



UNIVERSIDADE FEDERAL DO CEARÁ
CAMPUS QUIXADÁ
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE COMPUTAÇÃO

JOSÉ WESLEY ARAÚJO DE OLIVEIRA

**IDENTIFICANDO O APOGEU DE UM FOGUETE UTILIZANDO A
CONTROLADORA PIXHAWK**

QUIXADÁ

2019

JOSÉ WESLEY ARAÚJO DE OLIVEIRA

IDENTIFICANDO O APOGEU DE UM FOGUETE UTILIZANDO A CONTROLADORA
PIXHAWK

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia de Computação do Campus Quixadá da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial à obtenção do grau de bacharel em Engenharia de Computação.

Orientador: Prof. Dr. Wagner Guimarães Al-Alam

Coorientador: Prof. Dr. André Ribeiro Braga

QUIXADÁ

2019

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação
Universidade Federal do Ceará
Biblioteca Universitária
Gerada automaticamente pelo módulo Catalog, mediante os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

- O47i Oliveira, José Wesley Araújo de.
Identificando o apogeu de um foguete utilizando a controladora Pixhawk / José Wesley Araújo de Oliveira. – 2019.
79 f.
- Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) – Universidade Federal do Ceará, Campus de Quixadá, Curso de Engenharia de Computação, Quixadá, 2019.
Orientação: Prof. Dr. Wagner Guimarães Al-Alam.
Coorientação: Prof. Dr. André Ribeiro Braga.
1. Altitudes - Medição . 2. Sistemas embarcados (Computadores). 3. Veículos espaciais . I. Título.
CDD 621.39
-

JOSÉ WESLEY ARAÚJO DE OLIVEIRA

IDENTIFICANDO O APOGEU DE UM FOGUETE UTILIZANDO A CONTROLADORA
PIXHAWK

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia de Computação do Campus Quixadá da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial à obtenção do grau de bacharel em Engenharia de Computação.

Aprovada em: ____/____/____

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Wagner Guimarães Al-Alam (Orientador)
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Prof. Dr. André Ribeiro Braga (Coorientador)
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Prof. Dr. Paulo Armando Cavalcante Aguiar
Universidade Federal do Ceará - UFC

Prof. Dr. Antônio Joel Ramiro de Castro
Universidade Federal do Ceará - UFC

À minha família, pela paciência e por sempre acreditar e investir em mim. À minha mãe, Maria da Silva, sempre foi meu porto seguro e não me deixou desistir de lutar. À memória de meu pai, Antônio Moreira, que sempre me incentivou a estudar mais.

AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr. Wagner Guimarães Al-Alam por me orientar em meu trabalho de conclusão de curso.

Ao Prof. Dr. André Ribeiro Braga, pela orientação e pela disponibilidade para ajudar no desenvolvimento deste trabalho.

Ao Prof. Dr. Antonio Joel Ramiro de Castro pelos grandes ensinamentos acadêmicos e pela grande contribuição na minha formação como um melhor estudante.

Ao Prof. Dr. Paulo Armando Cavalcante Aguiar pelos grandes ensinamentos durante todo o curso.

Aos todos os meus colegas de turma que, sem dúvidas, tiveram papel essencial nas minhas conquistas durante o curso.

Aos meus pais e irmãos que, nos momentos de minha ausência dedicados ao estudo superior, sempre me fizeram entender que o futuro é feito a partir da constante dedicação nos desafios do presente!

Agradeço a todos os professores por me proporcionar o conhecimento, não apenas técnico, mas, também, o conhecimento necessário para o desenvolvimento crítico, a manifestação do caráter e a efetividade da educação no processo de formação profissional.

Aos meus amigos Tiago Ferreira Nicolau e Kerlia de Oliveira Nicolau, que no início de minha caminhada no ensino superior me destinaram uma ajuda sem precedentes e, devo-lhes, uma parcela do mérito de minhas realizações.

“Tentar não significa conseguir, mas, certamente quem conseguiu tentou.”

(Aristóteles)

RESUMO

Em foguetes lançados pelo Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial da UFC - GDAe, que é um grupo voltado para o estudo, desenvolvimento e construção de foguetes, há muitos problemas posteriores aos lançamentos em virtude do impacto do projétil ao atingir o solo, o que pode requisitar reparo de componentes ou obtenção de novos materiais, e a dificuldade de localização do foguete ao fim da trajetória, evidenciada pela aleatoriedade da rota tomada pelo projétil. O grupo já propôs o uso de um paraquedas no foguete, porém, não conseguiu implementar corretamente. Uma forma de aumentar a precisão de pouso de cargas em sistemas de paraquedas não-tripulados é utilizando algoritmos de controle que obtêm dados coletados através de sensores instalados em paraquedas. Dessa forma, este trabalho tem como objetivo implementar um algoritmo de identificação do apogeu possibilitando a abertura de um paraquedas em um foguete criando condições para que um eventual sistema de controle possa ser implementado. O estudo foi realizado a partir da construção de um foguete de garrafa Pet e da utilização da placa controladora Pixhawk. Acoplando a Pixhawk no foguete foi possível escrever dados de altitude de testes em um microSD e, após a realização de diversos lançamentos foi desenvolvido um algoritmo utilizando Filtro de Kalman. O filtro foi aplicado nos conjuntos de dados salvos no microSD e resultou em uma taxa de erro padrão por atraso de detecção de 0,027529 segundos e de desvio padrão de 0,055058. Foi desenvolvido um modelo matemático que estima o apogeu do lançamento a partir da quantidade pressão e da quantidade de água utilizada no foguete, além, de um plano de testes para facilitar a validação experimental da solução.

Palavras-chave: Apogeu. Foguete. Pixhawk.

ABSTRACT

In rockets launched by the UFC Aerospace Development Group - GDAe, which is a group focused on the study, development and construction of rockets, there are many post-launch problems due to the impact of the projectile on the ground, which may require repair of components or obtaining new materials, and the difficulty of locating the rocket at the end of the path, evidenced by the randomness of the route taken by the projectile. The group has already proposed the use of a parachute rocket, but failed to implement correctly. One way to increase the accuracy of position landing in unmanned parachute systems is by using control algorithms that get data collected through sensors installed on parachutes. Thus, this work aims to implement an apogee identification algorithm allowing the opening of a parachute in a rocket creating conditions for a possible control system to be implemented. The study was conducted from the construction of a Pet bottle rocket and the use of the Pixhawk controller board. By coupling the Pixhawk on the rocket it was possible to write test altitude data on a microSD and, after several launches, an algorithm was developed using Kalman Filter. The filter was applied to data sets saved in microSD and resulted in a detection error standard error rate of 0.027529 seconds and a standard deviation of 0.055058. A mathematical model was developed that estimates the launching peak from the amount of pressure and the amount of water used in the rocket, as well as a test plan to facilitate the experimental validation of the solution.

Keywords: Rocket. Apogee. Pixhawk.

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
1.1	OBJETIVOS	12
1.1.1	<i>Objetivos Específicos</i>	12
2	TRABALHOS RELACIONADOS	13
2.1	Inertial Rocket Navigation System	13
2.2	Os Aspectos Físicos e Matemáticos do Lançamento do Foguete de Garrafa Pet	13
2.3	Digital Detection of Rocket Apogee	14
2.4	Comparação entre os trabalhos	15
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	16
3.1	Paraquedas	17
3.2	Controle	22
3.3	Graus de liberdade na cinemática	24
3.4	Sensores	25
3.4.1	<i>GPS</i>	26
3.4.2	<i>Barômetro</i>	27
3.4.3	<i>Giroscópios</i>	29
3.4.4	<i>Acelerômetros</i>	30
3.4.4.1	<i>Acelerômetros piezorresistivos</i>	31
3.4.4.2	<i>Acelerômetros capacitivos</i>	32
3.4.4.3	<i>Acelerômetros piezoelétricos</i>	34
3.4.4.4	<i>Especificações</i>	35
3.4.4.5	<i>Quanto a saída</i>	35
3.5	Atuadores	35
3.6	Ângulos de Euler	36
3.7	Filtro de Kalman	38
3.8	Método de Runge-Kutta	39
3.9	Aerodinâmica	40
4	DESCRIÇÃO DA PROPOSTA	42
5	PROCEDIMENTOS METODOLÓGICOS	45

5.1	Construção do foguete	45
5.2	Escolher sensores, atuadores, microcontrolador e material necessário . .	46
5.3	Desenvolver modelo	48
5.3.1	<i>Modelo simulado</i>	48
5.3.2	<i>Modelo real</i>	51
5.4	Identificar ponto onde é atingida a altitude máxima	51
5.5	Desenvolver sistema de acionamento automático	55
5.6	Fazer testes	56
5.7	Analisar resultados	56
6	CONCLUSÃO E DISCUSSÕES	57
	REFERÊNCIAS	58
	APÊNDICE A – GRÁFICO DE ALTITUDE NOS LANÇAMENTOS .	62
	APÊNDICE B – CÓDIGO-FONTE USADO NA SIMULAÇÃO	65
	APÊNDICE C – CÓDIGO-FONTE USADO NA PIXHAWK	71
	APÊNDICE D – PLANO DE TESTE	78

1 INTRODUÇÃO

Sistemas de lançamento aéreo não controlados são comumente utilizados na entrega de suprimentos em áreas consideradas inacessíveis ou de difícil acesso como zonas de guerra ou regiões de desastres, tanto em procedimentos militares com distribuição de armamentos, munições, como em ações de ajuda humanitária com o envio de comida, medicamentos ou cargas úteis (CACAN, 2016). Esses sistemas são altamente dinâmicos, fazendo com que a trajetória de vôo até atingir o ponto de impacto (PI) desejado seja incerta e, conseqüentemente, diminuindo a precisão do lançamento (CACAN; COSTELLO, 2017).

De fato, esses sistemas possuem certa capacidade para lidar com pousos de inúmeros tipos de carregamento, inclusive foguetes. Dessa forma, o Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial da UFC - GDAe, que é um grupo com foco no estudo, desenvolvimento e construção de foguetes, com atuação pioneira no estado do Ceará, propõe o uso de paraquedas não controlados para a aterrissagem no lançamento de foguete.

Contudo, nos lançamentos correntes do grupo GDAe, os projéteis utilizados tomam rotas de queda aleatórias e chegam ao ponto de sofrerem danos físicos em razão do impacto da queda, o que dificulta a localização do PI, além de requisitar o reparo ou obtenção de novos materiais para confecção de outro equipamento. Problemas desse tipo reduzem a aplicabilidade de sistemas de lançamento de cargas com paraquedas não controlado, visto que, várias condições atmosféricas influenciam na trajetória após a abertura do paraquedas (LIANG; UDOFF, 2008).

O desenvolvimento de algoritmos de guia, navegação e controle (GNC) pode ocorrer através da disponibilização do uso do sinal do sistema de posicionamento global (GPS) ao público (CACAN, 2016). Uma forma de aumentar a precisão de pouso de cargas em sistemas de paraquedas não-tripulados é utilizando esses algoritmos que obtêm dados coletados através de sensores instalados em paraquedas (CACAN; COSTELLO, 2017).

Através da utilização de algoritmos GNC, sistemas de lançamento controlados podem ser desenvolvidos para atender as necessidades de pouso de uma carga, tais como peso, resistência do material e outras características da carga. Considerando os lançamentos do grupo GDAe, é de grande importância a utilização de um paraquedas controlado. Sistemas já implementados como o de Liang e Udoff (2008) poderiam ser aplicados para resolução desse problema, caso não fosse necessária a definição de um modelo mais específico para o caso, visto que, são relevantes requisitos como massa de foguete e dos sensores, escolha do microcontrolador mais adequado para o caso, definição do paraquedas que pode ser acoplado na estrutura, assim como demais

particularidades do projeto, pois os requisitos exigirão uma adaptação da solução ao caso em estudo.

Nesse contexto, o trabalho proposto visa implementar um algoritmo de identificação do apogeu possibilitando a abertura de um paraquedas em um foguete e a utilização de um eventual sistema de controle, contribuindo para facilitar a manutenção de equipamentos em testes com foguetes por estudantes e pesquisadores, além de auxiliar em pesquisas relacionadas ao espaço aéreo brasileiro.

1.1 OBJETIVOS

O objetivo desse trabalho é implementar um algoritmo de identificação de apogeu aplicado a um foguete com o intuito de proporcionar a ativação de um paraquedas, possibilitando um eventual controle da queda, diminuindo a velocidade de impacto com o solo e retornando o foguete o mais próximo possível da base de lançamento.

1.1.1 Objetivos Específicos

- Modelar o movimento do foguete ;
- Escolher sensores, microcontrolador e material necessário;
- Construir um modelo que atenda as características reais de projeto;
- Identificar ponto onde é atingida a altitude máxima do lançamento;
- Suporte a um sistema de acionamento automático de paraquedas;

2 TRABALHOS RELACIONADOS

Este capítulo apresenta trabalhos relacionados a sistemas de lançamentos aéreos guiados, selecionados através de uma pesquisa bibliográfica para o embasamento e demonstração de pontos que cercearam o desenvolvimento desse trabalho. A seção 2.1 mostra um trabalho desenvolvido para o uso em um foguete específico. Na seção 2.2 é apresentado um trabalho foram analisados aspectos referentes ao lançamento de um foguete de garrafa pet. Na seção 2.3 destaca-se a detecção do apogeu de um foguete utilizando Filtro de Kalman. Por fim, a Seção 2.4 traz um quadro com um comparativo entre os trabalhos.

2.1 Inertial Rocket Navigation System

Ainda pensando no problema do pouso de cargas, Liang e Udoff (2008) desenvolve um trabalho objetivando implementar um sistema de paraquedas controlado empregado em um foguete. Fazendo uso de um microcontrolador Atmel ATmega32, além de outras ferramentas comuns ao de *hardware* de aviação, sensores para obtenção de dados de vôo, bem como atuadores para direcionar a carga ao ponto desejado de pouso. Este conjunto de *hardware* inclui acelerômetros e giroscópios para determinar as características do sistema em tempo real.

O sistema se assemelha ao controle manual comum feito por paraquedistas, uma vez que, ligados ao paraquedas, dois motores puxam ou afrouxam os cordames dependendo de qual direção ou sentido deseja-se tomar. Os dados dos sensores são enviados ao microcontrolador, que toma uma decisão acionando devidamente os atuadores. Fazendo uso de atualização constante das variáveis e de transformações matriciais, determina-se a posição, velocidades e aceleração nos eixos X, Y, Z. O sistema não usa barômetro, logo, não obtém dados referentes a altitude.

Contudo, as características e requisitos da proposta de Liang e Udoff (2008) são diferentes desta pesquisa, devendo ser estudadas com mais detalhes e mais especificidades.

2.2 Os Aspectos Físicos e Matemáticos do Lançamento do Foguete de Garrafa Pet

No trabalho de Oliveira (2008), é feito um estudo das características do movimento em um lançamento de foguete de garrafa pet. Conceitos matemáticos e físicos são utilizadas para a comparação entre dados experimentais e teóricos da trajetória do foguete. Aspectos pertinentes à aerodinâmica são utilizados para criar um modelo matemático que descreva o trajeto do foguete.

Nessa perspectiva, o trabalho contempla a construção do foguete de garrafa de pet e a determinação das constantes iniciais do problema. A realização tem algumas etapas a serem seguidas. Inicialmente, são realizadas as medidas de peso do foguete vazio, peso da massa líquida e altura da coluna de água dentro da garrafa. Após isso, um observador com um astrolábio em mãos posiciona-se a uma distância do local de lançamento. Outro observador filma com uma câmera todo o percurso do foguete. Outro observador registra o tempo para expelir toda a água do foguete e o tempo para atingir o apogeu no lançamento. O observador com o astrolábio fornece o ângulo entre a linha de visão e o foguete no momento que atinge a altura máxima. Após os cálculos obtidos pelo triângulo de pitágoras formado entre base, foguete e observador, é determinado o ponto do apogeu do foguete do experimento.

Para encontrar o apogeu utilizando o modelo, o vídeo gravado pelo observador com a câmera é usado para determinar o tempo de escoamento da água totalmente. Assim, são aplicadas no modelo os valores medidos e determina-se a altura teórica. Uma limitação do trabalho é que não há de fato uma estimativa para o apogeu no trajeto, pois, há a necessidade de saber o tempo que a água levou para ser expelida totalmente, o que é feito apenas após o lançamento.

2.3 Digital Detection of Rocket Apogee

Com objetivos similares ao de Oliveira (2008), a pesquisa de Dougal *et al.* (2013) utiliza um foguete, porém de com propulsão feita por motor ao invés de água. Através do uso de um microcontrolador equipado com acelerômetro e barômetro dentro do foguete tenta-se detectar o apogeu na trajetória. Como os sensores possuem ruídos atrelados a suas medidas é necessário a utilização de filtros afim de evitar falsos positivos para detecção de altura máxima. Após comparar filtros bem conhecidos, conclui-se que o melhor filtro dentre os estudados é o Filtro de Kalman.

Para validar o filtro e ainda evitar gastos, a verificação do apogeu foi feita aplicando dados simulados com base nos dados de um lançamento. Introduzindo erros e depois aplicando o filtro, o autor conclui que a melhor estimativa alcançada é obtida utilizando três medidas de altitude consecutivas, sendo que a última é menor que a penúltima que, por sua vez, é menor que a imediatamente anterior. O trabalho em questão não possui um plano de um modelo para estimar a altura máxima do apogeu antes do lançamento.

2.4 Comparação entre os trabalhos

Esta seção faz um comparativo das principais características do trabalho proposto e demais citados analisando as diferenças e semelhanças entre eles. O Quadro 1 mostra a comparação entre as pesquisas consideradas.

Quadro 1 – Quadro comparativo entre os trabalhos

Nome	Apogeu por modelagem	Apogeu por sensor barômetro	Foguete de garrafa pet
Oliveira (2008)	Sim	Não	Sim
Dougal <i>et al.</i> (2013)	Não	Sim	Não
Liang e Udoff (2008)	Não	Não	Não
Trabalho Proposto	Sim	Sim	Sim

Fonte: Elaborado pelo autor.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

O desenvolvimento de sistemas de envio de cargas por meio de veículos aéreos teve grande impacto na área militar, bem como, nas operações de ajuda humanitária (CACAN, 2016). Seja com o envio de medicamentos e suprimentos ou utensílios de guerra, esse tema mostra-se muito relevante para a sociedade. Para conseguir enviar uma carga a um ponto desejado através do uso de um veículo aéreo, tal como, um paraquedas, é necessário conhecer os conceitos entrelaçados dessa tarefa, mostrados na Seção 3.1.

Considerando um sistema onde o veículo de entrega da carga seja um paraquedas, é necessário conhecer de que forma características como formato, poderão influenciar na trajetória até o ponto de impacto com o solo. Além disso, caso haja a necessidade de executar uma mudança na direção do percurso, ou seja, fazer uma manobra, é importante saber como realizar esse movimento considerando variáveis como peso da carga e da estrutura como um todo e a relação com as forças envolvidas.

Para a realização de manobras de rotação ou aumento de velocidade, é necessário usar uma força que possa puxar ou afrouxar as cordas do paraquedas. Como não há tripulantes humanos, dispositivos capazes de realizar movimento deverão ser utilizados. Esses dispositivos são conhecidos como atuadores e são apresentados na Seção 3.5.

Essa relação de forças nos atuadores correspondem a correções feitas durante a trajetória de vôo. A intensidade da força aplicada pelos atuadores, bem como, o tempo que se leva da detecção de um erro de ângulo ou direção de vôo é feita através de técnicas que relacionam o valor das variáveis referentes ao movimento atual a valores de referência desejados.

No entanto, a aplicação de forças não pode ocorrer aleatoriamente e isso se deve em razão do controle das manobras do paraquedas. Para saber em qual parte do equipamento aplicar força, a posição, altitude, velocidade angular e aceleração devem ser conhecidas, pois, a partir dessas informações é possível determinar se o paraquedas está descendo rápido (dados de aceleração e velocidade), qual a distância até o PI(dados de posicionamento no espaço), a altitude que se encontra em relação ao solo, se o corpo se mantém em alinhamento com a direção do vento relativo, ou seja, não está rotacionando. Esses são obtidos a partir de sensores como acelerômetros, giroscópios, barômetros, GPS. O conceito de sensores é comentado na Seção 3.4. Porém, os sensores fornecem dados para geolocalização de acordo com o sistema de coordenadas referentes a próprio corpo do paraquedas. Isso quer dizer que os dados não correspondem ao sistema de coordenadas do ponto de vista de um observador no PI. Dessa forma, a conversão

entre as informações providas pelos sensores deve ser feita. Para fazer isso, pode ser usada a técnica dos ângulos de Euler, abordados na Seção 3.6. Através dessa técnica, é possível usar uma matriz de rotação para converter o sistema de coordenadas relativo ao paraquedas no sistema de coordenadas ao qual está localizado o ponto de impacto.

Como o paraquedas é uma parte separada da carga atrelada a ele, a dinâmica do vento pode indicar movimentações diferentes para os dois corpos, o que induziria comportamentos indesejáveis no trajeto do vôo. Nesse caso, é de grande importância saber se a carga tem um movimento significativo sobre a movimentação da estrutura como um todo. Considerar o sistema como um corpo rígido influirá na atuação do controle no paraquedas a medida que uma força aplica no paraquedas vai se sobrepor a carga. Essas considerações dizem respeito a quantidade de graus de liberdade do sistema, que é a quantidade de eixos necessários para determinar o movimento de um corpo, apresentado na Seção 3.3.

Antes da fase de controle do paraquedas, é visto a necessidade de descobrir qual o momento em que o lançamento atinge o ápice. Isso pode ser feito usando sensores que, por sua vez, fornecem informações com ruídos, demonstrando a necessidade de utilizar um filtro. Na Seção 3.7 são definidos conceitos a respeito do Filtro de Kalman. É importante fazer uma modelagem do lançamento para estimar comportamentos e assim tomar melhores decisões de projeto. Para isso, faz-se imprescindível o uso de conhecimentos em aerodinâmica, apresentados na Seção 3.9. Utilizar equações matemáticas em modelagem exige a resolução de equações diferenciais com certa complexidade de resolução. Para isso, pode ser utilizado o método Runge-Kutta, visto na Seção 3.8.

3.1 Paraquedas

A primeira abordagem que se tem registrada sobre o que se imagina por paraquedas foi dada através de Da Vinci, um modelo parecido como o que conhecemos hoje, baseado em um formato de pirâmide com um tecido cobrindo a estrutura (MEYER, 1985).

Em 1785, ocorreu o primeiro uso emergencial de um paraquedas, devido a acidente com um balão de ar quente que explodiu. O desenvolvimento de paraquedas modernos implantados em altas velocidades e altas altitudes começou nos anos 1930 (MEYER, 1985).

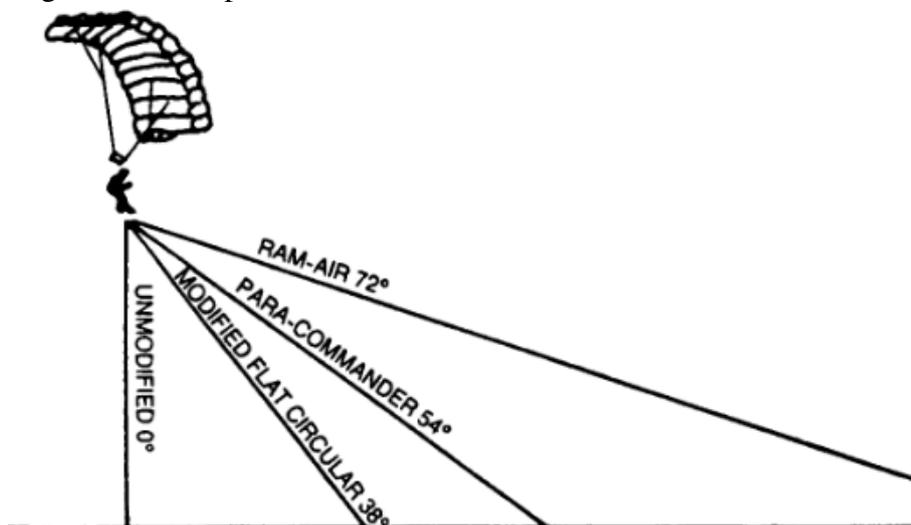
Após a Segunda Guerra Mundial surgiu o primeiro paraquedas de abertura de anel, usando para desacelerar aeronaves e entrega de cargas. O paraquedas pode ser utilizados em diversas aplicações como uso pessoal por paraquedistas, prática de esportes e missões militares.

Em algumas situações que exigem uma certa desaceleração do movimento ou controle, a exemplo de freio no carros ou motos de corrida, bem como, freio de pouso de aeronaves, além de guiamento e controle de bombas e o uso em operações militares ou de crise humanitária que necessitam de suprimentos (MEYER, 1985).

Desde as suas primeiras formulações, o paraquedas sofreu modificações e pode desenvolver-se com muitos aprimoramentos, surgindo vários tipos diferentes velame, que é a parte de tecido e linhas de suspensão usadas na planagem do corpo. A relação do ângulo formado entre a trajetória de descida e a linha horizontal do solo é chamada de ângulo de deslizamento. Esse ângulo varia com o modelo de paraquedas. O primeiro tipo é o *Unmodified round*, e ele fornece um ângulo de deslizamento de 0° , resumindo sua função a baixar a velocidade de queda sem alterar o local de abertura do paraquedas e local de pouso. Posteriormente, temos o *Modified round*, sendo uma ferramenta mais prática no quesito aumento da velocidade de descida e aumento do ângulo de deslizamento. Em seguida, o *Para-Commander class canopies* surge oferecendo uma velocidade menor de descida e ângulo de deslizamento maior, cerca de 54° . Outro tipo com a velocidade de descida baixa e um ângulo também maior que os demais é o *The wing class*. Por último, tem-se os modelos mais modernos, o *Ram-air class canopies*. Ele permite um maior controle da velocidade de descida e direção, isso ocorre em razão da camada dupla do paraquedas. Essa camada infla devido aos ventos relativos, formando as células (POYNTER, 2007).

A Figura 1 exibe detalhes referentes aos ângulos de deslize sobre o ar dos modelos comentados.

Figura 1 – Comparativo de descida no vento

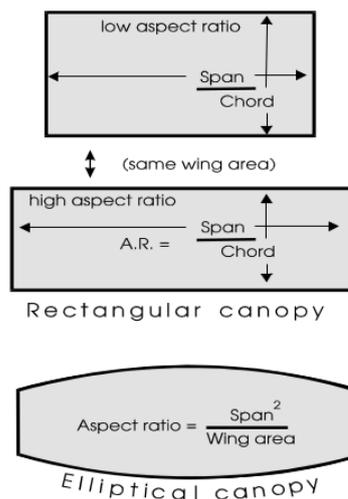


Fonte: Poynter (2007).

Um fator muito importante referente ao desempenho do pouso é chamado de *aspect ratio*/razão de aspecto (AR). Essa medida informa a relação entre o *span* (é envergadura da paraquedas) e a área do paraquedas. Quanto maior esse fator, maior é a sustentação e menor é o arrasto. Isso implica, um tempo maior no ar e um ângulo de deslizamento maior (MAZZOCATO, 2013). A Figura 2 mostra exemplos da relação entre formato e AR, sendo *chord* a altura e *wing area* a área da superfície do paraquedas. A Equação 3.1 fornece o AR.

$$AR = \frac{Span}{Chord} \quad (3.1)$$

Figura 2 – Relação entre formato e AR



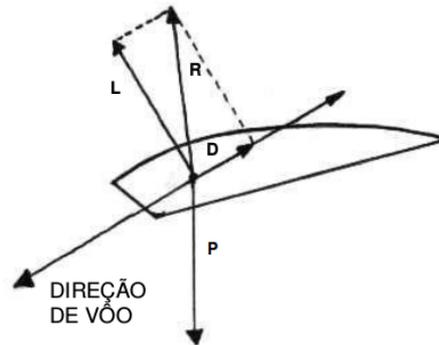
Fonte: Australian Parachute Federation Incorporated (1997).

Com o aumento do peso total entre controlador e paraquedas, há necessidade de incrementar a força de sustentação, o que implica aumento do AR. Uma forma de conseguir isso é variar o tamanho área do aerofólio (POYNTER, 2007).

Para conseguir manter o vôo, veículos aéreos utilizam a força de sustentação. Essa força é devida ao deslocamento de um corpo em uma massa de ar. A Figura 3 apresenta as forças envolvidas em uma típica descida de paraquedas. onde D é o arrasto, L é a força de sustentação, P representa a força peso e R é a força resultante entre as forças D e L.

A força resultante varia em função do ângulo formado entre a direção do vento relativo (vento criado devido a movimentação entre a massa de ar) e a borda de ataque, a esse

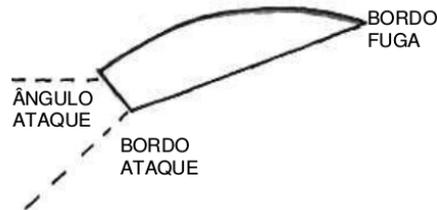
Figura 3 – Exemplo das forças atuando em uma descida



Fonte: Brasil (2016).

ângulo chama-se ângulo de ataque. Ele é de suma importância para definir as condições de voo, pois, para certos valores esse fator pode gerar tanto um aumento de sustentação, como uma queda brusca nesse valor e, ao valor máximo do ângulo imediata antes da diminuição da sustentação dá o nome de estol (RODRIGUES, 2014). A força de arrasto também varia com o mesmo princípio. A Figura 4 mostra detalhes referentes ao ângulo de ataque.

Figura 4 – O ângulo de ataque



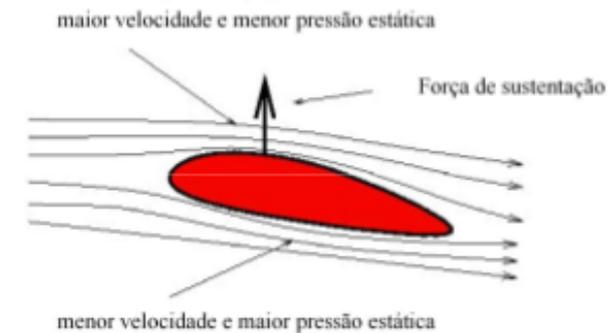
Fonte: Brasil (2016).

De acordo com Brasil (2016), a diferença de pressão resultante entre um fluxo de escoando entre a superfície inferior e superior dá origem a força de sustentação. A Figura 5 apresenta esse efeito.

A dinâmica das variações de pressão também são referentes ao formato do objeto em voo. A esse formato dá-se o nome perfil. O ponto onde a força resultante é aplicada no perfil chama-se centro de pressão.

O controle da descida pode ser alcançado pela adequação de um alguns movimentos. Em um movimento ao qual ocorre um giro em torno do eixo da força peso, chama-se giro. Quando ocorre mudança do ângulo de ataque, eixo transversal, é dito que houve cabeceio. Outros movimentos que ocorre em função da inclinação para esquerda ou direita, chama-se

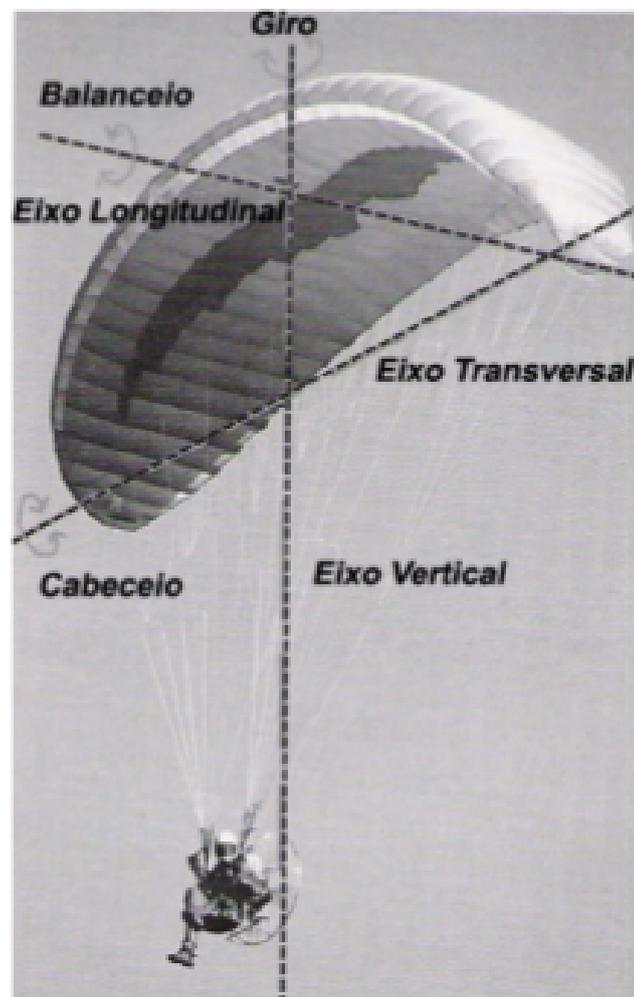
Figura 5 – Pressão resultante do fluxo de ar



Fonte: Rodrigues (2014).

balanceio. A Figura 6 demonstra os movimentos nos eixos.

Figura 6 – Eixos de rotação em uma descida



Fonte: L.H.Marini (2007).

Para o controle e, conseqüentemente, atingimento de um ponto de pouso desejado, eventualmente deve-se efetuar curvas para a esquerda ou direita, executando o balanceio. Essas manobras são obtidas em virtude de uma seqüência de eventos: puxar as linhas do bordo de

fuga do lado ao qual almeja-se o giro (lado esquerdo ou direito), isso vai gerar a diminuição da velocidade na direção horizontal e aumentar a velocidade no eixo vertical em função da perda de sustentação de um lado e manter a velocidade do outro, em função do arrasto maior em um dos lados, o que vai permitir o giro. Simultaneamente, o centro de gravidade será deslocado para um ponto mais próximo ao lado com menor velocidade, pois há uma diminuição na sustentação, cumilnando em uma inclinação (L.H.MARINI, 2007).

3.2 Controle

Controle está relacionado a duas divisões importantes: o controle manual, quando se dá através de uma pessoa, a exemplo disso, o controle de um veículo, e o controle automático, caso em que não há necessidade de intervenção humana (FRANKLIN *et al.*, 2006) .

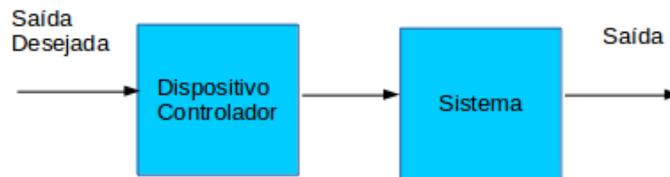
O controle atua diretamente sobre um sistema para consecução de um resultado desejado. Esse sistema é uma junção de várias partes que estão relacionados em uma sequência de causa e efeito. Surge assim, o sistema de controle, que é a atuação de um dispositivo controlador em dado um sistema visando atingir uma solução previamente definida.

O sistema ao qual deseja-se controlar é chamado de planta. Segundo Ogata (2010) a variável controlada (VC) é a grandeza que deseja-se controlar, ou seja, medir e avaliar. A variável manipulada (VM), é o valor que é modificado e que tem relação com a VC. Através da manipulação da VM pode-se obter um valor desejado na VC. A execução das operações das partes do sistema é chamada de processo. Durante a desenvolvimento do processo podem ocorrer fatores que perturbem o sinal da variável controlada, a isso dá-se o nome de distúrbios.

Quanto a relação entre a entrada de um sistema e a saída, podemos classificar o controle de em malha aberta e em malha fechada. Um sistema de controle de malha aberta utiliza um dispositivo de acionamento para controlar o processo diretamente sem usar feedback, ao passo que, um sistema de controle de feedback usa o sinal de saída na computação do sinal de controle que realimenta a entrada (FRANKLIN *et al.*, 2006). A Figura 7 representa um diagrama de blocos em malha aberta e a Figura 8 um controle em malha fechada.

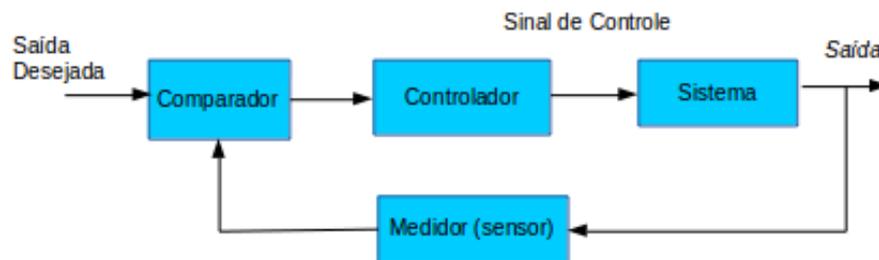
A Transformada de Laplace (TFL) é uma ferramenta matemática que facilita muitas análises comportamentais de um sistema, pois, em muitas situações tem-se de analisar funções lineares dadas por equações diferenciais. Com esse método a análise gráfica facilita a previsão da dinâmica do sistema, pois transforma uma equação diferencial no domínio do tempo, para outra

Figura 7 – Diagrama do controle em malha aberta



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 8 – Diagrama do controle em malha fechada



Fonte: Elaborado pelo autor.

no domínio frequência representado pela letra s (OGATA, 2010). A TFL é dada pela Equação 3.2 (OGATA, 2010).

$$\mathcal{L}\{f(t)\} = F(s) = \int_0^{\infty} f(t)e^{-st} dt \quad (3.2)$$

O procedimento contrário ao da Equação 3.2 é chamado de Transformada Inversa de Laplace (TIL) e é representado pela Equação 3.3. Algumas tabelas possuem a relação entre $F(s)$ e $f(t)$ para funções bem conhecidas e podem facilitar essa transformação inversa (OGATA, 2010).

$$\mathcal{L}^{-1}\{F(s)\} = f(t) \quad (3.3)$$

é de grande importância conseguir uma forma tornar sistemas reais em equações matemáticas. A técnica de modelagem de sistemas apresenta equações que conseguem descrever fenômenos físicos dinâmicos. Assim a função de transferência (FT) de um sistema de controle é um modelo matemático utilizada para relacionar a entrada do sistema e sua saída e é obtida por fazer TFL do sinal de saída sobre o sinal de entrada, onde as condições iniciais são iguais a zero.

A Equação 3.4 mostra um exemplo de FT.

$$G(s) = \frac{\mathcal{L}\{y(t)\}}{\mathcal{L}\{x(t)\}} \quad (3.4)$$

onde $G(s)$ é a FT, $y(t)$ é o sinal de saída e $x(t)$ é o sinal de entrada do sistema.

3.3 Graus de liberdade na cinemática

Considerando as leis da dinâmica de sistemas mecânicos, a cinemática é a ciência que determina as orientações nos movimentos das partículas e sua posição no espaço.

Na visão de Symon (1971), um conjunto de sistemas possuem certas restrições nos seus movimentos, a exemplo disso, um corpo rígido de partículas. Uma restrição nesse corpo significa satisfazer condições inicialmente impostas com as coordenadas dele. A título de exemplo, considere-se que duas partículas p_1 e p_2 , devem permanecer distanciadas de um comprimento l , obedecendo a Equação 3.5.

$$[(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2]^{\frac{1}{2}} = l. \quad (3.5)$$

Whittaker (1917, p.34) define graus de liberdade como :

Se $(\delta_{q_1}, \delta_{q_2}, \dots, \delta_{q_n})$ são incrementos infinitesimais arbitrários das coordenadas em um sistema dinâmico, estes definirão um possível deslocamento se o sistema é holonômico, enquanto que, para sistemas não-holonômicos, um certo número, digamos m , das equações devem ser satisfeitas entre elas para que correspondam a um possível deslocamento. O número $(n - m)$ é chamado de número graus de liberdade do sistema.

Já segundo Sandor e Erdman (1984), Symon (1971), o número de independentes entradas em sistemas mecânicos necessárias para determinar a posição de todos os elos do sistema em relação a terra, os quais não infrinjam restrições do próprio sistema, são chamados de graus de liberdade.

No caso da análise de uma partícula p , três graus de liberdade: x para o eixo horizontal, y para o eixo longitudinal e z para o eixo vertical, são utilizados para definir o movimento no espaço, a medida que altera-se a quantidade de partículas para a quantidade K , os graus de liberdade serão um total de $3K$. Um corpo rígido possui duas orientações de movimento (translacional e rotacional) com seus respectivos graus de liberdade. Desta forma, para definir o movimento desse corpo deve-se utilizar 6 graus de liberdade, 3 para definir o movimento de translação, que é o que ocorre relativamente aos valores das coordenadas x , y e z , e 3 para o movimento de rotação, que corresponde aos ângulos envolvidos na rotação do corpo. Caso o movimento seja restrito a apenas alguns eixos, 2, por exemplo, o número de graus de liberdade será 2 (SYMON, 1971).

O desempenho físico de um sistema real pode ser simplificado através da adoção de um modelo mecânico assumindo algumas hipóteses. Porém, entre o comportamento esperado real e o do modelo, podem haver certas discrepâncias (PENNESTRÌ *et al.*, 2005).

3.4 Sensores

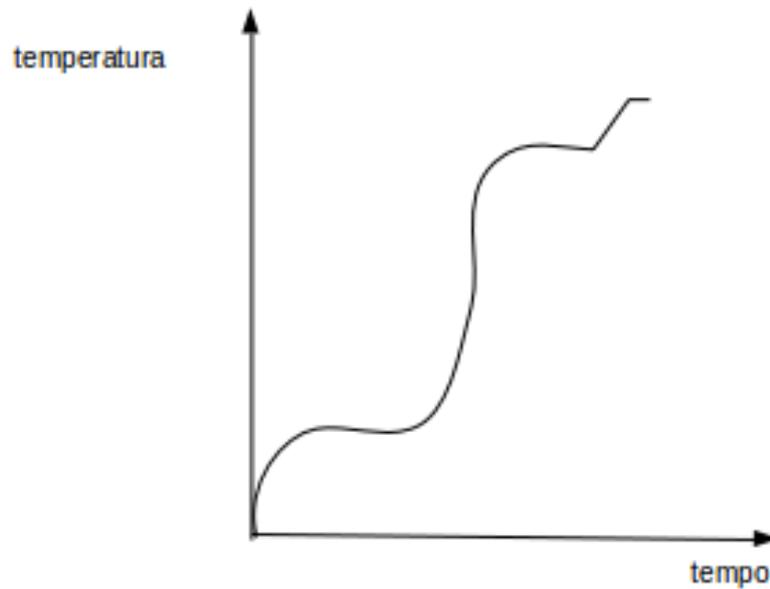
Sensores são dispositivos capazes de medir formas de energia através de um fenômeno natural e relacionam essa medida a grandezas físicas como temperatura, pressão, velocidade, corrente, aceleração, posição etc . Já o transdutor é o componente que torna essa medida um sinal que pode ser interpretado. Sensores e indutores são usados como termos sinônimos normalmente (WENDLING, 2010).

Os sensores podem ser classificados quanto ao tipo de sinal de saída em analógicos e digitais. Sensores analógicos possuem valores contínuos ao longo do tempo e uma faixa de valores possíveis (WENDLING, 2010). Por outro lado, sensores digitais fornecem valores discretos "0" ou "1", ou seja, binários. Para determinar se a saída é "0" ou "1", o sensor utiliza um valor de referência, tornando a saída "0", "OFF", para valores abaixo da referência e "1", "ON", para valores acima. O sinal de saída dos sensores pode ser mais facilmente utilizado nos dispositivos computacionais caso sejam digitais. Na ocasião de um dado analógico vindo de um sensor, é necessário um dispositivo denominado Conversor Analógico Digital (DAC), que transforma o sinal analógico em sinal digital. Um sensor digital pode transmitir bits "1" ou "0" em série ou em um byte de dados em paralelo (Electronics Tutorials, 2019). A Figura 9 mostra um exemplo de sinal de saída de um sensor analógico e a Figura 10 um exemplo de saída de um sensor digital.

Medir a intensidade de algum fenômeno físico é de grande utilidade em muitos campos de desenvolvimento . No caso do controle do movimento de um corpo durante a realização de uma trajetória de vôo, é importante saber informações sobre algumas grandezas referentes a posicionamento, altitude, velocidade, velocidade angular e aceleração. Para obtenção de dados relativos a geolocalização de um foguete, por exemplo, o posicionamento no espaço pode ser obtido a partir de dados vindos de um sensor de GPS, a aceleração pode ser medida por um acelerômetro, a altitude através da utilização de um barômetro e a velocidade angular adquirida pelo uso de um giroscópio.

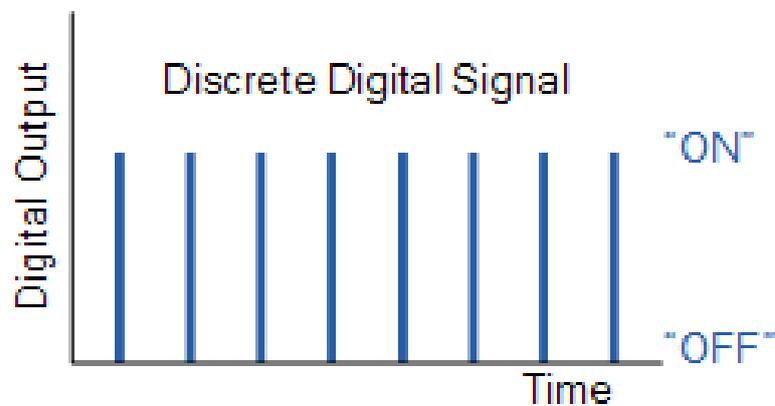
Essa sessão apresenta algumas características dos possíveis sensores a serem utilizados para conseguir obter os dados de movimentação de um corpo em tempo real.

Figura 9 – Sensor analógico



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 10 – Sensor digital



Fonte: Adaptado de Electronics Tutorials (2019).

3.4.1 GPS

GPS (*Global Position System*) é uma sigla para um sistema de navegação por rádio que surgiu nos Estados Unidos em 1973, com o *Joint Program Office (JPO)*, aplicado a Força Aérea dos Estados Unidos e substituiu o antigo sistema utilizado, datada de 1960, o TRANSIST, cujo principal problema era a incapacidade de lidar com o posicionamento dinâmico dos receptores (HOFMANN-WELLENHOF *et al.*, 2012).

A substituição do TRANSIST pelo GPS, deu-se pelo fato de que era necessário apenas que quatro ou mais satélites tivessem *Line of Sight (LOS)* até o receptor de sinal para

conseguir sua latitude, longitude, altitude em razão da medida de sua distância aos satélites. Inicialmente, esse sistema de posicionamento tinha objetivos exclusivamente militares. Mas, o presidente dos Estados, junto ao congresso, abriram o acesso a comunidade civil (HOFMANN-WELLENHOF *et al.*, 2012).

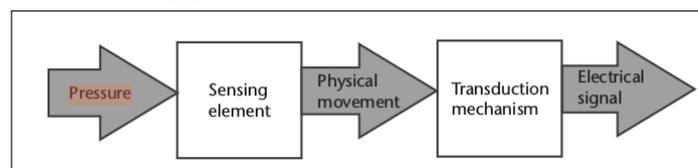
Com isso, o sinal de GPS, divide-se em duas formas de posicionamento: *Standard Positioning Service* (SPS) e *Precise Positioning Service* (PPS)(KAPLAN; HEGARTY, 1997). Com foco na área militar, o PPS é criptografado e é restrito para uso em aplicações militares, salvo nos casos de autorização. Já o SPS é livre a todos os usuários no mundo (KAPLAN; HEGARTY, 1997).

O funcionamento do GPS se dá através da utilização 24 satélites na órbita terrestre. Um relógio extremamente preciso no satélite e receptores de sinal possibilitam a troca de sinais entre receptor e emissor continuamente fazendo com que estimativa de posicionamento ocorra em função da duração do tempo entre a emissão do sinal e a recepção pelo receptor. Além disso, ocorre uma triangulação entre satélites para determinar a posição exata do receptor (PHILIPPE, 2014).

3.4.2 Barômetro

Frequentemente, é desejável medir a pressão em alguns ambientes. Com isso, surge o conceito de sensor de pressão. Sensores de pressão avaliam uma força exercida por um fluido por unidade de área de superfície. A pressão medida tem relação a um valor de referência que pode variar. Esse valor pode ter relação com a pressão no vácuo, pressão na atmosférica ou outra medida. al (2004) afirma que sensores de pressão absoluta tem um valor de referência ao vácuo. Sensores de pressão diferencial medem a relação entre duas pressões. A Figura 11 apresenta os componentes principais de um sensor de pressão.

Figura 11 – Componentes principais do sensor de pressão



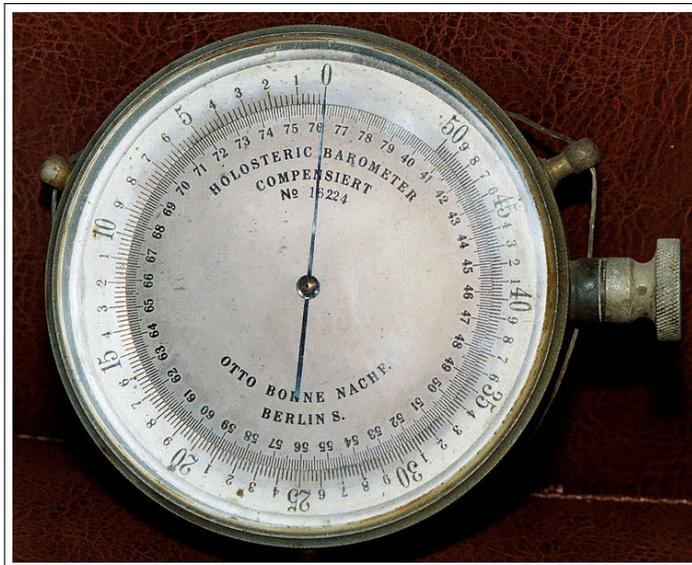
Fonte: al (2004).

Alguns sensores de pressão tradicionais são os manômetros, barômetros aneroide, tubos de Bourdon. Os manômetros são baseados em colunas de líquido e possuem lentidão

na resposta. Quando em repouso, duas colunas permanecem em igual nível, porém, quando é exercida uma pressão sobre uma coluna, a outra varia sua altura indicando a pressão.

Já os barômetros aneroide não possuem fluido interno. O processo de transdução ocorre a partir da expansão ou contração de um metal em relação a variação da pressão. Dada uma devida escala, um ponteiro se move semelhantemente como o de um relógio de acordo com a deflexão do material (National Geographic Society, 2019). A Figura 12 mostra esse dispositivo.

Figura 12 – Um barômetro aneroide



Fonte: David R. Ingham (2006).

Nos tubos de Bourdon tem-se um processo semelhante ao do barômetro aneroide, pois, com a variação de pressão do material também sofre uma variação em seu formato fazendo um ponteiro girar e fornecendo assim uma forma visual de leitura. Um tubo com formato de C ou de hélice é lacrado em uma extremidade, deixando a outra livre para modificar a pressão interna, dessa forma, quando acontece uma variação de pressão o tubo varia sua curvatura, dependendo de um aumento ou diminuição de pressão (AL, 2004).

Existem outros tipos de sensores que utilizam características elétricas para efetuar o cálculo da pressão tais como piezorresistores, capacitivos, piezoelétricos, ópticos, por ressonância e outros.

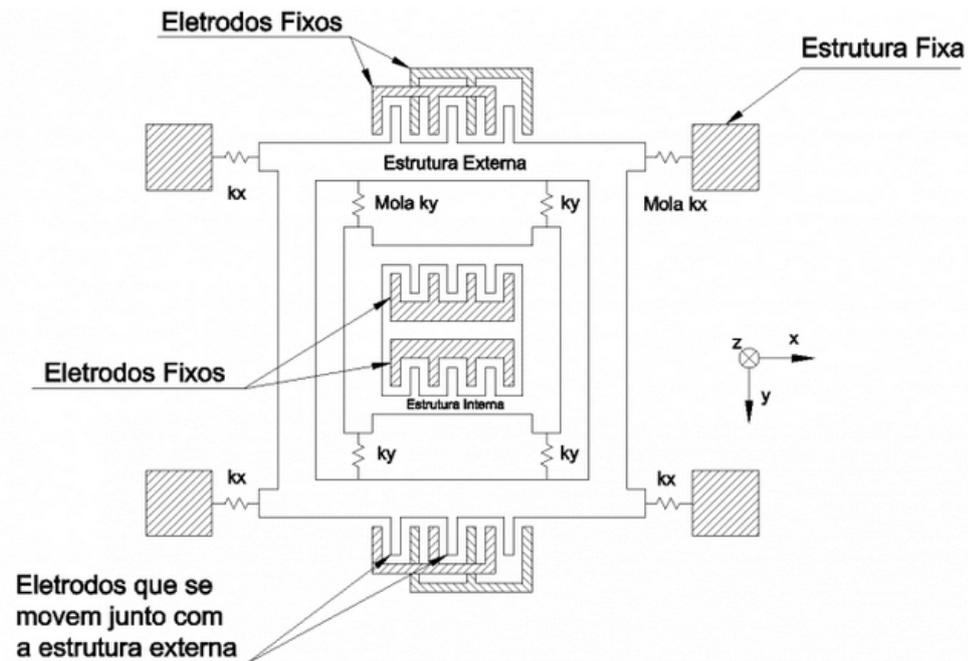
As especificações a serem consideradas vão variar em razão da aplicação desejada. Especificações comuns são *zero offset*, linearidade, histeresi, sensibilidade, *Long-Term Drift* e efeitos de temperatura.

3.4.3 Giroscópios

A palavra "giroscópio" foi criada pelo físico francês Jean Bernard Léon Foucault e deriva do grego "gyros", que quer dizer giro, e "skopeein", que significa visualizar. O giroscópio é um dispositivo utilizado para medir a velocidade de rotação de um corpo. Em sua maioria, utilizam o efeito da força de Coriolis (AL, 2004), (ACAR; SHKEL,).

Segundo Torres (2015) que diz respeito a estrutura, acelerômetros e giroscópios são similares. Ambos possuem uma massa de prova, diferenciando-se no fato de a força que gera o sinal mensurado no giroscópio é a força de Coriolis. A Figura 13 mostra a estrutura exemplo de um giroscópio de um eixo.

Figura 13 – Estrutura de um giroscópio de um eixo



Fonte: Torres (2015).

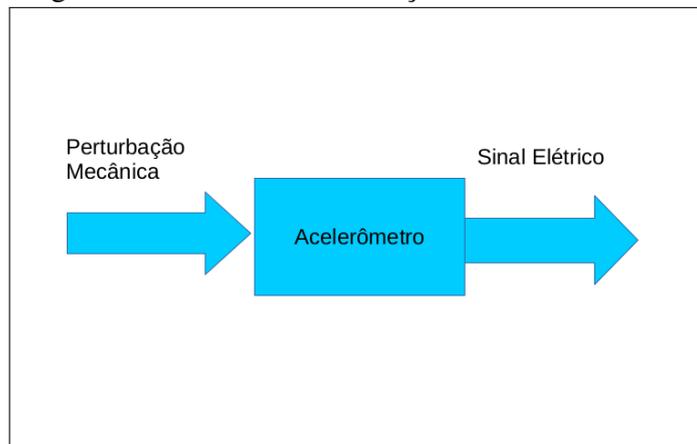
Na Figura 13 k_x representa molas responsáveis pela movimentação da estrutura externa no eixo x e k_y faz o mesmo que k_x , porém k_y são molas que reagem a movimentação. Através de uma rotação em torno do eixo z , temos a força de Coriolis contribuindo para o deslocamento massa interna e externa na direção x . A movimentação causa alteração na capacitância dos capacitores fixos e móveis, possibilitando medir se houve rotação.

3.4.4 Acelerômetros

A capacidade de mensurar a aceleração é de grande importância em várias atividades humanas. Comumente chamados os sensores que medem esse fenômeno físico de acelerômetro. Seja a aceleração constante, como a gravidade da terra, ou dinâmica, a de um carro em movimento, por exemplo. Inicialmente eles foram construídos a partir de cristais pizoelétricos e tinham grande tamanho e, mais tarde, com a evolução da microeletrônica, ocorreu o desenvolvimento da tecnologia *Micro-Electro-Mechanical Systems* (MEMS), criando acelerômetros menores e mais robustos. Eles podem variar no que se refere a tática para medir a aceleração, comumente o efeito pizoelétrico da vibração de cristais em decorrência da compressão deles e na variação de tensões em capacitores. (ANDREJAI, 2008).

A Figura 14 representa a transdução de um efeito de perturbação mecânica no sensor e a relação com a saída elétrica.

Figura 14 – Efeito de transdução de um acelerômetro



Fonte: Elaborado pelo autor.

Tomando por base a Lei de Hooke que diz a relação entre extensão e compressão de uma mola e a força, a Equação 3.6 descreve a relação .

$$F = k.\Delta x \quad (3.6)$$

Onde x é o deslocando da mola, k é a constante elástica da mola e F é a força resultante.

Segundo Li *et al.* (2018), de acordo com a Segunda Lei de Newton, podemos expressar a massa m e sua relação com a força pela Equação 3.7.

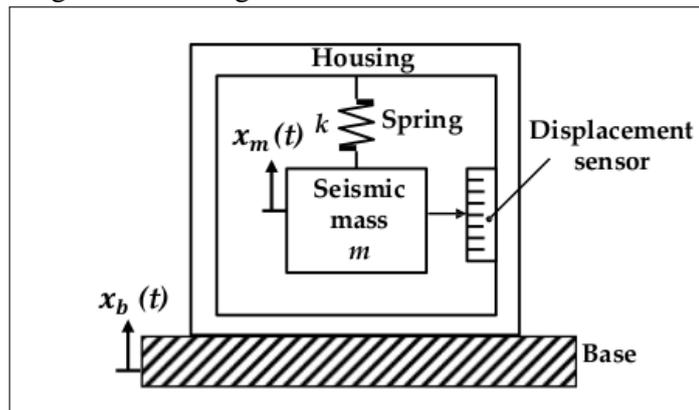
$$ma = k(x_m - x_b) \quad (3.7)$$

Com x_m sendo a posição da massa e x_b a posição inercial em relação a base. Dessa forma, obtém-se a Equação 3.8 que associa o deslocamento da massa em relação a base.

$$(x_m - x_b) = \frac{ma}{k} \quad (3.8)$$

O diagrama básico de um acelerômetro é mostrada na Figura 15.

Figura 15 – Diagrama básico de um acelerômetro



Fonte: Adaptado de Li *et al.* (2018).

Existem diversas formas de mensurar a aceleração, desde cristais piezoelétricos e cristais piezoresistivos, capacitores etc. Dentre eles, a diferença está em como ocorre a medição do deslocamento da massa.

3.4.4.1 Acelerômetros piezorresistivos

Acelerômetros piezorresistivos funcionam a partir da variação de resistência em razão da aplicação de uma força mecânica. A resistência é dada pela Equação 3.9 (LIU, 2012).

$$R = \rho \frac{l}{A} \quad (3.9)$$

Onde A (m^2) é a área do condutor, l (m) o comprimento e ρ (Ωm) é resistividade elétrica do material.

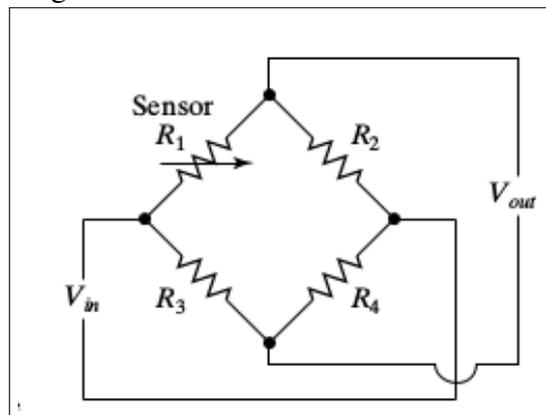
Segundo Liu (2012), a alteração do formato de um resistor metálico é fator determinante para variação de sua resistência e os materiais que compartilham essas propriedades são chamados de *strain gauges*.

Esses dispositivos possuem uma particularidade chamada de fator *gauge*. Esse fator relaciona, a deformação mecânica sofrida e a variação da resistência elétrica e, de acordo

com Liu (2012), tem uma razão de linearidade. Esses fatores podem ser longitudinais ou transversais. Tomando uma variação positiva longitudinal, o material aumenta a resistência. Já na compressão longitudinal, a resistência diminui. Para a parte transversal do fator, ocorre o inverso do longitudinal.

A variação de resistência de piezorresistor é medida, comumente, utilizando uma ponte de Wheatstone, representada na Figura 16. Esse mecanismo é composto de 4 resistores e uma fonte de alimentação, sendo que um ou mais resistores são *strain gauges*. A tensão elétrica de saída V_{out} é calculada pela diferencial de potencial dada pela Equação 3.10.

Figura 16 – Ponte de Wheatstone



Fonte: Adaptado de Li *et al.* (2018).

$$V_{out} = \left(\frac{R_2}{R_2 + R_1} - \frac{R_4}{R_4 + R_3} \right) \quad (3.10)$$

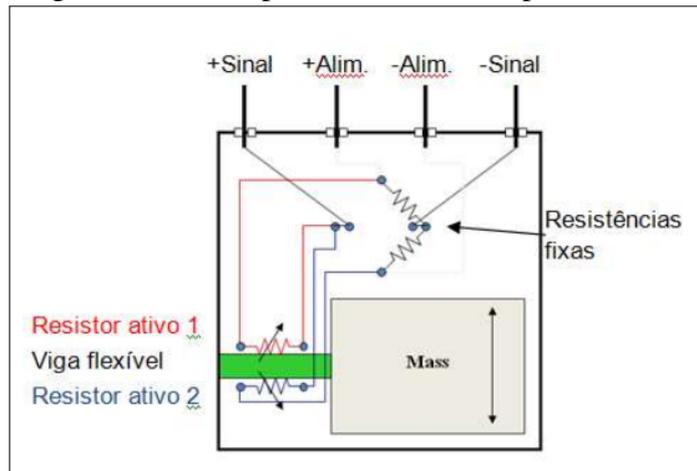
Onde V_{in} é a tensão de alimentação, R_2 , R_3 e R_4 são resistores de resistência fixa e R_1 é um *strain gauge*.

A confecção de um exemplo de acelerômetro piezorresistivo é mostrada na Figura 17. A estrutura contém uma viga flexível conectada a massa e, de acordo com aceleração da massa, uma tensão mecânica é aplicada nos resistores, variando assim a resistência elétrica do conjunto.

3.4.4.2 Acelerômetros capacitivos

Acelerômetros capacitivos se apresentam como uma boa escolha em razão de sua independência em relação a temperatura e por possuir uma boa sensibilidade (ANDREJAI, 2008). Porém, uma desvantagem deles é que sofrem interferência de campos magnéticos e capacitâncias parasitas na entrada de amplificadores (AL, 2004).

Figura 17 – Exemplo de acelerômetro piezorresistivo



Fonte: KUCHMA, 2007 apud Lacerda *et al.* ().

Em acelerômetros capacitivos, a aceleração é proporcional a variação da capacitância. Isso ocorre devido a propriedades intrínsecas dos capacitores. Eles são componentes elétricos capazes de armazenar carga elétrica através de duas placas metálicas (eletrodos) que estão localizadas paralelamente, distanciadas uma da outra. Quando ocorre uma diferença de potencial entre elas, cria-se um campo eletrostático dentre elas, armazenando energia. A Equação 3.11 que descreve esse feito.

$$C = \epsilon_0 \epsilon \frac{A}{d} \quad (3.11)$$

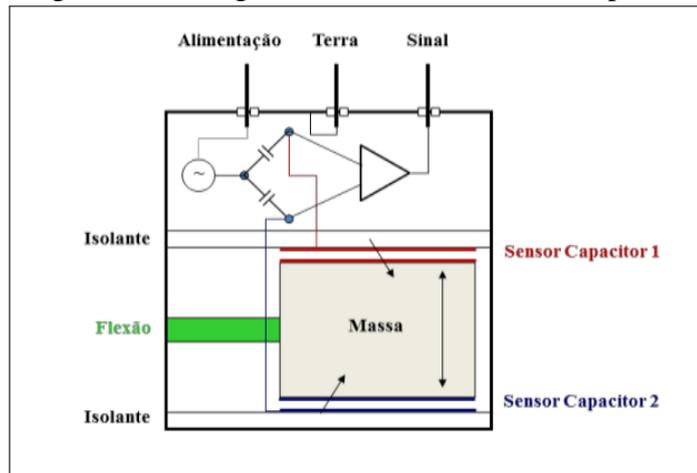
Onde C é capacitância (F) do capacitor, ϵ_0 a constante de permissividade eletrostática do vácuo ($8,854 \times 10^{-12} F/m$), ϵ é a permissividade relativa do meio dielétrico, A é a área das placas em m^2 e d é a distância entre elas.

Portanto, pela Equação 3.11 quando ocorre um aumento ou diminuição do distanciamento entre os eletrodos, a capacitância diminui ou aumenta, respectivamente. É justamente o que o acelerômetro faz. A massa é acoplada a uma das placas, deixando seu movimento livre, enquanto o outro eletrodo é mantido em uma posição fixa. Com o deslocamento da massa, a distância entre os eletrodos muda, causando uma variação na capacitância e, conseqüentemente, no sinal de saída do componente.

A Figura 18 mostra um modelo simples de acelerômetro capacitivo.

Algo importante a ser analisado são os parâmetros do sensor que vão desde saída analógica ou digital, quantidade de eixos e faixa de medição. Para cada aplicação tem-se uma largura de banda e uma frequência.

Figura 18 – Diagrama de um acelerômetro capacitivo

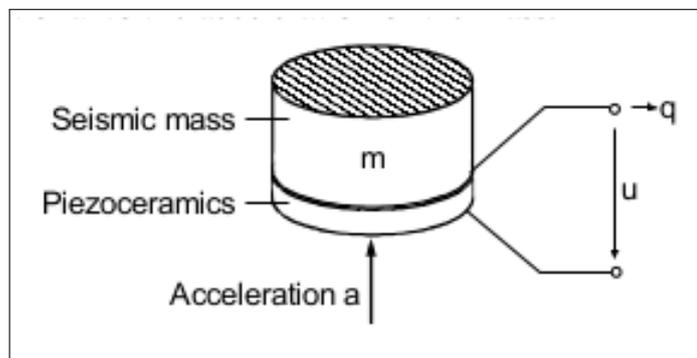


Fonte: KUCHMA, 2007 apud Lacerda *et al.* ().

3.4.4.3 Acelerômetros piezoelétricos

Acelerômetros piezoelétricos usam a característica de cristais piezoelétricos que geram um potencial elétrico a partir da aplicação de uma tensão mecânica. Segundo Wagner e Burgemeister (2012), o princípio piezoelétrico é dado por uma compressão e a força aplicado nesse processo gera uma variação na carga que, conseqüentemente, acarreta uma variação de potencial entre os eletrodos do material. O efeito piezoelétrico só permite a medição de aceleração alternada (WAGNER; BURGEMEISTER, 2012). A Figura 19 mostra a estrutura de um exemplo de acelerômetro piezoelétrico.

Figura 19 – Diagrama de um acelerômetro piezoelétrico



Fonte: Wagner e Burgemeister (2012).

Com m sendo a massa sísmica do material, u o potencial elétrico, q a carga e a a aceleração.

3.4.4.4 Especificações

De acordo com Lacerda *et al.* (), para escolher um acelerômetro, algumas características são levadas em considerações. Especificações físicas, tais como tamanho, peso, rosca de montagem (macho e fêmea), especificações elétricas, como: sensibilidade, faixa de medição, tempo de equilíbrio, tensão de polarização de saída, tensão de excitação, especificações de ambiente aos quais se pode observar umidade relativa, limite de choque e temperatura do ambiente.

3.4.4.5 Quanto a saída

O acelerômetro pode ter saída analógica ou digital. A saída analógica é um valor de tensão proporcional a aceleração medida pelo dispositivo. Já a saída digital, corresponde a um valor de saída digital, calculado internamente pelo componente em razão de uma aceleração sofrida.

3.5 Atuadores

Atuadores são componentes capazes de transformar energia de um tipo em outro diferente, possuindo um comportamento contrário do sensor, pois, a partir da energia gerada por eletricidade, líquido ou ar transformando energia em forma de movimento (RODRIGO, 2012)(Mecânica Industrial, 2019a).

Pode-se classificar atuadores pela forma como se cria a energia de movimento. Dentre os principais comumente utilizados, destacam-se os atuadores pneumáticos, hidráulicos, elétricos. Atuadores pneumáticos geram movimento a partir da utilização de ar pressurizado através de um pistão para mover uma haste ou girar um componente da válvula (BONGAS, 2018b). Os atuadores elétricos tem seu funcionamento por transforma energia elétrica em movimento. São amplamente utilizados por razões de praticidade e eficiência. Pode ser operado a distância como um motor ou interruptor em ocasiões onde há locais de risco para o operador ou dificuldade de acesso (BONGAS, 2018a).

Atuadores elétricos podem ser classificados quanto ao movimento em linear ou rotativo. No movimento linear, possui um movimento de puxar ou empurrar. Por outro lado o rotativo realiza movimento de rotação ou giro (BONGAS, 2018a).

Por outro lado, atuadores hidráulicos utilizam o trabalho realizado por um líquido

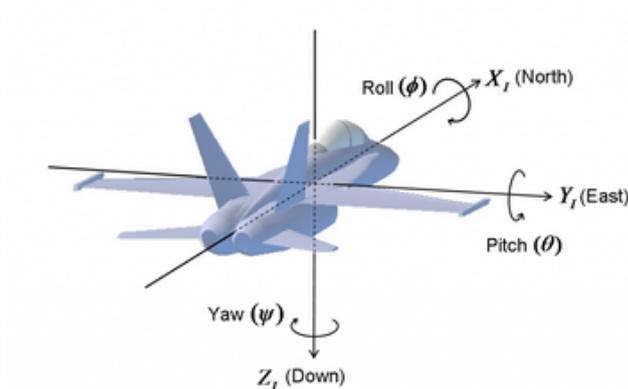
para gerar movimento. O funcionamento é dado a partir da pressurização máxima de um líquido. Dessa forma, qualquer tentativa de aumentar a pressão do líquido de um lado do recipiente fará com ele multiplique a pressão sofrida. Dessa forma, é possível gerar uma grande quantidade de força (Mecânica Industrial, 2019b).

3.6 Ângulos de Euler

Os Ângulos de Euler descrevem a rotação de um corpo rígido em função de ângulos de rotação em relação a um referencial inercial. Um referencial inercial é um sistema de referência onde vale a Primeira Lei de Newton, ou seja, afirma que um corpo tende a permanecer em movimento retilíneo uniforme ou parado, caso não hajam forças atuando sobre ele (Centro de Ensino e Pesquisa Aplicada, 2007). Porém, essa técnica é passível de um problema conhecido como *Gimbal Lock*. Que é quando uma rotação em torno de um dos eixos, atinge o valor próximo de 90° , fazendo com que dois eixos fiquem paralelos. Esse problema torna-se relevante apenas nos casos em que são observados giros próximos a esse valor (CHRobotics LLC., 2018?).

O sistema inercial I adotada como referencial é dada pelos eixos fixos na terra, comumente chamado de NED-North-East-Down, com X_I sendo o eixo para o norte, Y_I o eixo para o leste e Z_I o eixo apontando para baixo. A Figura 20 mostra os ângulos referentes aos eixos.

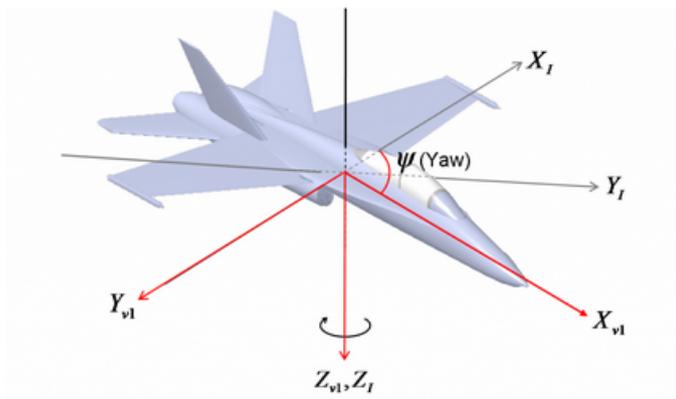
Figura 20 – Representação dos Ângulos de Euler



Fonte: CHRobotics LLC. (2018?).

Quando há uma rotação em quaisquer dos eixos, a representação do sistema muda. Por exemplo, caso haja uma rotação de ψ graus em torno do eixo Z_I , para representar um vetor nesse novo sistema V_1 , deve-se multiplicá-lo pela matriz de rotação do eixo Z_I . A rotação é vista na Figura 21.

Figura 21 – Representação dos Ângulos de Euler para V_1



Fonte: CHRobotics LLC. (2018?).

A matriz de rotação da Equação 3.12 fornece a orientação de um vetor do sistema inercial I para o sistema V_1 (CHRobotics LLC., 2018?).

$$R_{[I]^{V_1}}^{[V_1]} = \begin{pmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (3.12)$$

Fazendo também uma rotação em torno dos outros dois eixos, Y e X temos as matrizes $R_{[I]^{V_2}}^{[V_2]}$ dada pela Equação 3.13 e $R_{[I]^{V_3}}^{[V_3]}$ pela Equação 3.14.

$$R_{[I]^{V_2}}^{[V_2]} = \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix}. \quad (3.13)$$

$$R_{[I]^{V_3}}^{[V_3]} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{pmatrix}. \quad (3.14)$$

Partindo do sistema de inercial I , podemos obter a representação final de um vetor em virtudes das rotações multiplicando as matrizes de rotação dos ângulos, primeiramente, e posteriormente multiplicar a matrix resultante pelo vetor. A matriz de transformação utilizando os Ângulos de euler é fornecida pela Equação 3.15.

$$R_{[I]^{B}}^{[B]} = \begin{pmatrix} c(\psi)c(\theta) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ c(\psi)s(\phi)s(\theta) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\psi)s(\theta) & c(\theta)s(\phi) \\ s(\phi)s(\psi) + c(\phi)c(\psi)s(\theta) & c(\phi)s(\psi)s(\theta) - c(\psi)s(\phi) & c(\phi)c(\theta) \end{pmatrix}. \quad (3.15)$$

onde c é a função cosseno(cos) e s é a função seno(sen).

3.7 Filtro de Kalman

Filtro de Kalman é uma técnica utilizada para estimação de valores futuros de um dado, tem-se um preditor do que estima valores presentes, ou seja, um algoritmo que recebe valores conhecidos retorna uma estimativa futura para o valor medido. Pode se utilizar o Filtro de Kalman Extendido, caso o problema seja de origem não-linear (KIM; BANG, 2019).

O nome Filtro de Kalman é derivado de Rudolf Kalman, o primeiro idealizador do filtro (RHUDY *et al.*, 2017). O Filtro de Kalman é usado para atenuar ruídos que estão atrelados a um valor observado, minimizando os erros e extraíndo os ruídos inerentes a ele utilizando princípios e técnicas oriundas da estatística (LACEY; THACKER, 1998).

Usa um modelo de sistema dinâmico e introduz um conjunto de ruídos no sistema para alcançar uma estimativa ótima. Variáveis aleatórias e controle por estados são conhecimentos pertinentes a esse filtro (SCHULTZ, 2013).

O algoritmo possui duas partes principais: o passo de predição e o passo de atualização. É necessária a definição da modelagem do sistema dinâmico. De acordo com Rojas (200-?), as equações 3.16 e 3.17 definem a predição dos estados do sistema saindo de um estado \hat{x}_k no tempo k para um estado no tempo $k + 1$.

$$\hat{x}_{k+1}^- = A\hat{x}_k + w_t \quad (3.16)$$

com A sendo a matriz de transição dos estados aplicada ao vetor \hat{x}_k , que é o último estado computado, w_t é um ruído gaussiano com média 0 e covariância Q , que define o erro na estimativa.

$$P_{k+1}^- = AP_k A^T + Q \quad (3.17)$$

onde P_{k+1}^- é a matriz de covariância de x_{k+1}^- , P_k é a matriz de covariância no tempo k e Q é a matriz de covariância de v .

A medida de z_{k+1} tem uma relação com o estado x_k pela Equação 3.18

$$z_k = Hx_k + e_t \quad (3.18)$$

onde e_t é uma perturbação gaussiana com média 0 e covariância R e H é uma matrix. A etapa de atualização depende do cálculo do ganho do filtro, calculado pela Equação 3.19.

$$K_{k+1} = P_{k+1}^- H^T [H P_{k+1}^- H^T + R]^{-1} \quad (3.19)$$

Após isso, pode-se calcular a estimativa para o próximo estado pela Equação 3.20 e atualizar a matrix de covariância do erro pela Equação 3.21.

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1}^- + K_{k+1} [z_{k+1} - H \hat{x}_{k+1}^-] \quad (3.20)$$

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1} H) P_{k+1}^- \quad (3.21)$$

3.8 Método de Runge-Kutta

Em diversas situações, não é possível resolver uma equação diferencial por métodos analíticos ou é um cálculo que se torna dispendioso pela sua complexidade (SILVA, 2018?). Nestes casos, recorre-se a métodos numéricos para encontrar uma solução aproximada. Os métodos numéricos são algoritmos utilizadas na resolução de problemas matemáticos. Em equações diferenciais, denomina-se problema de valor inicial (PVI) uma equação diferencial, $y' = f(x, y)$, com solução y_0 dada, para x_0 . Logo, objetiva-se encontrar a função $y(x)$ que satisfaça essa restrição.

Na maioria dos casos de problemas com resolução numérica, o método de Runge-Kutta de 4ª ordem é utilizado. O método tem as equações 3.22, 3.23, 3.24, 3.25, 3.26 e 3.27 que compõem o cálculo da estimativa (SILVA, 2018?).

$$k_1 = hf(x_n, y_n) \quad (3.22)$$

$$k_2 = hf\left(x_n + \frac{1}{2}h, y_n + \frac{1}{2}k_1\right) \quad (3.23)$$

$$k_3 = hf\left(x_n + \frac{1}{2}h, y_n + \frac{1}{2}k_2\right) \quad (3.24)$$

$$k_4 = hf(x_n + h, y_n + k_3) \quad (3.25)$$

$$y_{n+1} = y_n + \frac{1}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \quad (3.26)$$

e

$$x_{n+1} = x_n + h \quad (3.27)$$

onde h representa o tamanho do passo ao qual o intervalo de integração $I = [a, b]$ foi dividido. Deve-se considerar os erros de truncamento e arredondamento adicionados nas operações. O erro de truncamento geral deve-se pela acumulação de erros após cada iteração do método. Utilizando Runge-Kutta, a ordem do erro é $O(h^4)$, mostrando ter uma boa precisão nas aproximações. Os erros de arredondamento devem-se as características que limitam a representação dos números computacionalmente (SILVA, 2018?).

3.9 Aerodinâmica

A aerodinâmica é o campo responsável pelo estudo da atuação de forças que existem entre os corpos que se deslocam através do ar (SILVA, 2019). A essas forças que surgem em função do movimento do corpo em relação ao ar, dá-se o nome, comumente, de força de arrasto do ar. Ao se deslocar em fluídos distintos e a velocidades distintas, os corpos em movimento sofrem a ação de uma força oposta ao seu deslocamento. O módulo dessa força varia em função de algumas medidas, tais como o formato do corpo, características do fluído e velocidade ao qual ocorre a movimentação. A equação que expressa essa força é dada por $F_{ar} = k_n v^n$.

Onde F_{ar} é a força de arrasto do ar, k_n é a constante dependente de formato do corpo e características do fluído e v^n é a velocidade de deslocamento no fluído. Para velocidades até $24/ms$, $n = 1$, já para velocidades superiores a esse valor e menores que $333/ms$, $n = 2$ (OLIVEIRA, 2008).

Segundo Taylor (2005), para projéteis como bolas de futebol, bolas de canhão e semelhantes, como foguetes, n vale 2, o que resulta na Equação 3.28 para o cálculo de k_2 .

$$k_2 = \frac{1}{2} C_x \rho_{ar} A \quad (3.28)$$

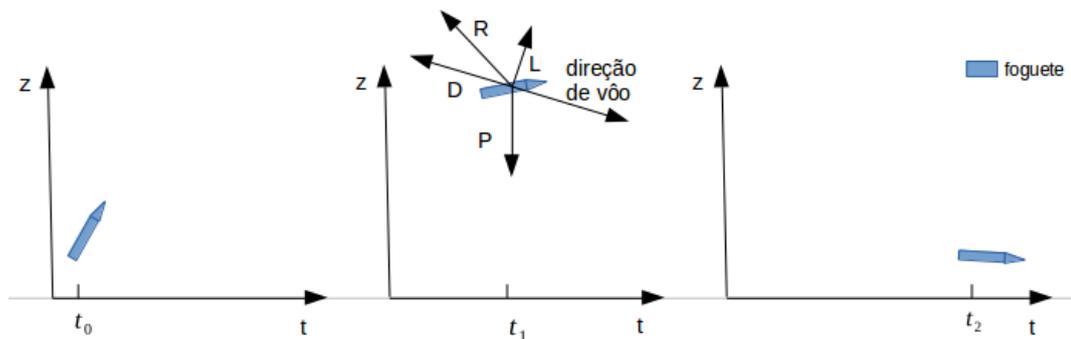
Sendo que C_x é o coeficiente de arrasto, uma constante que depende do formato do corpo, ρ_{ar} é a densidade do ar e A é a área do corpo voltada para o movimento. Para determinar C_x , pode-se fazê-lo experimentalmente ou através de aproximações em decorrência de aproximações dadas por formatos de objetos semelhantes (formato triangular, quadrado etc) (OLIVEIRA, 2008).

4 DESCRIÇÃO DA PROPOSTA

Nos lançamentos de foguetes do Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial da UFC (GDAe), quando um foguete é lançado a dinâmica de vôo durante a descida e o ponto de pouso são aleatórios, pois não há nenhum controle atuando durante essa parte do lançamento. Isso implica em possíveis dificuldades de localização dos projeteis ao fim do processo, bem como, a perda de componentes e danos na estrutura.

Esses problemas podem inviabilizar o reuso total ou parcial do foguete, resultando em maiores gastos com equipamentos e dificultando a realização de lançamentos posteriores. A Figura 22 mostra o exemplo de um procedimento comum sem o uso de paraquedas, ressaltando a relação entre o tempo transcorrido da projeção até o pouso, e a altura, tomando como referência a base de lançamento, onde o eixo z representa a altura, o eixo t faz referência ao tempo, partindo do início de subida do foguete, representado por t_0 , o tempo t_1 onde é atingida a altura máximo do vôo e t_2 o momento em que a estrutura aterrissa.

Figura 22 – Esquema de lançamento do foguete

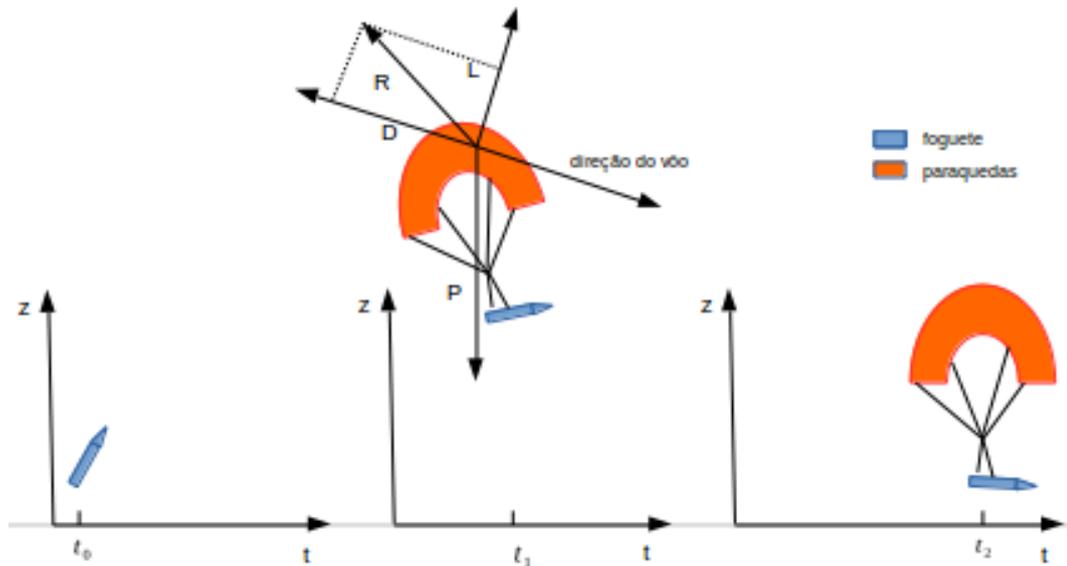


Fonte: Elaborado pelo autor.

As letras D , L , R e P representam as forças que atuam no projétil durante o percurso, sendo que D é a força de arrasto, L significa a força de sustentação, R é a força resultante e P é a força peso. Vemos que na representação da Figura 22 o projétil realiza uma projeção até t_1 e após isso assume uma queda livre, culminando numa provável colisão forte com o solo em função da aceleração adquirida na queda, e esse impacto pode gerar estragos na parte física.

Uma solução proposta pelo GDAe seria a inclusão de um paraquedas no foguete sem que fosse implementado nenhum sistema de controle nele. A Figura 23 mostra o resultado da junção do paraquedas com o foguete, sendo que na medida de tempo t_1 ocorre o acionamento do paraquedas, o que melhora a aerodinâmica do vôo por aumentar a força resultante R .

Figura 23 – Esquema de lançamento do foguete com paraquedas



Fonte: Elaborado pelo autor.

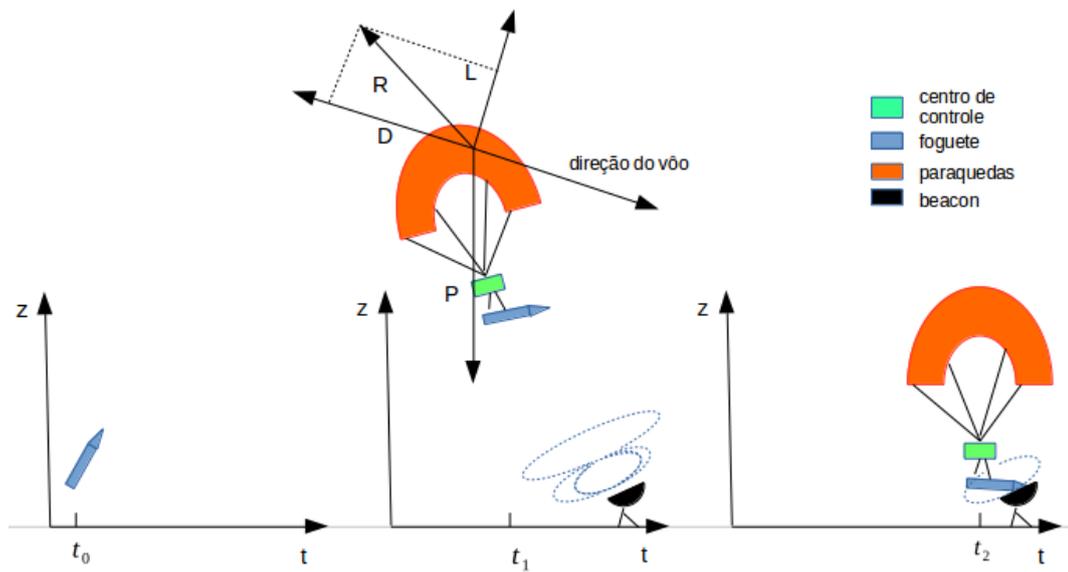
Nos lançamentos correntes do grupo, não há um controle eficiente para abertura do paraquedas, e caso tivessem esse controle, poderia resolver parcialmente algumas questões, dando um pouso mais brando e uma diminuição da velocidade de descida do projétil, porém, não fornece nem um meio para assegurar um PI mais adequado para recuperar a estrutura.

Portanto, vendo a necessidade de um sistema que possa resolver as questões até aqui vistas, o objetivo desse trabalho é fornecer uma possível solução para o problema de recuperação do foguete do GDAe, incluindo um sistema para detecção do apogeu no lançamento e a ativação de um paraquedas. Isso vai possibilitar a utilização de um eventual controle automático no foguete, possibilitando um pouso mais suave e o mais próximo possível do PI desejado. Essa técnica é mostrada na Figura 24. O lançamento ocorre normalmente até o ponto anterior onde a altura máxima é atingida, depois disso, no tempo t_1 , o paraquedas é acionado. Com isso, uma gama de sensores e atuadores no centro de controle, localizado entre o paraquedas e o foguete, poderia interagir com o ambiente (pressão, vento, aceleração, posição etc) e com os sinais de rádio recebidos pelo emissor representado por uma antena e decidir como proceder com o percurso. A diferença entre o sinal esperado e o sinal recebido, ou seja, distância entre o emissor e o receptor do *beacon*, juntamente com os dados de sensores de geolocalização (acelerômetros, giroscópio, GPS, barômetro) poderiam dar uma margem para a tomada de decisão pelos atuadores no paraquedas. A aterrissagem seria alcançada através do posicionamento do *beacon* no local do PI desejado.

Todo o controle pode ser feito após a utilização de um sistema que consiga detectar

o ponto onde o foguete atinge sua altura máxima. Dessa forma, essa pesquisa propõe criar esse sistema e criar condições para, posteriormente, aplicar um controle automático no paraquedas.

Figura 24 – Paraquedas com centro de controle



Fonte: Elaborado pelo autor.

5 PROCEDIMENTOS METODOLÓGICOS

Esta seção apresenta a ordem e a descrição das etapas necessárias a execução deste trabalho partindo da construção do foguete de garrafa Pet e, posteriormente, definição dos sensores a serem utilizados, desenvolvimento do modelo matemático da trajetória, identificar ponto onde é atingida a altitude máxima do lançamento e realização de testes através do plano de teste.

5.1 Construção do foguete

Uma forma para aquisição de dados e validação da solução parte de realizar lançamentos com altitudes razoáveis. Para isso, foi necessária a construção de um foguete. O princípio de operação de um foguete se dá através da propulsão como consequência da Terceira Lei Newton, ação e reação. Ao expelir combustível, por reação a essa descarga, é como se o foguete fosse empurrado na direção oposta à massa expelida (TAYLOR, 2005). Um espaço na estrutura física do foguete contém o combustível, no caso de foguetes de garrafa Pet, água. Um exemplo muito utilizado para experimentar esse fato é o patinador no gelo. Ao arremessar um objeto para frente, o patinador sofre uma força de reação que o empurra para trás.

Para a confecção de um foguete de garrafa Pet foi necessário uma lista de materiais, dentre eles: canos de pvc, garrafas Pet, pasta escolar, cola de cano, serra para cano, bico válvula para pneu, tampões de cano etc. A lista de materiais está apresentada no Quadro 2.

Quadro 2 – Materiais para construção do foguete

Material	Quantidade	Especificação do material
Garrafa Pet	2	Coca-Cola 2 litros
Tampões	2	20 mm
Cano pvc	2 metros	pvc 5 mm
Tesoura	1	corte de papel/plástico
Registro pvc	1	esfera 20 mm soldável
Tê	1	90° 20mm soldável
Joelho	2	90°20mm soldável
Cola	1	cano pvc
Válvula	1	para pneu
Pasta escolar	1	comum
Trena	1	5 metros
Fita	1	isolante
Esparadrapo	1	comum
Cinta Plástica	8	esforca gato
Abraçadeira	1	mangueira de gás

Fonte: Elaborado pelo autor.

Nesse tipo de foguete, é necessário colocar água na garrafa e pressurizar a garrafa usando a bomba de ar. Ao ser expelida, a água impulsiona o foguete para cima. A Figura 25 mostra um exemplo do equipamento construído.

Figura 25 – Foguete e base para lançamento



Fonte: Elaborado pelo autor.

5.2 Escolher sensores, atuadores, microcontrolador e material necessário

Após a definição das características do problema, verificou-se a necessidade de uma placa com pequenas dimensões e leve. Optou-se pelo uso da controladora de voo Pixhawk por possuir as características acima citadas e, além disso, contar com sensor de pressão, acelerômetro, giroscópio, sistema operacional de tempo real e outras particularidades atraentes para o projeto. A Pixhawk é um projeto de *hardware* aberto que tem objetivos de dar suporte ao desenvolvimento de projetos com piloto automático com grande qualidade e custo reduzido e conta com o sistema operacional de tempo real Nuttx ¹, que já está integrado com sistema de arquivos FAT, o que facilita na utilização de um cartão SD card. Como características da placa pode-se elencar o processador STM32F427 ², com frequência de 168 MHz, memória RAM de 256 KB, 32 bit STM32F103 failsafe co-processor, memória Flash de 2 MB, sensores ST Micro L3GD20H 16

¹ Nuttx

² STM32F427

bit gyroscope ³, ST Micro LSM303D 14 bit accelerometer / magnetometer ⁴, Invensense MPU 6000 3-axis accelerometer/gyroscope ⁵ e o MEAS MS5611 *barometer*. A placa possui diversas interfaces de comunicação: UART, CAN, *Spektrum* DSM / DSM2 / DSM-X, Futaba S.BUS, PPM, RSSI, I2C, SPI, ADC, microUSB interno e porta de extensão microUSB (PX4 Dev Team, 2019).

Considerando as restrições de um foguete de garrafa, optou-se por utilizar LEDs para simular o ponto de ativação do dispositivo de recuperação, visto que demandaria muita complexidade para conseguir inserir o paraquedas e um atuador (pistão) junto aos demais componentes dentro do foguete e exigiria uma maior quantidade de tempo da execução do projeto. A escolha da cor azul para os LEDs foi feita após verificar uma melhor visualização com a utilização o que implica uma melhor validação da solução em tempo real. A Figura 26 mostra a Pixhawk.

Figura 26 – Placa utilizada no projeto



Fonte: Blue Robotics Inc. (2019).

³ L3GD20H

⁴ LSM303D

⁵ MPU 6000

5.3 Desenvolver modelo

Após a fase de seleção dos componentes, é necessária a confecção de dois modelos para a implementação do sistema: um modelo computacional, ao qual fará uma estimativa da altitude máxima do lançamento e um modelo real necessário para aplicação e teste da solução.

5.3.1 Modelo simulado

Esta parte da modelagem consiste em utilizar fórmulas matemáticas que descrevam computacionalmente o movimento do corpo do foguete e a sua carga em dado espaço e tempo a fim de prever comportamentos durante as fases do lançamento, considerando as forças envolvidas e as características físicas do foguete.

Quando um objeto é arremessado para cima sofre a ação da força peso $P = m(t)g$. Onde g é o módulo da aceleração gravitacional e $m(t)$ a massa do objeto em função do tempo. Em razão do sentido dessa força $P = -g$. Além disso, a força de atrito com o ar age em sentido contrário ao da velocidade, $F_{ar} = -k_n v^n$. Por último, a força que impulsiona o foguete para cima é chamada de força de propulsão. Seja R a taxa de descarga de massa de água do foguete. O módulo da força de propulsão é $F_e = Rv_e$, com v_e sendo a velocidade de exaustão do combustível.

Segundo Symon (1971), a resultante das forças externas atuando em uma partícula equivalem a variação do momento linear Q . A Equação 5.1 descreve a variação do momento linear com forças externas atuando sobre o foguete:

$$\frac{dQ}{dt} - \frac{dm}{dt}(v + v_e) = \sum_{k=1}^n F_k \quad (5.1)$$

onde v é a velocidade da massa em relação a um sistema fixo de coordenadas e v_e é velocidade de exaustão de material (combustível) do foguete. A velocidade de exaustão em relação ao sistema de coordenadas fixo será $v + v_e$. Como $Q = m(t)v$, tem-se que:

$$\frac{d(m(t)v)}{dt} - \frac{dm}{dt}(v + v_e) = \sum_{k=1}^n F_k \quad (5.2)$$

$$(m(t) \frac{dv}{dt} + v \frac{dm}{dt}) - v \frac{dm}{dt} - v_e \frac{dm}{dt} = \sum_{k=1}^n F_k \quad (5.3)$$

$$m(t) \frac{dv}{dt} - v_e \frac{dm}{dt} = \sum_{k=1}^n F_k \quad (5.4)$$

Por fim, a equação se torna :

$$F_{ar} + P + F_e = m(t) \frac{dv}{dt}. \quad (5.5)$$

O movimento considerado ocorre no eixo $y(t)$ e a velocidade ultrapassa $24/ms$ o que, segundo Oliveira (2008), equivale a dizer que $n = 2$:

$$-k_2 v_y^2 - gm(t) + Rv_e = m(t) \frac{dv_y}{dt}. \quad (5.6)$$

A equação diferencial ordinária (EDO) 5.6, após resolvida com $v_y(0) = v_{y0}$ como condição inicial, resulta na função da velocidade do projétil. A resolução dessa EDO exige muito esforço e complexidade, por tanto, utilizou-se o método de integração Runge-Kutta, mostrado na Equação 3.26.

O trabalho realizado por Oliveira (2008) consegue valores aproximados para o cálculo da taxa R após a realização do lançamento utilizando uma câmera, o que, no trabalho proposto não seria interessante pelas restrições do problema serem em tempo real. Dessa forma recorre-se, mais uma vez, ao método Runge-Kutta para o cálculo dessa taxa.

Como R é taxa de descarga, possui um sinal negativo, logo, podemos concluir o cálculo da massa por 5.7, que será utilizada na equação

$$m(t) = m(0) - Rt. \quad (5.7)$$

O foguete de garrafa Pet tem massa inicial $m(0) = m_a + m_f$, onde m_a é massa de água e m_f é massa da estrutura do foguete junto com uma carga qualquer.

A massa de água é um valor conhecido, necessitamos calcular o tempo t que se gasta para esvaziar totalmente a água do foguete. De acordo com Halliday e Foley (2004), a Equação 5.10 apresenta a variação do volume considerando uma transformação adiabática e será utilizada no cálculo da Equação 5.12,

$$P = P_0 \left(\frac{V}{V_0} \right)^y \quad (5.8)$$

onde P é a pressão no comportamento do foguete com a água, P_0 é a pressão inicial, V_0 é o volume de ar, ambos dentro da garrafa, e y é o coeficiente de expansão adiabática. De acordo com Oliveira (2008), a equação que descreve a velocidade de expulsão da água do foguete dada pela Equação 5.9

$$v_e = \sqrt{\frac{2(P - P_a)}{\rho} - 2gh} \quad (5.9)$$

, onde P_a é a pressão atmosférica local, g é força gravitacional, ρ a densidade da água e h é a altura da coluna de água em relação a base da garrafa. Segundo Halliday e Foley (2004), a variação de volume no tempo é dado pela Equação 5.10

$$\frac{dV}{dt} = A_n v_e \quad (5.10)$$

, com A_n sendo a área de bico da garrafa. Substituindo 5.9 em 5.10, temos a Equação 5.11, que descreve a variação total do volume em função da pressão dentro da garrafa.

$$\frac{dV}{dt} = A_n \sqrt{\frac{2(P - P_a)}{\rho} - 2gh} \quad (5.11)$$

Como $\frac{dV}{dt} = \frac{V(t+\Delta t) - V(t)}{\Delta t}$, a equação 5.12 é a solução para $V(t)$

$$V(t + \Delta t) = V(t) + \Delta t A_n \sqrt{\frac{2(P - P_a)}{\rho} - 2gh} \quad (5.12)$$

Para realizar a execução da simulação é necessário dividir em duas partes. Na primeira é feita uma integração da Equação 5.12 com o método de integração Runge-Kutta para podermos determinar o tempo necessário para que o volume de ar dentro do foguete seja igual ao volume inicial de água mais o volume inicial de ar. Definindo t_a como o tempo que a água leva para ser expelida, calculado anteriormente, temos que $R = \frac{m_a}{t_a}$. Esse cálculo é necessário para conseguir calcular a força total de propulsão do foguete. A segunda parte é feita por integração utilizando o método anterior, mas, sem considerar F_e da Equação 5.5.

Com as constantes iniciais, tais como: massa inicial do foguete (massa de água mais massa de foguete vazio), altura da coluna de água, área do foguete voltada para o movimento, pressão inicial dentro do foguete, volume total (volume de ar mais volume de água) etc.

Caso o foguete esteja com inclinação de um ângulo θ em relação à base de lançamento, basta fazer a velocidade $v_y(t)$ como na Equação 5.13, seguindo a Equação 5.5

$$(F_{ar} + P + F_e) \sin(\theta) = m(t) \frac{dv_y}{dt} \quad (5.13)$$

Utilizando novamente o método Runge-Kutta na expressão da velocidade, conseguimos o deslocamento total. O ponto ao qual o foguete atinge o apogeu é onde $v_y(t) = 0$, logo,

basta integrar no intervalo $I = [0, t]$ para descobrir o deslocamento total. O Apêndice B trás o código-fonte usado na simulação. Para validar o modelo foram utilizados dados de lançamentos realizados por (OLIVEIRA, 2008). O Quadro 3 faz um comparativo de resultados.

Quadro 3 – Comparação de altitudes teóricas

Foguete	Alt. teórica((OLIVEIRA, 2008))	Alt. teórica (modelo)	Diferença relativa
F1	48.1 m	48.2 m	1%
F2	38.8 m	33.2 m	17%
F3	34.0 m	30.3 m	11%
F4	45.2 m	37.33	17%
F5	52.4 m	42.78	18.35%

Fonte: Elaborado pelo autor.

A figura mostra dados de lançamentos de 5 foguetes com massa final, massa inicial e pressão inicial distintas, o que explica as diferentes altitude obtidas no modelo. Também, pode-se verificar que houve um erro padrão de 3,229071% e desvio padrão de 6,458142% entre os resultados do modelo e obtidos teoricamente por Oliveira (2008). Entretanto, deve-se considerar que o modelo apresentado utilizou-se apenas de valores anteriores ao lançamento, não fazendo uso de medidas posteriores. Deve-se levar em consideração que no trabalho de Oliveira (2008) não é especificado o volume total da garrafa utilizada, o que pode ter influenciado nas estimativas do modelo desse trabalho.

5.3.2 Modelo real

Após a construção do modelo simulado, foi desenvolvido o modelo real. Nesta parte do trabalho, o foguete construído na Seção 5.1, estará acoplado a Pixhawk na parte posterior (bico) do foguete. A Figura 27 mostra, ao lado esquerdo, como foi inserida a placa no compartimento e o uso de esponjas para evitar danificar o equipamento. A base para o foguete possui uma inclinação de aproximadamente 80° e pode ser visto no lado direito da Figura 27. O resultado final do modelo real é o mesmo da Figura 25.

5.4 Identificar ponto onde é atingida a altitude máxima

Feita a escolha dos sensores e atuadores do projeto, uma parte de grande importância é a coleta de dados, pois, com eles é possível criar o *firmware* necessário a identificação em tempo real do apogeu do lançamento. Para coletar dados, foram realizados lançamentos utilizando o modelo real citado na Seção 5.3.2. A placa Pixhawk tem uma grande vantagem para o projeto,

Figura 27 – Placa e bico do foguete



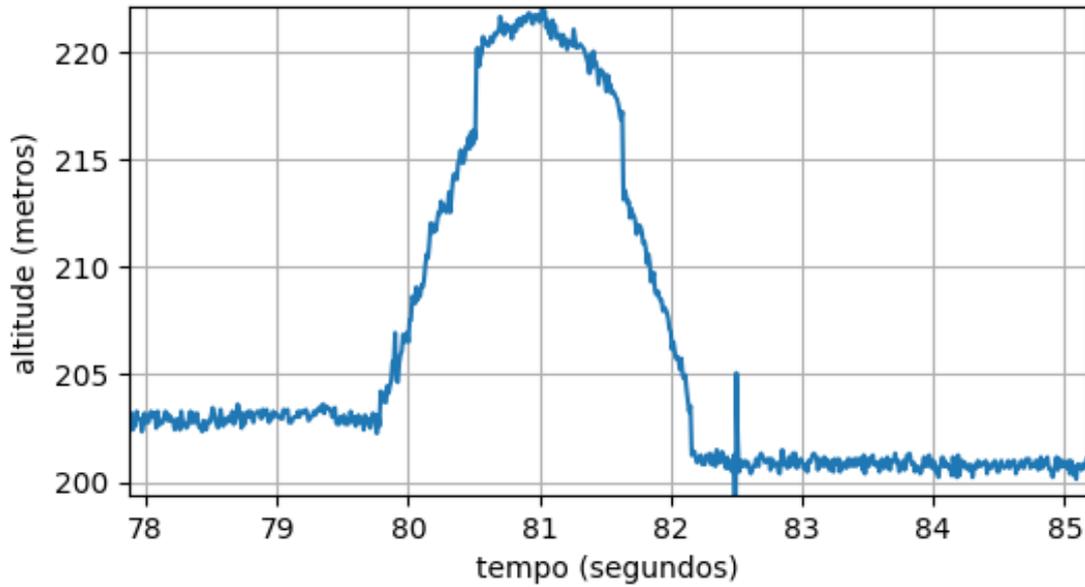
Fonte: Elaborado pelo autor.

pois, possui um sistema que escreve em um microSD as informações sobre todos os sensores, sendo essa função controlada pelo desenvolvedor da aplicação. A pixhawk possui um estimador de altitude baseado na temperatura e na variação da pressão. As Figuras 28 e 29 , mostram as informações de altitudes provenientes de dois lançamentos distintos que foram gravados no microSD da placa. A taxa de amostragem dos dados escritos no microSD foi de 100 amostras por segundo.

É possível visualizar através das imagens que há ruídos nos dados provenientes do sensor da Pixhawk. A medida em metros se dá pela altura absoluta do local, ou seja, na Figura 28 vemos que a base do foguete estava entre 200 e 205 metros acima do nível do mar. Esse valor é apenas uma aproximação, pois, há variações na temperatura que influem na medição do sensor. Já na Figura 29, percebe-se que a base está entre 175 e 180 metros acima do nível do mar.

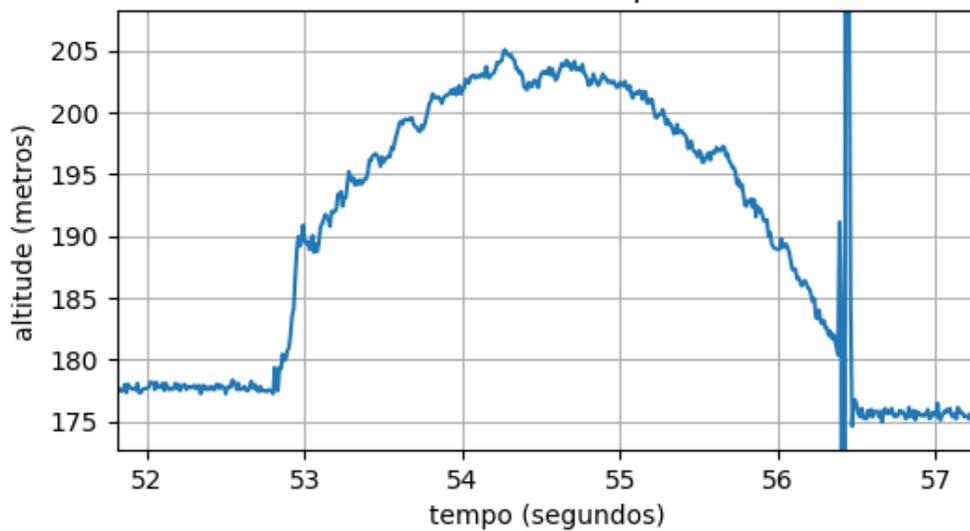
Pode-se perceber que o ponto em que a altura máxima é atingida, realmente, é difícil determinar sem que haja algum tipo de filtragem de dados, pois, como mostra a Figura 29, há vários momentos em que a altitude cai um pouco, mas, rapidamente volta subir, o que poderia

Figura 28 – Dados coletados do lançamento 1



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 29 – Dados coletados do lançamento 2



Fonte: Elaborado pelo autor.

indicar uma falsa detecção de apogeu.

A Pixhawk utiliza o barômetro MEAS MS5611 ⁶, ao qual a Figura 30 mostra as características de desempenho desse sensor.

Para identificar o apogeu será utilizado o barômetro da Pixhawk, pois, pela característica do sensor de pressão, quanto mais altitude, menor pressão e, conseqüentemente, um eventual aumento de pressão indica diminuição de altitude. O momento em que a altitude para de aumentar e começa a diminuir é ponto ao qual o dispositivo de recuperação deve ser ativado.

⁶ MEAS MS5611

Figura 30 – Características do MEAS MS5611

TECHNICAL DATA

Sensor Performances ($V_{DD} = 3\text{ V}$)				
Pressure	Min	Typ	Max	Unit
Range	10		1200	mbar
ADC	24			bit
Resolution (1)	0.065 / 0.042 / 0.027 / 0.018 / 0.012			mbar
Accuracy 25°C, 750 mbar	-1.5		+1.5	mbar
Error band, -20°C to +85°C, 450 to 1100 mbar (2)	-2.5		+2.5	mbar
Response time (1)	0.5 / 1.1 / 2.1 / 4.1 / 8.22			ms
Long term stability		±1		mbar/yr
Temperature	Min	Typ	Max	Unit
Range	-40		+85	°C
Resolution		<0.01		°C
Accuracy	-0.8		+0.8	°C
Notes: (1) Oversampling Ratio: 256 / 512 / 1024 / 2048 / 4096 (2) With autozero at one pressure point				

Fonte: TE Connectivity (2017).

Após encontrado esse ponto durante o lançamento, os LEDs acoplados ao foguete serão ligados, simulando, dessa forma, um paraquedas.

Segundo Dougal *et al.* (2013), o Filtro de Kalman é uma boa escolha para utilizar na detecção do apogeu de um lançamento, pois, dentre alguns outros filtros bem conhecidos, oferece um menor atraso de detecção se comparado aos demais, o que é ponto crucial para a estrutura do foguete por razões de aumento de força de arrasto que agirá sobre o paraquedas. Sendo assim, foi adotado o Filtro de Kalman. Para tanto, como utilizou-se apenas um sensor, não há necessidade do uso de matrizes na execução do algoritmo.

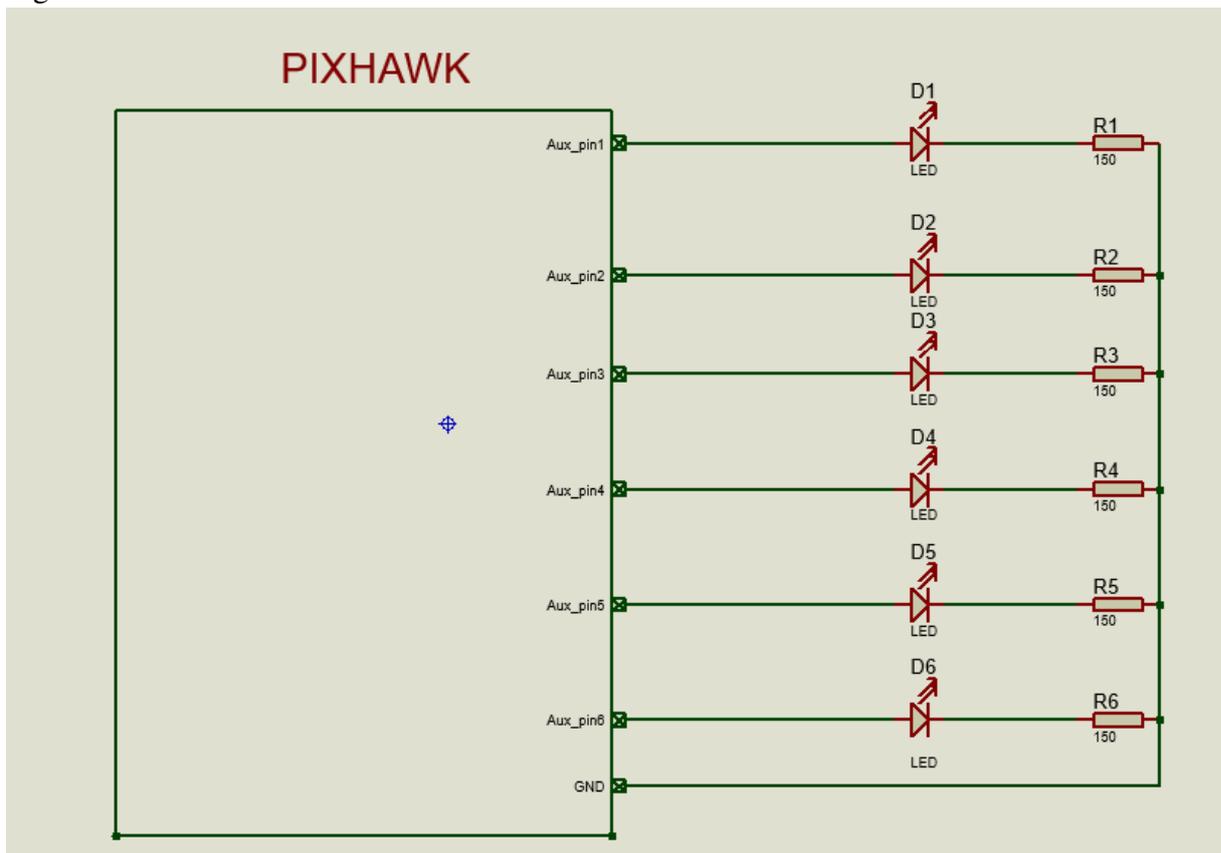
Considerando as características do sensor apresentado na Figura 30, adotou-se os valores $Q = 0.00650104$, $P_0 = 1000$, $R = 5$, $A = 1$, e $H = 1$ para as equações 3.16 a 3.21. O algoritmo foi executado tendo como entrada um conjunto de dados coletados após diferentes lançamentos.

5.5 Desenvolver sistema de acionamento automático

Após a identificação do apogeu pela etapa anterior, é enviado um sinal de controle que acende 6 LEDs, simulando a liberação paraquedas para fora da estrutura. Essa fase é de extrema importância, pois, caso a liberação do paraquedas ocorra muito antes ou muito depois, isso irá interferir no ponto máximo a ser atingido ou irá danificar o paraquedas, inviabilizando o lançamento. O algoritmo utilizado para a detecção do apogeu em tempo real utiliza o filtro de Kalman com os parâmetros descritos na Seção 5.4. O Apêndice C apresenta o código da aplicação desenvolvida.

Para acender os LEDs, foi montado um circuito como o esquema da Figura 31 usando o *software* Proteus.

Figura 31 – Circuito de acionamento dos LEDs



Fonte: Labcenter Electronics (2019).

Os LEDs são numerados de 1 a 6, estão conectados aos pinos auxiliares da Pixhawk, que possuem nível tensão 0V ou 3.3V, e cada um está em série com uma resistência $R = 150\Omega$.

5.6 Fazer testes

Uma vez feita a modelagem matemática do movimento, pode-se obter uma estimativa do apogeu do lançamento. Essa estimativa serve para a validação do algoritmo desenvolvido na Seção 5.4. Para a validação é necessário seguir alguns passos que facilitam a realização dos testes, no que diz respeito a organização de etapas e melhores formas de identificação visual do acionamento dos LEDs. Um plano de testes foi criado e encontra-se no Apêndice ??.

Infelizmente, o barômetro da Pixhawk que estava sendo utilizado para realização da coleta de dados para criar o algoritmo foi danificado de forma que não foi possível seguir esta etapa e executar o plano de testes para, em seguida, validar a solução.

5.7 Analisar resultados

Com não foi possível executar o plano por restrições de tempo e de equipamentos danificados a detecção foi dada apenas com os resultados gravados.

O Quadro 4 apresenta o tempo aproximado em que foi atingida a altura máxima pelo dados gravados no microSD e compara com a detecção usando o filtro, onde L1 a L5 representam lançamentos distintos.

Quadro 4 – Detecção de apogeu por Filtro de Kalman

Lançamento	Tempo aprox. para apogeu dados gravados	Tempo de detecção do filtro	Erro aprox. do filtro
L1	1.54 s	1.539 s	0.001 s
L2	1 s	1.06 s	0.06 s
L3	1.42 s	1.58 s	0.16 s
L4	2.349 s	2.369 s	0.02 s
L5	2.3 s	2.37 s	0.07 s

Fonte: Elaborado pelo autor.

O erro padrão do atraso de detecção executando o algoritmo com os dados gravados foi de 0,027529 segundos e desvio padrão de 0,055058 segundos. A comparação dos gráficos de altitude dados pelo sensor e pelo filtro pode ser visualizada no Apêndice 6.

6 CONCLUSÃO E DISCUSSÕES

Este trabalho tinha como objetivo estudar e analisar o movimento de um foguete e detectar o apogeu no lançamento possibilitando, dessa forma, o uso de um paraquedas para recuperar o projétil. Para fazê-lo, foi necessário construir um modelo matemático que descreve-se a movimentação de um foguete de garrafa pet considerando as forças atuando durante todo o percurso do lançamento.

As complexidades inerentes aos efeitos físicos do problema, guiaram para a aplicação de técnicas de integração por método numérico, como o Runge-Kutta, usado na implementação deste trabalho, a fim de determinar uma estimativa para a força de impulso ao qual atua no foguete.

Alguns conceitos apresentados, em primeiro momento, seriam utilizados na execução, entretanto, por restrições de tempo, não houve foram mencionados como ferramentas necessárias até este. Não obstante, outros pontos do Capítulo 3 participaram de forma fundamental no desenvolvimento do trabalho. Isso foi evidenciado, também, nas figuras apresentados no Apêndice 6, onde verificou-se a necessidade de implantação de um *Kalman Filter* para evitar falsos positivos para altura máxima.

No capítulo 4 procurou-se dar uma visão geral sobre o problema, afim de exemplificar, de forma simplificada, o processo do lançamento de um foguete. Além do mais, foi apresentada a proposta do trabalho de forma objetiva e bem elucidada pelo uso de imagens.

No Capítulo 5 organizou-se uma sequência de passos que objetivou guiar da melhor forma a implementação do trabalho na prática e ,dessa maneira, ter a garantia de alcance dos melhores resultados.

Por fim, conclui-se que os objetivos do trabalho foram atingidos e pode-se afirmar que a acurácia da detecção foi boa, visto que, com um erro padrão de apenas 0,027529 segundos e desvio padrão de 0,055058 segundos relatado no Quadro 4, a solução é perfeitamente viável, em virtude desse tempo interferir minimamente no estágio que o foguete sobe e por um ser um tempo que fará com que a resultante das forças sobre o paraquedas seja desprezada. Como trabalhos futuros para o desenvolvimento deste trabalho, verifica-se a continuação da pesquisa sobre a detecção em tempo real e, posteriormente, aplicar um sistema controle no foguete.

REFERÊNCIAS

- ACAR, C.; SHKEL, A. **MEMS vibratory gyroscopes structural approaches to improve robustness**. [S.l.: s.n.]. ISBN 9783540773405.
- AL, S. B. et. **MEMS mechanical sensors**. [S.l.]: Artech House, 2004. 173–192 p. (Microelectromechanical systems series). ISBN 1580538738,9781580538732.
- ANDREJAI, M. Accelerometers. **Electron. Power**, v. 11, n. 11, p. 385, 2008. Disponível em: <http://digital-library.theiet.org/content/journals/10.1049/ep.1965.0296>. Acesso em: 12 Dez. 2019.
- Australian Parachute Federation Incorporated. **Elliptical parachutes and canopy control**. [S.l.], 1997.
- Blue Robotics Inc. **Pixhawk Flight Controller**. S. l: [s.n.], 2019. Disponível em: <https://bluerobotics.com/store/comm-control-power/elec-packages/pixhawk-r1-rp/>. Acesso em: 30 Nov. 2019.
- BONGAS. **Atuador elétrico: o que é, tipos e vantagens**. 2018. Disponível em: <https://bongas.com.br/atuador-eletrico-o-que-e-tipos-vantagens/>. Acesso em: 19 jun. 2019.
- BONGAS. **Atuador pneumático: princípios de funcionamento**. 2018. Disponível em: <https://bongas.com.br/atuador-pneumatico-principios-de-funcionamento/>. Acesso em: 19 jun. 2019.
- BRASIL. **Manual técnico de salto livre**. 2. ed. [S.l.]: Ministério da Defesa. Departamento de educação e Cultura do Exército, 2016.
- CACAN, M. R. Adaptive Control of autonomous airdrop systems in degraded conditions adaptive control of autonomous airdrop. **PhD Thesis, Georg.**, n. December, 2016.
- CACAN, M. R.; COSTELLO, M. Hyperadaptive control of precision guided airdrop systems subject to large deviations in nominal flight behavior. **24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference**, n. June, p. 1–20, 2017.
- Centro de Ensino e Pesquisa Aplicada. **Introdução a um referencial inercial**. 2007. Disponível em: <http://efisica.if.usp.br/mecanica/basico/referenciais/intro/>. Acesso em: 17 Jun. 2019.
- CHRobotics LLC. **Understanding Euler Angles**. 2018? Disponível em: <http://www.chrobotics.com/library/understanding-euler-angles>. Acesso em: 10 Jun. 2019.
- DOUGAL, E.; KWOK, J.; LUCKETT, E. Digital detection of rocket apogee. **CONNEXIONS**, 2013. Rice University, Houston, Texas.
- Eletronics Tutorials. **Sensors and transducers**. 2019. Disponível em: https://www.electronicstutorials.ws/io/io_1.html. Acesso em: 08 Dez. 2019.
- FRANKLIN, G. F.; POWELL, J. D.; EMAMI-NAEINI, A. **Feedback control of dynamics systems fifth edition**. 5. ed. [S.l.]: Pearson, 2006.

- HALLIDAY, K.; FOLEY, A. **Water rocket analysis**. 2004. Disponível em: <https://www.ohio.edu/mechanical/programming/rocket/analysis2.html>. Acesso em: 1 Dez. 2019.
- HOFMANN-WELLENHOF, B.; LICHTENEGGER, H.; J. COLLINS. **Global positioning system theory and practice**. [S.l.: s.n.], 2012. 382 p. ISBN 9783211823644.
- KAPLAN, E. D.; HEGARTY, C. J. **Understanding GPS: principles and applications**. [S.l.]: Artech House, 1997.
- KIM, Y.; BANG, H. Introduction to kalman filter and its applications. In: GOVAERS, F. (Ed.). **Introduction and Implementations of the Kalman Filter**. Rijeka: IntechOpen, 2019. cap. 2.
- Labcenter Electronics. **PCB design and circuit simulator software for modern EDA development**. 2019. Disponível em: <https://www.labcenter.com/>. Acesso em: 6 Dez. 2019.
- LACERDA, A. L. M.; OLIVEIRA, J. A.; RODRIGUES, H. A. **Sensores de aceleração**. Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de São João del Rei. Trabalho de Graduação, 2013.
- LACEY, T.; THACKERG, N. **Tutorial: the kalman filter**. Oxford Road, Manchester: TINA Memos, 1998.
- L.H.MARINI. **Curso Para formação de pilotos de paramotor**. [S.l.]: Escola Brasileira de Paramotor, 2007.
- LI, R. J.; LEI, Y. J.; CHANG, Z. X.; ZHANG, L. S.; FAN, K. C. Development of a high-sensitivity optical accelerometer for low-frequency vibration measurement. **Sensors**, v. 18, n. 9, 2018. ISSN 14248220.
- LIANG, S.; UDOFF, M. **Inertial rocket navigation System**. Cornell University: Ithaca, New York: [s.n.], 2008. Disponível em: https://people.ece.cornell.edu/land/courses/ece4760/FinalProjects/s2008/mlu3_x178/mlu3_x178/index.html. Acesso em: 4 abr. 2019.
- LIU, C. **Foundations of MEMS**. 2nd. ed. [S.l.]: Prentice Hall, 2012. ISBN 9780132497367,0132497360.
- MAZZOCATO, D. **Kitesurfschool - School - Aerodinâmica**. 2013. Disponível em: http://www.kitesurfmania.com.br/school_det.asp?id_article=383id_category=10. Acesso em: 10 jun. 2019.
- Mecânica Industrial. **Conceito de sensores e atuadores**. 2019. Disponível em: <http://leandro-robotica.blogspot.com/2011/05/conceito-e-sensores-e-atuadores.html>. Acesso em: 19 jun. 2019.
- Mecânica Industrial. **O que é um atuador hidráulico**. 2019. Disponível em: <https://www.mecanicaindustrial.com.br/348-o-que-e-um-atuador-hidraulico/>. Acesso em: 19 jun. 2019.
- MEYER, J. **An Introduction to deployable recovery systems**. [S.l.: s.n.], 1985.

- National Geographic Society. **Barometer**. 2019. Disponível em: <https://www.nationalgeographic.org/encyclopedia/barometer/>. Acesso em: 10 Jun. 2019.
- OGATA, K. **Engenharia de Controle Moderno**. 5. ed. [S.l.]: Pearson / Prentice Hall, 2010.
- OLIVEIRA, M. A. S. **Os aspectos físicos e matemáticos do foguete de garrafa pet**. 2008. Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Católica de Brasília, Brasília.
- PENNESTRÌ, E.; CAVACECE, M.; VITA, L. **On the computation of degrees-of-freedom: a didactic perspective**. 2005. 1733–1741 p. Proceedings of IDETC'05.
- PHILIPPE, G. **Como funciona o GPS?** 2014. Disponível em : <https://www.oficinadanet.com.br/post/12406-como-funciona-o-gps>. Acesso em: 19 jun. 2019.
- POYNTER, D. **Parachuting: the skydiver's handbook**. 10. ed. [S.l.: s.n.], 2007. ISBN 1568601417.
- PX4 Dev Team. **Pixhawk 1 flight controller**. 2019. Disponível em: https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_controller/pixhawk.html. Acesso em: 29 Out. 2019.
- RHUDY, M. B.; SALGUERO, R. A.; HOLAPPA, K. A kalman filtering tutorial for undergraduate students. **International Journal of Computer Science & Engineering Survey (IJCSSES)**, v. 8, 2017.
- RODRIGO, L. **Para que servem os atuadores**. 2012. UNEMAT. Disponível em: <https://www.mecanicaindustrial.com.br/374-para-que-servem-os-atuadores/>. Acesso em: 19 jun. 2019.
- RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica: aplicações ao projeto sae-aerodesign**. [S.l.]: Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia, 2014.
- ROJAS, R. **The Kalman Filter**. [S.l.]: Freie Universität Berlin, Institut für Informatik, 200–?
- SANDOR, G. N.; ERDMAN, A. G. **Advanced mechanism design: analysis and synthesis**. [S.l.]: Pearson, 1984. v. 2.
- SCHULTZ, D. W. **Application of the Kalman Filter to rocket apogee detection**. [S.l.]: NAR 63255, 2013.
- SILVA, E. S. da. **Métodos numéricos para resolução de equações diferenciais ordinárias (métodos de Euler e Runge-Kutta)**. [S.l.]: Universidade Federal do Amapá, UNIFAP, 2018?
- SILVA, M. A. da. **Aerodinâmica**. 2019. Disponível em: <https://brasilescola.uol.com.br/fisica/aerodinamica.htm>. Acesso em: 29 Out. 2019.
- SYMON, K. R. **Mechanics**. 3. ed. [S.l.]: Addison-Wesley, 1971. (Addison-Wesley Series in Physics).
- TAYLOR, J. R. **Classical mechanics**. [S.l.]: University Science Books, 2005. ISBN 189138922X,9781891389221.

TE CONNECTIVITY. **Barometric pressure pensor, with stainless steel cap.** [S.l.], 2017.

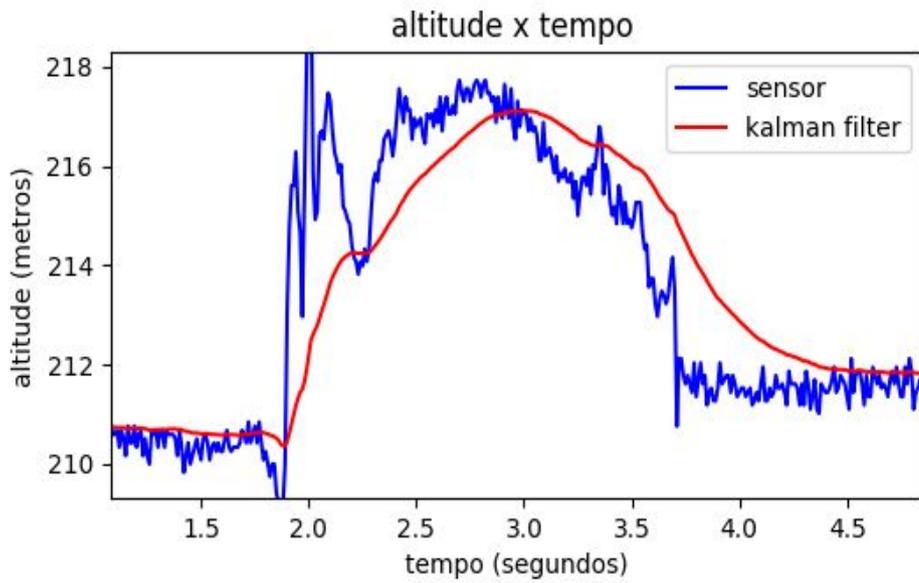
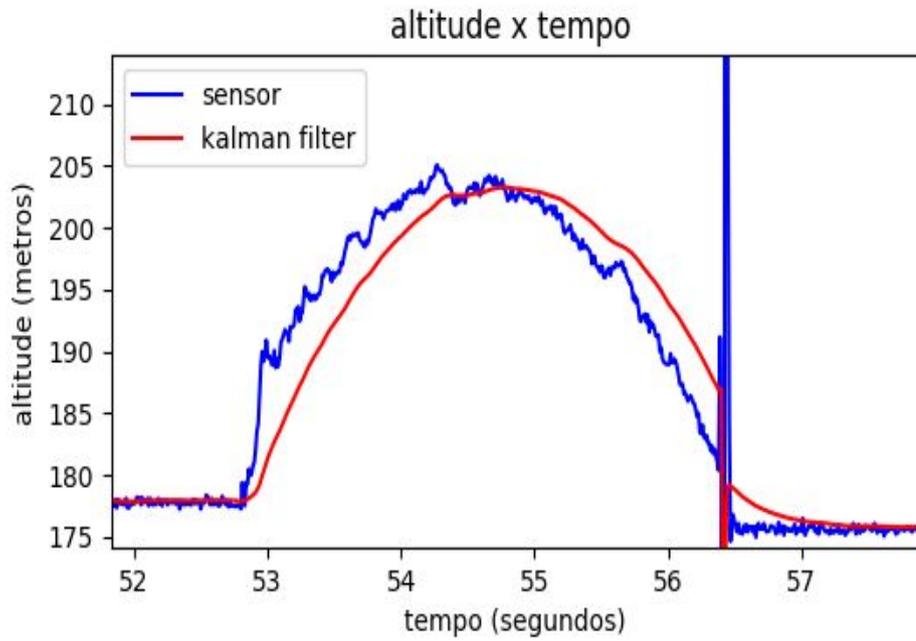
TORRES, H. **Sensores inerciais - parte 2.** 2015. Disponível em:
<https://www.embarcados.com.br/sensores-inerciais-parte-2/>. Acesso em: 19 jun. 2019.

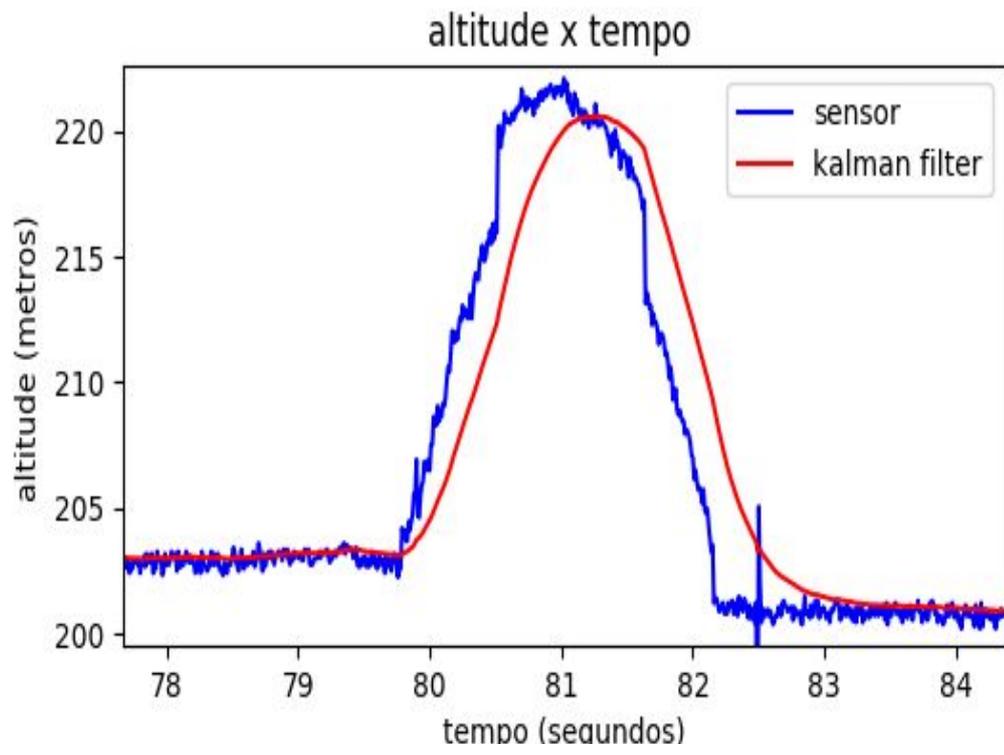
WAGNER, J.; BURGEMEISTER, J. **Piezoelectric accelerometers: theory and application.** [S.l.]: Manfred Weber Metra Mess- und Frequenztechnik in Radebeul e.K., 2012.

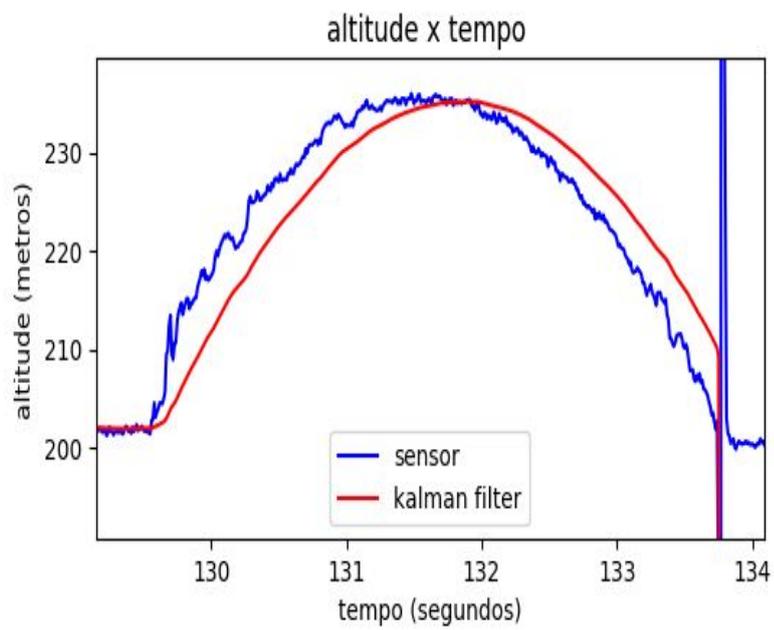
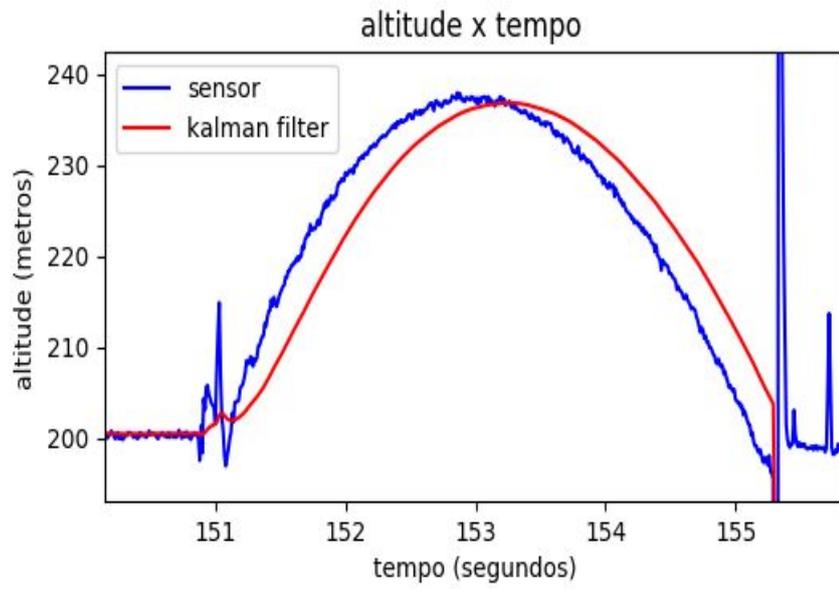
WENDLING, M. **Sensores.** 2010. Universidade Estadual Paulista, Campus de Guaratinguetá.

WHITTAKER, E. T. **A treatise on the analytical dynamics of particles and rigid bodies: with an introduction to the problem of three bodies.** 2. ed. [S. l.]: Cambridge University Press, 1917. 34 p.

APÊNDICE A – GRÁFICO DE ALTITUDE NOS LANÇAMENTOS







APÊNDICE B – CÓDIGO-FONTE USADO NA SIMULAÇÃO

Código-fonte 1 – Algoritmo da simulação do apogeu do foguete

```

1 import csv
2 import matplotlib.pyplot as plt
3 import math ## script comparacao dos dados do mesmo sensor
   em leituras diferentes
4
5
6 ## vetores da leitura 2
7 temp1 = []
8 vel    = []
9 altura = []
10 vol = []
11 temp2 = []
12 #####
13 ##  VARIAVEL C LCULO VEL SA DA DA GUA , TEMPO TOTAL DE
   SA DA E TAXA DE SA DA dm/dt
14 #####
15 v0 = (2-0.765) ## volume de ar zinicial e final na garrafa
16 vf = 2
17 h  = 0.0001 # variacao de temp usada na integracao
18 pa = 99900 # pressao atmosf rica
19 psi = 65.2
20 p0 = 6894.7572932 * psi #pressao inicial dentro da
   garrafa
21 lvol = int((vf-v0)/h) #quantidade de interacoes l para o
   calculo do tempo esperado para sa da completa da agua
22 A    = 0.000615752 # area da sessao do pico da garrafa para
   calculo da varia o da pressao
23 j    = 1.4 # expoente expansao adi bitica
24 rho = 1000 # densidade da gua

```

```
25 k1 = 0
26 k2 = 0
27 k3 = 0
28 k4 = 0
29 cont = 0
30 tfa = 0 # tempo de exaustao da agua do foguete
31 def f_vol(t, y):
32     p = p0*((v0/y))
33     return (y + h*A*((2*(p-pa)/rho)**j))
34 def calcK1_vol(h,xn,yn):
35     return h*(f_vol(xn,yn))
36
37 def calcK2_vol(h, xn, yn):
38     return h*(f_vol(xn + 0.5*h, yn + 0.5*k1))
39
40 def calcK3_vol(h, xn, yn):
41     return h*f_vol(xn + 0.5*h, yn + 0.5*k2)
42
43 def calcK4_vol(h, xn, yn):
44     return h*f_vol(xn + h, yn + k3)
45
46
47 for cont in range(lvol+1):
48     if cont == 0:
49         k1 = calcK1_vol(h,0, v0)
50         k2 = calcK2_vol(h,0, v0)
51         k3 = calcK3_vol(h,0, v0)
52         k4 = calcK4_vol(h,0, v0)
53         ynMais1 = v0 + (1/6)*(k1 + 2*k2 + 2*k3 + k4)
54         temp2.append(cont*h)
55         vol.append(ynMais1)
56     else:
```

```

57     k1 = calcK1_vol(h, cont*h, yn)
58     k2 = calcK2_vol(h, cont*h, yn)
59     k3 = calcK3_vol(h, cont*h, yn)
60     k4 = calcK4_vol(h, cont*h, yn)
61     ynMais1 = yn + (1/6)*(k1 + 2*k2 + 2*k3 + k4)
62     temp2.append(cont*h)
63     vol.append(ynMais1)
64     if 1.9999999 < ynMais1 :
65         tfa = temp2[cont]
66         print(tfa)
67         print(ynMais1)
68         break
69     cont = cont +1
70     yn = ynMais1
71
72
73 #####
74 somaAlt=0 # variavel armazena altura
75 u = rho # densidade da agua
76 pi = p0 # pressao inicial dentro da garrafa
77 pf = pa # pressao final dentro da garrafa
78 m0 = 1.04# massa do foguete + massa da agua
79 mf =0.275 # massa do foguete # tempo total de descarga da
    agua
80 tf = 6.48 # tempo do lan amento considerado
81 R = (m0-mf)/tfa # taxa de descarga de agua dm/dt
82 g = 9.81 # acel da gravidade
83 coluAgua = 0.15 # altura da coluna de agua dentro da
    garrafa
84 ve = ((2*(pi - pf)/u - 2*g*coluAgua)**(1/2)) # calculo da
    velocidade de sa da da  gua  de dentro do foguete
85 print(ve)

```

```
86 k = 0.00055724 # constante da for a de arrasto
87 l= int(tf/h) #quantidade de interacoes l no intervalo de
    tempo considerado [t0, tf]
88
89 y0 = 0 # velocidade inicial
90 yn = 0 # velocidade no instante n
91 k1 = 0
92 k2 = 0
93 k3=0
94 k4 = 0
95 cont_alt = 0## contadores pra saltar linhas com texto
96
97 def f_alt(t, y):
98     if t <= tfa:
99         return (R*ve/(m0-R*t) -g - k*y*y/(m0-R*t))
100     else:
101         return ( -g -k*y*y/mf)
102
103 def calcK1_alt(h,xn,yn):
104     return h*(f_alt(xn,yn))
105
106 def calcK2_alt(h, xn, yn):
107     return h*(f_alt(xn + 0.5*h, yn + 0.5*k1))
108
109 def calcK3_alt(h, xn, yn):
110     return h*f_alt(xn + 0.5*h, yn + 0.5*k2)
111
112 def calcK4_alt(h, xn, yn):
113     return h*f_alt(xn + h, yn + k3)
114
115
116 for cont_alt in range(l+1):
```

```
117 if cont_alt == 0:
118     k1 = calcK1_alt(h,0, y0)
119     k2 = calcK2_alt(h,0, y0)
120     k3 = calcK3_alt(h,0, y0)
121     k4 = calcK4_alt(h,0, y0)
122     ynMais1 = y0 + (1/6)*(k1 + 2*k2 + 2*k3 + k4)
123         *0.984807753
124     temp1.append(cont_alt*h)
125     vel.append(ynMais1)
126     somaAlt = (ynMais1-y0)*0.5*h
127     altura.append(somaAlt)
128 else:
129     k1 = calcK1_alt(h,cont_alt*h, yn)
130     k2 = calcK2_alt(h,cont_alt*h, yn)
131     k3 = calcK3_alt(h,cont_alt*h, yn)
132     k4 = calcK4_alt(h,cont_alt*h, yn)
133
134     ynMais1 = yn + (1/6)*(k1 + 2*k2 + 2*k3 + k4)
135         *0.984807753
136     temp1.append(cont_alt*h)
137     vel.append(ynMais1)
138     somaAlt+= (yn*h + (ynMais1-yn)*h*0.5) # integra
139         velocidade e armazena em somaAlt
140     altura.append(somaAlt)
141
142     cont_alt = cont_alt +1
143     yn = ynMais1
144
145 plt.subplot(2, 1, 1)
146 plt.plot(temp1, altura)
147 plt.title( altura x tempo )
148 plt.ylabel( altura/acceleracao )
```

```
146 plt.xlabel( time )
147 plt.grid()
148 plt.show()
```

APÊNDICE C – CÓDIGO-FONTE USADO NA PIXHAWK

Código-fonte 2 – Algoritmo de detecção de apogeu usando barômetro

```
1 #include <px4_config.h>
2 #include <px4_tasks.h>
3 // Library that include by me
4 #include <time.h>
5
6 #include <px4_posix.h>
7 #include <unistd.h>
8 #include <stdio.h>
9 #include <poll.h>
10 #include <string.h>
11 #include <math.h>
12 #include <px4_time.h>
13
14 #include <uORB/uORB.h>
15 #include <uORB/topics/sensor_combined.h>
16 #include <uORB/topics/sensor_baro.h>
17 // #include <uORB/topics/vehicle_attitude.h>
18 #include <uORB/topics/vehicle_air_data.h>
19 #include <uORB/topics/tune_control.h>
20
21
22 #include <stdbool.h>
23 #include <stdio.h>
24
25 #include <debug.h>
26 #include <errno.h>
27
28 #include <nuttx/board.h>
29
```

```
30 #include <nutttx/sdio.h>
31 #include <nutttx/mmc_ssd.h>
32 #include <nutttx/analog/adc.h>
33
34 #include <stm32.h>
35 #include "board_config.h"
36 #include <stm32_uart.h>
37
38 #include <arch/board/board.h>
39
40 #include <drivers/drv_hrt.h>
41 #include <drivers/drv_board_led.h>
42
43 #include <systemlib/px4_macros.h>
44
45 #include <px4_init.h>
46 #include <drivers/boards/common/board_dma_alloc.h>
47
48 __EXPORT int px4_simple_app_main(int argc, char *argv[]);
49
50 int px4_simple_app_main(int argc, char *argv[])
51 {
52     //PX4_INFO("Hello Sky!");
53     /* subscribe to sensor_combined topic */
54
55     int sensor_sub_fd = orb_subscribe(ORB_ID(sensor_combined
56         ));
57
58     /* criados por mim */
59     int sensor_sub_baro = orb_subscribe(ORB_ID(sensor_baro));
60     int veihcule_sub_fd = orb_subscribe(ORB_ID(
61         vehicle_air_data));
```

```
60
61  /* limit the update rate to 5 Hz */
62  orb_set_interval(sensor_sub_fd, 100);
63  /*setando taxa de atualiza o de dados*/
64  orb_set_interval(sensor_sub_baro, 100);
65
66  /* advertise attitude topic */
67  //struct tune_control_s att;
68  //memset(&att, 0, sizeof(att));
69  //orb_advert_t att_pub = orb_advertise(ORB_ID(
70      tune_control), &att);
71  /* one could wait for multiple topics with this technique
72      , just using one here */
73
74  px4_pollfd_struct_t fds[] = {
75      { .fd = sensor_sub_fd,    .events = POLLIN },
76      { .fd = sensor_sub_baro,  .events = POLLIN },
77      { .fd = veihcule_sub_fd,  .events = POLLIN },
78
79      /* there could be more file descriptors here, in the
80      form like:
81      * { .fd = other_sub_fd,    .events = POLLIN },
82      */
83  };
84
85  int error_counter = 0;
86  int cont = 0 ;
87  //int i = 10000;
88
89  /*configure gpioOutput*/
90  stm32_configgpio(GPIO_GPI00_OUTPUT);
91  stm32_configgpio(GPIO_GPI01_OUTPUT);
92  stm32_configgpio(GPIO_GPI02_OUTPUT);
```

```
89  stm32_configgpio(GPIO_GPIO3_OUTPUT);
90  stm32_configgpio(GPIO_GPIO4_OUTPUT);
91  stm32_configgpio(GPIO_GPIO5_OUTPUT);
92  /*set for high ou low gpio*/
93  stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO0_OUTPUT,0);
94  stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO1_OUTPUT,0);
95  stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO2_OUTPUT,0);
96  stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO3_OUTPUT,0);
97  stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO4_OUTPUT,0);
98  stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO5_OUTPUT,0);
99  /*buffers determine variation altitude negative or
    positive*/
100 double a1 = 0;
101 double a2 = 0;
102 double a3 = 0;
103 double zdeT = 0;
104 double XchapeuMaisUmDadoT =0;
105 double XchapeuTmaisUm = 0;
106 double XchapeuT =0;
107 double pKmaisUmDadoT = 0;
108 double pk = 1000;
109 double Q = 0.00650104;
110 double KTmaisUM = 0;
111 double pKmaisUm = 0;
112 double R = 5;
113 double initial_altitude = 0;
114
115 /*state 0 = idle ; state 1 = running */
116 int state = 0;
117
118 while(true){
```

```
119     /* wait for sensor update of 1 file descriptor for 1000
120         ms (1 second) */
121
122     int poll_ret = px4_poll(fds, 1, 100);
123
124     /* handle the poll result */
125     if (poll_ret == 0) {
126         /* this means none of our providers is giving us data
127             */
128         //PX4_ERR("Got no data within a second");
129
130     } else if (poll_ret < 0) {
131         /* this is seriously bad - should be an emergency */
132         if (error_counter < 10 || error_counter % 50 == 0) {
133             /* use a counter to prevent flooding (and slowing
134                 us down) */
135             //PX4_ERR("ERROR return value from poll(): %d",
136                 poll_ret);
137         }
138
139         error_counter++;
140
141     } else {
142
143         if (fds[0].revents & POLLIN) {
144             /* obtained data for the first file descriptor */
145             struct sensor_combined_s raw;
146             struct sensor_baro_s rawbaro;
147             // data for altimeter in meters
148             struct vehicle_air_data_s rawVeicule;
149             /* copy sensors raw data into local buffer */
150             orb_copy(ORB_ID(sensor_combined), sensor_sub_fd, &
151                 raw);
```

```
146 orb_copy(ORB_ID(sensor_baro), sensor_sub_baro, &
      rawbaro);
147 orb_copy(ORB_ID(vehicle_air_data), vehicule_sub_fd,
      &rawVeicule);
148
149 /*update the altitude actual*/
150 // KALMAN FILTER
151 a3 = a2;
152 a2 = a1;
153
154 zdeT = rawVeicule.baro_alt_meter;
155
156 /*verify the init of airdrop*/
157 if(cont == 0 ){
158     initial_altitude = zdeT;
159     XchapeuMaisUmDadoT = zdeT;
160     XchapeuT = zdeT;
161     cont ++;
162 }
163 XchapeuMaisUmDadoT = XchapeuT + Q;
164 pKmaisUmDadoT = pk + Q;
165 KTmaisUM = (pKmaisUmDadoT)/(pKmaisUmDadoT + R)
      ;
166 XchapeuTmaisUm = XchapeuMaisUmDadoT +
      KTmaisUM*(zdeT - XchapeuMaisUmDadoT);
167 pKmaisUm = (1 - KTmaisUM)*(pKmaisUmDadoT);
168 pk = pKmaisUm;
169 XchapeuT = XchapeuTmaisUm;
170 // measurement k
171 a1 = XchapeuTmaisUm;
172 if((a1 - initial_altitude) > 3){
173     state = 1;
```

```
174     }
175     // if state = 1, the launch s init
176     if(state == 1){
177         if((a1 < a2) && (a2 < a3) ){
178             stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO0_OUTPUT,1);
179             stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO1_OUTPUT,1);
180             stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO2_OUTPUT,1);
181             stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO3_OUTPUT,1);
182             stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO4_OUTPUT,1);
183             stm32_gpiowrite(GPIO_GPIO5_OUTPUT,1);
184         }
185     }
186 }
187 }
188 }
189 PX4_INFO("exiting");
190 return 0;
191 }
```

APÊNDICE D – PLANO DE TESTE

Plano de Teste de Lançamento

Resumo

Objetivo:

altitude máxima do lançamento foi atingida.

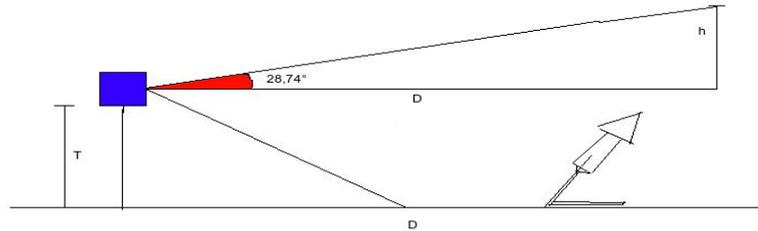
Procedimentos

a. Preparar o cenário

1. Inicialmente, deve-se posicionar uma câmera e fixar em um tripé ponto com visão aberta para a área de lançamento. Após isso, são necessários duas pessoas, uma para olhar a imagem na câmera e outra para verificar até que altitude a câmera pode enquadrar a imagem. A câmera estará bem posicionada quando capturar até o ponto de altitude que o lançamento do foguete é esperado atingir.

a. Cálculo da altitude estimada:

- i. Para calcular a altitude estimada utilizou-se um algoritmo construído em Python no endereço eletrônico <https://github.com/wesleyfurnas/rungekutMethod>. Para valores iniciais de :
 1. $m_a = 0.5 \text{ l}$, $m_i = 0.8 \text{ kg}$, $m_f = 0.3 \text{ kg}$, $p_i = 50 \text{ psi}$, $altColAgua = 0.14$.
Considerando uma garrafa de 2 litros.
- ii. Onde m_a é massa água no foguete, m_i é a massa inicial total, m_f é a massa final do foguete, p_i é a pressão aplicada no foguete, $altColAgua$ é a altura da coluna de água dentro da garrafa.
- iii. Com esses valores pode-se estimar a altura máxima $AltMax = 20$ metros.
- iv. A câmera utilizada para gravar o lançamento possui um ângulo de abertura que faz $28,74^\circ$ com a linha de base do foguete, como mostra a figura abaixo. Usando o Teorema de Pitágoras, tem-se que $D = h/\tan(28,74)$. Sabe-se também que $h = 20 - T$, logo, o cálculo da distância $D = (20 - T)/\tan(28,74)$. Após isso, a base deve ser posicionada de forma que o percurso do foguete fique em linha com a câmera,



fazendo que pelas imagens do vídeo imagine-se uma trajetória com uma subida próxima a 90° .

2. Caso seja necessário, uma câmera pode ser posicionada a 90° da câmera anterior, linha reta com o ponto estimado para atingir o apogeu.
3. Um cone ou objeto de tamanho conhecido deve ser inserido na imagem a fim de se estimar o apogeu do lançamento através de software analisador de vídeo, que tem como referência para distâncias esse objeto.

b. Preparação do foguete

1. Após inserida a placa pixhawk dentro do foguete, e verificadas as condições estruturais do foguete, deve-se instalar o dispositivo sinalizador (LED). A sinalização deve ser disposta de forma que durante a detecção da altitude máxima seja de fácil visualização.
2. O combustível do foguete deve estar próximo ao lançamento e em abundância. 1 (um) balde com cerca de 4 litros de água é suficiente.
3. Deve-se despejar cerca de 500 ml de água dentro do foguete.

c. Preparação do lançamento

1. Atentados os passos anteriores, são necessários observadores que auxiliem no processo de fixação do foguete na base. Após fixado o foguete, a(s) câmera(s) deve(m) ser ligada(s) voltada(s) para o movimento do foguete. Deve-se fazer uma contagem de cerca de 10 segundos e, ao fim, destravar o foguete e lançar.

Avaliação

Após a realização do lançamento, os vídeos gravados são recolhidos e vão passar por análise para determinar o atraso em relação a detecção do apogeu do lançamento utilizando-se do dispositivo luminoso instalado. Um bom resultado seria o dispositivo acender no foguete imediatamente após o apogeu.