



UNIVERSIDADE FEDERAL DO VALE DO SÃO FRANCISCO
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE COMPUTAÇÃO

JOSE ADOLFO DE CASTRO NETO

SISTEMA EMBARCADO PARA AQUISIÇÃO DE DADOS E
TELEMETRIA DE MINIFOGUETES INTERMEDIÁRIO E
AVANÇADO

JUAZEIRO - BA

2022

UNIVERSIDADE FEDERAL DO VALE DO SÃO FRANCISCO
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE COMPUTAÇÃO

JOSE ADOLFO DE CASTRO NETO

**SISTEMA EMBARCADO PARA AQUISIÇÃO DE DADOS E
TELEMETRIA DE MINIFOGUETES INTERMEDIÁRIO E
AVANÇADO**

Trabalho apresentado à Universidade Federal do Vale do São Francisco - Univasf, Campus Juazeiro, como requisito da obtenção do título de Bacharel em Engenharia de Computação.

Orientador: Prof. Dr. Max Santana Roemberg Farias

JUAZEIRO - BA

2022

ESTA SERÁ SUA FICHA CATALOGRÁFICA

ESTA SERÁ SUA FOLHA DE APROVAÇÃO

AGRADECIMENTOS

Eu agradeço primeiramente a Deus, por ter me permitido chegar até aqui com alegria e saúde. Aos meus pais Edeilton e Iolanda que me apoiaram durante tanto tempo. Agradeço aos meus colegas da universidade, no qual tive várias conversas interessantes ao longo da minha graduação. Agradeço aos professores das mais diversas disciplinas, tanto do colegiado de Engenharia da computação como também do colegiado de engenharia elétrica, pelo conhecimento compartilhado e ajuda oferecida, que me fez abrir os olhos e aumentar ainda mais a minha curiosidade sobre as diversas áreas do conhecimento. Agradeço ao meu orientador Max Santana, que aceitou me ajudar nesse trabalho de conclusão de curso, a Ruan de Medeiros e Ricardo Argenton, por aceitarem ser avaliadores da banca de defesa.

Se pude enxergar a tão grande distância, foi subindo nos ombros de gigantes.

Isaac Newton
Carta à Robert Hooke, 1676

RESUMO

Uma das fases mais importantes no desenvolvimento de minifoguetes depois da simulação é o teste prático. Esta fase validará de fato o desempenho que foi simulado, mas para isso é necessário ter um sistema embarcado dentro do minifoguete capaz de capturar as principais variáveis, armazená-las e transmiti-las para um computador em solo. A fim de contribuir com a equipe de foguetemodelismo chamada Cactus Rocket Design da Universidade Federal do Vale do São Francisco, este trabalho tem como objetivo a construção de dois sistemas. O primeiro sistema embarcado será responsável pela captura, armazenamento e envio por telemetria dos principais dados sobre o minifoguete. Já o segundo sistema será responsável por receber os dados e transmitir para um computador, para que possa ser armazenado em um arquivo txt, para futuros relatórios. Assim, evita-se a perda dos dados gravados no cartão micro SD caso ocorra à perda do foguete.

Palavras-chave: *Minifoguete, Sistema Embarcado, Cactus Rocket Design, Telemetria.*

ABSTRACT

One of the most important phases in the development of mini-rockets after the simulation is the practical test. This phase will in fact validate the performance that was simulated, but for that it is necessary to have an embedded system inside the mini-rocket capable of capturing the main variables, storing them and transmitting them to a computer on the ground. In order to contribute to the model rocket team called Cactus Rocket Design at the Universidade Federal do Vale do São Francisco, this work aims to build two systems. The first embedded system will be responsible for capturing, storing and telemetry sending the main data about the mini-rocket. The second system will be responsible for receiving the data and transmitting it to a computer, so that it can be stored in a txt file for future reports. Thus, the loss of data recorded on the micro SD card is avoided if the rocket is lost.

Key-words: *mini-rocket, Embedded System, Cactus Rocket Design, Telemetry* .

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Dr. Robert H. Goddard é mostrado em pé com o primeiro foguete de propulsão líquida do mundo em Auburn, MA, 16 de março de 1926. . .	13
Figura 2 – Míssil balístico V2 sendo preparado para lançamento em Cuxhaven, na Alemanha, 15 de outubro de 1945.	14
Figura 3 – O foguete Saturno V preparado para o lançamento da missão Apollo 8 do Centro Espacial Kennedy em 1968.	14
Figura 4 – Gráfico efeito aliasing em uma senoide.	18
Figura 5 – Onda senoidal quantizada em 4 bits.	19
Figura 6 – Tabela conversão Analógico Digital 4 bits.	20
Figura 7 – (a) Efeito do ruído sobre uma medida de corrente contínua de $0,9 * 10^{-15} A$. (b) Média das flutuações.	21
Figura 8 – (a) Conceito de acelerômetro mecânico linear. (b) Diagramas de tempo.	23
Figura 9 – Uma frequência-resposta de um acelerômetro onde f_0 é a frequência natural e f_{ref} é a frequência de referência.	24
Figura 10 – Giroscópio mecânico conceitual.	26
Figura 11 – Sensor BNO055 com os circuitos adicionais.	28
Figura 12 – Sensor BME280 com os circuitos adicionais.	29
Figura 13 – GPS NEO-6M com os circuitos adicionais e antena.	30
Figura 14 – Radio Lora E32-433T30D.	31
Figura 15 – Diagrama sistema embarcado do minifoguete.	32
Figura 16 – Diagrama sistema em solo.	33
Figura 17 – Fluxograma firmware do sistema contido no foguete.	35
Figura 18 – Fluxograma firmware do sistema no solo.	36

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Especificações do Modulo E32- 433T30D.	31
Tabela 2 – Tempo de resposta máxima dos sensores	33
Tabela 3 – Variáveis do sistema	34
Tabela 4 – Preço dos componentes para o sistema embarcado do foguete em 21/03/2022.	37
Tabela 5 – Preço dos componentes para o sistema embarcado em solo em 21/03/2022.	37
Tabela 6 – Preço total dos sistemas em 21/03/2022.	37
Tabela 7 – Cronograma das atividades previstas para o TCC II.	38

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

BAR	Brazilian Association of Rocketry (Associação Brasileira de Minifoguetes)
CI	Circuito Integrado
CTA	Centro Técnico Aeroespacial
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DOP	Dilution of precision (Diluição da precisão, ou diluição geométrica da precisão)
FM	Foguetemodelo
GPS	Sistema de Posicionamento Global
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
MFE	Minifoguete experimental
PCB	Printed Circuit Board (Placa de Circuito Impresso)
SNR	Signal to Noise Ratio (Razão sinal ruído)
VLM-1	Veículo lançador de microsatélites
VPP	Peak-to-peak voltage (tensão de pico a pico)
VLS	Veículo lançador de satélites

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	JUSTIFICATIVA	16
1.2	OBJETIVOS GERAIS	16
1.3	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	16
1.4	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	16
2	REFERENCIAL TEÓRICO	17
2.1	MINIFOGUETES	17
2.2	ANÁLISE DE SINAIS E SISTEMAS	18
2.2.1	Aliasing	18
2.2.2	Conversão analógica-digital	19
2.2.3	Razão sinal-ruído	21
2.3	SENSORES INERCIAIS	22
2.3.1	Acelerômetro	23
2.3.2	Giroscópio	26
2.4	MAGNETÔMETRO	27
2.5	INSTRUMENTAÇÃO ELETRÔNICA	28
2.5.1	Sensor BNO055	28
2.5.2	Sensor BME280	29
2.5.3	GPS NEO-6M	30
2.5.4	Radio Lora TM	31
3	MATERIAIS E MÉTODOS	32
3.1	ARQUITETURA DO SISTEMA EMBARCADO DO FOGUETE	32
3.2	ARQUITETURA DO SISTEMA EMBARCADO RECEPTOR	33
3.3	FIRMWARE	33
3.3.1	Firmware transmissor	35
3.3.2	Firmware Receptor	36
3.4	VIABILIDADE ECONÔMICA	37
3.5	CRONOGRAMA	38
	REFERÊNCIAS	39

1 INTRODUÇÃO

A admiração e a curiosidade da humanidade pelo espaço vêm desde a pré-história, mas apenas através das descobertas de Isaac Newton, no Cálculo e na Física há 300 anos, a humanidade pôde trilhar um caminho, ao menos teórico rumo ao espaço. Porém, as tecnologias básicas à exploração espacial como rádio, só foram inventadas já no final do século XIX, dois séculos depois das descobertas de Newton (BURGESS, 2021). No início do Século XX, o físico experimental Robert Goddard ansiava por provar que os foguetes poderiam ser motores no vácuo através da 3ª lei de Newton (ação e reação). Conseguindo construir e lançar o primeiro foguete de propulsão líquida em 1926 visto na figura 1.

Figura 1 – Dr. Robert H. Goddard é mostrado em pé com o primeiro foguete de propulsão líquida do mundo em Auburn, MA, 16 de março de 1926.



Fonte: AP (2022a).

Com o mundo entrando na Segunda Guerra Mundial, lamentavelmente a primeira aplicação dos foguetes não foi para o benefício da humanidade, sendo utilizado como meio de lançar bombas muito mais rápidas, sem os custos operacionais ou possíveis perdas de aviões e pilotos. Felizmente essa tecnologia só foi utilizada já no final da guerra, não causando tantos estragos. O míssil V2 mostrado na figura 2 foi desenvolvido pelo engenheiro mecânico alemão Wernher Von Braun, Arthur Rudolph, Kurt H. Debus e outros. Logo depois da guerra, o míssil V2 foi utilizado para outras finalidades, por exemplo, responsável por tirar a 1ª foto da terra a uma altitude acima da linha de Kármán ¹ aproximadamente 104 km, em 1946.

Figura 2 – Míssil balístico V2 sendo preparado para lançamento em Cuxhaven, na Alemanha, 15 de outubro de 1945.



Fonte: Oficial (2022).

Com o fim da Guerra, Países como os Estados Unidos (EUA) e a União Soviética (URSS) tiveram grande interesse nos cientistas e no projeto do V2, já que se tratava de uma tecnologia estratégica para o país. Tendo avanços significativos em ambos os lados como, no lado da URSS, o lançamento do primeiro satélite artificial da Terra, o Sputnik 1 em 1957, o primeiro homem e mulher a ficar na órbita da terra em 1961 e 1963, respectivamente. E pelo lado dos EUA, a chegada do homem à Lua, em 1969, através do foguete Saturno V como mostra a figura 3 (CARLEIAL, 2009).

Figura 3 – O foguete Saturno V preparado para o lançamento da missão Apollo 8 do Centro Espacial Kennedy em 1968.



Fonte: AP (2022b).

¹ Linha de Kármán é utilizado para definir o limite entre a atmosfera terrestre e o espaço exterior que fica a uma altitude de 100 km acima do nível do mar.

Já no Brasil, o Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) foi fundado em 1946, depois os principais institutos como o Centro Técnico Aeroespacial (CTA) e o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) em 1950. Esses centros e institutos foram criados visando obter a autossuficiência do Brasil na formação de profissionais qualificados para trabalhar na área da aeronáutica e aeroespacial. Porém, só na década de 1960, o Brasil deu início ao desenvolvimento dos primeiros foguetes. Como os de sondagem que tem o propósito de levar pequenas cargas úteis para a alta atmosfera, realizando pesquisas e experiências (PALMERIO, 2017).

O primeiro foi o Sonda I feito em 1967, o segundo o Sonda II em 1970 chegando a um apogeu ² de 96 km, depois o sonda III em 1976, com apogeu de 700 km. Até que em 1984 o auge da família com o sonda IV chegando a um apogeu de 700 km e conseguindo carregar até 500 kg de carga útil foi a base para a construção do Veículo lançador de satélites (VLS) (AEB, 2020).

Devido ao baixíssimo orçamento pelo governo e as grandes dificuldades na importação de componentes estratégicos devido aos embargos dos EUA, o programa do VLS só conseguiu realizar 3 tentativas com a última ocasionando a destruição da base e na morte de 21 pessoas em 2003. Ressurgindo apenas em 2010 o interesse em lançamentos de micro e nanossatélites e apenas em 2014 o Brasil em parceria com a Alemanha, deu início ao desenvolvendo do veículo de sondagem VS 50 que será base para a construção do veículo lançador de microssatélites (VLM-1). Com o novo projeto do VLM-1 o antigo VLS teve seu cancelamento definitivo em 2016 (PALMERIO, 2017).

Visando possibilitar que estudantes possam participar de atividades voltadas ao desenvolvimento aeroespacial, a COBRUF Association é uma iniciativa privada New Space criada em 2012 por 10 estudantes de graduação da UFABC e que tem uma forte influência na coordenação de diversas operações experimentais de lançamento de foguetes com a Força Aérea Brasileira. Além disso, ela é responsável por promover diversas competições de foguetemodelismo nacional e internacional, impulsionando assim, o conhecimento técnico de diversos estudantes brasileiros nessa área tão escassa de profissionais (COBRUF, 2022).

Com o intuito de que a Universidade Federal do Vale do São Francisco -(UNIVASF) também entrasse nessa competição de foguetemodelismo, a equipe Cactus Rockets Design foi criada em 2019, por estudantes e professores. Visando contribuir com a equipe para que ela consiga alcançar o seu objetivo de construir foguetes modelos intermediários e avançados, esse trabalho de conclusão de curso foi desenvolvido para ajudar na coleta de dados dos sensores e na telemetria dos foguetes modelos projetados pela Cactus Rockets.

² Apogeu na engenharia aeroespacial é a altura máxima em que o foguete pode atingir em relação a terra depois que todo o seu combustível é queimado.

1.1 JUSTIFICATIVA

A competição de foguetes organizada pela COBRUF dá a possibilidade para que estudantes de engenharia possam entrar em contato com o ambiente da engenharia aeroespacial, onde as necessidades e as exigências aos sistemas embarcados estão cada vez mais altas. Com o intuito de contribuir com a equipe Cactus Rockts em seu objetivo de construir foguetes intermediários e avançados, propomos um sistema embarcado para o foguete e um sistema externo no solo para receber os dados via telemetria. Através do sistema será possível obter os dados necessários para validar os cálculos e simulações feitas pela equipe e assim facilitar a identificação de erros de projeto e consequentemente favorecer melhorias futuras no desempenho dos foguetes projetados pela equipe Cactus Rockts.

1.2 OBJETIVOS GERAIS

Possibilitar que a equipe de foguetemodelismo chamada Cactus Rockets Design da Universidade Federal do Vale do São Francisco possa obter os dados relevantes sobre os foguetes projetados. E assim, ser capaz de verificar se seus cálculos e simulações estão de acordo com a realidade mensurada de seus protótipos.

1.3 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Definir quais parâmetros são necessários e os sensores para mensurar tais parâmetros;
- Definir qual o microcontrolador será utilizado com base em um custo-benefício;
- Definir qual rádio apresenta um melhor custo-benefício para o projeto;
- Teste em bancada dos sensores;
- Teste em bancada do rádio;
- Teste do rádio em campo aberto para obter uma estimativa do alcance;
- Desenvolver o protótipo.

1.4 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

O presente trabalho foi dividido em 3 etapas. A primeira etapa, trata-se de um resumo da história do foguete no mundo e no Brasil e a motivação para o desenvolvimento deste projeto. Na segunda, etapa é desenvolvida a fundamentação teórica que servirá como base para a realização deste trabalho. Por fim, a terceira etapa relata a metodologia utilizada neste projeto. Tendo no final da terceira etapa, um cronograma de atividades a serem executadas no Trabalho de conclusão II (TCC II).

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 MINIFOGUETES

Segundo a Brazilian Association of Rocketry (BAR) ou Associação Brasileira de Minifoguetes, os minifoguetes são definidos como foguetes cujo apogeu seja inferior a 12 *km*, acima dessa altitude passa a ser considerado um foguete real de grande porte como os foguetes-sonda e os foguetes lançadores. Esses minifoguetes são divididos em duas categorias:

- Foguetemodelo (FM): Que são minifoguetes construídos com motores comerciais inferiores a 160 *N.s* de impulso total e que usam materiais não metálicos de densidade baixa como madeira balsa, plásticos, borracha, isopor, fibra de vidro, fibra de carbono etc.
- Minifoguete experimental (MFE): minifoguete sem restrições quanto aos materiais empregados e que usa motor-foguete experimental (não comercial). Também é considerado um MFE o minifoguete que usa motor-foguete comercial acima de 160 *N.s* de impulso total.

Já o grupo de pessoas que projeta, monta, lança e recupera minifoguetes são divididos em quatro categorias:

- Iniciante: FM com apogeu inferior a 300 metros.
- Básico: FME com apogeu inferior a 300 metros.
- Intermediário: FM ou FME com apogeu a partir de 300 metros e inferior a 1 km.
- Avançado: FM ou FME com apogeu a partir de 1 km e inferior a 12 km.

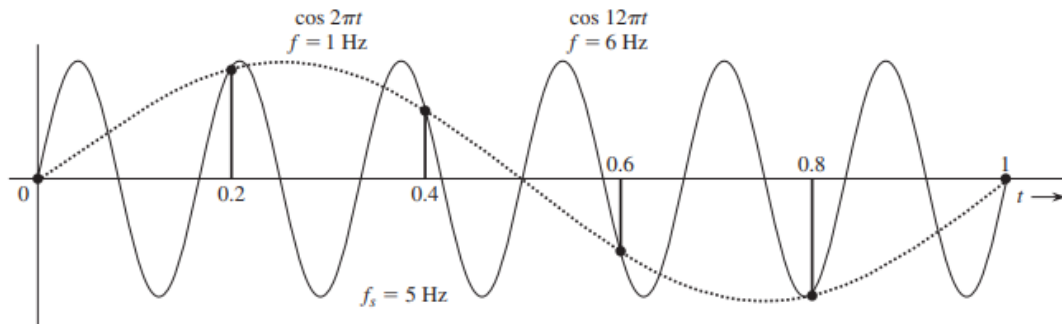
Vale destacar, que o grupo avançado é subdividido de acordo com o máximo apogeu alcançado pelo grupo em *km*, ou seja, 1*k*, 2*k*, 3*k* etc. O apogeu em *km* deve ser truncado. Por exemplo, um grupo que tenha conseguido um apogeu de 1700 metros com o seu minifoguete, será denominado grupo de minifoguetes avançado-1*k* (BAR, 2022).

2.2 ANÁLISE DE SINAIS E SISTEMAS

2.2.1 Aliasing

O efeito do aliasing é um fenômeno que ocorre quando duas senóides analógicas totalmente diferentes assumem a mesma identidade em tempo discreto, como é possível ver no exemplo da figura 4, que a frequência de 6 Hz está sendo medida como 1 Hz devido a taxa de amostragem f_s ser apenas 5 Hz . Isso normalmente acontece quando a frequência medida se aproxima da frequência de amostragem, causando ambiguidade no processamento digital de sinais e consequentemente tornando impossível determinar a verdadeira frequência do sinal amostrado (LATHI; GREEN, 2018).

Figura 4 – Gráfico efeito aliasing em uma senoide.



Fonte: Lathi e Green (2018, p. 795).

De acordo com o teorema de Nyquist–Shannon onde f_s é a taxa de amostragem e f_h é a maior frequência a ser processada diz que:

$$f_s = \frac{1}{T} > 2f_h \quad (2.1)$$

Então no exemplo da figura 4 a taxa de amostragem deveria ser maior do que 12 Hz para que em tempo discreto o sinal de frequência 6 Hz fosse processada corretamente (LATHI; GREEN, 2018).

2.2.2 Conversão analógica-digital

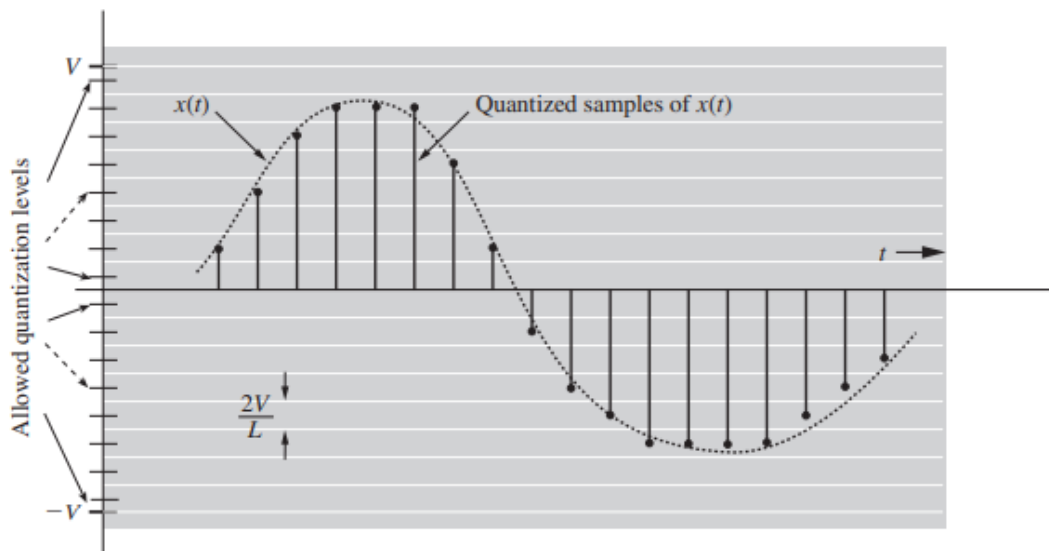
Um sinal analógico é composto por duas variáveis básicas que são a frequência em Hertz (Hz) e a amplitude do sinal em Volts (v). Essas duas variáveis podem assumir qualquer valor em uma faixa contínua, ou seja, um sinal analógico pode assumir infinitos valores diferentes de amplitude e de frequência. Já um sinal digital é finito tanto em amplitude e frequência. Se tratando da amplitude, essa pode assumir apenas valores específicos de amplitude chamados de (L), que são determinados pela quantidade de bits de resolução (b) do conversor A/D (LATHI; GREEN, 2018).

$$2^b = L \quad (2.2)$$

$$b = \log_2 L \quad (2.3)$$

Então para converter um sinal analógico em um sinal digital é preciso saber a frequência máxima do sinal a ser medido e utilizar uma taxa de amostragem corretamente como visto na subseção 2.2.1 e saber a resolução que se deseja ter para a quantização da amplitude do sinal, ou seja, o arredondamento máximo permitido.

Figura 5 – Onda senoidal quantizada em 4 bits.



Fonte: Lathi e Green (2018, p. 800).

Tendo como exemplo um conversor A/D de 4 bits, esse possui $L = 2^4 = 16$ estados de amplitude diferente. Como mostra o gráfico da figura 5, o sinal analógico foi repartido em 16 níveis de amplitude diferentes e cada nível foi convertido em um código binário como mostra a tabela da figura 6.

Figura 6 – Tabela conversão Analógico Digital 4 bits.

Digit	Binary equivalent	Pulse code waveform
0	0000	
1	0001	
2	0010	
3	0011	
4	0100	
5	0101	
6	0110	
7	0111	
8	1000	
9	1001	
10	1010	
11	1011	
12	1100	
13	1101	
14	1110	
15	1111	

Fonte: Lathi e Green (2018, p. 800*).

Supondo que a tensão de pico a pico (V_{PP}) do sinal fosse de 4 v , então a tensão de entrada do conversor teria de ser no mínimo igual ou maior que 4 v , mas vamos assumir por padrão 5 volts . Utilizando a equação 2.2 se conclui que o conversor apresenta $L = 16$ estados de quantização. Então para saber a resolução basta dividir a tensão máxima por L .

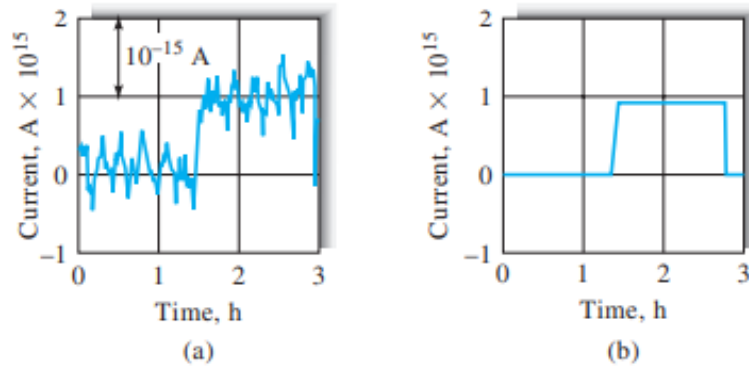
$$\frac{5\text{ v}}{2^4} = 0,3125\text{ v} \quad (2.4)$$

Com isso podemos observar que um conversor de 4 bits tem como escala $0,312\text{ v}$. Caso a aplicação necessitasse medir $0,1\text{ v}$ esse conversor de 4 bits iria ler como 0 v , substituindo o conversor de 4 bits por um de 8 bits, por exemplo, esse teria uma escala de $0,0195\text{ v}$ e para medir $0,1\text{ V}$ iria apresentar um erro de $0,00234\text{ v}$. Caso esse erro não fosse permitido precisaríamos de um conversor A/D com uma resolução ainda maior (LATHI; GREEN, 2018).

2.2.3 Razão sinal-ruído

Todas as medidas analíticas possuem dois componentes. Um sinal que carrega a informação útil e o outro componente que é formado por informações indesejadas que é chamado de Ruído. A razão sinal ruído, do inglês Signal to Noise Ratio (SNR), é mais usada do que o valor apenas do ruído. Isso porque, o valor SNR indica o quanto de impureza o sinal desejado possui, como é mostrado no exemplo da figura 7a em comparação ao sinal teórico mostrado na figura 7b (SKOOG; HOLLER; CROUCH, 2016, p. 98).

Figura 7 – (a) Efeito do ruído sobre uma medida de corrente contínua de $0,9 \times 10^{-15} A$.
(b) Média das flutuações.



Fonte: Skoog, Holler e Crouch (2016, p. 99).

A relação sinal ruído é expressa em decibéis. Como se trata de uma escala logarítmica, o SNR é obtido através da seguinte forma:

$$P_{sinal,dB} = 10 \log(P_{sinal}) \quad (2.5)$$

$$P_{ruído,dB} = 10 \log(P_{ruído}) \quad (2.6)$$

$$SNR_{dB} = 10 \log\left(\frac{P_{sinal}}{P_{ruído}}\right) \quad (2.7)$$

2.3 SENSORES INERCIAIS

De acordo com a segunda lei de Newton conhecida como princípio fundamental da dinâmica, afirma que a força resultante (F) que atua sobre um corpo é igual ao produto de sua massa (m) pela aceleração (a). Se rearranjarmos a equação temos:

$$a = \frac{F}{m} \quad (2.8)$$

Existindo uma relação entre a aceleração, a velocidade (v) e a posição (x) do objeto por meio de suas derivadas:

$$v = f'(x) = \frac{dx}{dt} \quad (2.9)$$

$$a = v'(x) = \frac{d^2x}{dt^2} \quad (2.10)$$

Apesar de existir essa relação entre as grandezas, a utilização de derivadas em ambientes que contem ruído para se obter a velocidade e a aceleração a partir da derivada da posição terá como resultado erros elevados. Por causa disso, a velocidade e aceleração não são derivadas de sensores de posição, mas sim por sensores inerciais (FRADEN, 2015, 380).

Os sensores inerciais têm como finalidade a obtenção completa do movimento de um objeto sólido por meio de duas grandezas físicas vetoriais acessíveis que são a aceleração e a velocidade ao redor dos três eixos ortogonais X, Y e Z. Os principais sensores inerciais existentes são os acelerômetros utilizados para se obter a aceleração em $a = m/s^2$ e os giroscópios utilizados para obtenção das velocidades angulares em $\omega = rad/s$ (KORVINK; PAUL, 2006, p. 527).

2.3.1 Acelerômetro

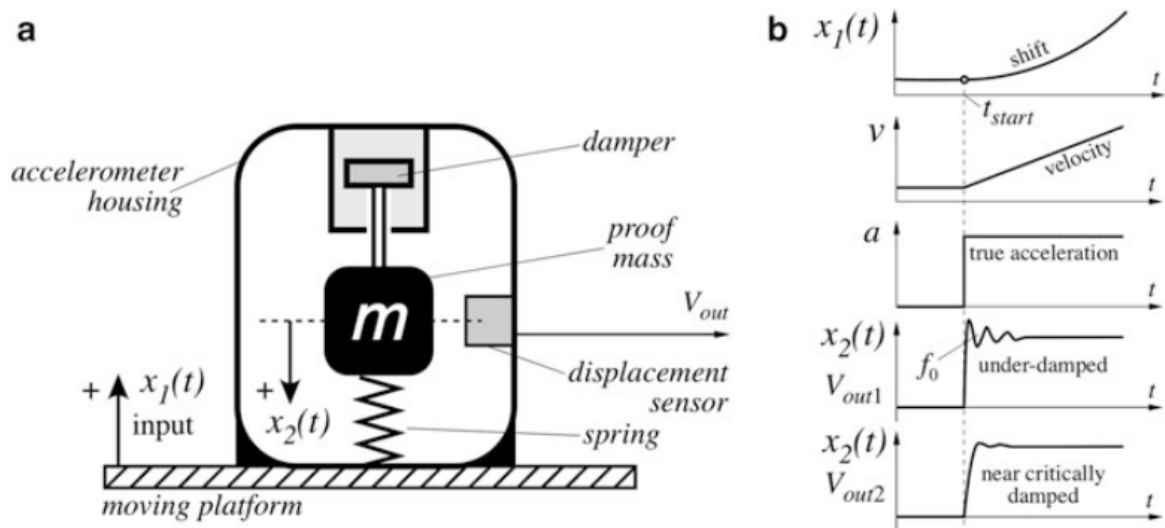
Os acelerômetros lineares pertencem à classe dos sensores inerciais que não requerem referência a um sistema de coordenadas estacionário. Normalmente se utiliza três acelerômetros ortogonais com o intuito de medir a aceleração linear em cada eixo do espaço incluindo a gravidade. Assim, um acelerômetro típico deve responder a várias formas de acelerações desde movimento lentos, fortes a impactos e vibrações. Um fato interessante é que ao processar os sinais desses dispositivos é possível rastrear a posição e orientação de um objeto em movimento (FRADEN, 2015).

Os acelerômetros mecânicos consistem em um sistema massa-mola com um sensor de deslocamento interno como mostra a figura 8a. Como a massa de prova (m), a constante elástica da mola (k), e o valor do deslocamento (Δx) provocado pela aceleração são conhecidos, a obtenção do valor da aceleração se torna possível utilizando as equações de Hooke e a segunda lei de Newton.

$$F = -k \cdot \Delta x \quad (2.11)$$

$$a = \frac{-k \cdot \Delta x}{m} \quad (2.12)$$

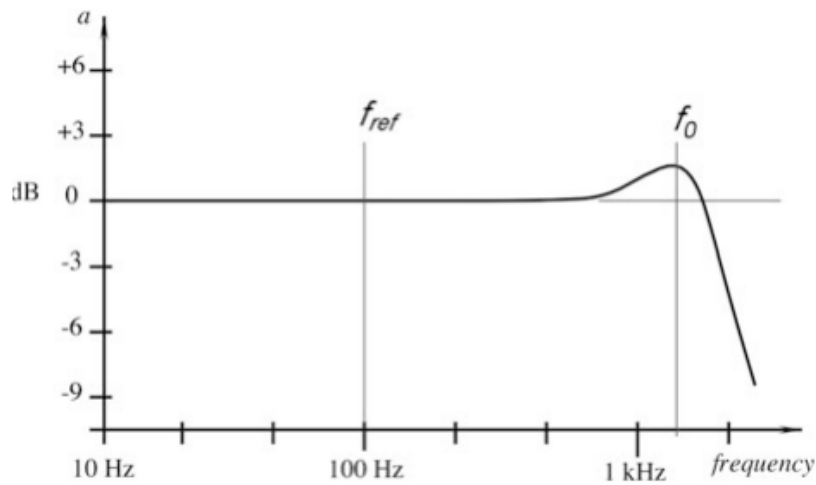
Figura 8 – (a) Conceito de acelerômetro mecânico linear. (b) Diagramas de tempo.



Fonte: Fraden (2015, p. 393).

Um bom acelerômetro deve ter dois parâmetros bem identificados que são a frequência ressonante ou frequência natural e uma faixa de resposta de frequência plana onde a medição da aceleração se torna mais precisa sem distorções provocadas pelas características de frequência do acelerômetro como é mostrado na figura 9. No entanto, quando a frequência medida é muito maior do que o limite de largura de banda de operação do acelerômetro, um filtro passa-baixa é necessário para filtrar o sinal (FRADEN, 2015).

Figura 9 – Uma frequência-resposta de um acelerômetro onde f_0 é a frequência natural e f_{ref} é a frequência de referência.



Fonte: Fraden (2015, p. 396).

Como o sistema apresenta uma massa, uma mola e um amortecedor interno, com a finalidade de consumir a energia fornecida a mola pela aceleração, fazendo com que a massa volte a sua posição inicial (sem aceleração). O sistema irá se comportar como um oscilador, tendo características estáticas e dinâmicas. Uma das características estáticas mais importantes é a sensibilidade estática (S) dada por:

$$S = \frac{m}{k} = \frac{1}{\omega_0^2} = \frac{1}{(2\pi f_0)^2} \quad (2.13)$$

Onde o S é inversamente proporcional ao quadrado da frequência natural (f_0) em Hz. Outra característica estática é o coeficiente de amortecimento b que é definido através do parâmetro ζ chamado de razão de amortecimento

$$b = 2\zeta\sqrt{km} \quad (2.14)$$

Levando em conta todas as forças que atuam na massa de prova (força de inércia, força da mola, e amortecimento) a equação diferencial linear de segunda ordem que descreve

esse sistema é:

$$m \frac{d^2 x_2}{dt^2} + b \left(\frac{dx_2}{dt} - \frac{dx_1}{dt} \right) + k(x_2 - x_1) = 0 \quad (2.15)$$

Chamando $x_2 - x_1 = \Delta x$ que é o deslocamento relativo da massa de prova sendo traduzida pelo sensor de deslocamento como uma tensão de saída V_{out} . Então, a equação 2.15 pode ser reescrito como

$$m \frac{d^2 \Delta x}{dt^2} + b \frac{d\Delta x}{dt} + k\Delta x = -ma = -F \quad (2.16)$$

Tendo como solução da equação 2.16 para um deslocamento relativo $\Delta x(t)$:

$$\Delta x(t) = B e^{-\zeta \sqrt{t \frac{k}{m}}} \sin(2\pi f_d t + \varphi) - Sa \quad (2.17)$$

Onde o fator B e o deslocamento de fase φ , dependem da posição da massa de prova no momento do início da aceleração. A frequência amortecida f_d é diferente da frequência natural f_0 e só é valida para $\zeta < 1$ definida como:

$$f_d = f_0 \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (2.18)$$

Várias conclusões podem ser tiradas da solução 2.17, como a saída ter uma natureza oscilatória decadente caracterizada pela primeira soma, sendo que a taxa de decaimento é exponencial com uma constante de tempo:

$$\tau = \frac{1}{\zeta} \sqrt{\frac{m}{k}} \quad (2.19)$$

É observável que pela equação 2.19, quanto maior a razão de amortecimento ζ , mais rápido as oscilações indesejadas desaparecem. Porém, a medida que ζ fica maior que 1, o acelerômetro fica menos sensível e conseqüentemente mais lento. A melhor condição é quando ($\zeta \approx 1$), apresentando uma resposta crítica ou quase criticamente amortecida se comportando da forma mais aproximada da verdadeira aceleração como é mostrado no gráfico de V_{out2} da figura 8b (FRADEN, 2015).

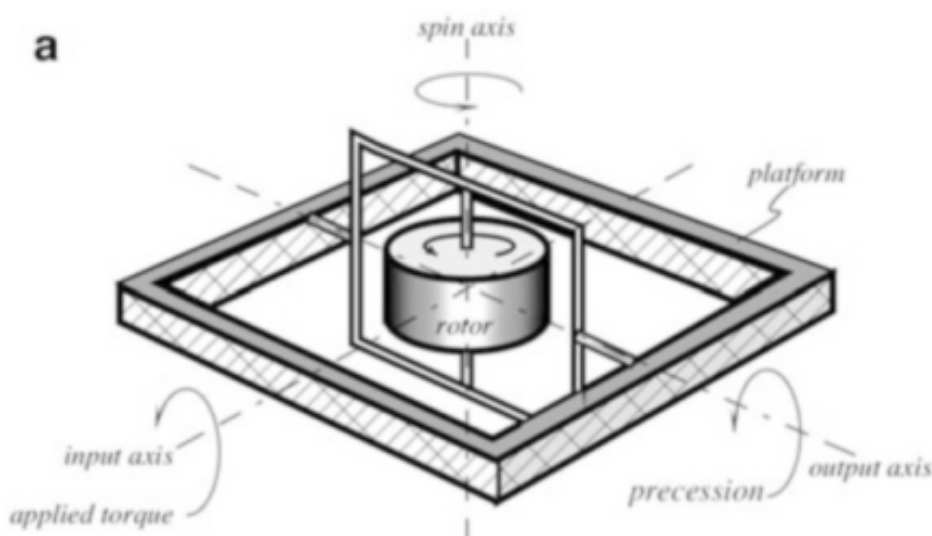
Vale ressaltar que a sensibilidade de um acelerômetro é a razão de uma saída elétrica para a entrada mecânica, expresso em volts por unidade de aceleração. Por exemplo, a sensibilidade pode ser especificada como $1V/g$ (unidade de aceleração: $g = 9,806 \text{ m/s}^2$ ao nível do mar. Ela é tipicamente medida em uma única frequência de referência na forma de onda senoidal (KORVINK; PAUL, 2006).

2.3.2 Giroscópio

Os giroscópios pertencem à classe dos sensores rotativos inerciais. Este sensor é um dispositivo responsável por "guardar a direção", isso significa que ele produz um sinal na saída sempre que a velocidade angular se desvia de zero, o que acontece quando a plataforma começa a girar. O funcionamento do giroscópio tem como base o princípio fundamental da conservação do momento angular, que diz que em qualquer sistema de partículas, o momento angular total do sistema em relação a qualquer ponto fixo no espaço permanece constante, desde que nenhuma força externa aja sobre o sistema. Um sensor inercial rotativo completo normalmente contém três giroscópios de taxa ortogonal, medindo as velocidades angulares em cada eixo. (FRADEN, 2015).

Um giroscópio mecânico é composto por um disco maciço livre para girar em torno de um eixo de rotação, que está confinado dentro de uma estrutura que é livre para girar em torno de um ou dois eixos como mostra a figura 10. Assim, dependendo do número de eixos rotativos, um giroscópio pode ser de um ou dois graus de liberdade.

Figura 10 – Giroscópio mecânico conceitual.



Fonte: Fraden (2015, p. 386).

Esse dispositivo inercial rotativo, pode ser feito para fornecer um torque (ou sinal de saída) que é proporcional a velocidade angular em torno de um eixo perpendicular ao eixo de rotação. Quando o rotor gira livremente, ele tende a preservar sua posição axial. Se a plataforma do giroscópio gira em torno do eixo de entrada, o giroscópio desenvolverá um torque em torno de um eixo perpendicular (saída), girando assim, seu eixo de rotação em torno do eixo de saída. Esse fenômeno é chamado de precessão de um giroscópio, e isso

pode ser explicado pela lei de Newton do movimento para rotação, onde a taxa de tempo de mudança do momento angular sobre qualquer eixo é igual ao torque aplicado em torno do eixo dado. Ou seja, quando um torque T é aplicado em torno do eixo de entrada, e a velocidade ω do rotor é mantida constante, o momento angular do rotor pode ser alterado apenas girando a projeção do eixo de rotação em relação ao eixo de entrada.

$$T = I\omega\Omega \quad (2.20)$$

Como mostra a equação 2.20, a taxa de rotação do eixo de rotação em torno do eixo de saída é proporcional ao torque aplicado, onde Ω é a velocidade angular sobre o eixo de saída e I é a inércia de um giroscópio em torno do eixo de rotação. Se tratando da precisão de um giroscópio mecânico, esta depende muito dos efeitos que podem causar torques adicionais indesejados que pode causar desvios. As fontes destes problemas são o atrito, rotor desbalanceado, efeitos magnéticos, etc (FRADEN, 2015).

Outros métodos para detectar uma direção e velocidade angular foram desenvolvidos, por exemplo, o Sistema de Posicionamento Global (GPS), mas, ele simplesmente não pode ser empregado no espaço, debaixo d'água, em túneis, dentro de prédios, ou sempre que o tamanho e custo forem de uma importância primordial. Além disso, a resolução espacial do GPS quase não é suficiente para muitos dispositivos e isso torna o uso de um giroscópio bastante relevante principalmente em mísseis e foguetes (KORVINK; PAUL, 2006).

2.4 MAGNETÔMETRO

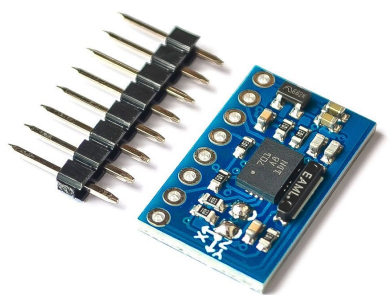
O sensor magnetômetro atua como uma bússola digital sendo utilizado para aferir a intensidade, direção e sentido de campos magnéticos em sua proximidade. Na ausência de campos eletromagnéticos locais fortes, essas medições serão do ambiente, no caso, detectando o campo magnético da Terra e permitindo assim que o sensor determine a sua direção em relação ao Polo Norte geomagnético. Vale lembrar que a direção geomagnética e a verdadeira direção em relação ao Polo Norte geográfico pode variar por várias dezenas de graus, dependendo da localização no planeta. Normalmente esse tipo de sensor retorna a intensidade do campo eletromagnético em Microtesla (μT), nas três coordenadas X,Y e Z (JEPSON, 2011).

2.5 INSTRUMENTAÇÃO ELETRÔNICA

2.5.1 Sensor BNO055

O BNO055 é um System in Package (SiP), desenvolvido pela empresa BOSCH. Esse circuito integrado contém um acelerômetro triaxial de 14 bits de resolução, um Giroscópio de 16 bits de resolução com alcance de ± 2000 graus por segundo, um sensor geomagnético triaxial e um microcontrolador córtex M0+ de 32 bits executando o software de fusão de sensores Bosch Sensortec, que é responsável por corrigir e integrar as informações dos 3 sensores em um único encapsulamento (BOSCH, 2021).

Figura 11 – Sensor BNO055 com os circuitos adicionais.



Fonte: Site Aliexpress

O Circuito Integrado CI montado no modulo da figura 11 possui quatro vantagens em relação a utilização de três sensores separados:

1. Redução de espaço e peso adicionado ao foguete;
2. Redução de processamento do microcontrolador principal;
3. Redução de falhas de comunicação devido a redução de componentes eletrônicos na placa de circuito impresso PCB;
4. Redução da complexidade de desenvolvimento de software e hardware.

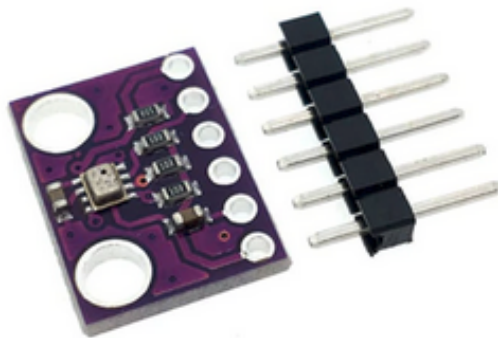
2.5.2 Sensor BME280

O BME280 é um sensor três em um desenvolvido pela empresa BOSCH. Esse dispositivo apresenta um sensor de pressão atmosférico com range de 300 à 1100 hPa , um sensor de umidade com range de 0 à 100% umidade relativa e um sensor de temperatura com range de -40 à $+85$ $^{\circ}C$ (BOSCH., 2021).

$$P = \rho gh \quad (2.21)$$

De acordo com a equação 2.21, onde $P = \text{pressão}$, $\rho = \text{densidade do ar}$ e $h = \text{altura}$. É observável que a densidade do ar interfere na pressão medida, de acordo com a lei dos gases, a temperatura e umidade interferem na densidade do gases, logo o sensor BME280 visto na figura 12 se torna um altímetro mais preciso do que o BMP280 que só conta com o sensor de pressão atmosférica e consequentemente não pode corrigir os efeitos causados na pressão pela temperatura e umidade do ar (HALLIDAY; RESNICK, 2010, p. 465).

Figura 12 – Sensor BME280 com os circuitos adicionais.



Fonte: Site Aliexpress

Assim como o sensor BNO055 apresentado na subseção 2.5.1, o Circuito Integrado CI montado no modulo da figura 12 possui vantagens em relação a utilização de três sensores separados:

1. Redução de espaço e peso adicionado ao foguete;
2. Redução de falhas de comunicação devido a redução de componentes eletrônicos na placa de circuito impresso PCB;
3. Redução da complexidade de desenvolvimento de hardware.

2.5.3 GPS NEO-6M

O modulo NEO-6M é um sistema de posicionamento Global (GPS) que tem suporte até 50 canais de satélites geoestacionários, taxa de navegação máxima até 5 Hz , precisão horizontal de $2,5\text{ m}$ e podendo operar em uma faixa de -40 à $+80\text{ }^{\circ}\text{C}$ (UBLOX, 2022). Esse modulo por padrão retorna o seguinte protocolo NMEA de mensagens:

1. GSV = O número de satélites disponíveis, o número de identificação por satélite, elevação, azimuth e valores SNR.
2. RMC = Dados de hora, data, posição, curso e velocidade.
3. GSA = Modo de operação do receptor GPS, satélites usados na solução de posição, " e valores DOP.
4. GGA = Dados de tempo, posição e correção dos dados.
5. GLL = Latitude, longitude, tempo UTC de correção de posição e status
6. VTG = Informações de curso e velocidade relativas ao solo.

Como mostra a figura 13, este modulo por ser pequeno e leve tem a vantagem de não impactar demasiadamente no desempenho do foguete. Vale destacar que apesar deste modulo apresentar uma taxa de atualização baixa na ordem de 5 Hz , não é tão relevante para o projeto adicionar um GPS com uma taxa de atualização mais alta como é o caso do NEO-7M com taxa de 10 Hz ou NEO-8M com taxa de 15 Hz e consequentemente aumentar o custo do projeto, já que sua função principal é ajudar na localização do foguete.

Figura 13 – GPS NEO-6M com os circuitos adicionais e antena.



Fonte: Site Aliexpress

2.5.4 Radio LoraTM

O modulo de rádio frequência RF lora é uma boa escolha devido as suas características benéficas como uma taxa de transferência variável o que possibilita a troca de largura de banda por alcance e também pelo seu custo benefício. Por padrão ele apresenta uma taxa de transferência de dados de 2,4 *kbps* o que é mais do que suficiente para transmitir os dados dos sensores do foguete para o solo (EBYTE, 2019).

Como mostra a figura 14 esse modulo é relativamente pequeno e leve, se tornando uma escolha ideal por não interferir no desempenho do foguete. Além disso, segundo o datasheet o modulo pode atingir um alcance de até 8 *km* o que significa que poderá suprir as necessidades tanto de foguetemodelos de porte iniciante e intermediário.

Figura 14 – Radio Lora E32-433T30D.



Fonte: O autor.

Como mostra a tabela 1 retirado do datasheet é possível ver as principais características do modulo entre elas a frequência de transmissão trabalhando dentro de 410 *MHz* até 441 *MHz*, por padrão 433 *MHz*, que é uma frequência de grande interesse já que ela não sofre tamanha interferência causada por inúmeros outros dispositivos operando na mesma faixa de frequência como é o caso de aparelhos em 2,4 *GHz*.

Tabela 1 – Especificações do Modulo E32- 433T30D.

Model	Core IC	Frequency Hz	Tx Power dBm	Distance km	Date Rate	Interfece
E32-433T30D	SX1278	433M	30	8	0.3k 19.2k	SMA-K

Fonte: EBYTE (2019, p. 17)

3 MATERIAIS E MÉTODOS

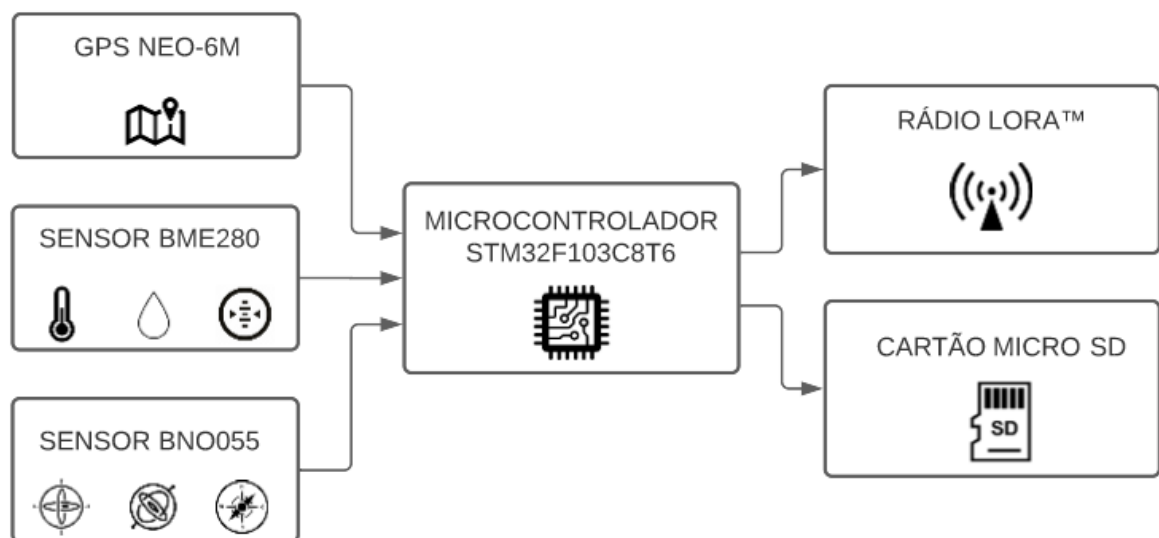
3.1 ARQUITETURA DO SISTEMA EMBARCADO DO FOGUETE

Com o intuito de capturar as principais grandezas produzidas pelo minifoguete e reduzir a massa e o volume ocupado pelo sistema, foi escolhido sensores capazes de mensurar mais de uma variável em um único encapsulamento e assim reduzir a necessidade de vários sensores separados.

O microcontrolador foi escolhido tomando como base um custo-benefício melhor do que o atmega328p, que é bastante popular na plataforma arduino. Na data 05/04/2022, esse microcontrolador pode ser encontrado na loja Aliexpress por 47,31 reais, já o STM32f103C8T6 por 36,47. Além da redução de custo, o microcontrolador escolhido apresenta dez vezes mais memória SRAM, mais periféricos, processamento em 32 *bits* contra 8 *bits* e execução das instruções com clock de 72 *MHz* contra 16 *MHz* do atmega328p.

Por fim, o rádio selecionado foi o modulo Lora, por apresentar um baixo custo e possuir um longo alcance de até 8 *km*, possibilitando assim, seu uso em minifoguetes avançados. Com esses componentes escolhidos, foi projetado o diagrama mostrado na figura 15, que representa um sistema simples de entrada de dados através dos sensores, pre-processamento desses dados pelo microcontrolador e por fim a saída através da gravação em um cartão micro SD e o envio pelo rádio.

Figura 15 – Diagrama sistema embarcado do minifoguete.



Fonte: O autor.

3.2 ARQUITETURA DO SISTEMA EMBARCADO RECEPTOR

O sistema receptor é mais simples do que o sistema transmissor contido no foguete, porque, a única função desse sistema é repassar os dados recebidos do foguete para o computador. Como mostra o diagrama da figura 16, esse sistema possui apenas um módulo de rádio Lora na configuração receptor e um microcontrolador responsável por comunicar com o computador.

Figura 16 – Diagrama sistema em solo.



Fonte: O autor.

3.3 FIRMWARE

Como o sistema a ser projetado tem a finalidade de obter dados de um objeto com altas velocidades. É de extrema importância conhecer os limites impostos por componente, e assim, projetar um firmware capaz de extrair o máximo de cada componente. Com base no datasheet de cada sensor foi possível obter a taxa de atualização máxima e montar a tabela 2.

Tabela 2 – Tempo de resposta máxima dos sensores

		Taxa de atualização	
		Hertz	Milissegundos
Sensor BNO055	Acelerômetro	100	10
	Giroscópio	100	10
	Magnetômetro	20	50
Sensor BME280	Barômetro	25	40
	Umidade	25	40
	Temperatura	25	40
GPS NEO-6M	Geolocalização	5	200

Fonte: O autor

Através da tabela 2, é possível identificar que o GPS é o componente de entrada com maior lentidão, chegando a ser 20 vezes mais lento do que o acelerômetro. Portanto, para uma leitura sequencial dos sensores, o GPS é o gargalo na entrada do sistema, forçando o sistema a operar a taxa de atualização de 5 Hz .

Porém, existe um outro fator a ser considerado que é o volume máximo de dados que a saída do sistema suporta, através do rádio e do cartão micro SD. Como o cartão micro SD de menor classe (Classe 2) trabalha com pelo menos 2 MB/s (megabytes por segundo), este não afetará o sistema. Mas, segundo o datasheet do Rádio Lora, a taxa de envio padrão que o modulo consegue enviar é de 2,4 $kbps$ ou 300 $Bytes/s$, sendo bastante inferior ao cartão. De acordo com a tabela 3, que mostra o volume total das variáveis a serem enviadas e com o valor máximo que o rádio suporta, temos que:

$$\text{Taxa de atualização do rádio} = \frac{300}{72} = 4,16 \approx 4 \text{ Hz} \quad (3.1)$$

Então o gargalo do sistema não será pelo GPS, mas sim, na saída dos dados pelo rádio. Limitando o sistema a operar em uma taxa máxima de 4 ciclos de dados por segundo ou 250 milissegundo por ciclo.

Tabela 3 – Variáveis do sistema

		Tipo	Bytes
Acelerômetro	X	Float	4
	Y	Float	4
	Z	Float	4
Giroscópio	X	Float	4
	Y	Float	4
	Z	Float	4
Magnetômetro	X	Float	4
	Y	Float	4
	Z	Float	4
Barômetro	A	Float	4
Umidade	U	Float	4
Temperatura	T	Float	4
GPS	Latitude	Float	4
	Longitude	Float	4
	Altitude	Float	4
	Velocidade	Float	4
	Satélites	Int	4
	Horário	Unsigned long	4

Total	72
--------------	-----------

Fonte: O autor

3.3.1 Firmware transmissor

Como o sistema estará limitado em uma taxa de 250 milissegundos por ciclo, devido ao gargalo na saída do sistema, não será possível adicionar buffers para os sensores com maior taxa de atualização, e aproveitar os dados gerados no intervalo dos sensores de maior latência, por isso, o fluxo do firmware será sequencial como mostra a figura 17.

Figura 17 – Fluxograma firmware do sistema contido no foguete.

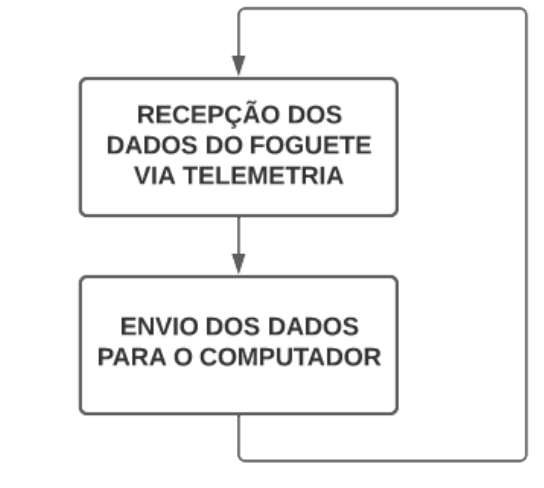


Fonte: O autor.

3.3.2 Firmware Receptor

Por se tratar de um sistema cuja finalidade é apenas receber os dados do foguete e enviar os dados para um computador, o firmware do receptor é mais simples do que o firmware do transmissor como é mostrado na figura 18.

Figura 18 – Fluxograma firmware do sistema no solo.



Fonte: O autor.

3.4 VIABILIDADE ECONÔMICA

A viabilidade econômica é um fator importante para este projeto, visto que o recurso financeiro obtido pela equipe tem como origem principal as doações pessoais. Então, todos os componentes foram escolhidos tendo em vista o melhor custo-benefício. O orçamento foi realizado para o sistema embarcado do foguete mostrado na tabela 4, para o sistema em solo mostrado na tabela 5 e por fim o valor total do projeto visto na tabela 6.

Tabela 4 – Preço dos componentes para o sistema embarcado do foguete em 21/03/2022.

Componente	Preço + Frete	
	(USD)	(BRL)
STM32F103C8	6.92	36,47
V2 Link	6.92	36,47
GPS NEO-6M	8.33	43,56
Sensor BNO055	39.49	208,13
Sensor BME280	9.59	50,46
Radio Lora	20.72	66,04
2 Antena radio lora	8.00	41,53
Total	99.97	482,66

Fonte: O autor.

Devido a escassez de circuitos eletrônicos e ao aumento do dólar de 4,30 em 11/02/2020 para 5,02 em 2022 causado pela pandemia alguns dos sensores ficaram bastante caros comparado com o valor adquirido no ano de 2020, como é o caso do sensor BNO055 que foi adquirido por 7.22 dólares em 2020 e no ano de 2022 está por 39.49 dólares.

Tabela 5 – Preço dos componentes para o sistema embarcado em solo em 21/03/2022.

Componente	Preço + Frete	
	(USD)	(BRL)
STM32F103C8	6.92	36,47
Radio Lora	20.72	66,04
Total	27.64	102,51

Fonte: O autor.

Tabela 6 – Preço total dos sistemas em 21/03/2022.

Componente	Preço + Frete	
	(USD)	(BRL)
Sistema embarcado do foguete	99.97	482,66
Sistema embarcado em solo	27.64	102,51
Total	127.61	585,17

Fonte: O autor.

3.5 CRONOGRAMA

A Tabela 7 mostra o cronograma de atividades a serem executadas para o Trabalho de Conclusão II (TCC II), com base no calendário do período 2021.2 da UNIVASF, definido pelo Calendário Acadêmico 2021 da instituição.

Tabela 7 – Cronograma das atividades previstas para o TCC II.

Atividade	Mai	Jun	Jul	Ago	Set	Out
Teste dos sensores individualmente em bancada	X					
Teste do modulo de Telemetria em bancada	X					
Desenvolvimento da PCB		X	X			
Teste completo da PCB em bancada			X			
Teste do sistema em um minifoguete				X		
Escrita do TCC II	X	X	X	X		
Defesa do TCC II					X	

Fonte: O autor.

REFERÊNCIAS

- AEB. **Transporte Espacial**. 2020. Disponível em: <<https://www.gov.br/aeb/pt-br/programa-espacial-brasileiro/transporte-espacial>>. Citado na página 15.
- AP. **ROBERT GODDARD AND ROCKET**. 2022. Disponível em: <<https://www.apimages.com/metadata/Index/Associated-Press-Domestic-News-Massachusetts-Un-/1dd080583ae5da11af9f0014c2589dfb/20/0>>. Citado na página 13.
- AP. **Saturn V rocket**. 2022. Disponível em: <<https://www.smithsonianmag.com/air-space-magazine/we-built-saturn-v-180964759/>>. Citado na página 14.
- BAR. **Brazilian Association of Rocketry (BAR)**. 2022. Disponível em: <http://ftp.demec.ufpr.br/foguete/apostila/norma-BAR-2-2020__versao_2020-12-03.pdf>. Citado na página 17.
- BOSCH. **Datasheet - sensor BNO055**. [s.n.], 2021. Disponível em: <<https://www.bosch-sensortec.com/media/boschsensortec/downloads/datasheets/bst-bno055-ds000.pdf>>. Citado na página 28.
- BOSCH. **Datasheet Digital Pressure Sensor BMP280**. [s.n.], 2021. 49 p. Disponível em: <<https://www.bosch-sensortec.com/media/boschsensortec/downloads/datasheets/bst-bmp280-ds001.pdf>>. Citado na página 29.
- BURGESS, C. **The Greatest Adventure: A History of Human Space Exploration**. [S.l.: s.n.], 2021. 368 p. Citado na página 13.
- CARLEIAL, A. B. **Uma Breve História da Conquista Espacial**. [s.n.], 2009. 30 p. Disponível em: <http://seer.cgee.org.br/index.php/parcerias_estrategicas/article/viewFile/78/70>. Citado na página 14.
- COBRUF. **FOR THE RIGHT TO FLY HIGHER**. 2022. Disponível em: <<https://www.cobruf.com.br/about>>. Citado na página 15.
- EBYTE. **Datasheet E32-433T30D User Manual SX1278 433MHz 1W DIP Wireless Module**. [S.l.: s.n.], 2019. 20 p. Citado na página 31.
- FRADEN, J. **Handbook of Modern Sensors Physics, Designs, and Applications Fifth Edition**. fifth. [S.l.: s.n.], 2015. 765 p. Citado 6 vezes nas páginas 22, 23, 24, 25, 26 e 27.
- HALLIDAY, D.; RESNICK, R. **Fundamentals of Physics**. 2010. 1333 p. Citado na página 29.
- JEPSON, B. **Basic Sensors in iOS**. First. [S.l.: s.n.], 2011. 106 p. Citado na página 27.
- KORVINK, J. G. J. G.; PAUL, O. **MEMS : a practical guide to design, analysis, and applications**. [S.l.]: W. Andrew Pub., 2006. 965 p. ISBN 0815514972. Citado 3 vezes nas páginas 22, 25 e 27.
- LATHI, B. P.; GREEN, R. A. **LINEAR SYSTEMS AND SIGNALS**. Third. [S.l.: s.n.], 2018. 1010 p. Citado 3 vezes nas páginas 18, 19 e 20.

OFFICIAL, B. **Post WWII Germany V2 Rocket**. 2022. Disponível em: <<https://www.apimages.com/metadata/Index/Watchf-AP-I-DEU-APHSL37937-Post-WWII-germany-V2-/e918f669900d409caba6ccabee822d81/2/0>>. Citado na página 14.

PALMERIO, A. F. **INTRODUÇÃO À TECNOLOGIA DE FOGUETES**. 2. ed. [s.n.], 2017. Disponível em: <http://ftp.demec.ufpr.br/CFD/bibliografia/Palmerio-IAE-livro_2017.pdf>. Citado na página 15.

SKOOG, D. A.; HOLLER, F. J.; CROUCH, S. R. **Principles of instrumental Analysis**. [S.l.]: Walter de Gruyter GmbH, 2016. 0-985 p. ISSN 13653075. Citado na página 21.

UBLOX. **Datasheet NEO-6 u-blox 6 GPS Modules**. [s.n.], 2022. 25 p. Disponível em: <[https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_\(GPS.G6-HW-09005\).pdf](https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_(GPS.G6-HW-09005).pdf)>. Citado na página 30.