



UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE
CENTRO DE TECNOLOGIA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECATRÔNICA

KAIKE CASTRO CARVALHO

**Modelo de Sistema Embarcado para
Controle de Rotação em Foguetes
Acadêmicos**

Natal – RN

Setembro de 2021

KAIKE CASTRO CARVALHO

Modelo de Sistema Embarcado para Controle de Rotação em Foguetes Acadêmicos

Trabalho de Conclusão de Curso de Engenharia Mecatrônica da Universidade Federal do Rio Grande do Norte, apresentado como requisito parcial para a obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Mecatrônica.

Orientador: Pablo Javier Alsina

Universidade Federal do Rio Grande do Norte – UFRN

Departamento de Engenharia de Computação e Automação – DCA

Curso de Engenharia Mecatrônica

Natal – RN

Setembro de 2021

KAIKE CASTRO CARVALHO

Modelo de Sistema Embarcado para Controle de Rotação em Foguetes Acadêmicos

Trabalho de Conclusão de Curso de Engenharia Mecatrônica da Universidade Federal do Rio Grande do Norte, apresentado como requisito parcial para a obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Mecatrônica.

Orientador: Pablo Javier Alsina

Natal – RN, 17 de Setembro de 2021.

Prof. Dr. Pablo Javier Alsina - Orientador
UFRN

Prof. Dr. George Santos Marinho - Membro da banca
UFRN

Prof. Dr. Samaherni Morais Dias - Membro da banca
UFRN

Natal – RN
Setembro de 2021

AGRADECIMENTOS

Agradeço inicialmente a Universidade Federal do Rio Grande do Norte por ter sido a instituição de formação acadêmica e o por ter me dado condições de finalizar o curso de engenharia. A minha mãe Karleciene, que me deu todo apoio de entrar na UFRN e me manter durante esse tempo. A minha namorada Isabelli Altina pelo suporte nos momentos difíceis e por ter me acompanhado integralmente esse tempo todo. Não poderia deixar de agradecer a todos os professores pelo conhecimento dado, em especial o professor George Marinho pelo incentivo e apoio nos tempos da Potiguar Rocket Design que me motivou a escrever esse trabalho, e o professor Pablo Alsina por ter sido orientador de pesquisa e também deste trabalho de conclusão.

RESUMO

Este presente trabalho visa apresentar um modelo de sistema embarcado para controlar o rolamento de um foguete acadêmico. Para isso, o foguete é equipado com um par de asa móveis (*canards*) posicionados logo após a coifa, assim permite o controle de sua deflexão por meio de servo motores. Além disso, é apresentada uma série de referências bibliográficas, que darão embasamento para o entendimento dos aspectos aerodinâmicos de um foguete, modelagem do foguete e controle de rolamento, além de definir um sistema embarcado. Na parte de hardware, o sistema embarcado conta com o microcontrolador RP2040, IMUs e módulos auxiliares que suprem os requisitos operacionais do foguete modelo utilizado neste projeto. O desenvolvimento deste trabalho, buscou uma solução viável economicamente e aplicável no âmbito acadêmico.

Palavras-chaves: Canard. Foguete acadêmico. Mecanismo de rolamento. Sistema embarcado.

ABSTRACT

This paper aims to present a model of an embedded system to control the bearing of an academic rocket. For this purpose, the rocket is equipped with a pair of movable wings (canards) positioned just after the cowling, thus allowing the control of its deflection using servo motors. In addition, a series of bibliographical references are presented, which will provide the basis for understanding the aerodynamic aspects of a rocket, modeling of the rocket and the bearing control, as well as the definition of an embedded system. In the hardware part, the embedded system counts on the RP2040 microcontroller, IMUs, and auxiliary modules that supply the operational requirements of the model rocket used in this project. The development of this work sought a solution economically viable and applicable in the academic field.

Keywords: Canard. Academic rocket. Rolling mechanism. Embedded system.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Computador de Orientação do projeto Apollo.	11
Figura 2 – Forças aerodinâmicas atuando no foguete.	14
Figura 3 – Sistema de coordenadas do Foguete.	15
Figura 4 – Parâmetros para o C_N	16
Figura 5 – Tipos de estabilidades do foguete.	18
Figura 6 – Desenho esquemático do torque gerado pelo canard.	20
Figura 7 – Família de Veículos de Sondagem Brasileiros.	20
Figura 8 – Família de Veículos de Lançadores.	21
Figura 9 – Exemplos de foguetes acadêmicos.	22
Figura 10 – Coeficiente de pressão de arrasto em diversas formas de coifa.	23
Figura 11 – Geometria de aletas.	24
Figura 12 – Exemplo de Motor Classe J.	25
Figura 13 – Diagrama de blocos do controle de rolamento.	28
Figura 14 – Controle PID de uma planta.	29
Figura 15 – Sistema Embarcado Típico.	32
Figura 16 – Estrutura interna da CPU.	33
Figura 17 – Símbolo de diagrama de blocos de uma RAM.	34
Figura 18 – Símbolo de diagrama de blocos de uma ROM.	34
Figura 19 – Periféricos do microcontrolador ATmega328P.	35
Figura 20 – Foguete HyperLOC 1600 em lançamento.	37
Figura 21 – Vista lateral do foguete.	38
Figura 22 – Visão geral do microcontrolador.	40
Figura 23 – Diagrama interno de blocos.	41
Figura 24 – Visão geral do BNO055.	42
Figura 25 – Sistema de coordenadas BNO055.	43
Figura 26 – Esquemático para comunicação I^2C	43
Figura 27 – Visão geral do BMP280.	44
Figura 28 – Visão geral do MPU-6050.	45
Figura 29 – Orientação dos eixos do MPU-6050.	45
Figura 30 – Diagrama de conexões do RTC e o Cartão MicroSD.	46
Figura 31 – Bateria 18650.	47
Figura 32 – Diagrama de aplicação do LM2596.	48
Figura 33 – Diagrama de aplicação do NCP1117.	48
Figura 34 – Servo Motor MG946R.	49
Figura 35 – Diagrama em bloco do L298HN.	50

Figura 36 – Apresentação do software Kicad.	51
Figura 37 – Diagrama esquemático do sistema embarcado.	52
Figura 38 – Base de fixação dos motores.	53
Figura 39 – Sistema de transmissão de rolamento para os <i>canards</i>	54
Figura 40 – Dimensões do sistema de transmissão de rolamento para os <i>canards</i> . . .	54
Figura 41 – Rolamento de uma carreira de esferas de contato angular.	54
Figura 42 – Mecanismo de deflexão dos <i>canards</i>	55
Figura 43 – Placa controladora.	57
Figura 44 – Formato gerber para prototipação de placa.	58
Figura 45 – Mecanismo de controle ativo de rolamento.	59
Figura 46 – Vista explodida do sistema completo de controle ativo de rolamento. .	59
Figura 47 – Diagrama de energia do sistema embarcado.	60

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Classificação de tipos de motores acadêmicos.	25
Tabela 2 – Exemplos de sistemas embarcados e seus mercados.	31
Tabela 3 – Evolução da ARM.	36
Tabela 4 – Relação de componentes da placa controladora.	39
Tabela 5 – Comparação entre microcontroladores.	41
Tabela 6 – Relação de massa dos componentes.	56
Tabela 7 – Cotação dos componentes.	58

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
1.1	Objetivo	12
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	13
2.1	Aerodinâmica	13
2.1.1	Conceitos fundamentais	13
2.1.1.1	Centro de gravidade	13
2.1.1.2	Centro de massa	14
2.1.1.3	Empuxo	14
2.1.1.4	Força aerodinâmica	14
2.1.2	Sistemas de coordenadas	15
2.1.3	Coeficientes aerodinâmicos	15
2.1.3.1	Coeficiente de arrasto	15
2.1.3.2	Coeficiente de força normal	16
2.1.3.3	Coeficiente de rolamento induzido pelas empennas	17
2.1.3.4	Coeficiente de momento em arfagem	17
2.1.4	Estabilidade do foguete	17
2.1.5	Canard	19
2.2	Foguete Espacial	20
2.2.1	Foguete de sondagem	20
2.2.2	Foguete lançador	21
2.2.3	Foguete Acadêmico	21
2.2.4	Constituição e funcionamento do foguete acadêmico	22
2.2.4.1	Coifa	22
2.2.4.2	Aletas	23
2.2.4.3	Motor Foguete	24
2.2.5	Modelagem matemática	25
2.3	Sistema de Controle	27
2.4	Sistema Embarcado	30
2.4.1	Definições	30
2.4.2	Características	32
2.4.2.1	Processador	32
2.4.2.2	Memória RAM e ROM	33
2.4.2.3	Periféricos	34
2.4.3	Microcontroladores ARM	35

3	METODOLOGIA	37
3.1	Projeto do Foguete Acadêmico	37
3.2	Especificação de componentes	39
3.2.1	Microcontrolador RP2040	40
3.2.2	Sensores	42
3.2.2.1	BNO055	42
3.2.2.2	BMP-280	44
3.2.2.3	MPU-6050	44
3.2.3	Módulos Auxiliares	45
3.2.4	Fonte de alimentação e motor	47
3.2.4.1	Sistema de energia	47
3.2.4.2	Servo Motor	48
3.3	Projeto no Software Kicad	51
3.3.1	Diagrama Esquemático	51
3.4	Projeto do Mecanismo de Deflexão	52
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	56
4.1	Placa controladora	56
4.2	Mecanismo de controle ativo de rolamento	58
4.3	Diagrama de energia	59
5	CONCLUSÃO	61
	REFERÊNCIAS	62

1 INTRODUÇÃO

A corrida espacial iniciada no final da década de 1950, foi um marco para a exploração do espaço. O primeiro satélite artificial Sputnik I, foi lançado nessa época pela União Soviética, o que motivou, por parte dos Estados Unidos uma guerra tecnológica no âmbito espacial. No início da década de 1960, os russos conseguiram o feito de lançar o primeiro homem ao espaço. Os americanos por sua vez, estando atrás nessa corrida, lançaram o programa Apollo, cujo o objetivo final era pousar o homem na Lua. Foi então que em 1969, o americano Neil Armstrong pisou em superfície lunar mostrando a União Soviética a superioridade tecnológica americana. É importante ressaltar que a ida à Lua não possuía interesse científico a priori, porém de forma secundária foram feitas coletas de materiais e realizados alguns experimentos.

As missões Apollo consistiam em estabelecer tecnologias que pudessem pousar o homem na Lua e retorná-lo com segurança à Terra. A espaçonave que levaria os astronautas chamava-se Saturn V, sendo divida: Módulo de Comando (MC), Módulo de Serviço (MS) e o Módulo Lunar (ML), e era através desses subsistemas a tripulação a bordo poderia descansar durante o período da missão, controlar os sistemas de propulsão e pousar na superfície lunar. Segundo Wilcher (2019), o primeiro sistema embarcado criado, foi o Computador de Orientação Apollo (AGC)¹, como mostra a Figura 1, desenvolvido em 1965 no laboratório de instrumentação do Instituto de Tecnologia de Massachusetts (MIT)². O AGC possui um sistema digital para controlar, testar e operar a orientação do MC, onde as instruções eram armazenadas em memória de 10 Kilobit (kb), tornando um desafio na época para o desenvolvimento de softwares.

Figura 1 – Computador de Orientação do projeto Apollo.



Fonte – (WILCHER, 2019).

¹do inglês - Apollo Guidance Computer

²do inglês - Massachusetts Institute of Technology

A partir de então, o desenvolvimento de dispositivos eletrônicos permitiram que vários equipamentos domésticos, comerciais e industriais pudessem executar uma série de funções pré-programadas, desde o uso de micro-ondas para aquecimento de alimentos até sistemas de monitoramento e segurança de voos de aviões. A maioria das pessoas quando escutam falar de microprocessadores, associam aos computadores modernos, porém elas não entendem que a maioria dos aparelhos eletrônicos possuem algum tipo de processador. Segundo Heath (2002), a incorporação de microprocessadores em equipamentos de consumo começou antes da criação dos primeiros computadores modernos.

O microprocessador foi desenvolvido durante a década de 1970 para substituir o funcionamento mecânico das calculadoras daquela época, surgindo então a primeira calculadora eletrônica. Com isso, o desenvolvimento de circuitos integrados possibilitaram a execução de lógicas de funções individuais, que, combinadas, geram sistemas mais complexos, por exemplo, um somador de dois bits pode ser combinado com outros somadores do mesmo tipo e formar um somador completo, usual para diversas aplicações.

No contexto de exploração comercial do espaço, o Brasil possui uma posição próxima a linha do equador que, para algumas órbitas, o custo de posicionar satélites é atrativo economicamente. Porém, segundo Palmerio (2017), o país possui diversos problemas de ordens estruturais, que o impedem de possuir um foguete lançador de satélites e por mais que houvesse investimento maciço no desenvolvimento de veículos aeroespaciais, ainda não seria suficiente. Por isso, diversas iniciativas acadêmicas buscam mudar essa realidade, como por exemplo, a Olimpíada Brasileira de Astronomia (OBA) e as competições universitárias de foguetes.

1.1 Objetivo

Este trabalho tem como objetivo desenvolver um sistema embarcado capaz de controlar a rotação de um foguete acadêmico durante o voo e com isso, promover o controle ativo da estabilidade de rolamento do foguete.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo, serão abordados os aspectos gerais que caracterizam um foguete e seu funcionamento, a aerodinâmica de voo, como modelar um sistema de controle de rolamento e apresentação dos elementos básicos de um sistema embarcado. A leitura deste texto permitirá a compreensão de vários termos técnicos que envolvem a aeronáutica e hardware de dispositivos embutidos em foguetes.

2.1 Aerodinâmica

O estudo da aerodinâmica de um veículo promove o entendimento de conceitos fundamentais de estabilidade e característica de controle. Ao projetar um carro, seja ele popular ou de luxo, a fabricante do automóvel desenvolve todo um projeto aerodinâmico que faz o carro consumir menos combustível, além disso realiza manobras seguras em alta velocidade. No caso de foguetes, não é diferente e adicionado a isso, a aeronave deve percorrer uma trajetória pré-definida para alcançar o objetivo desejado, seja posicionar satélite em órbita ou levar pessoas ao espaço. Portanto, nesta seção serão abordados os principais assuntos que envolvem a aerodinâmica de foguetes.

2.1.1 Conceitos fundamentais

2.1.1.1 Centro de gravidade

O centro de gravidade (CG), que segundo Assis (2008, p.54), “é o ponto no corpo tal que se o corpo for apoiado por este ponto e solto do repouso, vai permanecer em equilíbrio em relação a Terra”, não necessariamente é igual o centro de massa (CM). Porém, para a modelagem matemática do foguete implica na coincidência desses dois pontos, pois os efeitos da não uniformidade do campo gravitacional na Terra torna-se desprezível, de acordo com Palmerio (2017).

A equação (2.1) mostra que a aceleração da gravidade (g) depende da altitude (h) do foguete em relação ao solo.

$$g = g_0 \left[\frac{R_e^2}{(R_e + h)^2} \right], \text{m/s}^2 \quad (2.1)$$

Onde:

(R_e) = Raio da Terra (m);

(g_0) = Aceleração da gravidade na superfície da Terra igual a 9,8 (m/s^2).

2.1.1.2 Centro de massa

O centro de massa segundo Palmerio (2017, p.44), “é o ponto de um corpo no qual uma força aplicada só produz translação do corpo” que, ao tratar-se de foguetes, possui variação de posição, pois durante o voo há redução de massa devido ao consumo de combustível.

2.1.1.3 Empuxo

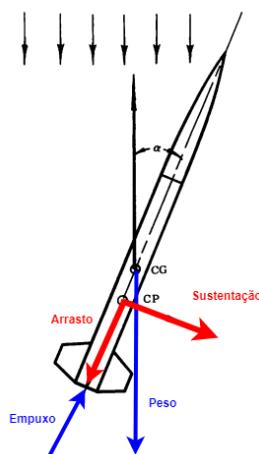
O empuxo, “é a força produzida pelo motor do foguete, usualmente a tração na direção do eixo longitudinal do foguete, embora possa também agir em outras direções para fins de controle” (ZANARDI, 1990, p.5). De modo geral, o empuxo é gerado pela exaustão dos gases pelo motor que de acordo com Palmerio (2017), trata-se da maior força do foguete, pois para chegar até o objetivo final precisa vencer outras forças que agem opondo a sua subida.

2.1.1.4 Força aerodinâmica

A força aerodinâmica sobre um foguete é uma resultante de forças em decorrência do movimento na atmosfera que, de acordo com Zanardi (1990), o ar exerce uma força que atua no centro de pressão (CP) do veículo. Segundo Palmerio (2017), o CP é um ponto que reúne todas as forças aerodinâmicas no foguete, resultado da somatória de toda pressão do ar distribuída pela superfície externa do corpo, obtendo-se então uma força, cuja linha de ação cruza o eixo de simetria do veículo.

Ao decompor a força aerodinâmica, como mostra a Figura 2, é extraída uma força de arrasto (componente oposta à velocidade do foguete) que possui magnitude determinada a partir da geometria do veículo, uma força de sustentação (perpendicular ao eixo longitudinal do foguete) também chamada de normal.

Figura 2 – Forças aerodinâmicas atuando no foguete.



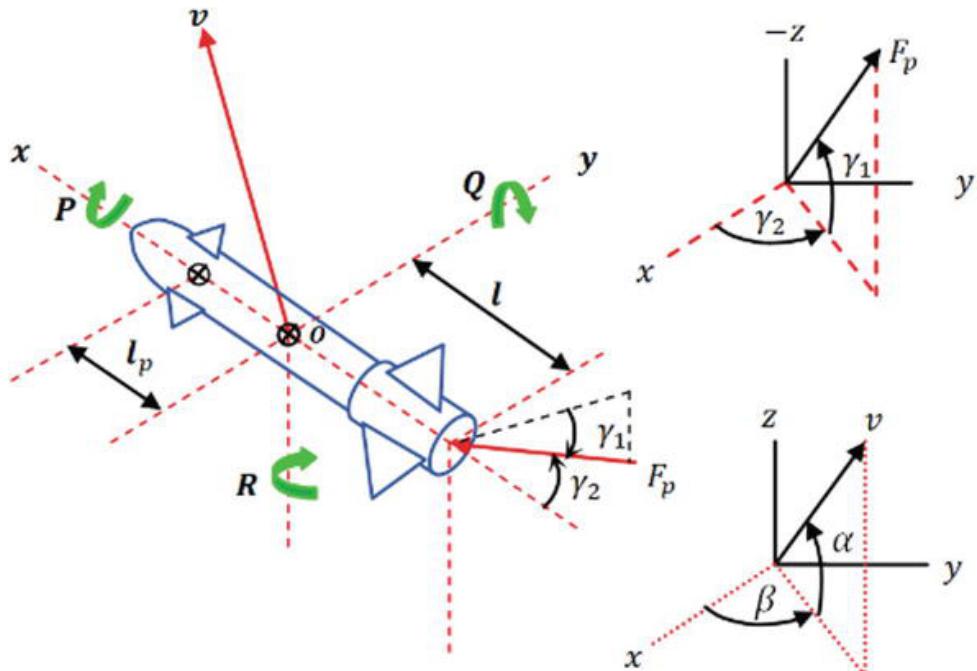
Fonte – Adaptado (BARRONMAN, 1970).

2.1.2 Sistemas de coordenadas

Os cálculos das propriedades aerodinâmicas como força, torque e velocidades angulares do foguete necessitam de um sistema de coordenadas fixo conforme visto na Figura 3, com isso as denominações para os eixos são:

- Eixo **x**: É o eixo longitudinal do foguete e referência para o rolamento (roll), em torno do qual o foguete executa o movimento circular **P**;
- Eixo **y**: É o eixo de referência para arfagem (pitch), em torno do qual o veículo movimenta em arfagem **Q**;
- Eixo **z**: É o eixo de guinada (yaw), em torno do qual o foguete executa a guinada **R**.

Figura 3 – Sistema de coordenadas do Foguete.



Fonte – (KISABO et al., 2019).

2.1.3 Coeficientes aerodinâmicos

2.1.3.1 Coeficiente de arrasto

A força de arrasto surge quando um corpo transpassa um fluido e gera uma força contrária ao movimento normalmente paralela a superfície desse corpo (NISKANEN, 2013). O coeficiente de arrasto é o principal parâmetro para calcular a força de arrasto; quanto maior o seu valor, maior é a força de arrasto se os demais parâmetros forem fixos.

A equação (2.2) mostra o coeficiente de arrasto (C_D), que é a razão da força de arrasto (A) pelo produto da pressão dinâmica (q) com a área de referência (S).

$$C_D = \frac{A}{qS} \quad (2.2)$$

Onde:

$$q = \frac{1}{2}\rho V_0^2;$$

ρ = Densidade do ar;

V_0 = Magnitude da velocidade do foguete.

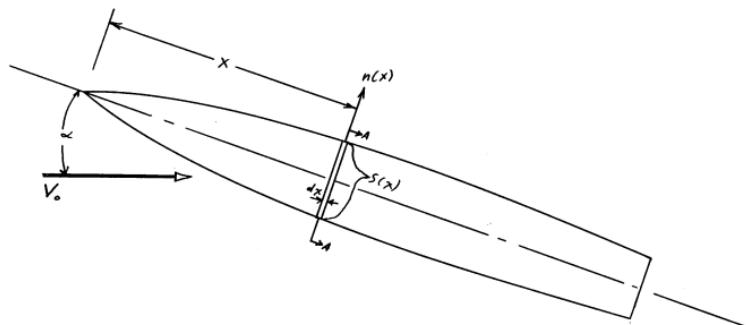
2.1.3.2 Coeficiente de força normal

O coeficiente de força normal (C_N) possui uma relação linear com a força normal, conforme a equação (2.3), porém segundo Palmerio (2017), quando o ângulo de ataque (α) ultrapassa cerca de 5° esse coeficiente deixa de respeitar essa proporção constante de linearidade e passa a obedecer a equação (2.4). A Figura 4 mostra o vetor velocidade (V_0) formando o ângulo α com o eixo longitudinal do foguete.

$$C_N = \frac{N}{qS} \quad (2.3)$$

$$C_{N\alpha} = \left. \frac{\partial C_N}{\partial \alpha} \right|_{\alpha=0} \quad (2.4)$$

Figura 4 – Parâmetros para o C_N .



Fonte – (BARROWMAN; BARROWMAN, 1966)

2.1.3.3 Coeficiente de rolamento induzido pelas empenas

Segundo Niskanen (2013), caso as aletas (também chamados de empenas, que são estruturas externas do corpo do foguete) tiverem uma angulação $\delta > 0$ em relação ao eixo longitudinal do foguete podem provocar rolamento induzido. A equação (2.5) mostra o coeficiente de rolamento (C_l) que relaciona o momento de rolamento (M_x) pelo produto do comprimento de referência (L), pressão dinâmica (q) e área de referência (S).

$$C_l = \frac{M_x}{qSL} \quad (2.5)$$

2.1.3.4 Coeficiente de momento em arfagem

A arfagem expressa o movimento de inclinação da ponta do foguete em relação a trajetória nominal, além disso compõe atitude do veículo. Segundo Palmerio (2017, p.50), "A atitude de um foguete é a sua posição angular no espaço, definida pelo conjunto dos três ângulos: arfagem, guinada e rolamento". O coeficiente de momento em arfagem (C_m) pode ser obtido através da equação (2.6), onde M_y é o momento em arfagem.

$$C_m = \frac{M_y}{qSL} \quad (2.6)$$

2.1.4 Estabilidade do foguete

Segundo Cook (2012), um sistema pode ser considerado estável, se aplicado uma perturbação de amplitude e duração finita, a resposta torna-se pequena até desaparecer. O estudo da estabilidade permite realizar uma análise do comportamento do movimento do foguete isso porque o ele tende a perder a orientação espacial.

Para melhor entender o conceito de estabilidade é importante conhecer a margem estática (E) como mostra a equação (2.7), de um foguete que, segundo Palmerio (2017, o.45), "É a distância entre o centro de pressão e o centro de gravidade", porém o resultado será dividido pelo diâmetro máximo (d_{MAX}) do foguete de acordo com Niskanen (2013).

$$E = \frac{CP - CG}{d_{MAX}} \quad (2.7)$$

Tipos de estabilidade:

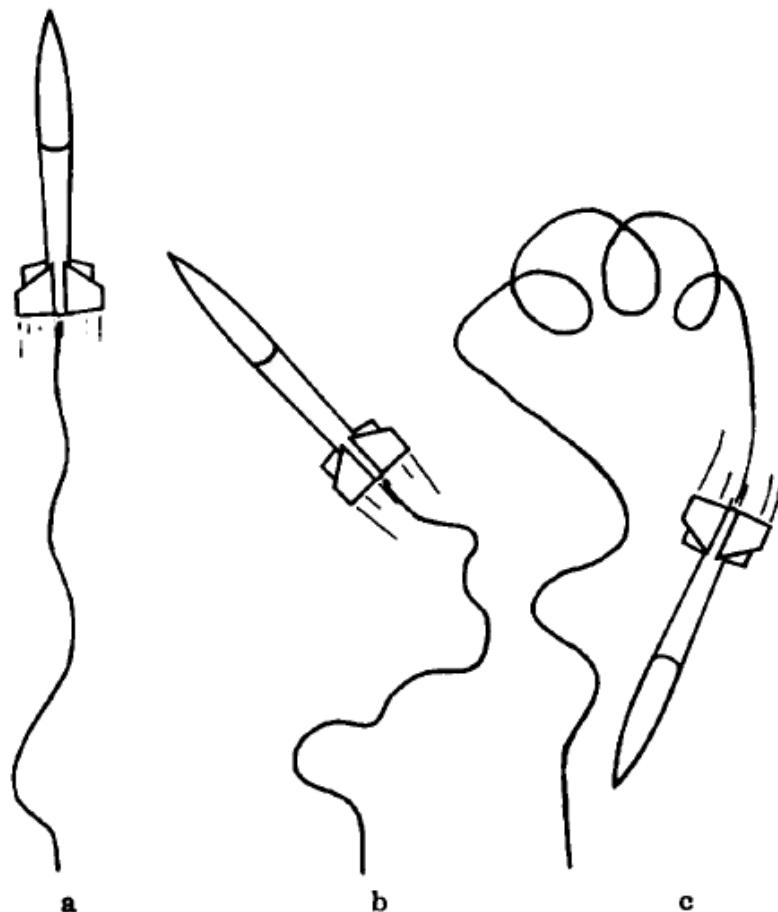
- Estável: $E > 0$
- Neutra: $E = 0$
- Instável: $E < 0$

O foguete é considerado aerodinamicamente estável quando ocorre uma perturbação na direção de voo, e após isso retorna a posição de equilíbrio como demonstrado na Figura 5-(a). Segundo Palmerio (2017), a força normal possui o papel de restaurar a posição de equilíbrio zerando o ângulo de ataque causado pela perturbação.

Segundo Barrowman (1970, p.12), "um foguete deve permanecer em qualquer ângulo de ataque com o qual esteja voando", como mostra a Figura 5-(b) e não deve apresentar momento associado a força normal, com isso caracteriza um foguete marginalmente estável. Outra característica, é o CP e CG coincidirem, resultando assim uma margem estática nula.

No caso do foguete ser aerodinâmico instável como mostra a Figura 5-(c), a força normal age de forma contrária no caso do foguete estável, pois de acordo com Palmerio (2017, p.47), "O ângulo de ataque provocado por uma perturbação aumenta pela ação da força normal".

Figura 5 – Tipos de estabilidades do foguete.



Fonte – (BARROWMAN, 1970).

2.1.5 Canard

O posicionamento de duas asas móveis, conhecido como canards, em geral semelhantes a aletas, porém menores, tem como objetivo ao ser defletidas, produzirem torque no foguete em relação ao eixo longitudinal. Segundo Auman e Kreeger (1998), o uso de canards promove uma eficiência maior em gerar rolamento, na medida que o ângulo de ataque aumenta e, do ponto de vista de sistema embarcado, os sensores de medição inercial, altitude e atuadores podem ser posicionados próximo aos canards, eliminando a necessidade de cabos pela fuselagem do foguete, caso o controle ativo fosse nas aletas.

Para simplificar o cálculo de torque gerada pela superfície de deflexão, considera-se a não presença de sustentação e a deflexão δ nula. A equação (2.8) mostra a expressão do torque τ_x gerado pelas asas.

$$\tau_x = \sum F_{canard}d = NL\left(\frac{d_{MAX}}{2} + e + y_b\right) \quad (2.8)$$

$$L = qS_{canard}C_{l\delta}\delta$$

Onde:

N = Número de asas;

L = Força de sustentação;

e = Distância entre o canard e o copo do foguete;

F_{canard} = Força atuante sobre o canard;

d = Distância entre o centro de massa do canard e o eixo longitudinal;

y_b = Comprimento da posição do centro de massa do canard.

O coeficiente de torque devido à deflexão dos canards (L_A) pode ser descrito através da equação (2.9):

$$L_A = NqS_{canard}C_{l\delta}\left(\frac{d_{MAX}}{2} + e + y_b\right) \quad (2.9)$$

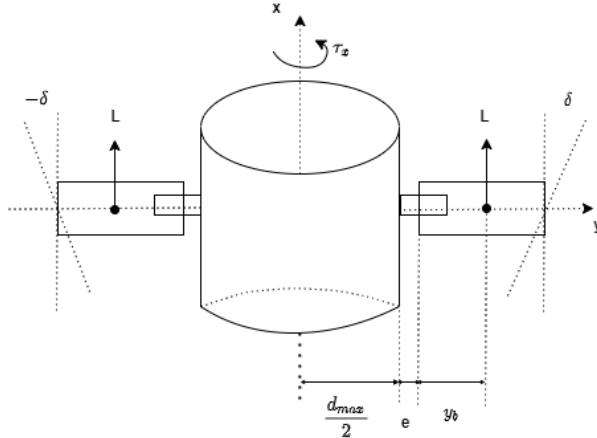
Onde:

S_{canard} = Área da superfície do canard;

$C_{l\delta}$ = Coeficiente de sustentação em função do ângulo de deflexão da asa.

A Figura 6 mostra o diagrama que posiciona os canards no corpo do foguete, além disso as forças atuantes e ângulos.

Figura 6 – Desenho esquemático do torque gerado pelo canard.



Fonte – Adaptado (SANTOS, 2018).

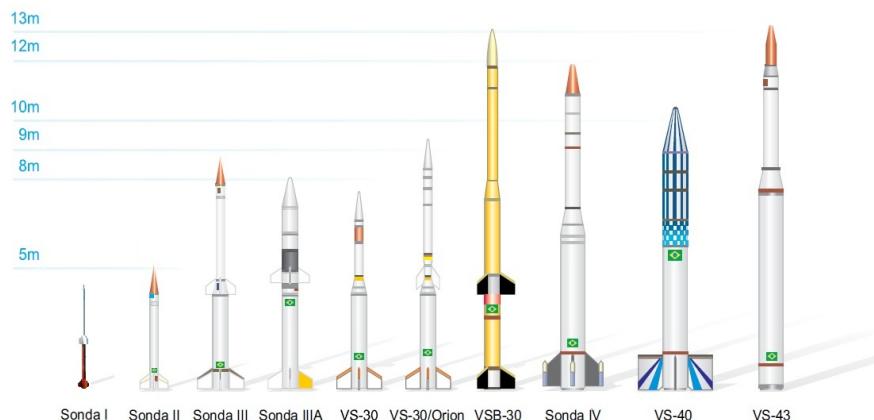
2.2 Foguete Espacial

2.2.1 Foguete de sondagem

As missões de exploração espacial a nível sub-orbital, são caracterizadas por atingir o espaço, porém sua trajetória cruza a atmosfera de modo que não completam uma volta em torno da Terra (AEB, 2020). Os foguetes de sondagem executam esse tipo de voo são importantes, pois podem efetuar medições e realizar experimentos científicos. Além do mais, o foguete de sondagem consegue preparar equipes de engenharia de sistemas até o lançamento e análise de voo, com isso promove o treinamento constante para operações mais complexas.

A Figura 7 mostra alguns exemplos de foguetes de sondagem desenvolvido no Brasil.

Figura 7 – Família de Veículos de Sondagem Brasileiros.

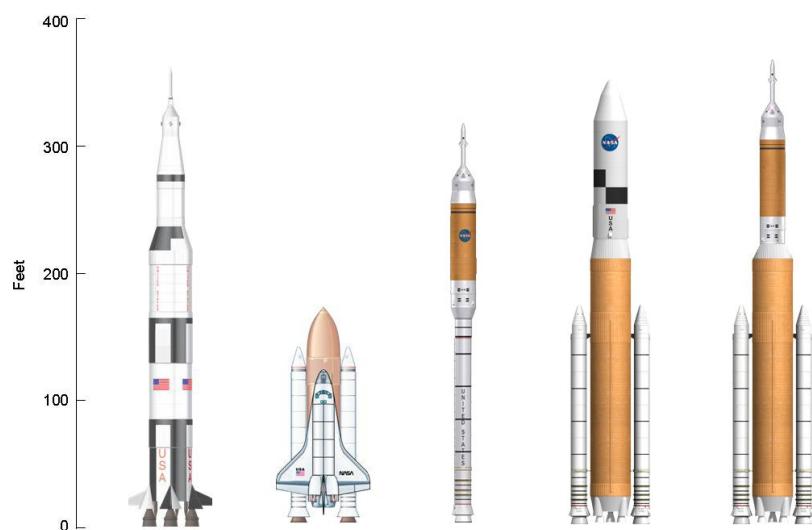


Fonte – (AEB, 2020).

2.2.2 Foguete lançador

Os veículos lançadores são mais sofisticados, precisos e poderosos (PALMERIO, 2017) capazes de posicionar sondas e satélites em planetas distantes e órbitas definidas. O foguete lançador possui porte maior que os demais tipos de foguetes, pois consegue levar mais carga ao espaço, e a Figura 8 mostra os diversos tipos de foguetes lançadores da Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (do inglês, *National Aeronautics and Space Administration* (NASA)).

Figura 8 – Família de Veículos de Lançadores.



Fonte – (NASA, 2019).

2.2.3 Foguete Acadêmico

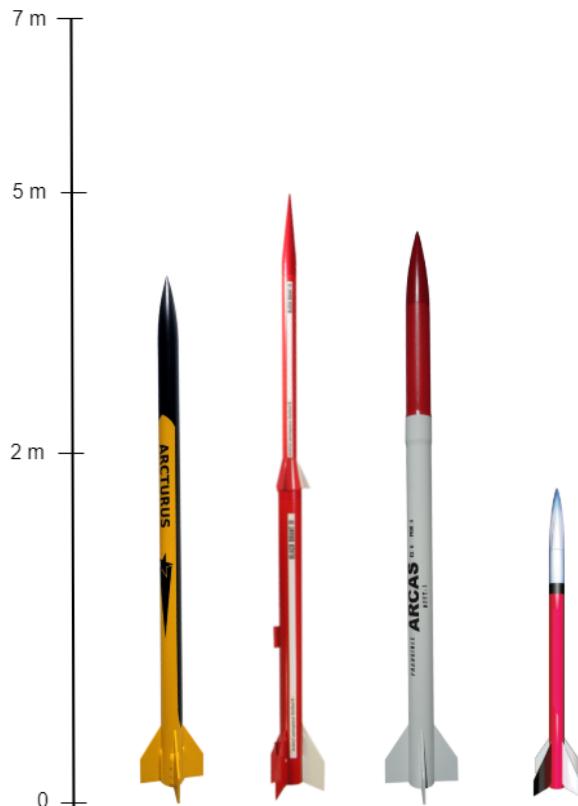
O foguete acadêmico está incluído em uma categoria especial de foguetes experimentais. "Ao contrário dos foguetes de alta potência, os foguetes experimentais são uma atividade em que os foguetes são projetados e construídos inteiramente do zero" (NAKKA, 2021). No entanto, os foguetes acadêmicos são construídos no âmbito acadêmico, visando o desenvolvimento de novas tecnologias e aplicações práticas dos conceitos aprendidos em sala de aula.

A Associação Brasileira de Minifoguetes (do inglês, *Brazilian Association of Rocketry* (BAR)) (2020), denomina o foguete acadêmico de minifoguete, pois é um foguete real de pequenas dimensões, ou seja, é um veículo propulsado por motor-foguete e que atinge apogeu inferior a 12 km. Além da pesquisa envolvida em foguetes, há competições entre equipes de instituições universitárias para o foguetemodelismo, que é um conjunto de atividades relacionadas ao projeto, fabricação e teste de motores-foguete e minifoguetes,

envolvendo testes estáticos de motores-foguete, lançamentos de minifoguetes, entre outras atividades com fins educativos, científicos, tecnológicos, recreativos e desportivos.

A Figura 9 mostra alguns de exemplos de tipos de foguetes acadêmicos, os quais possuem tamanho reduzido se comparado com as categorias de sondagem e lançadores, além de serem tecnologicamente mais simples.

Figura 9 – Exemplos de foguetes acadêmicos.



Fonte – Adaptado ROCKETARIM (2021).

2.2.4 Constituição e funcionamento do foguete acadêmico

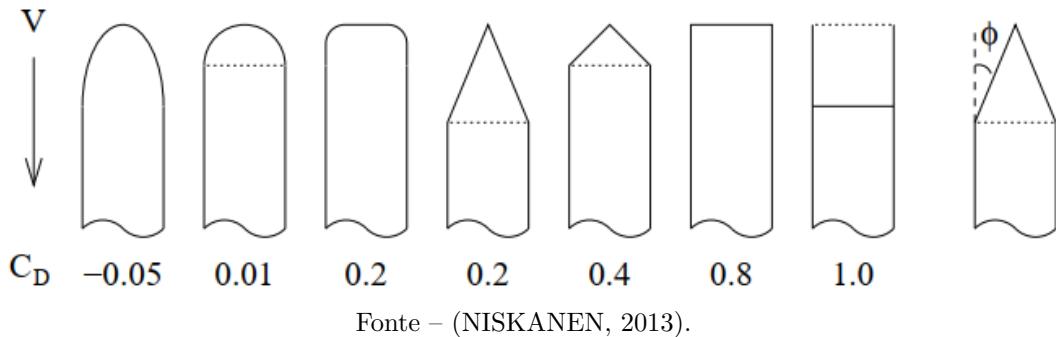
2.2.4.1 Coifa

Os foguetes em geral se deslocam minimizando o atrito com o ar e uma das formas é ter na parte superior uma ponta denominada de coifa (em alguns casos chamada de ogiva) que para Palmerio (2017, p.79), "A ogiva tem o papel aerodinâmico fundamental de abrir caminho na massa de ar que se opõe ao avanço do foguete". Portanto determinar o formato ideal assegura menor gasto de combustível. A coifa também permite abrigar experimentos e cargas úteis.

A Figura 10 mostra alguns formatos de coifa e os seus respectivos coeficientes de arrasto (C_D). Percebe-se que o arredondamento do formato da coifa reduz a força de arrasto,

pois o coeficiente de arrasto é proporcional a magnitude do arrasto como visto na equação (2.2).

Figura 10 – Pressão de arrasto em diversas formas de coifa.



Fonte – (NISKANEN, 2013).

2.2.4.2 Aletas

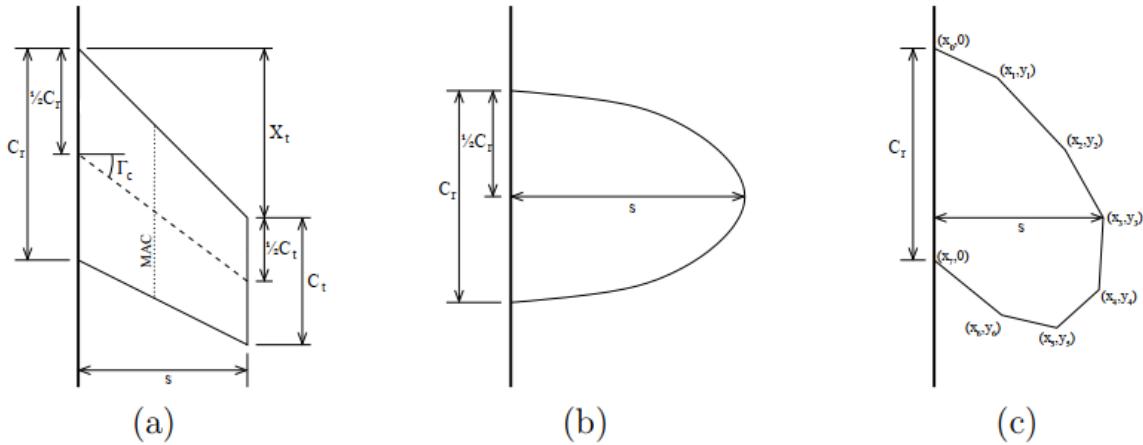
As empennas, também chamado de aletas, são partes separadas do foguete tendo a finalidade de trazer o centro de pressão do foguete em sua direção e desempenhar um papel aerodinâmico (PALMERIO, 2017). No contexto de foguetes acadêmicos as aletas que garantem maior estabilidade ao foguete são fixas e com pequena inclinação em relação ao eixo longitudinal do veículo. Desta forma, produzem um efeito de rolamento induzido, isto é o foguete faz a trajetória até o apogeu girando em alta velocidade dando assim estabilidade dinâmica.

A Figura 11-(a) mostra os elementos geométricos de uma aleta são:

- A corda raiz (Cr) é o tamanho mais próximo do corpo do foguete;
- A corda da ponta (Ct) é a linha mais distante da raiz, que dependendo da geometria não necessariamente fica paralela ao corpo do foguete;
- O bordo de ataque é a linha que primeiro secciona o fluxo de ar durante o voo;
- O ângulo de varredura do acorde médio (Γ_c) é definido como o ângulo de incidência do bordo de ataque da barbatana normal;
- O acorde aerodinâmico médio (MAC) é importante para determinar a quantidade de sustentação aerodinâmica do foguete.

A Figura 11 mostra alguns formatos de aletas como (a) trapezoidal, (b) elíptica e (c) formato-livre.

Figura 11 – Geometria das aletas.



Fonte – (NISKANEN, 2013).

2.2.4.3 Motor Foguete

O impulso que faz o foguete subir e ganhar velocidade é produzido pelo motor, que expelle gases de combustão em sentido contrário a trajetória nominal. Segundo Nakka (2021), o impulso do motor indica o quão alto o foguete subirá como mostra a equação (2.10).

$$I_t = \int_0^{t_f} F dt \quad (2.10)$$

Onde:

I_t = Impulso total;

F = Empuxo;

t_f = Tempo final de queima do combustível.

A Figura 12 mostra um modelo de motor classe J, que apresenta o tubo-motor os quais são conectadas a tampa do motor e a tubeira. Dentro deste tubo é armazenado e consumido o grão de propelente. A tubeira é uma peça utilizada para fechar parcialmente a extremidade anterior do motor-foguete ou da câmara de combustão com a finalidade de aumentar a pressão dos gases que saem do motor para que atinjam velocidade supersônica, aumentando o empuxo do motor. A menor seção da tubeira é denominada de garganta. Existem varias formas construtivas de tubeiras sendo a mais comum a do tipo convergente-divergente.

Figura 12 – Exemplo de Motor Classe J.



Fonte – (NAKKA, 2021).

Na classificação de motores acadêmicos e experimentais é comum utilizar a Tabela 1 da Associação Nacional de Foguetemodelismo (do inglês, *National Association of Rocketry* (NAR)), dos Estados Unidos, que relaciona a classe do motor com o total de impulso. Nesta tabela, a letra indica a classe de impulso total (I_t) do motor, em newton-segundo [N.s], e o numeral representa o valor da faixa de impulso para cada classe.

Tabela 1 – Classificação de tipos de motores acadêmicos.

1/4 A 0.0-0.625 Ns	E 20.01-40.0 Ns	K 1280.01-2560 Ns
1/2 A 0.626-1.25 Ns	F 40.01-80.0 Ns	L 2560.01-5120 Ns
A 1.26-2.50 Ns	G 80.01-160 Ns	M 5120.01-10240.0 Ns
B 2.51-5.00 Ns	H 160.01-320 Ns	N 10240.01-20480 Ns
C 5.01-10.0 Ns	I 320.01-640 Ns	O 20480.01-40960 Ns
D 10.01-20.0 Ns	J 640.01-1280 Ns	

Fonte – Adaptado (NISKANEN, 2013).

2.2.5 Modelagem matemática

Segundo Ogata (2019, p.22), "O modelo matemático de um sistema dinâmico é definido como um conjunto de equações que representa a dinâmica do sistema com precisão ou, pelo menos, razoavelmente bem", com isso a modelagem de corpo rígido do foguete pode ser descrita apresentando um conjuntos de equações para os movimentos de translação, rotação e inclinações angulares (KISABO et al., 2019). Essas expressões possuem acoplamentos de rotações e translações que torna complexa a modelagem, pois uma rotação afeta a magnitude e a direção das forças que influencia as translações.

O movimento de rotação possui um papel de estabilizar o foguete na trajetória nominal girando em torno do eixo longitudinal. No sistema de coordenadas do foguete, como visto na Figura 3, o eixo de rotação **x** encontra-se ao longo da linha central do veículo. De

acordo com Kisabo et al. (2019), a equação (2.11) descreve a matemática do movimento de rotação de um foguete em termos das acelerações angulares:

$$\begin{aligned}\dot{p} &= \frac{L_A + L_p - qr(I_z - I_y)}{I_x} \\ \dot{q} &= \frac{M_A + M_p - rp(I_x - I_z)}{I_y} \\ \dot{r} &= \frac{N_A + N_p - pq(I_y - I_x)}{I_z}\end{aligned}\quad (2.11)$$

Onde:

- L_A, M_A, N_A = corresponde aos momentos roll, pitch e yaw, respectivamente, (Nm);
- L_p, M_p, N_p = corresponde aos coeficientes de amortecimento roll, pitch e yaw, respectivamente, (Nm);
- I_x, I_y, I_z = Momentos de Inércia ($\text{kg}\cdot\text{m}^2$);
- p, q, r (P,Q,R) = Velocidades angulares em roll, pitch e yaw, respectivamente. (rad/s) ou ($^\circ/\text{s}$);
- $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ = Acelerações angulares em roll, pitch e yaw, respectivamente, (rad/s^2) ou ($^\circ/\text{s}^2$).

A equação (2.12) apresenta o movimento de translação descrito na forma de acelerações lineares. Esse movimento pode ser medido através de um acelerômetro, que é um dispositivo capaz retornar a taxa de variação da velocidade de um objeto.

$$\begin{aligned}\dot{u} &= \frac{F_{A_{xb}} + F_{P_{xb}} + F_{g_{xb}}}{m} - (qw - rv), \\ \dot{v} &= \frac{F_{A_{yb}} + F_{P_{yb}} + F_{g_{yb}}}{m} - (ru - pw), \\ \dot{w} &= \frac{F_{A_{zb}} + F_{P_{zb}} + F_{g_{zb}}}{m} - (pv - qu)\end{aligned}\quad (2.12)$$

Onde:

- $F_{A_{xb}}, F_{A_{yb}}, F_{A_{zb}}$ = Vetores de forças aerodinâmicas expressas na coordenadas do foguete, (N);
- $F_{g_{xb}}, F_{g_{yb}}, F_{g_{zb}}$ = Vetores de forças gravitacionais expresso nas coordenadas do foguete, (N);

- $F_{P_{xb}}, F_{P_{yb}}, F_{P_{zb}}$ = Vetores de empuxo expresso nas coordenadas do foguete, (N);
- m = Massa instantânea do foguete, (kg);
- u, v, w (P,Q,R) = Velocidades lineares. (rad/s) ou (m/s);
- $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$ = Acelerações lineares, (rad/ s^2) ou (m/s^2).

Para Palmerio (2017, p.214), "Os ângulos de Euler permitem a transformação de coordenadas entre dois triedros que se deslocam angularmente entre si" e, a partir desses ângulos, pode ser calculada a atitude do foguete. A equação (2.13) mostra as três derivadas temporais, ou seja as velocidades angulares de roll, pitch e yaw.

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p + (q\sin(\phi) + r\cos(\phi)\tan(\phi)), \\ \dot{\Theta} &= q\cos(\phi) - r\sin(\phi), \\ \dot{\psi} &= \frac{q\sin(\phi) + r\cos(\phi)}{\cos(\Theta)}\end{aligned}\tag{2.13}$$

Onde:

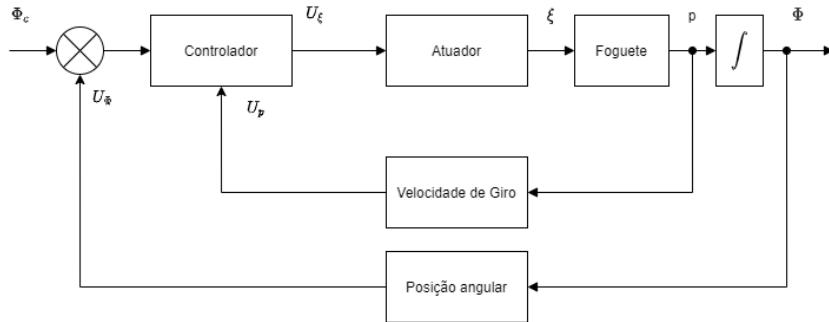
- Θ = Ângulo Pitch, (rad) ou ($^\circ$);
- ϕ = Ângulo Roll, (rad) ou ($^\circ$);
- $\dot{\psi}, \dot{\Theta}, \dot{\phi}$ = Velocidade dos ângulos de Euler yaw, pitch e roll, respectivamente, (rad/s) ou ($^\circ/s$).

2.3 Sistema de Controle

Segundo Ogata (2019, p.14), "Um sistema é a combinação de componentes que agem em conjunto para atingir determinado objetivo", e o controle desse sistema envolve a modelagem matemática e o desenvolvimento de um controlador para que a saída tenha um resultado esperado.

A Figura 13 mostra um diagrama de bloco funcional de um controlador de rolamento para foguete. Segundo Ali et al. (2019), a malha interna do diagrama tem como objetivo amortecer qualquer taxa de rotação indesejada, para isso é necessário o uso do sensor de giroscópio para medir a velocidade de giro. Já na malha externa, a velocidade de angular (p) é integrada para obter a posição angular (Φ) para compor o erro de posição dos canards.

Figura 13 – Diagrama de blocos do controle de rolamento.



Fonte – Adaptado (ALI et al., 2019).

A equação (2.14) (TEWARI, 2011, p.132) mostra a equação diferencial no domínio do tempo do rolamento do foguete:

$$\begin{aligned} J_{xx}\ddot{\Phi} &= -L_p p + L_A \delta_A \\ p &= \Phi \end{aligned} \quad (2.14)$$

O momento de inércia longitudinal é mostrado na equação (2.15), onde **m** é a massa do foguete:

$$J_{xx} = \frac{1}{2}m\left(\frac{d_{MAX}}{2}\right)^2 \quad (2.15)$$

Aplicando a transformando de Laplace e com condições iniciais nulas, obtém-se a equação (2.16), onde $G(s)$ é a função de transferência da dinâmica de rolamento do foguete:

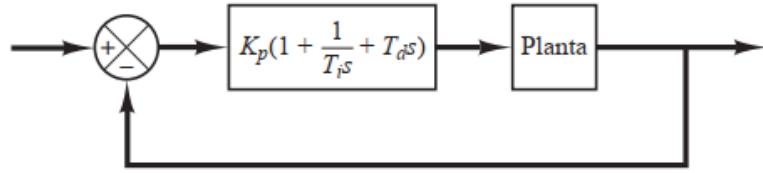
$$\begin{aligned} s^2 J_{xx} \Phi(s) &= L_p \Phi(s) + L_a \Delta(s) \\ G(s) &= \frac{\Phi(s)}{\Delta(s)} = \frac{L_A}{J_{xx}s^2 - L_p s} \end{aligned} \quad (2.16)$$

Onde:

Lp é o coeficiente de amortecimento de rolamento.

O controlador Proporcional Integral Derivativo (PID), segundo Ogata (2019), tem maior aplicação em sistemas de controle em geral e quando o modelo matemático da planta é desconhecido esse tipo de controlador torna-se mais útil. A Figura 14 mostra o diagrama de blocos do controlador PID de uma planta de controle.

Figura 14 – Controle PID de uma planta.



Fonte – (OGATA, 2019).

A função de transferência do controlador PID pode ser descrita como na equação (2.17):

$$G_c(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (2.17)$$

Segundo Tewari (2011, p.133), "Como a planta de dinâmica de rolamento carece de estabilidade assintótica, um controle de *feedback* PD é necessário para assegurar uma resposta bem amortecida", desta forma obtém-se a função de transferência em malha fechada:

$$\frac{P(s)}{P_{ref}(s)} = \frac{KG(s)}{1 + KG(s)} = \frac{\frac{L_a}{J_{xx}}(K_P + K_D s)}{s^2 + (K_D \frac{L_A}{J_{xx}} - \frac{L_p}{J_{xx}})s + \frac{L_A}{J_{xx}} K_P} \quad (2.18)$$

Através da equação (2.18) pode-se corresponder o denominador com a seguinte equação característica:

$$J_{xx}s^2 + s(K_d L_a - L_p) + K_p L_a = s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2 \quad (2.19)$$

A frequência natural do sistema (w_n) pode ser obtida pela equação (2.20), onde t_s é o tempo de acomodação do sistema e o coeficiente de amortecimento (ζ) com equação (2.21):

$$\omega_n = \frac{4}{\zeta t_s} \quad (2.20)$$

$$\zeta = \sqrt{\frac{\log(Mp)^2}{1 + \log(Mp)^2}} \quad (2.21)$$

Onde:

Mp = Máximo sobressinal, é o valor máximo de pico da curva de resposta.

Para encontrar as constantes K_p e K_d através da equação (2.22):

$$\begin{aligned} K_p &= \frac{J_{xx}\omega_n^2}{L_A} \\ K_d &= \frac{J_{xx}2\zeta\omega_n - L_p}{L_A} \end{aligned} \quad (2.22)$$

A modelagem matemática do servo motor CC pode ser representada segundo Widhiada, Nindhia e Budiarsa (2015), a partir da função de transferência da equação (2.23).

$$\frac{\Theta(s)}{Ea(s)} = \frac{K_{tn}}{s[L_a Js^2 + (L_a f + R_a J) + Ra f + K_{tn} K_b]} \quad (2.23)$$

Onde:

R_a = Resistência de armadura, (Ω);

L_a = Indutância de armadura, (H);

i_a = Corrente de armadura, (A);

E_a = Tensão aplicada de armadura, (V);

T = Torque do motor, (N-m);

J = Momento de inércia do motor, $\text{kg}\cdot\text{m}^2$;

K_{tn} e K_b = Constantes internas do motor;

f = Coeficiente de viscosidade do motor e carga, N-rad/s.

2.4 Sistema Embarcado

2.4.1 Definições

O conceito de sistema embarcado surge (do inglês *Embedded System*), que usualmente não depende de outros subsistemas para manter-se, tendo fonte de energia própria e código dedicado. O sistema embarcado para Ganssle (2003, p.102, tradução nossa), é “Uma combinação de hardware e software de computador, e talvez partes adicionais mecânicas e outras, projetado para realizar uma função dedicada”, por isso exige do projetista um conhecimento de áreas como programação, sistemas digitais e tudo que envolve o projeto no qual o sistema embarcado estará atuando.

Atualmente, existem várias aplicações envolvendo esse tipo de sistema, que vão desde o mercado automotivo até automação de escritório conforme mostra a Tabela 2.

Tabela 2 – Exemplos de sistemas embarcados e seus mercados.

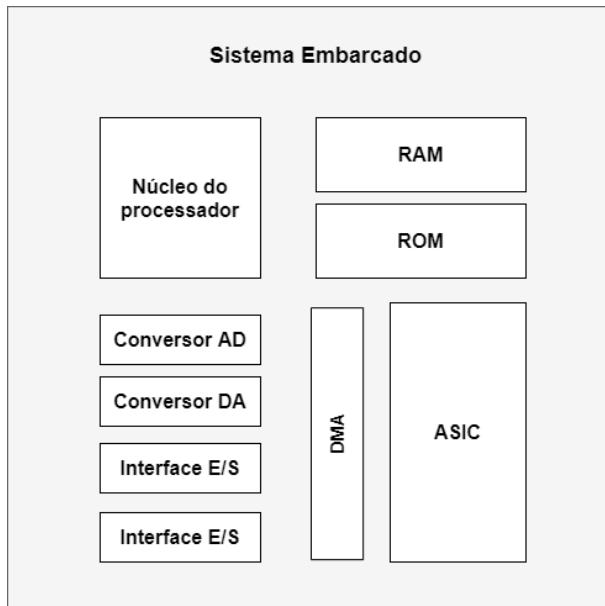
Mercado	Dispositivo embutido
Automotivo	Sistema de ignição Controle de motor Sistema de freio
Eletrônico (para consumo)	Televisores digitais e analógicos Caixas set-top (DVD, VCR, cabo) Personal Digital Assistants (PDA) Aparelhos de cozinha (refrigeradores, torradeiras, fornos de micro-ondas) Automóveis Brinquedos/jogos Telefones/celulares/pagers Câmeras Sistema de posicionamento global (GPS, do inglês global positioning systems)
Controle industrial	Robótica e sistemas de controle para manufatura Sensores
Médico	Bombas de infusão Máquinas de diálise Dispositivos protéticos Monitores cardíacos
Automação de escritório	Máquinas de fax Fotocopiadoras Impressoras Monitores Escâneres

Fonte – Adaptado (STALLINGS, 2010, p.36).

Segundo Vahid (2009), os circuitos digitais podem ser divididos em dois grupos: processador de propósito único e geral. Dessa maneira, o tipo de processador de um sistema embarcado enquadra-se em executar uma única tarefa de processamento (CHASE; ALMEIDA, 2007)e, assim em sua memória não pode haver mais que um programa para ser executado, caso contrário o seu processador torna-se de propósito geral o que descharacteriza um sistema embarcado.

A Figura 15 mostra uma estrutura geral de um sistema embarcado onde são apresentados os elementos como núcleo do processador, as memórias RAM e ROM, além dos periféricos conversores Analógico/Digital (AD) e Digital/Analógico (DA) e as interfaces de entradas e saídas (E/S). O acesso direto à memória (DMA), "é capaz de imitar o processador e, na realidade, assumir o controle do sistema do processado"(STALLINGS, 2010, p.192).

Figura 15 – Sistema Embarcado Típico.



Fonte – Adaptado (CAMPOSANO; WILBERG, 1996).

2.4.2 Características

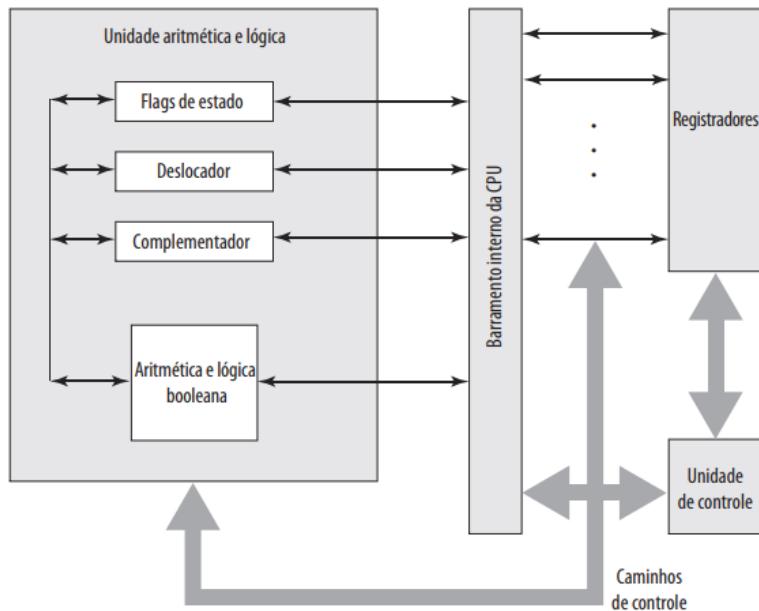
2.4.2.1 Processador

Segundo Heath (2002), o processador escolhido para o sistema embarcado deve ter uma capacidade de processamento que comporte a realização de tarefas dentro do sistema. Desta forma, é necessário mensurar a complexidade e o tamanho das operações do projeto, tornando-se importante para que o sistema embarcado execute as funções como esperado e consuma o mínimo de energia possível. O processador tende a ser, o principal componente do sistema, pois nele ficam concentradas as funções de execução do programa e gerenciamento das operações aritméticas e lógicas.

De modo geral, um processador possui alguns requisitos segundo Stallings (2010), como buscar instrução em memória, interpretar a instrução, além de: obter, processar e gravar os dados. Esse conjunto de ações são possíveis devido a uma memória interna que armazena as instruções e informações por um tempo.

A Figura 16 mostra uma visão detalhada da arquitetura interna de um processador, assim como os caminhos de transferência de dados e controle lógico pelo barramento interno. A figura também, apresenta a Unidade de Lógica e Aritmética (do inglês - Arithmetic Logic Unit (ALU)) que "realmente realiza operações lógicas e aritméticas sobre os dados"(STALLINGS, 2010, p.249). Por fim, os registradores funcionam como memória que possibilita ao usuário a nível de programação otimizar o uso para eficiência dos programas e privilegiar o sistema operacional para controlar a execução de programas.

Figura 16 – Estrutura interna da CPU.



Fonte – (STALLINGS, 2010).

2.4.2.2 Memória RAM e ROM

Para Vahid (2009, p.276), “uma memória $M \times N$ é um componente capaz de armazenar M itens de dados (data), de N bits cada um”. Em um sistema embarcado, a preocupação com a escolha de uma memória é algo crítico e deve levar em conta: o design do software e os dados de variáveis. Ao tratar de armazenamento, há diversos tipos de componentes ligados a uma hierarquia que forma a memória de um sistema embarcado, além disso pode-se classificar as memórias em dois grupos: RAM que pode ser lida ou escrita, e ROM que pode apenas ser lida.

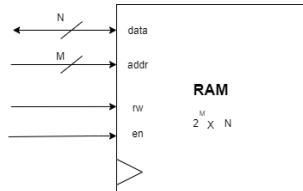
A seguir serão descrito os dois tipos de memória para um sistema embarcado.

1. Memória de acesso aleatório (RAM)

Esse tipo de memória é usada pelo processador a qualquer instante para armazenar e executar programas, ler e gravar dados que estão sendo processados. Para Vahid (2009), a RAM possui equivalência lógica a um banco de registradores que permite leituras e escritas individualmente a partir de endereços de entrada. A memória desse tipo muito comum é a RAM estática (SRAM), para Stallings (2010), a SRAM possui uma velocidade de acesso superior a outros tipos de memória, contém menos elementos lógicos e mantém dados quando a energia fornecida a ela falta.

A Figura 17 mostra um canal de **data**, que por onde ser ler ou escrever dados, outro canal é o **addr** responsável por acessar endereços para a manipulação dos dados, além disso há dois bits, de habilitação **en** para o componente RAM e controle de leitura/escrita **rw** para o **data**.

Figura 17 – Símbolo de diagrama de blocos de uma RAM.



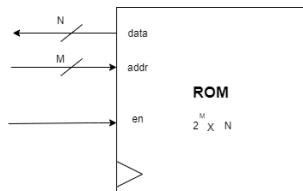
Fonte – Adaptado (VAHID, 2009).

2. Memória apenas de leitura (ROM)

Para Vahid (2009, p.283), "Uma memória apenas de leitura (ROM, de Read Only Memory) é uma memória que pode ser lida, mas não pode ser escrita". Esse tipo de memória apresenta algumas vantagens como baixo consumo de energia, velocidade de leitura por parte de um processador, não-volatilidade que preserva conteúdo quando retirada a energia e ligada novamente e por fim capacidade por volume ocupado se comparado com uma memória RAM.

A Figura 18 mostra um diagrama de blocos de uma memória ROM em que assemelha a uma memória RAM, porém não contém o canal de leitura/escrita. O princípio de funcionamento é acessar um endereço de memória (addr) e ler o conteúdo (data). O bit **en** permite a habilitação ou não do componente ROM.

Figura 18 – Símbolo de diagrama de blocos de uma ROM.



Fonte – Adaptado (VAHID, 2009).

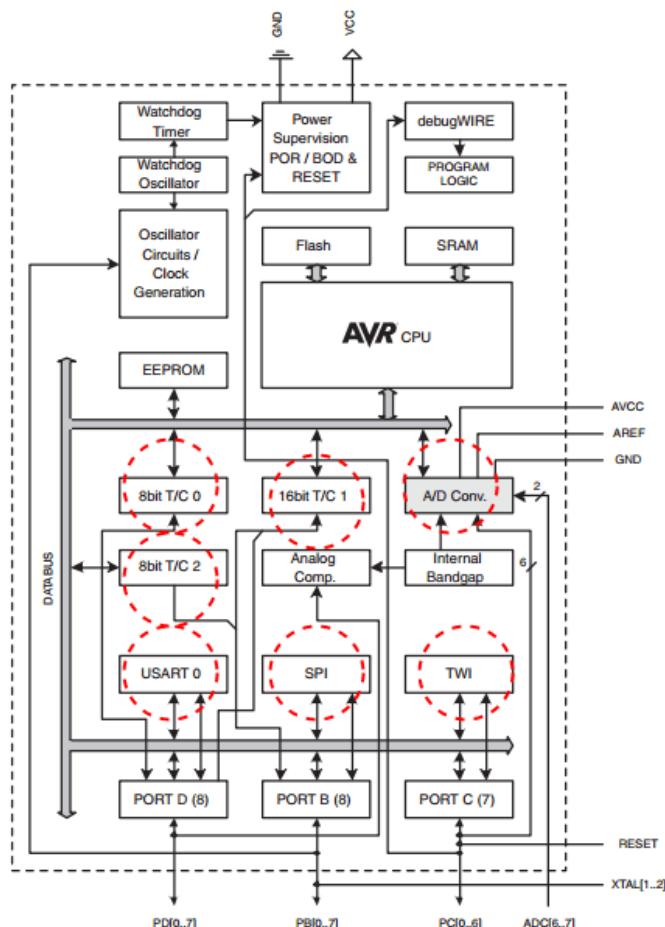
2.4.2.3 Periféricos

Para Heath (2002, p.9), “Um sistema embarcado tem que se comunicar com o mundo exterior e isso é feito por periféricos”, com isso o processador pode ler informações através de sensores e controlar por meio de atuadores o sistema o qual está interagindo. Os periféricos dividem-se entre **entradas** e **saídas**, dessa forma quando um processador

recebe uma informação de entrada, o sinal pode ser analógico ou digital, já quando o processador envia alguma informação digital ela pode ser convertida para analógica para, por exemplo, reproduzir música em um alto-falante.

Existem diversos tipos de periféricos que se comunicam com o processador, segundo Chase e ALMEIDA (2007), existem periféricos essenciais para microprocessadores e microcontroladores, como memória RAM, memória FLASH, interfaces de comunicação serial, conversores analógicos/digitais e temporizadores/contadores. A Figura 19 mostra a estrutura interna do microcontrolador ATmega328P onde pode ser visto Timers/Counters, USART, I2C, SPI e PWM que compõe esse chip, diferente de um microprocessador onde esses componentes ficam separado do chip.

Figura 19 – Periféricos do microcontrolador ATmega328P.



Fonte – Adaptado (EMBARCADOS, 2016).

2.4.3 Microcontroladores ARM

A ARM sigla para Máquina RISC Avançada (do inglês, *Advanced RISC Machines*) Inc e segundo Stallings (2010, p.36), "ARM é uma família de microprocessadores e microcontroladores baseados em RISC, projetados pela ARM Inc, Cambridge, Inglaterra" e

processadores comuns para sistema embarcados Cortex-M3 e Cortex-M4 baseados na arquitetura ARM7 que são chips de alto desempenho. Por outro lado, Cortex-M0, Cortex-M0+ e Cortex-M1 são produtos da família ARM que possuem um conjunto de instruções menor e são baseados na arquitetura ARM6, portanto possui uma configuração que tem menos portas e são uma opção para microcontroladores de baixo custo. A Tabela 3 mostra a relação das famílias com recursos, cache e milhões de instruções por segundo (do inglês, *millions of instructions per second* (MIPS)).

Tabela 3 – Evolução da ARM.

Família	Recursos notáveis	Cache	MIPS típico @ MHz
ARM1	RISC 32 bits	Nenhuma	
ARM2	Instruções de multiplicação e swap; unidade de gerenciamento de memória integrada, processador gráfico e de E/S	Nenhuma	7 MIPS @ 12 MHz
ARM3	Primeira a usar cache de processador	4 KB unificada	12 MIPS @ 25 MHz
ARM6	Primeira a aceitar endereços de 32 bits: unidade de ponto flutuante	4 KB unificada	28 MIPS @ 33 MHz
ARM7	SoC integrado	8 KB unificada	60 MIPS @ 60 MHz
ARM8	Pipeline de 5 estágios; previsão estática de desvio	8 KB unificada	84 MIPS @ 72 MHz
ARM9		16 KB/16 KB	300 MIPS @ 300 MHz
ARM9E	Instruções DSP melhoradas	16 KB/16 KB	220 MIPS @ 200 MHz
ARM10E	Pipeline de 6 estágios	32 KB/32 KB	
ARM11	Pipeline de 9 estágios	Variável	740 MIPS @ 665 MHz
Cortex	Pipeline superescalar de 13 estágios	Variável	2 000 MIPS @ 1 GHz
XScale	Processador de aplicações; pipeline de 7 estágios	32 KB/32 KB L1 512KB L2	1 000 MIPS @ 1,25 GHz

DSP = processador de sinal digital (do inglês *digital signal processor*)

SoC = sistema em um chip (do inglês *system on a chip*)

Fonte – (STALLINGS, 2010).

Um microcontrolador ARM é desenhado a partir de um estrutura de um Computador Conjunto Reduzido de Instrução (do inglês, *Reduced Instruction Set Computer* (RISC)) (STALLINGS, 2010), que visa otimizar o uso de registradores, possui um conjuntos de instruções simples e limitado e enfatiza a otimização do pipeline de instruções.

3 METODOLOGIA

Este capítulo mostrará como foi desenvolvido o sistema embarcado composto por placa controladora e mecanismo de deflexão, além das especificações técnicas de cada componente que fazem parte do sistema. Será apresentado também, o modelo de simulação do foguete utilizado como base para as referências operacionais e físicas do sistema embarcado.

3.1 Projeto do Foguete Acadêmico

No presente trabalho, será adotado o modelo de foguete acadêmico, com base no exemplo do software Open Rocket¹: *Roll-Stabilized Rocket*. Esse foguete do software é vendido pela empresa LOC Precision² cedida em Los Angeles, CA - Estados Unidos, com o foguete **HyperLOC 1600** como mostra a Figura 20 em estágio de lançamento.

Figura 20 – Foguete HyperLOC 1600 em lançamento.



Fonte – LOC PRECISION (2021).

¹<https://openrocket.info/>

²<https://locprecision.com/products/hyperloc-1600>

Os parâmetros principais e as dimensões do foguete modelo, são com base nos dados de simulação do Open Rocket. Ao baixar o software, em seguida abrir o exemplo *Roll-Stabilized Rocket*, pode ser visto os elementos:

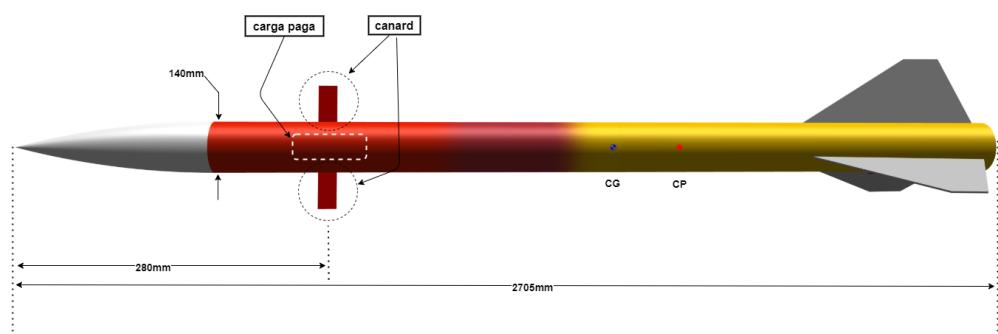
- Comprimento Total: 2,705 m;
- Diâmetro Externo: 0,14 m;
- Massa com motor: 12,207 kg;
- Massa para carga paga: 1,1 kg;
- CG: 1,631 m;
- CP: 1,820 m;
- Margem Estática: 1,35.

Os parâmetros de desempenho do foguete são obtidos da simulação do Open Rocket. Na aba de **Simulações de voo** do programa, encontra-se as seguintes informações:

- Apogeu: 2461 m;
- Tempo de voo: 110s;
- Inclinação de lançamento: 90°;
- Velocidade Máxima: 239 m/s;
- Aceleração Máxima: $52,1 \text{ m/s}^2$.

A Figura 21 mostra a visão lateral do foguete e o posicionamento dos *canards*. Além disso, o foguete possui 3 aletas defasadas entre si de 120°.

Figura 21 – Vista lateral do foguete.



Fonte – Autor (2021).

3.2 Especificação de componentes

Os componentes utilizados na placa controladora, foram escolhidos visando o sistema de controle de rolamento do foguete, em seguida o custo de aquisição dos componentes que permite que seja utilizado no âmbito universitário. Nesta seção, serão descritos os sensores, módulos auxiliares e sistema de alimentação do sistema embarcado.

A Tabela 4 mostra a relação de todos os componentes que compõe a placa controladora e suas quantidades. Na coluna referência, indica o rótulo de identificação nos diagramas esquemáticos.

Tabela 4 – Relação de componentes da placa controladora.

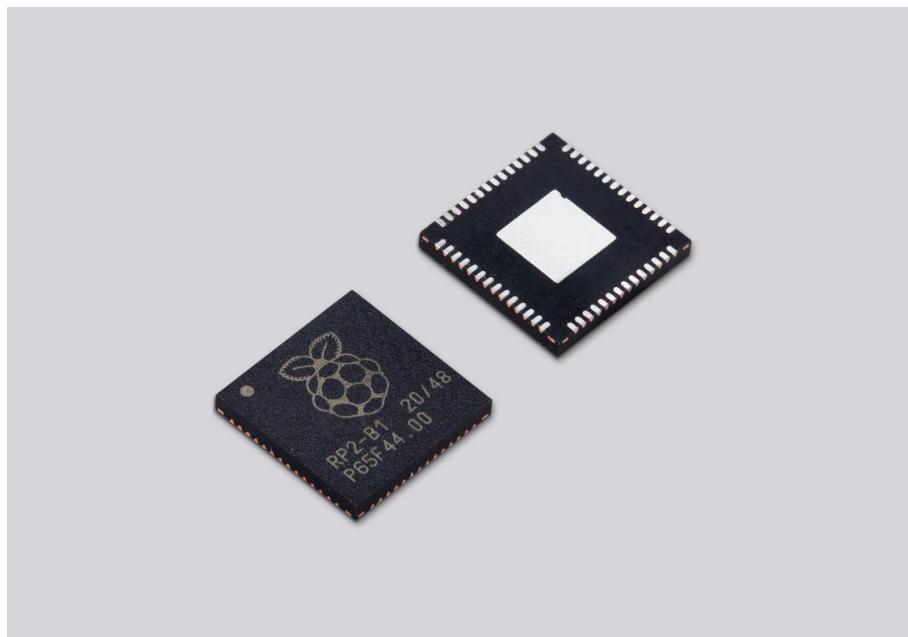
Componente	Referência	Quantidade
Memória Flash W25Q128JVS	U1	1
Entrada Micro USB	J1	1
Circuito Integrado TXB0104D	U8	1
Conector do Servo Motor Direito	J5	1
Conector do Servo Motor Esquerdo	J6	1
Microcontrolador RP2040	U3	1
Regulador de tensão NCP1117-3.3_SOT223	U2	1
Sensor MPU-6050	U5	1
Conector Cartão MicroSD	J3	1
Regulador de tensão LM2596T-3.3	U10	1
Driver L298P	U11	1
Conector de entrada	J4	1
Relógio de Tempo Real DS3231M	U7	1
Cristal Oscilador	Y1, Y2	2
Conector	J2	1
Furo C	H3	1
Sensor BNO055	U6	1
Sensor BMP280	U4	1
Furo B	H2	1
Firp A	H1	1
Resistor 4k7	R5, R6	2
Bateria 3V0	BT1	1
Diodo 1N5822	D1	1
Resistor 100k	R8-R10, R12, R13	5
Resistor 10k	R7, R11, R14-R16	5
Resistor 5k	R17	1
Resistor 1k	R1, R2	2
Resistor 27	R3, R4	2
Capacitor 680u	C33	1
Capacitor 220u	C34	1
Capacitor 33u	L1	1
Capacitor 10u	C3, C4	2
Capacitor 1u	C7, C8	2
Capacitor 120n	C24	1
Capacitor 100n	C5, C6, C9-C15, C17, C19, C22, C23, C35, C36	15
Capacitor 0.1u	C18, C21, C26, C27, C29	5
Capacitor 10n	C16	1
Capacitor 6.8n	C25	1
Capacitor 2.2n	C20	1
Capacitor 27p	C1, C2	2
Capacitor 27p	C2	1
Capacitor 27p	C1	1
Total		75

Fonte – Autor (2021).

3.2.1 Microcontrolador RP2040

A fundação Raspberry Pi é uma instituição localizada no Reino Unido, que tem objetivo de difundir o poder da computação e da produção digital. No ano de 2012, foi lançado o primeiro computador de US\$ 20 chamado de Raspberry Pi Model B, passaram-se os anos e em 2021 a empresa disponibilizou o primeiro microcontrolador baseado em ARM. Esse microcontrolador, chamado de RP2040 conforme mostra a Figura 22 será utilizado neste trabalho com o clock interno na configuração padrão de 48 MHz.

Figura 22 – Visão geral do microcontrolador.



Fonte – GUSE (2021).

A escolha desse microcontrolador para o projeto, leva em conta seu alto desempenho associado ao baixo custo e facilidade de uso. Com base na Tabela 5, os recursos de consumo de corrente, CPU e memória RAM/Flash mostram que o microcontrolador RP2040 supera os demais processadores comparados, e satisfaz os requisitos operacionais de voo do foguete. Além do mais, o microcontrolador RP2040 fornece aos desenvolvedores uma maior flexibilidade, pois pode ser programado nas linguagens MicroPython e C++.

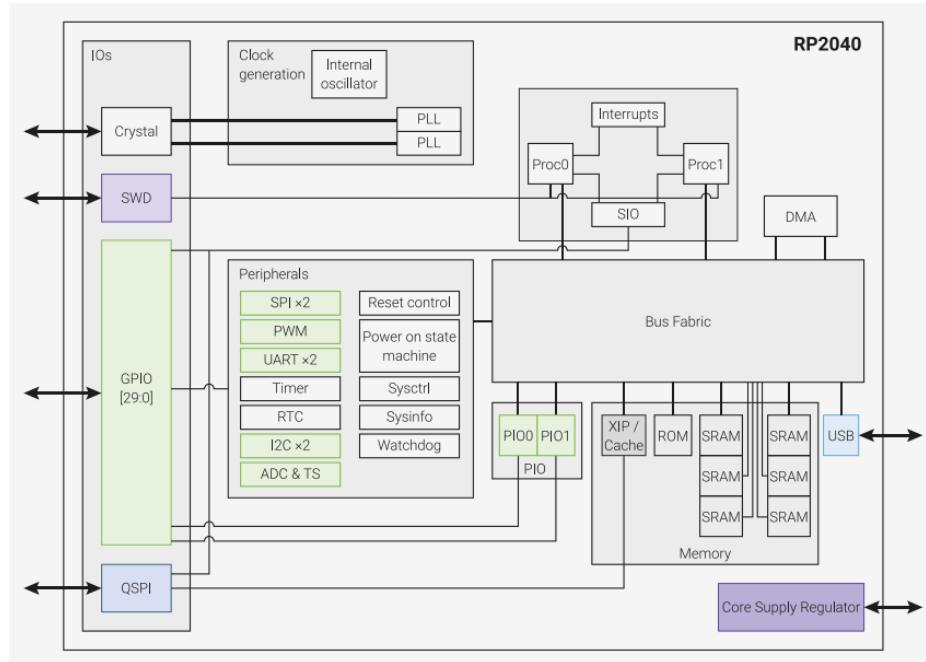
Tabela 5 – Comparaçāo entre microcontroladores.

Recurso	RP2040	ESP32	ESP32-S2	Blackpill (STM32F411)
Chip	QFN-56	QFN-48	QFN-56	QFN-48
CPU	2xCortex-M0+, 133 MHz	2xLX6, 240 MHz	1xLX7, 240 MHz	Cortex-M4, 100 MHz
Co-Processador	PIO	ULP	RISC-ULP	-
RAM	264 kB	520 kB	320 kB	128 kB
Flash	2 MB	4 MB	4 MB	512 kB
GPIO	30	26	30	32
ADC	12 bit	12 bit	12 bit	12 bit
USB	1.1 Host/Device	Não	1.1 Host/Device	1.1 Host/Device
UART	2	3	2	3
I2C	2	2	2	3
SPI	2	4	4	5
I2S	-	2	2	2/5
CAN	Não	Sim	Não	Não
DMA	Sim	Sim	Sim	Sim
Debugging	SWD	SWD	SWD	SWD
Wi-Fi	Não	Sim	Sim	Não
Bluetooth, BLE	Não	Sim	Sim	Não
Consumo de corrente	18 mA	53 mA	30 mA	26 mA
Preço	US\$ 5	US\$ 5	US\$ 5	US\$ 4

Fonte – SPIESS (2021).

A Figura 23 mostra o diagrama em blocos do microcontrolador, na seção de memória está presente 6 bancos de SRAM interna onde pode conter código e é endereçada para um região de 264 kB. Para tarefas rotineiras de transferência de dados, o barramento DMA é útil.

Figura 23 – Diagrama interno de blocos.



Fonte – DATASHEET (RASPBERRY PI TRADING, 2021, p. 11).

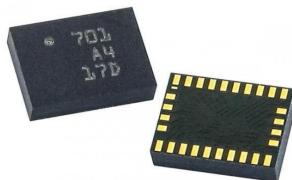
3.2.2 Sensores

Nesta seção, são apresentados os instrumentos de medições do sistema embarcado do foguete. Os sensores serão descritos a partir da funcionalidade, especificações técnicas de cada fabricante e a forma de interação com o microcontrolador. A escolha desses componentes são com base no custo de aquisição, faixa de operação em voo nominal do foguete HyperLOC e facilidade em se comunicar serialmente com o RP2040.

3.2.2.1 BNO055

O sensor BNO055, como mostra a Figura 24, é um dispositivo de Unidade de Medida Inercial (do inglês - Inertial Measurement Unit (IMU)), este sensor integra um acelerômetro triaxial de 14 bits, um giroscópio triaxial de 16 bits e um sensor geomagnético de três eixos de 32 bits. A utilização desse sensor no projeto, permite o controle ativo de rolamento, pois ele fornece o sinal de realimentação para o controlador dos *canards*. O foguete deste trabalho, possui aceleração máxima e taxa de rotação dentro dos limites operacionais do sensor, além disso, possui um microcontrolador ARM Cortex-M0 que adiciona mais confiabilidade na aquisição e transmissão dos dados.

Figura 24 – Visão geral do BNO055.



Fonte – DATASHEET (BOSCH, 2014, p. 24).

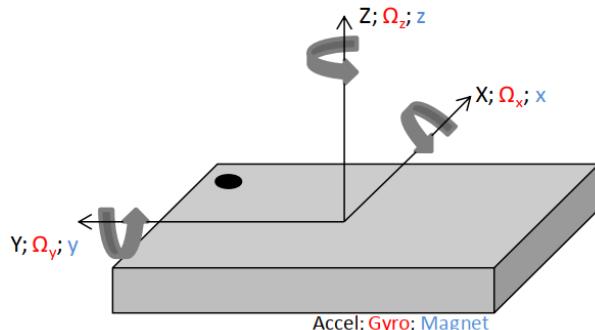
A seguir, são apresentadas as especificações operacionais do sensor BNO055, onde **LSB** é a sigla para Bit Menos Significativo (do inglês *Least Significant Bit*) e **g** a aceleração da gravidade.

- Tensão de alimentação: 2.4-3.6V;
- Corrente de alimentação: 0.04-12.3 mA;
- Faixa de aceleração: ± 2 , ± 4 , ± 8 , ± 16 g;
 - Precisão: 1 LSB/mg;
- Faixa de Giros: 125, 250, 500, 1000, 2000 °/s;

- Precisão: 16 LSB/ $^{\circ}$ /s ou 900 rad/s;
 - Faixa do Magnetômetro: $\pm 1300 \mu T$ (xy) e $\pm 2500 \mu T$ (z);
 - Precisão: 0.3 μT .

O sensor BNO055, possui um sistema de coordenadas internamente como mostra a Figura 25, onde os termos *Accel*, *Gyro* e *Magnet* correspondem as grandezas vetoriais de: Aceleração Linear, Aceleração Angular e Intensidade de Campo Magnético, respectivamente.

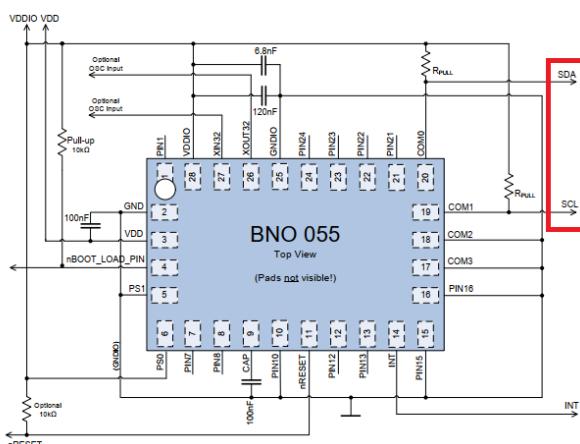
Figura 25 – Sistema de coordenadas BNO055.



Fonte – DATASHEET (BOSCH, 2014, p. 24).

A comunicação do sensor BNO055 com o microcontrolador, dá-se pelo protocolo Circuito Inter-Integrado (do inglês, *Inter-Integrated Circuit (I²C)*), pois um número de pinos menor usando um sinal de clock (SCL) e outro de dados (SDA), além disso possui uma confiabilidade satisfatória no tráfego de informação entre um dispositivo e outro. A Figura 26, mostra o esquemático configurado para estabelecer a comunicação *I²C*.

Figura 26 – Esquemático para comunicação I^2C .



Fonte – DATASHEET (BOSCH, 2014, p. 99).

3.2.2.2 BMP-280

O instrumento utilizado para medir alturas ou altitudes, conhecido como altímetro é o BMP-280. Este sensor, como mostra a Figura 27, possui baixo consumo de energia e um sensor de temperatura embutido, reduzindo o número de componentes e conexões necessárias para o projeto. Além do mais, a faixa de leitura de altitude chega a 9000 m acima do nível do mar e menos 500 m abaixo dele, desta forma este sensor consegue capturar os dados de altitude, uma vez que, o apogeu do foguete deste trabalho é de 2461 m.

Figura 27 – Visão geral do BMP280.



Fonte – DATASHEET (BOSCH, 2015, p. 1).

Especificações:

- Tensão de alimentação: 1.71-3.6V;
- Corrente de alimentação: 0.1-4.2 μ A;
- Faixa de Pressão: 300-1100 hPa;
 - Precisão: 1 LSB/mg.

3.2.2.3 MPU-6050

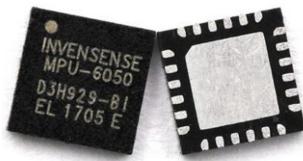
O chip MPU-6050, como mostra a Figura 28, é um dispositivo integrado de 16 bits que possui um acelerômetro e giroscópio com 3 eixos cada, totalizando assim 6 graus de liberdade (6DOF). O uso desse segundo IMU, permite uma redundância dos sinais para controlador de rotação, apesar de não possuir magnetômetro embutido, torna-se um dispositivo de reserva para o BNO055, caso ele tenha algum problema de funcionamento em voo. O circuito de operação típico do MPU-6050, possui somente uma forma de comunicação serial a I^2C .

As especificações do MPU-6050 são:

- Tensão de alimentação: 2.375-3.46 V;
- Corrente de alimentação: 0.05-3.6 mA;

- Faixa de aceleração: $\pm 2, \pm 4, \pm 8, \pm 16$ g;
 - Precisão: 16.384, 8.192, 4.096, 2.048 LSB/g;
- Faixa de Giros: 250, 500, 1000, 2000 °/s;
 - Precisão: 131, 65.5, 32.8, 16.4 LSB/°/s.

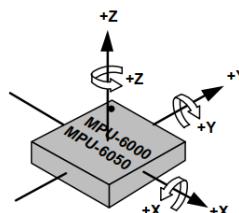
Figura 28 – Visão geral do MPU-6050.



Fonte – DATASHEET (INVENSENSE, 2013, p. 22).

A configuração dos eixos para aceleração linear e angular no chip MPU-6050 estão descrito na Figura 29.

Figura 29 – Orientação dos eixos do MPU-6050.

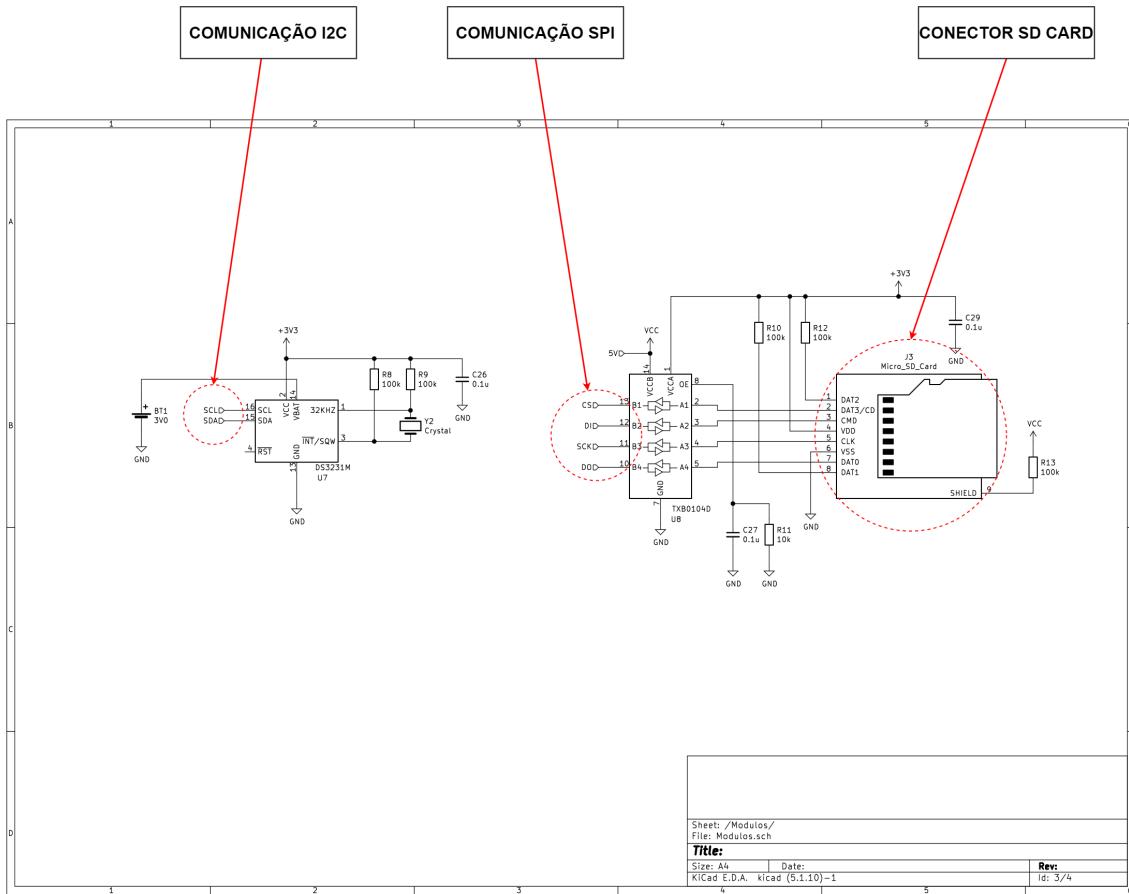


Fonte – DATASHEET (INVENSENSE, 2013, p. 21).

3.2.3 Módulos Auxiliares

Neste projeto, há dois módulos para auxiliar o armazenamento e o processamento dos dados: Cartão MicroSD e o Relógio de Tempo Real, conforme mostra o diagrama da Figura 30. A função do Cartão MicroSD é armazenar os dados de voo para serem analisados posteriormente, já o Relógio de Tempo Real (do inglês, *Real Time Clock* (RTC)), possui a finalidade de gerar uma base de tempo síncrona para alguns eventos como o apogeu durante o voo.

Figura 30 – Diagrama de conexões do RTC e o Cartão MicroSD.



Fonte – DATASHEET (MAXIM INTEGRATED, 2015, p. 1) e RHUDOLABZ (2019).

O RTC possui um chip chamado DS3231, da fabricante *Maxim Integrated*, de baixo custo e se comunicam com outros dispositivos através do protocolo I^2C , além do mais possui um sensor de temperatura embutido para melhorar a exatidão do tempo. As informações fornecidas pelo chip são: segundos, minutos, horas, dia, mês, ano e pode operar nos formatos de hora 12 ou 24.

O projeto do Cartão MicroSD tem como base o circuito integrado TXB0104, da fabricante de componentes *Texas Instruments*, esse chip é um conversor bidirecional de nível de voltagem de 4 bits, dessa forma permitindo a utilização de um Cartão MicroSD com o microcontrolador. A escrita e leitura de dados no MicroSD é por meio do protocolo de comunicação SPI, sigla para Interface de Periférico Serial (do inglês, *Serial Peripheral Interface (SPI)*).

As especificações do MicroSD e RTC são:

1. Cartão MicroSD:

- Tensão de alimentação: 3.3-5 V;
- Corrente de alimentação: 50-100 mA;
- Capacidade: 64 Gb.

2. Relógio de Tempo Real (RTC):

- Tensão de alimentação: 2.3-5.5 V;
- Corrente de alimentação: 0.011-0.2 mA;
- Cristal Oscilador: 32768 kHz;
- Tensão da bateria: 3.0 V.

3.2.4 Fonte de alimentação e motor

Nesta seção, serão apresentados a fonte de energia para suprir o funcionamento do circuito embarcado e o atuador que movimentará os *canards*.

3.2.4.1 Sistema de energia

A bateria utilizada para alimentar todo o sistema embarcado é do tipo Li-Íon com o encapsulamento 18650, como mostra a Figura 31. A escolha dessa bateria passa pela segurança em relação aos demais tipos e por ser compacta para encaixar no corpo do foguete. Neste projeto, são utilizadas duas dessas baterias em série para totalizar uma fonte de entrada do sistema de 7.2V e capacidade nominal dobrada de energia.

Figura 31 – Bateria 18650.



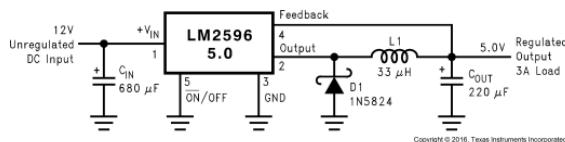
Fonte – FILIPEFLOP (2021).

A bateria 18650 possui um formato cilíndrico e as especificações estão seguir:

- Tensão de nominal: 3.6 V;
- Capacidade nominal: 2600 mAh;
- Dimensões: 65 mm de altura, 18 mm de diâmetro;
- Peso: 45g.

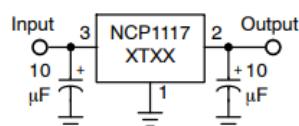
Neste projeto, a fonte de energia para os componentes divide-se em dois níveis primários e dois secundários. Para os níveis primários, tem-se 5V/3A transformado a partir do regulador LM2596, da fabricante *Texas Instruments*, conforme mostra a Figura 32, que apresenta um circuito padrão para uma tensão de saída de 5V. Segundo nível primário, é o 3,3V/0,8A utilizado para a maioria dos componentes como o microcontrolador e os sensores, o regulador que converte esse nível tensão é o NCP1117, como mostra a Figura 33, da fabricante de componentes *ONSEMI*. Por fim, os secundários são: 1,0V para a referência do microcontrolador RP2040, e 3,0V para a bateria do RTC.

Figura 32 – Diagrama de aplicação do LM2596.



Fonte – DATASHEET (TEXAS INSTRUMENTS, 2021, p.1).

Figura 33 – Diagrama de aplicação do NCP1117.



Fonte – DATASHEET (ONSEMI, 2021, p.2).

3.2.4.2 Servo Motor

Os motores de acionamento para o controle de rolamento do foguete, são do tipo de servo motor de corrente contínua (CC), pois possuem um alto torque, tamanho proporcional para o embarque no foguete e resistência para movimentar os *canards* em voo. Além disso, os servo motores possuem um sistema de feedback que detecta a diferença entre a velocidade ou posição desejada, para que o controlador possa ajustar a saída para corrigir qualquer desvio do sinal de referência.

As especificações segundo o fabricante Tower Pro do motor são:

- Tensão de alimentação: 4.9-6.6 V;
- Corrente de alimentação: 10-170 mA;
- Torque de parada: 10.5 kg/cm (4.8V) - 13 kg/cm (6 V);
- Peso: 55g;
- Dimensões: $40.7 \times 19.7 \times 42.9$ mm.

Figura 34 – Servo Motor MG946R.



Fonte – Tower Pro (2014).

Segundo a fabricante de servo motores Tower Pro³, existem quatro principais categorias de servos, que são divididos de acordo com sua massa, além disso quanto maior a massa, mais capacidade em gerar torque.

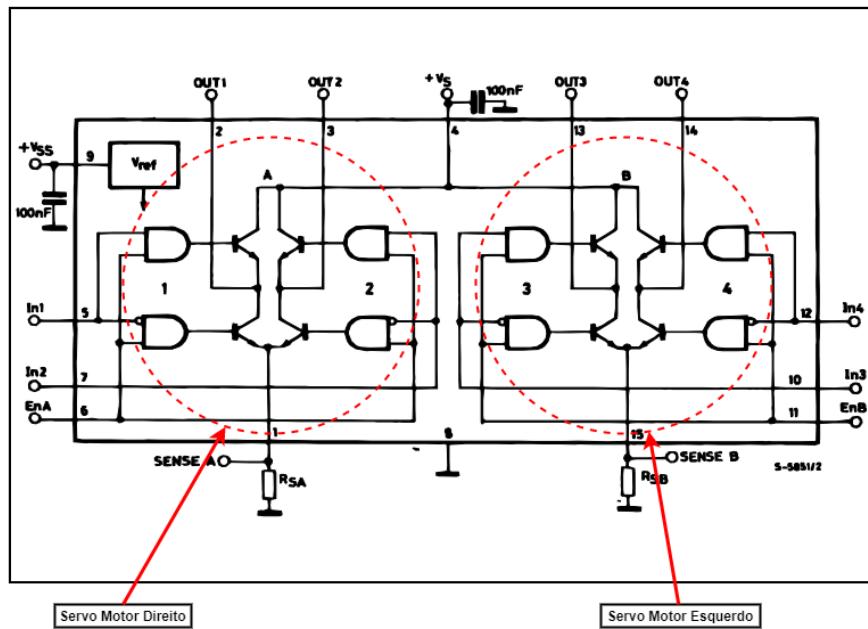
- Micro Servo: 5-10 g;
- Mini Servo: 11-20 g;
- Servo Padrão: 31-40 g;
- Servo Pesado: < 50 g.

A inclusão de dois servo motores pesado para este projeto, visa não restringir movimentos complementares das asas móveis, ou seja, movimentos que sejam inverso de um canard em relação ao outro. Além disso, como não há dados experimentais do foguete, é prudente aumentar o dimensionamento do motor para proteger os *canards* e garantir o melhor nível de segurança durante o voo.

³<https://www.towerpro.com.tw/>

O controle dos servo motores são intermediados por um conjuntos de transistores na configuração de ponte H. O circuito integrado utilizado foi o L298HN, pois permite o controle de até dois motores. Na Figura 35 mostra a estrutura interna do chip L298HN para controlar os servo motores, as saídas são OUT1 e OUT2 para o servo motor direito (SMD); OUT3 e OUT4 para o servo motor esquerdo (SME). Os sinais de entradas para o controle do SMD são os pinos In1, In2 e EnA, e para o SME os pinos In4, In5 e EnB.

Figura 35 – Diagrama em bloco do L298HN.



Fonte – DATASHEET (STMICROELECTRONICS, 2000, p. 1).

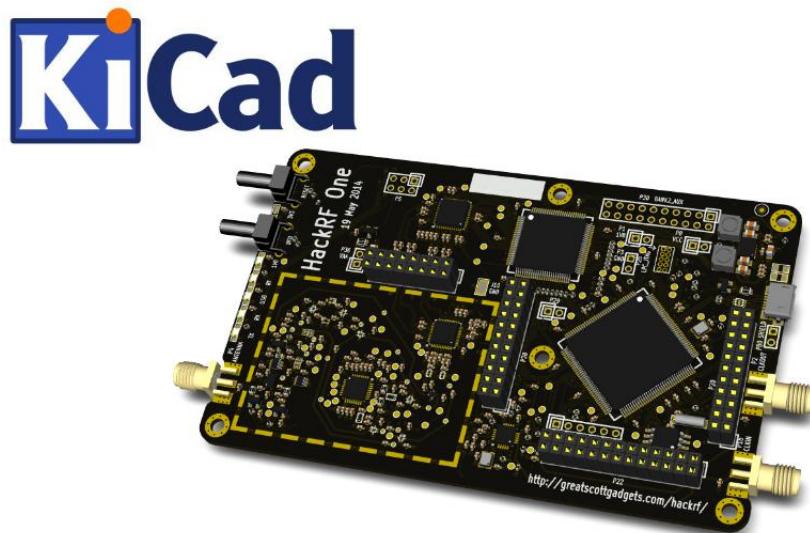
As especificações do L298HN são:

- Tensão de alimentação: máx. 50 V;
- Corrente de alimentação: máx. 2.5 A;
- Tensão de Operação: 2-7 V.

3.3 Projeto no Software Kicad

O software utilizado neste trabalho para criação do diagrama esquemático, placa de circuito impresso (PCI) e visualização 3D, é o Kicad⁴ na versão 5.1.10. Essa ferramenta, reúne um conjunto de programas livres (do inglês, *opensource*) e multiplataforma (Windows/Linux/Mac) que permite o desenvolvimento da placa controladora para o sistema embarcado no âmbito universitário. A Figura 36 mostra o logotipo do software.

Figura 36 – Apresentação do software Kicad.



Fonte – (EMBARCADOS, 2016).

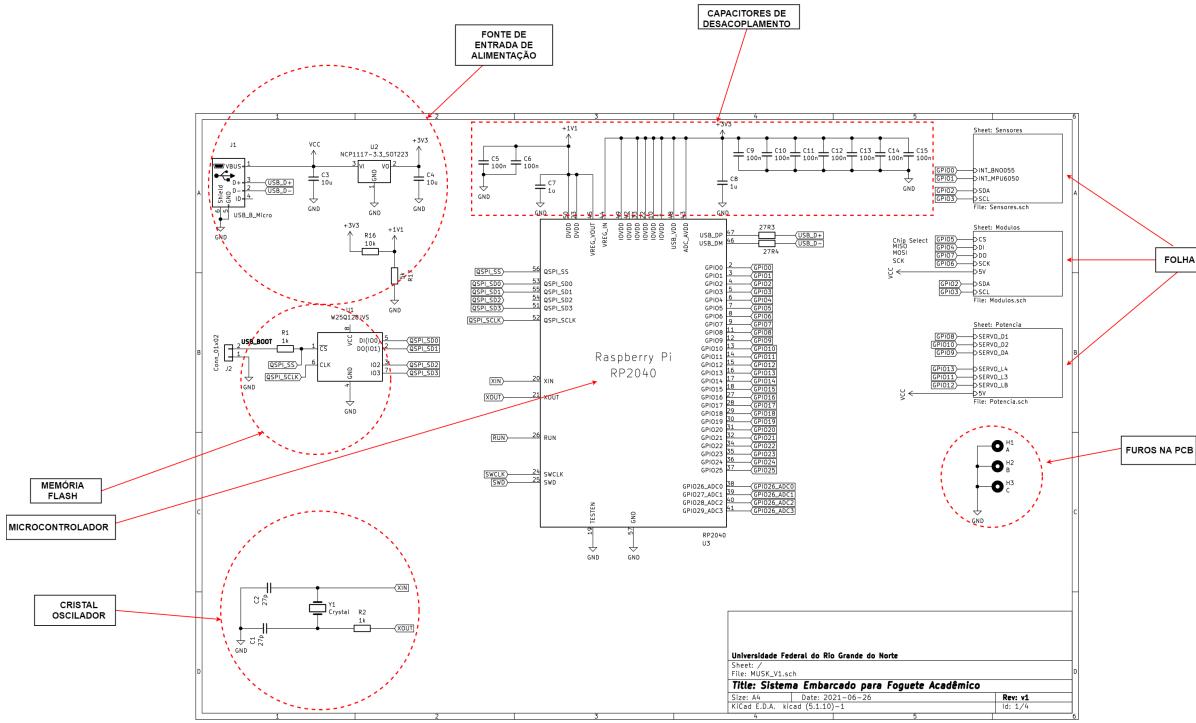
3.3.1 Diagrama Esquemático

A conexão dos pinos entre componentes para a construção da placa controladora do sistema embarcado, é realizada na seção do editor *Schematic Capture* do software Kicad. Nesse ambiente, contém todas as bibliotecas de componentes necessárias para o desenvolvimento do sistema embarcado, após isso, preparar o projeto da placa de circuito impresso de dupla face. A Figura 37 mostra uma visão geral dos componentes do sistema embarcado e as ligações entre si, as conexões do microcontrolador RP2040 foi com base no guia da própria Raspberry Pi chamado *Hardware Design with RP2040*⁵, que fornece as recomendações para funcionamento adequado do processador. O projeto foi compartimentado em folhas para organizar os subsistemas do projeto.

⁴<https://www.kicad.org/>

⁵<https://datasheets.raspberrypi.org/rp2040/hardware-design-with-rp2040.pdf>

Figura 37 – Diagrama esquemático do sistema embarcado.



Fonte – Autor (2021).

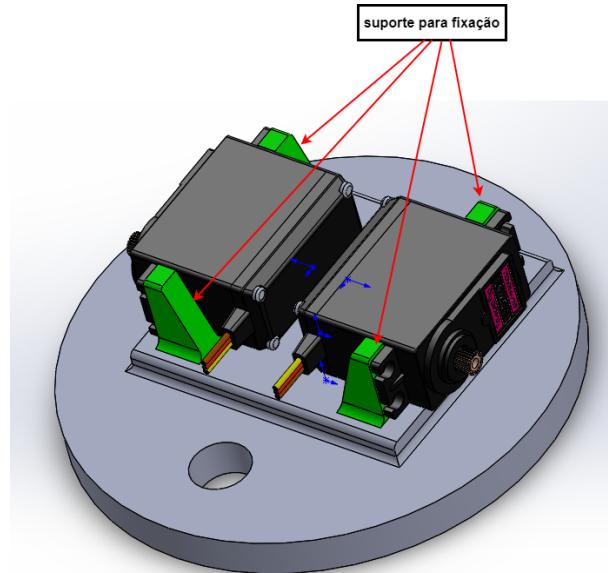
Na folha **Sensores**, ficam reunidos os instrumentos de medições: MPU-6050, BNO055 e BMP-280. A comunicação de todos os componentes com o RP2040, é realizada por meio do protocolo I^2C , a tensão nominal de operação desses sensores é 3,3V. A próxima folha **Módulos**, possui os componentes: Cartão MicroSD e RTC, que está detalhado na Figura 30. A tensão de operação dos módulos são: 5V e 3,3V, e a comunicação com o microcontrolador com são I^2C e SPI . Por fim, a folha de **Potência** está organizado: o regulador tensão LM2596 e a driver de ponte H L298HN. O componente LM2596 recebe a tensão de entrada das baterias de Li-Íon e converte para alimentar todo o sistema embarcado, a ponte H é controlada por sinais digitais do RP2040.

3.4 Projeto do Mecanismo de Deflexão

O mecanismo de deflexão visa controlar o ângulo δ dos *canards* em relação ao eixo longitudinal do foguete. Com isso, o foguete pode anular ou fixar uma taxa de rotação promovendo maior estabilidade durante o voo. O controle ativo do foguete dá-se pelo movimento dos *canards*, para isso foi considerado o perfil de asa móvel do foguete HyperLOC, cujas dimensões são: 100 mm de comprimento, 50 mm de largura e 8 mm de espessura. A Figura 38 mostra a base suporte, modelado no software SolidWorks Student Edition 2019, com diâmetro de 123 mm e espessura de 10 mm, que posiciona os motores para alinhá-los

ao eixo axial do foguete, além disso faz o uso de 8 parafusos **M3** para fixar os motores na base.

Figura 38 – Base de fixação dos motores.

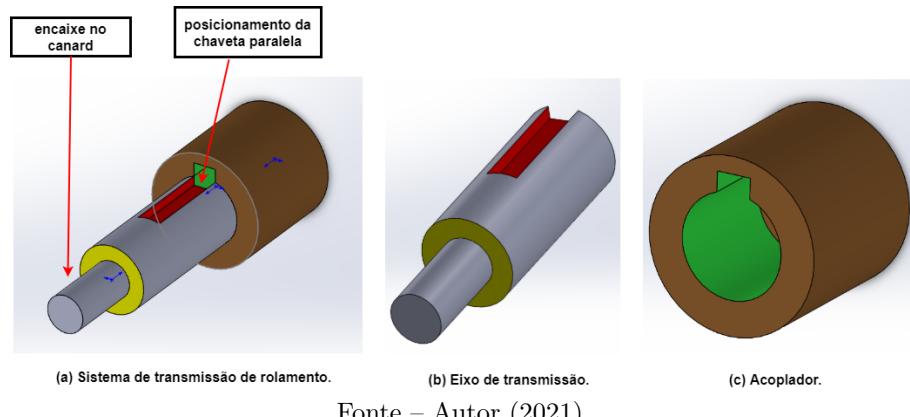


Fonte – Autor (2021).

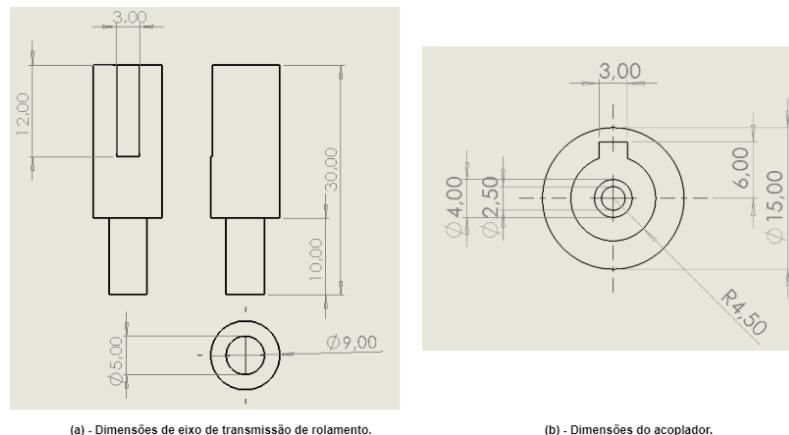
A Figura 39-(a) mostra o sistema de transmissão de rolamento, desenvolvido a partir do software SolidWorks Student Edition 2019, o qual é separado em duas partes: o **eixo de transmissão**, como mostra a Figura 39-(b), e o **acoplador**, como mostra a Figura 39-(c). No eixo de transmissão, foi adicionado um elemento de união de peças chamado chaveta paralela. Essa de estrutura de chaveta, possui uma seção transversal quadrada e pode ser melhor observada na Figura 40-a, assim permite encaixe por interferência o eixo de transmissão com o acoplador.

O acoplador, por sua vez, possui a finalidade de fixar-se ao eixo do servo motor, por meio de parafuso, assim o movimento é transferido. O alinhamento e ponto de apoio que o acoplador terá com o resto do sistema de transmissão será através de um rolamento de esferas de contato angular. A escolha desse tipo de rolamento é indicado para eixos pequenos segundo o fabricante e distribuidor SKF⁶ de rolamentos. A Figura 41 mostra o dimensionamento do rolamento de acordo com o diâmetro interno (d).

⁶<https://www.skf.com.br>

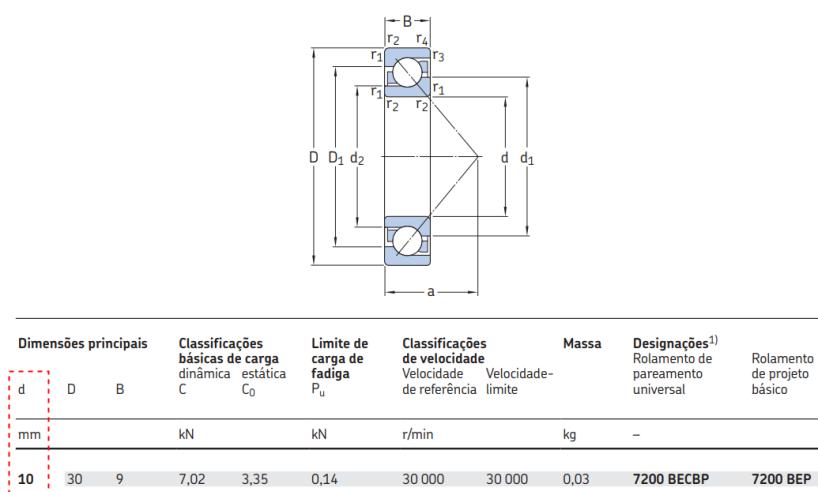
Figura 39 – Sistema de transmissão de rolamento para os *canards*.

Fonte – Autor (2021).

Figura 40 – Dimensões do sistema de transmissão de rolamento para os *canards*.

Fonte – Autor (2021).

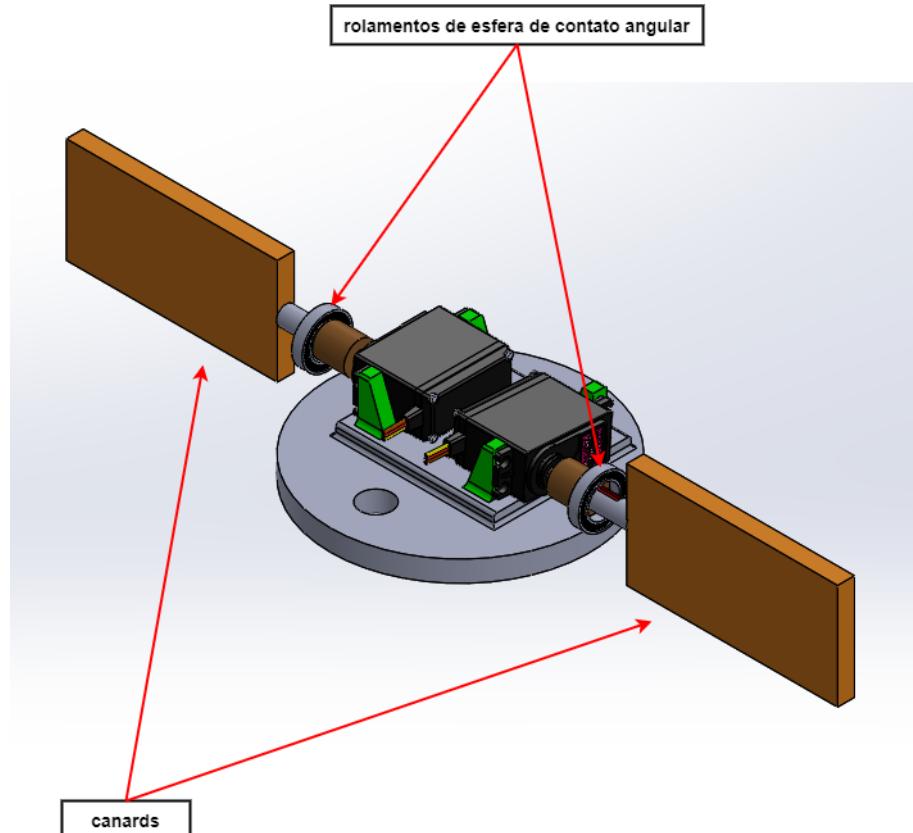
Figura 41 – Rolamento de uma carreira de esferas de contato angular.



Fonte – Adaptado SKF (2015, p.475).

A Figura 42 mostra o posicionamento dos *canards* em relação ao sistema transmissão de rolamento. Dessa forma, esse sistema compõe o mecanismo de deflexão.

Figura 42 – Mecanismo de deflexão dos *canards*.



Fonte – Autor (2021).

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo serão apresentados as visualizações em 3D da placa controladora com os demais subsistemas que a compõe e, do ponto de vista de implementação, os custos associados para o desenvolvimento do protótipo. Além disso, será descrito o fluxo de energia do sistema embarcado indicando o quanto de autonomia terá seu funcionamento.

4.1 Placa controladora

O desenvolvimento da placa controladora no Kicad, buscou atender às especificações físicas do foguete HyperLOC, portanto os componentes que compõem o sistema embarcado suportam o apogeu simulado, além das velocidades e acelerações máximas que o foguete pode alcançar. Para isso, a placa incluiu o uso de dois dispositivos IMUs: BNO055 e MPU-6050, que operam realizando leituras das acelerações lineares e angulares do foguete, além de operarem em redundância, caso um ou outro apresente defeito, e assim o microcontrolador RP2040 executa o algoritmo de controle de rolamento para estabilizar o foguete em uma certa taxa de rotação.

A Tabela 6 mostra a relação de massa dos elementos que compõem o sistema embarcado. Para a **Base**, **Acoplador** e o **Eixo de Transmissão** o material proposto para fabricação foi o alumínio com densidade $2,7 \text{ g/cm}^3$. O peso do sistema embarcado ficou em 925,976 g, como a massa do sistema afeta diretamente na estabilidade do foguete, é importante a medição de cada componente para os cálculos do CP e CG do veículo. Além disso, o foguete HyperLOC permite uma massa de carga paga nessa região dos canards de 1100 g.

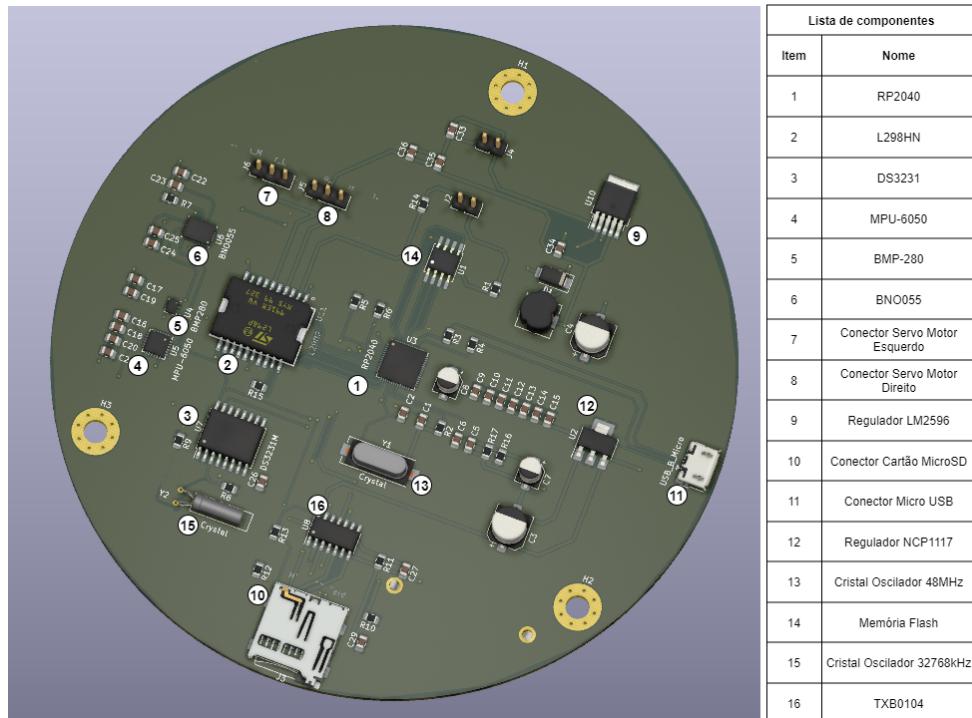
Tabela 6 – Relação de massa dos componentes.

Componente	Volume (cm^3)	Massa (g)
PCI	-	250
Motores	-	110
Componentes Eletrônicos	-	20
Base	145,7	393,39
Acoplador	2 x 1,76	4,752
Eixo de transmissão	2 x 1,42	3,834
Rolamento	-	54
Bateria 3,2V	2 x 11,7	90
Total		925,976

Fonte – Autor (2021).

A Figura 43 mostra uma visão geral da placa controladora de dupla face, onde na face superior reúne todos componentes.

Figura 43 – Placa controladora.



Fonte – Autor (2021).

A cotação de todos os componentes da placa, foi realizada na empresa Digi-Key¹, que é americana e distribui componentes eletrônicos, ao custo de R\$ 660,55 com preço do dólar a R\$ 6,00, foi o valor encontrado para desenvolvimento do protótipo da placa. Essa empresa foi escolhida como referência, pois possui todos os componentes necessários para a prototipação da placa. A Tabela 7 mostra a relação dos componentes obtidos na Digi-Key, os valores presentes nesta tabela estão em dólar.

Após o desenvolvimento da placa no software Kicad, foram gerados os arquivos em formato gerber, como mostra a Figura 44, que é um formato universal para que equipamentos de prototipação de placa de circuito consigam realizar a usinagem das trilhas e furos de acordo com o projeto. Foi feita uma cotação na empresa JLCPCB², localizada em Shen Zhen - China, para uma placa de duas faces, 16 mm de espessura, furos metalizados e cor verde estipulou a um preço de US\$ 10,20 ou R\$ 61,20 com o valor do dólar a R\$ 6,00.

¹<https://www.digikey.com/>

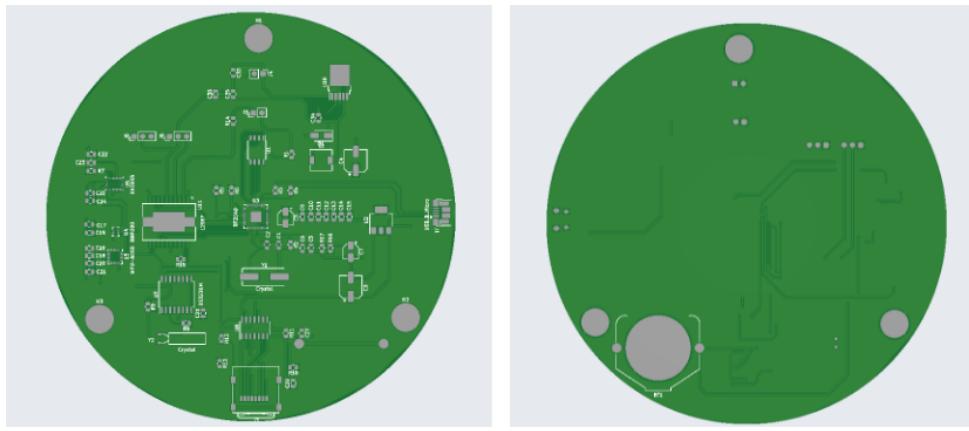
²<https://jlcpcb.com/>

Tabela 7 – Cotação dos componentes.

Descrição	Quantidade Solicitada	Número de Peça da Digi-Key	Preço Unitário (US\$)	Preço Total (US\$)
RP2040TR7	1	2648-SC0908(7)CT-ND	1,00	1,00
IC BRIDGE DRIVER PAIR 20POWERSO	1	497-1396-5-ND	7,96	7,96
IC RTC CLK/CALENDAR I2C 20-SOIC	1	DS3232SN#-ND	9,46	9,46
IMU ACCEL/GYRO 3-AXIS I2C 24QFN	1	1428-1007-1-ND	11,77	11,77
SENSOR PRESSURE ABSOLUTE	1	828-BMP384CT-ND	5,16	5,16
BN0055 INTELLIGENT 9-AXIS SENSOR	1	1738-SENO374-ND	17,90	17,9
IC REG MULT CONFIG ADJ 3A D2PAK-5	1	LM2596DSADJR4GOSCT-ND	2,610	2,61
SMT MICRO SD CARD CONNECTOR, PUS	1	732-693071030811CT-ND	3,760	3,76
CONN RCPT USB MICRO B SMD RA	1	2092-KMMX-BSMT35S-B30CT-ND	1,30	1,3
IC REG LINEAR POS ADJ 1A SOT223	1	NCP1117LPSTADT3GOSCT-ND	0,440	0,44
CRYSTAL 48.000MHZ 10PF TH	1	887-1620-ND	0,420	0,42
FLASH - NOR MEMORY IC 2MB (256K	1	1450-M45PE20-VMN6P-ND	1,970	1,97
CRYSTAL 32.7680KHZ 6PF TH	1	300-8761-ND	0,460	0,46
IC TRNSLTR BIDIRECTIONAL 14SOIC	1	296-34698-5-ND	1,390	1,39
CONN HEADER VERT 3POS 2,54MM	1	732-5316-ND	0,130	0,13
CONN HEADER VERT 3POS 2,54MM	1	732-5316-ND	0,130	0,13
CONN HEADER VERT 2POS 2,54MM	1	732-5315-ND	0,130	0,13
CONN HEADER VERT 2POS 2,54MM	1	732-5315-ND	0,130	0,13
RES OHM 5% 1/8W 0805	17	RMCF0805JT100KCT-ND	0,020	0,34
CRGH0805 1% 4K7 0.33W	2	A129546CT-ND	0,10	0,2
CAP CER 500V COG/NPO 0805	32	311-4254-1-ND	0,1510	4,832
ICR18650-2600-B	2	2375-ICR18650-2600-B-ND	6,00	12,00
CR2032 (EACH)	1	2788-CR2032(EACH)-ND	1,970	1,97
DIODE SCHOTTKY 40V 3A DO201AD	1	1N5822FSCT-ND	0,630	0,63
SERVOMOTOR RC 5V TOWERPRO SG5010	2	1528-1075-ND	12,00	24,00
Total	75			110,092

Fonte – Autor (2021).

Figura 44 – Formato gerber para prototipação de placa.

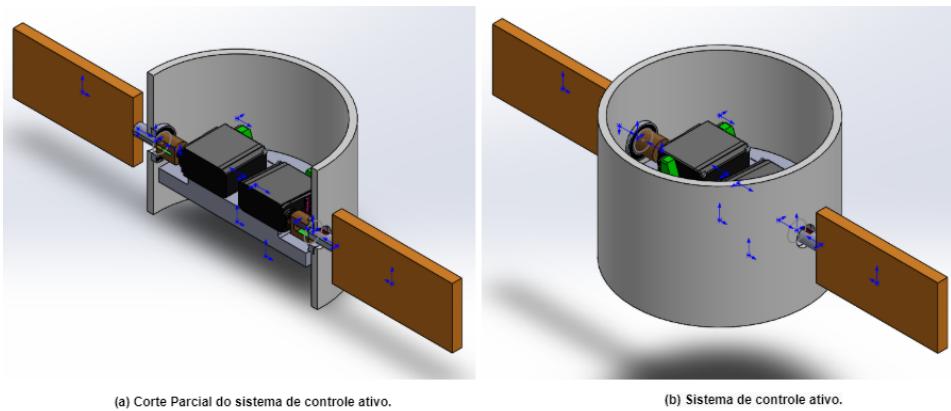


Fonte – Autor (2021).

4.2 Mecanismo de controle ativo de rolamento

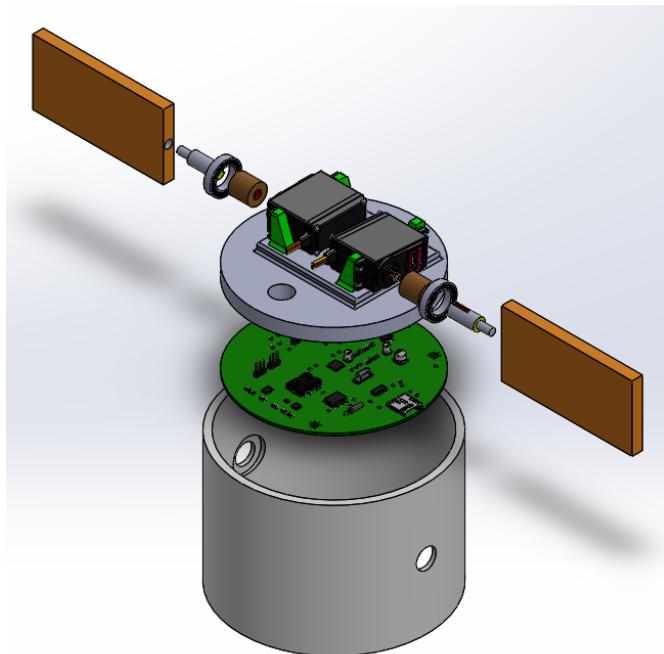
O sistema de controle de rolamento, não se limita somente ao foguete modelo utilizado neste trabalho, mas pode ser aproveitado para todos outros veículos que possuem diâmetro interno superior a 130 mm, além disso o eixo de transmissão como componente de encaixe, pode ser manufaturado para adequar ao calibre e o formato de canard do foguete. A Figura 45 mostra o mecanismo de controle ativo fixado em uma seção do corpo do foguete, e a Figura 46 mostra a placa controladora juntamente com o mecanismo em uma vista explodida.

Figura 45 – Mecanismo de controle ativo de rolamento.



Fonte – Autor (2021).

Figura 46 – Vista explodida do sistema completo de controle ativo de rolamento.



Fonte – Autor (2021).

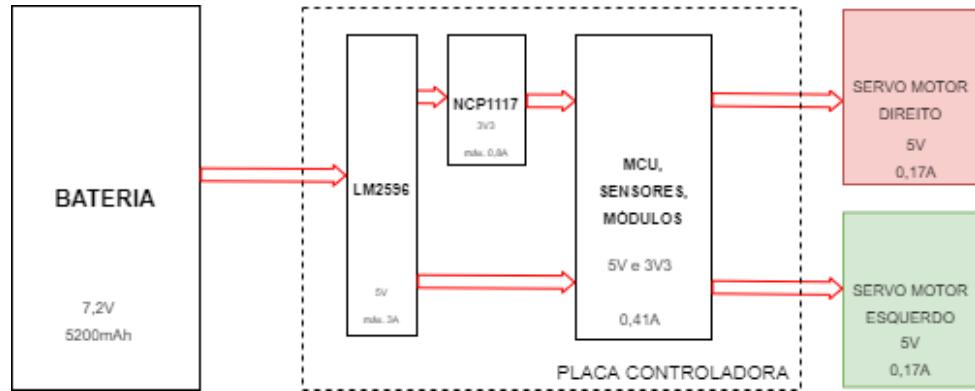
4.3 Diagrama de energia

A fonte de energia do sistema embarcado, advém de um conjunto de duas baterias tipo Li-Íon, que tem capacidade de 5200mAh juntas. A placa controladora consome uma corrente nominal de 500 mA incluindo os motores. A equação (4.1) mostra a razão da capacidade da bateria pelo consumo do sistema, o que implica numa autonomia de até 10,4 horas. Com esse tempo, é mais que suficiente a duração em voo nominal de 1 minuto e 10 segundos de acordo com o foguete HyperLOC. A Figura 47 mostra o fluxo de energia, onde a bateria que fornece a corrente para placa controladora e os servo motores. O regulador

de tensão LM2596 converte para nível de 5V, que por sua vez, o NCP1117 desce o nível de tensão para 3,3V. O conjunto da placa controladora e servo motores consomem 0,41 A de corrente.

$$\frac{\text{bateria}}{\text{sistema}} = \frac{5200mAh}{500mA} = 10,4h \quad (4.1)$$

Figura 47 – Diagrama de energia do sistema embarcado.



Fonte – Autor (2021).

5 CONCLUSÃO

Este trabalho contribuiu no desenvolvimento de um modelo de concepção para um sistema embarcado, que visa controlar o rolamento de um foguete acadêmico. Foi descrito o funcionamento de cada componente e como eles interagem entre si tanto da placa controladora como do mecanismo de transmissão de rolamento. As características físicas do modelo, restringem a aplicação para alguns tipos de diâmetros de veículo como foi abordado, porém é possível redimensionar o tamanho dos servo motores para categorias menores para diminuir o mecanismo de transmissão de rolamento. A placa controladora pode ser reduzida utilizando mais camadas na PCI e posicionando os componentes eletrônicos também na face oposta.

Foi apresentado na revisão bibliográfica um modelo de controle para o rolamento do foguete, porém não chegou a ser implementado, mas viabiliza para trabalhos futuros uma linha a ser seguida para criação de um algoritmo que leia os sensores da placa controladora e acione os motores de acordo com certo valor de referência. Além disso, este trabalho reuniu diversas informações que possibilitaram a criação de um protótipo viável para ser validado em bancada de testes e posteriormente em voo.

REFERÊNCIAS

- AEB. *Transporte Espacial*. 2020. Acessado 13.05.2021. Disponível em: <<https://www.gov.br/aeb/pt-br/programa-espacial-brasileiro/transporte-espacial>>.
- ALI, K. et al. Design of a roll autopilot for a skid-to-turn guided missile. In: IOP PUBLISHING. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. [S.l.], 2019. v. 610, n. 1, p. 012017.
- ASSIS, A. K. T. *Arquimedes, o centro de gravidade ea lei da alavanca*. [S.l.]: Apeiron Montreal, 2008.
- AUMAN, L.; KREEGER, R. Aerodynamic characteristics of a canard-controlled missile with a free-spinning tail. In: *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. [S.l.: s.n.], 1998. p. 410.
- BARROWMAN, J. *Calculating the center of pressure of a model rocket*. [S.l.]: Centuri Engineering Company, 1970.
- BARROWMAN, J. S.; BARROWMAN, J. A. The theoretical prediction of the center of pressure. *National Association of Rocketry*, 1966.
- CAMPOSANO, R.; WILBERG, J. Embedded system design. *Design Automation for Embedded Systems*, Springer, v. 1, n. 1, p. 5–50, 1996.
- CHASE, O.; ALMEIDA, F. Sistemas embarcados. *Mídia Eletrônica. Página na internet:< www. sbajovem. org/chase>*, capturado em, v. 10, n. 11, p. 13, 2007.
- COOK, M. V. *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2012.
- EMBARCADOS. *Novo microcontrolador Atmel ATmega328PB*. 2016. Acessado 16.08.2021. Disponível em: <<https://www.embarcados.com.br/novo-microcontrolador-atmel-atmega328pb/>>.
- GANSLE, J. *Embedded systems dictionary*. [S.l.]: CRC Press, 2003.
- HEATH, S. *Embedded Systems Design*. [S.l.]: Elsevier, 2002.
- KISABO, A. B. et al. State-space modeling of a rocket for optimal control system design. *Ballistics*, BoD–Books on Demand, p. 19, 2019.
- NAKKA, R. A. *Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site*. 2021. Acessado 21.07.2021. Disponível em: <<https://www.nakka-rocketry.net/>>.
- NASA. *Tipos de espaçonaves*. 2019. Acessado 13.08.2021. Disponível em: <[https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Saturn_V-Shuttle-Ares_I-Ares_V-Ares_IV-SLS_Block_1_comparison_\(2019\).png](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Saturn_V-Shuttle-Ares_I-Ares_V-Ares_IV-SLS_Block_1_comparison_(2019).png)>.
- NISKANEN, S. Openrocket technical documentation. *Development of an Open Source model rocket simulation software*, p. 11–13, 2013.

- OGATA, K. *Engenharia de Controle Moderno*. [S.l.]: PEARSON 5ed, 2019.
- PALMERIO, A. F. *Introdução à Tecnologia de Foguetes*. [S.l.]: SindCT, 2017.
- SANTOS, G. C. *Projeto e implementação de sistema de controle de rolamento em foguete experimental*. São Bernardo do Campo, Brasil, 2018.
- STALLINGS, W. *Arquitetura e Organização de Computadores 8a Edição*. [S.l.]: São Paulo: Prentice Hall do Brasil, 2010.
- TEWARI, A. *Automatic Control of Atmospheric and Space Flight Vehicles: Design and Analysis with MATLAB® and Simulink®*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2011.
- VAHID, F. *Sistemas Digitais*. [S.l.]: Bookman Editora, 2009.
- WIDHIADA, W.; NINDHIA, T.; BUDIARSA, N. Robust control for the motion five fingered robot gripper. *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, International Journal of Life Sciences Biotechnology and Pharma Research, v. 4, n. 3, p. 226, 2015.
- WILCHER, D. *5 Engineering Facts About the Apollo Guidance Computer*. 2019. Acessado 10.09.2021. Disponível em: <<https://www.designnews.com/electronics-test/5-engineering-facts-about-apollo-guidance-computer>>.
- ZANARDI, M. Fundamentos da astronáutica. *Apostila do ITA*, 1990.