

VICTOR CARBONERA DE SOUZA

**DESENVOLVIMENTO DE UM MULTICÓPTERO PARA
INSPEÇÃO DE LINHAS DE TRANSMISSÃO DE
ENERGIA ELÉTRICA**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2020

VICTOR CARBONERA DE SOUZA

**DESENVOLVIMENTO DE UM MULTICÓPTERO PARA
INSPEÇÃO DE LINHAS DE TRANSMISSÃO DE ENERGIA
ELÉTRICA**

Projeto de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade
de Engenharia Mecânica – FEMEC-UFU, como parte dos
requisitos para obtenção do título de Bacharel em Engenharia
Aeronáutica. *VERSÃO REVISADA*

Orientador: Prof. Felipe Machini Malaquias Marques

Uberlândia - MG

2020

VICTOR CARBONERA DE SOUZA

**DEVELOPMENT OF A MULTICOPTER FOR POWER
LINE INSPECTION**

Course Completion Project submitted to the Department
of Mechanical Engineering – FEMEC-UFU, in partial
fulfillment of the requirements for the bachelor
degree in Aeronautical Engineering. *FINAL VERSION*

Advisor: Prof. Felipe Machini Malaquias Marques

Uberlândia - MG

2020

À minha família.

AGRADECIMENTOS

Eu agradeço à Deus por ter sido fundamental durante toda a minha vida, auxiliando em minhas decisões e pela coragem que me proporciona para enfrentar os desafios. Agradeço ao meus pais, Maria Luisa Lorençon Carbonera de Souza e Adilson Paulino de Souza, e a minha querida irmã, Giovanna Carbonera de Souza Fonseca, pelo imensurável amor e apoio que me deram durante toda minha trajetória e que com certeza foram fundamentais para que fosse possível eu chegar até aqui. Agradeço também aos docentes que tive a oportunidade de conhecer, em especial o meu orientador Prof. Felipe Machini pelo seu conhecimento, paciência e pela disposição em sempre me ajudar. Agradeço aos meus amigos, colegas e a Universidade Federal de Uberlândia, pelos momentos vividos, conhecimento e experiência adquirida. Levarei para sempre comigo.

*“A educação é a arma mais poderosa
que você pode usar para mudar o mundo”
(Nelson Mandela)*

RESUMO

SOUZA, V. C. Desenvolvimento de um Multicóptero para Inspeção de Linhas de Transmissão de Energia Elétrica. 2020. 99 p. Projeto de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia – MG, 2020.

Neste trabalho é abordado o projeto de um veículo aéreo não tripulado (VANT) do tipo multicóptero aplicado para um caso de inspeção em linhas de transmissão de energia elétrica. Apresenta-se os VANTs já desenvolvidos no Brasil e no mundo, com suas principais características, definições e componentes necessários para viabilidade do projeto aeronáutico. As decisões de projeto foram obtidas através de um banco de dados desenvolvido além de uma análise técnica e econômica. Assim, tem-se um projeto economicamente viável, com desempenho semelhante ou melhor que os concorrentes de mesma categoria, capaz de cumprir com a missão proposta e que possui boa segurança operacional.

Palavras-chave: Multicóptero, VANT, Banco de Dados, Inspeção Aérea, Segurança Operacional.

ABSTRACT

SOUZA, V. C. **Development of a Multicopter for Power Line Inspection**. 2020. 99 p. Projeto de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia – MG, 2020.

This work is approached the design of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) of a multirotor type for power line inspection. The UAVs already developed in Brazil and around the world are presented with their main aspects, definitions, and necessary equipment for the feasibility of aeronautical design. The design decisions were obtained through a developed database in addition to technical and economic analysis. Thus, an economically viable project is achieved along with similar or better performance than competitors of the same category and being able to execute a mission with good operational safety.

Keywords: Multirotor, UAV, Database, Aerial Inspection, Operational Safety.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Atitudes da aeronave pela variação da rotação dos motores	23
Figura 2 – Idealização de um veículo aéreo por Leonardo da Vinci	34
Figura 3 – Primeiro quadricóptero a levantar voo	34
Figura 4 – Primeiro registro de uma aeronave contendo múltiplos motores	34
Figura 5 – Quadricóptero militar VZ-7AP	35
Figura 6 – Aeronave no museu de aviação militar em Fort Rucker	36
Figura 7 – Aeronave militar QH-50 DASH	36
Figura 8 – Aeronave restaurada pertencente ao museu dos Estados Unidos	37
Figura 9 – VANTs militares desenvolvidos	37
Figura 10 – Tipos de multicópteros	41
Figura 11 – Multicópteros na configuração <i>pull</i> (a) e <i>push</i> (b), da esquerda para a direita.	42
Figura 12 – Multicóptero coaxial	43
Figura 13 – Parâmetros do multicóptero	44
Figura 14 – Dinâmica de voo dos quadricópteros	45
Figura 15 – Estrutura de um quadricóptero	47
Figura 16 – Tecido de fibra de carbono	48
Figura 17 – Exemplo de fibra de vidro	49
Figura 18 – Exemplo de alumínio utilizado	50
Figura 19 – Exemplo de material para impressão 3D	51
Figura 20 – Motores <i>inrunner</i> e <i>outrunner</i>	51
Figura 21 – Atuação de hélices com passos diferentes	53
Figura 22 – Hélices de acordo com número de pás	53
Figura 23 – Placa de distribuição de energia	54
Figura 24 – Conectores EC5 (esquerda) e XT60 (direita)	55
Figura 25 – Principais controladores de voo	55
Figura 26 – Torres de transmissão	58
Figura 27 – Curva de tendência em relação ao KV	61
Figura 28 – Curva de tendência em relação a bateria	62
Figura 29 – Curva de tendência em relação ao tamanho diagonal	63
Figura 30 – Estrutura desenvolvida na impressora 3D	66
Figura 31 – Motor selecionado SunnySky X2212	66
Figura 32 – Informações técnicas do motor	67
Figura 33 – Hélice Gemfan 1045	68

Figura 34 – Exemplo de bateria de um quadricóptero	69
Figura 35 – Bateria selecionada para o projeto	71
Figura 36 – Controlador de velocidade selecionado	72
Figura 37 – GPS selecionado para o projeto	74
Figura 38 – Controlador de voo selecionado para o projeto	75
Figura 39 – Módulo de telemetria selecionado	77
Figura 40 – Rádio selecionado para o projeto	79
Figura 41 – Câmera selecionada para a aeronave	80
Figura 42 – Eixos de coordenada da aeronave	81
Figura 43 – Movimento executados pela aeronave	82
Figura 44 – Tipos de torres e seu respectivo coeficiente de compensação	86
Figura 45 – Trajeto contendo a área de limite operacional	86
Figura 46 – Análise de resultados da aeronave com a curva de tendência relativa ao MTOW	90
Figura 47 – Regulamentação nacional para aeronave remotamente controladas	94

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Valores de multas arrecadas pela ANEEL	29
Tabela 2 – Configurações desenvolvidas de VANTs	39
Tabela 3 – Características de voo comparados aos modelos de VANTs	41
Tabela 4 – Classificação de multicópteros de acordo com o número de motores	43
Tabela 5 – Propriedades da fibra de vidro	49
Tabela 6 – Propriedades do compósito ABS	50
Tabela 7 – Características principais do projeto	58
Tabela 8 – Requisitos técnicos do projeto	59
Tabela 9 – Aeronaves do banco de dados	60
Tabela 10 – Relação entre as variáveis de projeto	64
Tabela 11 – Especificações técnicas da aeronave	64
Tabela 12 – Análise dos materiais	65
Tabela 13 – Comparativos dos diferentes tipos de fabricação	65
Tabela 14 – Propriedades da estrutura	66
Tabela 15 – Especificações técnicas da hélice	68
Tabela 16 – Especificações técnicas da bateria selecionada	71
Tabela 17 – Especificações técnicas do controlador de velocidade	72
Tabela 18 – Erros associados do GPS	74
Tabela 19 – Especificações técnicas do GPS selecionado	75
Tabela 20 – Especificações técnicas do controlador de voo	76
Tabela 21 – Especificações técnicas do módulo selecionado	78
Tabela 22 – Especificações técnicas do rádio	79
Tabela 23 – Especificações técnicas do receptor X6B	79
Tabela 24 – Especificações técnicas da câmera selecionada	80
Tabela 25 – Peso dos componentes selecionados	83
Tabela 26 – Especificações técnicas da aeronave	84
Tabela 27 – Parâmetros necessários para calcular a área limite	85
Tabela 28 – Valores obtidos	87
Tabela 29 – Custos diretos importados	87
Tabela 30 – Custos diretos disponíveis no Brasil	88
Tabela 31 – Custo direto total	88
Tabela 32 – Custos indiretos para o protótipo	88
Tabela 33 – Custo total da aeronave	89

Tabela 34 – Custo total da aeronave 89

Tabela 35 – Resultado obtido pela curva de tendência 90

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	21
2	OBJETIVOS	25
3	MOTIVAÇÃO E JUSTIFICATIVA DO PROJETO	27
4	TRABALHOS CORRELATOS E ESTADO DA ARTE	31
5	MULTICÓPTEROS	33
5.1	Histórico de Aeronaves de Asas Rotativas	33
5.2	Definição de VANT	36
5.3	Configurações de VANTs	39
5.3.1	<i>Pela disposição dos motores</i>	42
5.3.2	<i>Pelo número de motores</i>	42
5.4	Teoria de Voo	44
6	COMPONENTES DE UM QUADRICÓPTERO	47
6.1	Estrutura da Aeronave	47
6.2	Motores de Multicópteros	51
6.3	Hélices de Multicópteros	52
6.4	Baterias e distribuição de energia	54
6.5	Atuação dos Controladores	55
7	PROJETO DO MULTICÓPTERO	57
7.1	Requisitos do Projeto	57
7.2	Banco de Dados	59
7.3	Curva de Tendência	60
7.4	Seleção dos Componentes	65
7.5	Fases de Voo	80
8	RESULTADOS OBTIDOS	83
8.1	Especificações Técnica da Aeronave Projetada	83
8.2	Análise da Área Limite	84
8.3	Análise dos Custos	87
8.4	Comparativo	89

9	CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS	91
ANEXO A	REGULAMENTAÇÃO DE VANT NO BRASIL	93
A.1	Regulamentação de VANT no Brasil	93
REFERÊNCIAS		95

INTRODUÇÃO

Dentre várias aeronaves existem aquelas que não há a necessidade de ter um ser humano embarcado. Estas aeronaves são chamadas de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT), em inglês *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Tais aeronaves não tripuladas, tanto os multicópteros (aeronaves que possuem múltiplos motores) quanto as aeronaves de asa fixa tiveram um crescimento notável nesta última década (AUSTIN, 2011). Em geral, veículos não tripulados estão recebendo novas tecnologias e sendo desenvolvidos para cumprirem operações no ar, terra e na água, sendo financiados por instituições governamentais e iniciativas privadas (NICE, 2004). Dessa forma, a utilização dessas aeronaves está em plena expansão em todo o mundo e deve se tornar uma parte importante da indústria da aviação nas próximas décadas (BOUSBAINE, 2012).

Dentre suas aplicações tais aeronaves são utilizadas por uma gama de aplicações, como: vigilância remota, exploração e investigação de desastres (como terremotos, tempestades, incêndios e alagamentos), monitoramento de vazamento de materiais perigosos, inspeções em redes de transmissão de energia elétrica (KUMAR, 2014), monitoramento agrícola (LOW, 2012), busca e salvamento, monitoramento de construções (RAFFO; ORTEGA; RUBIO, 2010), entretenimento e aplicações militares de vigilância (SANCA, 2013).

Atualmente várias aplicações industriais necessitam que robôs auxiliem e substituam seres humanos em determinadas operações que colocam em risco a vida humana, isso serve para o setor automotivo, médico e aeroespacial (BOUSBAINE, 2012). Em muitos países os VANTs já são bem difundidos e possuem um papel importante. Através dessa demanda por serviços não tripulados que os VANTs ganharam espaço e estão sendo aplicados para diversas operações. Desde o surgimento dos VANTs, novos métodos e tecnologias são desenvolvidos e implementados propiciando a expansão destes para diversas áreas (NEWCOME, 2004).

Esta modalidade de aeronaves é excelente porque possuem vantagens que lhes permitem realizar uma variedade de tarefas com alta eficiência e baixo custo (AUSTIN, 2010). Embora

o uso de VANTs ultimamente esteja se tornando mais comum, observa-se que os esforços realizados para melhorar a utilização dessas tecnologias ainda estão aquém quando comparado ao seu potencial (BEFUS, 2014). Devido ao seu potencial de crescimento e também pelas operações existentes com esta modalidade de aeronave, os órgãos reguladores do mundo todo estão desenvolvendo regras para certificar suas operações e prover alta segurança para as pessoas envolvidas.

Devido ao avanço tecnológico na microeletrônica, baterias, atuadores e a redução em escala de circuitos eletrônicos, o número de pesquisas abordando novas soluções e aplicações para VANTs, tanto para utilização civil quanto militar, aumentaram substancialmente na última década (OLIVEIRA, 2011). E mesmo com este progresso, desenvolver e construir um veículo não tripulado ainda é um desafio (MARTÍNEZ, 2007).

Dentre as aeronaves, há aquelas que possuem a capacidade de realizar decolagem e pouso vertical, comumente são chamadas de VTOL, do inglês *Vertical Take-Off and Landing* (MARTÍNEZ, 2007). Como exemplificação pode ser citado os helicópteros e os multicópteros convencionais. Por essa característica de voo, beneficiam-se de boa mobilidade, operação simplificada e alta capacidade de carga (MUSTAPA *et al.*, 2014). Aeronaves do tipo VTOL em versões de escala reduzida demonstram ser eficientes para operações civis que requer: vigilância, inspeções para manutenção, filmagens aéreas e mapeamento de áreas remotas (KUMAR, 2014).

Tratando de aeronaves do tipo VTOL, especificamente os multicópteros, estes proporcionaram simplicidade quando comparados aos helicópteros convencionais, pois apresentam menor complexidade mecânica, elétrica e de controle. Segundo Sanca (2013) o conceito principal de helicópteros convencionais é manter a velocidade de rotação constante e alterar o passo da hélice conforme a necessidade. Este processo de controle e estabilidade requer uma estrutura mecânica precisa, vários sensores e técnicas de controle avançado. Por outro lado, as atitudes desejadas por multicópteros são obtidas simplesmente variando a velocidade de rotação dos motores, pois estes possuem hélices de passo fixo. Os multicópteros podem ser encontrados com quatro configurações, principalmente, são: tricópteros, quadricópteros, hexacópteros e octacópteros, possuindo três, quatro, seis e oito conjuntos de motores embarcados respectivamente.

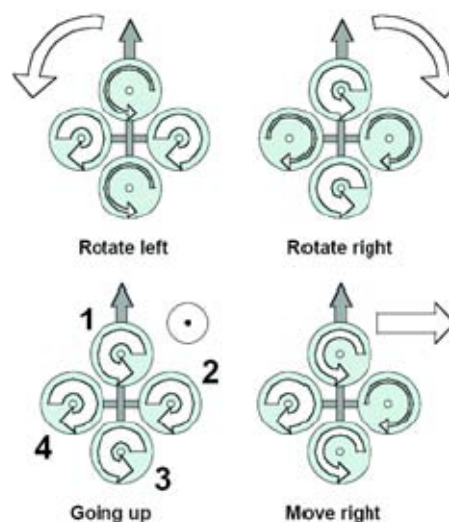
O projeto de uma aeronave pode ser dividido em três fases: projeto conceitual, preliminar e detalhado. Na primeira fase há a definição de requisitos básicos como, configuração, tamanho, peso e desempenho da aeronave como um todo (RAYMER, 1992). O projeto conceitual é um processo fluido e retroalimentado, ou seja, após ter uma estimativa dos parâmetros de projeto, estes mesmos parâmetros são calculados novamente conforme novas soluções são definidas.

Projeto de VANTs ainda não possui uma metodologia de projeto definida, devido ao seu recente desenvolvimento. Assim, o presente trabalho visa desenvolver uma metodologia para realizar o projeto conceitual por tendência histórica de maneira similar como ocorre em projetos aeronáuticos convencionais, conforme Raymer (1992).

Apresenta-se o mercado de multicóptero atual juntamente com uma base de dados atualizada. E assim, é proposto um projeto de aeronave seguro e econômico para realizar a inspeção aérea. Este projeto poderá ser capaz de fazer monitoramento e detectar falhas em locais específicos para confirmar e analisar diagnósticos pré-estabelecidos. Pela óptica de pouca metodologia de projeto desenvolvida, alta demanda de VANTs, ampla utilização, baixo custo de aquisição e um desafio técnico é que o presente trabalho busca desenvolver este projeto.

Dentre os multicópteros, os quadricópteros são os mais utilizados e possuem uma ampla variedade de componentes e acessórios específicos para este tipo de aeronave. Segundo Sanca (2013) esta aeronave possui as características: um sistema contendo multivariáveis de projeto, subatuado e altamente acoplado. Já pela óptica de Raffo, Ortega e Rubio (2010) um quadricóptero possui forças dinâmicas não modeladas, incertezas paramétricas e ter um comportamento variável ao longo o tempo. Como citado anteriormente, este possui quatro motores dispostos simetricamente em torno de seu centro (MARTÍNEZ, 2007). Todos os motores são admitidos como idênticos em termos de força e geração de empuxo. Os movimentos de rolagem, guinada, arfagem e deslocamento em um plano específico são obtidos exclusivamente através da variação da velocidade de rotação de seus motores (MUSTAPA *et al.*, 2014). Os dois motores giram no sentido horários e os outros dois motores giram no sentido anti-horário, alternadamente, para equilibrar o momento angular criado por cada motor (KUMAR, 2014), como apresentado na Figura 1.

Figura 1 – Atitudes da aeronave pela variação da rotação dos motores



Fonte: Bouabdallah (2007).

Neste trabalho, a primeira fase consiste em uma abordagem generalista de aeronaves VANTs, contendo uma fundamentação teórica dos multicópteros com definições e classificações e por fim a sua teoria de voo. Posteriormente, o estudo será nos sistemas e componentes principais para que seja possível compreender seu funcionamento. A segunda fase consiste em definir uma

missão específica coerente, desenvolvendo uma metodologia através de curvas de tendência.

Foi elaborado um banco de dados para auxiliar na metodologia e também nas tomadas de decisão do projeto, possibilitando a seleção de componentes. Feito isso, uma análise de resultados será apresentada contendo especificações técnicas e análise comparativa do projeto com aeronaves de mesma categoria.

O trabalho está dividido da seguinte forma. No Capítulo 4 é apresentado o estado da arte de VANTs e trabalhos correlatos. No Capítulo 5, é abordado a fundamentação teórica dos multicópteros, contendo definições e classificações. No Capítulo 6 é abordado os componentes e sistemas principais de multicópteros. No capítulo 7 informações específicas do projeto a ser desenvolvido é apresentado. No Capítulo 8 é apresentado a aeronave proposta e análises de mercado realizadas. No Capítulo 9 tem-se a conclusão do trabalho e apresentação de trabalhos futuros.

OBJETIVOS

Neste trabalho, a primeira fase consiste em uma abordagem generalista de aeronaves VANTs, contendo uma fundamentação teórica dos multicópteros com definições e classificações e por fim a sua teoria de voo. Posteriormente, o estudo será nos sistemas e componentes principais para que seja possível compreender seu funcionamento. A segunda fase consiste em definir uma aplicação específica coerente, tendo o respaldo de um banco de dados desenvolvido para auxiliar em tomadas de decisão do projeto e possibilitando a seleção de componentes. Feito isso, uma análise de resultados será apresentada contendo especificações técnicas e análise comparativa do projeto com aeronaves de mesma categoria.

O objetivo principal é desenvolver uma metodologia para projetar aeronaves multicópteros na fase conceitual e projetar uma aeronave com seus respectivos componentes. Vale ressaltar que é aplicado um caso específico para esta aeronave ser capaz de realizar inspeções em linhas de transmissão de rede elétrica e aplicações semelhantes. Sendo assim o presente trabalho possui os seguintes objetivos específicos:

- Desenvolver uma metodologia de projeto para multicóptero através de curvas de tendência.
- Determinar uma configuração de aeronave que seja adequada para missão definida e que seja economicamente atrativa.
- Determinar as características de projeto do multicóptero.
- Analisar a teoria de voo de aeronaves multicóptero, auxiliando nas decisões de projeto.
- Analisar o mercado de VANTs de mesma categoria, desenvolver uma base de dados técnicos destas aeronaves e desenvolver funções de tendência para auxiliar em tomadas de decisão de projeto.
- Selecionar materiais com propriedades mecânicas adequadas, que permitem suportar esforços estruturais e aumentar a relação potência-peso (W/P).

- Selecionar o sistema de propulsão (motores, baterias e hélices) que proporcione sustentação, controle e autonomia suficiente para a operação desejada.
- Desenvolver um limite operacional para aeronave, viabilizando sua operação e garantindo segurança em suas manobras.
- Realizar um comparativo econômico do projeto desenvolvido com aeronaves de mesma categoria.

MOTIVAÇÃO E JUSTIFICATIVA DO PROJETO

Pela história é notório que a capacidade de voar é algo que sempre desafiou o ser humano, sendo abordado em mitos, contos e em documentos antigos. Os VANTs em específico instiga a curiosidade de pesquisadores e amantes da aviação desde o século XIX e neste momento vive-se o ápice do desenvolvimento tecnológico da indústria aeronáutica (AUSTIN, 2011). Além do aspecto desafiador e econômico, o desenvolvimento de tais aeronaves possuem adversidades interessantes, entre elas, o limite da carga paga, dinâmicas rápidas e estáveis, autonomia de voo e integração dos sistemas de controle. Vale ressaltar também que estas aeronaves não tripuladas estão previstas para crescer ainda mais na próxima década e por consequência a demanda por especialistas nessa área e também por novas soluções também crescerá (MORAR; NASCU, 2012).

O presente trabalho, como parte de um trabalho acadêmico, visa não apenas a inovação tecnológica, mas também estabelecer competência nacional no desenvolvimento deste equipamento e reduzir a dependência externa numa área importante para a indústria de monitoramento aéreo.

A motivação deste trabalho inclui o desafio de desenvolver uma metodologia de projeto, projetar uma aeronave que cumpra com os requisitos da missão e ter uma aeronave de baixo custo com desempenho melhor ou similar quando comparada com aeronaves semelhantes. Teve-se como referência o trabalho de Bouabdallah (2007) e Domingues (2009) para organização e metodologias no desenvolvimento.

Em geral, projetos como este, possuem uma tecnologia recente e que ainda se encontra em desenvolvimento. Apesar disso, já é possível encontrar várias empresas especializadas em VANTs ao redor do mundo. Como exemplo, tem-se a empresa americana *General Atomics Aeronautical Systems* que fabrica e comercializa diferentes tipos de aeronaves não tripuladas.

A empresa chinesa, DJI (*Dà-Jiang Inovation*, em inglês *Great Frontier Inovation*) é líder no mercado mundial em VANTs comerciais para fotografia e filmagens aéreas, possuindo um valor de aproximadamente 2,8 bilhões de dólares.

No âmbito nacional, tem-se a empresa 4VANTS que utiliza drones para: inspeção das redes de transmissão de eletricidade e dutos transportadores de óleo e gás. A 4VANTS contribuiu com este trabalho transmitindo informações atuais do mercado e características de aeronaves utilizadas. Referente aos projetos e pesquisas acadêmicas nesta área, há muitos, porém o pioneiro nesta área de pesquisa foi o projeto “Desenvolvimento e Teste de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) Utilizado para Inspeção de Linhas de Transmissão de Energia Elétrica” realizado pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) em 2005.

Um outro ponto de vista interessante é que os países em geral, especialmente os em desenvolvimento, buscam o fornecimento de energia regular e autossustentável, sendo um aspecto fundamental para crescimento de uma nação. Além disso, para um país com extensão continental como o Brasil é uma necessidade e objetivo atender a demanda energética com eficiência e qualidade, buscando ter uma rede de transmissão de energia elétrica altamente confiável. Assim, este projeto propõe uma solução para a inspeção nas linhas de transmissão por uma aeronave não tripulada que seja uma alternativa melhor do que os métodos convencionais utilizados, em termos de tempo, segurança e custo.

Atualmente altos valores são investidos para realizar manutenção em linhas de transmissão. E a inspeção preventiva das torres é altamente dispendiosa, demorada e perigosa. Vale ressaltar que o profissional responsável por realizar a inspeção *in loco* comumente é avaliado com uma das profissões mais arriscadas baseada nas fatalidades anuais (MAULDIN, 2015). Por conta disso, o uso de VANTs já é uma realidade neste mercado e tende a aumentar sua adoção nos próximos anos.

Os VANTs podem voar de maneira mais segura e mais perto das torres, proporcionando uma imagem mais clara do possível dano. Além disso, os ângulos captados pelos VANTs não são captados através dos helicópteros convencionais. VANTs possuem um grande potencial para reduzir custos e risco ao mesmo tempo em que aumentam a precisão das informações. Geralmente isso ocorre sempre que há um investimento financeiro para desenvolver novas tecnologias que possuem capacidade de melhorar a qualidade do serviço realizado e reduzir custo.

As falhas em sistemas elétricos ou linhas de transmissão de energia trazem prejuízos não apenas para a população, que é afetada com a falta de energia, mas também para a concessionária responsável. A Agência Nacional de Energia Elétrica (ANEEL) multa as companhias responsáveis pela distribuição de energia em valores que chegam na casa dos milhões devido a falhas de manutenção, recomposição de energia, falhas nos procedimentos estabelecidos e entre outros. Na Tabela 1 são apresentadas algumas informações dos valores arrecadados que foram publicamente informados pela ANEEL.

Tabela 1 – Valores de multas arrecadas pela ANEEL

Empresa	Infração	Valor da multa
Celg Distribuição S.A.	Desligamento ocorridos na Linha de Transmissão Emborcação - Catalão 138 kV	R\$1.094.695,98
Light	Descumprimento das metas dos indicadores de qualidade DEC (Duração Equivalente de Interrupção por Unidade Consumidora) e FEC (Frequência Equivalente de Interrupção por Unidade Consumidora)	R\$3,9 milhões
CERON	Descumprimento de indicadores de qualidade DEC/FEC	R\$1.732.402,27

Fonte: ANEEL (2020).

Levando em consideração todos os fatores citados, o projeto do multicóptero será desenvolvido contendo uma câmera embarcada para realizar o monitoramento total ou parcial, tendo um baixo custo de aquisição e sendo capaz de identificar avarias nas linhas. Sendo assim, uma aeronave que seja capaz de realizar esta missão representa um projeto atrativo para investigações científicas e instituições privadas.

TRABALHOS CORRELATOS E ESTADO DA ARTE

Neste capítulo foi analisado os projetos de VANTs com a finalidade de compreender o tema em questão, entender os desafios e verificar diferentes metodologias aplicadas. Além disso, verificou-se os resultados de multicópteros projetados para realizar inspeções aéreas, como inspeções em linhas de transmissão de energia elétrica.

Trabalhos na área de Veículos Aéreos Não Tripulados foram desenvolvidos na Universidade Federal de Uberlândia. Estes atuam majoritariamente na área de controle e simulação. Destaque para a pesquisa do Marques (2018) onde foi feita a simulação e controle de um multirotor acoplado com tilt-rotor, tendo sucesso no controle da aeronave. Já no trabalho do Costa (2016) foi desenvolvido um braço de um multirotor e realizado a construção da estrutura de um quadricóptero. Os materiais utilizados foram um polímero ABS feito em impressora 3D e placas de circuito impresso. Assim a estrutura da aeronave consegue ter um baixo custo de aquisição, baixo peso e suportar os esforços que serão submetidos.

Ainda no âmbito nacional, o trabalho desenvolvido no ITA do Rangel, Kienitz e Brandao (2011) foi descrito a construção e teste de duas aeronaves pequenas, uma de asa fixa e a outra um tricóptero. Ambas as aeronaves são rádio controladas e realizam as manobras de voo através de um sistema de GPS embarcado. A aplicação é especificamente para inspeção próximas as linhas de transmissão de energia, obtendo imagens de locais específicos.

No trabalho de Domingues (2009) foi apresentado o modelo e o controle de um quadricóptero. O controle foi feito de duas formas: por rádio frequência e também de forma autônoma. Além disso, foi apresentado a metodologia para a seleção e construção da aeronave, levando em consideração aspectos de projeto e análise econômica. Vale ressaltar que neste projeto o sistema de controle foi desenvolvido, simulado e implementado.

O trabalho desenvolvido por Luque-Vega, Castilho-Toledo e Loukianov (2014) descreve

um quadricóptero capaz de realizar voos autônomos, utilizando GPS para navegação. Uma câmera comum e uma câmera infra-vermelha são acopladas na aeronave capturando imagens da estrutura e enviando para estação de solo. A aeronave é capaz de realizar voo em três diferentes modos: totalmente manual, manualmente a posição com altitude autônoma e totalmente autônoma.

No projeto de Sharma *et al.* (2015) foi proposto uma forma de detectar pontos de inspeção em linhas de transmissão de energia elétrica. Foi feita uma segmentação do local a ser inspecionado, tendo bons resultados conforme a metodologia empregada.

Na Universidade *North China Electric Power University* houve o desenvolvimento do projeto por Liu *et al.* (2015) no qual foi desenvolvido uma metodologia na abordagem de segurança operacional específica para inspeções em linhas de transmissão da rede elétrica. Como essas aeronaves são suscetíveis a forças dinâmicas não modeladas, como rajadas de ventos, há a possibilidade de a aeronave colidir com as torres e linhas de transmissão. Por isso, esta abordagem que define uma segurança operacional é importante ser analisada desde a concepção do projeto. Após a definição de certos parâmetros pela adoção de hipóteses, pode-se definir o limite de segurança permitido. Determinando assim a zona de exclusão de voo, do inglês *no-fly zone*. A abordagem de segurança provou ser eficiente para todos os casos analisados.

O trabalho de Wang (2010), realizado no Instituto de *Shandong Electric Power Research*, foi explorado a usabilidade de VANTs para realizar inspeções em linhas de energia elétrica. Neste trabalho foi desenvolvido um helicóptero autônomo não tripulado, do inglês *Unmanned Autonomous Helicopter* UAH. Tal aeronave possuía uma câmera infra-vermelha (IR) e uma câmera de luz visível conectada a um computador que enviava fotos e vídeos de alta resolução para um painel de inspeção no solo. Foram projetadas duas aeronaves, uma com 20 kg e outra com 7 kg. Foram realizadas simulações e testes reais, comprovando a eficiência destes equipamentos se forem controlados manualmente para a aquisição das informações requeridas. Além disso, foi comprovado os tipos de falhas que são possíveis observar dependendo do tipo de câmera utilizada.

Neste contexto, tem-se a possibilidade de projetar um multicóptero, de acordo com o mercado atual, cumprindo com o requisito de projeto que possibilite a inspeção em linhas de transmissão, de forma manual e dentro das zonas de segurança operacional.

MULTICÓPTEROS

Neste capítulo há uma abordagem generalista de aeronaves com múltiplos motores do tipo VTOL. Foi abordado aspectos históricos, definições e por fim, há uma breve abordagem matemática, discutindo os principais aspectos que proporcione o voo e manobras destas aeronaves.

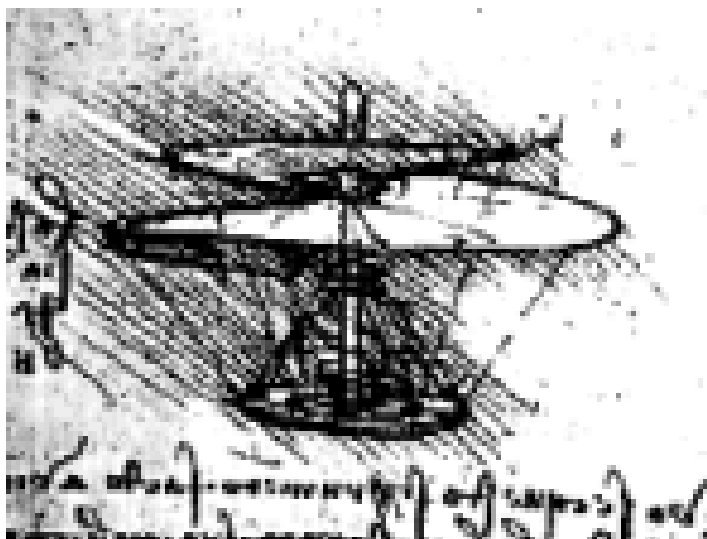
"A ideia de um veículo que pudesse decolar verticalmente e manter o equilíbrio no ar provavelmente nasceu ao mesmo tempo em que o homem sonhava em voar." Ivanovitch Sikorsky

5.1 Histórico de Aeronaves de Asas Rotativas

O visionário Leonardo da Vinci foi um dos primeiros seres humanos a conceber a ideia de um veículo com asas rotativas. Mesmo sendo uma aeronave monomotora, suas ideias e hipóteses estavam muito a frente de seu tempo. O esboço do dispositivo chamado de parafuso aéreo, em inglês *air gyroscope*, conforme Figura 2, é datado de 1483, mas foi publicado somente três séculos depois. A aeronave apresenta uma superfície helicoidal e deveria ter alta velocidade para obter sustentação suficiente para decolar (LEISHMAN, 2000).

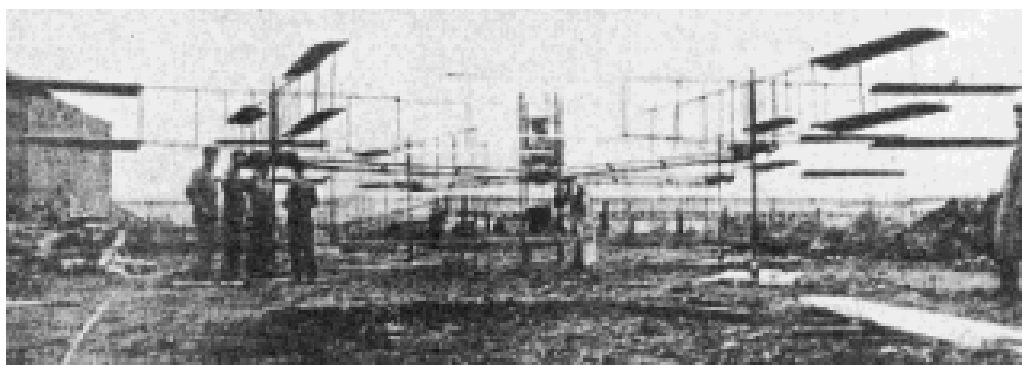
Para aeronaves com múltiplos motores, tem-se que no ano de 1904 o pesquisador francês Charles Richet, construiu uma pequena aeronave não tripulada do tipo multicóptero, porém a aeronave não teve sucesso. Seu aluno e famoso, Louis Breguet, continuou atuando com aeronaves de asas rotativas e desenvolvendo experimentos nessa área. No ano de 1907 foi construído por Louis o primeiro quadricóptero, conforme apresentado na Figura 3. Este era composto por tubos de aço e dispostos em formato de cruz. A aeronave possuía um motor de 40 hp, do inglês *horse-power*, e oito hélice bi-pás, correspondendo ao total de 32 superfícies de sustentação. A aeronave alcançou baixa altitude e permaneceu no ar durante um curto período de tempo devido suas complicações de estabilidade e controle.

Figura 2 – Idealização de um veículo aéreo por Leonardo da Vinci



Fonte: Leishman (2000).

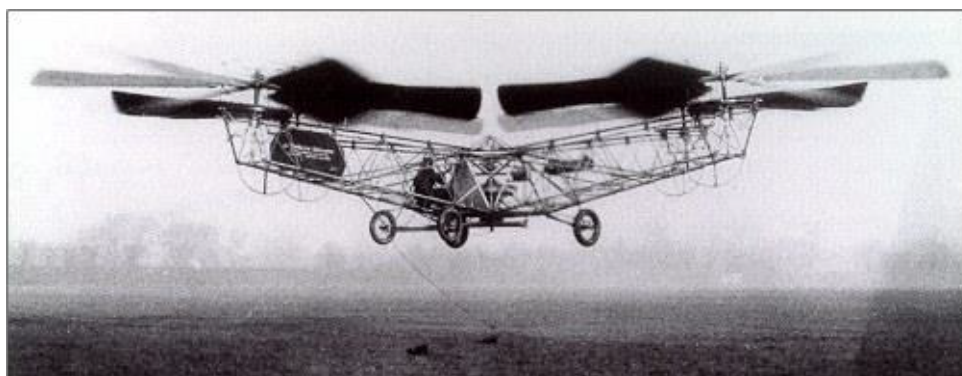
Figura 3 – Primeiro quadricóptero a levantar voo



Fonte: Leishman (2000).

Há registros que no ano de 1922, ocorreu a produção de aeronaves do tipo multicóptero. No ano mencionado, o engenheiro russo Dr. George E. Bothezat desenvolveu uma aeronave com quatro motores em uma estrutura em “X”, apresentado na Figura 4.

Figura 4 – Primeiro registro de uma aeronave contendo múltiplos motores

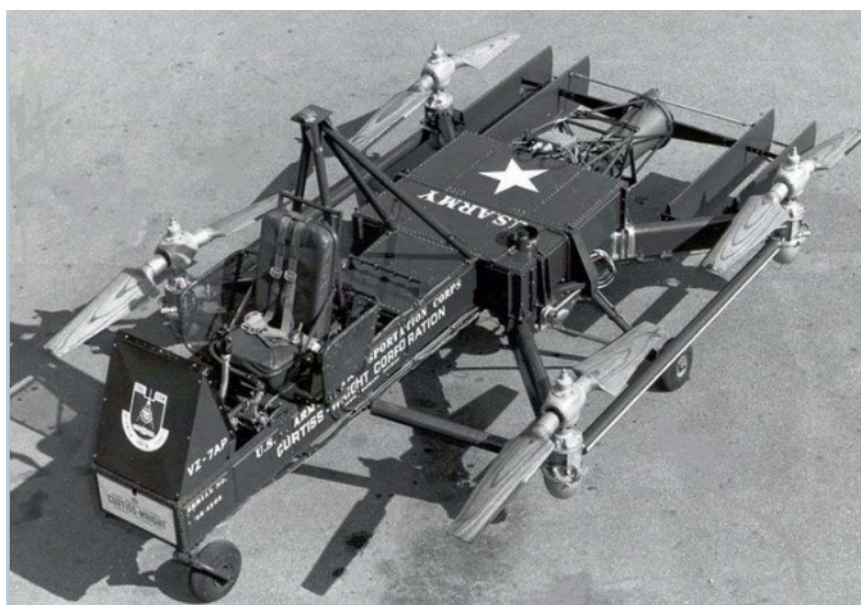


Fonte: Lambermont e Pirie (1970).

Este veículo operava em baixa potência e não era responsivo, ou seja, não tinha desempenho correto para as variações de parâmetros como altitude e velocidade. Além disso, sua mecânica era confusa e o piloto tinha bastante dificuldade de manter a aeronave estável em todas as fases de voo. Este modelo realizou cerca de 100 voos até o final do ano de 1923 e atingiu a altitude máxima de 5 metros em relação ao solo (LAMBERMONT; PIRIE, 1970).

Novas tentativas e soluções aconteceram a fim de desenvolver uma aeronave com múltiplos motores. E assim, no terceiro trimestre de 1958, foram entregues dois protótipos da aeronave Curtiss-Wright VZ-7, conhecida também por VZ-7AP, apresentada nas Figura 5 e Figura 6. Esta aeronave foi desenvolvida pela empresa Curtiss-Wright e foi projetada para atender as Forças Armadas dos Estados Unidos. O quadricóptero era controlado com certa facilidade, tendo uma mecânica simplificada e a potência entregues aos motores era alterada conforme necessidade para manter a aeronave estável e realizar manobras. Por outro lado, o desempenho não atendeu aos requisitos militares e o projeto foi encerrado no ano de 1960 (MAHAJAN, 2020).

Figura 5 – Quadricóptero militar VZ-7AP



Fonte: Mahajan (2020).

Analisando o histórico de aeronaves com capacidade VTOL e não tripuladas, tem-se o desenvolvimento do primeiro helicóptero autônomo não tripulado, UAH, após o fim da Segunda Guerra Mundial, em meados de 1950. Apresentada na Figura 7 e Figura 8. Esta aeronave denominada de QH-50 DASH (*Drone Anti-Submarine Helicopter*) foi fabricada pela empresa Gyrodyne, obtendo mais de 300 modelos em operação. Tal aeronave era capaz de proteger de forma rápida a fronteira dos Estados Unidos contra os ataques soviéticos utilizando torpedos que ocorriam com certa frequência (EVANS, 2011).

Figura 6 – Aeronave no museu de aviação militar em Fort Rucker



Fonte: Mahajan (2020).

Figura 7 – Aeronave militar QH-50 DASH



Fonte: Evans (2011).

5.2 Definição de VANT

Um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) é uma aeronave controlada de forma manual ou autônoma sem a utilização de pessoas embarcadas. Geralmente a aeronave está em constante comunicação com a base de operação em solo. As aplicações desse tipo de veículo estão sendo responsáveis por tarefas cada vez mais complexas e precisas, indicando que seriam de alto risco caso houvessem pessoas a bordo.

Os VANTs foram criados inicialmente para finalidade militar, assim como mostrado anteriormente. Devido suas características este tipo de aeronave está sendo utilizado em combates

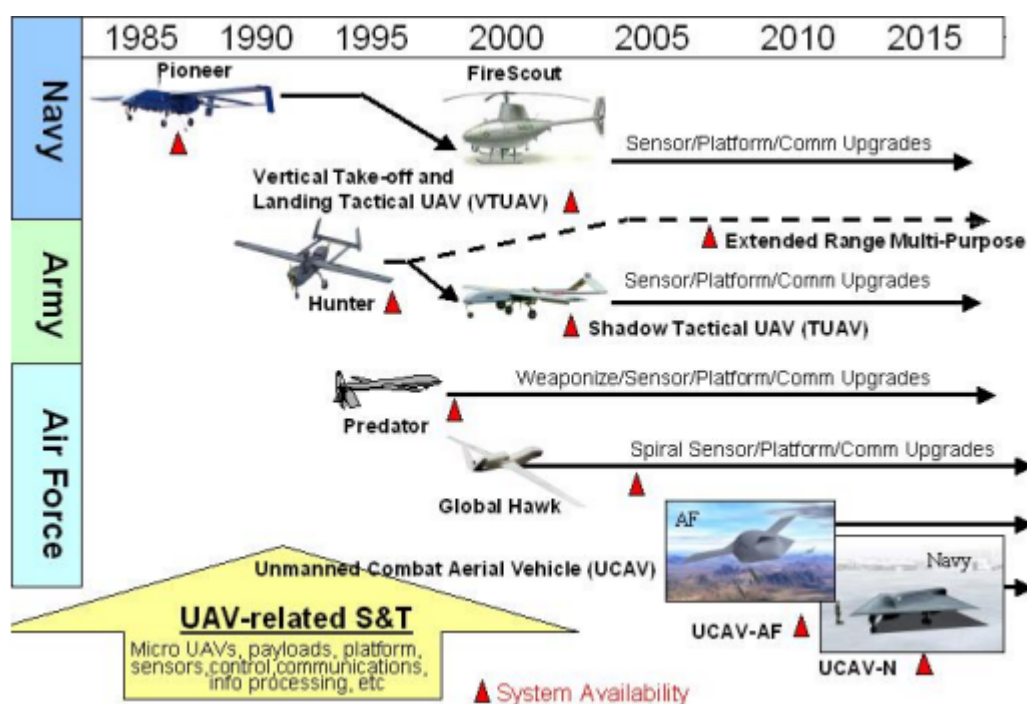
Figura 8 – Aeronave restaurada pertencente ao museu dos Estados Unidos



Fonte: Evans (2011).

aéreos, tendo vantagens perante aeronaves militares tradicionais. Operações recentes dos VANTs: MQ-9 Reaper, Predator, Hunter, Shadow e Global Hawk tem demonstrado sua significativa capacidade de combate (CAMACHO, 2004). Na Figura 9 é apresentado as operações de VANTs militares dos Estados Unidos de forma cronológica.

Figura 9 – VANTs militares desenvolvidos



Fonte: Camacho (2004).

Aeronaves com motores rotativos podem ser denominadas de *Rotorcraft* e como o próprio

nome já diz, são aquelas que possuem rotores para gerar sustentação. Drones que utilizam sistema rotativos, na maioria das vezes, estão equipados com múltiplos rotores pequenos.

Drones podem operar em baixa velocidade e são capazes de ficar em equilíbrio no ar (pairados), em inglês *hover*. Isto é, manter uma altitude fixa em relação ao solo, equilibrando a força de sustentação com a força peso sem que haja deslocamento horizontal e vertical.

Os *rotorcrafts* são capazes de rotacionar em torno do próprio eixo, ter boa manobrabilidade, operar em espaços limitados e responder rapidamente à manobras. Além disso são capazes de carregar mercadorias, equipamentos, como câmeras e sensores, podendo fotografar e filmar locais desejadas devido sua estabilidade, autonomia e controle.

Em sua maioria os drones com múltiplos motores, os multicópteros, possuem redundância de motores. Ou seja, potência extra disponível, em alguns caso a potência máxima é o dobro da necessária para manter a aeronave em equilíbrio. Esse é um grande diferencial quando comparados aos helicópteros, já que se um motor do multicóptero falhar durante o voo é possível retornar para a base de pouso (*homepoint*) mantendo o controle e pousando em segurança. Atualmente, a forma mais comum dos multicópteros é o quadricóptero, pois para a maioria das operações, esta configuração apresenta a melhor relação custo/benefício em relação as outras modalidades.

A variedade de tamanhos é ampla, podendo ter aeronaves em escala real (similar aos aviões de linhas aéreas) até os de tamanho de miniaturas (possuindo comprimento menor que a palma de uma mão). A propulsão pode variar também de acordo com os requisitos impostos, mas comumente utiliza-se motores elétricos. A seguir é apresentado as vantagens e desvantagens desta modalidade.

As principais vantagens da utilização de multicópteros são:

- **Comunicação e mecânica simplificada:** durante a operação, as manobras são realizadas por um controle remoto, sendo facilmente comunicado com a aeronave, controlando-a. Devido ao sistema propulsivo ser elétrico e com poucas partes acopladas, sua mecânica de voo é simples.
- **Redução de efeitos aerodinâmicos:** um multicóptero possui simplificação mecânica contendo poucas partes móveis e atuando em baixo Reynolds. Assim, sendo menos suscetíveis aos efeitos aerodinâmicos, como por exemplo aeroelasticidade.
- **Simplicidade de manutenção:** em caso de falha ou danificação de algum sistema ou componente, este pode ser facilmente substituído. Ao contrário das aeronaves de asa fixa e helicópteros em que possuem maior quantidade de componentes e estruturas acoplados, dificultando a manutenção e deixando-a mais cara.

No entanto, de acordo com Bouabdallah (2007), existem desvantagens relacionadas, das quais pode ser citado:

- **Baixa autonomia:** pela utilização de baterias que possuem baixa relação energética por peso, isto resulta em uma aeronave com autonomia baixa, limitando a operação.
- **Baixa capacidade de carga paga:** quando comparado com aeronaves de asa fixa, os multicópteros possuem capacidade de carregar pouca carga, sendo um desafio atual contornar essa limitação.

5.3 Configurações de VANTs

Há várias aplicações de VANTs utilizando várias configurações. Na Tabela 2 é apresentado algumas configurações desenvolvidas, juntamente com suas vantagens e desvantagens para cada modalidade de VANT.

Tabela 2 – Configurações desenvolvidas de VANTs

Configuração	Vantagens	Desvantagens
Asa Fixa	Simplicidade mecânica	incapaz de pairar
<i>Single Rotor</i>	Boa controlabilidade, boa manobrabilidade	Complexidade mecânica, motor grande, <i>tail boom</i> longo
Motor axial	Simplicidade mecânica, compacto	Complexidade aerodinâmica
Motor coaxial	Simplicidade mecânica, compacto	Complexidade aerodinâmica
Quadricóptero	Boa manobrabilidade, simplicidade mecânica, boa carga paga	Alto consumo energético, grande tamanho diagonal
Dirigível	Baixo consumo de energia, alta autonomia, autosustentação	tamanho grande, baixa manobrabilidade
Pássaro voador	Boa manobrabilidade, compacto	Complexidade mecânica, complexidade de controle

Fonte: Bouabdallah (2007).

De acordo com Bouabdallah (2007), em geral, tem-se que as aeronaves podem ser divididas em dois grupos: aeronaves mais leves que o ar (LTA), do inglês *Lighter Than Air*, e aeronaves mais pesadas que o ar (HTA), do inglês *Heavier Than Air*. Além disso, pode ser dividido por outra característica, as aeronaves que possuem ou não um sistema propulsivo.

Dentre as configurações apresentadas, os VANTs geralmente são aplicados com as seguintes configurações: avião, helicóptero, pássaro voador, autogiro e dirigível. Sendo definidos da seguinte forma:

- **Avião:** termo mundialmente conhecido, possuindo asas horizontais ao redor da fuselagem. Suas asas proporcionam sustentação quando está em velocidade. Tal efeito ocorre devido à diferença de pressão existente no introdorso e extradorso, gerando uma força oposta à direção da força peso.
- **Helicóptero:** configuração bastante conhecida, com um rotor principal centralizado e outro na cauda para compensar o torque do rotor principal. Sem o rotor de cauda, a aeronave giraria sem parar devido à reação do movimento rotacional das pás.
- **Pássaro voador:** desenvolvido de forma mimética aos pássaros e insetos voadores, esta configuração de aeronave replica o modelo dinâmico das asas dos pássaros para gerarem sustentação. Geralmente se busca reproduzir a dinâmica de voo dos animais: coruja, pombo, beija-flor e águia.
- **Autogiro:** é um tipo de aeronave cuja sustentação é fornecida por asas rotativas, assim como em helicópteros convencionais. Porém diferentemente dos helicópteros, o rotor principal gira em autorrotação (sem atuação de um motor), rotacionando apenas devido ao escoamento de ar quando a aeronave está em deslocamento horizontal promovido pelo motor.
- **Dirigível:** esta modalidade voa por um princípio básicos de diferença de densidade. O hélio que tal veículo possui é menos denso que o ar externo e é por isso que eles aumentam a altitude em relação ao solo, pois é gerado uma força de empuxo. Para suas manobras utiliza-se um motor para cada eixo de movimento.

Como mencionado anteriormente, há vantagens dos veículos na modalidade de multicópteros quando comparados com outras configurações. Dessa forma, podemos realizar uma ponderação de acordo com determinadas características de cada modalidade, conforme Tabela 3. O valor 1 representa a incapacidade total em relação a determinada característica e 5 representa total capacidade.

Tabela 3 – Características de voo comparados aos modelos de VANTs

Capacidade	Avião	Multicóptero	Pássaro voador	Autogiro	Dirigível
Eficiência Energética	2	1	2	2	3
Custo de Controle	2	1	1	2	3
Carga paga	3	2	2	2	1
Manobrabilidade	2	3	3	2	1
Hoover	1	4	2	1	3
Voo em baixa velocidade	1	3	2	2	3
Vulnerabilidade	2	2	1	2	2
VTOL	1	4	2	1	3
Alcance	3	1	2	1	3
Miniaturização	2	3	3	2	1
Uso em locais restritos	1	3	2	1	2
Total	20	27	22	18	25

Fonte: Bouabdallah (2007).

Ultimamente há uma grande variedade de multicópteros, desde os mais acessíveis que são utilizados para entretenimento até os mais avançados sendo aplicados em operações militares. Diferentes aeronaves são apresentadas na Figura 10, podendo ter dois critérios de classificação: pela disposição dos motores e por números de motores.

Figura 10 – Tipos de multicópteros



Fonte: Yudhono (2018).

5.3.1 Pela disposição dos motores

Por este critério, os multicópteros podem ser planos ou coaxiais. Tal diferenciação é feita pela disposição dos rotores na extremidade livre dos braços (JUNIPER, 2016).

Multicópteros Planos

São aeronaves que possuem apenas um motor por braço. Representa a configuração mais utilizada, simples e eficiente, mas não é a mais compacta. Como apresentado na Figura 11, esta configuração pode atuar de dois modos diferentes. No primeiro modo, chamado de *pull*, é quando o motor está posicionado na parte superior da estrutura, como se estivesse puxando a aeronave para a aeronave aumentar de altitude. No segundo modo, chamado de *push*, é quando o motor está posicionado na parte inferior da estrutura, como se estivesse empurrando o ar para baixo para a aeronave aumentar de altitude (THEYS *et al.*, 2016).

Figura 11 – Multicópteros na configuração *pull* (a) e *push* (b), da esquerda para a direita.



Fonte: Theys *et al.* (2016).

Multicópteros Coaxiais

Como pode ser observado na Figura 12, os multicópteros do tipo coaxiais são caracterizados por apresentar um motor e dois rotores em cada braço, separados por uma certa distância e localizados em direções opostas. Este tipo de configuração é recomendado quando é necessário aumentar a potência do multicóptero para que este aumente a carga paga, sem aumentar o tamanho estrutural. Por outro lado, tal configuração diminui a eficiência global do sistema propulsivo porque há interferência no escoamento dos rotores que atuam no mesmo eixo, diminuindo a eficiência das hélices. Pela configuração coaxial, duas hélices são solidárias a um mesmo eixo sendo separadas por uma certa distância vertical. Os rotores giram em sentidos opostos, fazendo com que o torque gerado devido à reação dos rotores seja equilibrado. De forma geral, isto torna a aeronave como um todo mais compacta (BOUABDALLAH, 2007).

5.3.2 Pelo número de motores

De acordo com a quantidade de motores, é possível encontrar seis tipos de multicópteros: bicópteros, tricópteros, quadricópteros, pentacópteros e hexacópteros e octacópteros. Na Tabela 4 é apresentado apenas as quatro principais configurações, contendo suas características.

Figura 12 – Multicóptero coaxial



Fonte: AeroExpo (2020).

Tabela 4 – Classificação de multicópteros de acordo com o número de motores

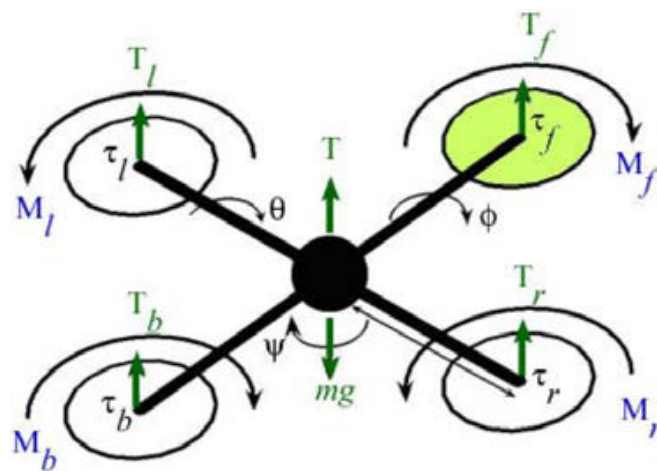
Multicóptero	Características
Tricóptero	Formado por uma combinação de três motores separados a 120° e um servomotor. Dois motores giram no sentido anti-horário e um no sentido horário. O servomotor é responsável por controlar a rotação da esquerda para a direita e vice-versa do multicóptero. Devido ao seu peso ser relativamente menor quando comparado a outros multicópteros, geralmente a bateria desta aeronave fornece energia por mais tempo, aumentando a autonomia da aeronave.
Quadricóptero	Formado por quatro motores localizados em uma estrutura simétrica e separado por um ângulo de 90°. Um par de motores giram no sentido horário e o outro par no sentido anti-horário para equilíbrio de momento. Esta aeronave possui uma melhor estabilidade no ar quando comparada ao tricóptero, além de uma maior carga paga. De acordo com o tipo de fuselagem, a aeronave pode ter três tipos de configuração: em “x”, em “+” e em “y4”. Esta última com poucas aplicações.
Hexacóptero	Esta aeronave é formada por seis motores separados por um ângulo de 60° e possuem uma estrutura simétrica. Três motores giram em sentido horário e os outros três giram em sentido oposto para equilíbrio de momento. Caso um motor falhe, esta aeronave pode continuar no ar e fazer um pouso em segurança. Possui uma maior capacidade de transporte de carga, podendo ser uma boa opção para transporte de cargas pesadas. Possui três configurações possíveis: “x”, “+” e “y6”.
Octacóptero	Esta aeronave é composta por oito motores e estes estão separados por uma angulação de 45°, a estrutura da aeronave é simétrica. Possui quatro motores girando em sentido horário e os outros quatro em sentido oposto para equilíbrio de momento. Esta aeronave é considerada a mais redundante porque caso ocorra a falha em até dois motores não afetará o controle e segurança operacional de voo. Possui a maior capacidade de transporte de carga de todos. Há três possibilidades de configuração: “x”, “+” e “x8”.

5.4 Teoria de Voo

O requisito principal para realizar uma decolagem em uma aeronave do tipo multicóptero é a geração de sustentação através dos motores rotativos. A sustentação é gerada pelo movimento rotacional do conjunto de hélices acoplado no eixo do motor, e este movimento imerso em um fluido compressível, como o ar, gera uma força de empuxo, utilizada para gerar sustentação. Além disso, ocorre a geração de uma força de arrasto contrária ao movimento da aeronave (HOMA, 2011).

Devido a força de arrasto gerada pela hélice, o motor será submetido a um torque que fará sua base girar em sentido contrário à rotação da hélice, fazendo toda a estrutura da aeronave girar. Por isso, os motores giram em sentidos contrários aos pares para equilíbrio do momento. A Figura 13 representa um multicóptero e suas forças atuantes em seus motores. O motor em amarelo é definido como o da frente, análogo ao nariz da aeronave em aviões convencionais. As letras $T, \tau, \theta, \phi, \psi$ representam, as grandezas de força de sustentação, torque, ângulo de arfagem (*pitch*), ângulo de rolagem (*roll*) e ângulo de guinada (*yaw*), respectivamente. Os subíndices f, l, r, b representam os motores da frente, do lado esquerdo, lado direito e o de trás, nesta ordem.

Figura 13 – Parâmetros do multicóptero



Fonte: Raza e Gueaieb (2010).

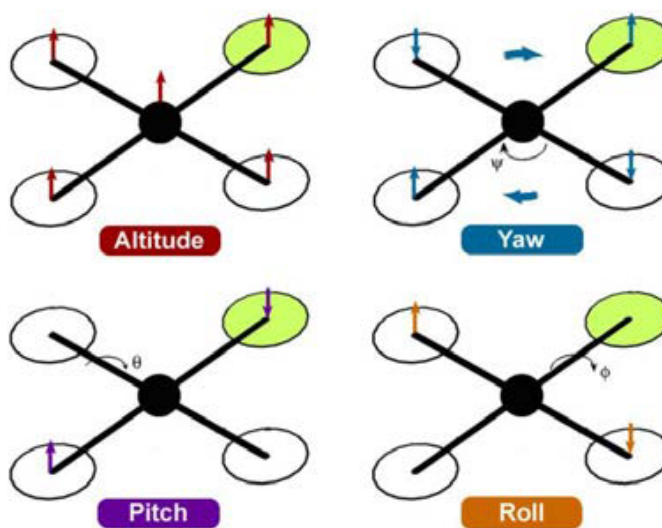
A Figura 13 mostra uma situação pairado (*hover*). Neste caso o empuxo gerado, do inglês *thrust*, é equilibrado com a força peso. E também os torques são equilibrados nos três eixos. Esta condição somente é possível devido às rotações dos motores da frente e de trás atuarem em sentidos opostos em relação aos motores da esquerda e da direita, fazendo com que a soma dos torques seja nula.

Para a aeronave se mover horizontalmente, os multicópteros devem inclinar o plano de rotação de suas hélices (plano x e y). Para isso, é necessário modificar os ângulos de arfagem e rolagem. Quando a direção da força de sustentação (perpendicular ao plano de rotação da hélice) é diferente da força peso, a força resultante possuirá duas componentes, uma horizontal (utilizada para deslocamento da aeronave) e outra vertical (no plano z necessária para equilibrar

com a força peso). Além disso, caso a manobra seja uma curva coordenada, é necessário que o multicóptero altere também o seu ângulo de guinada para realizá-la.

Para a realização de arfagem, do inglês *pitch*, há um aumento da rotação do motor de trás e reduz na mesma proporção o motor da frente. Assim, a soma dos momentos resultará em um momento que inclinará a aeronave para a frente. Para a realização de rolagem, do inglês *roll*, é feita uma operação análoga à manobra de arfagem, porém desta vez pela alteração das rotações dos motores laterais. Tais manobras estão apresentadas na Figura 14.

Figura 14 – Dinâmica de voo dos quadricópteros



Fonte: Raza e Gueaieb (2010).

O movimento de guinada resulta de uma modificação na rotação dos pares de motores, ou seja, se aumentarmos a rotação dos motores da frente e de trás e reduzirmos na mesma proporção a rotação dos motores da direita e da esquerda, a soma dos torques não será zero e a estrutura do multicóptero irá rotacionar no eixo vertical no sentido inverso da rotação dos motores que incrementaram sua rotação, conforme Figura 14.

De modo intuitivo o aumento da altitude é alcançado aumentando a velocidade de rotação na mesma proporção nos quatro motores. Dessa forma a força resultante será diferente de zero devido a força de sustentação ser maior que a força peso. Em geral, este tipo de dinâmica de voo dos multicópteros possui diversas diferenças com os helicópteros convencionais. De acordo com (DOMINGUES, 2009), tem-se as seguintes vantagens:

- Não há a necessidade de redução de transmissão de torque entre o motor e o rotor, desde que os motores selecionados sejam adequados para as especificações de velocidade e torque.
- Não é necessário que a hélice tenha passo variável para controlar o ângulo de ataque da aeronave. A mecânica dos rotores também é simplificada por este motivo.

- Os propulsores são menores, diferentemente de um propulsor centralizado, como nos helicópteros. Assim, há menos acúmulo de energia cinética, reduzindo a possibilidade de falhas.
- Há a redução de efeitos giroscópios por utilizar múltiplos motores.

COMPONENTES DE UM QUADRICÓPTERO

Para fundamentação dos equipamentos utilizados em um VANT, será apresentado o estudo da aeronave possuindo quatro motores, já que esta modalidade é a mais utilizada.

6.1 Estrutura da Aeronave

Este sistema, conforme apresentado na Figura 15, é formado pela parte estrutural e de suporte da aeronave. Assim, pode-se definir que este conjunto é composto por fuselagem, trem de pouso e em alguns casos, dutos protetores das hélices. Existem vários materiais que podem ser utilizados para a fabricação da estrutura, como: fibra de carbono, fibra de vidro, alumínio ou polímero utilizado em impressora 3D.

Figura 15 – Estrutura de um quadricóptero



Fonte: Domingues (2009).

Fibra de Carbono

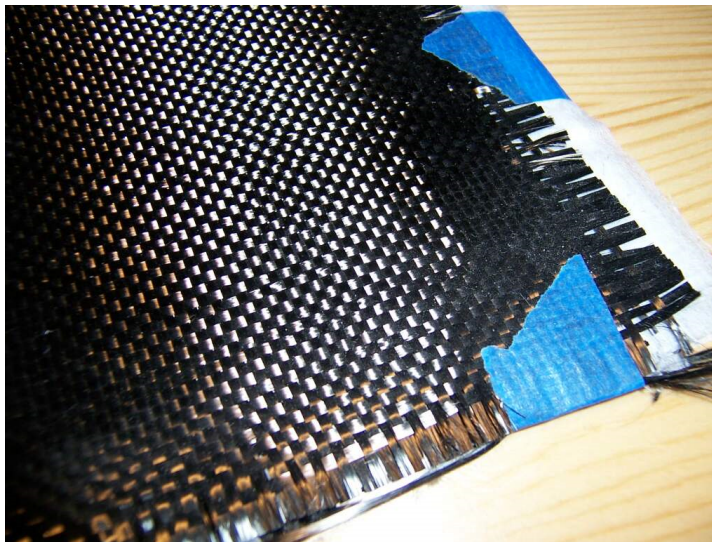
A fibra de carbono é uma fibra sintética composta por filamentos finos de de 5 a 10 μm de diâmetro e composta principalmente de carbono. Cada fibra de carbono é a união de milhares de filamentos de carbono.

É uma fibra sintética porque é fabricada a partir de poliacríonitrila. Possui propriedades mecânicas semelhantes ao aço e é leve como a madeira. Devido à sua dureza, possui maior

resistência ao impacto que o aço. Sua densidade é aproximadamente de 1.750 kg/m^3 . Além disso, tem baixa condutividade térmica. Quando o material é aquecido, o filamento de carbono aumenta o diâmetro e diminui de comprimento. Segue suas propriedades e um exemplo na Figura 16 (WIKIPEDIA, 2020a).

- Alta resistência mecânica e alto módulo de elasticidade.
- Baixa densidade em comparação com materiais como o aço.
- Alto preço de fabricação.
- Resistências à agentes externos (intemperes).
- Alta capacidade de isolamento térmico.
- Resistência à variações de temperatura, mantendo sua forma original.

Figura 16 – Tecido de fibra de carbono



Fonte: Wikipedia (2020a).

Fibra de Vidro

A fibra de vidro é definida como um material que possui numerosos filamentos baseados em Dióxido de Silício (SiO_2) extremamente finos. Este material também é conhecido por ser um material naturalmente isolante. Normalmente este é aplicado juntamente com um polímero. Dessa forma, exibe comportamentos semelhantes a outros compósitos, como a fibra de carbono. Embora não seja tão resistente como a fibra de carbono, possui um baixo custo de aquisição e é menos quebradiço que a fibra de carbono (WIKIPEDIA, 2020b).

Os tipos mais utilizados são os da classe E (este é utilizado para polímeros reforçados com fibra de vidro) e o da classe S (vidro de alumino-silicato sem CaO mas com alto teor de MgO , tendo alta resistência à tração).

Uma outra propriedade da fibra de vidro é ser um bom isolante acústico, devido a composição da resina e da direção das fibras quando o material é fabricado. Este material também é um ótimo isolante térmico devido ao seu alto índice de área superficial em relação ao peso. No entanto, por possuir uma maior área superficial, torna-se vulnerável a reações químicas. A Tabela 5 e a Figura 17 mostra as propriedades de dois tipos de fibra de vidro e um exemplo deste material.

Tabela 5 – Propriedades da fibra de vidro

Classificação	Tensão Ruptura MPa	Compressão MPa	Densidade g/cm ³	Preço \$/kg
Classe E	3445	1080	2,58	2
Classe S-2	4890	1600	2,46	20

Fonte: Wikipedia (2020b).

Figura 17 – Exemplo de fibra de vidro



Fonte: Wikipedia (2020b).

Alumínio

Este metal possui combinações de propriedades que são muito úteis para aplicações em engenharia de modo geral, por possuir baixa densidade e sua alta resistência à corrosão. É possível aumentar a sua resistência mecânica até (690 MPa) com a utilização de determinadas ligas. Este material é um bom condutor de eletricidade e calor, e é facilmente usinado e possui um baixo custo de fabricação. Devido tais características, atualmente é o segundo metal mais comumente utilizado, perdendo apenas para o aço. O alumínio pode ser encontrado no mercado através de várias formas. Na Figura 18 é apresentado um exemplo deste material (WIKIPEDIA, 2020c).

Figura 18 – Exemplo de alumínio utilizado



Fonte: Wikipedia (2020c).

Material de impressora 3D (ABS)

A impressora 3D é um conjunto de tecnologias de fabricação por adição de material compondo um objeto tridimensional. O material é criado através da sobreposição de camadas sucessivas de material. Com a aplicação desta técnica de fabricação geralmente os processos são mais rápidos e baratos para a criação de peças complexas. As impressoras 3D fornecem ao mercado a capacidade de imprimir peças, fazer montagens rápidas, feitas de materiais com diferentes propriedades físicas e mecânicas, geralmente por um processo simples e automatizado. Tecnologias avançadas de impressão 3D podem até oferecer modelos que servem como protótipos de produtos.

Um dos materiais utilizado é o ABS, cuja sigla é derivada do nome dos seus componentes (*Acrilonitrila Butadieno Estireno*). Para a finalidade é utilizações tridimensionais, o ABS é comercializado em carretéis e pode ser encontrado em diversas cores. Na Figura 19 é apresentado um exemplo deste material. Suas principais propriedades são: baixa densidade e baixa resistência mecânica.

Tabela 6 – Propriedades do compósito ABS

Variáveis	Unidade	Valores
Módulo de elasticidade longitudinal (E)	MPa	770
Módulo de elasticidade transversal (G)	MPa	288,75
Coefficiente de Poisson (ν)	—	0,34
Densidade (ρ)	kg/mm ³	$1,05 * 10^{-6}$
Limite de escoamento	MPa	22

Fonte: Costa (2016).

Figura 19 – Exemplo de material para impressão 3D



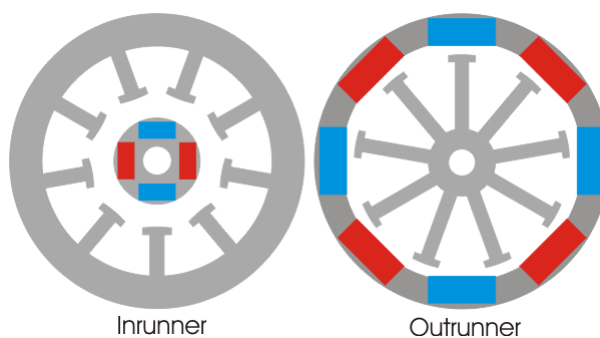
Fonte: AirWolf3D (2020).

6.2 Motores de Multicópteros

Os motores comumente utilizados neste tipo de aeronave são motores elétricos DC, em inglês *Direct Current*. O motivo de tal escolha é que estes são mais leves que motores a combustão e necessita-se ser DC devido a distribuição de energia da bateria. O motor é responsável por converter energia elétrica em energia mecânica para as hélices.

Os motores elétricos disponíveis para o mercado de quadricópteros são do tipo com escova, em inglês *brushed*, ou sem escova, em inglês *brushless*. Os motores *brushless* possuem as seguintes vantagens: maior eficiência, maior entrega de torque e não precisa de manutenções regulares. Porém, o custo para aquisição é superior quando comparado ao *brushed*. Sendo assim, majoritariamente os motores de quadricópteros são do tipo *brushless*.

Dependendo da posição do rotor, os motores brushless podem ser classificados em: *inrunner* ou *outrunner*, conforme apresentado na Figura 20. Além disso, o *outrunner* tem desempenho superior no quesito torque e velocidade (DOMINGUES, 2009).

Figura 20 – Motores *inrunner* e *outrunner*

Fonte: AvisLab (2020).

Os motores *brushless* do tipo *outrunner* é aquele em que o motor gira junto com o eixo

de rotação. Na extremidade do motor há uma parte separada do corpo principal que é fixa e também serve como montante para a fixação de todo o conjunto. Já os motores *inrunner* possuem o corpo fixo e apenas o eixo gira.

6.3 Hélices de Multicópteros

São caracterizadas utilizando dois formatos numéricos separados por um "x" ou não. O número da esquerda representa o comprimento da hélice em polegadas, o segundo número representa passo em polegadas e o terceiro é a quantidade de pás. Caso tenha apenas dois conjuntos de números, assume-se que há duas pás. Para uma exemplificação genérica, uma hélice de três pás com um comprimento de 10 polegadas e um passo de 4,5 polegadas pode ser especificada como 10x4,5x3.

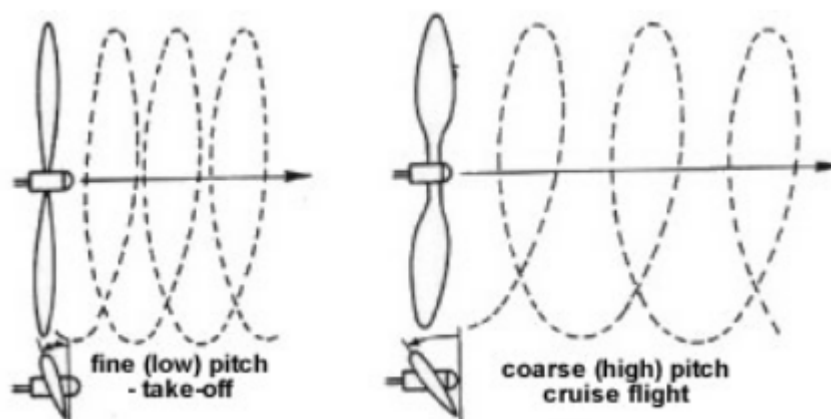
O comprimento da hélice é limitado principalmente pelo tamanho da estrutura do quadricóptero e está relacionado à sensibilidade ao impulso e controle. Uma hélice longa impulsiona uma massa de ar grande a ter uma mudança de velocidade, consumindo bastante energia e gerando maior empuxo. Pelo contrário, uma hélice mais curta responderá mais rapidamente às mudanças de velocidade, impulsionando uma quantidade de ar menor, consumindo menos energia e proporcionando menos empuxo.

O comprimento da hélice deve ser correlacionado com o motor que será utilizado, pois, por exemplo, se uma hélice menor for aplicada em um motor projetado para uma hélice maior, ela terá que girar muito mais rápido para compensar o empuxo e assim, podendo ocorrer superaquecimento e o equipamento ser danificado.

O passo da hélice, conforme apresentado na Figura 21 relaciona-se com a angulação da pá. Idealmente seria a distância que a hélice se move para a frente a cada volta completa. Porém a distância que a hélice percorre para frente não depende apenas da angulação da pá, mas também da velocidade de rotação e outros fatores. Uma hélice com passo grande gera um empuxo maior quando a hélice está girando a alta velocidade, mas em baixa rotação este tipo de passo avança pouco. Assim, um passo grande terá um tempo de resposta maior, consumirá mais energia e será eficiente somente quando as hélices estiverem em alta rotação.

Pelo contrário, um passo menor fará com que a aeronave tenha um tempo de resposta menor e consumirá menos energia. Geralmente, as hélices de passo grande são utilizadas em quadricópteros que operam em grandes áreas ou campos abertos. E para o passo menor, são utilizadas em aeronaves que operam em áreas fechadas, onde o quadricóptero é obrigado a responder rapidamente às mudanças de direção.

Figura 21 – Atuação de hélices com passos diferentes

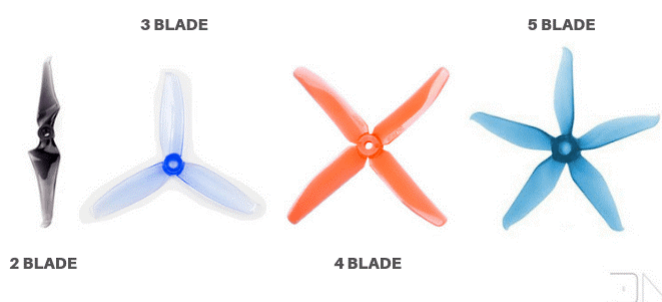


Fonte: Friend (2020).

Outro ponto importante é o número de pás das hélices, conforme Figura 22. Idealmente a hélice mais eficiente é aquela que possui apenas uma pá, já que há o mínimo de perturbação no escoamento. Mas devido ao desequilíbrio que apenas uma pá gera, ela não é utilizada. As hélices de duas pás são mais eficientes, pois possui o menor número de pás sem causar desequilíbrio.

No caso em que o comprimento da hélice é uma limitação, aumentar o número de pás é uma alternativa considerável, por isso que aeronaves pequenas possuem normalmente três ou quatro pás em cada motor. Aumentar o número de pás não é tão eficiente quanto aumentar o tamanho da hélice. Por exemplo, uma hélice com o dobro do tamanho é mais eficiente que uma hélice com o dobro de pás para as mesmas condições.

Figura 22 – Hélices de acordo com número de pás



Fonte: DroneNodes (2020).

O material de fabricação das hélices tem geralmente um fator importante no desempenho da aeronave, pois influencia em sua eficiência, vibração, som e durabilidade. Existem diferentes materiais utilizados na fabricação, como: nylon com fibra de vidro, fibra de carbono e policarbonato.

Cada um tem suas propriedades e características diferentes, portanto, são utilizados em diferentes aplicações. As hélices de nylon reforçadas com fibra de vidro são as mais comumente encontradas, uma vez que são muito rígidas e possui um perfil estável e eficiente.

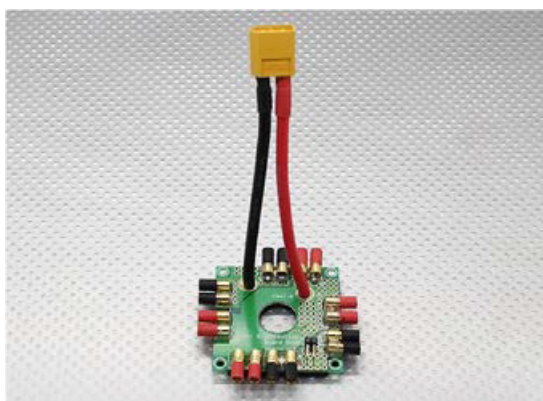
6.4 Baterias e distribuição de energia

As baterias de LiPo atuais são as líderes em utilização para aeronaves como a deste projeto. Entre as características que as tornam tão comuns, destaca-se: a versatilidade e a variabilidade de modelos. Os principais fabricantes são a Thunder Power, a Gens Ace e a Zippy (DOMINGUES, 2009).

As principais características de uma bateria que se deve levar em consideração na seleção deste componente são: a carga, a taxa de descarga, o número de células e o peso. A carga mede especificamente a quantidade de energia armazenada nas células eletroquímicas da bateria, sua unidade é o Amper-hora. A taxa de descarga mede o quanto de corrente a bateria é capaz de fornecer e é tratada pelos fabricantes pela designação C.

As placas de distribuição têm a função principal de conectar a bateria ou até mesmo mais de uma bateria aos controladores de velocidade dos motores. Estas placas também alimentam outros componentes eletrônicos da aeronave. Além de distribuir energia elétrica as placas de distribuição, apresentada na Figura 23, podem possuir mais algumas funcionalidades para evitar a utilização de muitos cabos elétricos no projeto. Como por exemplo, pode ser capaz de conectar o controlador de voo aos motores enviando o sinal de potência ou até mesmo alimentar as luzes de indicação de posição. O conector da placa de distribuição de energia deve ser o mesmo conector de alimentação da bateria. Os conectores usualmente utilizados em VANTs são do tipo XT60 ou XC5, como mostrados na Figura 24.

Figura 23 – Placa de distribuição de energia



Fonte: HobbyKing (2020a).

Figura 24 – Conectores EC5 (esquerda) e XT60 (direita)



Fonte: HobbyKing (2020a).

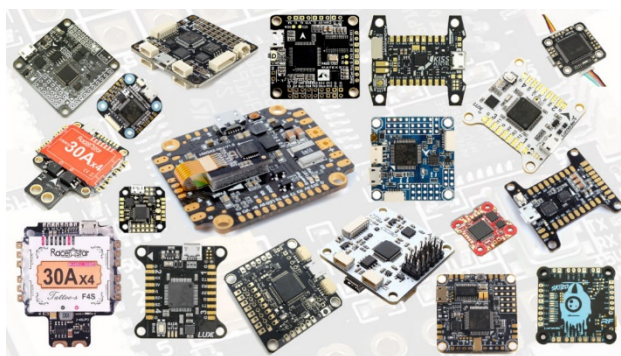
6.5 Atuação dos Controladores

O sistema de controle de um quadricóptero pode ser composto por: controlador de voo, controlador de velocidade e os sensores embarcados. Esse sistema é responsável por manter a aeronave estável, realizar as manobras requeridas e manter a comunicação com o operador.

Controlador de Voo

É um componente importante na aeronave pois é responsável por obter informações da aeronave (atitude, posição e velocidade), gerenciar e processar todas as informações dos outros componentes eletrônicos, como sensores, controladores de velocidade, receptores, transmissores dos controles e a telemetria enviada para a interface do operador. Na Figura 25 há exemplos de controladores comerciais. Além disso, o controlador de voo será responsável pela execução de algoritmos de controle, por exemplo o PID, em inglês *Proportional-Integral-Derivative*, para garantir que o quadricóptero realize um voo estável, a fim de executar as manobras desejadas.

Figura 25 – Principais controladores de voo



Fonte: Ribeiro (2020).

Um controlador de voo pode ser dividido em dois: em sua parte de *software* e sua parte de *hardware*. O *software* é o cérebro da aeronave e este é responsável por conter os códigos de processamento e as leis de controle da aeronave. Enquanto que a parte de *hardware*, inclui principalmente os seguintes componentes:

- **Receptor GPS:** utilizado para obter informação de geolocalização.

- **Unidade de Medida Inercial (IMU):** incluindo o acelerômetro de três eixos (triaxial), giroscópio e a bússola eletrônica (ou o magnetômetro de três eixos). Estes são utilizados para obter informações de atitude da aeronave. Geralmente a IMU de seis eixos é a combinação de um acelerômetro de três eixos e um giroscópio de três eixos. Já a IMU de nove eixos é a combinação de uma IMU de seis eixos com o magnetômetro de três eixos. Por fim, uma IMU de dez eixos é a combinação de uma IMU de nove eixos juntamente com um barômetro.
- **Sensor de Altura:** O barômetro e o telêmetro são utilizados para obter a altura absoluta (distância a nível do mar) e a altura relativa (distância em relação ao solo), respectivamente.
- **Microcontrolador:** A função é receber e executar algoritmos para produzir um comando de controle da aeronave.
- **Interface:** Atua como uma ponte fazendo a intermediação entre o microcontrolador e os outros dispositivos, como sensores, ESC e receptor de rádio controle.

Controlador de Velocidade

Do inglês *Electronic Speed Control* (ESC), este controlador é composto por circuitos eletrônicos que controlam a velocidade dos motores *brushless*. Os motores são controlados por meio de impulsos PWM, do inglês *Pulse-Width Modulation*, enviados ao ESC e em seguida esses sinais são convertidos em sinais trifásicos que giram ou alteram a direção dos motores.

Além disso, os controladores de velocidade são responsáveis por isolar o circuito de potência dos motores do circuito de controle, para que a corrente reversa gerada pelos motores não afete o circuito de baixa potência, reduzindo o ruído gerado pelo motor no circuito. O ESC também é responsável por atuar como freio dinâmico nos motores, para não os parar abruptamente e não serem danificados. Na partida da aeronave o processo é similar.

Segundo Kondapalli (2018) atualmente, os ESC são fabricados com microcontroladores de 32 bits que podem processar protocolos de comunicação muito mais rapidamente do que o PWM que opera entre 1ms a 2ms. Entre os mais comerciais estão os ESCs com firmware *BLHELIX* que podem atuar em diferentes protocolos e podem alcançar velocidades de até 25 μ s, o que permite que o quadricóptero reaja rapidamente a mudanças de direção e/ou velocidade.

PROJETO DO MULTICÓPTERO

Neste capítulo é apresentado as especificações técnicas da aeronave, como: dimensões, peso, custos envolvidos e entre outras. Para isso, é utilizado um banco de dados juntamente com a análise do mercado levando em conta a missão envolvida.

Vale ressaltar que este projeto foi aplicado para o caso de um multicóptero capaz de realizar inspeções em linhas de transmissão de energia elétrica. Esta escolha foi feita através de uma solicitação recebida no Laboratório de Aeronaves Autônomas (LAA) da Faculdade de Engenharia Mecânica (FEMEC) da Universidade Federal de Uberlândia (UFU). Posteriormente foi analisado a demanda atual e potencial futuro deste mercado, contribuindo para a escolha. Além disso, através deste caso específico foi possível combinar um desafio de projeto com uma possibilidade de aplicação do trabalho no futuro e este sendo economicamente viável.

7.1 Requisitos do Projeto

Segundo Romeva (2002) os requisitos são formados pelas necessidades ou desejos que os operadores em potencial possuem, desejam e consideram relevantes para a obtenção da aeronave em questão. Para obter tais informações, o (LAA) desenvolveu parte das características de projeto apresentadas na Tabela 7. E estão de acordo com o nível de importância.

Tabela 7 – Características principais do projeto

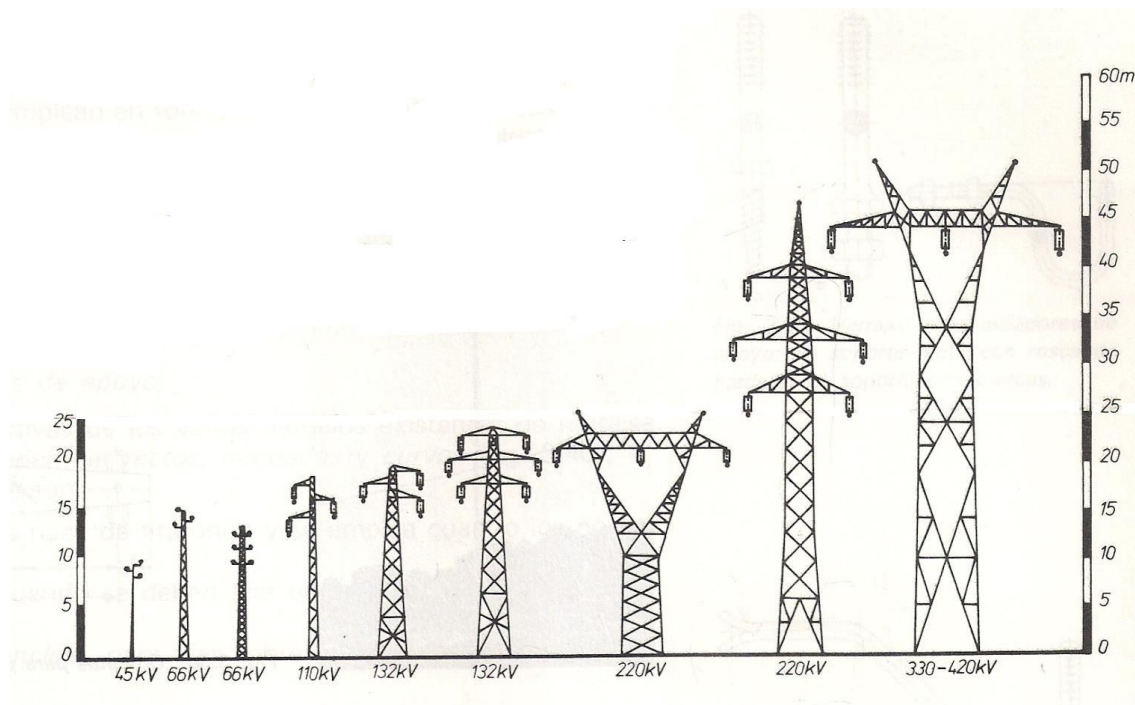
Características Principais

Custo de aquisição reduzido
 Seja estável
 Seja capaz de transportar uma câmera, sensores e acessórios
 Tenha resposta rápida
 Seja capaz de alcançar altas altitudes
 Tenha um tempo de operação prolongado
 Seja compacto
 Tenha boa manobrabilidade
 Facilite a montagem
 Tenha a opção de retorno inteligente

Fonte: Elaborada pelo autor.

Devido a missão previamente estabelecida, avalia-se a altitude necessária para a operação do multicóptero. Assim, tem-se que as torres de transmissão do tipo A1, conforme Figura 26, são as que possuem tensão de fornecimento igual ou superior a 230 KV e possuem uma altura de aproximadamente 55 metros. Sendo assim, o alcance mínimo deverá ser de 55 metros.

Figura 26 – Torres de transmissão



Fonte: Elétrica (2020).

Para a captura da imagem, é interessante que a câmera utilizada seja compacta, rápida nas capturas de imagens, baixo custo e alta definição. Além disso, a aeronave deve ser estável em condições de vento adversas e ser capaz de realizar as manobras necessárias. Na Tabela 8

estão as faixas de valores estimadas inicialmente para o projeto. A variável MTOW (*Maximum Take-Off Weight*) representa o peso máximo de decolagem.

Tabela 8 – Requisitos técnicos do projeto

Variáveis	Unidade	Valor ou intervalo
Peso estrutural	gramas	500 – 1000
Peso embarcado	gramas	500 – 1000
MTOW	gramas	1000 – 2000
Autonomia de voo	minutos	10 – 20
Câmera	pixels	1080
Alcance	metros	100

Fonte: Elaborada pelo autor.

7.2 Banco de Dados

Com a definição dos requisitos, foi realizado uma análise do mercado, com um levantamento de informações de projeto a fim de elaborar uma curva de tendência. O banco de dados desenvolvido possui um total de 22 aeronaves comerciais. O intuito foi obter uma amostra razoável de aeronaves, desde modelos com 80 gramas de MTOW até outras com mais de 4 quilogramas.

As principais informações composta no banco de dados são:

- Peso total
- KV de cada motor
- Capacidade de armazenamento da bateria
- Quantidade de células de bateria
- Distância diagonal da aeronave
- Teto máximo de serviço
- Microcontrolador utilizado
- Número de braços
- Tempo máximo de voo (autonomia)

Algumas outras informações foram obtidas, como: velocidade máxima de subida e descida, frequência de operação dos controladores e entre outras. Mas estas tiveram menos

relevância para a seleção da aeronave. Na Tabela 9 é apresentado as aeronaves utilizadas no banco de dados.

Tabela 9 – Aeronaves do banco de dados

Aeronaves Selecionadas

Hasakee K5 Mini Nano
 Tello
 ZeroTech
 Parrot Mambo
 Spark
 Parrot Anafi
 Breeze
 Bebop 1
 Mavic Air
 Bebop 2
 Mavic 2 Pro
 Phantom 1
 Skydio R1
 Phantom 2
 Phantom 3
 Phantom 4
 ProDrone Byrd
 Typhoon
 Inspire 1
 Inspire 2
 PowerEye
 S900

Fonte: Elaborada pelo autor.

7.3 Curva de Tendência

As curvas de tendência foram obtidas através da elaboração de uma aproximação polinomial dos parâmetros de projetos com relação ao MTOW. O intuito da curva de tendência é utilizar uma função matemática que descreva uma relação das variáveis de projeto, de acordo com as aeronaves já comercializadas.

Pelas curvas de tendência foi possível obter uma estimativa de KV de cada motor, capacidade de bateria e tamanho estrutural. A análise foi feita referente a um valor específico de MTOW, que neste caso foi definido igual a dois quilogramas devido a estimativa dos parâmetros iniciais. Abaixo temos os gráficos obtidos juntamente com suas respectivas equações.

Para a Figura 27, o eixo y representa o valor em KV [rpm/V] de cada motor da aeronave. E no eixo x o valor da massa total da aeronave (MTOW). Note que os valores de KV possui uma relação inversa com a massa total da aeronave. A função $KV(x)$ representa a curva de tendência

em relação ao MTOW da aeronave.

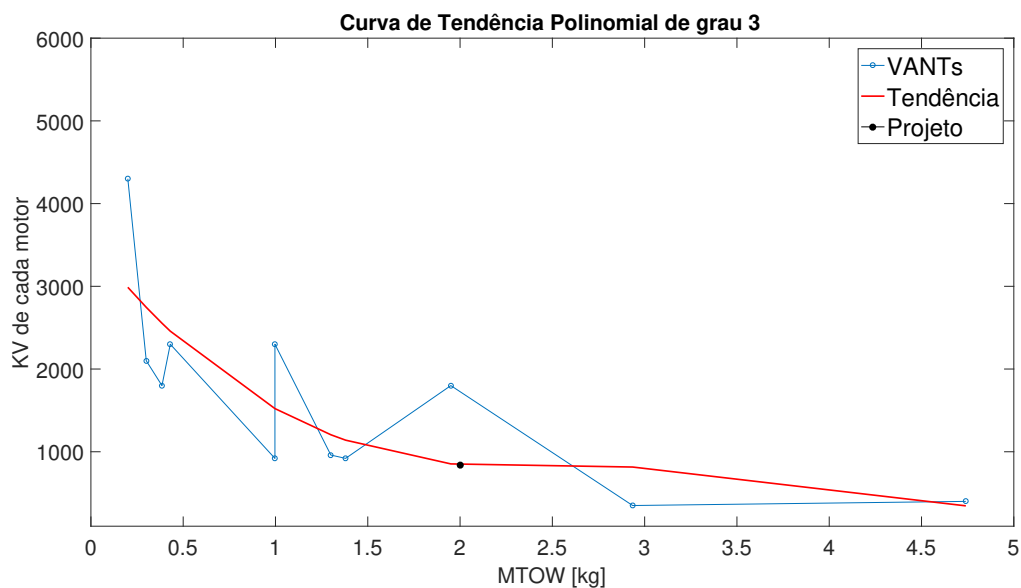
Isso é coerente para a análise física do movimento de rotação, pois geralmente, quanto maior a velocidade de rotação do motor, menor será o torque entregue ao eixo. E quanto maior o MTOW, maior tem que ser o empuxo de cada motor. E também ressalta-se que a medida de KV é uma alternativa para determinar o rpm máximo que o motor pode entregar dependendo da tensão entregue.

Um valor de KV baixo, indica que é necessário mais energia para cada rotação. Dessa forma, valores baixos de KV geralmente estão associados com altos valores de torque, assim como mencionado anteriormente. Analisando a faixa de MTOW da aeronave, observa-se a Figura 27 para determinar uma faixa de valores para o KV.

Pela aplicação da equação de tendência (Eq. 7.1), para uma MTOW máximo de dois quilogramas, o motor deveria ser de aproximadamente 840,47 KV.

$$KV(x) = -112,65x^3 + 1004,9x^2 - 2903,82x + 3529,71 \quad (7.1)$$

Figura 27 – Curva de tendência em relação ao KV



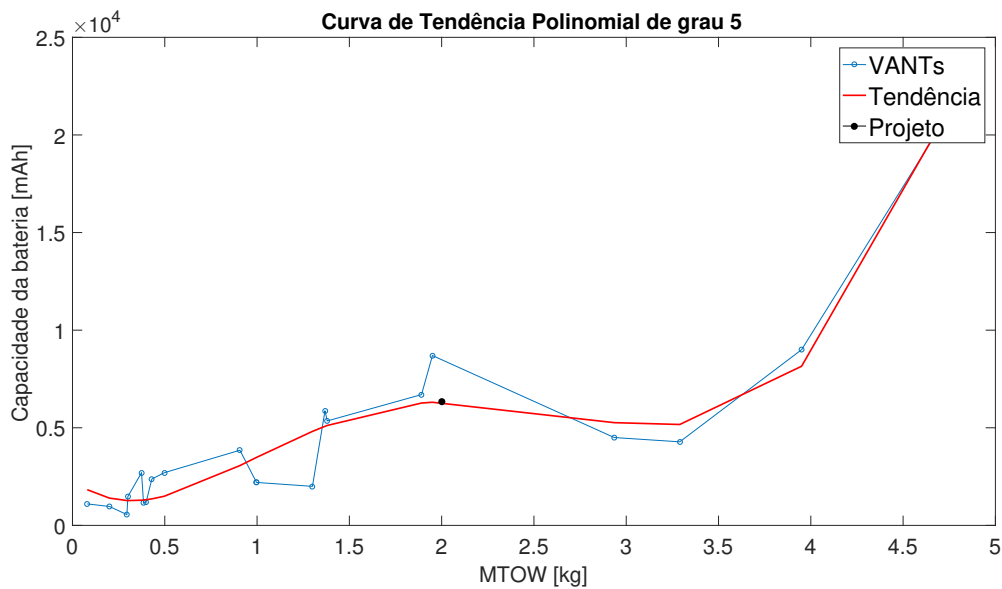
Fonte: Elaborada pelo autor.

Para a Figura 28, o eixo y representa o valor da capacidade da bateria da aeronave. E no eixo x o valor da massa total da aeronave (MTOW). Note que existe uma relação proporcional entre o MTOW e a capacidade da bateria. A função $Bat(x)$ representa a curva de tendência em relação ao MTOW da aeronave.

Pela aplicação da equação de tendência (Eq. 7.2), para uma MTOW máximo de dois quilogramas, a bateria deveria ser aproximadamente de 6325 mAh.

$$Bat(x) = -91,39x^5 + 1502,49x^4 - 7664,85x^3 + 14672,66x^2 - 7239,51x + 2317,25 \quad (7.2)$$

Figura 28 – Curva de tendência em relação a bateria



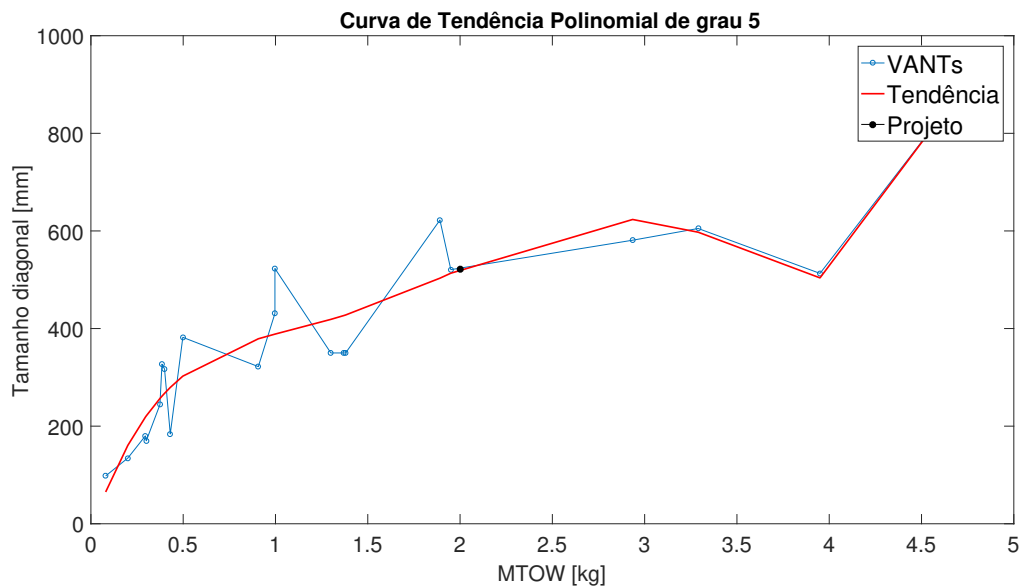
Fonte: Elaborada pelo autor.

Para a Figura 29, o eixo y representa o tamanho diagonal em mm. E no eixo x o valor da massa total da aeronave (MTOW). Note que existe uma relação proporcional entre o MTOW e o tamanho diagonal da aeronave. A função $Size(x)$ representa a curva de tendência em relação ao MTOW da aeronave.

Pela aplicação da equação de tendência (Eq. 7.3), para uma MTOW máximo de dois quilogramas, o comprimento da estrutura deveria ser de 522,1 mm.

$$Size(x) = 15,55x^5 - 173,18x^4 + 689,75x^3 - 1225,67x^2 + 1097,54x - 15,14 \quad (7.3)$$

Figura 29 – Curva de tendência em relação ao tamanho diagonal



Fonte: Elaborada pelo autor.

Outro fator importante, é escolher um conjunto propulsivo no qual 50% do empuxo nominal seja suficiente para equilibrar a força peso da aeronave. Em outras palavras, a aeronave deve ser capaz de manter-se em equilíbrio com apenas metade potência entregue de todos os motores. Isto é importante pois ter potência extra é necessário para ter uma redundância associada, ter um bom controle em caso de ventos fortes e também caso a aeronave necessite fazer manobrar rápidas. Assim, é utilizado a Eq. 7.4.

$$\frac{\text{Empuxo Total}}{\text{Peso Total}} = 2 \quad (7.4)$$

Neste caso, utilizando a recomendação de 2:1, para uma aeronave de no máximo 2 quilogramas foi obtido os seguintes resultados:

$$\text{Peso Total} = 1000g - 2000g \quad (7.5)$$

$$\text{Empuxo Total} = 2000gf - 4000gf \quad (7.6)$$

$$\text{Empuxo de cada motor} = 500gf - 1000gf \quad (7.7)$$

Portanto, temos uma estimativa de: KV de cada motor, capacidade da bateria e tamanho estrutural. E também uma faixa de valores para o empuxo da aeronave. Além disso, para a seleção do motor, avalia-se o tamanho diagonal da aeronave, o tamanho da hélice e a dimensão do motor. Na Tabela 10 é apresentado as relações entre as variáveis segundo Yadav, Sharma e

Borad (2017). Isso ocorre pois se tiver uma aeronave pequena (tamanho diagonal da estrutura) consequentemente haverá uma hélice menor e um motor pequeno devido a limitação de espaço.

Tabela 10 – Relação entre as variáveis de projeto

Estrutura [mm]	Hélice [pol.]	Tamanho do Motor	KV	Bateria [mAh]
≤ 120	≤ 3	1104 – 1105	≥ 4000	80 – 800
150 – 160	3 – 4	1306 – 1407	≥ 3000	600 – 900
180	4	1806 – 2204	≥ 2600	1000 – 1300
210	5	2204 – 2206	2300 – 2700	1000 – 1300
250	6	2204 – 2208	2000 – 2300	1300 – 1800
330 – 350	7, 8	2208 – 2212	1500 – 1600	2200 – 3200
≥ 450	9, 10, 11	2212 – 2216	800 – 1000	≥ 3300

Fonte: Yadav, Sharma e Borad (2017).

Dentre as configurações de multicópteros o quadricóptero é o mais indicado para os requisitos selecionados. A configuração de tricóptero possui maior complexidade de controle e de realização de manobras. Além de que, teria um menor empuxo quando comparado ao quadricóptero. Já o hexacóptero, possui uma tamanho estrutural maior e maior custo agregado devido principalmente aos motores e a bateria.

Portanto, a configuração selecionada é um quadricóptero. Pela missão deste projeto, mais de 90% dos multicópteros são quadricópteros. Além disso, quanto maior o número de motores, maior será o custo final, justificando a escolha de uma aeronave com quatro motores. E também, neste projeto a carga paga deve ser suficiente para carregar apenas uma câmera. Dessa forma, para a realização da inspeção aérea foi definido embarcar a menor quantidade de itens possíveis, sendo a opção de quadricóptero determinada para o projeto.

Dessa forma, define-se alguns valores que serão utilizados para indicar um motor que atenda ao projeto. Na Tabela 11 são apresentados os resultados obtidos.

Tabela 11 – Especificações técnicas da aeronave

Variáveis	Valores
Tipo de motor	Brushless Outrunner
Tamanho diagonal da aeronave	≥ 450 mm
Tamanho da hélice	9, 10, 11 pol.
Tamanho do motor aceito	2212 – 2216
KV de cada motor	≤ 1000 KV
Empuxo de cada motor	800 gf
Capacidade de bateria	≥ 3000 mAh

Fonte: Elaborada pelo autor.

7.4 Seleção dos Componentes

Estrutura do Quadricóptero Projetado

Para a seleção da estrutura, avaliou-se os materiais mais utilizados nestes projetos, conforme o capítulo anterior. Para este projeto, há a necessidade de uma estrutura que seja leve, com boa resistência e que tenha baixo custo de aquisição.

Na Tabela 12 há um comparativo entre os diferentes materiais utilizados na estrutura de um quadricóptero. Vale ressaltar que o Laboratório de Mecânica das Estruturas (LMEst) possui uma impressora 3D, reduzindo o custo para fabricação.

Tabela 12 – Análise dos matérias

Material	Densidade	Resistência	Custo
Fibra de carbono	Baixa	Alta	Alto
Fibra de vidro	Média	Alta	Baixo
Alumínio	Alta	Médio	Baixo
ABS	Baixa	Baixa	Baixo

Fonte: Elaborada pelo autor.

Além da análise do tipo de material, avalia-se as vantagens e desvantagens do tipo de fabricação da estrutura, podendo ser uma estrutura personalizada por uma impressora 3D ou uma estrutura comercial pré-fabricada, apresentada na Tabela 13.

Tabela 13 – Comparativos dos diferentes tipos de fabricação

Opção	Ferramentas necessárias	Projeto	Tempo	Custo
Manufatura	Equipamentos específicos	Sob medida	Médio	Baixo
Comercial	Nenhum	Fixo	Baixo	Médio

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tendo analisado as diferentes possibilidades e também a Tabela 11 com os requisitos de projeto, foi escolhido uma estrutura feita de polímero ABS e placas de circuito impresso. O uso das placas de circuito impresso é justificado pelo fato de ser um material de baixo custo, resistente à umidade e eliminar a presença de fios para que a aeronave tenha um peso menor. Na Figura 30 é apresentado a estrutura escolhida.

A estrutura proposta utilizaria os materiais previamente determinados e sua geometria seria de tal forma que não necessitaria de equipamentos específicos para ser construída. Sendo que a impressora 3D e a máquina CNC, do inglês *Computer Numeric Control*, seria utilizada mas a Universidade já possui. Na Tabela 14 é apresentado as características da estrutura.

Figura 30 – Estrutura desenvolvida na impressora 3D



Fonte: Costa (2016).

Tabela 14 – Propriedades da estrutura

Variáveis	Valores
Diagonal	522 mm
Altura	190 mm
Peso Estrutural	390 g

Fonte: Elaborada pelo autor.

Motores do Quadricóptero Projetado

Tendo os parâmetros analisados e levando em consideração o custo, é feita a escolha do motor X2212 de 980 KV, sendo este uma boa escolha para o projeto em questão. A Figura 31 apresenta o motor selecionado e a Figura 32 contêm suas características.

Figura 31 – Motor selecionado SunnySky X2212



Fonte: GetFpv (2020).

Figura 32 – Informações técnicas do motor

Prop (inch)	Volts (V)	Amps (A)	Thrust (gf)	Watts (W)	Efficiency (g/W)
APC1047	11.1	0.7	100	7.77	12.87001287
		1.8	200	19.98	10.01001001
		3	300	33.3	9.009009009
		4.6	400	51.06	7.833920877
		6.2	500	68.82	7.265329846
		8.4	600	93.24	6.435006435
		10.8	700	119.88	5.839172506
		13	800	144.3	5.544005544
		15.5	910	172.05	5.289160128
	14.8	0.5	100	7.4	13.51351351
		1.3	200	19.24	10.3950104
		2.5	300	37	8.108108108
		3.8	400	56.24	7.112375533
		5.2	500	76.96	6.496881497
		6.7	600	99.16	6.050826946
		8.5	700	125.8	5.564387917
		10.6	800	156.88	5.099439062
		13	900	192.4	4.677754678
		15.2	1000	224.96	4.445234708
		20.2	1150	298.96	3.846668451

Fonte: OffTheGridSun (2020).

Hélices do Quadricóptero Projetado

As hélices da aeronave são acopladas nos eixos dos motores e estas são responsáveis por converter o movimento rotacional dos motores em empuxo através das asas, devido a diferença de pressão entre o intradorso e extradorso.

Para a seleção das hélices foi levado em consideração diferentes aspectos como: comprimento, número de pás, *pitch* e material. Este último é importante pois impacta diretamente no tempo de vida útil das hélices.

Para o presente projeto uma boa opção é a hélice Gemfan 1045 de nylon com fibra de vidro. As especificações técnicas do motor indicam que para uma hélice 1047 gera-se uma força máxima de empuxo entre 910 e 1150, conforme a Figura 32. O valor máximo depende do número de células que a bateria terá pois este define a tensão no motor. A escolha da hélice 1045 foi feita pelo custo e disponibilidade do produto. Na Figura 33 e na Tabela 15 é apresentado a hélice selecionada e suas especificações técnicas, respectivamente.

Figura 33 – Hélice Gemfan 1045



Fonte: BangGood (2020a).

Tabela 15 – Especificações técnicas da hélice

Variáveis	Valores
Hélice	Carbon Nylon 1045 Propeller
Marca	Gemfan
Material	Carbono nylon
Tamanho	10x4.5 pol.
Diâmetro do eixo	6,0 mm
Espessura do centro	9,7 mm
Peso	22,66 gramas/par
Faixa de motores recomendados	800 – 1100 KV

Fonte: BangGood (2020a).

Bateria do Quadricóptero Projetado

Para a seleção da bateria do tipo LiPo, foi avaliado 4 parâmetros: a voltagem, a capacidade de carga, o tempo de descarga e o peso do componente. As baterias LiPo são compostas de uma ou mais células e estas células possuem a tensão nominal de 3,7 V. Portanto, se for necessária uma voltagem maior, será necessário aumentar o número de células para aumentar o número de tensão da bateria. O número de células varia de 1 a 6 e são apresentados ao lado da letra “S”. Na Figura 34 é apresentado uma das baterias utilizadas na aeronave Phantom 4[®].

Figura 34 – Exemplo de bateria de um quadricóptero



Fonte: HobbyKing (2020b).

A capacidade de armazenamento da bateria é dada por miliamper por hora (mAh) e representa a quantidade de corrente que é fornecida por hora, conforme Equação 7.8. Uma bateria com uma alta capacidade de armazenamento significa que esta poderá fornecer energia por um tempo mais prolongado, isto é, uma maior autonomia. Por outro lado, isso aumentará o peso total da aeronave, já que quanto maior a capacidade de armazenamento mais pesada a bateria será. Portanto, é necessário avaliar a relação de compromisso entre peso agregado e autonomia, para ter um projeto que atenda aos requisitos e tenha vantagem competitiva.

$$\text{Capacidade de armazenamento (mAh)} = \text{Corrente (mA)} \times \text{Tempo (h)} \quad (7.8)$$

Há um outro fator, chamado taxa de descarga, em inglês *C-rating*. Este é um parâmetro que determina a corrente máxima que pode ser fornecida pela bateria de forma contínua e a rapidez que pode ser descarregada. Com este valor, é possível obter a corrente máxima teórica. Este valor é dado pela multiplicação da capacidade de armazenamento pela taxa de descarga. Por exemplo, para uma bateria de 5000 mAh com uma taxa de descarga de 10C, possuirá uma corrente máxima teórica de 50000 mA, ou seja, 50 A.

Caso a bateria seja forçada a fornecer uma corrente superior ao valor da corrente máxima teórica por um período de tempo significativo, esta poderá ser danificada podendo inchar, superaquecer e até pegar fogo.

$$\text{Corrente Max. (A)} = \text{Fornecimento mx. (mA)} \times \text{Taxa de descarga} \quad (7.9)$$

Para o projeto, foi considerado o tempo de voo estabelecido nos requisitos do projeto contidos na Tabela 8 considerando as especificações técnicas do motor selecionado. Para o

cálculo da capacidade de armazenamento foi utilizado a Equação 7.8 estabelecendo que cada motor fornecerá um valor médio de 800 gf de força de empuxo.

Na Figura 32 é observado que a bateria do tipo 3S terá uma corrente no valor de 13 A para produzir um empuxo médio de 800 gf. Para uma bateria do tipo 4S teremos uma corrente de 10,6 A. Para calcular a corrente total que será consumida no quadricóptero, é dada através das seguintes expressões:

$$I_{3S} = 13A \times 4 \text{ motores} = 52A = (52000mAh) \quad (7.10)$$

$$I_{4S} = 10,6A \times 4 \text{ motores} = 42,4A = (42400mAh) \quad (7.11)$$

Para calcular a capacidade da bateria durante uma operação de 15 minutos, utiliza-se as seguintes expressões:

$$\text{Capacidade da Bateria 3S} = 52000 \times \frac{15}{60} = 13000mAh \quad (7.12)$$

$$\text{Capacidade da Bateria 4S} = 42400 \times \frac{15}{60} = 10600mAh \quad (7.13)$$

Tendo determinado os parâmetros iniciais da bateria, é determinado então a bateria HRB 4S 10000 mAh 25C, pela sua disponibilidade, especificações e custo associado. Esta bateria se mostrou ser uma boa escolha para este projeto. Definido a bateria, é possível calcular o tempo de voo através da seguinte expressão:

$$\text{Tempo de Voo (minutos)} = \frac{\text{Capacidade da Bateria (mAh)}}{I_{4S}} \times 60 \quad (7.14)$$

$$\text{Tempo de Voo (minutos)} = \frac{10000 (mAh)}{42400} \times 60 = 14,15 \text{ minutos} \quad (7.15)$$

Na Figura 35 apresenta-se a bateria selecionada e na Tabela 16 suas especificações técnicas.

Figura 35 – Bateria selecionada para o projeto



Fonte: Aliexpress (2020d).

Tabela 16 – Especificações técnicas da bateria selecionada

Variáveis	Valores
Capacidade de armazenamento	10000 mAh
Voltagem	14,8 V
Máxima Taxa de descarga	25C
Peso	834 $\pm$ 2 g
Dimensões	165x64x42 mm
Células	4S

Fonte: Aliexpress (2020d).

Controlador de Velocidade

Geralmente os controladores de velocidade são selecionados de acordo com a corrente máxima que será entregue para cada motor e a voltagem da bateria. Neste projeto, foi selecionado um controlador de 20 A já que os motores necessitam de uma corrente máxima de 20,2 A segundo as especificações da Figura 32. Além disso, este controlador pode ser utilizado para bateria menores (3S), sendo capaz de adaptações futuras caso necessário. Na Figura 36 apresenta-se o controlador selecionado e na Tabela 17 suas especificações técnicas, respectivamente.

Figura 36 – Controlador de velocidade selecionado



Fonte: Aliexpress (2020a).

Tabela 17 – Especificações técnicas do controlador de velocidade

Variáveis	Valores
Controlador de Voo	20 A Hobbywing
Corrente	20 A
Corrente máx. pico	30 A
Tensão de entrada	3 – 4 S
Peso	14 g
Dimensões	52x21x7 mm

Fonte: Aliexpress (2020a).

Sensores

Os sensores são os componentes responsáveis por medir as variáveis de estado da aeronave, servem de retroalimentação para o sistema de controle de voo, isto permite atuar também de forma autônoma de acordo com os modos de voo que definidos. Neste projeto, verifica-se 3 tipos de sensores que permitem estimar as variáveis de estado.

Unidade de Medição Inercial

O IMU é utilizado para o sistema de navegação de VANTs, conforme apresentado no capítulo anterior. Estes sensores permitem ao controlador determinar a posição e a orientação de um objeto no espaço tridimensional, para isso são utilizados acelerômetros que medem e informam ao controlador as acelerações do objeto nos três eixos de coordenadas, assim como os giroscópios são responsáveis de medir as velocidades de rotação do objeto.

Uma desvantagem deste sensor é que geralmente são afetados por erros acumulativos pois estes calculam o valor atual do objeto comparando os valores calculados anteriormente, adicionando valores de acordo com a posição do objeto. Assim, qualquer erro calculado por menor que seja, será propagado gerando um erro maior ao longo do tempo (em inglês este erro é denominado de *drift*).

Por isso que normalmente em VANTs outros sensores são aplicados ao sistema de navegação com a finalidade de corrigir ou minimizar o efeito destes erros gerados pela IMU.

Sensor Barométrico

Este tipo de sensor é responsável por medir a pressão atmosférica e por consequência é capaz de medir a altura de um objeto em relação ao nível do mar. A pressão atmosférica é uma força exercida pelo peso da coluna de ar em uma determinada área. É por isso que para diferentes alturas de coluna de ar resultam em diferentes pressões atmosféricas. A pressão atmosférica é dependente da temperatura do ambiente, pois a temperatura interfere na densidade do ar, no qual reflete no peso do ar interferindo então na pressão. Outros fatores como a umidade e a velocidade do vento também possuem certa interferência na pressão atmosférica, porém para este projeto serão desconsiderados.

Este sensor é utilizado no projeto para poder estimar com maior precisão a altitude da aeronave e corrigir erros gerados pela IMU, permitindo assim manter a altitude da aeronave estável.

Sistema de GPS

O GPS, do inglês *Global Position System*, é um sistema capaz de determinar a posição de um objeto com uma precisão de poucos metros. Este sistema utiliza uma rede de 24 satélites que orbitam sobre a Terra com trajetórias sincronizadas para cobrir toda a extensão territorial. Para calcular a posição tridimensional de um objeto, o módulo do sensor localiza um mínimo de quatro satélites da rede, estes recebem os sinais e identificam a hora do relógio em cada um. Utilizando esses sinais, o sensor sincroniza seu relógio e calcula o tempo que leva para esses sinais chegarem.

Além disso, é possível saber a frequência de envio desses sinais e a distância relativa entre os satélites e o objeto. Assim, com esses dados as informações das coordenadas e a posição absoluta enviado pelos satélites, o sensor pode estimar uma posição do objeto.

A precisão do GPS dependerá do número de satélites visíveis pelo sensor em um determinado momento e posição. Por exemplo, se o sinal for capturado por sete a nove satélites, é possível obter uma precisão menor que 2,5 metros. Algumas fontes de erros que podem interferir são: prédios e montanhas próximos, erros orbitais, números de satélites visíveis, geometria dos satélites e entre outras. A Tabela 18 mostra o efeito destes erros na precisão da posição.

Tabela 18 – Erros associados do GPS

Fonte	Influência
Atmosfera	± 3 m
Posição dos satélites	$\pm 2,5$ m
Relógios dos satélites	± 2 m
Distorção multibanda	± 1 m
Troposfera	$\pm 0,5$ m
Erros numéricos	± 1 m

Fonte: Wikipedia (2020d).

A utilização deste sensor no projeto será para estimar com uma maior precisão a posição da aeronave e obter as coordenadas para poder visualizá-la na interface do controle do operador. O módulo de GPS selecionado foi o Ublox NEO M8N, este já possui um sensor magnetômetro que permite determinar a localização do polo norte magnético e há também um suporte para posicionar o módulo a uma certa distância do circuito eletrônico da aeronave para que a leitura do campo magnético não tenha interferência por um ruído gerado do sistema elétrico. A Figura 37 apresenta o módulo de GPS selecionado e na Tabela 19 as especificações técnicas.

Figura 37 – GPS selecionado para o projeto



Fonte: Aliexpress (2020b).

Tabela 19 – Especificações técnicas do GPS selecionado

Parâmetros	Especificações
Peso	21,5 g
Tipo de receptor	U-Blox M8
Suporte	GPS/SBAS/QZSS
Tempo de arranque a frio	29 s
Tempo operacional de arranque	1 s
Sensibilidade de navegação	-166 dBm
Frequência máxima de amostragem	10 Hz
Precisão da velocidade	0,05 m/s
Precisão angular	0,3 graus
Precisão de posição horizontal	2,0 m
Força máxima	<4 gf
Altitude máxima	50.000 m
Velocidade máxima	500 m/s

Fonte: Ublox (2020).

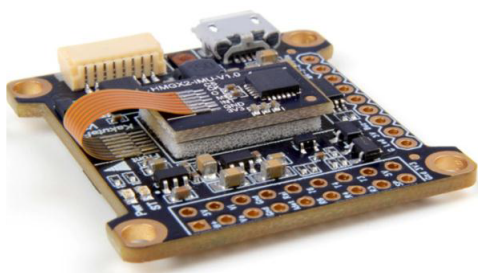
Controlador de Voo

Para este projeto é selecionado o controlador de voo que suporte o Inav pois isso permite programar e configurar o quadricóptero para que ele possa executar iterações com o GPS e suportar protocolos avançados de comunicação com o ESC. Permitindo assim uma rápida resposta dos motores e consequentemente do controle da aeronave como um todo.

Investigando diferentes tipos de controladores de voo existentes no mercado, é selecionado o Kakute F4 em velocidades de até 8 kHz e projetado para ler todos os sinais necessários para comunicar com o controlador e outros componentes.

Este possui um microcontrolador do tipo STM32F405 de 32 bits, um sensor IMU de alta precisão contendo 6 acelerômetros e giroscópios, podendo realizar leituras a uma frequência de 32 kHz. Este sensor pode ser montado no cartão em uma espuma que serve como um isolador de vibração de ruído, tais ruídos podem afetar as leituras e a comunicação com o sensor barométrico que é responsável por medir a altitude da aeronave, como explicado. Na Figura 38 e na Tabela 20 é apresentado o controlador selecionado e suas especificações técnicas, respectivamente.

Figura 38 – Controlador de voo selecionado para o projeto



Fonte: BangGood (2020b).

Tabela 20 – Especificações técnicas do controlador de voo

Parâmetros	Especificações
MCU	STM32F405RGT6 de 32 bits
IMU	ICM20689 (SPI)
Barômetro	BMP280
Serial UART	5 implementações em hardware
Memória de armazenamento	128 Mbit
Voltagem inicial	7 – 42 V
Corrente máxima	120 A
Peso	7 g
Dimensões	35x30x8 mm

Fonte: Kakute (2020).

Sensor de Telemetria

O *hardware* de telemetria é responsável por estabelecer a comunicação entre a aeronave e a interface de controle do operador. O GCS, do inglês *Ground Control Station*, é a interface de controle do operador que estará em solo em um computador ou notebook.

Através deste *hardware* de telemetria, o quadricóptero envia os valores das variáveis de voo e os parâmetros de voo, em contrapartida a aeronave recebe as ordens de trajetória a realizar, atuando como um voo autônomo. Existem várias tecnologias que podem ser usadas para realizar a telemetria da aeronave, entre as mais usais são: bluetooth, wifi e rádios de baixa frequência. É apresentado uma breve explicação de cada uma.

Bluetooth: este é o mais simples de todos e não requer esforço para sua aplicação no projeto, pois requer apenas o uso de um módulo bluetooth para a aeronave e para o notebook integrado como a interface do operador. Sua desvantagem é sua faixa operacional de 10 a 20 metros, pois após essa faixa começa ocorrer perda de dados, gerando desconexões. Pode ser útil para configurar os parâmetros de perto, mas não para realizar a telemetria completa da aeronave.

Wi-fi: hoje é amplamente conhecido porque é utilizado para interconexões de dispositivos eletrônicos como celulares conectados à internet. Similar ao bluetooth, esta tecnologia opera em uma faixa operacional de 2,4 GHz e oferece uma velocidade de até 300 Mbits/s. A desvantagem é a mesma do bluetooth, a faixa operacional do wifi atinge apenas 100 metros e pode ser alcançados 300 metros caso este utilize ótimos dispositivos para recebimento de sinal e esteja em um local como o mínimo de interferência possível.

Em aplicações de quadricóptero para inspeção por imagens, geralmente, são utilizados dispositivos de rádio com faixa de menor frequência que o bluetooth e wifi, para exemplificação há os módulos 3DR e HC-12 que operam, nas faixas de frequência de 915 MHz ou 433 MHz e podem atingir distância de até um quilômetro, dependendo da velocidade de transferência dos dados. Esses módulos são projetados para operar com protocolos de comunicação mais

avancados permitindo a comunicação entre a aeronave e a interface do operador.

Protocolos de telemetria são protocolos de comunicação que definem as regras ou normas de comunicação entre dois dispositivos e permitem que a comunicação seja confiável e livre de erros. Para aeronaves similares ao nosso projeto, são utilizados o MAVLink, MSP e LTM. Para que o nosso projeto possa ser implementado com o Inav, é utilizado protocolos do tipo MSP e LTM.

O MSP, do inglês (*MultiWii Serial Protocol*), é o principal protocolo que utiliza o Inav. Uma das desvantagens para a aeronave é que este estabelece uma comunicação com a interface do operador e solicita tais informações para a aeronave e em seguida responde. Isso não é um problema caso seja utilizado o bluetooth ou o wifi, mas como os rádios 3DR ou HC-12, a comunicação é realizada em *half-duplex*, isto é, para ambas as funcionalidades. Então os módulos se comportam como transmissor ou receptor, mas a comunicação é feita com apenas uma de cada vez. Por este motivo, o tempo exigido pelos dois módulos para alternar entre transmissor e receptor se limita a capacidade de monitoramento do quadricóptero em voo. É por isso que esse protocolo geralmente é utilizado apenas para configurar e programar a trajetória da aeronave.

O LTM, do inglês (*Light Telemetry*), é um protocolo unidirecional em que a aeronave envia informações para a interface sem que seja necessário a solicitação, permitindo que os módulos de telemetria não percam tempo entre a mudança do transmissor para o receptor e vice-versa. Dessa forma, com este protocolo, a aeronave pode enviar apenas variáveis e outros tipos de parâmetros de voo.

Dessa forma, ambos os protocolos MSP e o LTM serão utilizados para as diferentes fases de voo. Para este projeto foi selecionado o módulo de telemetria 3DR de 915 MHz pela sua disponibilidade e custo associado. Na Figura 39 e na Tabela 21, apresenta-se o módulo selecionado e suas especificações técnicas, respectivamente.

Figura 39 – Módulo de telemetria selecionado



Fonte: Aliexpress (2020c).

Tabela 21 – Especificações técnicas do módulo selecionado

Parâmetros	Especificações
Canal de frequência	915 MHz
Sensibilidade do receptor	−117 dBm
Potência máxima	100 mW
Interface Serial	UART
Corrente de transmissão	100 mA @ 30 dBm
Corrente do receptor	25 mA
Voltagem de alimentação	3,7 – 6 V
Peso	12 g
Dimensões	51x30x10 mm

Fonte: Aliexpress (2020c).

Radiocontrole

Para a operação da aeronave foi selecionado um sistema de controle por rádio frequência, composto por um controle remoto manual onde o operador pode controlar a atitude da aeronave e a velocidade de rotação dos motores. Além disso, um receptor embarcado na aeronave recebe ordens do controle remoto e envia o sinal PWM ao controlador de voo informando a rotação dos motores desejada. Além disso, o controle remoto possui interruptores que podem ser úteis durante as diferentes fases de voo que o quadricóptero atuará.

Esse tipo de controle remoto é amplamente utilizado em aplicações de VANTs e principalmente em aeromodelismo. Existem vários tipos dependendo da frequência em que operam. Estas podem variar de 900 MHz a 2,4 GHz e das funcionalidades que eles oferecem. Esses transmissores enviam um sinal de rádio para o receptor usando um protocolo de comunicação que, na maioria dos casos, é de uso comercial e depende da marca de rádio. Os receptores podem ser universais, como o PWM, IBUS, XBUS e entre outros.

Os controles de rádio também são selecionados pelo número de canais que podem transmitir, cada canal é uma variável e estes enviam informações para o quadricóptero para ser executada. Para o controle, é necessário ter no mínimo quatro canais para os controladores de atitude (*pitch*, *roll* e *yaw*) e a velocidade de rotação dos motores. Além disso, para cada chave e botão é necessário executar uma ação, tendo então um canal independente para enviar as informações ao quadricóptero. Neste projeto é necessário um interruptor para ligar ou desligar os motores, um interruptor para alternar entre as diferentes fases de voo e botões para ajustar ou alternar os ângulos de visão da câmera.

Foi selecionado então o controle de rádio FlySky FSi6X de 2,4 GHz e 10 canais com 10 receptores X6B com comunicação serial tipo IBUS, já que pela disponibilidade e custo associado, tende a ser uma boa escolha. A Figura 40 e a Tabela 22 e a Tabela 23, apresenta o rádio selecionado e as informações técnicas do rádio e do receptor, respectivamente.

Figura 40 – Rádio selecionado para o projeto



Fonte: BangGood (2020c).

Tabela 22 – Especificações técnicas do rádio

Parâmetros	Especificações
Marca	Flysky
Canais	6 – 10
Alcance do RF	2,408 – 2,475 GHz
Potência do RF	< 20 dBm
Protocolo	AFHDS
Comprimento da antena	26 mm
Alimentação	6V DC 1,5AA x 4

Fonte: BangGood (2020c).

Tabela 23 – Especificações técnicas do receptor X6B

Parâmetros	Especificações
Peso	4,5 g
Dimensões	36x22x7,5 mm
Receptor	X6B
Canais	6 (PWM), 8 (PPM), 18 (IBUS)
Sensibilidade	–95 dBm
Alimentação	4 – 8,4 V
Alcance	> 300 m

Fonte: BangGood (2020c).

Seleção da câmera

A câmera será o componente da aeronave cuja função será fazer a aquisição de imagens durante o voo. Existem diferentes tipos de câmeras de acordo com sua qualidade de imagem, funcionalidades e o próprio alcance para transmitir as imagens em tempo real.

Para este projeto, foram levados em consideração dois tipos de câmeras: as câmeras de alta resolução e as câmeras FPV. As câmeras de alta resolução 4K são aquelas que podem transmitir em tempo real via wi-fi. A sua desvantagem é que, devido ao alto volume de dados a serem enviados, seu alcance se torna limitado. No entanto, é possível armazenar as imagens em uma memória SSD. Optou-se por escolher a câmera EKEN H9R em virtude do seu baixo custo e alta qualidade de imagem. Na Figura 41 e na Tabela 24, é apresentado a câmera selecionada e a especificação técnica, respectivamente.

Figura 41 – Câmera selecionada para a aeronave



Fonte: BangGood (2020d).

Tabela 24 – Especificações técnicas da câmera selecionada

Parâmetros	Valores
Chipset	Sunplus 6350
Sensor	OV4689
Vídeo	4K @ 25fps (380 x 2160p)
Ângulo de visão	170 graus
Duração da bateria	1050 mAh (1 hora)
Wi-Fi	Incorporado 802.11 b/g/n
Peso	64 g com bateria
Dimensões	59,3x24,6x41,1 mm

Fonte: BangGood (2020d).

7.5 Fases de Voo

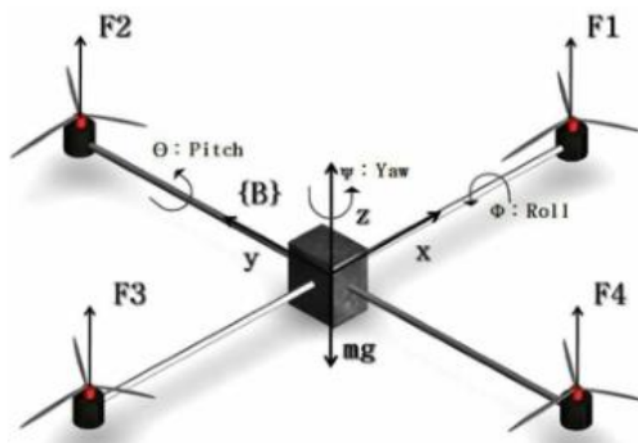
Para o desenvolvimento do projeto, foram definidas três fases de voo para viabilização do controle e simplificação da modelagem da aeronave. Na Figura 42 é definido os eixos de

coordenadas.

Fase de Decolagem e Pouso: os quatro motores aumentam ou diminuem sua velocidade de rotação com a mesma magnitude, gerando simultaneamente uma força de sustentação teoricamente igual em todos os motores e permitindo que a aeronave decole ou pouse com segurança.

A força de sustentação total é igual a soma das quatro forças de cada motor e a soma será maior ou menor que a força peso da aeronave, possibilitando aumentar ou diminuir a altitude da aeronave com relação ao solo. Nesta fase, o operador é responsável por controlar a atitude da aeronave (*pitch*, *roll* e *yaw*) para que esta permaneça estável e compense qualquer variação externa gerada durante a operação. O quadricóptero somente se moverá no eixo z e manterá esta condição até atingir uma altitude operacional desejada.

Figura 42 – Eixos de coordenada da aeronave



Fonte: Min (2010).

Fase de Hoover: uma vez que o quadricóptero decolou e atingiu uma altura definida pelo operador, os quatro motores serão ajustados a uma velocidade constante de rotação. Teoricamente esta velocidade será igual para os quatro motores, caso não tenha nenhuma interferência externa.

A força total de sustentação deverá ser exatamente igual a força peso da aeronave, para que esta permaneça com a altitude constante em relação ao solo. Nesta fase, o controlador também será responsável por controlar a atitude da aeronave, para que esta permaneça em equilíbrio e compense qualquer variação externa. Vale ressaltar que a aeronave estará em voo em uma posição fixa no eixo x , y e z .

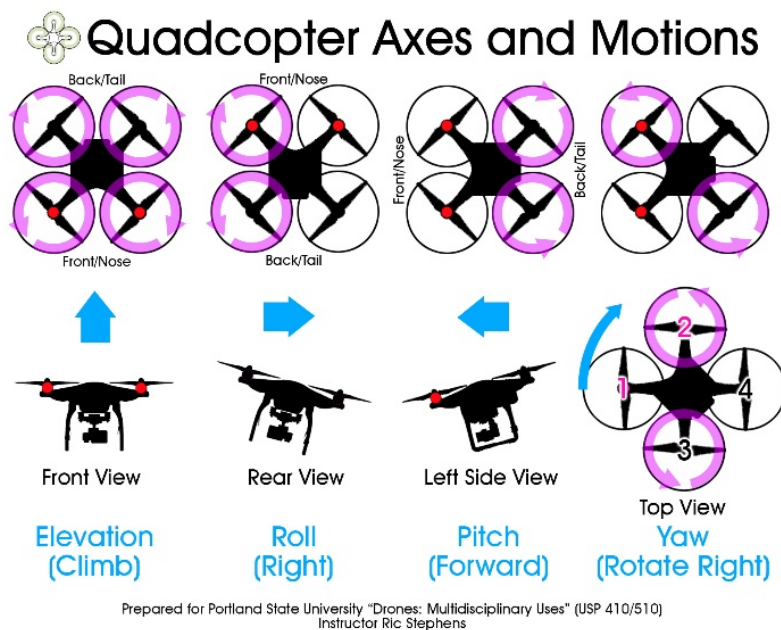
Fase de deslocamento no plano xy : nesta fase de voo, a aeronave moverá apenas no plano xy , para isso os motores aumentarão ou diminuirão sua velocidade de rotação, dependendo da direção de voo desejada atuando na atitude da aeronave (*pitch*, *roll* e *yaw*).

Para simplificar o sistema de modelagem e controle futuro, o quadricóptero executará apenas um tipo de movimento por vez (arfagem, rolagem ou guinada) e o operador será res-

ponsável por manter a altitude operacional estável no eixo z caso tenha uma interferência externas de ventos inesperados. A Figura 43 apresenta os diferentes tipos de movimentos para a quadricóptero.

Conforme ilustrado na figura abaixo, para a aeronave aumentar a altitude todos os motores aumentam na mesma proporção a velocidade de rotação das hélices. Para executar o movimento de rolagem para a direita, os dois motores do lado esquerdo aumentam proporcionalmente a velocidade de rotação, enquanto que os outros motores mantenham a velocidade de rotação. Na manobra de arfagem para inclinar o nariz para baixo, os dois motores de trás aumentam a velocidade de rotação enquanto o restante dos motores mantem a velocidade. Por fim, para executar a manobra de guinada no sentido horário deve ser aumentado proporcionalmente a velocidade de rotação dos motores que giram no sentido anti-horário.

Figura 43 – Movimento executados pela aeronave



Fonte: Rix (2020).

RESULTADOS OBTIDOS

Neste capítulo é feita a análise da aeronave projetada. Os parâmetros principais do quadricópteros para a missão empregada serão apresentados. Além disso, avalia-se o projeto definindo uma área de segurança operacional, limitando a área de voo. Apresenta-se também o custo do projeto e um comparativo com modelos semelhantes que possuem a capacidade de fazer inspeções aéreas.

8.1 Especificações Técnica da Aeronave Projetada

Na Tabela 25 e na Tabela 26, é apresentado o peso dos componentes utilizados e as especificações técnicas da aeronave, respectivamente. Pelos parâmetros apresentados, é verificado que teoricamente o projeto é capaz de realizar inspeções aéreas. Sendo esta a missão previamente definida para a aeronave. Vale ressaltar que os itens embarcados correspondem a: fios e conectores, controlador de velocidade, GPS, controlador de voo e o módulo de telemetria. A margem de segurança de 10% de MTOW foi aplicada para dimensionar imprevistos de fabricação da estrutura, trem de pouso, montagem dos fios e conectores.

Tabela 25 – Peso dos componentes selecionados

Componentes	Peso [g]	Qtd.	Peso Total [g]
Motores	52	4	208
Par de hélices	22,66	2	45,32
Estrutura	390	1	390
Bateria	834	1	834
Câmera com bateria	64	1	64
Itens embarcados	64,5	1	64,5
MTOW			1605,82
MTOW com 10%			1766,41

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 26 – Especificações técnicas da aeronave

Variáveis	Valores
MTOW	1766,41 g
Tensão Nominal	14,8 V
Corrente Nominal	10,6 A
Bateria	10000 mAh
Tipo de bateria	4S
Empuxo motor	800 gf (7,8453 N)
Empuxo motor máx	1150 gf (11,2776 N)
KV motor	980 KV
Câmera	1080 pixels
Diagonal	522 mm
Autonomia	15 min
Velocidade	39 m/s (140,4 km/h)
Teto voo	100 m
Alcance do rádio controle	1000 m

Fonte: Elaborada pelo autor.

8.2 Análise da Área Limite

Segundo Liu *et al.* (2015) esta área limite é uma área próxima as linhas de transmissão de rede elétrica e impõe um limite de voo para que a operação aconteça de forma segura. Essa área está em ambos os lados da linha de transmissão durante o voo da aeronave. E representa uma zona onde a aeronave deve respeitar e não voar dentro da área determinada.

A distância que representa a área limite é chamada de L_{SDT} , do inglês (*Safety Distance Threshold*) e é a distância mínima da aeronave com a linha de transmissão permitida para a operação. Seu cálculo é dado da seguinte forma:

$$L_{SDT} = L_c + L_d \quad (8.1)$$

onde o valor de L_c é fixo e igual a dois metros para assegurar segurança operacional e o valor de L_d é um fator variável e depende de fatores, como: força do vento, visibilidade, MTOW, velocidade média da aeronave e o comprimento diagonal do multicóptero. Abaixo segue a equação que representa a variável L_d :

$$L_d = \gamma \left[\alpha \left(\frac{1}{M} + H \right) + \beta V \right] + L_e \quad (8.2)$$

onde a variável γ é o erro de compensação dos sensores e pode variar de 0,1 a 0,5, de acordo com o tipo de sensor utilizado e a influência do sistema de GPS na navegação da aeronave. A variável α representa a um fator da força do vento e este valor varia de 1 a 5. Valores superiores

a 5 representam situações climáticas extremas, como chuvas fortes, tempestades e tornados. Vale ressaltar que nestas ocasiões a aeronave não é permitida para operar.

A variável M , é a que representa o peso total da aeronave em quilogramas. A variável H é a que representa o tamanho diagonal da quadricóptero, cuja unidade é metros. A variável β é o coeficiente de compensação pela visibilidade, que pode variar de 0,1 a 0,5 e este representa um fator da visibilidade permitida para a aeronave operar. A variável V é a velocidade média da aeronave, cuja unidade está em km/h. Já a variável L_e é a distância de compensação dependendo do tipo de torre a ser inspecionada, pois há diferentes tipos de torres para transmissão de energia elétrica. Na Tabela 27 é apresentado os parâmetros definidos.

Tabela 27 – Parâmetros necessários para calcular a área limite

Variáveis	Valores
Sensores γ	0,3
Vento α	2
MTOW M	1766,41 kg
Diagonal H	0,522 metros
visibilidade β	0,2
Velocidade V	140,4 km/h
Tipo Torre L_e	1

Fonte: Elaborada pelo autor.

Os valores de massa, comprimento e velocidade foram obtidos pela Tabela 26 que apresenta os requisitos técnicos da aeronave projetada. O valor do parâmetro γ foi adotado como intermediário de 0,3 já que os sistemas de comunicação possuem erros associados e a comunicação entre os receptores e transmissores de sinais estão sujeitos a erros e que não são possíveis de identificar em uma aeronave protótipo. Para o parâmetro α foi adotado o valor 2 já que o projeto foi desenvolvido para os motores possuírem potência para compensar as forças externas.

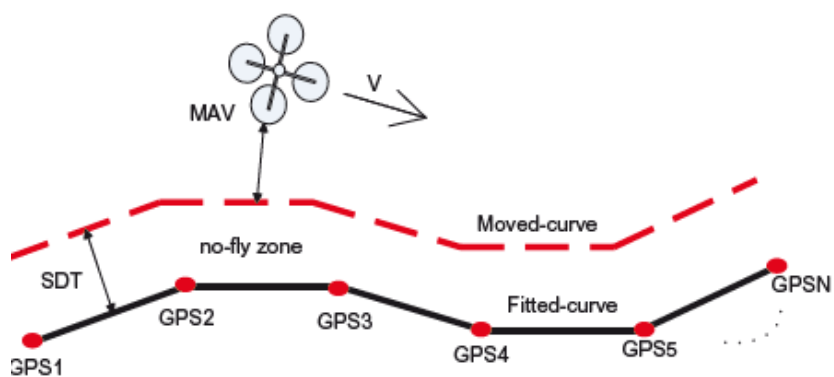
Além disso, cabe ressaltar que a operação ocorrerá somente em condições climáticas boas. O valor do parâmetro β foi adotado como sendo 0,2 já que a operação necessita de uma visibilidade aceitável para a captura de imagens. Além disso, como a operação tem uma autonomia relativamente rápida, é possível escolher momentos específicos ótimos para realizar a operação da aeronave. Para o parâmetro L_e foi adotado como sendo 1, pois como podemos observar na Figura 44, é possível abranger a maioria das torres de transmissão nacional. Na Figura 45 ilustra como é a zona limite onde a aeronave não deve operar.

Figura 44 – Tipos de torres e seu respectivo coeficiente de compensação

Tower type	Figure	Compensation distance
Tangent tower		0.5
Cup type tower		1
Cat-head tower		1
Door type tower		1.5
Strain tower		0.5

Fonte: Liu *et al.* (2015).

Figura 45 – Trajeto contendo a área de limite operacional



Fonte: Liu *et al.* (2015).

Os cálculos foram realizados com o auxílio do software *Matlab* e foram obtidos os valores apresentados na Tabela 28. Dessa forma, para a operação da aeronave a distância mínima operacional será de 5,75 metros. Assim, como trabalho futuro pode ser implementado um sensor que consiga informar a distância da aeronave com o local de inspeção. E então a aeronave irá operar somente nas áreas seguras.

Tabela 28 – Valores obtidos

Parâmetros	Valores
L_d	3,749
L_{SDT}	5,749

Fonte: Elaborada pelo autor.

8.3 Análise dos Custos

Foi feita uma análise de todos os custos diretos, correspondendo aos valores para aquisição dos componentes. E foi estimado os custos indiretos, correspondendo aos valores para a construção da quadricóptero. Apresenta-se um resumo com os resultados obtidos. Vale ressaltar que as principais tomadas de decisão do projeto foram obtidas seguindo a ordem de prioridade, da maior para a menor: baixo custo, desempenho e disponibilidade no mercado.

Para o cálculo dos custos diretos, alguns componentes foram importados de outros países e outros estão disponíveis em território nacional. Assim, a Tabela 29 apresenta os custos diretos importados e a Tabela 30 os custos nacionais. Na Tabela 31 temos o custo direto total.

Tabela 29 – Custos diretos importados

Item	Custo (US\$)	Qtd.	Total(US\$)	Importação (US\$)	Total (R\$)
Hélices	2,41	4	9,64	19,99	116,74
<i>Flight Control</i>	36,00	1	36,00	55,47	360,39
Telemetria	15,87	1	15,87	30,98	184,58
Câmera	9,99	1	9,99	23,95	133,72
Custo direto importado	-	-	-	-	795,43

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 30 – Custos diretos disponíveis no Brasil

Item	Custo (R\$)	Qtd.	Total(R\$)
Estrutura Própria	69,63	1	69,63
Kit de motores	325,18	1	325,18
Bateria	491,22	1	491,22
ESC	36,14	4	144,56
Radiocontrole	420,00	1	420,00
Custo direto nacional	-	-	1.450,89

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 31 – Custo direto total

Custo	Total (R\$)
Custo direto importado	795,43
Custo direto nacional	1.450,89
Custo direto total	2.246,34

Fonte: Elaborada pelo autor.

Vale ressaltar que a cotação do dólar adotada foi de R\$3,94 já que este valor é a média do preço ao longo dos últimos 12 meses analisado no dia 11 de fevereiro de 2020. Além disso, os valores de transporte e importação podem variar no futuro, assim como a disponibilidade do produto por isso esses valores são válidos como uma estimativa. Dando continuidade a análise, é possível estimar os custos indiretos para a montagem desta aeronave caso decida realizar a construção de um protótipo.

Na Tabela 32 é apresentado os valores. Foi acrescido um total de 10% dos custos diretos devido a uma possível variação na importação e na cotação do preço do dólar. Já na Tabela 34 temos o custo total da aeronave.

Tabela 32 – Custos indiretos para o protótipo

Parâmetros	Tempo (h)	Custo (US\$/h)	Custo (US\$)	Custo (R\$)
Montagem da aeronave	5	5	25	98,5
Calibração dos componentes	2	8	16	63,04
Imprevistos (10%)	-	-	-	224,63
Custo indireto	-	-	-	386,17

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 33 – Custo total da aeronave

Custo	Total (R\$)
Custo direto total	2.246,34
Custo indireto	386,17
Custo total (Projeto)	2632,51

Fonte: Elaborada pelo autor.

8.4 Comparativo

Para fazer um comparativo com as aeronaves comercializadas, foi feita uma seleção no banco de dados para que as aeronaves comparadas tenham especificações técnicas semelhantes com a aeronave projetada neste trabalho. Além disso, as análises terão como comparativo relativo ao MTOW.

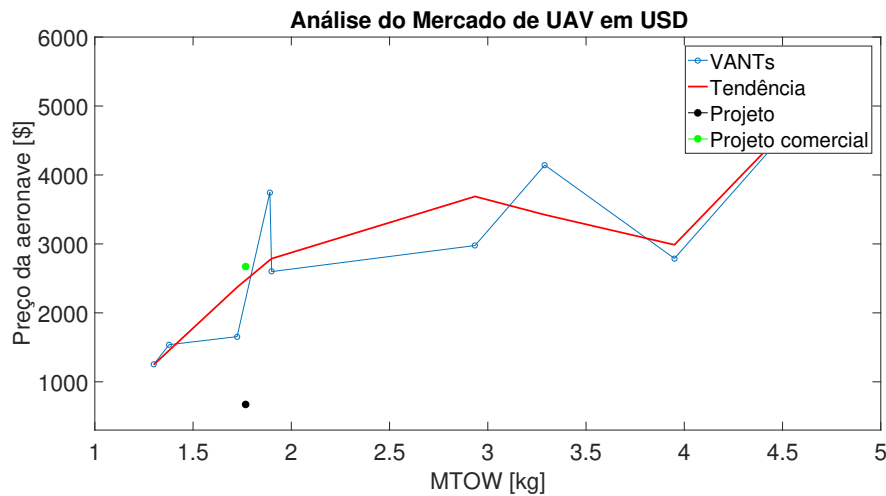
Na Figura 46 é apresentado o gráfico comparativo em relação ao MTOW. Foi adicionado ao comparativo o valor da aquisição da aeronave e também o valor se fosse considerado o custo de desenvolvimento. Foi feito uma estimativa do valor de desenvolvimento de um multicóptero. Foi adotado 200 horas de trabalho a um valor de US\$10 por hora trabalhada. Dessa forma, foi possível ter uma estimativa do valor de uma aeronave comercializada com o preço de desenvolvimento agregado.

Tabela 34 – Custo total da aeronave

Custo	Tempo	Total (US\$)	Total (R\$)
Custo de desenvolvimento	200	2.000	7.880,00
Custo total (Projeto)		668,15	2.632,51
Custo projeto comercial		2.668,15	10.512,51

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 46 – Análise de resultados da aeronave com a curva de tendência relativa ao MTOW



Fonte: Elaborada pelo autor.

Para a construção da curva de tendência foi calculado uma aproximação polinomial, representada por $USD_p(x_{MTOW})$. A variável de entrada é x_{MTOW} , representando o valor da massa total da aeronave. Com a função de tendência calculada, é possível estimar o custo final em dólares da aeronave. Assim foi obtido os seguintes resultados apresentados na Tabela 35.

$$USD_p(x_{MTOW}) = 254,24x_{MTOW}^4 - 2460,33x_{MTOW}^3 + 7504,35x_{MTOW}^2 - 6643,75x_{MTOW} + 1881,44 \quad (8.3)$$

Tabela 35 – Resultado obtido pela curva de tendência

Curva de tendência	Estimativa do VANT (US\$)	Variação Percentual
Polinomial relativo ao MTOW	2.860,19	23,36%

Fonte: Elaborada pelo autor.

Note que a aeronave projetada possui um custo de 76,64% pela análise do mercado para este MTOW. Este resultado foi obtido pois ao longo do projeto foram selecionados com baixo custo de aquisição e desempenho necessário para cumprir a missão definida. E também foi selecionado os componentes para que a aeronave seja capaz de manter-se em equilíbrio com 50% da potência, tendo assim uma redundância teórica de 2:1. Além disso, se fosse adicionar o custo de desenvolvimento do projeto, o valor final da aeronave seria superior ao das aeronaves comerciais. Este resultado é coerente, pois em um projeto aeronáutico uma das maiores fontes de custo é o desenvolvimento do projeto.

CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

Os VANTs estão em uma expansão na indústria aeronáutica e já são utilizados para inúmeras aplicações, tornando-se cada vez mais importante para a no mercado de aviação. As aeronaves VTOL possuem a capacidade de fazer monitoramento e inspeções com alta qualidade e baixo custo em áreas de difícil acesso onde comprometem a vida humana. Assim sendo, o objetivo deste trabalho foi projetar uma aeronave que seja capaz de realizar inspeções em linhas de transmissão de rede elétrica de forma a respeitar um limite de segurança.

Para organização e facilidade de entendimento, foi feito um estudo geral do multicóptero, desde seu histórico e definição, até a verificação das normas vigentes perante ao órgão regulador ANAC. A teoria de voo da aeronave foi abordada para compreender a mecânica de voo e podendo ser um trabalho futuro dar continuidade e implementar um controle de voo avançado. Com a finalidade de alcançar um projeto com boas respostas às forças externas e podendo até atuar de forma autônoma.

Para o entendimento do funcionamento e particularidade de cada componente, foi feito um estudo dos equipamentos necessários para a realização deste projeto. Como estas aeronaves estão recebendo melhorias e desenvolvimento tecnológicos, o trabalho futuro pode ser estudar novas tecnologias que possam surgir, como melhorias em sistemas de controle, novos materiais e melhores equipamentos de geolocalização.

Para o desenvolvimento do projeto, foram utilizadas curvas de tendência relativa ao mercado atual. Esta análise se mostrou eficiente para o projeto, auxiliando em tomadas de decisão. Dessa forma, a metodologia desenvolvida pode ser utilizada para projetar aeronaves multicópteros, de acordo com os requisitos de projeto.

A escolha do motor e consequentemente da potência requerida, foi obtida através do gráfico de MTOW por KV de cada motor. Algumas informações específicas não são possíveis obter devido a confidencialidade de empresas privadas, por isso que a análise foi feita desta forma e foi possível obter resultados compatíveis com os encontrados no mercado.

Com o resultado foi obtido uma aeronave capaz de realizar a missão desejada. Como o custo de aquisição dos componentes foi um parâmetro com alta importância, o projeto demonstrou ser economicamente viável. Este projeto teve um custo estimado de no máximo 75% de uma mesma aeronave desse porte alcançando o objetivo do trabalho. Além disso, como trabalho futuro pode ser feito a fabricação do protótipo, implementação de um sensor para evitar o *no-fly zone*, inclusão de técnicas de controle e análise de incertezas em parâmetros estruturais.

REGULAMENTAÇÃO DE VANT NO BRASIL

A.1 Regulamentação de VANT no Brasil

A operação de multicopteros para uso recreativo, corporativo e experimental devem seguir as regras da ANAC que são complementares aos normativos de outros órgãos públicos brasileiros, como o Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) e da Agência Nacional de Telecomunicações (ANATEL). Em maio de 2017 a ANAC aprovou o regulamento especial para utilização de aeronaves não tripuladas, registrada como RBAC-4 nº 94 (ANAC, 2017a). Este documento tem por finalidade regulamentar as operações dessas aeronaves, preservando a segurança das pessoas envolvidas. Alguns dos limites estabelecidos neste regulamento seguem os limites previamente impostos em órgãos reguladores internacionais, como: *Federal Aviation Administration* (FAA) e *European Aviation Safety Agency* (EASA). O regulamento divide os VANTs em: aeromodelos (VANTs exclusivamente para finalidade recreativa) e aeronaves remotamente pilotadas (VANTs utilizados para operações comerciais, corporativas ou experimentais). De acordo com a ANAC, uma aeronave remotamente pilota é toda aeronave cuja aplicação é destinada para qualquer finalidade que não seja recreativa. Uma outra regra geral define que uma aeronave acima de 250 gramas pode operar em locais distantes de no mínimo 30 metros de terceiros. A responsabilidade é inteiramente do piloto operador e as regras de utilização do espaço aéreo condizem ao DECEA (DECEA, 2017). Operar uma aeronave remotamente pilotada acima de 250 gramas a uma distância menor que 30 metros de outras pessoas requer um comunicado prévio e aceitação pela ANAC e do público presente (ANAC, 2017b). Abaixo é apresentado a divisão de classes de acordo com o peso total da aeronave. Na Figura 47 é apresentado mais informações sobre essa classificação.

- **Classe 1:** acima de 150 kg para peso máximo de decolagem.
- **Classe 2:** acima de 25 kg e abaixo ou igual a 150 kg.

- **Classe 3:** abaixo ou igual a 25 kg.

Figura 47 – Regulamentação nacional para aeronave remotamente controladas

	RPAS Classe 1	RPAS Classe 2	RPAS Classe 3	Aeromodelos
Registro da aeronave?	Sim	Sim	BVLOS: Sim VLOS: Sim ¹	Sim ¹
Aprovação ou autorização do projeto?	Sim	Sim ²	Apenas BVLOS ou acima de 400 pés ²	Não
Limite de Idade para operação?	Sim	Sim	Sim	Não
Certificado médico?	Sim	Sim	Não	Não
Licença e habilitação?	Sim	Sim	Apenas para operações acima de 400 pés	Apenas para operações acima de 400 pés
Local de operação	A distância da aeronave não tripulada NÃO poderá ser inferior a 30 metros horizontais de pessoas não envolvidas e não anuentes com a operação. O limite de 30 metros não precisa ser observado caso haja uma barreira mecânica suficientemente forte para isolar e proteger as pessoas não envolvidas e não anuentes. Esse limite não é aplicável para operações por órgão de segurança pública, de polícia, de fiscalização tributária e aduaneira, de combate a vetores de transmissão de doenças, de defesa civil e/ou do corpo de bombeiros, ou operador a serviço de um destes.			

¹ Todos os aeromodelos acima de 250 gramas e RPA entre 250 gramas e 25 kg que se destinem a operações na linha de visada visual (VLOS) até 400 pés acima do nível do solo, devem ser cadastrados por meio de ferramenta online disponível no endereço <https://sistemas.anac.gov.br/sisant>.

² Para todos os RPAS Classe 2 e os RPAS Classe 3 que se destinam a operações além da linha de visada visual (BVLOS) ou acima de 400 pés, o fabricante pode optar pelo processo de certificação de tipo estabelecido no RBAC nº 21 ou pela autorização de projeto na Subparte E do RBAC-E nº 94.

Fonte: ANAC (2017b).

REFERÊNCIAS

AEROEXPO. 2020. Disponível em: <<https://www.aeroexpo.online>>. Acesso em: 11/01/2020. Citado na página 43.

AGRAWAL, K.; SHRIVASTAV, P. Multi-rotors: A revolution in unmanned aerial vehicle. In: INTERNATIONAL JOURNAL OF SCIENCE AND RESEARCH. [S.l.], 2013. Citado na página 43.

AIRWOLF3D. 2020. Disponível em: <<https://airwolf3d.com/shop/pla-premium/>>. Acesso em: 11/01/2020. Citado na página 51.

ALIEXPRESS. 2020. Disponível em: <<https://pt.aliexpress.com/item/32889496812.html>>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 72.

_____. 2020. Disponível em: <<https://es.aliexpress.com/item/32370714787.html>>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 74.

_____. 2020. Disponível em: <<https://www.aliexpress.com/item/32999337575/>>. Acesso em: 21/01/2020. Citado nas páginas 77 e 78.

_____. **Battery HRB 10000**. 2020. Disponível em: <<https://pt.aliexpress.com/i/32915845449.html>>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 71.

ANAC. Rbac-e 94. In: AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. [S.l.], 2017. Citado na página 93.

_____. Regras sobre drones. In: AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. [S.l.], 2017. Citado nas páginas 93 e 94.

ANEEL. 2020. Disponível em: <http://www.aneel.gov.br/aplicacoes/noticias_boletim/index.cfm>. Acesso em: 20/12/2019. Citado na página 29.

AUSTIN, R. **Unmanned Aircraft Systems – Human Factors in Aviation**. [S.l.]: Elsevier, 2010. Citado na página 21.

_____. **Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment**. [S.l.]: Wiley, 2011. Citado nas páginas 21 e 27.

AVISLAB. 2020. Disponível em: <<http://www.avislab.com/blog/brushless02/>>. Acesso em: 11/01/2020. Citado na página 51.

BANGGOOD. 2020. Disponível em: <<https://www.banggood.com/Gemfan-1045-Carbon-Nylon/>>. Acesso em: 19/01/2020. Citado na página 68.

_____. 2020. Disponível em: <<https://www.banggood.com/Holybro-Kakute-F4/>>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 75.

_____. 2020. Disponível em: <<https://www.banggood.com/Flysky-FS-i6X/>>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 79.

_____. 2020. Disponível em: <https://www.banggood.com/EKEN-H9R-Sport-Action-Waterproof/>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 80.

BEFUS, K. **Localization and System Identification of a Quadcopter UAV**. Dissertação (Mestrado) — Western Michigan University, 2014. Citado na página 22.

BOUABDALLAH, S. **Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying**. Dissertação (Mestrado) — École Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2007. Citado nas páginas 23, 27, 39, 41 e 42.

BOUSBAINE, M. W. e. G. T. P. A. Modelling and simulation of a quad-rotor helicopter. In: IET INTERNATIONAL CONFERENCE ON POWER ELECTRONICS, MACHINES AND DRIVES, 6. [S.l.], 2012. Citado na página 21.

CAMACHO, L. Civil uav capability assessment. **NASA**, n. 1, p. 36–103, 2004. Citado na página 37.

COSTA, A. V. O. **PROJETO ESTRUTURAL E CONSTRUÇÃO DO BRAÇO DE UM MULTIROTOR**. 2016. Citado nas páginas 31, 50 e 66.

DECEA. Rbac-e 94. In: DEPARTAMENTO DE CONTROLE DO ESPACO AÉREO. [S.l.], 2017. Citado na página 93.

DOMINGUES, J. M. B. **Quadrirotor prototype**. Dissertação (Mestrado) — Universidade Técnica de Lisboa, 2009. Citado nas páginas 27, 31, 45, 47, 51 e 54.

DRONENODES. 2020. Disponível em: <https://dronenodes.com/quadcopter-props-best-picks-characteristics/>. Acesso em: 11/01/2020. Citado na página 53.

ELÉTRICA, M. da. 2020. Disponível em: <https://www.mundodaeletrica.com.br/redes-de-energia-eletrica-tipos-e-caracteristicas/>. Acesso em: 19/01/2020. Citado na página 58.

EVANS, S. S. The incredible story of the qh-50 dash. **Vertiflite**, n. 4, p. 36–39, 2011. Citado nas páginas 35, 36 e 37.

FRIEND, P. 2020. Disponível em: http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/fxd_wing/props.htm. Acesso em: 11/01/2020. Citado na página 53.

GETFPV. 2020. Disponível em: <https://www.getfpv.com/sunnysky-x2212-13-980kv-ii.html>. Acesso em: 19/01/2020. Citado na página 66.

HOBBYKING. 2020. Disponível em: https://hobbyking.com/en_us/batteries-chargers/charger-accessories.html. Acesso em: 11/01/2020. Citado nas páginas 54 e 55.

_____. 2020. Disponível em: https://hobbyking.com/en_us/turnigy-nano-tech-1300mah/. Acesso em: 19/01/2020. Citado na página 69.

HOMA, J. **Aerodinâmica e Teoria de Voo – Noções Básicas**. [S.l.]: Asa, 2011. Citado na página 44.

JUNIPER, A. **The Complete Guide To Drones**. [S.l.]: Acanto, 2016. Citado na página 42.

KAKUTE. 2020. Disponível em: <<http://www.holybro.com/manual/KakuteF4V2Manual.pdf>>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 76.

KONDAPALLI, B. **Development and Futures of Drones: Explore heights**. [S.l.]: Bhavyanth Kondapalli, 2018. Citado na página 56.

KUMAR, A. N. e M. Modeling and control of a single axis tilting quadcopter. In: ACC AMERICAN CONTROL CONFERENCE. [S.l.], 2014. Citado nas páginas 21, 22 e 23.

LAMBERMONT, P.; PIRIE, A. **Helicopters and autogyros of the world**. [S.l.]: A.S. Barnes and Company, 1970. Citado nas páginas 34 e 35.

LEISHMAN, J. G. **A History of Helicopter Flight**. [S.l.]: Cambride University Press, 2000. Citado nas páginas 33 e 34.

LIU, C.; LIU, Y.; WU, H.; DONG, R. A safe flight approach of the uav in the electrical line inspection. **International Journal of Emerging Electric Power Systems (IJEPS)**, n. 5, p. 503–515, 2015. Citado nas páginas 32, 84 e 86.

LOW, M. P.-L. O. B. T. M. Leong e S. M. Low-cost microcontroller-based hover control design of a quadcopter. In: IRIS INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON ROBOTICS AND INTELLIGENT SENSORS. [S.l.], 2012. Citado na página 21.

LUQUE-VEGA, L.; CASTILHO-TOLEDO, B.; LOUKIANOV, A. Power line inspection via na unmanned aerial system based on the quadrotor helicopter. In: IEEE MEDITERAANEAN ELECTROTECHINICAL CONFERENCE. [S.l.], 2014. Citado na página 31.

MAHAJAN, G. 2020. Disponível em: <<https://www.alchetron.com/Curtiss-Wright-VZ-7>>. Acesso em: 20/12/2019. Citado nas páginas 35 e 36.

MARQUES, F. M. M. **Modeling, simulation and control of a generic tilting rotor multi-copter**. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal de Uberlândia, 2018. Citado na página 31.

MARTÍNEZ, V. M. **Modelling of the Flight Dynamics of a Quadrotor Helicopter**. Dissertação (Mestrado) — Cranfield University, 2007. Citado nas páginas 22 e 23.

MAULDIN, P. 2015. Disponível em: <<https://www.tdworld.com/grid-innovations/transmission/article/20965642/utility-line-workers-one-of-the-top-10-most-dangerous-professions>>. Acesso em: 12/02/2020. Citado na página 28.

MIN, B.-C. **Navigation Method for VTOL Type UAV using a Limit-cycle Navigation Method and Fuzzy Logic Control**. Dissertação (Mestrado) — Kyung Hee University, 2010. Citado na página 81.

MORAR, I.; NASCU, I. Model simplification of na unmanned aerial vehicle. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON AUTOMATION QUALITY AND TESTING ROBOTICS. [S.l.], 2012. Citado na página 27.

MUSTAPA, Z.; SAAT, S.; HUSIN, S. H.; ABAS, N. Altitude controller design for multi-copter uav. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON COMPUTER AND CONTROL TECHNOLOGY. [S.l.], 2014. Citado nas páginas 22 e 23.

NEWCOME, L. R. **Unmanned Aviation: A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles**. [S.l.]: AIAA American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. Citado na página 21.

NICE, E. B. **DESIGN OF A FOUR ROTOR HOVERING VEHICLE**. Dissertação (Mestrado) — Cornell University, 2004. Citado na página 21.

OFFTHEGRIDSUN. 2020. Disponível em: <<http://offthegridsun.com/Brushless-Motor/SUNNYSKY-X2212-980KV-III-V3-Brushless-Motor>>. Acesso em: 19/01/2020. Citado na página 67.

OLIVEIRA, M. d. L. C. **Modeling, Identification and Control of a Quadrotor Aircraft**. Dissertação (Mestrado) — Lulea University of Technology, 2011. Citado na página 22.

RAFFO, G. V.; ORTEGA, M. G.; RUBIO, F. R. An integral predictive/nonlinear h_∞ control structure for a quadrotor helicopter. **Automatica**, n. 46, p. 29–39, 2010. Citado nas páginas 21 e 23.

RANGEL, R. K.; KIENITZ, K. H.; BRANDAO, M. P. Development of a multi-purpose portable electrical uav system, fixed rottive wing. In: ITA INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA. [S.l.], 2011. Citado na página 31.

RAYMER, D. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. Citado na página 22.

RAZA, S. A.; GUEAIEB, W. **Intelligent Flight Control of an Autonomous Quadrotor, Motion Control**. [S.l.]: InTech, 2010. Citado nas páginas 44 e 45.

RIBEIRO, D. 2020. Disponível em: <<https://fpvsampa.com/howto-choose-a-good-flight-controller-board/>>. Acesso em: 11/01/2020. Citado na página 55.

RIX. 2020. Disponível em: <<https://st3.ning.com/topology/rest/1.0/file/get/15143664?profile=original>>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 82.

ROMEVA, C. R. **Diseño concurrente**. [S.l.]: UPC, 2002. Citado na página 57.

SANCA, A. S. **Modelagem e Controle de Um Microveículo Aéreo: Uma Aplicação de Estabilidade Robusta com a Técnica Backstepping em Uma Estrutura Hexarrotor**. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal do Rio Grande do Norte, 2013. Citado nas páginas 21, 22 e 23.

SHARMA, H.; DUTTA, T.; ADITHYA, V.; BALAMURALIDHAR, P. A real-time framework for detection of long linear infrastructural objects in aerial imagery. In: INTERNATIONAL CONFERENCE INDIA. [S.l.], 2015. Citado na página 32.

THEYS, B.; DIMITRIADIS, G.; HENDRICK, P.; SCHUTTER, J. D. Influence of propeller configuration on propulsion system efficiency of multi-rotor unmanned aerial vehicles. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS. [S.l.], 2016. Citado na página 42.

UBLOX. 2020. Disponível em: <https://www.u-blox.com/sites/default/files/NEO-M8_DataSheet.pdf>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 75.

WANG, B. Power line inspection with a flying robot. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON APPLIED ROBOTICS FOR THE POWER INDUSTRY. [S.l.], 2010. Citado na página 32.

WIKIPEDIA. 2020. Disponível em: <https://en.wikipedia.org/wiki/Carbon_fibers>. Acesso em: 11/01/2020. Citado na página 48.

_____. 2020. Disponível em: <<https://en.wikipedia.org/wiki/Fiberglass>>. Acesso em: 11/01/2020. Citado nas páginas 48 e 49.

_____. 2020. Disponível em: <<https://en.wikipedia.org/wiki/Aluminium>>. Acesso em: 11/01/2020. Citado nas páginas 49 e 50.

_____. 2020. Disponível em: <https://en.wikipedia.org/wiki/Global_Positioning_System>. Acesso em: 21/01/2020. Citado na página 74.

YADAV, S.; SHARMA, M.; BORAD, A. Thrust efficiency of drones (quad copter) with different propellers and there payload capacity. **International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering**, n. 4, p. 393–400, 2017. Citado na página 64.

YUDHONO, R. Design of a bird-like fixed-wing unmanned aerial vehicle. In: ICENS. [S.l.], 2018. Citado na página 41.