



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA**  
**FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**BRUNO BARCELO CARNEIRO**

**PROJETO DE UMA BANCADA EXPERIMENTAL PARA  
AVALIAÇÃO DO CONTROLE DE UM DRONE**

**Uberlândia - MG**

**2017**

**BRUNO BARCELO CARNEIRO**

**PROJETO DE UMA BANCADA EXPERIMENTAL PARA AVALIAÇÃO DO  
CONTROLE DE UM DRONE**

**Projeto de Conclusão de Curso**  
apresentado ao Curso de Graduação em  
Engenharia Mecatrônica da Universidade Federal  
de Uberlândia, como parte dos requisitos para  
obtenção do título de **BACHAREL EM  
ENGENHARIA MECATRÔNICA.**

Áreas de Concentração: Robótica, Desenho  
Técnico, Resistência dos Materiais e Eletrônica

Orientador: Prof. Dr. Leonardo Sanches

**Uberlândia – MG**

**2017**

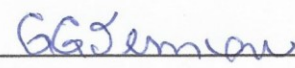
## PROJETO DE UMA BANCADA EXPERIMENTAL PARA AVALIAÇÃO DO CONTROLE DE UM DRONE

Projeto de Conclusão de Curso **APROVADO**  
pelo Programa de Graduação em Engenharia  
Mecatrônica da Universidade Federal de Uberlândia.

Áreas de concentração: Robótica, Desenho Técnico,  
Resistência dos Materiais e Eletrônica

Banca Examinadora:

  
\_\_\_\_\_  
Prof. Dr. Leonardo Sanches

  
\_\_\_\_\_  
Prof. Msc. Giuliano Gardolinski Venson

  
\_\_\_\_\_  
Prof. Dr. Marcio Peres de Souza

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço primeiramente à Deus, pelo dom da vida.

Agradeço à minha mãe Maria Barcelos de Araújo Carneiro por tudo que me ensinou, pelo exemplo de pessoa, pelo enorme amor e dedicação à família.

Agradeço ao meu pai Joaquim Donizete Carneiro pelo suporte, pelo amor, pela motivação, pelo exemplo de pessoa, pelos conselhos.

Ao orientador, professor Leonardo Sanches, pela confiança, pelo empenho, pelos conselhos e por me ajudar a tornar este trabalho possível.

Ao professor Roberto Mendes Finzi Neto, pela ajuda, pelos conselhos e pela disposição em me auxiliar sempre que necessário.

À professora Vera Lúcia D. Sousa Franco pelos conselhos, pelas conversas e pela confiança.

À secretária Ivone Santos de Almeida, da coordenação do curso de Engenharia Mecatrônica, pelos conselhos e conversas.

Aos meus amigos, por estarem sempre presente, me motivando e me apoiando em todos os momentos.

CARNEIRO, B. B., **PROJETO DE UMA BANCADA EXPERIMENTAL PARA AVALIAÇÃO DO CONTROLE DE UM DRONE**. 2017. 55p. Monografia de Conclusão de Curso, Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, MG, Brasil.

## RESUMO

O projeto de uma bancada para simular o voo de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) leva em conta diversos aspectos da Engenharia, além de conhecimentos de dinâmica de aeronaves, sensoriamento e eletrônica, compondo um trabalho multidisciplinar de Engenharia Mecânica, Mecatrônica e Aeronáutica. O grande desafio na utilização do VANT está na sua controlabilidade e programação para modo autônomo ou semiautônomo e ter uma bancada para realizar os testes de forma segura e confiável é de grande importância para aquisição de dados e otimização dos seus modos de controle. No presente estudo, ferramentas de simulação, de desenho e software de cálculo foram fundamentais para se estimarem as principais características do projeto final. O projeto tem por objetivo principal servir de referência para projetos de bancadas para VANTs em geral, em especial os multirrotores, abrangendo desde a concepção e especificações iniciais até a seleção de componentes e montagem, tornando-se uma ferramenta de grande valor agregado para trabalhos de pesquisa futuros.

---

*Palavras chaves: VANT, Otimização, Modos de controle, Eletrônica.*

CARNEIRO, B. B., **PROJECT OF AN EXPERIMENTAL BENCH FOR EVALUATING THE CONTROL OF A DRONE. 2017. 55p.** Course Conclusion Monograph, Mechanical Engineering School, Federal University of Uberlândia, Uberlândia, MG, Brazil.

## **ABSTRACT**

The design of a bench to simulate the flight of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) takes into account several aspects of Engineering, besides knowledge of aircraft dynamics, sensing and electronics, composing a multidisciplinary work of Mechanical Engineering, Mechatronics and Aeronautics. The great challenge in using the UAV is in its controllability and programming for autonomous or semi-autonomous mode and having a bench to carry out the tests in a safe and reliable way is of great importance for data acquisition and optimization of its control modes. In the present study, tools of simulation, design and calculation software were fundamental to estimate the main characteristics of the final design. The main purpose of the project is to serve as a benchmark for bench designs for UAV's in general, especially multirole, ranging from initial design and specifications to component selection and assembly, making it a valuable tool for future research work.

---

*Keywords: UAV, Optimization, Control Modes, Electronics.*

## Lista de Figuras

|                                                                                                                                                                                    |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1 - Previsão para o mercado global de VANTs. (Business Insider, 2016). ....                                                                                                 | 12 |
| Figura 2 - Classificação dos VANTs ( ANAC, 2017).....                                                                                                                              | 13 |
| Figura 3 - Exemplo de VANT de asas fixas (Sensix, 2017). ....                                                                                                                      | 16 |
| Figura 4 - VANT de asas fixas “Grey Eagle” (General Atomics, 2016). ....                                                                                                           | 17 |
| Figura 5 - “Parafuso aéreo”, projeto de Leonardo Da Vinci (Leishman, 2000). ....                                                                                                   | 17 |
| Figura 6 - Quadcóptero de encomendas DHL (DHL, 2017). ....                                                                                                                         | 18 |
| Figura 7 - Pássaro Biônico (Xtim, 2017). ....                                                                                                                                      | 19 |
| Figura 8 - Graus de Liberdade de um Hexacóptero. ....                                                                                                                              | 21 |
| Figura 9 - Forças e momentos aplicados à estrutura (Artale, et al., 2012). ....                                                                                                    | 21 |
| Figura 10 - Exemplo de estrutura de um drone Hexacóptero. ....                                                                                                                     | 22 |
| Figura 11 - Estruturas comerciais de Drones: Dji Flamewheel x550, 3DR Hexa-B, Tarot 680PRO (DJI, 3DR, Hobbyking, 2017). ....                                                       | 23 |
| Figura 12 - Motor de Indução, esquemas do estator e do rotor. (12a) Motor Sunnysky X2212-13 (12b) Ligação ‘Delta’ do estator, (12c) Rotor com 4 polos (Hughes e Drury, 2013). .... | 25 |
| Figura 13 - Controlador Eletrônico de Velocidade para motor de indução ligado à rede elétrica. (Hughes e Drury, 2013). ....                                                        | 26 |
| Figura 14 - Onda Senoidal gerada por PWM. (Hughes e Drury, 2013). ....                                                                                                             | 27 |
| Figura 15 - Características construtivas de uma hélice. ....                                                                                                                       | 28 |
| Figura 16 - Exemplos de Controladores de Voo: Ardupilot, Pixhawk e Thunder QQ (Ardupilot, 2017, Pixhawk e Hobbyking, 2017). ....                                                   | 29 |
| Figura 17 - Transmissor DX6i e Receptor AR610X Spektrum®.....                                                                                                                      | 32 |
| Figura 18 - Camadas da bateria de LiPO. (Vincent e Scrosati, 1997). ....                                                                                                           | 34 |
| Figura 19 - Bateria MULTISTAR Turnigy® – 5200mAh, 4S, 20C.(Hobbyking, 2017). ...                                                                                                   | 35 |
| Figura 20 - Etapas da simulação estrutural via software. ....                                                                                                                      | 37 |
| Figura 21 - Modelo DJI F550 ( DJI, 2017). ....                                                                                                                                     | 38 |
| Figura 22 - Desenho 3D do projeto da bancada. ....                                                                                                                                 | 39 |
| Figura 23 - Detalhamento dos rolamentos de junção da base. ....                                                                                                                    | 40 |

|                                                                    |    |
|--------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 24 - Detalhamento da cruzeta. ....                          | 40 |
| Figura 25 - Posição inicial com ângulo de $0^{\circ}$ .....        | 41 |
| Figura 26 - Movimentação com ângulo de $45^{\circ}$ aplicado. .... | 41 |
| Figura 27 - Alcance máximo da bancada. ....                        | 42 |
| Figura 28 - Alcance mínimo da bancada. ....                        | 43 |
| Figura 29 - Volume de trabalho da bancada. ....                    | 43 |
| Figura 30 - Elemento de junção entre braço e base do drone. ....   | 45 |
| Figura 31 - Valores de Tensão (Mpa) e Deslocamento (mm). ....      | 47 |

## Lista de Tabelas

|                                                            |    |
|------------------------------------------------------------|----|
| Tabela 1 - Classificação Fundamental de Aeronaves. ....    | 19 |
| Tabela 2 - Classificação quanto ao número de motores. .... | 20 |
| Tabela 3 - Detalhamento Controladores de Voo. ....         | 31 |
| Tabela 4 - Especificações DJI F550. ....                   | 44 |
| Tabela 5 - Especificações motor DJi 2212 920kv. ....       | 45 |

## Lista de Abreviaturas e Siglas

|        |                                             |
|--------|---------------------------------------------|
| VANT   | Veículo Aéreo Não Tripulado                 |
| CLP    | Controladores Lógicos Programáveis          |
| SARP   | <i>Standards and Recommended Practices</i>  |
| BI     | <i>Business Intelligence</i>                |
| ANAC   | Agência Nacional de Aviação Civil           |
| RPAS   | Sistemas de Aeronaves Remotamente Pilotadas |
| RAB    | Registro Aeronáutico Brasileiro             |
| BVLOS  | <i>Beyond Visual Line Of Sight</i>          |
| SISANT | Sistema de Aeronaves não Tripuladas         |
| VLOS   | <i>Visual Line Of Sight</i>                 |
| MAV    | <i>Micro Air Vehicle</i>                    |
| ESC    | <i>Electronic Speed Controller</i>          |
| EMF    | <i>Electromotive Force</i>                  |
| PWM    | <i>Pulse Width Modulation</i>               |
| AFCS   | <i>Automated Flight Control System</i>      |
| IMU    | <i>Inertial Measurement Unit</i>            |
| WIMU   | <i>Wireless Inertial Measurement Unit</i>   |
| ISM    | <i>Industrial, Scientific and Medical</i>   |
| GPS    | <i>Global Position System</i>               |
| FPV    | <i>First Person View</i>                    |

# SUMÁRIO

|                                                                        |           |
|------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>1 INTRODUÇÃO .....</b>                                              | <b>11</b> |
| 1.1.Objetivos.....                                                     | 14        |
| 1.2.Justificativa.....                                                 | 15        |
| <b>2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA .....</b>                                   | <b>16</b> |
| <b>2.1.VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO .....</b>                           | <b>16</b> |
| 2.1.1. Classificação .....                                             | 16        |
| 2.1.2. Estrutura .....                                                 | 22        |
| 2.1.3. Motores .....                                                   | 23        |
| 2.1.4. Controlador Eletrônico de Velocidade .....                      | 25        |
| 2.1.5. Hélices.....                                                    | 28        |
| 2.1.6. Controlador de Voo .....                                        | 29        |
| 2.1.7. Sensores e Acessórios .....                                     | 31        |
| 2.1.8. Baterias.....                                                   | 34        |
| <b>2.2.Volume de Trabalho.....</b>                                     | <b>36</b> |
| <b>2.3.Análise Estrutural pelo Métodos dos Elementos Finitos .....</b> | <b>36</b> |
| <b>3 METODOLOGIA .....</b>                                             | <b>38</b> |
| 3.1.Definição da Geometria da Bancada.....                             | 38        |
| 3.2.Dimensionamento da Área de Trabalho.....                           | 41        |
| <b>4 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....</b>                                  | <b>44</b> |
| <b>5 CONCLUSÃO .....</b>                                               | <b>48</b> |
| <b>6 TRABALHOS FUTUROS.....</b>                                        | <b>50</b> |
| <b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....</b>                                 | <b>51</b> |
| <b>ANEXOS</b>                                                          |           |
| <b>A – DATASHEET do composto PC-ABS.....</b>                           | <b>55</b> |
| <b>B – DATASHEET do material Alumínio (EN AW 1200) .....</b>           | <b>57</b> |
| <b>C – Estimativa de Preço da Bancada.....</b>                         | <b>59</b> |
| <b>D – Destalhamento e Medidas da Bancada.....</b>                     | <b>61</b> |

## **CAPÍTULO I**

### **INTRODUÇÃO**

O interesse em VANT tem crescido nos últimos anos em decorrência dos avanços nas tecnologias envolvidas, desde motores e baterias mais eficientes, até sistemas de controle de voo e plataformas de transmissão de dados mais rápidos e eficazes. Segundo Keane e Carr (2013), a história dos Sistemas Aeronáuticos Remotamente Pilotados (SARP) data de mais de 100 anos, antes mesmo da Primeira Guerra Mundial, quando os militares de diversos países concentravam seus esforços em aeronaves de reconhecimento e de ataque que pudessem ser operados a partir do solo. Desde então, com a ajuda do desenvolvimento do giroscópio e de novas técnicas de controle, os VANTs ganharam grande destaque na comunidade acadêmica e militar. Desta forma, diferentes projetos financiados por órgãos governamentais foram desenvolvidos e cada vez mais aeronaves não tripuladas passaram a ser utilizadas em missões militares, como na guerra do Vietnã e posteriormente no Iraque e Afeganistão, uma vez que as aeronaves não tripuladas dispensavam a necessidade de ter-se um piloto embarcado e tornaram uma ferramenta estratégica em missões de reconhecimento. Desde então houve diversos avanços nos sistemas de rádio, controle de voo, sensoriamento e materiais (Keane e Carr, 2013), que tornam os drones atuais mais avançados e eficientes quando comparados aos de décadas atrás. A aplicação vem se expandindo a cada dia, principalmente devido a gama cada vez maior de modelos e marcas disponíveis no mercado. Assim sua utilização vem deixando de ser estritamente militar e seu uso em operações cotidianas vem se tornando cada vez mais viável.

As empresas estão dentro de um mercado competitivo cada vez mais acirrado, sendo imprescindível estar sempre em busca de inovações e soluções para otimizar os processos produtivos e os tornando mais competitivos, gerando assim um aumento na capacidade produtiva, melhorando as técnicas e reduzindo os custos a fim de aumentar os lucros. No meio deste cenário, o uso de VANT está crescendo e se mostrando como uma solução viável e eficaz. Algumas aplicações que se destacam são: fotografias e filmagens aéreas, vigilância, sensoriamento remoto, agricultura, dentre outras. Um

estudo levantado pela empresa *BI Intelligence* (Business Insider) aponta que o mercado de VANTs no mundo deve crescer de 5 bilhões para 12 bilhões de dólares no segmento militar e se aproximar de 4 bilhões de dólares no segmento civil no período de 2013 a 2024 como mostra a Figura 1, sendo que a maior parte dos investimentos se concentrará nos EUA e Europa.

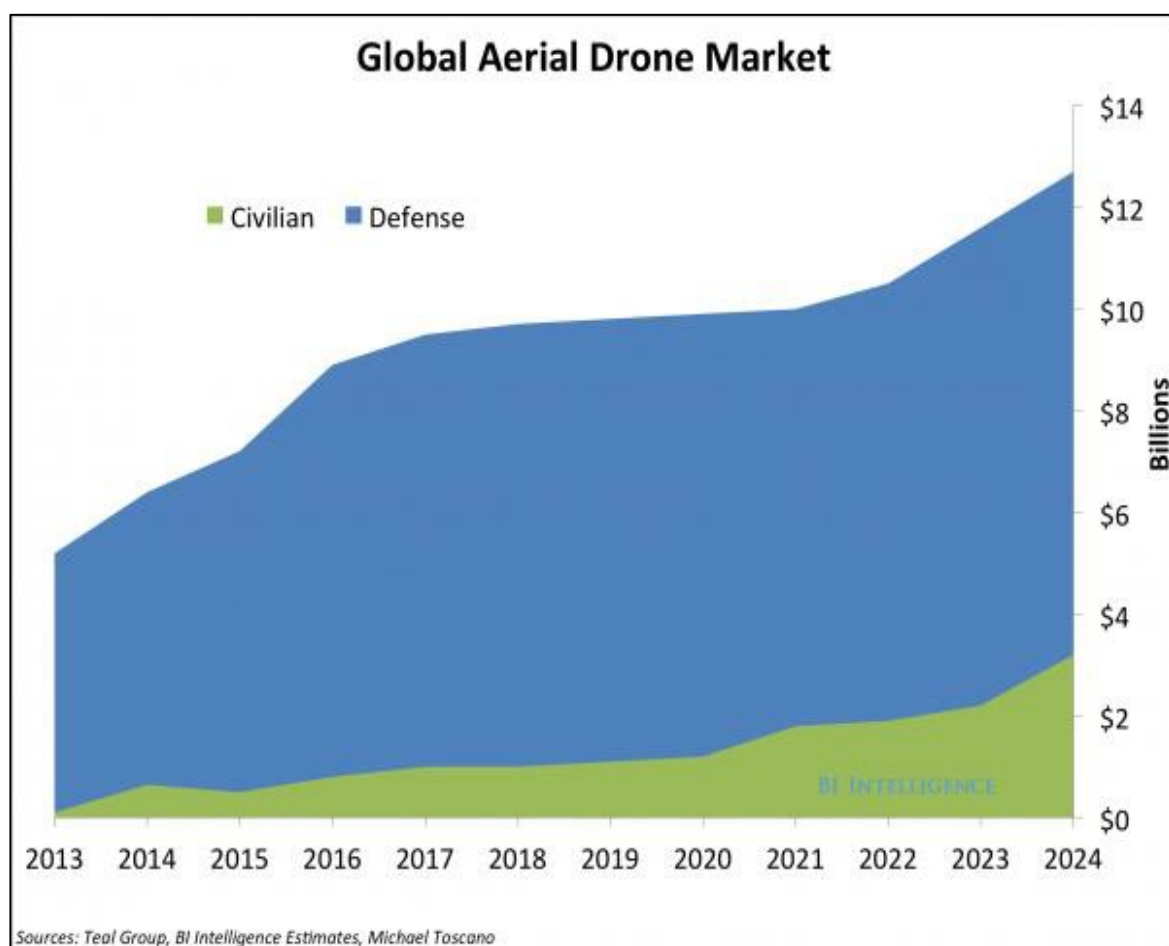


Figura 1 - Previsão para o mercado global de VANTs. (Business Insider, 2016).

Apesar de muitos países não haver ainda nenhuma regulamentação a respeito da utilização de VANTs em ambientes urbanos, órgãos regulamentadores já estão trabalhando para que empresas possam operar sem maiores riscos. No Brasil, a ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) normatizou, a partir da data de 2 de maio de 2017, a utilização de drones para o uso comercial, corporativo ou experimental. As aeronaves foram divididas em três classes, de acordo com o peso máximo de decolagem do equipamento, conforme Figura 2. Estabeleceu-se que a idade mínima para pilotagem

de drones seja de 18 anos, enquanto que a regulamentação não prevê restrições para a pilotagem de aeromodelos. Caso haja o descumprimento das regras, a pena pode variar desde a suspensão temporária das operações até cumprimento de pena em prisão, além de multa.

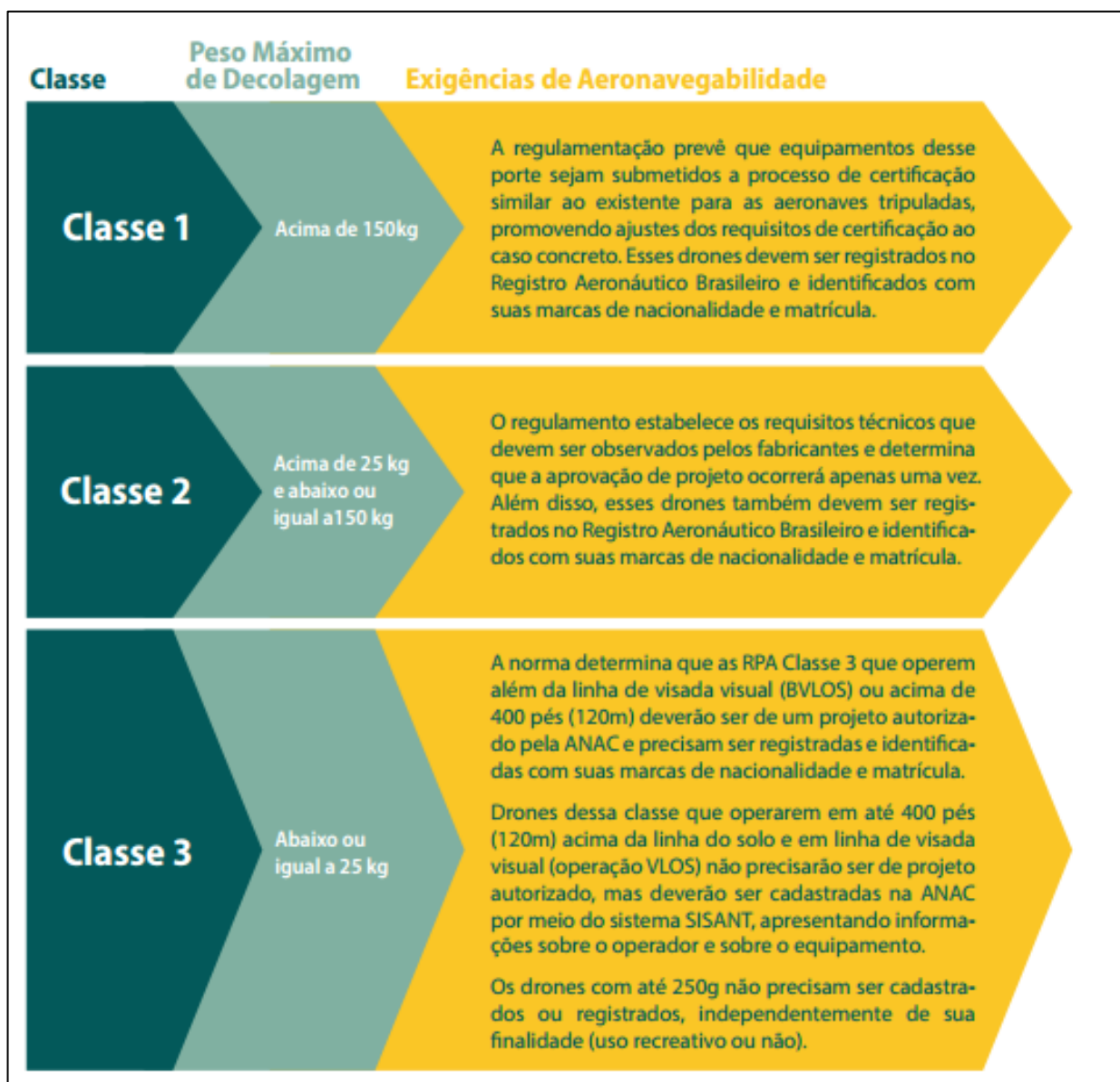


Figura 2 - Classificação dos VANTs ( ANAC, 2017).

Dentro da classificação dos VANTs, vem ganhando destaque nos últimos anos os MAVs (*Micro Aerial Vehicles*). Estas são aeronaves de pequeno porte, capazes de executar voos autônomos, geralmente de curta distância e de baixa autonomia. A

grande vantagem dos MAVs se encontra na sua capacidade de miniaturização e operação em locais onde o espaço físico é restrito.

Porém, ainda existem alguns aspectos que podem ser otimizados nesta classe de aeronaves principalmente para viabilizar a utilização em operações civis. Recentemente desenvolvem-se pesquisas com intuito de propor melhorias para os projetos de MAVs de forma que sejam capazes de atender os requisitos de autonomia e alcance, melhor manobrabilidade, menor custo, melhor relação de densidade energética (energia disponível/massa), capacidade de voos autônomos, dentre outras. Por isso, distintas técnicas de controle e estabilização estão sendo investigadas para avaliar sua robustez frente às perturbações externas, ruído nos sensores e possíveis incertezas no modelo. Pesquisas na área de eletrônica buscam componentes elétricos mais compactos, leves e eficientes que possam favorecer o projeto de MAVs.

### **1.1. Objetivos**

O objetivo principal deste trabalho é projetar uma bancada que possa simular o voo de um VANT, mais especificamente, de um multi-rotor. Para atingir tal objetivo, os seguintes objetivos específicos foram necessários:

- Realizar um estudo aprofundado dos VANT;
- Detalhar o desenho do protótipo da bancada em software de CAD;
- Estimar o volume de trabalho em que o VANT terá na bancada;
- Fazer uma seleção de materiais para a construção, bem como uma análise estrutural da mesma;

## **1.2. Justificativa**

O grande desafio na utilização dos VANT está na sua controlabilidade e programação para modo autônomo ou semiautônomo e é cada vez maior a busca por conhecimento na área. Neste contexto, a Faculdade de Engenharia Mecânica (FEMEC), da Universidade Federal de Uberlândia, vem desenvolvendo pesquisas na área com os alunos dos cursos de Engenharia Mecânica, Engenharia Mecatrônica e Engenharia Aeronáutica.

O presente trabalho visa desenvolver um projeto de uma bancada experimental para a simulação e validação do sistema eletrônico e das leis de controle adotadas para a aeronave. Diferentes modelos e configurações de VANTs serão abordados e estudados para que a bancada experimental adapte-se às especificidades de cada aeronave, além de ser robusta e confiável.

## CAPÍTULO II

### FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A fundamentação teórica é de extrema importância no decorrer do estudo, pois é nesse momento que são obtidos os conhecimentos do que já existe e foi publicado. Neste trabalho a revisão da literatura apresenta um breve histórico sobre os VANT e suas classificações. O foco são os multirotores e os conceitos fundamentais para o funcionamento. Também são apresentados conceitos de determinação de volume de trabalho voltados para a bancada a ser projetada.

#### 2.1. VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO

##### 2.1.1. Classificação

Inicialmente os VANT utilizavam, principalmente, asas fixas (Keane e Carr, 2013), cuja sustentação, segundo Johnson (1980), depende de superfícies aerodinâmicas separadas. Este modelo é de fácil construção, mas pilotagem bastante complicada, principalmente na decolagem. A Figura 3 mostra um VANT de asa fixa, construído por ex alunos do curso de Engenharia Mecatrônica da Universidade Federal de Uberlândia.



Figura 3 - Exemplo de VANT de asas fixas (Sensix, 2017).

VANTs com configuração de asas fixas são muito explorados em projetos militares como, por exemplo, o “*Grey Eagle*” utilizado pela CIA (*Central Intelligence Agency*) e pela força aérea dos EUA (Figura 4).



Figura 4 - VANT de asas fixas “*Grey Eagle*” (General Atomics, 2016).

Este drone possui uma configuração em que sua autonomia pode chegar a 25 horas de voo e consegue alcançar altitudes de voo de até 30000 pés, o equivalente a 9,1km. Atualmente este tipo de aeronave já divide o foco de fabricantes e usuários com os VANT de asas rotativas, cuja sustentação deriva do movimento rotacional das hélices. O primeiro projeto de aeronave de asas rotativas é atribuído a Leonardo Da Vinci (Leishman, 2000), a Figura 5 mostra o esboço do projeto.

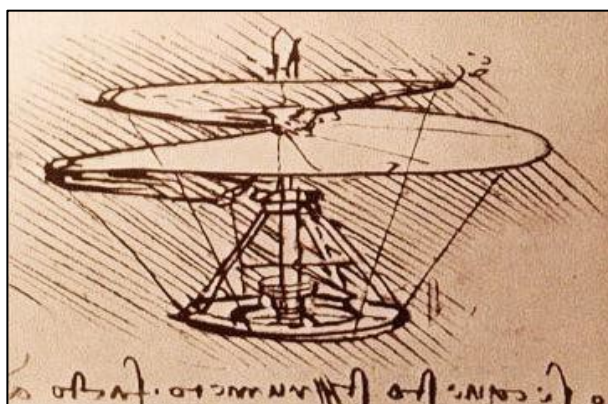


Figura 5 - “Parafuso aéreo”, projeto de Leonardo Da Vinci (Leishman, 2000).

Apesar do projeto visionário de Da Vinci, apenas em 1906 a primeira máquina de voo vertical foi capaz de levantar o seu próprio peso e um piloto, em um voo curto e

instável (Leishman, 2000). O feito foi realizado pelos irmãos Breguet, na França, que, curiosamente, fabricaram uma aeronave com quatro rotores (apesar de apenas um motor). Aeronaves com configuração multi-rotores têm se tornado mais comuns e competem com os VANT de asas fixas. A Figura 6 mostra um quadricóptero que está sendo desenvolvido pela empresa DHL para transporte de encomendas. Este modelo possui autonomia de 15 a 25 minutos de voo e pode chegar a altitudes de até 300m.



Figura 6 - Quadcóptero de encomendas DHL (DHL, 2017).

Atualmente, os VANTs se dividem, principalmente em, asas fixas e multirotores. VANTs de asa fixa utilizam a diferença de pressão sobre as asas para obter sustentação (Roskan, 2003). O movimento que gera o escoamento de ar pelas asas é gerado por motores de propulsão. Possuem uma característica de voo muito interessante, pois não utilizam profundor ou leme para realização das manobras e sim e somente os ailerons através de um processo de mixagem nos comandos de controle.

Por outro lado, as aeronaves de asa rotativa utilizam-se da sustentação gerada pelas hélices acopladas aos motores. Nos helicópteros, o movimento dianteiro é gerado pela variação cíclica da profundidade das lâminas da hélice em conjunto com uma sutil rotação do eixo do rotor principal, o mesmo princípio é usado em todas as direções horizontais (Johnson, 1980). Excetuando os helicópteros, todos os outros multirotores utilizam-se de variações das rotações de cada motor para efetuar movimentos horizontais e variações “cruzadas” para mudar o momento de inércia e fazer o drone

girar no próprio eixo. A Tabela 1 mostra uma classificação geral de aeronaves, dividindo-as entre asas fixas e asas rotativas.

Tabela 1 - Classificação Fundamental de Aeronaves.

| Classificação | Asas Fixas         | Asas Rotativas |                                         |
|---------------|--------------------|----------------|-----------------------------------------|
|               |                    | Monorotor      | Multirotores                            |
| Exemplos      | Aviões, Planadores | Helicópteros   | Tricópteros, Quadcópteros, Hexacópteros |

Esta classificação abrange a maioria dos VANT, mas existem ainda outros tipos como, os biomiméticos que simulam o ‘bater de asas’ e os flutuantes que utilizam gases para gerar sustentação. Apesar de haver pesquisas e desenvolvimentos nesses últimos tipos, eles ainda representam uma pequena parcela do mercado mundial. A Figura 7 mostra o “pássaro biônico” desenvolvido pela empresa francesa Xtim.



Figura 7 - Pássaro Biônico (Xtim, 2017).

Outra classificação que pode ser aplicada, em especial para as aeronaves de asa rotativa, é quanto ao número de motores. Cada quantidade de rotores gera uma

classificação para os drones multirotores. A Tabela 2 mostra a classificação dos drones por número de motores, apesar de existirem versões diferentes.

Tabela 2 - Classificação quanto ao número de motores.

| Número de Motores | 3          | 4           | 6           | 8           |
|-------------------|------------|-------------|-------------|-------------|
| Designação        | Tricóptero | Quadróptero | Hexacóptero | Octacóptero |

Tratando ainda dos motores, é possível classificar os drones quanto à posição dos eixos, sendo eles: isolados ou coaxiais. Motores com eixos isolados possuem pontos de fixação distintos, geralmente localizados nas extremidades de cada braço da estrutura do drone. Motores coaxiais, por outro lado compartilham o mesmo ponto de fixação, sendo um voltado para cima (com um sentido de rotação) e o outro voltado para baixo (com sentido de rotação inverso).

A utilização de sentidos invertidos de rotação serve como forma de anular o torque proveniente dos motores à aeronave, evitando giros da aeronave sob o seu eixo vertical intrínseco (manobra de guinada). Da mesma forma, quando o objetivo do piloto é executar um giro de guinada, ou seja, alterar a direção para a qual a aeronave está orientada, o controlador de voo varia a rotação dos motores diagonalmente opostos, forçando o efeito do torque sobre o seu eixo (Roskan, 2003). As outras manobras de movimento de rotação do drone são: rolagem e arfagem.

No movimento de rolagem, a aeronave é rotacionada ao redor do eixo longitudinal e na arfagem o giro é em relação ao eixo lateral. Na Figura 8, os seis graus de liberdade do drone são mostrados, os quais consistem nos movimentos de translação nos eixos: x, y e z; e os movimentos de rotação: arfagem, rolagem e guinada; conforme explicados anteriormente.

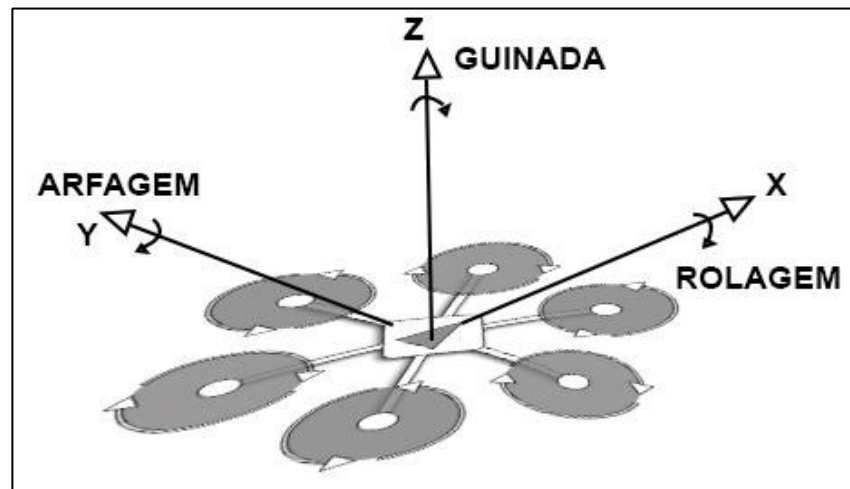


Figura 8 - Graus de Liberdade de um Hexacóptero.

Para realizar a manobra de arfagem, o drone precisa mudar as rotações dos motores traseiros e dianteiros, fazendo a aeronave ser inclinada para frente ou para trás. Já para a realização da manobra de rolagem, muda-se a rotação dos motores laterais, inclinando o drone para a direita ou para a sua esquerda (Artale, et al. 2013). A Figura 9 mostra as forças de propulsão ( $f_1 - f_6$ ) geradas pelas hélices, as velocidades angulares de cada motor ( $\omega_1 - \omega_6$ ) e os momentos aplicados aos braços da estrutura ( $\tau_1 - \tau_6$ ).

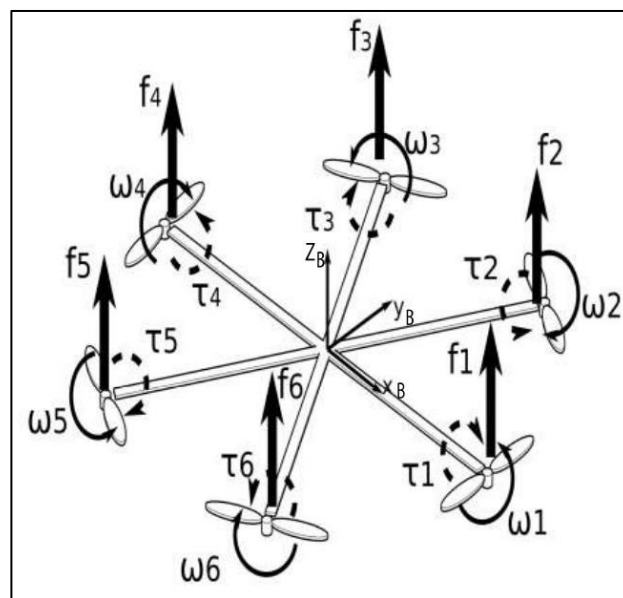


Figura 9 - Forças e momentos aplicados à estrutura (Artale, et al., 2012).

As duas últimas formas de classificação são: quanto ao controlador e quanto ao sensoriamento. Nestas seções, a discussão está principalmente sobre a existência ou não de certas utilidades na aeronave, no caso do controlador, se há ou não o sistema de piloto automático (ou apenas o rádio controle), e no caso dos sensores, se eles existem e quais tipos de sensores são utilizados.

Em um VANT, existem 6 componentes principais que devem ser detalhados e especificados para se integrar uma aeronave funcional: Estrutura, Motores, Hélices, Controladores de Velocidade, Controlador de voo e Baterias.

### 2.1.2. Estrutura

A estrutura básica do corpo do drone é formada por uma região central onde se acoplam os braços e onde ficam fixados os sensores, o controlador de voo e as baterias. Nas extremidades dos braços são acoplados os motores e, para algumas configurações, como por exemplo estruturas tubulares, serão necessários suportes para fixação dos mesmos. A Figura 10 ilustra o formato simétrico hexagonal do corpo da aeronave.

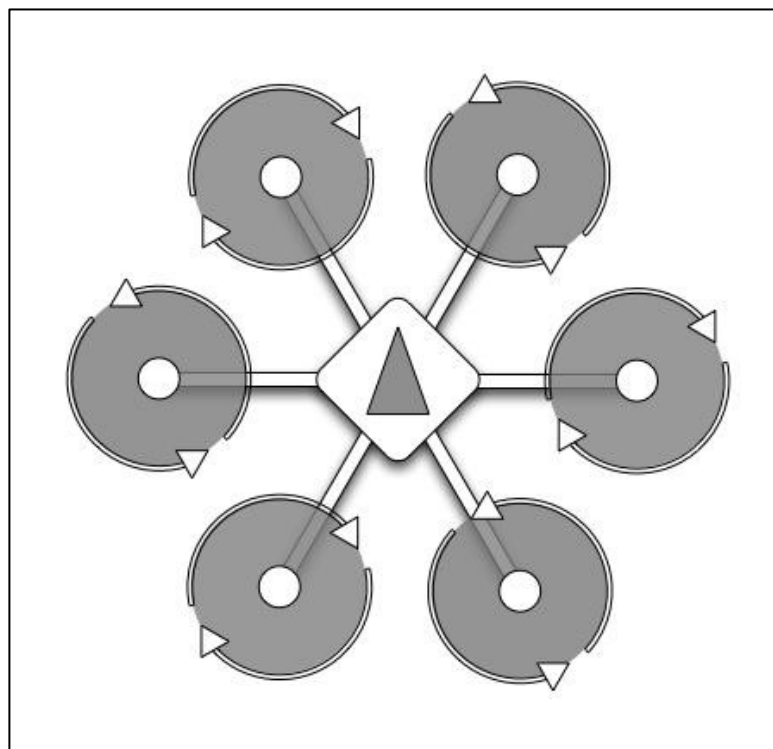


Figura 10 - Exemplo de estrutura de um drone Hexacóptero.

Um VANT com seis motores pode ser orientado de duas formas principais, uma com o controlador de voo voltado para um dos motores, chamada de orientação em “+” ou em cruz, e outra com o controlador voltado para o espaço entre dois motores, chamada de orientação em “X” (Pixhawk, 2015).

Observando-se os modelos comerciais de estruturas de hexacópteros (Figura 11), podem ser extraídas algumas informações importantes tais como, por exemplo: as placas centrais são furadas em diversos locais, tanto para fixação de componentes como para a redução do peso total e os braços representam cerca de 40% da dimensão máxima em cada direção. Outro aspecto importante é a diversidade dos perfis dos braços.



Figura 11 - Estruturas comerciais de Drones: Dji Flamewheel x550, 3DR Hexa-B, Tarot 680PRO (DJI, 3DR, Hobbyking, 2017).

As placas que formam a plataforma central dos drones devem obedecer algumas características simples, serem rígidas para suportar os esforços e manter o formato da estrutura em voo, e oferecer uma área de montagem para os componentes de aviação e baterias.

Uma das preocupações que se tem em uma estrutura de VANT é a fixação adequada dos motores à estrutura, sabendo que o desprendimento de um motor em voo pode gerar um acidente grave. Havendo braços tubulares, ou com perfis que impeçam a fixação direta dos motores, essa preocupação recai sobre os suportes que se acoplam aos braços e à base dos motores.

### 2.1.3. Motores

Apesar de haver bastante divergência entre as classificações de motores, os dois tipos principais de motores elétricos aplicados em aeronaves multirrotoras são os motores com escovas e os sem escovas (“*brushless*”) (Hughes e Drury, 2013). Os

motores movidos a combustão interna não são bastante utilizados neste tipo de aeronave, devido a sua elevada vibração e a dificuldade em se modelar a sua aceleração, além da dificuldade em posicionar o recipiente para o combustível.

Para as aplicações em drones, os motores de indução (*brushless*) são amplamente usados por sua eficiência e durabilidade, uma vez que estes requerem altas rotações e, relativamente, altas potências.

Em motores de corrente contínua (DC), para que o fluxo de elétrons passe pelas bobinas do rotor, ele precisa passar pelas escovas e pelo comutador. A constante de atrito das escovas sobre os polos do comutador geram uma constante perda de energia e, conseqüentemente, reduz a eficiência total desse tipo de motor. Nos motores de indução, o fluxo passa pelas bobinas do estator e o que gera o movimento do rotor é a força eletromagnética gerada pelas mesmas (Hughes e Drury, 2013), reduzindo as perdas durante o processo.

Os motores sem escovas utilizam três cabos conectores para seu acionamento e controle da rotação. Segundo Hughes e Drury (2013), em motores de indução trifásicos comuns (também chamados de assíncronos), há apenas uma pequena faixa de velocidade (dependente da carga sob o eixo do motor) dada uma frequência da corrente. As desvantagens desse tipo de motor são: a necessidade de um circuito de partida (para evitar as altas correntes de ligação direta) e a performance ruim em situações transientes (Hughes e Drury, 2013). Essas desvantagens foram parcialmente superadas com o advento da eletrônica de potência, permitindo a construção de circuitos inversores que são capazes de fornecer correntes de frequência variável, ampliando a faixa de utilização desses motores. Ainda assim, os motores assíncronos têm, intrinsecamente, uma taxa de ‘escorregamento’ do campo magnético gerado pelo estator, girando sempre com defasagens em relação à rotação do campo magnético gerado.

Para superar o ‘escorregamento’ do rotor, os motores de indução síncronos têm sido cada vez mais usados nas diversas aplicações, por sua precisão em velocidades variáveis e principalmente por manter uma faixa constante de torque transmitido em diferentes rotações (Hughes e Drury, 2013). Este tipo de motor recebe inúmeros nomes podendo gerar certas confusões como motor *brushless* DC (ou BLDC - “*Brushless* DC

*motor*”), apesar de não usar corrente contínua (Hughes e Drury, 2013). A Figura 12 mostra um motor síncrono trifásico sem escovas, o circuito esquemático do estator e os ímãs permanentes do rotor.

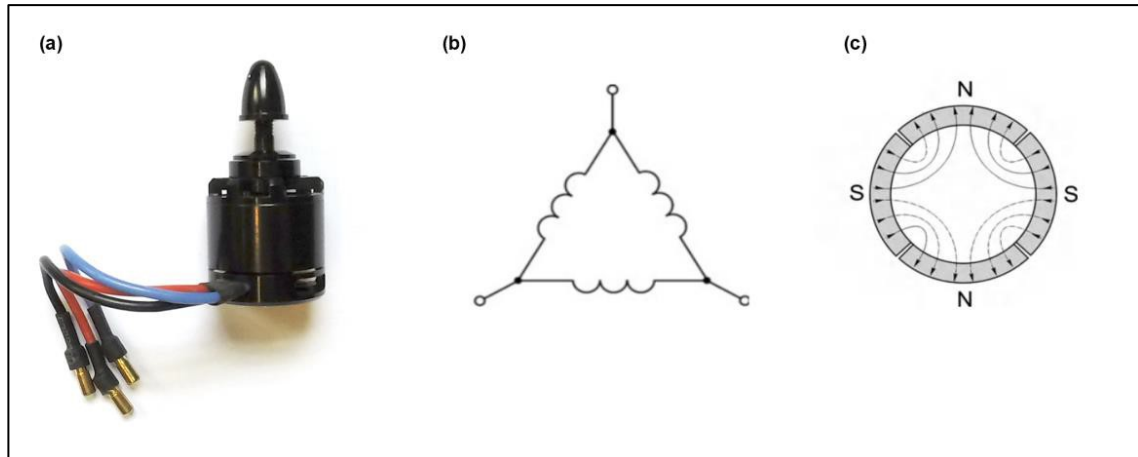


Figura 12 - Motor de Indução, esquemas do estator e do rotor. (12a) Motor Sunnysky X2212-13 (12b) Ligação 'Delta' do estator, (12c) Rotor com 4 polos (Hughes e Drury, 2013).

Para se realizar a seleção dos motores, deve-se levar em conta principalmente, a capacidade de propulsão, tabelada para cada tipo de hélice utilizada. Como o drone depende unicamente da força dos motores (e especialmente dos efeitos de rotação dos mesmos) para manutenção do seu voo e para a realização de manobras, esse deve ser o primeiro ponto de análise. Contudo, não se pode estimar a propulsão necessária sem saber, por exemplo, o peso total da aeronave.

#### 2.1.4. Controlador Eletrônico de Velocidade

Para se controlar a rotação de um motor trifásico é necessário um controlador de potência que contenha inversores, sensores e um circuito que seja capaz de controlar os acionamentos. A Figura 13 mostra um circuito utilizado para um motor ligado à rede elétrica convencional.

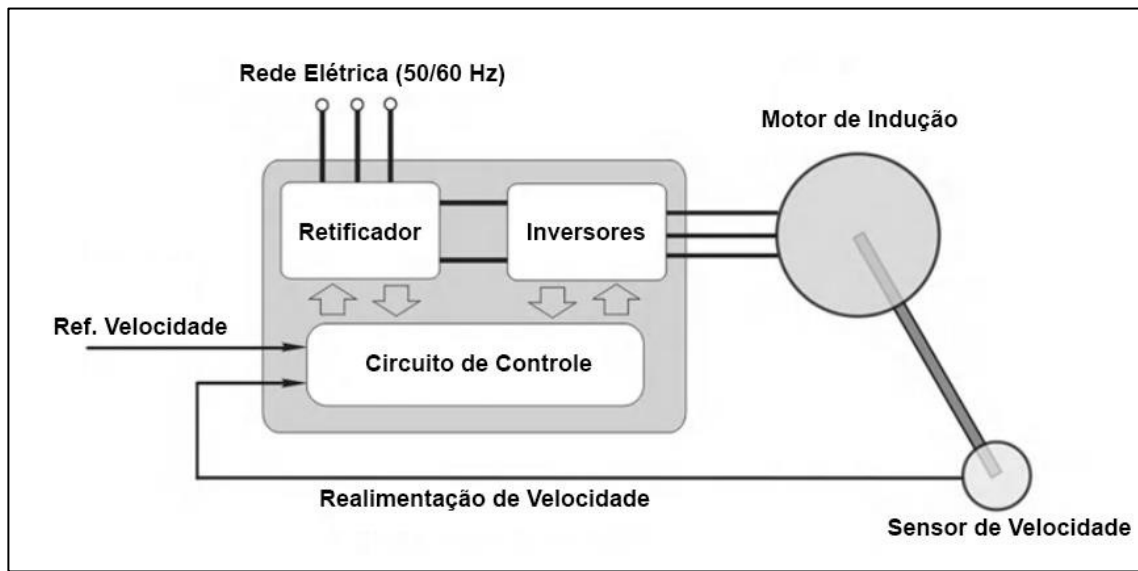


Figura 13 - Controlador Eletrônico de Velocidade para motor de indução ligado à rede elétrica. (Hughes e Drury, 2013).

Em um drone, como são utilizadas baterias, elimina-se a necessidade de retificação do circuito, já que as baterias fornecem corrente contínua. O circuito restante (sem o motor) é idêntico ao mostrado na Figura 13 e é chamado de Controlador Eletrônico de Velocidade ou ESC (*Electronic Speed Controller*).

Uma das formas de se fazer a medida da velocidade do motor é medir a intensidade do campo magnético, mais especificamente, da força eletromotriz (EMF - *Electromotive Force*) nas bobinas (Hughes e Drury, 2013). Em um motor *brushless* isso pode ser feito a cada ciclo de acionamento, utilizando a fase que, naquele ciclo, está inativa. Este método de medida também chamado de contra-EMF ou CEMF é amplamente utilizado em ESCs comerciais por apresentar valores comerciais mais baixos e não requerer, por exemplo, um sensor acoplado à armadura do motor.

Finalmente, para se completar o ciclo de retroalimentação do ESC falta apenas a referência de velocidade, ou, mais precisamente, os dados de entrada (I - *input*) que serão convertidos em informação de saída (O - *output*). Essa referência, em VANT, é fornecida pelo controlador de voo, gerando os cálculos, para ajustar as velocidades de cada motor, fazendo a estabilização da aeronave. Nesse sentido, o controlador de voo, envia um sinal digital que é ajustado por Modulação de Largura de Pulso (PWM - *Pulse Width Modulation*).

Segundo Hughes e Drury (2013) o PWM é o controle da largura de pulsos que, em frequências altas, pode gerar sinais de alta ou baixa voltagens. Ao enviar sinais de ativação com maiores tempos nas fases ‘ligado’ o PWM impõe uma voltagem alta na saída, e, ao enviar sinais com maiores tempos nas fases ‘desligado’ a voltagem será baixa. Os inversores do ESC têm, como foi discutido anteriormente, a capacidade de inverter o sinal da voltagem de suprimento, sendo possível, então, controlar voltagens positivas e negativas. A Figura 14 mostra como um ESC consegue, dado um suprimento de voltagem DC, fornecer uma onda senoidal.

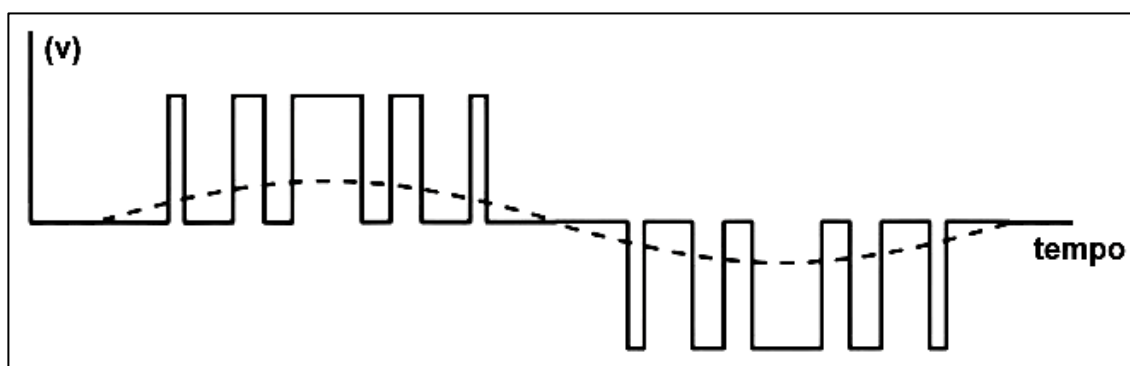


Figura 14 - Onda Senoidal gerada por PWM. (Hughes e Drury, 2013).

Feitas essas considerações, para se escolher um ESC comercial, deve-se levar em consideração alguns aspectos importantes, como, por exemplo, a qualidade da execução do seu PWM de saída, em outras palavras, o quanto os seus inversores são precisos em realizar o que será solicitado deles pelo controlador de voo. Este tipo de característica, também chamada de ‘resolução’, é usualmente fornecida pelos fabricantes e está diretamente ligada à qualidade de fabricação dos componentes e do *firmware* do controlador.

Segundo Oliveira e Andrade (2006) o *firmware* é o conjunto de instruções programadas diretamente no *hardware* de um sistema eletrônico. Em um ESC, o *firmware* é responsável pela interpretação dos sinais de entrada, gerando sinais de saída para o motor (Oliveira e Andrade, 2006). Apesar de alguns fabricantes instalarem portas para que seja possível atualizar o *firmware* (operação chamada de *flashing*, por ser a atualização de dados na memória do tipo *Flash* do dispositivo) de seus ESCs, este tipo de programa está, geralmente, fixo em um componente do circuito e não pode ser trocado.

### 2.1.5. Hélices

As hélices de um VANT multirotor são os componentes que trabalham sob as mais severas condições. Sob as hélices atuam: o torque dos motores e a força de arrasto aerodinâmico da propulsão do ar (Johnson, 1980). As hélices ainda sofrem acelerações e desacelerações rápidas para manter a estabilidade do drone, por esses motivos, elas precisam ser componentes resistentes e duráveis, porém não podem ser caras, pois são, componentes com alto índice de quebra em acidentes.

Diferente do que acontece na maioria dos helicópteros comerciais e até uma parcela dos aeromodelos disponíveis, as hélices de multirotores, geralmente, têm um passo fixo. O passo está associado ao ângulo de seção ( $\beta$ ) da hélice, que indica o quanto a hélice está inclinada em relação a seu eixo intrínseco (eixo longitudinal central) naquela seção transversal (Barros, 2016), hélices de helicópteros de passageiros, por exemplo, possuem pás planas e, portanto, com um  $\beta$  constante. Hélices de multicóptero, usualmente, possuem um  $\beta$  variável ao longo da pá.

O passo, indica o quanto essa hélice seria deslocada realizando um giro completo, essa é uma medida teórica, que não leva em conta o arrasto aerodinâmico e a compressão do ar. A Figura 15(a) mostra o nome das partes de uma hélice e a Figura 15(b) mostra os seus ângulos principais.

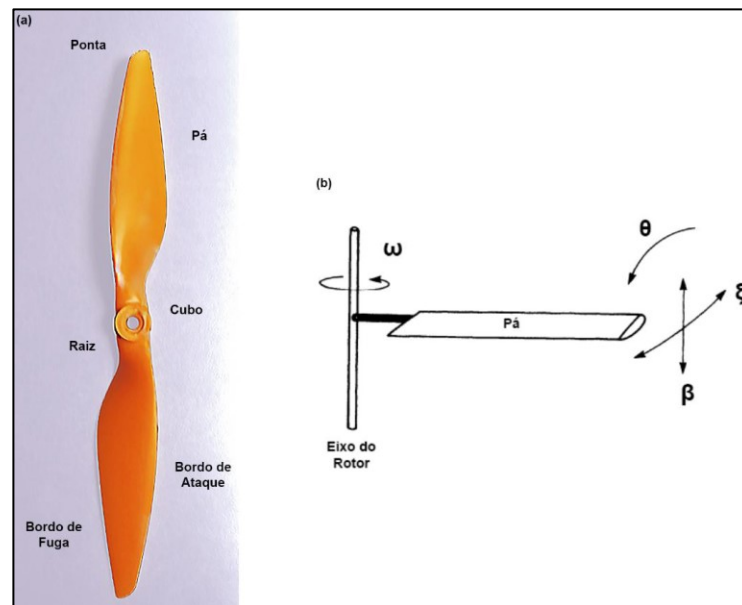


Figura 15 - Características construtivas de uma hélice. (15a) Partes principais da hélice. (15b) Ângulos de interesse (Johnson, 1980).

Hélices comerciais são fabricadas de diversos materiais e são designadas por dois parâmetros principais, o diâmetro e o passo da hélice. Como exemplo, uma hélice 10x4,5 (mostrada na Figura 15(a), Do Autor, 2017) possui 10 polegadas de diâmetro e 4,5 polegadas de passo teórico. Um passo maior gera propulsões maiores, mas isso vai exigir mais torque do motor, elevando as correntes envolvidas em seu acionamento (Hughes e Drury, 2013).

#### 2.1.6. Controlador de Voo

Em uma aeronave multirrotora, a dinâmica de voo pode ser bastante complexa e a sua operação em um modo totalmente manual é impraticável. Isto ocorre devido às inúmeras variáveis envolvidas como, diferenças entre os motores, desbalanceamento de hélices, vento, turbulências, vibrações mecânicas e até mesmo falhas elétricas e mecânicas. Neste sentido, o advento dos multirrotares só foi possível com o avanço das tecnologias de sistemas embarcados. Microcontroladores cada vez mais rápidos e eficientes têm chegado ao mercado com preços mais acessíveis (Sun, 2012) e essa disponibilidade permitiu os desenvolvimentos dos Controladores de Voo Automáticos (AFCS - *Automated Flight Control System*), também chamados de 'piloto automático' ou *autopilot*. A Figura 16 mostra três exemplos de pilotos-automáticos.

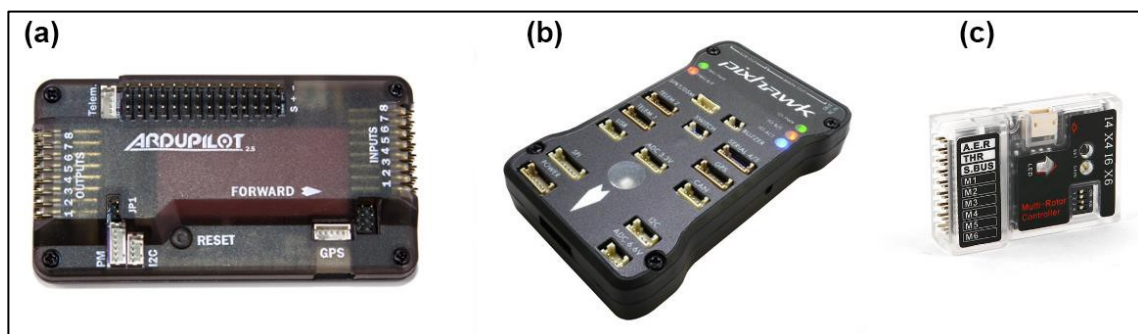


Figura 16 - Exemplos de Controladores de Voo: Ardupilot, Pixhawk e Thunder QQ (Ardupilot, 2017, Pixhawk e Hobbyking, 2017).

O piloto automático de um VANT é responsável, durante a decolagem, o voo e a aterrissagem, por realizar os cálculos da dinâmica da aeronave e responder a todas as mudanças de forma a manter o voo, por exemplo, estabilizado (Artale et al., 2012). Este

tipo de sistema de percepção da condição de voo do drone (através de sensores) e a concepção de respostas adequadas (através de cálculos pré-programados) é chamada de política ou 'lei' de controle (Pratt, 2000). Em diversas situações, o piloto, e até mesmo o AFCS, pode decidir por mudar o modo de voo, alterando então essa política de controle. Controladores de voo atuais (Pixhawk, 2015) possuem configurações ajustáveis pelo usuário, permitindo, por exemplo, a definição de diferentes parâmetros (Que formam a política de controle) para customizar os modos de voo do VANT. Em aplicações como fotografia ou filmagem o piloto pode preferir um voo mais estável e suave, enquanto que em uma competição de acrobacia, o piloto pode se voltar para uma política mais 'agressiva' com respostas mais rápidas, mesmo que isso gere um modo de voo mais instável ou menos seguro.

A maior parte dos controladores de voo, como o Pixhawk e o Ardupilot já têm incorporado em suas arquiteturas uma unidade de medidas inerciais (IMU - *Inertial Measurement Unit*). A IMU é um circuito eletrônico dotado de acelerômetros, giroscópios e, algumas vezes, de uma bússola (Magnetômetro) que fornecem informações sobre o posicionamento do VANT para o controlador de voo (Pixhawk, 2015). De acordo com política de controle em ação, o AFCS, usa as informações da IMU para coordenar as respostas dos motores. Desenvolvimentos recentes permitem a produção de dispositivos GPS(Sistema de Posicionamento Global) habilitados para IMU. Uma IMU permite que um receptor GPS funcione mesmo quando os sinais não estão disponíveis, como em túneis, dentro de edifícios ou quando há interferência eletrônica. Uma IMU com conectividade sem fio é conhecida como WIMU (*Weireless Inertial Measurement Unit*). Controladores como os citados anteriormente, contam, ainda, com sistemas de respostas às falhas ou "*failsafe*", do inglês, que tentam reagir a possíveis falhas do sistema ou do rádio controlador (Ardupilot, 2016). A Tabela 3 mostra exemplos de controladores encontrados no mercado e suas características.

Tabela 3 - Detalhamento Controladores de Voo.

| CONTROLADOR      | SENSORES CONTIDOS NO CONTROLADOR                                               | CAPACIDADE DE VOO AUTONOMO                                        | MODOS DE VOO                            | OBSERVAÇÕES                                             |
|------------------|--------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------|---------------------------------------------------------|
| <b>Ardupilot</b> | IMU de 6 graus de liberdade, Barômetro.                                        | Apenas com a definição de missão pela estação.                    | Customizável                            | -                                                       |
| <b>Pixhawk</b>   | IMU de 6 graus de liberdade, Giroscópio e acelerômetros auxiliares, Barômetro. | Modo missão, definição pela estação e em caso de falhas críticas. | Customizável                            | Coprocessador (ARM STM 32 bits), para lidar com falhas. |
| <b>Open CC3D</b> | IMU de 6 graus de liberdade.                                                   | Incapaz                                                           | Modo de voo fixo, definido pela estação | -                                                       |
| <b>DJI Naza</b>  | IMU de 6 graus de liberdade.                                                   | Apenas com a definição de missão pela estação.                    | Ajustável                               | -                                                       |

As características que se destacam para a seleção do controlador de voo são: a quantidade de entradas e saídas de dados, a capacidade de processamento, a capacidade de voo autônomo, os tipos e especificações de métodos de segurança e os tipos de sensores que podem ser acoplados.

#### 2.1.7. Sensores e Acessórios

Um dos dispositivos importantes no funcionamento de um VANT é o rádio controle, também denominado enlace de rádio. A maioria dos rádios comerciais opera em uma faixa de banda próxima dos 2.4GHz, a mesma faixa que temos o sinal de *Wi-Fi*, telefones sem fio, *bluetooth* e, curiosamente, fornos à micro-ondas. Estes dispositivos operam na faixa de banda industrial, científica e médica, conhecida como ISM (*Industrial, Scientific and Medic*) que foi definida em 1985 pela União Internacional de Telecomunicação (ITU) na Suíça (ITU, 2012). A banda ISM é o conjunto de frequências (Não só as próximas de 2.4GHz) que não são reguladas, seu uso é livre e gratuito, por isso existem tantas aplicações que preferem utilizar essas faixas (ITU, 2012). Em função dessas faixas de banda terem se tornado tão ‘povoadas’, radiotransmissores para controles de drones tendem a ter performances ruins próximos de ambientes com muitas casas ou muitos dispositivos emissores de ondas da mesma banda. A fim de melhorar a eficiência de transmissão, os rádios para controles de drone utilizam as mais diversas técnicas e protocolos de transmissão para se tornarem mais

estáveis, confiáveis e seguros. Uma das maiores fabricantes de rádio do mundo, a Spektrum®, é a detentora de uma tecnologia de transmissão de dados via rádio chamada DSMX (Spektrum, 2016). Neste protocolo de transmissão, o próprio transmissor realiza a busca por canais livres na banda ISM e o seu receptor faz uso desses canais. Desta forma, ele pode transmitir com mais ganho (uma propriedade de ondas em geral) que se comparado a aplicações comuns, evitando assim interferências (Spektrum, 2016). Além deste fabricante, pode-se citar outros como Futaba®, Turnigy® e FlySky®, que utilizam de tecnologias similares. A Figura 17 exemplifica um modelo de rádio transmissor e um receptor da marca Spektrum®.

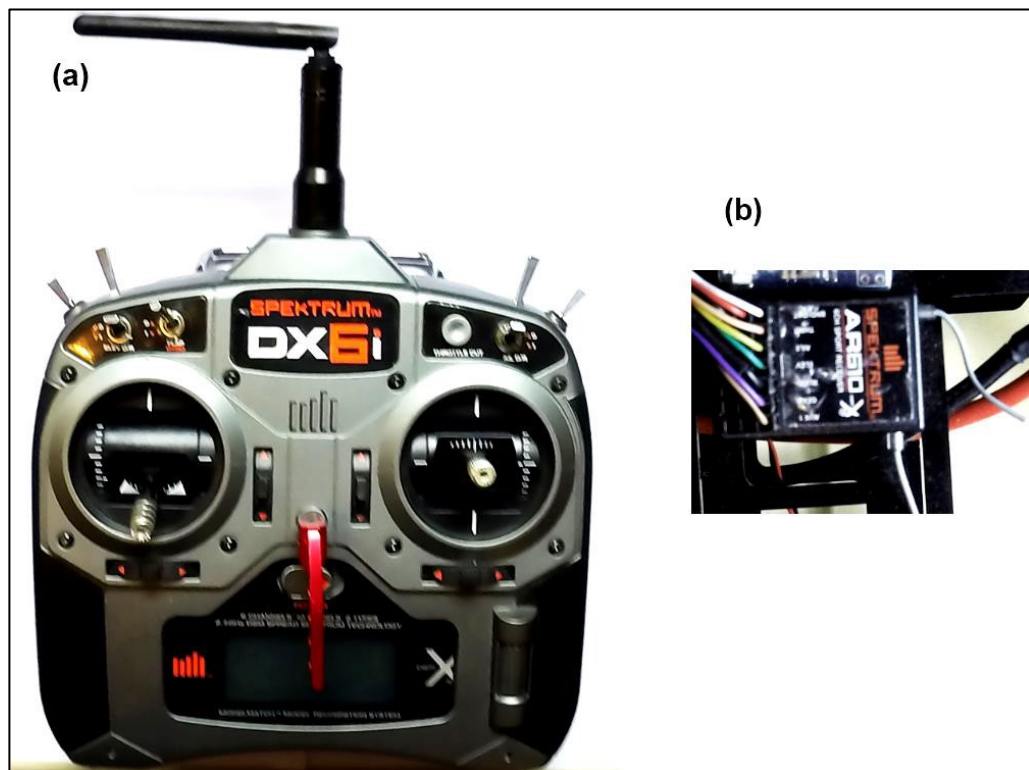


Figura 17 - Transmissor DX6i e Receptor AR610X Spektrum.

Um bom transmissor de rádio é capaz de transmitir informações em mais de uma frequência dentro da banda ISM, cada frequência diferente que o transmissor usa é chamada de canal. Para o uso de um drone multirrotor, são necessários, no mínimo quatro canais que serão responsáveis pelos movimentos básicos de rolagem, arfagem, guinada e de aceleração dos motores (translação vertical). O transmissor mostrado na Figura 17, transmite em 6 canais DSMX. Além de todos os componentes já discutidos

até aqui, um VANT pode contar com outros dispositivos que podem ser: sensores para reconhecimento e mapeamento do ambiente, câmeras, iluminação, paraquedas, armas, transmissores de vídeo em tempo real, e praticamente qualquer carga que não exceda as limitações de peso de voo da aeronave.

Para auxiliar o posicionamento de um drone, se faz uso de um módulo de posicionamento global (GPS). Esse sistema trabalha com o sinal de satélites e fornece um posicionamento tridimensional com precisões inferiores a 2 metros (Pilz, et al. 2011). O Sinal de GPS, entretanto, não é muito viável para ambientes fechados, onde se torna impreciso e pode não fornecer um posicionamento correto. Ainda se tratando de posicionamento, sensores como altímetros, barômetros e de ultrassom são ferramentas bastante utilizadas por serem de preços relativamente baixos e de respostas com precisão elevada até em ambientes fechados.

Outro importante sistema, usualmente encontrado em drones, é a telemetria. Os módulos de telemetria podem usar rádio, *bluetooth* e até *Wi-Fi* (Banda ISM) para enviarem a uma estação de solo (Geralmente plugada a um computador) as informações sobre a situação do drone em tempo real. Este tipo de módulo trabalha em conjunto com o controlador de voo, recebendo o máximo de informações possíveis e as atualizando para o usuário em tempo real. A telemetria pode dar informações vitais para o piloto como, por exemplo, estado atual das baterias e tempo restante estimado de voo.

Além de informações sobre o estado do drone, alguns módulos especiais de telemetria possuem capacidade de transmitir vídeos em tempo real. Este tipo de módulo pode auxiliar em um resgate aéreo por exemplo, permitindo o reconhecimento de regiões e pessoas em perigo. Outro exemplo de utilização é a visão embarcada, que permite ao piloto ter uma visualização como se estivesse realmente embarcado na aeronave (Visão em primeira pessoa, do inglês FPV - *First Person View*).

#### 2.1.8. Baterias

Como visto anteriormente, na seção de motores e controladores de velocidade, o drone é um dispositivo que opera com correntes altas, neste sentido há uma grande exigência das baterias que são responsáveis pela demanda energética do sistema. Os

multitrotores atuais são frutos de desenvolvimentos em diversas áreas, como foi visto, por exemplo, nos controladores de voo. No entanto, é inegável que as baterias se destacam entre os componentes que mais avançaram em termos de tecnologia.

Desde a década de 70 tem-se estudos sobre as 'baterias plásticas', que seriam revolucionárias por utilizarem plásticos secos como eletrólito. Mas somente no fim da década de 90, impulsionado pelo crescimento das baterias de íons de lítio (Li-ion), foi possível criar um tipo de bateria que apesar de ser composta por íons de lítio, são separados por uma camada de polímero com poros micrométricos, embebida em um solvente orgânico que realiza a função de eletrólito (Vincent e Scrosati, 1997).

Com processos de fabricação cada vez mais modernos e melhores técnicas de polimerização, foi possível fabricar baterias utilizando filmes microscópicos de lítio, eletrólito (polímero + solvente) e o anodo proveniente de um material compósito. A Figura 18 ilustra essas camadas. Esses filmes de lítio usualmente são chamados de células da bateria, item fundamental e que possibilitou a fabricação da bateria de LiPO (lítio + polímero) (Vincent e Scrosati, 1997).

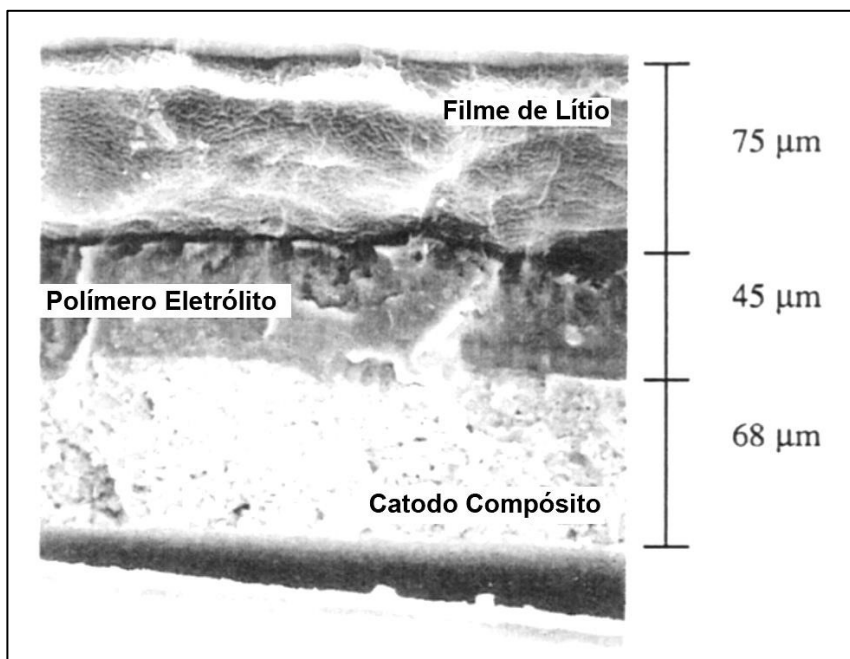


Figura 18 - Camadas da bateria de LiPO. (Vincent e Scrosati, 1997).

As baterias de LiPO atuais são as mais indicadas para utilização em VANTs. Entre as características que as tornaram tão comuns, destaca-se a versatilidade e a

variabilidade de modelos disponíveis no mercado. Existem baterias que vão, desde cargas baixas como 30 ou 50mAh, até 30000 mAh (Gens Ace, 2016). Entre os fabricantes principais pode-se citar a Thunder Power®, a TURNIGY®, a Gens Ace® e a Zippy®.

As principais características de uma bateria que se deve levar em consideração são: carga, taxa de descarga, número de células e peso. A carga mede, especificamente, a quantidade de energia armazenada nas células eletroquímicas da bateria, a unidade de medida é o Ampere-hora equivalente a 3.600 Coulomb. A taxa de descarga, mede o quanto de corrente a bateria é capaz de fornecer e é tratada pelos fabricantes pela designação C, por exemplo, uma bateria de 2200mAh e 3C seria capaz de fornecer uma corrente máxima de 6600mA ( $3 \times 2200$ ). O número de células (S) define quantos grupos de pequenas baterias existe no conjunto comercial vendido, cada grupo ou célula é definido como uma bateria de LiPO de 3,7V, quando descarregadas (limite de descarga de 80% da capacidade total) e 4,2V quando totalmente carregadas. Por exemplo, a bateria mostrada na Figura 19 é de 4S e 20C, com carga total de 5200mAh. Para essa bateria, a descarga máxima é de 104A e as voltagens mínima e máxima são, respectivamente, 14,8V e 16,8V.



Figura 19 - Bateria MULTISTAR Turnigy® – 5200mAh, 4S, 20C.(Hobbyking, 2017).

## **2.2. Volume de Trabalho**

Tem como objetivo apresentar os pontos máximos de alcance que a bancada é capaz de alcançar, sem colidir com a própria estrutura e respeitando os limites das juntas de mobilidade. O volume máximo de trabalho ou alcançável é definido por TARTARI FILHO, (2006) pelo conjunto de pontos no espaço que pode ser alcançada pelo ponto central da base móvel com pelo menos uma orientação do braço, produzindo um mapa completo aonde é possível ter o volume de trabalho. Para uma dada aplicação é importante ter ciência do volume de trabalho na etapa de projeto, assegurando que o mecanismo atenda as necessidades.

O planejamento cinemático dinâmico de movimento da bancada tem como objetivo determinar os caminhos factíveis, isto é, que obedeçam as restrições impostas pelo modelo. A cinemática paralela da bancada foi baseada no mecanismo de paralelogramo que é ligado pelos oito braços rotativos e a plataforma superior que pode mover-se livremente em eixos (X,Y,Z), os mecanismos cinemáticos são ligados o que dá maior estabilidade na estrutura e nas propriedades mecânicas.

## **2.3. Análise Estrutural pelo Método dos Elementos Finitos**

O Método dos Elementos Finitos é um procedimento numérico utilizado para analisar estruturas e é baseado no conceito de discretização. Consiste assim em transformar um problema complexo na soma de diversos problemas simplificados. Para se alcançar êxito, é necessário buscar soluções locais, cujas propriedades garantam uma solução convergente para os problemas globais. A análise dos Elementos Finitos pode ser aplicada em diversas áreas da engenharia, como por exemplo em problemas acústicos, térmicos, eletromagnéticos e estruturais.

A sua grande utilização está na possibilidade de obter resultados de tensão, deformação e deslocamento de uma estrutura ou equipamento, ou seja, é possível obter resultados que podem identificar a durabilidade do componente, os pontos de concentração de tensão, entender o comportamento da estrutura diante de um carregamento e a otimização de estruturas. Os passos para se realizar a análise por Elementos Finitos podem ser vistos conforme Figura 20.

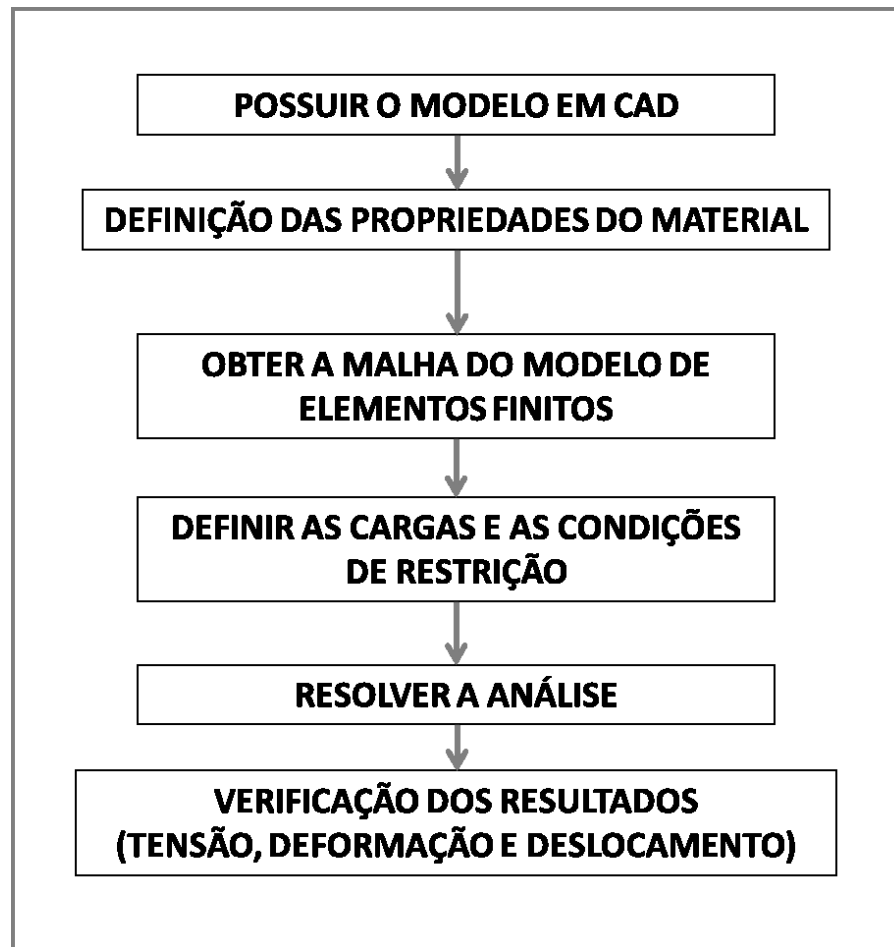


Figura 20 - Etapas da simulação estrutural via software.

O método de Elementos Finitos é uma simulação que auxilia na validação estrutural de componentes, deve-se ter cuidado com as variáveis de entrada, pois vários fatores podem fazer com que os resultados sejam diferentes da realidade. A resolução da malha, a definição do local de aplicação das forças e restrições são de extrema importância para a obtenção de resultados satisfatórios. Os softwares mais utilizados são SolidWorks® e ANSYS®.

## CAPÍTULO III

### METODOLOGIA

#### 3.1. Definição da Geometria da Bancada

Como ponto de partida para o dimensionamento geométrico da bancada, utilizou-se um modelo de VANT disponível no Laboratório de Aeronaves Autônomas da Universidade Federal de Uberlândia. Trata-se de um multirotor hexacóptero, modelo F550 da marca DJI, ilustrado na Figura 20.



Figura 21 - Modelo DJI F550 ( DJI, 2017).

A geometria da bancada foi definida considerando os seguintes aspectos relacionados à sua aplicação:

- *Aceleração e Velocidade de Operação do VANT*: a capacidade da bancada de permitir que o VANT realize os movimentos sem grandes restrições;
- *Volume de Trabalho*: o quão extenso e acessível é o volume de trabalho da bancada com relação a sua própria dimensão;
- *Movimentação Angular*: a capacidade da base fixada ao drone inclinar em relação à vertical;

- *Rigidez*: a quão rígida é a estrutura da bancada, sendo capaz de resistir às forças externas, cargas e forças inerciais;
- *Repetibilidade e Exatidão*: leva em conta se a bancada permite ao VANT atingir o ponto alvo repetidamente e com exatidão;
- *Estabilização e Preservação do VANT*: a capacidade da bancada em preservar o VANT e evitar danos em condições adversas;
- *Facilidade de Projeto e Fabricação*: o quanto o modelo da bancada é fácil de equacionar, realizar estudos e análises, bem como se possui uma estrutura complexa a ponto de dificultar a fabricação;

A análise dos pontos citados acima, bem como o estudo realizado sobre VANTs, resultou no projeto da bancada, conforme ilustrado na Figura 21.

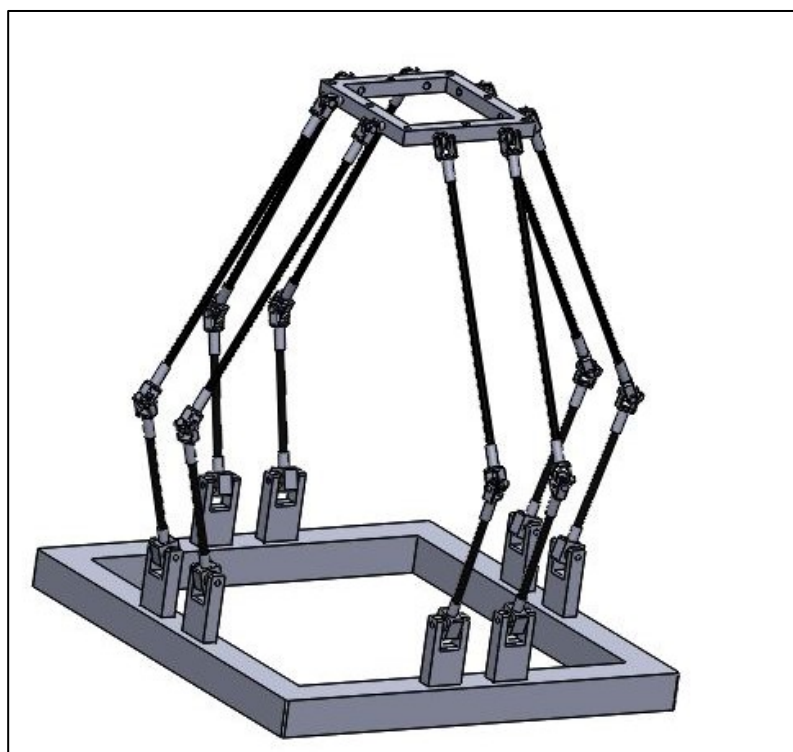


Figura 22 - Desenho 3D do projeto da bancada.

Na base da bancada, rolamentos foram dimensionados para auxiliar na rotação do braço bem como na junção do mesmo, garantindo assim rotação nos três eixos dependendo da variação angular entre si, detalhado na Figura 22.

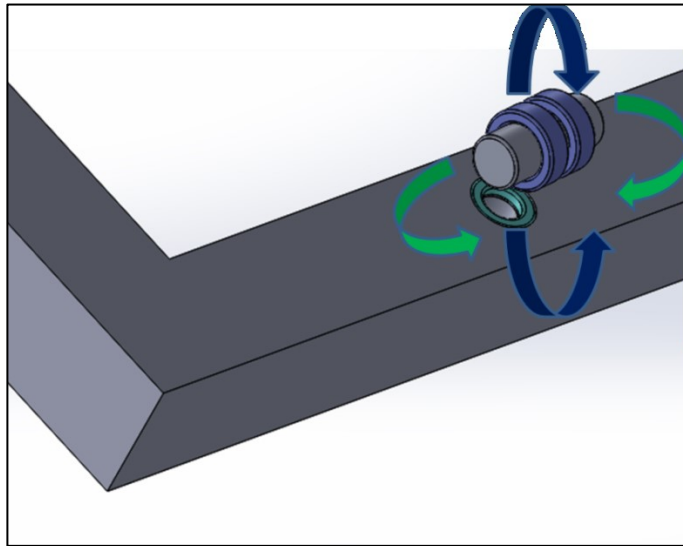


Figura 23 - Detalhamento dos rolamentos de junção da base.

Na parte intermediária da bancada, temos uma junta que permite movimento de rotação em dois eixos de referência (X,Y), conferindo para a bancada deslocamento em diferentes ângulos. Esta junta, chamada de cruzeta (Figura 23), auxilia na mobilidade da base superior.

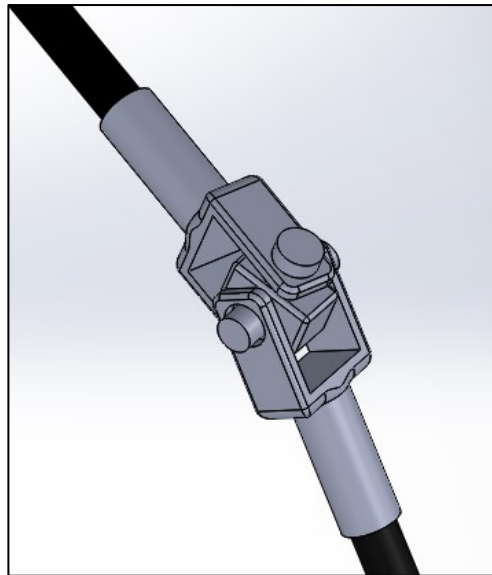


Figura 24 - Detalhamento da cruzeta.

A bancada, apesar de conter certas limitações que serão apresentadas na parte de dimensionamento da área de trabalho, permite ao drone realizar os seus movimentos de rotação e translação nos três eixos, permitindo assim a controlabilidade do drone quando acoplado na bancada.

### 3.2. Dimensionamento da Área de Trabalho

A movimentação da bancada pode ser limitada por diversos fatores, entre eles as limitações mecânicas das juntas, colisão entre os elementos e limitação física do curso da bancada. Para analisar o movimento que a bancada pode realizar, foram feitas diversas simulações no software SolidWorks® e os principais parâmetros para a determinação da área de trabalho foram coletados. Determinou-se a posição inicial de trabalho da bancada o ângulo de  $0^\circ$ , como sendo o referencial, obtendo o ponto  $(X_0, Y_0, Z_0)$ , isto é sem movimentação, de acordo com a Figura 24.

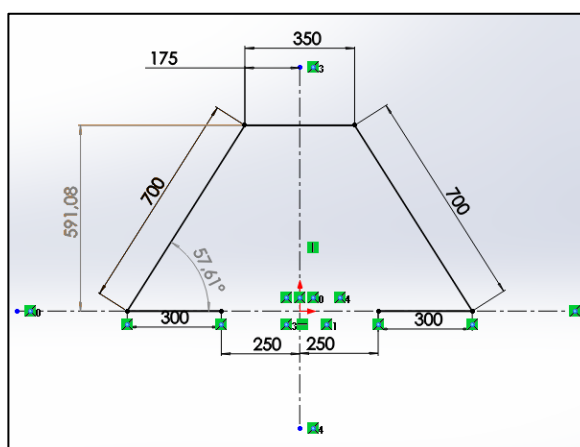


Figura 25 - Posição inicial com ângulo de  $0^\circ$ .

Em seguida, foi aplicado o ângulo de  $45^\circ$  no braço de 300mm (inferior) e usando as equações da trigonometria e com o auxílio do software de CAD, foi encontrado o raio de 355 mm, dando um diâmetro de 710 mm, conforme detalhado na Figura 25.

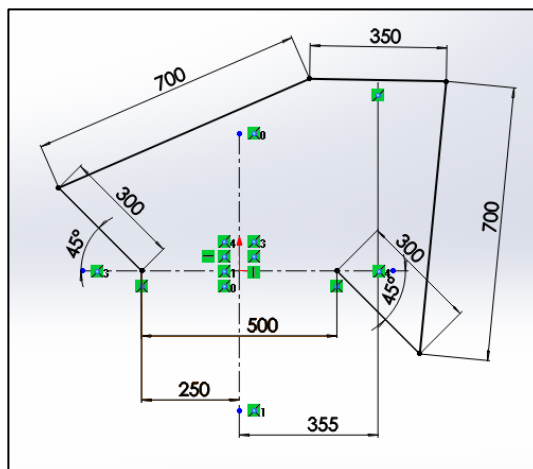


Figura 26 - Movimentação com ângulo de  $45^\circ$  aplicado.

O próximo passo foi analisar o alcance máximo e o alcance mínimo da bancada. Para o alcance máximo foram levantados os manipuladores e detectou-se que os ângulos formados não afetariam a estrutura da bancada, esquematizado na Figura 26. Sendo assim, a altura máxima alcançada foi de 406 mm em relação a posição inicial.

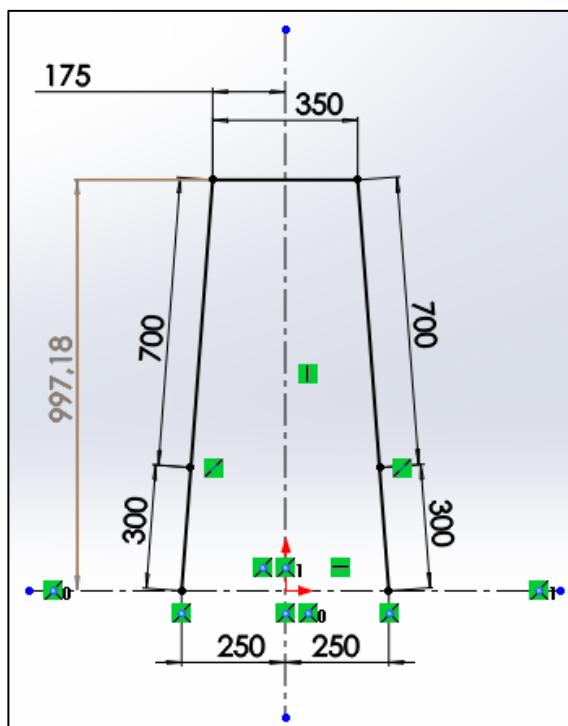


Figura 27 - Alcance máximo da bancada.

Na análise do alcance mínimo, foi encontrada uma limitação nas juntas que ligam a haste inferior com a haste superior. Sendo assim, o ângulo mínimo deve ser superior ou igual a  $-25^\circ$ , devido a evitar contato entre as juntas da cruzeta, como mostrado na figura 27. O alcance mínimo encontrado, respeitando as limitações, foi de -151 mm em relação a posição inicial, tendo o eixo Z como referência.

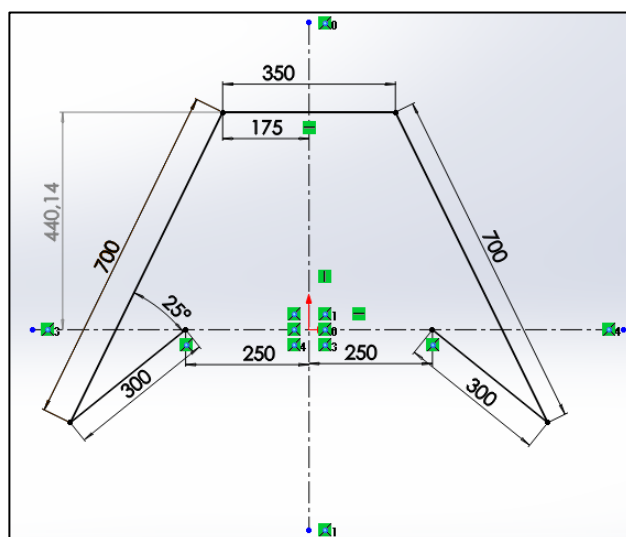


Figura 28 - Alcance mínimo da bancada.

Definido todos os pontos de alcance no espaço ( $-Z = -151$  mm), ( $+Z = 406$  mm), ( $-X = 355$  mm), ( $+X = 355$  mm), ( $-Y = 355$  mm), ( $+Y = 355$  mm), obteve-se o volume de trabalho da bancada. Analisando os pontos gerados, principalmente os valores de alcance máximo, pode-se aproximar o volume de trabalho ao volume de uma elipsóide como pode ser visto na Figura 29.

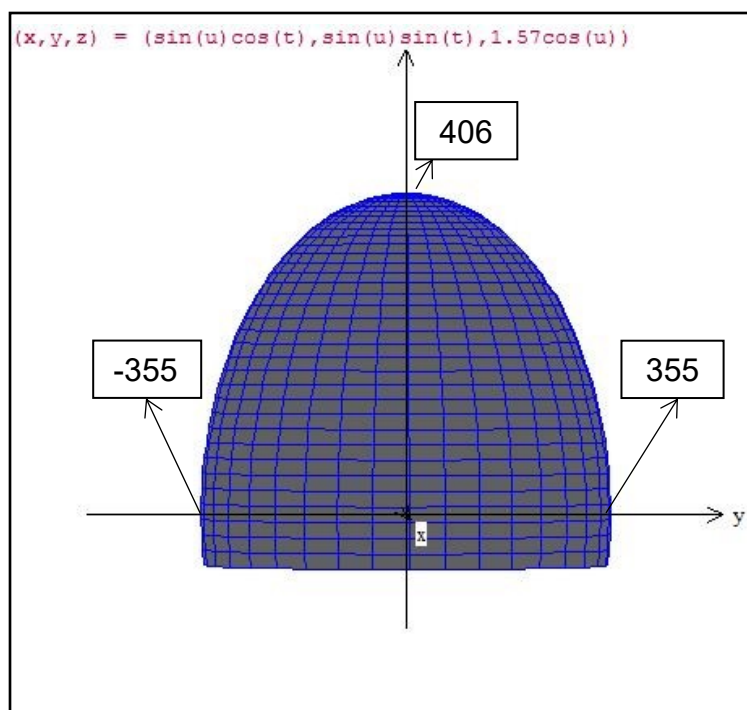


Figura 29 – Volume de trabalho da bancada.

## CAPÍTULO IV

### RESULTADOS E DISCUSSÕES

Tendo visto os componentes fundamentais, é possível, então, passar à fase de seleção geral e integração dos resultados. Para realizar a avaliação da estrutura, utilizou-se o software SolidWorks®, o qual é capaz de executar o método os elementos finitos (MEF). Para obtenção dos parâmetros da simulação e obtenção dos esforços pela qual a bancada será submetida, foi necessário realizar o estudo do Drone DJI F550. A Tabela 4, resume a configuração do drone DJI 550 e suas especificações.

Tabela 4 - Especificações DJI F550.

| <b>DJI - F550</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <ul style="list-style-type: none"> <li>• <b>Peso estrutura montada :</b> 478g</li> <li>• <b>Comprimento (Diagonal) :</b> 550mm</li> <li>• <b>Peso de decolagem :</b> 2400g</li> <li>• <b>Bateria:</b> 4S LiPo</li> <li>• <b>Motor:</b> Medida do estator: 22 x 12mm<br/>KV: 920 rpm/V</li> <li>• <b>ESC:</b> Current: 30A OPTO<br/>Frequência de sinal: 30Hz - 450Hz</li> <li>• <b>Hélice:</b> DJI 8045 - Diâmetro do eixo: 5mm<br/>- Comprimento total: 20cm</li> </ul> |

Analisando a bancada, o ponto de maior concentração de tensão fica localizado no elemento de junção do braço da bancada com a base onde será fixada o drone, destacado na Figura 28. O material escolhido foi o polímero PC-ABS, uma mistura de policarbonato (PC) com acrilonitrila butadieno estireno (ABS, do inglês “*acrylonitrile*”

*butadiene styrene*”). Esse polímero é muito utilizado em impressoras 3D, o que facilita a fabricação por eliminar outras operações como, por exemplo, de usinagem.

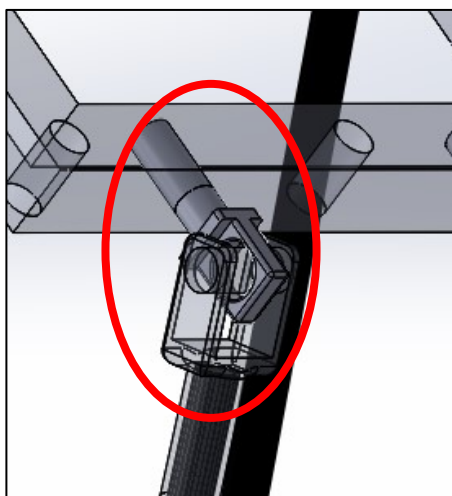


Figura 30 - Elemento de junção entre braço e base do drone.

A principal força pela qual a bancada será submetida é devido ao empuxo que os motores do Drone podem fornecer. A Tabela 5 fornece o empuxo de cada motor para diferentes configurações de bateria. Como o Drone DJI F550 adquirido pela Universidade Federal de Uberlândia possui uma bateria de Lipo de 5200 mAh com voltagem de 14,8 V, pela tabela conclui-se que o motor com a hélice 8045 tem rotação máxima de 13610 rpm e gera um empuxo de 9,2214 N.

Tabela 5 - Especificações motor DJi 2212 920kv.

| NO LOAD |         |       | ON LOAD |      |       | EEP | LOAD TYPE    |
|---------|---------|-------|---------|------|-------|-----|--------------|
| VOLTAGE | CURRENT | SPEED | CURRENT | Pull | Power |     | Battery/prop |
| V       | A       | rpm   | A       | g    | W     | %   |              |
| 11.1    | 0.3     | 10200 | 8.5     | 600  | 94.4  | 6.4 | LiPox3/8045  |
| 14.8    | 0.3     | 13610 | 13      | 940  | 192.4 | 4,9 | LiPox4/8045  |
| 18.5    | 0.4     | 17000 | 17.2    | 1270 | 318.2 | 4.0 | LiPox5/8045  |

Para encontrar o empuxo resultante, é necessário subtrair o peso do Drone, onde foi considerado apenas os componentes necessários para o voo (Estrutura, bateria, motores, ESCs e receptor), chegando a um valor de 1.270g (12,46 N). Como trata-se de um Drone modelo hexacóptero, temos 6 motores dispostos simetricamente, resultando em uma força de empuxo de 55,33 N. Descontando a força peso do Drone, chegamos a uma força resultante de 42,87N. Como a bancada possui 8 braços, dispostos dois a dois de forma simétrica, chegou-se a uma força resultante em cada braço de 5,36N.

Segundo Krache e Debbah (2011), o PC-ABS com 30% de PC (que apresenta os menores valores de tensão de ruptura entre outras composições) possui um  $\sigma_r$  de, aproximadamente 30Mpa. Mas empresas como a distribuidora RESINEX®, oferecem o material PC-ABS em proporções similares, com valor de tensão de ruptura de 45Mpa, como pode ser visto no Anexo 1. Isto permite que a peça seja mais leve sem perder a segurança de projeto. Foi definido um coeficiente de segurança (CS) igual a 6 e, consequentemente, uma tensão máxima admissível ( $\sigma_{adm}$ ) de 5Mpa (Beer e Johnston, 1995). Com o valor da força resultante e o material selecionado, foi feita a análise estrutural no software SolidWorks®, resultando em uma tensão máxima de 0,19 MPa e uma deslocamento máximo de 0,0006 mm. A Figura 29 ilustra a distribuição de tensões e a deslocamentos máximos da peça.

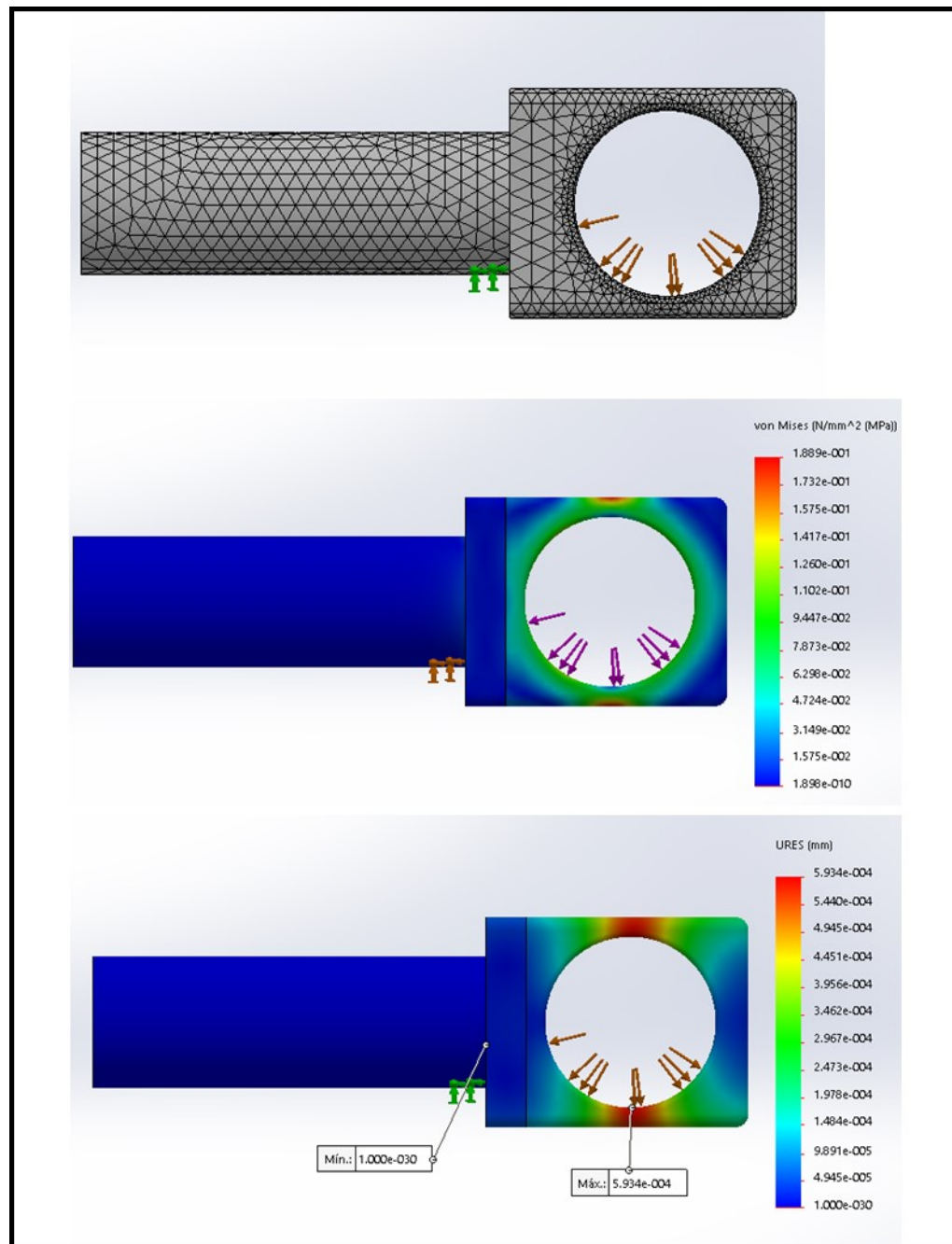


Figura 31 - Valores de Tensão e Deslocamento.

Os resultados apresentam valores aceitáveis, sendo que a tensão encontra-se numa margem admissível em todo o corpo da peça ( $\sigma_{\text{máx}} < 0,19 \times 10^6 \text{ Pa}$ ), valor bem abaixo do limite de segurança estabelecido. O deslocamento máximo não representa problema para a estabilidade do voo do drone, garantindo a confiabilidade e robustez da bancada.

## **CAPÍTULO V**

### **CONCLUSÃO**

A utilização de VANT's têm crescido nas mais diversas áreas e apresentam inúmeras possibilidades de pesquisa e desenvolvimento. O que se percebe é que usuários amadores e profissionais que os utilizam, acabam apoiando em experiências próprias e no conhecimento disseminado pela internet, sem, geralmente, contar com dados científicos a respeito desses dispositivos. Há uma necessidade de estudos teóricos mais avançados no projeto e especificação de drones. Essa necessidade se mostra nas crescentes iniciativas de governos e grupos de pesquisa em se criarem normas e regulações para que haja consenso entre o que vem sendo desenvolvido pelo mundo. Empresas de fabricantes como a 3DR, DJI e de entretenimento como a Rotorsports representam a vanguarda de um tipo de tecnologia que protagoniza, cada vez mais, desenvolvimentos científicos em grandes áreas da engenharia como a Mecânica, a Aeronáutica e a Mecatrônica.

Neste trabalho mostrou-se que o projeto de uma bancada leva em conta inúmeros parâmetros, desde a capacidade de esforços atuantes até o dimensionamento da área de trabalho. Esse conjunto de informações multidisciplinares exhibe a complexidade deste tipo de projeto.

A bancada, pelas simulações realizadas, mostrou ser robusta e capaz de sustentar cargas severas, superiores aos requisitos iniciais. Isto representa uma infinidade de possibilidades de trabalhos futuros, desde a variação de modelos de VANT's, até acoplamento de sensores e equipamentos para pesquisa de aerodinâmica. Foi realizada uma estimativa de preço da bancada, conforme Anexo C, apesar de que a Universidade Federal de Uberlândia já possui a maioria dos materiais adequados para a construção. Além de possuir ferramentas e dispositivos como torno, impressora 3D, entre outros.

No escopo do que foi proposto, o trabalho se desenvolveu de forma satisfatória e alcançou os seus objetivos principais de detalhar o projeto de uma bancada, fornecer referências e plantas para fabricação. Visando assim, ser uma referência para a construção de uma bancada para VANT's, em especial os multirotores.

Este projeto envolveu conhecimentos nas áreas de eletrônica, robótica, materiais, desenho técnico, além dos softwares de simulação e análise de elementos finitos. Sendo que estas são disciplinas de fundamental importância para a formação de um engenheiro mecatrônico.

## **CAPÍTULO VI**

### **TRABALHOS FUTUROS**

Para trabalhos futuros, durante a execução deste projeto, dois pontos principais foram notados, sendo eles: a fabricação da bancada utilizando os materiais recomendados e a criação de um suporte na base superior da bancada.

A construção da bancada será de grande importância principalmente para o Laboratório de Aeronaves Autônomas da Universidade Federal de Uberlândia, onde poderá ser utilizada em projetos de extensão, em pesquisas e como auxílio para algumas disciplinas dos cursos de Engenharia.

Como uma segunda etapa, a criação de um suporte na base superior da bancada potencializaria e muito a utilização da mesma. Pois com este suporte, além de melhorar a fixação de outros modelos de VANTs, serviria como uma espécie de berço para fixar sensores e até mesmo baterias auxiliares. Assim a bancada poderia ser utilizada para realização de testes extensivos, testes de durabilidade de componentes, além de se obter uma aquisição de dados com maior precisão.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

3D ROBOTICS, “Updated ArduCopter Kits”, disponível em: <https://3dr.com/updated-arducopter-kits/>, acesso em 5 de Fevereiro de 2017.

ANAC, “Regulamento Brasileiro da Aviação Civil Especial”, RBAC-E no 94, 2015.

ARDUPILOT, Site Oficial do Ardupilot Mega, disponível em: <http://http://www.ardupilot.co.uk/>, acesso em 9 de Janeiro de 2017.

ARTALE, V., MILAZZO, C., RICCIARDELLO, A., “Mathematical Modeling of Hexacopter”, Applied Mathematical Sciences, Vol.7, no. 97, 4805-4811, 2013.

BARROS, J. E. M., “Notas de aula da disciplina Propulsão I”, Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Minas Gerais, disponível em: [http://www.mautone.eng.br/lectures\\_notes.htm](http://www.mautone.eng.br/lectures_notes.htm), acesso em 19 de Fevereiro de 2017.

BEER, F. P., JOHNSTON, E. R., “Resistência dos Materiais”, Pearson Makron, 1995.

Business Insider. “The Drones Report: Market Forecasts, Regulatory Barriers, Top Vendors, and Leading Commercial Applications”, Business Insider, disponível em: <http://www.businessinsider.com/uav-or-commercial-drone-market-forecast-2015-2>, acesso em 9 de fevereiro de 2017.

CAMMADA, “Sua impressão 3D acontece aqui”, Site Oficial, disponível em: <http://cammada.com/>, acesso em: 08 de Março de 2017.

DHL, Site oficial da empresa, disponível em: <http://www.dhl.com/en.html>, acesso em 18 de Abril de 2017.

DJI, “Flame Wheel Arf Kit”, disponível em: <https://www.dji.com/product/flame-wheel-arf?www=v1>, acesso em 3 de Maio de 2017.

FRONIUS. Treinamento Expert CMT. 112p. 2011.

GENERAL ATOMICS, “Grey Eagle UAS”, disponível em: <http://www.ga-asi.com/gray-eagle>, acesso em 2 de Abril de 2017.

GENS ACE, “Multicopter Batery”, disponível em: <http://www.gensace.com/multicopter-battery>, acesso em 15 de Março de 2017.

HELIBUY, Site oficial da loja, disponível em: <http://www.helibuy.com/>, acesso em 7 de Fevereiro de 2017.

HOBBYKING, Site oficial da loja, disponível em: <http://www.hobbyking.com/>, acesso em 9 de Janeiro de 2017.

HUGHES, A., DRURY, B., “Electric Motors and Drives”, 4a ed., Elsevier, Waltham, 2013.

ISO, International Organization for Standardization - ISO/TC 20/SC 16 Unmanned aircraft systems, disponível em: [www.iso.org/iso/iso\\_technical\\_committee?commid=5336224](http://www.iso.org/iso/iso_technical_committee?commid=5336224), acesso em Fevereiro de 2017.

ITU, “Radio Regulations Articles”, vol. 1, International Telecommunication Union, Genebra, 2012.

JOHNSON, W., “Helicopter Theory”, Dover Publications, New York, 1980.

JÚNIOR, P. A. Eletrônica Analógica - Amplificadores Operacionais e Filtros Ativos. 308p. 2003.

KEANE, J. F., CARR, S. S., “A Brief History of Early Unmanned Aircraft”, Johns Hopkins APL Technical Digest, V32, N3, 2013

KRACHE, R., DEBBAH, I., “Some Mechanical and Thermal Properties of PC/ABS Blends”, Materials Sciences and Applications, v. 2, 2011.

LEISHMAN, J. G., “A History of Helicopter Flight”, Universidade de Maryland, 2000.

MAGNI, J. F., BENNANI, S., TERLOU, J (Eds.), “Robust Flight Control: A Design Challenge”, Garteur Action Group, Springer-Verlag, 1997.

MCFARLANE, D. A., BUCHROITHNER, M., LUNDBERG, J. PETTERS, C., ROBERTS, W., VAN RENTERGEN, G., “Integrated Three-Dimensional Laser Scanning And Autonomous Drone Surface-Photogrammetry At Gomantong Caves, Sabah, Malaysia”, Proceedings of the 16th International Congress in Speleology, Brno, 2013.

MULTICORE, “Properties of Solders”, disponível em: <http://www.farnell.com/datasheets/315929.pdf>, acesso em: 8 de Março de 2017.

OLIVEIRA, A. S., ANDRADE, F. S., “Sistemas embarcados: hardware e firmware na prática”, Editora Érica Ltda, 2006.

PILZ, U., GROPPENGIEßER, W., WALDER, F., WITT, J., WERNER, H., “Quadrocopter Localization Using RTK-GPS and Vision-Based Trajectory Tracking”, 4th International Conference, ICIRA 2011, Aachen, 2011.

PIXHAWK, Site oficial do Hardware Pixhawk, disponível em: <https://pixhawk.org/>, acesso em 15 de Janeiro de 2017.

PRATT, R. W. (ed), "Flight Control Systems - practical issues in design and implementation", IEE & AIAA, Padstow, 2000.

Rajappa, S., Ryll, M., Bulthoff and H. H., Franchi, A. "Modeling, Control and Design Optimization for a Fully-actuated Hexarotor Aerial Vehicle with Tilted Propellers", International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Seattle, Washington, USA, 2015.

RESINEX, Ravago Group Mablex 273 Polycarbonate + ABS, disponível em : <http://catalog.ides.com/Datasheet.aspx?l=26793&E=112058>, acesso em 12 de Abril de 2017.

RIBEIRO, A. M. Instrumentação. 360p. 2002.

ROBOMART, Site oficial da loja, disponível em: <https://www.robomart.com>, acesso em 17 de Janeiro de 2017.

ROSKAM, J., "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls", DARcorporation, Lawrence, 2003.

ROTORSPORTS, "From Esports To Live Events", disponível em: <http://rotorsports.com/>, acesso em 4 de Abril de 2017.

SPEKTRUM, "DSMX® Technology", disponível em: <https://www.spektrumrc.com/Technology/DSMX.aspx>, acesso em 2 de Maio de 2017.

SUN, Y., "Modeling, Identification and Control Of A Quad-Rotor Drone Using Low-Resolution Sensing", Universidade de Illinois, Urbana, 2012.

TARTARI FILHO, S.C. Modelagem e Otimização de um Robô de Arquitetura Paralela para Aplicações Industriais. 2006.

VINCENT, C. A., SCROSATI, B., "Modern Batteries", 2a ed., Butterworth-Heinemann, London, 1997.

WATTS, A. C., AMBROSIA, V. G., HINKLEY, E. A., "Unmanned Aircraft Systems in Remote Sensing and Scientific Research: Classification and Considerations of Use", Remote Sens, vol. 4, 1671-1692, 2012.

WEBER, F. R. Introdução à Arquitetura de Computadores. 150p. 1998.

XTIM, "My Bionic Bird", disponível em: <http://www.mybionibird.com/>, acesso em 14 de Fevereiro de 2017.

## ANEXO A

-

DATASHEET do composto PC-ABS

2017-5-15

Ravago Group Mablex 273 Polycarbonate + ABS

Distributed by  **RESINEX**

Monday, May 15, 2017

**Mablex 273**

Ravago Group - Polycarbonate + ABS

Units  ▼**Action****Legend** ([Open](#))**General Information****Product Description**

PC/ABS blend general purpose grade

**General**

|                 |                      |
|-----------------|----------------------|
| Material Status | • Commercial: Active |
| Availability    | • Europe             |
| Features        | • General Purpose    |
| Uses            | • General Purpose    |

**ASTM & ISO Properties <sup>1</sup>**

| Physical                                        | Nominal Value | Unit              | Test Method     |
|-------------------------------------------------|---------------|-------------------|-----------------|
| Density                                         | 1.10          | g/cm <sup>3</sup> | ISO 1183        |
| Melt Mass-Flow Rate (MFR) (260°C/5.0 kg)        | 14            | g/10 min          | ISO 1133        |
| Molding Shrinkage                               | 0.50 to 0.70  | %                 | ISO 2577        |
| Mechanical                                      | Nominal Value | Unit              | Test Method     |
| Tensile Stress (Yield)                          | 53.0          | MPa               | ISO 527-2       |
| Tensile Stress (Break)                          | 45.0          | MPa               | ISO 527-2       |
| Tensile Strain (Break)                          | 40            | %                 | ISO 527-2       |
| Flexural Modulus                                | 2400          | MPa               | ISO 178         |
| Impact                                          | Nominal Value | Unit              | Test Method     |
| Notched Izod Impact Strength                    |               |                   | ISO 180/1A      |
| -30°C                                           | 25            | kJ/m <sup>2</sup> |                 |
| 23°C                                            | 50            | kJ/m <sup>2</sup> |                 |
| Thermal                                         | Nominal Value | Unit              | Test Method     |
| Heat Deflection Temperature (1.8 MPa, Annealed) | 105           | °C                | ISO 75-2/A      |
| Vicat Softening Temperature                     |               |                   |                 |
| --                                              | 125           | °C                | ISO 306/A50     |
| --                                              | 110           | °C                | ISO 306/B50     |
| Ball Pressure Test (75°C)                       | Pass          |                   |                 |
| Electrical                                      | Nominal Value | Unit              | Test Method     |
| Surface Resistivity                             | 1.0E+14       | ohms              | IEC 60093       |
| Volume Resistivity                              | 1.0E+15       | ohms·cm           | IEC 60093       |
| Electric Strength (1.00 mm, in Oil)             | 24            | kV/mm             | IEC 60243-1     |
| Comparative Tracking Index                      | 500           | V                 | IEC 60112       |
| Flammability                                    | Nominal Value | Unit              | Test Method     |
| Burning Rate                                    | 53            | mm/min            | FMVSS 302       |
| Flame Rating <sup>2</sup>                       |               |                   | Internal Method |
| 1.6 mm                                          | HB            |                   |                 |
| 3.2 mm                                          | HB            |                   |                 |
| Glow Wire Flammability Index (2.0 mm)           | 650           | °C                | IEC 60695-2-12  |

**Notes**<sup>1</sup> Typical properties: these are not to be construed as specifications.<sup>2</sup> UL94 internally tested

The data and information contained herein are typical average values, based on our current level of knowledge and experience, and do not constitute sales specifications. No liability, warranty or guarantee of product performance is created by this document. It is the buyer's responsibility to inspect and test our products in order to determine the suitability for the buyer's application.

## ANEXO B

-

### DATASHEET do material Alumínio (EN AW 1200)



## Material data sheet 3.0205 / EN AW 1200

### Chemical composition to DIN EN 573-3 [in % of the mass, rest Al]

| %    | Si   | Fe | Cu   | Mn   | Mg | Cr | Ni | Zn   | Ti   | Ga | V |
|------|------|----|------|------|----|----|----|------|------|----|---|
| min. |      |    |      |      |    |    |    |      |      |    |   |
| max. | 1,00 |    | 0,05 | 0,05 | -  | -  | -  | 0,10 | 0,05 | -  | - |

### Mechanical properties to DIN EN 754-2 / drawn tubes

| Temper  | Wall thickness<br>$t$<br>mm | R <sub>m</sub><br>MPa |      | R <sub>p0,2</sub><br>MPa |      | A<br>% | A <sub>50 mm</sub><br>% | HBW<br>typical<br>value |
|---------|-----------------------------|-----------------------|------|--------------------------|------|--------|-------------------------|-------------------------|
|         |                             | min.                  | max. | min.                     | max. |        |                         |                         |
| O, H111 | ≤ 20                        | 70                    | 105  | -                        | -    | 20     | 16                      | 23                      |
| H14     | ≤ 10                        | 110                   | 145  | 80                       | -    | 5      | 4                       | 37                      |
| H16     | ≤ 5                         | 135                   | 170  | 115                      | -    | 3      | 3                       | 45                      |
| H18     | ≤ 3                         | 150                   | -    | 130                      | -    | 3      | 3                       | 50                      |

### Mechanical properties to DIN EN 755-2 / extruded tubes

| Temper                | Wall thickness<br>$t$<br>mm | R <sub>m</sub><br>MPa |      | R <sub>p0,2</sub><br>MPa |      | A<br>% | A <sub>50 mm</sub><br>% | HBW<br>typical<br>value |
|-----------------------|-----------------------------|-----------------------|------|--------------------------|------|--------|-------------------------|-------------------------|
|                       |                             | min.                  | max. | min.                     | max. |        |                         |                         |
| F <sup>c</sup> , H112 | all                         | 75                    | -    | 25                       | -    | 20     | 18                      | 23                      |
|                       |                             |                       |      |                          |      |        |                         |                         |

(No responsibility is accepted for the accuracy of this information)

Seeberger GmbH & Co. KG  
 Zu den Hohlwegen 2  
 D-58513 Lüdenscheid  
 Phone: +49 (0) 2351 9531-0  
 Fax: +49 (0) 2351 9531-300  
 E-Mail: [info@seeberger.net](mailto:info@seeberger.net)  
 Internet: [www.seeberger.net](http://www.seeberger.net)

## ANEXO C

-

Estimativa de Preço da Bancada

| Material                                     | Quantidade | Preço Unitário | Total        | Loja                                                                 |
|----------------------------------------------|------------|----------------|--------------|----------------------------------------------------------------------|
| Rolamento<br>(6201 ZZ)                       | 16         | R\$ 9,08       | R\$ 145,28   | <a href="http://www.lojacomoir.com.br">www.lojacomoir.com.br</a>     |
| Rolamento<br>(608 ZZ)                        | 8          | R\$ 6,50       | R\$ 52,00    |                                                                      |
| Tubo de Carbono<br>(10 x 8 x 1000 mm)        | 8          | R\$ 56,80      | R\$ 454,40   | <a href="http://www.hobbycontrol.com.br">www.hobbycontrol.com.br</a> |
| Conector bancada drone<br>(PC-ABS)           | 8          | R\$ 44,98      | R\$ 359,84   | <a href="http://www.imprima3d.com.br">www.imprima3d.com.br</a>       |
| Conector tubo base da<br>bancada<br>(PC-ABS) | 8          | R\$ 153,33     | R\$ 1.226,64 |                                                                      |
| Conector tubo<br>(PC-ABS)                    | 16         | R\$ 73,95      | R\$ 1.183,20 |                                                                      |
| Cruzeta<br>(PC-ABS)                          | 8          | R\$ 76,54      | R\$ 612,32   |                                                                      |
| Base bancada - Alumínio<br>(Q021 -6,97 Kg/m) | 16,73 (kg) | R\$ 5,91       | R\$ 98,87    | <a href="http://www.metalica.com.br">www.metalica.com.br</a>         |
| Base Drone - Alumínio<br>(Q010-0,980 Kg/m)   | 0,79 (kg)  | R\$ 5,91       | R\$ 4,67     |                                                                      |
| <b>Total geral (R\$):</b>                    |            |                | <b>R\$</b>   | <b>4.137,22</b>                                                      |

**Obs: Orçamento realizado em 07/2017.**

## ANEXO D

-

### Detalhamento e Medidas da Bancada