

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA  
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

HIGOR LUIZ COELHO OLENKA

PROPOSIÇÃO DE METODOLOGIA PARA PROJETO PRELIMINAR DE DRONES:  
APLICAÇÃO NO PROJETO DE UM DRONE DE COMBATE A INCÊNDIOS

Joinville

2024

HIGOR LUIZ COELHO OLENKA

PROPOSIÇÃO DE METODOLOGIA PARA PROJETO PRELIMINAR DE DRONES:  
APLICACAO NO PROJETO DE UM DRONE DE COMBATE A INCÊNDIOS

Trabalho apresentado como requisito parcial para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Curso de Engenharia Aeroespacial, do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Dalton Luiz Rech Vidor

Joinville

2024

HIGOR LUIZ COELHO OLENKA

PROPOSIÇÃO DE METODOLOGIA PARA PROJETO PRELIMINAR DE DRONES:  
APLICACAO NO PROJETO DE UM DRONE DE COMBATE A INCÊNDIOS

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Curso de Engenharia Aeroespacial, do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville (SC), 15 de dezembro de 20224.

**Banca Examinadora:**

---

Dr. Dalton Luiz Rech Vidor  
Orientador/Presidente

---

Dr. Diogo Lôndero da Silva  
Membro  
Universidade Federal de Santa Catarina

---

Dr.(a) Tamiris Grossl Bade  
Membro  
Universidade Federal de Santa Catarina

Dedico este trabalho a minha mãe.

## **AGRADECIMENTOS**

A conclusão deste trabalho não seria possível sem o apoio e a dedicação de diversas pessoas que, ao longo desta jornada, contribuíram significativamente para o meu desenvolvimento pessoal e acadêmico.

Agradeço, primeiramente, aos amigos, em especial aos companheiros da República Sem Saída, que estiveram presentes de forma incondicional em todos os momentos, compartilhando conversas, risadas e enfrentando juntos as adversidades que surgiram ao longo do percurso.

À família, expresso profunda gratidão pelo suporte e incentivo constantes, que foram fundamentais para seguir em frente e superar os desafios ao longo dessa caminhada.

Aos professores da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) – Campus Joinville, agradece-se por todo o conhecimento transmitido e pelas contribuições essenciais ao processo de formação acadêmica. Um agradecimento especial é destinado ao professor Dalton Vidor, orientador deste trabalho, por sua orientação dedicada, pelas conversas enriquecedoras e pelo incentivo constante, que se mostraram indispensáveis para a realização desta pesquisa.

A todos que, de alguma forma, contribuíram para a concretização deste projeto, dedico este agradecimento sincero e carregado de gratidão.

Nossa existência não é mais que um curto-circuito de luz entre duas eternidades de escuridão.

(NABOKOV, VLADMIR).

## RESUMO

A crescente utilização de drones (veículos aéreos não tripulados) na sociedade, impulsionada por avanços tecnológicos, destaca a importância de explorar novas aplicações para esta tecnologia, especialmente no que se refere ao combate a incêndios em edifícios altos. A verticalização das cidades cria desafios significativos no que diz respeito ao combate a incêndios em grandes alturas, exigindo elevados investimentos e expondo os bombeiros a riscos consideráveis. No entanto, a literatura técnica sobre projetos de drones comerciais para atividades urbanas é ainda limitada em comparação com os meios de transporte aéreos convencionais. Este cenário evidencia a necessidade de desenvolver metodologias que possibilitem a criação de drones eficazes para enfrentar esses desafios. O presente trabalho tem como objetivo desenvolver uma metodologia preliminar para projetar drones comerciais e aplicá-la à concepção de um drone destinado ao combate de incêndios em ambientes urbanos elevados. A metodologia proposta envolve processos estruturados baseados em equações presentes na literatura, aliadas ao uso de programas informáticos comerciais para o detalhe mecânico e simulações fluidodinâmicas e estruturais dos componentes. Desta forma, é possível avaliar a viabilidade do projeto e o comportamento do drone em condições padrão de utilização. Os resultados indicam que a sequência de processos adotada é adequada para o desenvolvimento preliminar de drones, resultando um projeto sólido, embora ainda sujeito a otimizações em diversas áreas.

**Palavras-chave:** Drones; Projeto preliminar; Combate a incêndios.

## ABSTRACT

The increasing use of drones (unmanned aerial vehicles) in society, driven by technological advances, highlights the importance of exploring new applications for this technology, especially with regard to firefighting in high-rise buildings. The verticalization of cities creates significant challenges when it comes to fighting fires at great heights, requiring high investments and exposing firefighters to considerable risks. However, the technical literature on commercial drone projects for urban activities is still limited compared to conventional aerial means of transportation. This scenario highlights the need to develop methodologies that enable the creation of effective drones to meet these challenges. This work aims to develop a preliminary methodology for designing commercial drones and apply it to the design of a drone intended for firefighting in high urban environments. The proposed methodology involves structured processes based on equations found in the literature, combined with the use of commercial computer programs for mechanical detailing and fluid-dynamic and structural simulations of the components. In this way, it is possible to assess the feasibility of the project and the drone's behavior under standard conditions of use. The results indicate that the sequence of processes adopted is suitable for the preliminary development of drones, resulting in a solid project, although still subject to optimization in several areas.

**Keywords:** Drone; Firefighting; Preliminary design.



## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Tipos de refinamento de malha.....	39
Figura 2 - Exemplo de malha .....	48
Figura 3 - Esquemático da proposição de metodologia .....	51
Figura 4 - Modelo de braço .....	54
Figura 5 - Perfis de aerofólio da hélice.....	55
Figura 6 - Loft da hélice.....	56
Figura 7 - Hélice .....	57
Figura 8 - Forças e fixação.....	58
Figura 9 - Domínios da simulação.....	59
Figura 10 - Malha gerada para o braço .....	65
Figura 11 - Resultados da simulação estrutural .....	66
Figura 12 - Nivel de discretização 1 .....	67
Figura 13 - Nivel de discretização 2 .....	68
Figura 14 - Nivel de discretização 3 .....	68
Figura 15 - Relação entre números de elementos, força normal e iterações .....	70
Figura 16 - Motor selecionado.....	72
Figura 17 - Hélice escolhida.....	73

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Resultados do algoritmo de estimativa de missão .....	62
Tabela 2 - Resultado do algoritmo de estimativas iniciais .....	64
Tabela 3 - Resultado das massas após análise dos componentes.....	71

## **LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

BLDC – Brushless direct current

NFPA – National Fire Protection Association

CAE – Computer aided engineering

FEA – Finite element analysis

CFD – Computational fluid dynamics

LiPo – Lithium Polymer

ESC – Electronic speed controller

## SUMÁRIO

<b>1. INTRODUÇÃO</b> .....	<b>13</b>
1.1. OBJETIVOS .....	17
<b>1.1.1. Objetivo Geral</b> .....	<b>17</b>
<b>1.1.2. Objetivos Específicos</b> .....	<b>17</b>
<b>2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b> .....	<b>18</b>
2.1. DRONES .....	18
2.2. ETAPAS DE PROJETO NA ENGENHARIA: PROJETO PRELIMINAR .....	19
2.3. MOTORES BLDC .....	21
2.4. BATERIAS LIPO .....	26
2.5. ESC .....	28
2.6. MECÂNICA DOS SÓLIDOS: ANÁLISE DE VIGA ENGASTADA .....	30
2.7. MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS .....	35
2.8. HÉLICES .....	40
2.9. FLUIDODINAMICA COMPUTACIONAL .....	44
<b>3. METODOLOGIA</b> .....	<b>50</b>
<b>4. RESULTADOS</b> .....	<b>62</b>
<b>5. CONCLUSÃO</b> .....	<b>75</b>
<b>REFERÊNCIAS</b> .....	<b>77</b>
<b>APÊNDICE A – CALCULO DOS PARÂMETROS INICIAIS</b> .....	<b>80</b>
<b>APÊNDICE B – CALCULO DOS PARÂMETROS PRELIMINARES</b> .....	<b>81</b>
<b>APÊNDICE C – CALCULO DA TENSÃO COM CABOS</b> .....	<b>83</b>

## 1. INTRODUÇÃO

Os drones, em especial os multirotores, representam um marco revolucionário na aviação contemporânea, tendo suas origens no início do século XX. A primeira aeronave quadrotor conhecida foi criada pelos Irmãos Breguet em 1907, com o Gyroplane No. 1, que é considerado o precursor das aeronaves de asas rotativas. No entanto, devido à instabilidade e à ausência de controle, a aeronave não conseguiu realizar voos livres (Ghazbi et al., 2016). Posteriormente, avanços tecnológicos ocorreram em projetos como o "Flying Octopus", de Georges de Bothezat, e o "Oemichen No. 2", de Etienne Oemichen, ambos desenvolvidos em 1922, embora continuassem limitados. A evolução prosseguiu ao longo do século, culminando em aeronaves mais sofisticadas, como o Curtiss X-19, de 1963, e o Bell X-22A, de 1966, que antecederam os modernos quadrotors em uso atualmente (Ghazbi et al., 2016).

As aeronaves multirotores obtêm sustentação por meio de múltiplos rotores independentes, geralmente dispostos de forma simétrica e coplanares (no mesmo plano). Essa configuração permite decolagens e pousos verticais, além de trajetórias de voo versáteis (Yokota, 2014). Dentre os multirotores, os quadrotors, caracterizados por quatro rotores, destacam-se por sua manobrabilidade superior, tamanho compacto e facilidade operacional. Essas vantagens os tornam ideais para missões que exigem voos estacionários, como buscas e resgates, intervenções emergenciais, vigilância militar e operações de segurança pública (Villbrandt, 2010).

O design simplificado dos quadrotors oferece benefícios notáveis em relação aos helicópteros convencionais. Enquanto os helicópteros tradicionais dependem de rotores principais com controle de passo variável para gerar sustentação, os quadrotors utilizam pares de hélices que giram em direções opostas, acopladas a motores independentes, eliminando a necessidade de sistemas complexos de controle de passo (Villbrandt, 2010). Além disso, como os torques dos rotores opostos se neutralizam, os quadrotors dispensam o uso de rotor de cauda para equilibrar o torque gerado. Essa configuração mais simples proporciona vantagens como menor custo, manutenção facilitada e alta eficiência em uma ampla gama de aplicações, desde o uso militar até o combate a incêndios em áreas urbanas (Villbrandt, 2010; Yokota, 2014).

O combate a incêndios em edifícios altos apresenta desafios consideráveis, sendo o principal deles o tempo necessário para localizar o foco das chamas e dar início às operações de combate. Essas situações exigem, desde o início, guarnições reforçadas e equipamentos adequados para atender às múltiplas demandas, como resgate de vítimas, ventilação do ambiente, transporte de materiais e recarga de suprimentos. O agravamento do problema ocorre quando edificações não possuem sistemas automáticos de controle de fogo ou equipes treinadas, o que dificulta a contenção do incêndio nos estágios iniciais, aumentando o risco de danos maiores (DUARTE et al., 2021).

Estudos internacionais revelam a magnitude desse problema. Por exemplo, uma pesquisa da NFPA sobre incêndios em edifícios altos demonstrou que, nos Estados Unidos, cerca de 14.500 incidentes anuais entre 2009 e 2013 resultaram em significativos prejuízos humanos e materiais. Os números indicam uma média de 40 mortes, 520 feridos e perdas econômicas superiores a 150 milhões de dólares por ano, evidenciando a gravidade dessas ocorrências e a necessidade de ações preventivas mais eficazes (DUARTE et al., 2021).

A falta de um planejamento estratégico prévio é outro obstáculo significativo. Sem rotas bem definidas para acessar os pavimentos afetados, bombeiros perdem tempo valioso tentando alcançar o foco do incêndio. Essa limitação reforça a necessidade de estudos antecipados sobre a estrutura do prédio e estratégias específicas de intervenção, elementos que muitas vezes são negligenciados (DUARTE et al., 2021).

Além disso, os próprios profissionais enfrentam desafios extremos durante essas operações. O trabalho dos bombeiros é fisicamente e mentalmente exigente, demandando coordenação eficiente, gestão da fadiga e constante preparação. A ausência de um plano estruturado que considere essas condições pode colocar em risco a vida desses profissionais e comprometer o sucesso do resgate (DUARTE et al., 2021).

Por fim, os recursos materiais desempenham um papel crucial no controle de incêndios em altura. Equipamentos e materiais, como mangueiras e extintores, precisam ser posicionados estrategicamente e disponíveis em quantidade suficiente para uma rápida mobilização. Espaços de manobra adequados no entorno dos edifícios são igualmente essenciais para assegurar a eficácia das operações e minimizar os prejuízos (DUARTE et al., 2021).

As dificuldades no combate a incêndios em grandes altitudes, como a complexidade de acesso aos pavimentos afetados e o risco elevado enfrentado pelos bombeiros, evidenciam a necessidade de soluções inovadoras. Embora a tecnologia atual de drones, particularmente os quadricópteros, ofereça um potencial significativo para essas operações, a literatura existente apresenta uma lacuna em relação a estudos de design específicos para esses dispositivos, sobretudo em comparação com aeronaves convencionais, como helicópteros.

Apesar do avanço tecnológico e da aplicabilidade prática dos drones em diversos cenários, há uma carência evidente de procedimentos estruturados que norteiem o desenvolvimento preliminar de quadricópteros destinados ao combate a incêndios. Essa ausência de diretrizes não apenas dificulta o planejamento de novos projetos, como também limita a capacidade de integrar essas aeronaves ao contexto operacional de emergências em altura, onde sua utilização poderia ser decisiva para salvar vidas e mitigar danos.

A adoção de tais procedimentos visa otimizar o processo de desenvolvimento de quadricópteros e possibilitar sua utilização como ferramentas essenciais no enfrentamento de incêndios em altitudes. Com isso, espera-se não apenas preencher as lacunas existentes na literatura sobre o tema, mas também contribuir para uma abordagem mais eficiente e segura no uso de tecnologias emergentes para a proteção de vidas e bens em situações críticas.

A pesquisa conduzida por Wu et al. (2024) apresenta um modelo matemático que integra a previsão de propagação de incêndios florestais com a estimativa de perdas econômicas, oferecendo uma abordagem inovadora para otimizar o uso de drones no combate a incêndios. O estudo destaca a utilização de métodos de otimização meta-heurística, como o Water Wave Optimization (WWO), para planejar e agendar os drones de forma eficiente em resposta a diferentes cenários de incêndios. De acordo com os autores, "a combinação de modelagem de propagação de incêndios e agendamento de drones com otimização de perdas permite melhorar significativamente a eficiência das respostas emergenciais" (WU et al., 2024).

Além disso, a pesquisa realiza experimentos computacionais em 72 cenários simulados, validando o método proposto em áreas florestais reais na China. Os resultados indicam que o modelo reduz de forma expressiva o tempo de resposta e as perdas financeiras em situações críticas. A abordagem também prevê configurações ideais de suporte, incluindo pessoal e equipamentos, para maximizar a

eficácia no combate a incêndios em áreas remotas e de alta complexidade. (WU et al., 2024).

A pesquisa de Vimalkumar e Shaw (2020) investigou o design e desenvolvimento de um drone pesado voltado para operações de combate a incêndios, focando em soluções inovadoras para situações em que a intervenção humana é inviável. O modelo desenvolvido conta com funcionalidades como bolas extintoras automáticas, câmeras térmicas para detecção de hotspots (pontos quentes) e localização de pessoas em áreas de baixa visibilidade, além de tanques de água e bombas de alta pressão. Segundo os autores, "o drone projetado oferece uma solução eficaz para reduzir riscos aos bombeiros e otimizar as operações de combate a incêndios, especialmente em edifícios e áreas de difícil acesso" (VIMALKUMAR; SHAW, 2020).

O estudo destaca o uso de uma configuração de octocóptero para garantir maior capacidade de carga, com uma estrutura robusta capaz de transportar até 20 kg de equipamentos e operar por até 14 minutos. A pesquisa incluiu testes de desempenho para validar a estabilidade de voo e a eficácia do lançamento das bolas extintoras. Com base nos resultados obtidos, os autores enfatizam o potencial do drone não apenas para operações de combate a incêndios, mas também para outras aplicações industriais e de gerenciamento de infraestrutura crítica (VIMALKUMAR; SHAW, 2020).

A metodologia adotada baseou-se em uma revisão aprofundada da literatura técnica para compreender as equações que regem o desempenho de motores BLDC, baterias, hélices e métodos de otimização para drones. Essas análises permitiram estabelecer parâmetros iniciais de desempenho em voo. Em seguida, foi realizado o detalhamento tridimensional do drone utilizando um software CAE, complementado por simulações estruturais para avaliar a resistência dos braços e análises fluidodinâmicas para otimizar o desempenho das hélices.

Os resultados indicam que a abordagem metodológica é sólida e fornece uma base confiável para o desenvolvimento preliminar de drones voltados para combate a incêndios. No entanto, o estudo ressalta a necessidade de avançar para etapas subsequentes de projeto, incluindo testes práticos e validação em cenários reais, para garantir a viabilidade operacional do equipamento.



## 1.1. OBJETIVOS

Para resolver a necessidade do desenvolvimento de etapas estruturadas para o projeto preliminar e análise da viabilidade de drones, propõe-se os seguintes objetivos.

### 1.1.1. Objetivo Geral

Propor uma metodologia para o desenvolvimento do projeto preliminar de drones e aplicar a mesma ao projeto de um drone de combate a incêndios.

### 1.1.2. Objetivos Específicos

- Revisar as equações de performance de motores BLDC, hélices e baterias LiPo;
- Desenvolver o frame e as hélices de um drone em software CAE;
- Calcular a performance de um drone a partir de equações de eficiência global;
- Simular e calcular o comportamento mecânico de um braço de drone sob cargas em cenário real;
- Simular o desempenho de uma hélice em software fluidodinâmico;
- Calcular a viabilidade de alimentar um drone diretamente via cabos de energia;

## 2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A crescente necessidade de soluções tecnológicas eficazes para combater incêndios em áreas de difícil acesso destaca a importância de dispositivos como drones especializados, que oferecem maior segurança e eficiência em situações de emergência. No entanto, o desenvolvimento desses equipamentos apresenta desafios significativos, como a otimização de componentes essenciais: (1) motores BLDC, (2) baterias, (3) hélices, além da necessidade de análises estruturais e (4) aerodinâmicas detalhadas. Este capítulo aborda esses aspectos, reunindo fundamentos teóricos e estudos técnicos que embasam o design preliminar de drones para combate a incêndios, apresentando, de forma organizada, tópicos como desempenho de motores BLDC, eficiência energética de baterias, otimização de hélices e métodos de simulação avançada.

### 2.1. DRONES

Sir Isaac Newton, em 1687, apresentou suas leis do movimento, que explicam como forças e objetos interagem para influenciar o movimento. A terceira lei de Newton estabelece que toda ação gera uma reação de igual intensidade e direção oposta. Essa lei é fundamental para entender o funcionamento de um quadricóptero, pois quando suas hélices giram, elas empurram o ar para baixo, representando a ação. A reação correspondente é uma força para cima, que impulsiona o aparelho. Quando essa força de sustentação supera a gravidade, o quadricóptero consegue se elevar no ar, iniciando o voo (NASA, 2024).

Para que um quadricóptero execute movimentos no espaço, ele precisa realizar deslocamentos verticais, laterais e rotacionais, todos baseados na interação das forças de sustentação e torque geradas pelas hélices. As quatro hélices desempenham papéis complementares, sendo capazes de criar forças que atuam de maneira precisa para controlar a trajetória do aparelho. O princípio básico para cada tipo de movimento é a manipulação da força de sustentação e da direção do fluxo de ar gerado pelas hélices, permitindo ao quadricóptero se mover em qualquer direção ou permanecer estável no ar (NASA, 2024).

O movimento vertical é determinado pela relação entre a força de sustentação gerada pelas hélices e a força gravitacional. Quando a força de sustentação

ultrapassa a gravidade, o quadricóptero sobe; quando é menor, ele desce. Se ambas as forças forem equivalentes, o aparelho permanece no mesmo nível, em um estado de equilíbrio que permite o voo estacionário. Essa precisão é alcançada ao ajustar a velocidade de rotação das hélices, garantindo que a força total gerada seja suficiente para contrabalançar o peso do aparelho e mantê-lo suspenso no ar (NASA, 2024).

O movimento lateral, por sua vez, ocorre ao criar diferenças na força de sustentação entre os lados do quadricóptero. Isso é feito variando a velocidade de rotação das hélices de cada lado. Quando as hélices de um lado giram mais rápido que as do outro, a força de sustentação é maior nesse lado, fazendo com que o quadricóptero se incline e se mova na direção oposta ao lado onde a sustentação é menor. Esse princípio permite que o aparelho se desloque para frente, para trás ou lateralmente, dependendo de como a diferença de forças é aplicada (NASA, 2024).

O movimento rotacional é governado pelo torque, que é uma força de torção gerada pela rotação das hélices. Cada hélice cria torque ao girar, e segundo a terceira lei de Newton, uma força de igual intensidade e sentido oposto também é gerada. Para evitar que o quadricóptero gire descontroladamente devido ao torque acumulado, engenheiros projetaram o sistema de hélices de forma que duas delas girem no sentido horário e as outras duas no sentido anti-horário. Esse equilíbrio neutraliza os torques, permitindo um controle mais preciso sobre o aparelho (NASA, 2024).

Se o objetivo for girar o quadricóptero em torno de seu próprio eixo, é possível manipular os torques ao variar a velocidade das hélices que giram em sentidos opostos. Por exemplo, se as hélices que criam torque no sentido anti-horário girarem mais rápido que as outras, o torque anti-horário prevalece, e o quadricóptero gira nesse sentido. O mesmo princípio pode ser aplicado ao contrário, permitindo rotações no sentido horário. Essa capacidade de ajustar os torques é crucial para manobras precisas durante o voo (NASA, 2024).

## 2.2. ETAPAS DE PROJETO NA ENGENHARIA: PROJETO PRELIMINAR

O projeto preliminar é uma etapa fundamental no desenvolvimento de sistemas e produtos de engenharia, pois estabelece os alicerces para as fases subsequentes do processo. Essa etapa assegura que as principais funcionalidades e requisitos do sistema sejam devidamente identificados e descritos, servindo como guia para o restante do desenvolvimento. Sua importância está diretamente

relacionada à capacidade de antecipar desafios, mitigar riscos e otimizar a alocação de recursos logo nas primeiras fases do projeto, proporcionando maior eficiência ao processo. Ao definir características gerais de subsistemas e componentes, torna-se possível prever possíveis falhas e adotar soluções preventivas antes de avançar para etapas mais detalhadas (PURDUE UNIVERSITY, 2024).

Os métodos empregados no projeto preliminar envolvem o uso de esquemas, diagramas ou fluxogramas para representar visualmente os sistemas e suas interações. Essas representações oferecem uma visão clara da estrutura global do produto e das conexões entre seus elementos, facilitando o planejamento e a comunicação entre as equipes. Além disso, os requisitos técnicos de cada componente são definidos de maneira quantitativa, estabelecendo parâmetros que guiam o desenvolvimento e garantem que as especificações sejam cumpridas. Simulações e análises iniciais são frequentemente utilizadas para validar essas definições, identificando áreas que precisam de ajustes (PURDUE UNIVERSITY, 2024).

O processo de projeto preliminar caracteriza-se pela sua natureza iterativa, que permite revisões e refinamentos contínuos. Essa abordagem iterativa promove a implementação de melhorias ao longo do processo, evitando problemas nas etapas finais e garantindo que as soluções sejam baseadas em dados concretos. Durante essa etapa, relatórios técnicos são elaborados para verificar a conformidade da arquitetura e dos requisitos definidos, apontando possíveis alterações que devem ser realizadas. A flexibilidade proporcionada por essa dinâmica iterativa assegura que o projeto atenda plenamente aos objetivos previamente estabelecidos (PURDUE UNIVERSITY, 2024).

O projeto preliminar é, portanto, uma fase essencial na elaboração de sistemas complexos, permitindo que o desenvolvimento seja conduzido de maneira estruturada e eficiente. Ao integrar a definição de requisitos, análises preliminares e revisões iterativas, essa etapa fundamenta o sucesso de projetos de engenharia, alinhando qualidade, desempenho e viabilidade técnica (PURDUE UNIVERSITY, 2024).

### 2.3. MOTORES BLDC

Um motor de ímã permanente sem escovas (Brushless PM) opera com base em princípios fundamentais do magnetismo, como a atração dos ímãs pelo ferro e a repulsão e atração entre polos magnéticos opostos e iguais. No motor, o rotor é composto por um ímã de barra e o estator é um anel de ferro. Esses componentes são separados por um pequeno espaço de ar, e o ímã é livre para girar. Quando o ímã está no centro do anel, sem qualquer protuberância no estator, ele não tem uma posição de descanso preferida, pois não há produção de torque, já que as forças de atração sobre os polos são iguais e opostas (HANSELMAN, 2006).

No entanto, quando o estator apresenta protuberâncias, ou polos, o ímã tende a se alinhar com esses polos quando gira. Nesse caso, o torque é gerado porque a força de atração entre o ímã e o ferro aumenta à medida que a distância entre eles diminui. Assim, em certas posições o ímã naturalmente se alinha com os polos, criando posições chamadas de "posições de detenção", que são estáveis. Quando o ímã está entre os polos, essas posições são instáveis, pois qualquer pequena perturbação o afastará do alinhamento. Esse torque é conhecido como cogging torque, que geralmente é indesejável em aplicações práticas (HANSELMAN, 2006).

A adição de bobinas com corrente aos polos transforma o estator em um eletroímã, gerando um novo tipo de torque, chamado torque de alinhamento ou torque mútuo, que ocorre devido à atração entre os polos magnéticos gerados pelas bobinas e os polos do ímã no rotor. Esse torque pode ser revertido se a direção da corrente for invertida, fazendo com que polos iguais se repilam e gerem movimento no sentido contrário (HANSELMAN, 2006).

Para obter rotação contínua do ímã, é comum usar várias bobinas, dispostas em fases, que são energizadas e desenergizadas de maneira sequencial, em um processo chamado comutação. Dessa forma, os polos magnéticos no estator interagem com o rotor, fazendo-o girar continuamente e permitindo que o motor realize trabalho (HANSELMAN, 2006).

A força de Lorentz é um conceito fundamental no estudo do comportamento de motores elétricos, sendo responsável pela força que atua sobre um condutor percorrido por corrente quando inserido em um campo magnético. Quando um ímã em forma de U, com polo norte e sul, cria um campo magnético, as linhas de campo se estendem entre esses polos. Quando o condutor, imerso nesse campo, conduz

corrente, ocorre uma interação entre o campo magnético do ímã e o campo magnético gerado pelo condutor, gerando uma força. A força que atua sobre esse condutor pode ser calculada pela fórmula (BÜCHI, 2012):

$$F = B I L \quad (1)$$

Onde B é a indução magnética, I é a corrente, e L é o comprimento do condutor dentro do campo magnético. Utilizando a regra da mão direita, é possível determinar a direção da força resultante, que será perpendicular tanto ao campo magnético quanto à direção da corrente (BÜCHI, 2012).

Essa força é essencial para a geração de torque nos motores elétricos, onde ímãs permanentes no rotor interagem com os enrolamentos no estator. O torque gerado pode ser descrito matematicamente pela fórmula (BÜCHI, 2012):

$$P_{motor} = \frac{60}{2\pi} n_{motor} M_{motor} \quad (2)$$

Onde  $n_{motor}$  é a velocidade de rotação em rotações por minuto (rpm) e  $M_{motor}$  é o torque no eixo do motor. O funcionamento do motor, portanto, é resultado da interação entre esses campos magnéticos, que geram forças para impulsionar o rotor (BÜCHI, 2012).

As bobinas de motores elétricos podem ser conectadas de duas formas principais: estrela ou delta. Na conexão estrela, uma extremidade de cada bobina é conectada a um cabo de alimentação, enquanto as outras extremidades são unidas em um ponto comum, chamado ponto estrela. Já na conexão delta, as extremidades de duas bobinas são conectadas entre si e ligadas a um cabo de alimentação. Ambas as conexões garantem o funcionamento adequado do motor, mas apresentam diferenças quanto à tensão gerada nas bobinas. A conexão delta, por exemplo, resulta em uma tensão maior, o que pode alterar as propriedades do motor (BÜCHI, 2012).

O esquema de enrolamento das bobinas também é crucial no design dos motores, uma vez que a distribuição das bobinas depende do número de ranhuras e polos do motor. Além disso, o sentido do enrolamento (horário ou anti-horário) deve ser rigorosamente respeitado, pois ele influencia diretamente a direção de rotação do motor. Outro fenômeno importante a ser considerado é o efeito pelicular, que ocorre em condutores que transportam corrente alternada. Nesse caso, a corrente tende a

se concentrar nas camadas externas do fio, aumentando sua resistência. Para minimizar esse efeito, é comum utilizar vários fios finos conectados em paralelo, em vez de um único fio grosso (BÜCHI, 2012).

O parâmetro kV (rpm/V) indica quantas rotações por minuto o motor vazio realiza por volt aplicado. A velocidade do motor é calculada com base na tensão contrária induzida pelo movimento. A tensão induzida em um condutor movido em um campo magnético pode ser descrita pela equação (BÜCHI, 2012):

$$U = B N v L \quad (3)$$

Onde B é a indução magnética, N o número de voltas da bobina, v a velocidade, e L o comprimento do condutor. A relação entre kV e a tensão da bateria é fundamental, sendo que um kV alto gera menos torque para uma corrente específica, enquanto um kV baixo gera mais torque com a mesma corrente. A equação para kV é dada por (BÜCHI, 2012):

$$kV = \frac{n}{U_{bat}} = \frac{0,866 * 60}{\pi D B N 2L} \quad (4)$$

Onde n é a velocidade de rotação e  $U_{bat}$  é a tensão da bateria.

A relação entre torque e corrente em motores elétricos é crucial para entender o desempenho do motor sob carga. À medida que o torque aumenta, a corrente necessária para sustentar esse torque também aumenta. Isso resulta em uma maior queda de tensão ao longo da resistência do enrolamento do motor, o que, por sua vez, diminui a tensão contrária induzida e, conseqüentemente, a velocidade do motor. Em outras palavras, conforme o torque aumenta, a velocidade do motor diminui devido à resistência interna  $R_i$ .

A relação entre o torque M e a corrente I é descrita pela constante do motor  $k_m$ , que relaciona diretamente o torque gerado pelo motor com a corrente que flui entre a bateria e o controlador. A fórmula básica que descreve essa relação é (BÜCHI, 2012):

$$M = I k_m \quad (5)$$

A constante  $k_m$  também pode ser expressa como:

$$kM = \frac{30}{kV \pi} \quad (6)$$

Onde kV é a constante que representa a velocidade do motor em rotações por minuto (rpm) por volt aplicado. Motores com um valor elevado de kV (ou seja, motores que geram alta velocidade por volt aplicado) tendem a ter um kM baixo, o que significa que para uma corrente específica, eles geram menos torque. Isso é comum, por exemplo, em motores Inrunner, que são projetados para alta velocidade e baixo torque. Por outro lado, motores com um kV baixo, como motores Outrunner, geram mais torque com a mesma corrente, tendo um kM mais alto (BÜCHI, 2012).

Além disso, em condições de bloqueio, quando o motor está parado, a corrente pode ser extremamente alta, pois toda a tensão da bateria é aplicada sobre a resistência interna  $R_i$  do motor, que geralmente é muito pequena. Isso pode causar superaquecimento e danos nas bobinas. Para evitar isso, muitos controladores brushless possuem sistemas de proteção que medem a corrente e desligam o motor em situações de sobrecarga (BÜCHI, 2012).

Por fim, a velocidade de rotação do motor pode ser calculada com base na corrente e na resistência interna conhecidas, utilizando a seguinte equação:

$$n = (U_{bat} - IR_i)kV \quad (7)$$

Essa equação mostra que, à medida que a corrente aumenta devido à carga aplicada, a queda de tensão na resistência interna  $R_i$  reduz a velocidade de rotação do motor. Portanto, quanto menor for a resistência interna  $R_i$ , menor será a queda de velocidade com o aumento da corrente e do torque.

A resistência dos cabos também é um fator importante no desempenho dos motores. A resistência de um condutor é dada por:

$$R = \frac{\rho L}{A} \quad (8)$$

Onde  $\rho$  é a resistividade do material,  $L$  é o comprimento do fio, e  $A$  é a área da seção transversal. Fios mais grossos têm menor resistência, o que melhora a eficiência do motor (BÜCHI, 2012).



A potência em motores elétricos pode ser dividida em três categorias: potência elétrica, potência mecânica e perdas de potência. Um motor brushless converte energia elétrica em energia mecânica com algumas perdas. A potência mecânica no eixo do motor pode ser calculada pela equação (BÜCHI, 2012):

$$P_{mech} = \frac{n M \pi}{30} \quad (9)$$

$$P_{mech} = (U_{bat} - IR_i)(I - I_0) \quad (10)$$

Onde  $n$  é a velocidade de rotação em rpm e  $M$  é o torque gerado. Perdas de potência ocorrem principalmente devido à resistência interna  $R_i$  e à corrente de repouso  $I_0$ . A eficiência de um motor brushless pode ser maximizada minimizando essas perdas (BÜCHI, 2012).

A eficiência de motores brushless pode ser expressa pela equação:

$$\eta = \frac{P_{mech}}{P_{el}} = \frac{(U_{bat} - IR_i)(I - I_0)}{U_{bat}I} \quad (11)$$

Onde  $P_{mech}$  é a potência mecânica,  $P_{el}$  é a potência elétrica fornecida,  $U_{bat}$  é a tensão da bateria,  $I$  é a corrente,  $R_i$  é a resistência interna, e  $I_0$  é a corrente de repouso. Essa fórmula destaca a importância de reduzir as perdas internas para maximizar a eficiência do motor (BÜCHI, 2012).

Em motores modernos, as perdas de potência são minimizadas, o que reduz o aquecimento e aumenta a vida útil. A relação entre o tamanho do motor e a potência gerada também é relevante. Quanto maior a superfície do estator, mais calor o motor pode dissipar, melhorando sua eficiência operacional. Por fim, a potência elétrica pode ser estimada pela equação (BÜCHI, 2012):

$$P_{el} = x A \frac{W}{mm^2} \quad (12)$$

Onde  $A$  é a área da superfície do estator. A variável  $x$  pode variar de 0,05 até 0,1 dependendo da forma construtiva do mesmo.

Outra relação encontrada na literatura aponta que, para motores de fluxo radial, o torque é proporcional ao diâmetro e ao comprimento axial do rotor, conforme a equação (BÜCHI, 2012):

$$T = kD^2L \quad (13)$$

Onde T é o torque, k é uma constante, D é o diâmetro do rotor e L é o comprimento axial do rotor.

## 2.4. BATERIAS LIPO

As baterias de íon de lítio (Li-ion) e de polímero de lítio (Li-polímero) são amplamente utilizadas no mercado global e são fundamentais para o funcionamento de bilhões de dispositivos eletrônicos, como smartphones, wearables e outros equipamentos móveis e estacionários. Estas baterias possibilitaram o desenvolvimento de dispositivos ultrafinos e leves, como notebooks e tablets. De acordo com previsões de mercado, espera-se que as vendas de baterias à base de lítio aumentem cerca de 15% ao ano até 2024. Atualmente, não há uma alternativa prática conhecida que substitua as baterias de Li-ion e Li-polímero (JAUCH QUARTZ GMBH, 2018).

Apesar de semelhantes, as baterias de Li-polímero diferem das de Li-ion principalmente em sua construção. Ambas operam através da deintercalação e intercalação de íons de lítio entre os materiais dos eletrodos. Em geral, as células são compostas de um eletrodo negativo de grafite, um eletrodo positivo de óxido de metal de lítio (com variações de manganês, níquel ou cobalto) e uma camada separadora. Em algumas baterias de menor tensão, o fosfato de ferro de lítio substitui esses compostos de metal, fornecendo características específicas de acordo com a composição usada, que pode variar entre fabricantes e níveis de qualidade (JAUCH QUARTZ GMBH, 2018).

Enquanto as baterias de Li-ion possuem uma estrutura rígida de aço inoxidável ou alumínio, com formatos cilíndricos ou retangulares, as de Li-polímero, ou “células de bolsa”, são mais flexíveis e leves, com uma carcaça de folha de alumínio que permite uma produção econômica em diversos tamanhos e formatos.

Essa construção flexível torna possível a fabricação de células com menos de 1 mm de espessura, proporcionando grande liberdade de design para os dispositivos finais.

Em termos de densidade energética, as baterias de Li-polímero são ligeiramente mais eficientes em relação ao peso total quando comparadas às de Li-ion, permitindo facilmente conexão em paralelo para alcançar maiores capacidades. Além disso, apresentam uma taxa de autodescarga relativamente baixa, o que é vantajoso para muitos dispositivos. Durante a carga inicial, o lítio se move do cátodo para o ânodo de grafite, expandindo ligeiramente as camadas e aumentando a espessura da célula, um fator importante a ser considerado no design dos compartimentos de bateria (JAUCH QUARTZ GMBH, 2018).

As baterias LiPo, uma variação das de polímero de lítio, têm atraído grande interesse para aplicações de alto desempenho, como em drones e dispositivos de alta potência. Estas baterias consistem em células individuais com uma tensão nominal de 3,7 V cada, e operam em uma faixa segura entre 3,0 V e 4,2 V. Carregar uma LiPo acima de 4,2 V pode ser perigoso, podendo causar incêndios, enquanto descarregar abaixo de 3 V pode causar danos irreversíveis. Para prolongar sua vida útil, recomenda-se interromper a descarga quando a tensão atinge 3,5 V por célula (LIANG, 2024)..

As LiPo são classificadas pela quantidade de células em série, indicada pelo índice "S", como, por exemplo, uma bateria 4S, com quatro células e uma tensão nominal de 14,8 V (4 x 3,7 V). A quantidade de células em série impacta diretamente a potência da bateria, aumentando a tensão e, conseqüentemente, a potência do dispositivo, desde que o equipamento suporte o nível de tensão. Baterias LiPo também podem ter células dispostas em paralelo, indicadas pelo índice "P". Esse arranjo em paralelo dobra a capacidade da bateria sem alterar a tensão; uma bateria 4S2P, por exemplo, possui quatro células em série e duas em paralelo, dobrando a capacidade em relação a uma configuração 4S1P. Esse aumento na capacidade proporciona um tempo de operação maior, mas aumenta o peso e impacta a eficiência conforme a aplicação (LIANG, 2024).

Para calcular o tempo de voo de um drone, pode-se utilizar a seguinte relação (NAGEL, 2023):

$$Flighttime(h) = \frac{E_{battery}(Wh)}{Power(W)} \quad (14)$$

O índice de descarga (ou C Rating) das LiPo indica a máxima corrente segura que pode ser extraída sem causar danos à bateria, calculado pela multiplicação da capacidade pela classificação C. Extrair uma corrente maior que o especificado pode aquecer a bateria, aumentando sua resistência interna e reduzindo sua durabilidade. A resistência interna (IR), que representa a oposição à passagem de corrente, também influencia o desempenho. Uma IR baixa permite melhor entrega de potência ao dispositivo, mas tende a aumentar com o tempo e o uso, especialmente com práticas como descarregar além do limite, sobrecarregar ou operar com altas correntes. O aumento da IR pode causar queda de tensão, reduzindo a potência e a resposta do dispositivo (NAGEL, 2023).

As características listadas acima fazem das LiPo uma escolha ideal para dispositivos de alto desempenho, oferecendo um equilíbrio entre potência, peso e durabilidade, desde que aplicadas corretamente para cada propósito específico (NAGEL, 2023).

## 2.5. ESC

Um Controlador Eletrônico de Velocidade (ESC) é um componente essencial para controlar e regular a velocidade de motores elétricos, sendo amplamente usado em modelos de rádio-controle, drones e veículos elétricos. Esse controlador eletrônico ajusta a velocidade do motor, e em alguns casos, permite a inversão de rotação e a aplicação de frenagem dinâmica. O ESC opera transformando a corrente contínua (DC) da bateria em uma corrente alternada de três fases para alimentar motores brushless, ajustando a frequência do sinal de entrada para controlar a rotação do motor (NAGEL, 2023).

Dentro de um ESC, os principais componentes são: um microcontrolador, MOSFETs (transistores de efeito de campo de metal-óxido-semicondutor), gate drivers, e um regulador de baixa queda de tensão (LDO). O microcontrolador armazena o firmware responsável por interpretar o sinal de controle, gerando pulsos para o gate driver, que amplifica o sinal e controla os MOSFETs, regulando assim a corrente que chega ao motor. Além disso, em alguns ESCs, sensores de corrente e capacitores de filtragem garantem uma operação mais eficiente e precisa (LIANG, 2024).

Os MOSFETs funcionam como "interruptores" que ligam e desligam rapidamente, permitindo a criação de uma corrente alternada de três fases para o motor. Eles são controlados pelo microcontrolador e pelo gate driver, que age como intermediário entre o sinal de baixa tensão do microcontrolador e a alta tensão que aciona os MOSFETs. Isso permite uma operação com menor resistência e maior eficiência, reduzindo a produção de calor e permitindo uma troca de corrente mais rápida. Esses componentes são críticos para aumentar a robustez do ESC, especialmente em configurações de alta tensão como em baterias de 6S (ELPROCUS, 2024).

Em modelos de rádio-controle, o ESC recebe informações do controle remoto através de protocolos de controle como PWM, Oneshot, Multishot, e Dshot, cada um com diferentes características de frequência. O Dshot, por exemplo, envia sinais digitais, ao contrário dos sinais analógicos dos outros protocolos, o que torna a comunicação mais precisa e menos sujeita a interferências (NAGEL, 2023).

Para manter a segurança e estabilidade do sistema, muitos ESCs incorporam um Circuito Eliminador de Bateria (BEC), que regula a tensão e fornece energia para outros componentes, como o receptor e os servos do drone. Em situações de baixa tensão da bateria, o BEC prioriza a energia para o controle de voo, garantindo que o motor não consuma toda a carga, evitando falhas críticas (MEPSKING, 2023).

O microcontrolador também tem um papel importante no controle da posição do rotor do motor, especialmente em sistemas sem sensores, que usam a força eletromotriz inversa (Back EMF) para determinar a posição do rotor em relação ao estator. Esse tipo de controle é mais comum em aplicações de alta velocidade, como drones, devido ao custo reduzido e eficiência energética, enquanto sistemas com sensores são preferidos em aplicações de baixa velocidade e alto torque, como veículos terrestres (ELPROCUS, 2024; NAGEL, 2023).

A escolha de um ESC para um modelo específico depende de fatores como o tipo de motor e o consumo de corrente necessário. ESCs são geralmente classificados de acordo com sua capacidade de corrente contínua, como "30A" ou "40A", representando a corrente máxima que podem suportar continuamente. Além disso, muitos ESCs têm uma capacidade de corrente "burst", que suporta uma corrente maior por um curto período (menos de 10 segundos), permitindo picos de potência sem danos ao sistema. ESCs de maior qualidade e com maior capacidade de corrente são

recomendados para motores maiores e hélices de maior passo, que exigem mais potência (MEPSKING, 2023; ELECTRIC, 2024).

Por fim, os avanços na tecnologia de ESC permitiram maior precisão e controle em operações complexas, facilitando o uso de modelos programáveis que permitem ajustes personalizados como frenagem, aceleração, temporização e direção de rotação. Com essas funcionalidades, os ESCs garantem um controle eficiente, proporcionando desempenho seguro e otimizado para diversos tipos de veículos e drones (LIANG, 2024; MEPSKING, 2023).

## 2.6. MECÂNICA DOS SÓLIDOS: ANÁLISE DE VIGA ENGASTADA

Os eixos e as vigas são elementos estruturais e mecânicos essenciais na engenharia. As vigas são membros esbeltos que suportam cargas aplicadas ao longo de seu eixo longitudinal. Em geral, possuem uma seção transversal constante e são classificadas de acordo com a maneira como são apoiadas. Por exemplo, uma viga simplesmente apoiada possui um pino em uma extremidade e um suporte na outra; uma viga em balanço é fixada em uma das extremidades e livre na outra, enquanto uma viga em balanço prolongado estende-se para além dos apoios em uma ou ambas as extremidades. Esses elementos estruturais são amplamente utilizados para sustentar pisos de edifícios, decks de pontes e asas de aeronaves, além de serem aplicados em componentes automotivos e até mesmo em alguns ossos do corpo humano (HIBBELER, 2011).

As forças de cisalhamento e os momentos fletores internos que se desenvolvem em uma viga, em função das cargas aplicadas, variam ao longo de seu eixo. Para projetar uma viga de forma adequada, é necessário calcular os valores máximos de cisalhamento e momento fletor. Uma abordagem para isso é expressar as funções  $V$  e  $M$  como funções de uma posição arbitrária ao longo do eixo da viga. Essas funções podem ser representadas graficamente em diagramas de cisalhamento e momento, os quais fornecem informações detalhadas sobre a variação desses esforços ao longo da viga. Essas informações ajudam engenheiros a decidir onde reforçar a viga ou como ajustar seu dimensionamento em diferentes pontos ao longo de sua extensão (HIBBELER, 2011).

Os pontos de descontinuidade nas funções de cisalhamento e momento interno da viga surgem onde ocorrem mudanças na carga distribuída ou onde forças e momentos concentrados são aplicados. Por essa razão, é essencial determinar as funções de cisalhamento e momento em cada seção entre duas descontinuidades de carga (HIBBELER, 2011).

O momento fletor faz com que a parte inferior da barra se alongue, enquanto a parte superior se comprime, formando uma superfície neutra onde as fibras longitudinais permanecem inalteradas em comprimento. Ao se considerar um pequeno segmento da viga a uma distância arbitrária  $x$  ao longo do eixo, verifica-se que qualquer linha situada na superfície neutra mantém seu comprimento, ao passo que uma linha localizada acima dessa superfície contrai-se após a deformação. A expressão para a deformação longitudinal normal é dada por: (HIBBELER, 2011).

$$\epsilon = \lim_{\Delta s \rightarrow 0} \frac{\Delta s' - \Delta s}{\Delta s} \quad (15)$$

Em que a deformação depende da posição  $y$  na seção transversal e do raio de curvatura  $\rho$  da viga. Antes da deformação,  $\Delta s = \delta x / \Delta s'$ ; após a deformação,  $\Delta s' = (\rho - y)\delta\theta$ . Substituindo esses valores, obtém-se que a deformação longitudinal normal é expressa por: (HIBBELER, 2011).

$$\epsilon = -\frac{y}{\rho} \quad (16)$$

Esse resultado indica que a deformação longitudinal normal de um elemento no interior da viga varia linearmente com  $y$  a partir do eixo neutro em uma determinada seção transversal. Assim, para qualquer seção da viga, a deformação longitudinal normal pode ser expressa como: (HIBBELER, 2011).

$$\frac{\epsilon}{\epsilon_{max}} = \frac{-y/\rho}{c/\rho} \quad (17)$$

Onde  $\epsilon_{max}$  representa a deformação máxima. Utilizando a lei de Hooke, a tensão longitudinal é dada por: (HIBBELER, 2011).

$$\sigma = -\left(\frac{y}{c}\right)\sigma_{max} \quad (18)$$

Para localizar o eixo neutro na seção transversal, deve-se garantir que a força resultante produzida pela distribuição de tensões sobre a área seja igual a zero. Essa condição é expressa como: (HIBBELER, 2011).

$$F_R = \sum F_x = 0 = \int dF = \int \sigma dA = \frac{-\sigma_{max}}{c} \int y dA \quad (19)$$

onde  $\sigma_{max}$  representa a tensão máxima. A tensão na viga é determinada ao impor que o momento interno MMM seja igual ao momento gerado pela distribuição de tensões em torno do eixo neutro, expresso por: (HIBBELER, 2011).

$$M_R = \sum M_z = 0 = \int y dF = \int y \sigma dA = \frac{-\sigma_{max}}{c} \int y^2 dA \quad (20)$$

Chegando à expressão para a tensão máxima:

$$\sigma_{max} = \frac{Mc}{I} \quad (21)$$

Essa fórmula é crucial para a análise de tensões em vigas, pois estabelece uma relação entre o momento fletor M, a distância c até a fibra mais afastada do eixo neutro e o momento de inércia I da seção transversal, determinando a resistência da viga à deformação sob a ação de cargas externas (HIBBELER, 2011).

Antes de analisar a inclinação ou o deslocamento de um ponto de uma viga, é essencial visualizar a forma defletida da viga sob a ação de cargas. Para isso, utiliza-se o conceito de linha elástica, que é o diagrama da deflexão do eixo longitudinal que passa pelo centroide de cada seção transversal da viga. A representação da linha elástica permite uma verificação parcial dos resultados e facilita o entendimento do comportamento da viga. Em vigas comuns, a linha elástica é construída de maneira relativamente simples, mas é necessário conhecer como os apoios afetam o deslocamento e a inclinação (HIBBELER, 2011).

Os apoios que resistem a forças, como pinos, limitam o deslocamento da viga. Por outro lado, os apoios que resistem a momentos, como paredes, impedem tanto o deslocamento quanto a rotação e a inclinação. Para descrever o comportamento de



uma viga sob carga, utiliza-se o momento fletor, que se apresenta em forma de diagrama. Segundo uma convenção de sinais, um momento fletor interno positivo tende a curvar a viga com concavidade para cima, enquanto um momento fletor negativo tende a curv-la com concavidade para baixo (HIBBELER, 2011).

A deformação da viga ocorre principalmente devido ao momento fletor interno, MMM, que provoca um ângulo entre as seções transversais ao longo da linha elástica. O raio de curvatura do arco elástico  dado por: (HIBBELER, 2011).

$$\frac{1}{\rho} = -\frac{\epsilon}{y} \quad (22)$$

Onde  $\rho$   o raio de curvatura,  $\epsilon$   a deformação axial normal, e  $y$   a distância da fibra ao eixo neutro. Para um material homogneo que se comporta de forma linear-elástica, aplica-se a Lei de Hooke,  $\epsilon = \sigma E$ , resultando na seguinte relação: (HIBBELER, 2011).

$$\frac{1}{\rho} = -\frac{\epsilon}{y} \quad (23)$$

Onde:

$E$   o módulo de elasticidade,

$I$   o momento de inércia da seção transversal.

O produto  $EI$   chamado de rigidez  flexão, determinando a resistência da viga  deformação. Se o momento  $M$  for positivo, a curvatura será para cima, e, se negativo, será para baixo. A fórmula da flexão expressa a relação entre o momento fletor e a deflexão da viga (HIBBELER, 2011).

linha elástica de uma viga  matematicamente expressa como  $v=f(x)$ , e para obter essa expressão,  necessário representar a curvatura  $\frac{1}{\rho}$  em termos de  $v$  e  $x$ . Segundo a literatura de cáculo, essa relação se expressa pela equao (HIBBELER, 2011).

$$\frac{d^2v/dx^2}{[1 + (dv/dx)^2]^{3/2}} = \frac{1}{\rho} \quad (24)$$

Substituindo,

$$\frac{d^2v/dx^2}{[1+(dv/dx)^2]^{3/2}} = \frac{M}{EI} \quad (25)$$

Essa é uma equação diferencial não-linear de segunda ordem que descreve com precisão a linha elástica da viga e as deflexões sob flexão. No entanto, para simplificar problemas de engenharia, como aqueles envolvendo limites de tolerância, as deflexões e inclinações são frequentemente aproximadas. Considerando que  $dv/dx$  é pequeno e seu quadrado pode ser desprezível em comparação com a unidade, a curvatura pode ser aproximada por  $1/\rho = d^2v/dx^2$ , resultando em (HIBBELER, 2011).

$$\frac{d^2v}{dx^2} = \frac{M}{EI} \quad (26)$$

Além disso, é possível expressar essa equação em formas alternativas, diferenciando os lados em relação a  $x$  e introduzindo  $V=dM/dx$  como na Equação 6.1. Isso gera as equações auxiliares (HIBBELER, 2011).

$$\frac{d}{dx} \left( EI \frac{d^2v}{dx^2} \right) = V(x) \quad (27)$$

E, derivando mais uma vez, obtemos:

$$\frac{d^2}{dx^2} \left( EI \frac{d^2v}{dx^2} \right) = w(x) \quad (28)$$

Nas situações práticas, onde a rigidez à flexão  $EI$  é constante ao longo do comprimento da viga, essas relações podem ser reorganizadas como (HIBBELER, 2011).

$$EI \frac{d^4v}{dx^4} = w(x) \quad (29)$$

$$EI \frac{d^3v}{dx^3} = V(x) \quad (30)$$

$$EI \frac{d^2v}{dx^2} = M(x) \quad (31)$$

Para resolver essas equações e obter a deflexão  $v$ , é necessário realizar integrações sucessivas, introduzindo constantes de integração em cada etapa. A determinação dessas constantes é específica para o problema em questão (HIBBELER, 2011).

## 2.7. MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

O Método dos Elementos Finitos (MEF), ou Análise de Elementos Finitos (AEF), caracteriza-se por uma técnica computacional amplamente utilizada em engenharia para obter soluções aproximadas em problemas de valor de contorno. Esse tipo de problema matemático, no qual uma ou mais variáveis dependentes devem respeitar uma equação diferencial em todo um domínio especificado e ainda atender a condições específicas nas fronteiras, é conhecido também como problema de campo. O campo representa a área de interesse, geralmente uma estrutura física, enquanto as variáveis de campo, regidas pela equação diferencial, representam as variáveis dependentes relevantes. Nas fronteiras do campo, são impostas condições de contorno que definem os valores dessas variáveis (ou de variáveis relacionadas, como suas derivadas) (ZIENKIEWICZ; TAYLOR, 2000).

Na prática, domínios com geometria complexa e equações governantes complicadas tornam difícil a obtenção de soluções exatas em forma fechada. Nessas situações, a aplicação de técnicas numéricas e computação digital permite a obtenção de soluções aproximadas, bastante eficazes nas análises de engenharia. A análise por elementos finitos destaca-se pela precisão das soluções aproximadas que é capaz de gerar (ZIENKIEWICZ; TAYLOR, 2000).

Um elemento triangular que envolve um subdomínio finito não é infinitesimal, caracterizando-se como elemento finito em vez de diferencial com dimensão  $dx \times dy$ . Para simplificar, considera-se que a espessura na direção  $z$  é constante e, por isso, a dependência de  $z$  é ignorada na equação diferencial. Esse elemento triangular tem vértices numerados para indicar os nós, que são pontos onde o valor da variável de campo é calculado diretamente. Nos elementos finitos, os nós exteriores, situados nas fronteiras dos elementos, possibilitam a conexão com outros elementos; por outro

lado, os nós internos, localizados fora das fronteiras dos elementos, não se conectam a outros elementos (HUTTON, 2004).

Os valores da variável de campo calculados nos nós servem para estimar os valores em pontos não nodais do interior do elemento, utilizando-se a interpolação dos valores nos nós. No caso de um triângulo com três nós, como exemplo, todos os nós são externos e a variável de campo em qualquer ponto do interior é representada aproximadamente pela relação (HUTTON, 2004):

$$\phi(x,y) = (x,y)\phi_1 + N_2(x,y)\phi_2 + N_3(x,y)\phi_3 \quad (32)$$

Onde  $\phi_1$ ,  $\phi_2$ ,  $\phi_3$  representam os valores da variável de campo nos nós, e  $N_1$ ,  $N_2$ ,  $N_3$  são as funções de interpolação, também chamadas de funções de forma ou funções de mistura. No MEF, as funções de interpolação, conhecidas e definidas pelas variáveis independentes, descrevem a variação da variável de campo dentro do elemento, enquanto os valores nodais da variável de campo são constantes desconhecidas a serem determinadas (HUTTON, 2004).

Na formulação das equações do MEF, assegura-se que, nos nós de conexão, o valor da variável de campo seja contínuo, ou seja, o mesmo em todos os elementos que compartilham o nó. Assim, a continuidade da variável de campo é garantida tanto nos nós quanto nas fronteiras entre os elementos. Esse processo de representação de um domínio físico por meio de elementos finitos é conhecido como malhação, e o conjunto formado é chamado de malha de elementos finitos (HUTTON, 2004).

As etapas de uma análise por elementos finitos seguem um procedimento comum, independentemente de o problema ser estrutural, de transferência de calor, de escoamento de fluidos ou de outra natureza. Essas etapas estão integradas em softwares comerciais de elementos finitos e são divididas nas fases de pré-processamento, solução e pós-processamento (HUTTON, 2004).

Durante a fase de pré-processamento, o modelo é definido, abrangendo a delimitação do domínio geométrico, a escolha dos tipos de elementos, a especificação das propriedades dos materiais, das características geométricas (como comprimento e área), a conectividade dos elementos (malha), as restrições físicas (condições de contorno) e as cargas aplicadas (HUTTON, 2004).

Na fase de solução, o software de elementos finitos monta as equações algébricas governantes em forma matricial e calcula os valores desconhecidos das

variáveis de campo principais. Esses valores, então, são utilizados para determinar variáveis derivadas, como forças de reação, tensões nos elementos e fluxo de calor (HUTTON, 2004).

Na fase de pós-processamento, realiza-se a análise e avaliação dos resultados, utilizando softwares especializados que permitem organizar, imprimir e visualizar os resultados obtidos. Entre as operações possíveis, destacam-se a ordenação das tensões dos elementos, a verificação de equilíbrio, o cálculo de fatores de segurança, a visualização da forma deformada da estrutura, a animação do comportamento dinâmico e a criação de gráficos de temperatura com códigos de cor (HUTTON, 2004).

Um aspecto fundamental de um elemento finito estrutural é sua matriz de rigidez, que representa o comportamento geométrico e material do elemento, indicando sua resistência à deformação sob carga. Em um elemento linear como uma mola elástica, que suporta apenas carga axial, a deformação (seja alongamento ou compressão) é proporcional à carga aplicada, sendo o coeficiente de proporcionalidade chamado de constante de mola ou rigidez, geralmente representado por  $k$ , com unidades de força por unidade de comprimento (HUTTON, 2004).

A Análise por Elementos Finitos (FEA) é uma técnica numérica amplamente utilizada para prever o comportamento de sistemas físicos em diversas condições. Este método permite simular fenômenos estruturais, térmicos, de escoamento ou de propagação de ondas, reduzindo a necessidade de protótipos físicos e otimizando o design de componentes. O método baseia-se na subdivisão de uma estrutura em uma malha formada por milhões de pequenos elementos, nos quais os cálculos são realizados individualmente. A combinação dos resultados individuais desses elementos fornece uma visão abrangente do comportamento da estrutura como um todo, permitindo que engenheiros identifiquem áreas críticas e pontos de tensão (SIMSCALE, 2024).

As aproximações utilizadas na FEA, geralmente expressas como polinômios, representam os valores em pontos específicos chamados nós. Esses pontos estão frequentemente localizados nas bordas dos elementos, sendo utilizados métodos lineares, quadráticos ou cúbicos para interpolar os valores entre eles. O nível de precisão depende da escolha do grau do polinômio, sendo que aproximações de

ordem superior fornecem distribuições mais suaves e realistas das variáveis ao longo da estrutura (SIMSCALE, 2024).

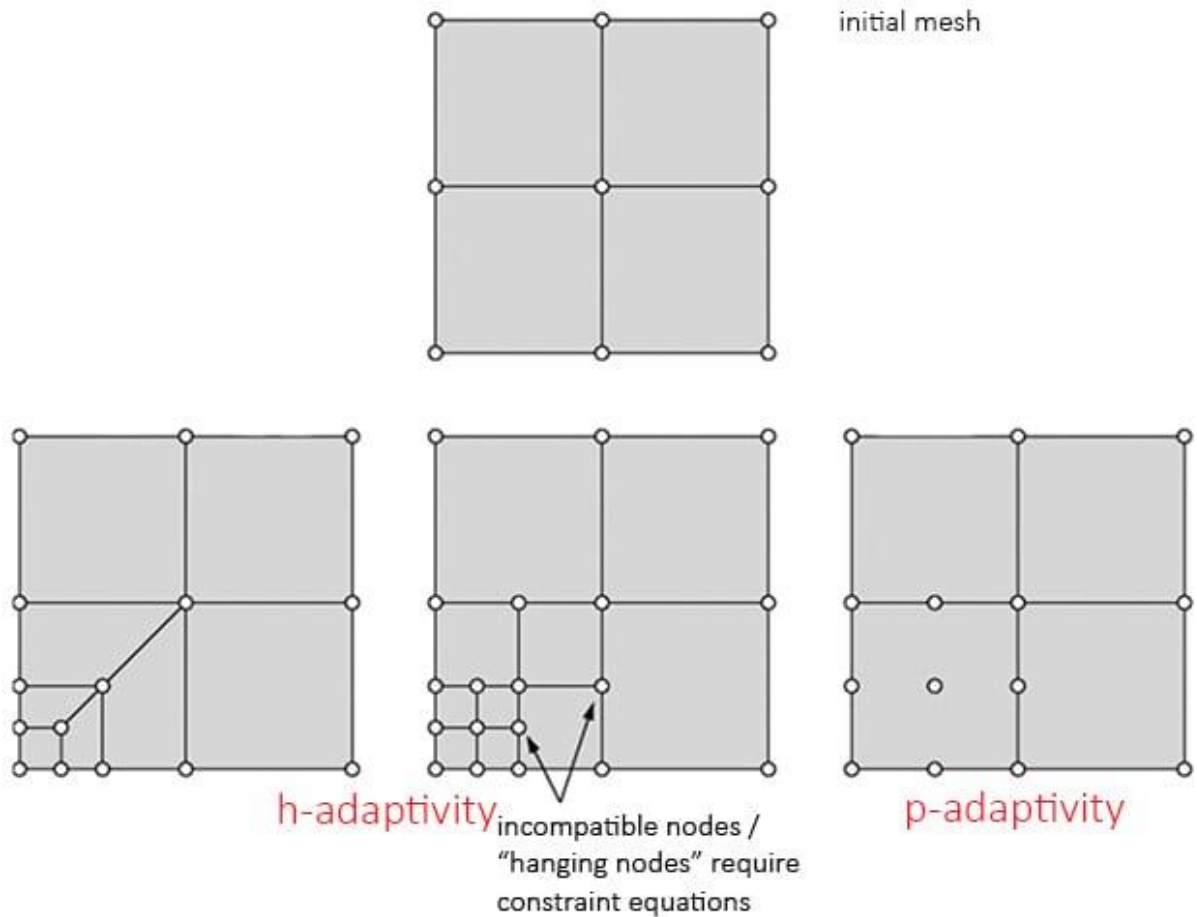
A FEA também requer um entendimento claro das equações diferenciais parciais (PDEs), que são classificadas como elípticas, parabólicas e hiperbólicas, dependendo das características do problema. As PDEs elípticas, como a equação de Poisson, descrevem fenômenos suaves, enquanto as parabólicas, como a lei de Fourier, tratam de problemas de difusão dependentes do tempo. Já as PDEs hiperbólicas, como a equação de ondas, lidam com soluções que apresentam descontinuidades, exigindo técnicas específicas de modelagem para evitar oscilações instáveis nas respostas (SIMSCALE, 2024).

Para resolver PDEs elípticas, utilizam-se métodos como a análise por diferenças finitas e os métodos variacionais, nos quais a FEA se enquadra. Abordagens variacionais são baseadas no princípio de minimização de energia, permitindo a obtenção de soluções confiáveis e bem definidas. Soluções "bem colocadas" são aquelas que existem de forma contínua e única para os dados definidos, enquanto soluções "impróprias" podem apresentar grandes oscilações devido a pequenas alterações nos parâmetros do domínio. Isso ressalta a importância de utilizar métodos adequados para cada tipo de PDE (SIMSCALE, 2024).

As equações diferenciais, como a equação de condução de calor ou a de elastostática, podem ser formuladas em formas fortes ou fracas. A forma forte descreve diretamente as condições iniciais e de contorno, enquanto a forma fraca as reformula em termos integrais, facilitando a aplicação na FEA. Por exemplo, no caso de análise de tensões, a forma fraca é baseada no princípio do trabalho virtual, garantindo que as soluções obtenham equilíbrio energético. Essa reformulação é essencial para lidar com sistemas complexos e variados (SIMSCALE, 2024).

Na prática, o sucesso da FEA está intrinsecamente ligado à qualidade da malha utilizada. A discretização transforma o domínio em pequenos elementos que, idealmente, devem ser refinados nas regiões onde são esperadas altas variações das variáveis. Malhas de alta densidade capturam melhor os gradientes de propriedades físicas, enquanto malhas mais grosseiras são suficientes para áreas de menor interesse. O refinamento de malha é classificado como refinamento  $h$ , relacionado à redução do tamanho dos elementos, e refinamento  $p$ , que aumenta a ordem do polinômio dos elementos. Ambos visam melhorar a precisão dos resultados e a eficiência computacional (SIMSCALE, 2024).

Figura 1 - Tipos de refinamento de malha



Fonte: KORKUT (2024).

A convergência dos resultados é outro aspecto crucial da FEA, pois está relacionada à estabilidade e confiabilidade das soluções obtidas. A convergência ocorre quando os resultados se tornam insensíveis a refinamentos adicionais na malha ou ajustes nos parâmetros de entrada. Esse processo garante que a análise atenda aos requisitos de precisão sem o uso excessivo de recursos computacionais, tornando a solução eficiente e confiável para aplicações práticas (SIMSCALE, 2024).

## 2.8. HÉLICES

A hélice é um componente essencial para transformar a potência gerada pelo motor de uma aeronave em força propulsora, movimentando uma massa de ar para trás e gerando a reação necessária para impulsionar a aeronave para frente. Esse movimento é responsável por vencer a resistência gerada pela força de arrasto, permitindo que o avião mantenha o voo ou alcance velocidades maiores. Além disso, as hélices são projetadas de forma a otimizar o desempenho em diferentes condições, adaptando-se às necessidades específicas de cada tipo de aeronave (PILOT18, 2020).

As lâminas da hélice possuem um formato transversal semelhante ao de um aerofólio, o que lhes permite produzir forças aerodinâmicas que geram tração e torque. Essas lâminas, conectadas ao motor, podem ser acionadas diretamente ou por meio de uma caixa de redução que ajusta a velocidade de rotação da hélice em relação ao motor. Essa combinação de design e mecânica garante que a hélice converta a energia rotacional do motor em movimento linear, contribuindo para a eficiência geral da aeronave (PILOT18, 2020).

A eficiência de uma hélice está diretamente relacionada ao ângulo de ataque das lâminas, que é a inclinação entre a linha da corda da lâmina e o vento relativo que a atinge. Para que a tração seja produzida de forma eficiente, o ângulo de ataque deve ser cuidadosamente ajustado, considerando fatores como a velocidade do ar e as características do voo. Em hélices fixas, esse ajuste é limitado, enquanto hélices de passo variável permitem otimizações automáticas em tempo real, garantindo melhor desempenho em diferentes condições de voo (PILOT18, 2024; DAUNTLESS-SOFT, 2024)

Um dos desafios no design das hélices é a variação do ângulo da lâmina ao longo de seu comprimento. Essa variação é necessária porque a velocidade linear das seções das lâminas aumenta à medida que se distanciam do eixo de rotação. Sem essa adaptação, a eficiência da hélice seria comprometida, pois as partes próximas ao eixo poderiam ter sustentação negativa, enquanto as extremidades estariam sujeitas à sustentação positiva. A torção das lâminas resolve esse problema, permitindo que a sustentação permaneça relativamente constante em toda a sua extensão (DAUNTLESS-SOFT, 2024).



Outro aspecto importante na construção de hélices é a necessidade de resistência às forças atuantes durante o voo. A força centrífuga, por exemplo, gera tensões radiais que podem comprometer a estrutura da hélice, enquanto o torque cria um momento de torção que pode dobrar as lâminas. Além disso, fatores externos como a erosão causada por partículas de poeira no ar, variações de temperatura e exposição à umidade exigem que os materiais utilizados sejam robustos e duráveis, assegurando a confiabilidade da hélice mesmo em condições adversas (PILOT18, 2020).

As hélices fixas são projetadas para operar de forma eficiente em uma combinação específica de velocidade e rotação, mas sua eficácia diminui quando essas condições variam. Por outro lado, as hélices de velocidade constante ajustam automaticamente o passo das lâminas para otimizar o desempenho, seja durante a decolagem, o voo de cruzeiro ou manobras em alta velocidade. Essa flexibilidade permite que as hélices de velocidade constante ofereçam maior eficiência e melhor aproveitamento da potência do motor em uma ampla gama de situações (DAUNTLESS-SOFT, 2024).

A eficiência de uma hélice é medida pela relação entre o passo geométrico e o passo efetivo, um conceito conhecido como escorregamento da hélice. O passo geométrico representa a distância teórica que a hélice avançaria em uma rotação completa sem considerar a resistência do ar, enquanto o passo efetivo reflete a distância real percorrida. O escorregamento, que indica a diferença entre essas duas medidas, é diretamente influenciado pelo design da hélice e pelas condições de voo, impactando a eficiência geral da aeronave (DAUNTLESS-SOFT, 2024).

O modelo de disco atuador é um modelo matemático utilizado no desenvolvimento de discos atuadores ideais, frequentemente utilizados para estimativas iniciais de empuxo em motores de helicópteros e hélices de aeronaves. Nesse modelo, o rotor do disco atuador é representado como um disco infinitamente fino que mantém uma velocidade constante ao longo do eixo de rotação, reproduzindo a condição básica de um helicóptero em voo pairado. Esse disco é utilizado para criar um fluxo ao redor do rotor, estabelecendo uma relação matemática entre a potência, o raio do rotor, a velocidade induzida e o torque (KULKARN *et al.*, 2021).

Para um rotor estacionário, como em um avião em posição de pairado, a potência necessária para gerar uma determinada sustentação por meio do modelo de disco atuador é calculada pela equação (KULKARN *et al.*, 2021):

$$P = \frac{T^3}{2\rho A} \quad (33)$$

Onde P representa a potência, T é o empuxo,  $\rho$  é a densidade do ar e A é a área do disco do rotor (KULKARN *et al.*, 2021).

Na prática, dispositivos que convertem energia de translação em energia de rotação, como hélices marinhas e de aviação, rotores de helicópteros, moinhos de vento, turbinas eólicas, bombas centrífugas e turbocompressores, seguem princípios semelhantes aos do modelo de disco atuador, aplicando-se de forma ampla em diferentes setores, desde o transporte marítimo e aéreo até a geração de energia (MIT, 2024).

Para compreender melhor o desempenho das hélices e relacioná-lo a parâmetros de design de forma simplificada, pode-se empregar a teoria do disco atuador. O fluxo ao redor da hélice é modelado levando em consideração os seguintes simplificações (MIT, 2024):

- A rotação induzida ao fluxo é desconsiderada.
- O fluxo é considerado incompressível, dado que o número de Mach é baixo.
- O fluxo fora da esteira da hélice mantém uma pressão de estagnação constante, sem que haja transferência de trabalho para ele.
- O fluxo é assumido como estacionário, e as pás da hélice são tratadas como um único disco fixo que gera o mesmo impacto no fluxo.
- No disco atuador, a pressão apresenta variação descontínua, enquanto a velocidade muda de forma contínua.
- Desconsidera-se forças de corpo.

A força T aplicada no disco é descrita pela seguinte equação (MIT, 2024):

$$T = A_{disk}(p_1 - p_2) \quad (34)$$

Com isso, o potência gerado é expresso como:

$$P = Tu_{disk} = A_{disk}(p_1 - p_2)u_{disk} = \dot{m}(u_2 - u_0)u_{disk} \quad (35)$$

Além disso, a potência pode ser expresso por:

$$P = \dot{m}\left(\frac{u_2^2 - u_0^2}{2}\right) = \dot{m}(u_2 - u_0)\left(\frac{u_2 + u_0}{2}\right) \quad (36)$$

Assim, podemos deduzir que a velocidade através do disco atuador é:

$$u_{disk} = \frac{u_2 - u_0}{2} \quad (37)$$

A variação da velocidade axial ocorre em duas partes: uma parte antes de atingir o disco e a outra após atravessá-lo.

Para encontrar as pressões antes e depois do disco, aplicamos a equação de Bernoulli nas regiões onde a pressão e a velocidade se alteram de forma contínua:

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho u_{disk}^2 = p_0 + \frac{1}{2}\rho u_0^2 \quad (38)$$

$$p_2 + \frac{1}{2}\rho u_{disk}^2 = p_3 + \frac{1}{2}\rho u_2^2 \quad (40)$$

Assim, determinamos que:

$$p_1 - p_2 = \frac{1}{2}\rho(u_2^2 - u_0^2) \quad (41)$$

Como a medição direta de  $u_{disk}$  não é comum, é mais prático trabalhar as equações em termos da velocidade de voo  $u_0$ , da força de empuxo  $T$  (que deve contrabalançar a força de arrasto em voo estável) e da área do disco da hélice  $A_{disk}$  (MIT, 2024).

A taxa de fluxo de massa é dada por:

$$\dot{m} = \rho u_{disk} A_{disk} \quad (42)$$

Logo, temos:

$$T = \rho A_{disk} \left( \frac{u_2 + u_0}{2} \right) (u_2 - u_0) = \rho A_{disk} \left( \frac{u_2^2 - u_0^2}{2} \right) \quad (43)$$

A potência mínima necessária para acionar a hélice é dada pela equação:

$$P = \frac{T u_0}{2} \left( \sqrt{\frac{T}{A_{disk} \rho u_0^2} + 1} + 1 \right) \quad (44)$$

Podendo ser reescrito como:

$$F_N = \frac{\dot{W}_B}{\frac{u_0}{2} + \sqrt{\frac{u_0^2}{4} + \frac{F_N}{2\rho A_d}}} \quad (45)$$

Com  $\dot{W}_B$  sendo a potência disponível no eixo. Aplicando  $u_0 = 0$ :

$$F_0 = (\dot{W}_B \sqrt{2\rho A_d})^{2/3} \quad (46)$$

Este valor representa a potência ideal para mover a hélice, sendo que na prática o valor real costuma ser cerca de 15% maior (MIT, 2024).

## 2.9. FLUIDODINAMICA COMPUTACIONAL

Fluidos são substâncias cuja estrutura molecular não oferece resistência a forças de cisalhamento externas, deformando-se mesmo sob a menor força aplicada. Embora haja diferenças entre líquidos e gases, ambos obedecem às mesmas leis de movimento. O escoamento de um fluido é impulsionado por forças externas, como diferenças de pressão, gravidade e tensão superficial. Entre as propriedades mais relevantes para o estudo de escoamentos de fluidos estão a densidade e a viscosidade, que podem ser influenciadas por variáveis como temperatura e pressão. Outras propriedades, como o número de Prandtl e o calor específico, são significativas

apenas sob certas condições, como grandes variações de temperatura (FERZINGER; PERIC, 2002).

A velocidade do escoamento também desempenha um papel essencial nas características do fluido. Em velocidades mais baixas, a inércia pode ser desprezada, resultando em escoamento laminar. Conforme a velocidade aumenta, o escoamento pode se tornar turbulento, caracterizado por trajetórias irregulares das partículas de fluido. Em escoamentos de alta velocidade, a compressibilidade do fluido se torna relevante, sendo o número de Mach um indicador fundamental para distinguir entre escoamentos subsônicos, supersônicos e hipersônicos. Em escoamentos hipersônicos, a compressão pode gerar temperaturas elevadas o suficiente para alterar a composição química do fluido. Em muitos escoamentos, a viscosidade é significativa apenas nas proximidades das paredes, permitindo que a maior parte do domínio seja tratada como um fluido invíscido (FERZINGER; PERIC, 2002).

A Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) é uma ferramenta computacional que permite o estudo de sistemas envolvendo o escoamento de fluidos, transferência de calor e fenômenos associados, como reações químicas. Essa técnica é amplamente utilizada em diversas áreas, desde a aerodinâmica e hidrodinâmica até a engenharia de processos químicos, eletrônica, engenharia ambiental e meteorologia. Seu uso teve início na década de 1960, quando foi incorporada ao design e à pesquisa de aeronaves e motores a jato, e, mais recentemente, estendeu-se à fabricação de motores de combustão interna e turbinas a gás (VEESTEG; MALALASEKERA, 2007).

Os desenvolvimentos em CFD buscam tornar essa ferramenta uma solução de engenharia assistida por computador (CAE) tão acessível quanto os softwares de análise de tensão. No entanto, o progresso do CFD é limitado pela complexidade do comportamento dos fluidos, o que torna desafiador obter descrições precisas e econômicas ao mesmo tempo. Apesar dos custos elevados de hardware e licenças de software, o CFD oferece vantagens significativas em relação a métodos experimentais, como a possibilidade de reduzir custos e prazos de novos projetos, realizar estudos em sistemas difíceis de serem testados experimentalmente e obter um nível de detalhe quase ilimitado (VEESTEG; MALALASEKERA, 2007).

Os softwares de CFD são compostos por três módulos principais: o pré-processador, o solucionador e o pós-processador. O pré-processamento envolve a definição da geometria do domínio e a geração da malha, além da especificação das

condições de contorno e das propriedades do fluido. O solucionador utiliza métodos como o dos volumes finitos, que integra as equações de escoamento sobre cada volume de controle, garantindo a conservação das propriedades em cada célula. O pós-processamento permite a visualização dos resultados por meio de gráficos e animações, facilitando a comunicação dos resultados a profissionais que não são especialistas na área (VEESTEG; MALALASEKERA, 2007).

A Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) é uma ferramenta poderosa utilizada para prever, de forma matemática, o comportamento de escoamentos e suas propriedades físicas. Essa análise é realizada resolvendo um conjunto de equações que governam o movimento dos fluidos, considerando variáveis como velocidade, pressão, densidade, viscosidade e temperatura. Esses parâmetros são calculados simultaneamente com base em condições previamente definidas, garantindo uma abordagem rigorosa e detalhada do problema. A precisão da solução depende diretamente da formulação correta das condições operacionais e da escolha adequada de modelos matemáticos e métodos numéricos. Dessa forma, o uso do CFD não apenas permite compreender fenômenos complexos, mas também auxilia no desenvolvimento de produtos mais eficientes e otimizados (SIMSCALE, 2024).

As equações que governam a dinâmica dos fluidos são majoritariamente baseadas nas leis fundamentais da física: conservação de massa, de momento e de energia. Essas leis expressam que essas propriedades permanecem constantes em um sistema fechado, independentemente das alterações internas no escoamento. A conservação de massa é descrita pela equação de continuidade, que determina como a densidade de um fluido varia com o tempo e o espaço. Já a conservação de momento é regida pelas equações de Navier-Stokes, que consideram forças como pressão, viscosidade e gravidade para descrever o movimento do fluido. Por fim, a conservação de energia é formulada pela primeira lei da termodinâmica, que relaciona o calor e o trabalho aplicados a um sistema ao aumento da energia interna. Juntas, essas três equações formam a base de qualquer simulação em CFD, proporcionando um modelo matemático robusto para analisar escoamentos fluidos (SIMSCALE, 2024).

A equação de continuidade, que expressa a conservação de massa, é definida como:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho(\nabla\vec{v}) = 0 \quad (47)$$

Nesse caso,  $\rho$  representa a densidade do fluido, enquanto  $\vec{v}$  é o vetor velocidade. Quando a densidade é constante, o escoamento é classificado como incompressível, e a equação simplifica-se para:

$$\nabla\vec{v} = 0 \quad (48)$$

Esse modelo simplificado é amplamente utilizado para escoamentos em que as variações de densidade são desprezíveis, como em muitos estudos de engenharia. (SimScale)

A conservação de momento é descrita pela famosa equação de Navier-Stokes, representada por:

$$\frac{d}{dt}(\rho\vec{v}) + \nabla * (\rho\vec{v}\vec{v}) = -\nabla p + \nabla * (\vec{\tau}) + \rho\vec{g} \quad (50)$$

Nesta equação,  $p$  é a pressão,  $\mu$  é a viscosidade dinâmica e  $\vec{g}$  representa a aceleração gravitacional. Essa formulação captura a complexidade do escoamento, considerando tanto forças externas quanto efeitos viscosos. Quando se assume que o fluido é incompressível e possui viscosidade constante, a equação torna-se mais simples, facilitando sua aplicação prática em diversas simulações. (SIMSCALE, 2024).

Além disso, a conservação de energia é regida pela primeira lei da termodinâmica, que estabelece que o calor e o trabalho adicionados a um sistema resultam em um aumento proporcional na energia interna. Uma forma genérica da equação de energia pode ser escrita como:

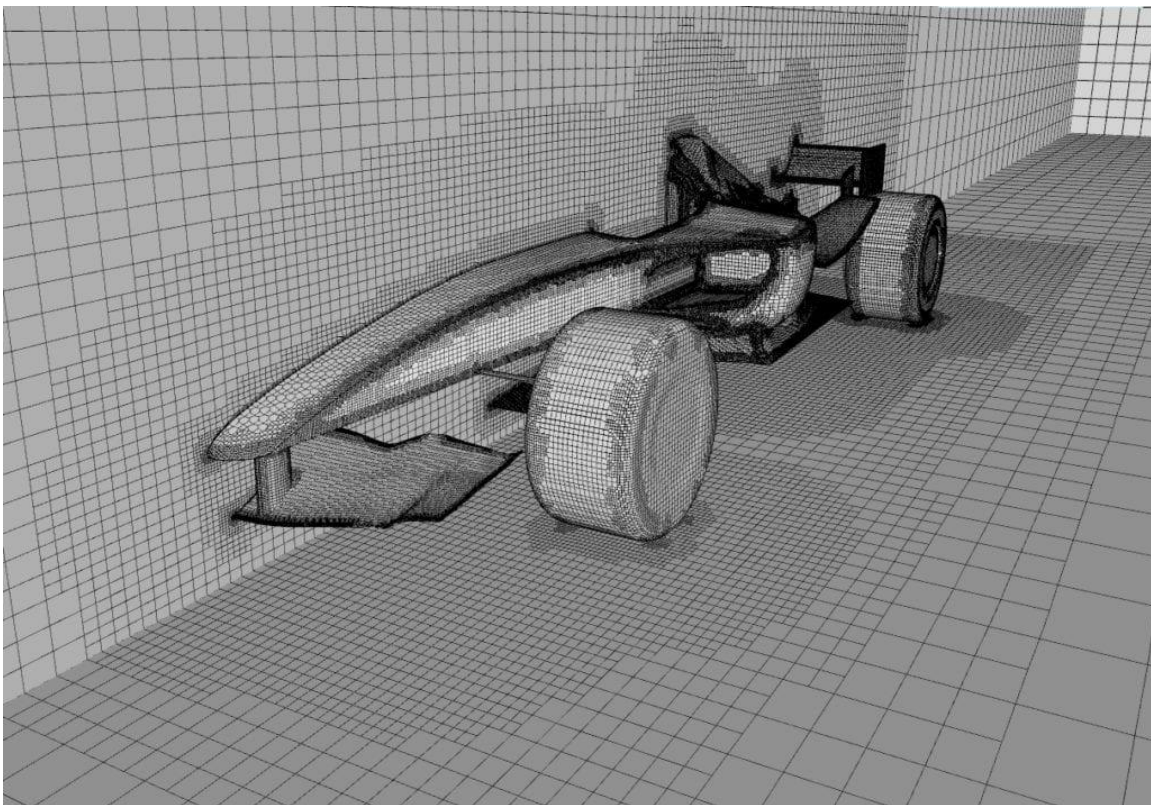
$$\rho \left( \frac{dh}{dt} + \nabla * (h\vec{v}) \right) = -\frac{dp}{dt} + \nabla * (k\nabla T) + \phi \quad (51)$$

Nesta equação,  $h$  é a entalpia específica,  $k$  é a condutividade térmica,  $T$  é a temperatura e  $\phi$  é o termo fonte. Essa formulação é indispensável para análises

térmicas, permitindo avaliar a interação entre o fluido e o calor no sistema. (SIMSCALE, 2024).

A resolução desse sistema de equações diferenciais parciais (PDEs) exige o uso de métodos numéricos baseados na discretização, que transforma as equações contínuas em sistemas algébricos resolvíveis computacionalmente. A discretização divide o domínio do problema em pequenas células ou elementos, formando uma malha. Essa malha permite que as equações sejam aplicadas localmente em cada elemento, garantindo precisão nos cálculos. A qualidade da malha desempenha um papel crucial na confiabilidade dos resultados, e regiões onde as propriedades físicas variam rapidamente exigem refinamento da malha para capturar os detalhes do escoamento (SIMSCALE, 2024).

Figura 2 - Exemplo de malha



Fonte: SIMSCALE (2024).

Por fim, a convergência é um aspecto essencial no processo de simulação. Esse conceito refere-se à redução progressiva de erros nas soluções iterativas até que os resultados se estabilizem. Mesmo com uma malha refinada, a escolha dos parâmetros iniciais, como condições de contorno e métodos numéricos, influencia diretamente o tempo necessário para alcançar a convergência. A convergência



garante que as soluções sejam consistentes e que os resultados obtidos possam ser utilizados com confiança para análises e projetos (SIMSCALE, 2024).

### 3. METODOLOGIA

A metodologia adotada neste projeto seguiu uma abordagem estruturada e sistemática, conforme apresentado no diagrama, englobando todas as etapas essenciais para o desenvolvimento do drone. Inicialmente, realizou-se a definição da missão, na qual foi desenvolvido um software em Python para o cálculo da carga útil, considerando, neste caso, a coluna de água que o drone seria capaz de levantar. Além disso, foi estipulado o tempo mínimo de voo, diretamente vinculado aos requisitos da missão.

Na sequência, foram feitas as estimativas dos parâmetros iniciais. Por meio do desenvolvimento de códigos em Python, utilizando relações obtidas na literatura, foram calculadas as massas dos motores, da bateria e da fuselagem. O diâmetro da hélice foi atribuído com base em comparações com drones comerciais de características semelhantes, garantindo uma estimativa inicial consistente.

Os parâmetros intermediários foram calculados a partir de um modelo em SolidWorks, no qual a massa total foi detalhadamente atribuída aos componentes individuais do design. Os parâmetros do motor foram calculados a partir de relações descritas na literatura técnica, garantindo maior precisão nos dados empregados.

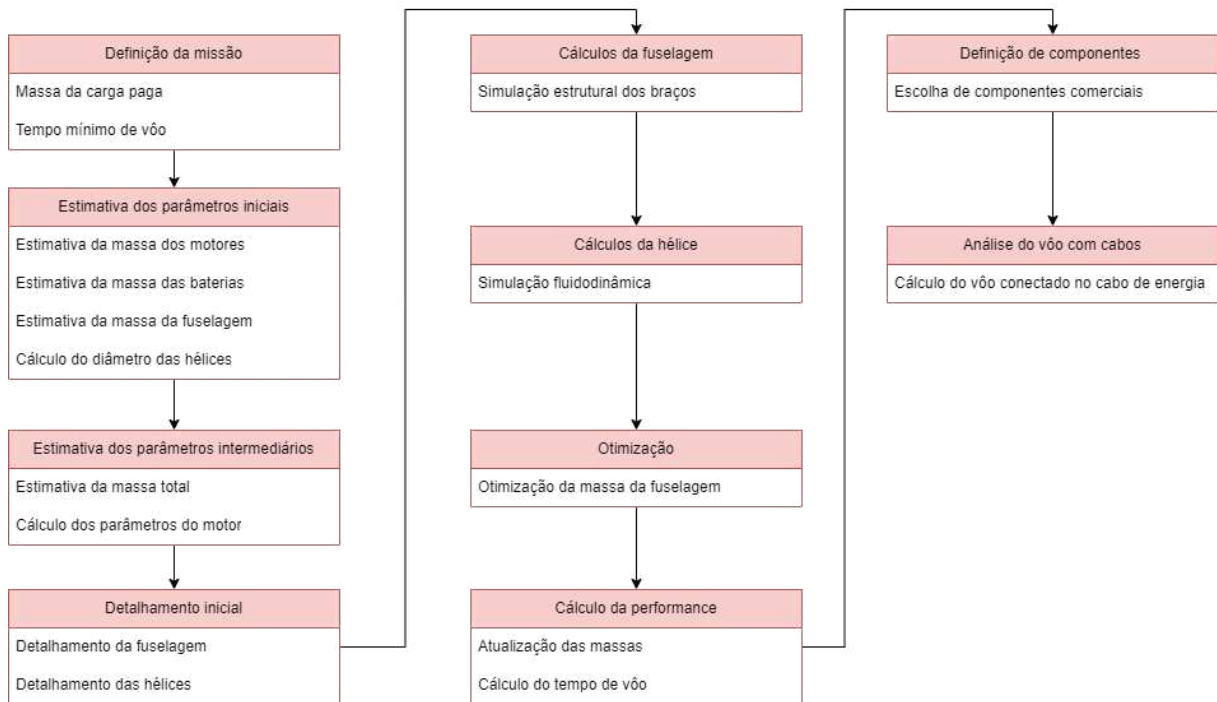
Na etapa de detalhamento inicial, tanto a fuselagem quanto as hélices foram modeladas com maior nível de detalhe utilizando o software SolidWorks. As hélices foram desenvolvidas com base em aerofólios escolhidos, visando verificar sua eficiência. Posteriormente, os cálculos da fuselagem foram realizados. Nessa fase, as propriedades dos braços da estrutura foram analisadas por meio de equações da mecânica dos sólidos, complementadas por simulações no módulo de análise estrutural do SolidWorks Simulation, que permitiram verificar a resistência da fuselagem. Em paralelo, os cálculos das hélices foram conduzidos de forma analítica, utilizando parâmetros extraídos da literatura, seguidos por simulações realizadas no software SolidWorks Flow Simulation, garantindo maior confiabilidade nos resultados.

Em seguida, o cálculo de performance foi realizado utilizando relações da literatura para estimar o tempo de voo do drone, considerando as massas calculadas e a eficiência dos componentes.

A definição dos componentes baseou-se em uma análise de mercado, na qual foram selecionados componentes comercialmente disponíveis, a fim de verificar a viabilidade de produção do projeto em um estágio preliminar. Por fim, foi realizada

uma análise do voo com cabos, explorando a possibilidade de substituir a massa das baterias por alimentação direta via cabos, de forma a garantir um tempo de voo superior ao projetado com baterias convencionais.

Figura 3 - Esquemático da proposição de metodologia



Fonte: Autor (2024).

O cálculo inicial (apêndice A) para determinar a massa total que o drone precisa levantar envolve a soma da massa de água e da massa da mangueira. A massa da água é calculada a partir do volume, utilizando a densidade da água, enquanto a massa da mangueira é estimada com base em suas características geométricas e material.

### 3.1 DEFINIÇÃO DA MISSÃO

Para calcular a massa da água, primeiramente, calcula-se o volume necessário. O volume é determinado pela fórmula do volume de um cilindro, uma vez que a mangueira possui esse formato. A fórmula para o volume de um cilindro é dada por:

$$V_{mangueira} = \pi r_{mangueira}^2 h_{mangueira} \quad (52)$$

Onde  $r_{mangueira}$  é o raio da mangueira, e  $h_{mangueira}$  é o comprimento da mangueira. Sabendo o volume da mangueira, pode-se calcular a massa da água utilizando a fórmula:

$$m_{agua} = V_{agua} \rho_{agua} \quad (53)$$

Onde  $\rho_{agua}$  é a densidade da água, que para a atmosfera padrão é aproximadamente  $1000 \text{ kg/m}^3$ .

### 3.2 CÁLCULO DOS PARÂMETROS INICIAIS

Em seguida, calcula-se a massa da mangueira, que é fornecida como uma constante no problema. A massa da mangueira, com diâmetro de 38 mm e peso de 9,5 kg, é somada à massa da água para obter a massa total que o drone precisa carregar. O valor da massa total é fundamental, pois será utilizado como input para o cálculo posterior da potência necessária para o voo.

O código disponível no apêndice B foi desenvolvido para calcular diversos parâmetros necessários para o projeto de um sistema de propulsão de drone, incluindo a energia de voo, torque, velocidade angular dos motores, massa do motor e massa das baterias. A escolha dos valores das variáveis foi baseada em pesquisas e teorias específicas para tornar o projeto mais próximo de um modelo real de drone utilizado no mercado.

Primeiramente, as variáveis iniciais são definidas. O valor do raio da hélice ( $r = 0,4$  metros) foi escolhido com base em drones comerciais com capacidades de carga similares, pois um raio maior permite maior força normal, necessária para suportar a carga paga e manter o voo estável. A altura de voo ( $h = 30$  metros) foi definida para simular um voo em uma altitude similar a um prédio de 10 andares. A eficiência do motor ( $\eta_{motor} = 0,9$ ) reflete a performance típica de motores brushless, conhecidos pela alta eficiência, e foi estabelecida com base em uma pesquisa de mercado. A densidade do ar ( $\rho = 1,28 \text{ kg/m}^3$ ) é um valor padrão ao nível do mar, e a aceleração gravitacional ( $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ ).

O cálculo do tempo de subida ( $t_{subida}$ ) assume que o drone exerce uma força de impulso que é o dobro de seu peso, permitindo que ele suba em movimento uniformemente acelerado. Esse tempo é calculado pela fórmula da cinemática ( $t = \sqrt{\frac{2h}{g}}$ ).

Para calcular a energia necessária para a subida ( $E_{bat\_climb}$ ), utiliza-se a teoria do disco atuador, que considera o fluxo de ar através do plano da hélice para estimar a potência necessária. Esta energia é fundamental para dimensionar o sistema de bateria, pois a potência de subida é um dos momentos de maior consumo de energia no voo. O cálculo da energia para hover (pairar) ( $E_{bat\_hover}$ ) é baseado na segunda lei de Newton, aplicando-se a força de sustentação necessária para equilibrar o peso do drone durante o voo estacionário.

A potência elétrica de um motor ( $P_{el}$ ) é então calculada considerando a força necessária para levantar um quarto do peso total do drone, utilizando o princípio do coeficiente de torque, que relaciona a potência necessária com o torque e o raio da hélice. A velocidade angular ( $\omega$ ) de cada motor é determinada a partir dessa potência elétrica e do coeficiente de torque, o que fornece a rotação em rotações por segundo (rps), necessário para gerar a sustentação adequada.

O torque de cada motor ( $\tau$ ) é derivado a partir da potência elétrica e da velocidade angular calculada, sendo um parâmetro fundamental para dimensionar a capacidade de carga e estabilidade do drone.

A massa do motor ( $M_m$ ) é estimada usando uma fórmula derivada do referencial teórico, que relaciona o torque ao tamanho e à massa do motor, com uma referência de massa de 0,5 kg e torque de 3 N·m, adequados para motores brushless comerciais.

A última seção do código calcula a massa necessária das baterias. A tensão de operação de cada motor (14,8 V) define o número de células em série ( $n_s$ ) que a bateria deve ter, com base na tensão de cada célula (3,7 V). A energia total necessária para o voo é determinada pelo tempo de voo e pelas energias de subida e de hover, resultando no número de células em paralelo ( $n_p$ ) necessárias para suportar a demanda energética. Com isso, a massa total da bateria ( $M_{bat}$ ) é calculada, sendo esta um dos parâmetros críticos para o peso total do drone.

Esses cálculos permitem estimar de forma detalhada os parâmetros principais para o projeto de um sistema de propulsão de um drone, considerando o consumo

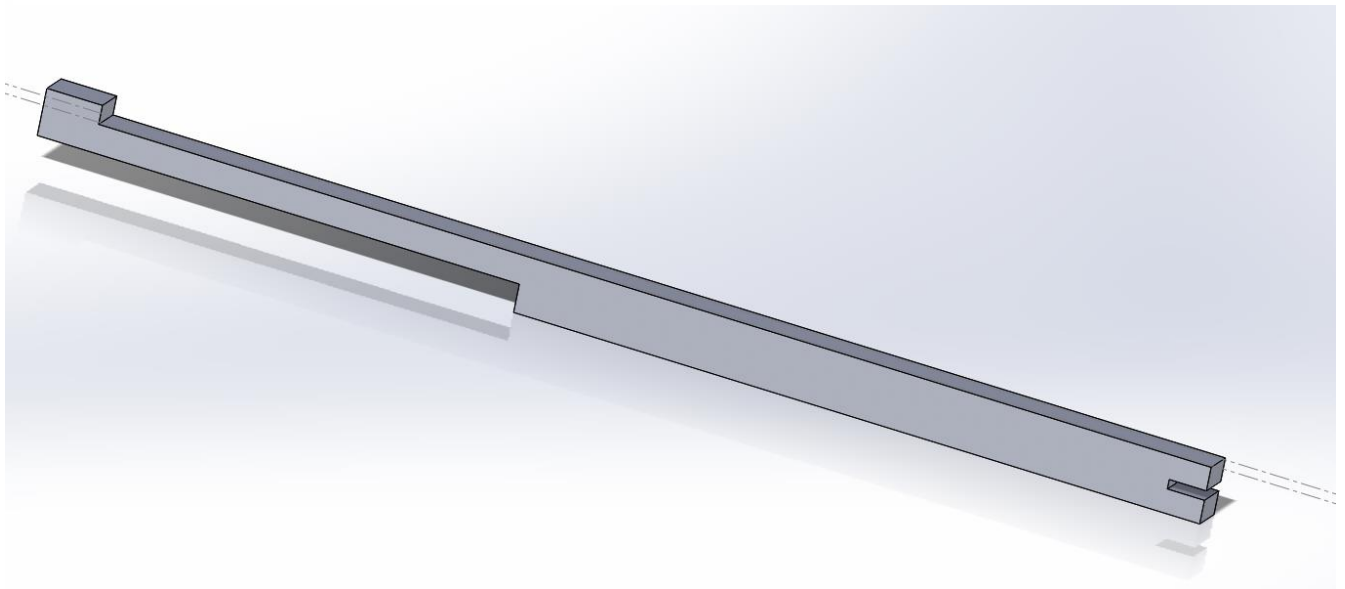
energético e a eficiência, proporcionando uma base sólida para o desenvolvimento e otimização de drones para transporte de carga.

### 3.3 DETALHAMENTO INICIAL

O desenvolvimento do braço foi realizado utilizando o software SolidWorks, explorando suas ferramentas de modelagem 3D para criar uma estrutura funcional e otimizada. Inicialmente, foi elaborado um esboço bidimensional (2D) que definiu o perfil básico do braço, incluindo as dimensões principais e as características estruturais necessárias para atender às exigências do projeto.

Com o esboço concluído, a geometria tridimensional (3D) foi gerada por meio da aplicação de ferramentas como extrusão, permitindo a criação do volume do braço com base no contorno definido. Além disso, recursos adicionais foram utilizados para modelar detalhes específicos, como ranhuras ou encaixes, visando proporcionar maior precisão no acoplamento com outros componentes do drone.

Figura 4 - Modelo de braço

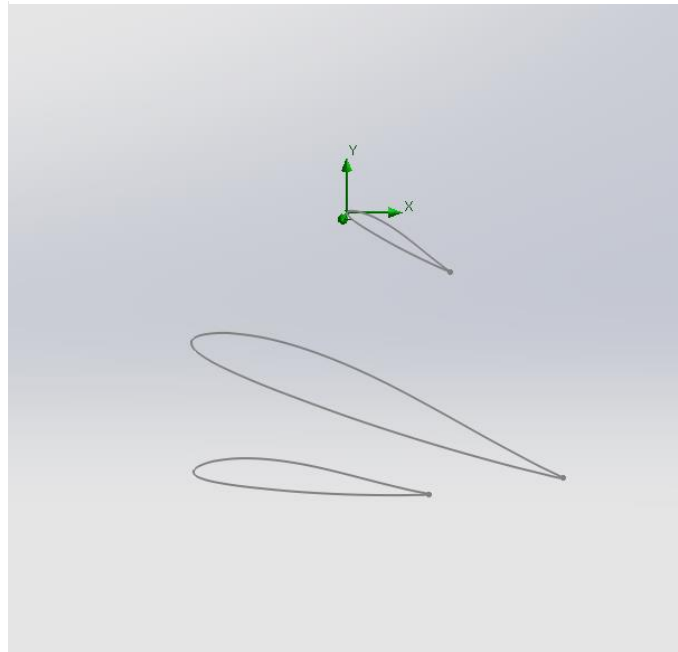


Fonte: Autor (2024).

O detalhamento da hélice foi desenvolvido com base no aerofólio RAF-32, selecionado por suas características aerodinâmicas adequadas ao projeto. Inicialmente, três curvas foram plotadas no software SolidWorks, utilizando diferentes configurações de ângulo de ataque (AOA) e corda. A primeira curva foi projetada com

45 graus de ângulo de ataque e corda de 30 mm; a segunda, com 30 graus de ângulo de ataque e corda de 100 mm; e a terceira, com 5 graus de ângulo de ataque e corda de 50 mm. Essas configurações visaram criar uma transição gradual ao longo da hélice para maximizar sua eficiência aerodinâmica.

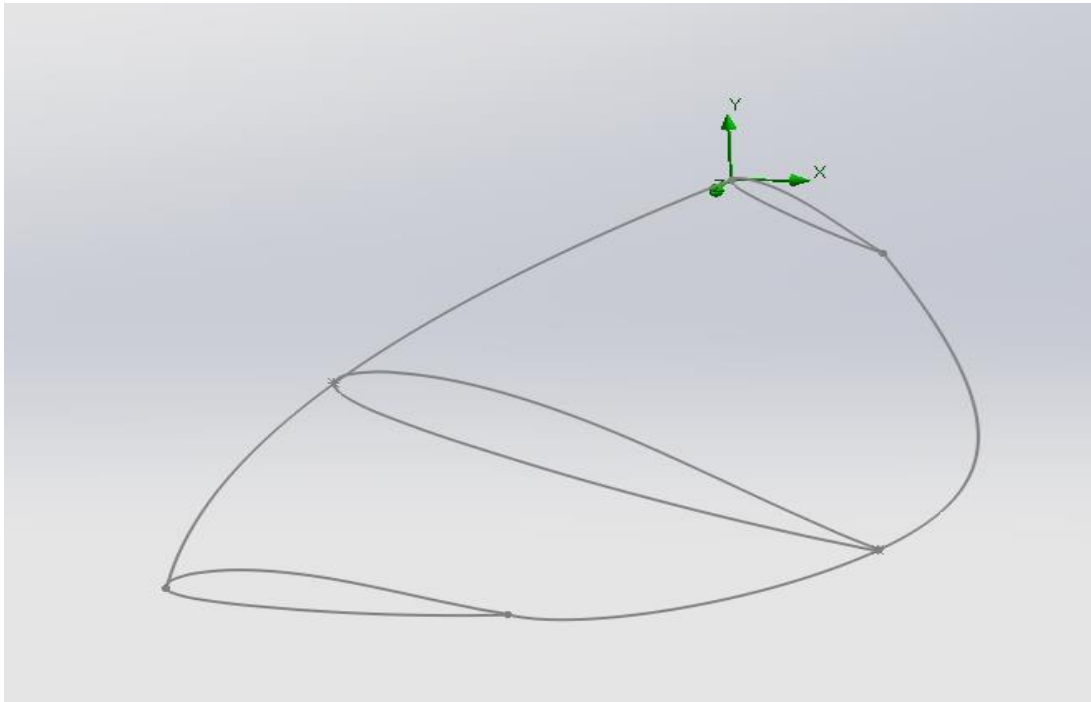
Figura 5 - Perfis de aerofólio da hélice



Fonte: Autor (2024).

Em seguida, utilizou-se a ferramenta "esboço 3D" para conectar os pontos correspondentes das bordas de ataque de cada aerofólio, criando linhas-guia que definiram o contorno tridimensional da hélice. Posteriormente, a ferramenta "loft" foi empregada para gerar o modelo 3D contínuo da hélice, unindo as curvas previamente definidas e criando uma superfície suave e aerodinamicamente otimizada.

Figura 6 - Loft da hélice

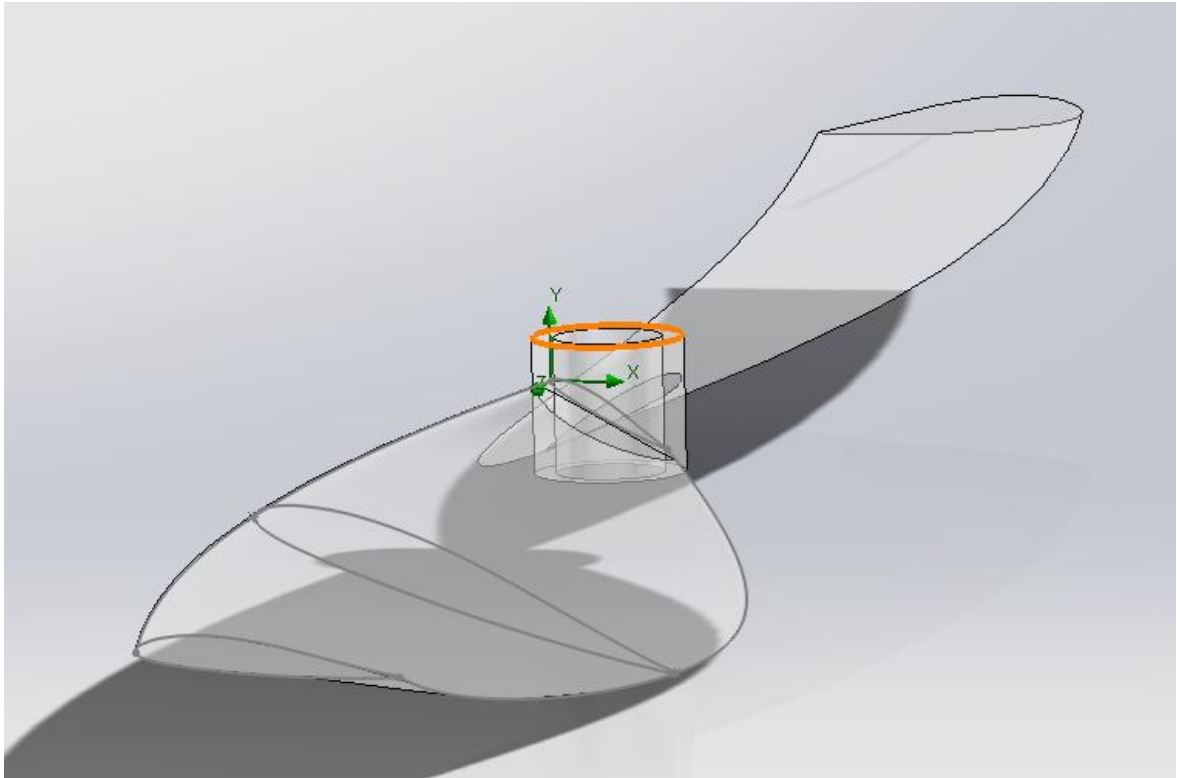


Fonte: Autor (2024).

Para completar o modelo, foi utilizada a ferramenta de "padrão circular" do SolidWorks, permitindo a criação da segunda pá da hélice a partir do modelo inicial, garantindo simetria e precisão no design final. Esse processo resultou em um modelo tridimensional detalhado e funcional, pronto para análises posteriores de desempenho e validação.



Figura 7 - Hélice



Fonte: Autor (2024).

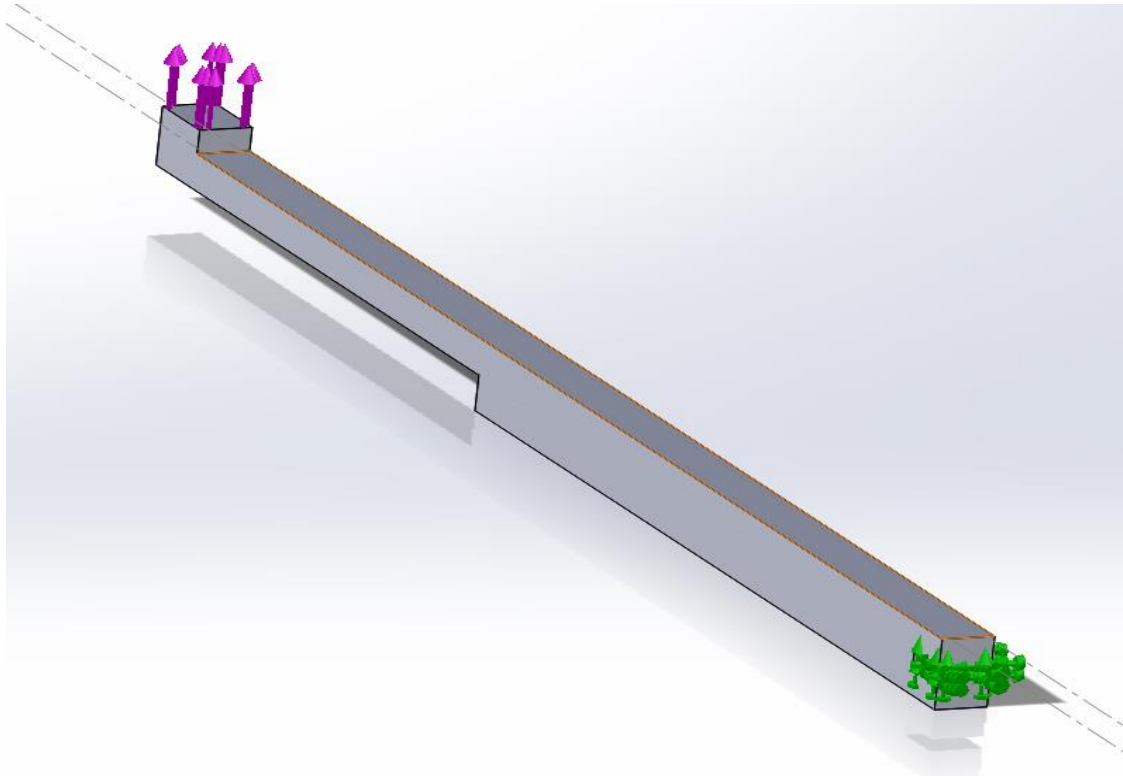
### 3.4 INPUTS DA SIMULAÇÃO

Para a análise estrutural do braço, foi utilizado o módulo SolidWorks Simulation, que permitiu avaliar o comportamento do componente sob condições reais de carga. A fixação foi definida na junção entre o braço e o corpo principal do drone, simulando a conexão rígida que será empregada no modelo físico. Essa configuração garantiu que os deslocamentos e tensões fossem analisados adequadamente a partir do ponto de acoplamento.

Na extremidade do braço, foi aplicada a força total correspondente à soma da força de empuxo gerada pelo conjunto hélice-motor e ao peso do próprio motor, representando a carga real que o braço deverá suportar durante o funcionamento do drone. Essa abordagem possibilitou verificar se o braço possui resistência suficiente para suportar as forças aplicadas, garantindo segurança estrutural e eficiência no desempenho do sistema.

Os resultados da simulação forneceram dados cruciais, como distribuições de tensões, deslocamentos máximos e coeficientes de segurança, permitindo ajustes no design, se necessário, para otimizar o componente antes da fabricação.

Figura 8 - Forças e fixação



. Fonte: Autor (2024).

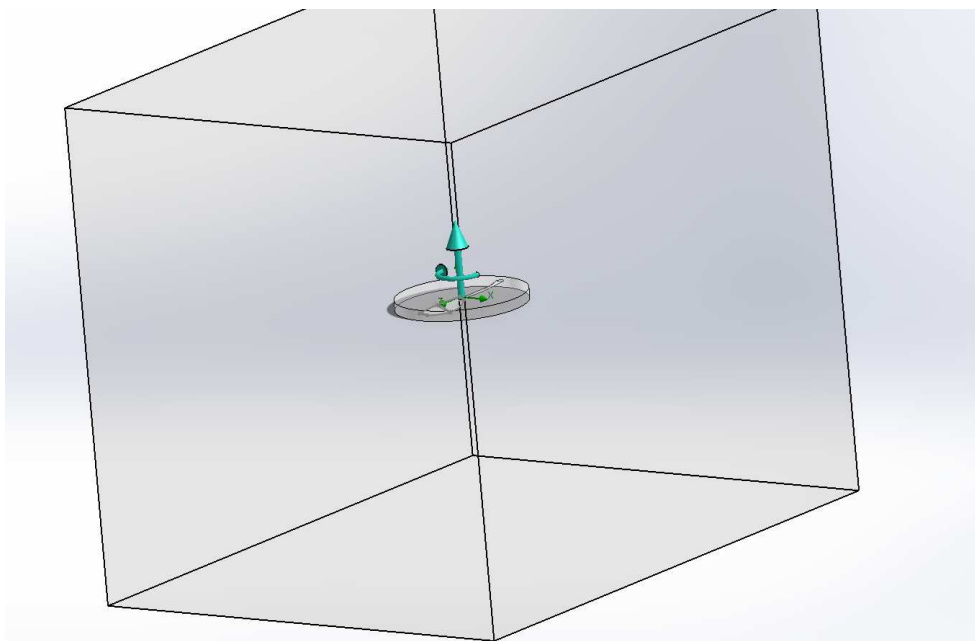
Para a simulação fluidodinâmica da hélice, foi utilizado o módulo SolidWorks Flow Simulation, que permitiu analisar o comportamento do fluido ao redor da hélice em operação. Para realizar a simulação, foi definido um domínio estático representado por um grande volume cúbico, que delimita a região de análise e representa o ambiente ao redor da hélice. Além disso, foi criado um domínio rotacional em formato de cilindro envolvendo a hélice, simulando o movimento rotativo característico do componente durante o funcionamento.

A velocidade do fluido utilizada na simulação foi calculada com base nos resultados do software desenvolvido previamente para determinar os parâmetros

iniciais do projeto. Esses valores garantiram a precisão dos dados de entrada, possibilitando uma análise realista do comportamento do fluxo de ar em interação com a hélice.

Essa abordagem permitiu avaliar fatores como o empuxo gerado, as distribuições de pressão e a eficiência aerodinâmica da hélice, fornecendo informações cruciais para ajustes e validações do design antes da fabricação.

Figura 9 - Domínios da simulação



Fonte: Autor (2024).

A metodologia para redução de massa de um braço de drone envolve um processo iterativo de análise estrutural e otimização, com o objetivo de diminuir a massa sem comprometer a integridade e a performance do drone. O foco da redução de massa será nas regiões do braço onde o esforço estrutural, com base em simulações de cargas e tensões, for mínimo.

A partir das simulações, são mapeadas as regiões onde o esforço estrutural é mais baixo, ou seja, aquelas em que a distribuição de tensões é menor, e a contribuição para a rigidez geral da estrutura é mínima. Essas áreas são então alvo da redução de massa, com a remoção de material ou com a diminuição da espessura de componentes. A redução manual pode ser realizada através de fresamento ou usinagem, removendo material das regiões identificadas como de baixo esforço, sempre respeitando as limitações de resistência e segurança do projeto.

Além disso, é importante aplicar uma abordagem de otimização topológica durante o processo de redução. A otimização topológica é uma técnica que orienta a redistribuição do material nas partes da estrutura que mais necessitam de rigidez e resistência, enquanto reduz a quantidade de material onde ele não contribui significativamente para o desempenho do braço. Isso resulta em uma estrutura mais leve e eficiente, com o mínimo de material necessário para suportar as forças de operação.

Após a remoção de material, as simulações são repetidas para garantir que a redução de massa não tenha comprometido a resistência estrutural do braço. Caso a integridade do design seja comprometida, ajustes podem ser feitos, como a adição de reforços localizados ou a escolha de materiais mais leves e resistentes.

Este processo iterativo continua até que a redução de massa atinja o valor desejado, sem comprometer a segurança e a funcionalidade do braço do drone. O resultado final será um braço mais leve e eficiente, o que contribui diretamente para a melhoria da autonomia e capacidade de carga do drone.

Após a realização das simulações estruturais do braço do drone, as massas totais do drone foram atualizadas com base nos resultados obtidos. Esse processo foi realizado por meio do cálculo dos parâmetros de massa diretamente no software SolidWorks, que possibilitou a modelagem detalhada e a atualização das propriedades físicas do drone, incluindo as alterações nas dimensões e na distribuição de massa das partes modificadas.

Com as massas totais atualizadas, o próximo passo foi o cálculo do tempo de voo do drone. Utilizando as fórmulas descritas anteriormente no trabalho, que consideram fatores como a potência necessária para o voo, a eficiência energética do sistema e a capacidade de carga do drone, foi possível determinar o impacto das modificações na autonomia do voo. Esses cálculos levaram em conta tanto a massa do drone quanto as características do sistema de propulsão e a energia disponível nas baterias, proporcionando uma estimativa precisa do tempo de voo com a nova configuração.

### 3.5 CÁLCULO DO VOO ALIMENTADO POR CABOS

A metodologia (apêndice c) para calcular os parâmetros elétricos e de massa de um drone baseia-se em considerar a potência, a tensão, o número de motores e

as propriedades dos cabos que alimentam o sistema. Inicialmente, a corrente total necessária para o sistema de propulsão é calculada utilizando a fórmula:

$$I = \frac{P}{V} 4 \quad (54)$$

Onde P é a potência total fornecida aos motores, V é a tensão de operação, e o fator 4 corresponde ao número de motores. Esse cálculo determina a corrente total que será distribuída entre os motores.

Além disso, a resistência dos cabos deve ser levada em conta, uma vez que ela pode impactar a eficiência do sistema, gerando perdas de energia. A resistência dos cabos é calculada com base na resistência por metro (R) e na distância total dos cabos (D):

$$R_{cabo} = R 2 D \quad (55)$$

Onde R é a resistência por metro do cabo, e D é a distância total percorrida pelos cabos. O fator 2 é utilizado para considerar a ida e volta da corrente elétrica nos cabos.

Por fim, a massa dos cabos também é considerada, sendo calculada com base na densidade do material do cabo  $\rho_{cabo}$  e no comprimento total dos cabos. A fórmula para a massa dos cabos é:

$$m_{cabo} = \rho_{cabo} 2 D \quad (56)$$

Onde  $m_{cabo}$  é a massa dos cabos, e  $\rho_{cabo}$  é a densidade do material dos cabos, com D representando a distância dos cabos.

Essas fórmulas são fundamentais para determinar a corrente total consumida, a resistência dos cabos e a massa total dos cabos, fatores que afetam diretamente o desempenho e a eficiência do drone durante o voo.

## 4. RESULTADOS

### 4.1. CÁLCULO DA CARGA PAGA

No capítulo de resultados, são apresentados os resultados obtidos a partir do código de cálculo do payload (carga paga), que determinou a massa total que o drone de combate a incêndios deve ser capaz de levantar, composta pela água e mangueira. Além disso, são discutidos os resultados dos cálculos de parâmetros preliminares, que forneceram os dados iniciais para o desenvolvimento do protótipo. A modelagem inicial dos braços e do frame do drone foi realizada, seguida pela geração da malha do braço, que foi então submetida a uma simulação de elementos finitos para avaliar seu desempenho estrutural. Em paralelo, foi gerada a malha para a simulação fluidodinâmica da hélice, sendo apresentados os resultados dessa simulação, que analisaram o comportamento do fluxo de ar. Além disso, são discutidas as atualizações do modelo conforme os testes e as simulações, com ênfase na evolução do design e na melhoria da eficiência do sistema.

O código preliminar desenvolvido para o cálculo do payload do drone de combate a incêndios gerou os seguintes resultados: a massa da água foi determinada como 37,699 kg, enquanto a mangueira tem uma massa de 7,64 kg. Dessa forma, o peso total a ser levantado pelo drone foi calculado como 45,339 kg. Este cálculo é fundamental para garantir que o drone seja projetado com a capacidade de carga adequada, permitindo um desempenho eficaz durante as operações de combate a incêndios.

Tabela 1 - Resultados do algoritmo de estimativa de missão

Componente	Massa [kg]
Água	37,699
Mangueira	7,64
Carga paga	45,339

Fonte: Autor (2024).

## 3.2 PARÂMETROS INICIAIS

Os resultados apresentados pelo algoritmo de estimativa de parâmetros iniciais fornecem uma visão detalhada do desempenho do drone durante a operação de subida e de permanência no ar. A energia necessária para a subida do drone foi calculada em 37.723,05 W, com um tempo de subida de 2,47 segundos, indicando que o sistema é capaz de alcançar rapidamente a altitude desejada. Durante o voo estacionário, o consumo de energia diminuiu para 480,88 W, refletindo o valor de energia necessária para manter o drone em posição sem movimentação vertical.

Além disso, a potência necessária para cada motor foi calculada em 1.881,16 W, e a massa de cada motor foi determinada como 1,108 kg. Com esses dados, a análise do sistema de propulsão revela uma configuração robusta e capaz de fornecer a sustentação necessária para o transporte do payload. A tensão de operação de cada motor é de 14,8 V, e o sistema de baterias é composto por células em série e paralelo, com 4 células em cada configuração, garantindo a autonomia e a capacidade de fornecimento de energia ao sistema.

A massa das baterias foi determinada como 13,817 kg, o que, junto com as demais variáveis, foi crucial para a definição da capacidade de carga do drone, considerando tanto o payload quanto os requisitos de potência. Esse conjunto de resultados é essencial para a otimização do projeto, visando um equilíbrio entre a eficiência energética e a capacidade de carga do drone.

Os valores apresentados correspondem a parâmetros iniciais estimados para o desempenho do drone, os quais serão atualizados futuramente com dados de massa mais precisos. Esses dados, que serão baseados em informações mais atualizadas sobre os componentes do drone, substituirão as estimativas iniciais, permitindo ajustes mais precisos nos cálculos de desempenho. A energia necessária para a subida, o tempo de subida, a potência dos motores e a massa das baterias, entre outros, foram calculados com base em suposições iniciais de massa. À medida que as informações reais sobre a massa dos componentes se tornarem disponíveis, os parâmetros serão revisados para refletir a configuração final do sistema.

Tabela 2 - Resultado do algoritmo de estimativas iniciais

Variável	Valor
Potência na subida	42565 W
Tempo de subida	2,47 s
Potência pairando	15049 W
Potência de 1 motor	8900 W
Massa de 1 motor	2,5 kg
Tensão de 1 motor	14,8 V
Células em série	4
Células em paralelo	4
Massa das baterias	13,817 kg

Fonte: Autor (2024).

### 3.3. RESULTADOS DA SIMULAÇÃO

A geração de malha no SolidWorks Simulation é um passo essencial para realizar análises de elementos finitos (FEA). No caso apresentado, foi criada uma malha composta por 8.216 elementos triangulares. Este tipo de elemento é ideal para representar geometrias complexas e superfícies irregulares, garantindo uma boa precisão nos resultados.

A dimensão característica dos elementos da malha é de aproximadamente 6,62471 mm, o que indica o tamanho médio das arestas dos triângulos. Este tamanho foi definido para equilibrar a precisão da análise e o tempo de processamento computacional. Elementos menores proporcionam maior detalhamento e precisão nos cálculos, enquanto elementos maiores reduzem o tempo de simulação.

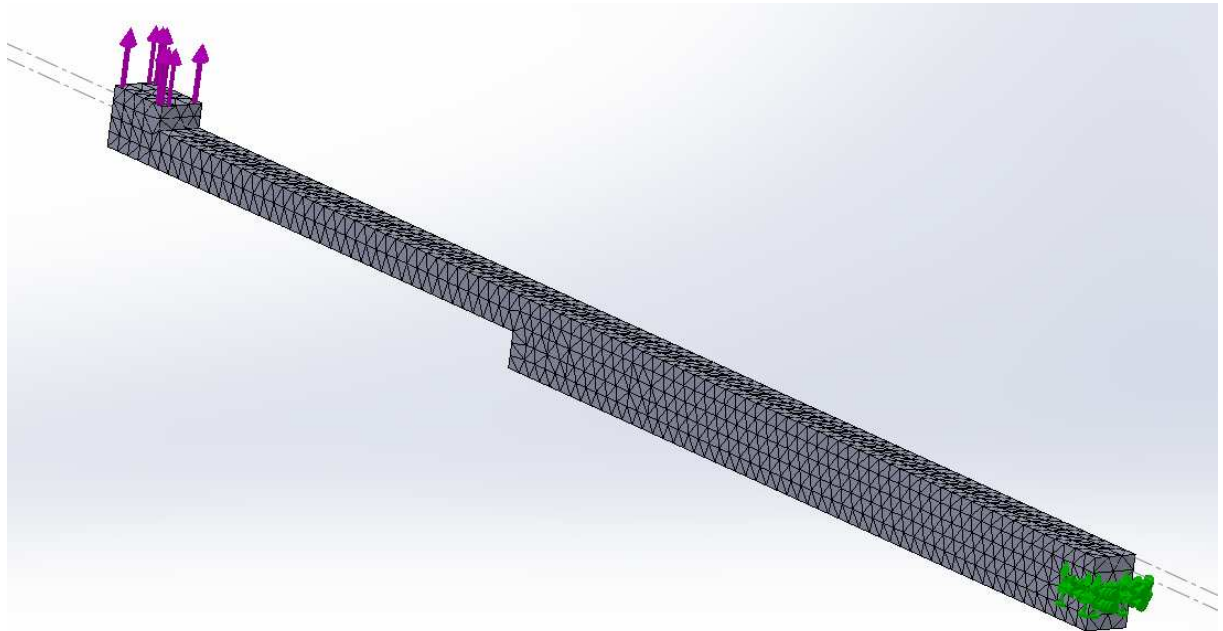
A malha foi gerada automaticamente pelo software, utilizando algoritmos que ajustam os elementos às superfícies do modelo. Para regiões críticas ou com maior concentração de esforços, o refinamento da malha pode ser aplicado manualmente ou automaticamente para aumentar a densidade dos elementos e melhorar a resolução dos resultados.

Além disso, as condições de contorno e cargas aplicadas (representadas pelas setas roxas na figura 10) influenciam diretamente na qualidade e no comportamento



da malha durante a simulação. A geração adequada da malha é crucial para garantir que os resultados obtidos sejam representativos e confiáveis.

Figura 10 - Malha gerada para o braço



Fonte: Autor (2024).

A análise estrutural realizada no SolidWorks para o braço do drone fabricado em Nylon 101 apresentou resultados satisfatórios em termos de resistência mecânica. A simulação por elementos finitos demonstrou que a estrutura suporta adequadamente as cargas aplicadas durante a operação do drone.

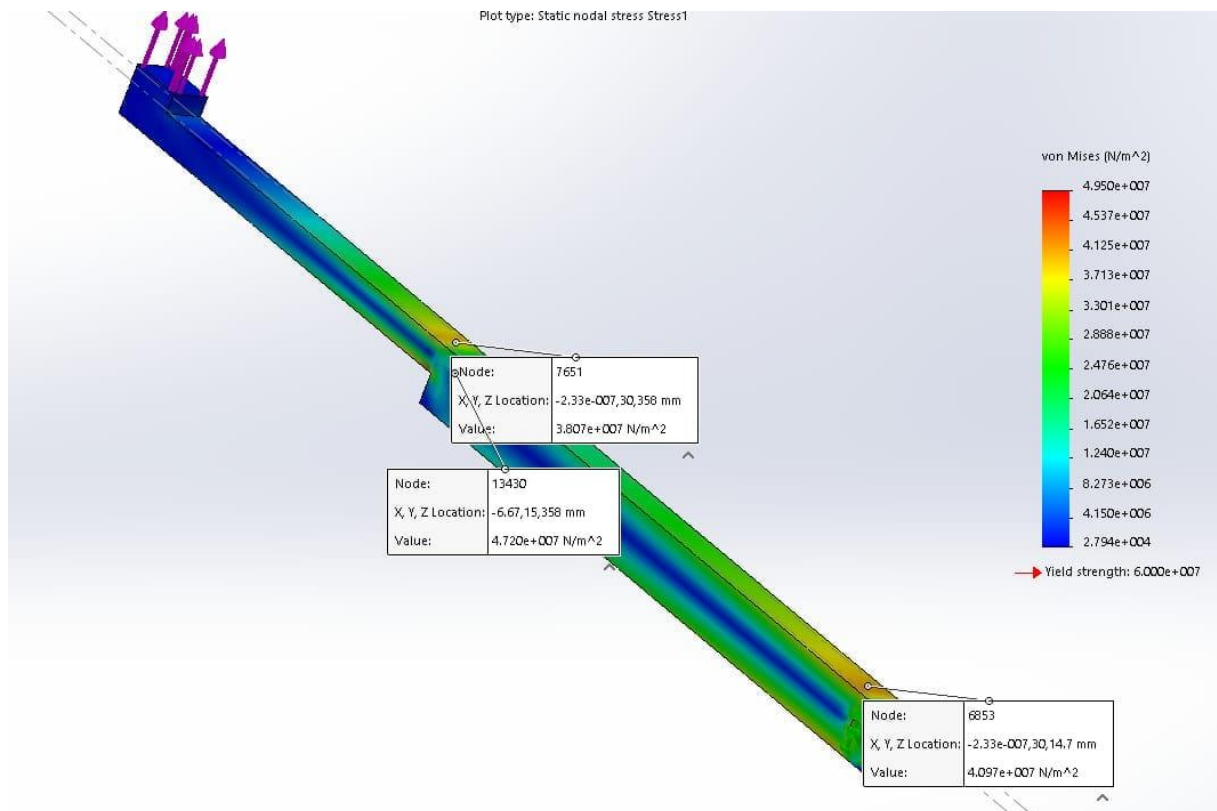
O componente foi submetido a uma força de 300N na extremidade, simulando a condição crítica durante a subida do drone. A análise de tensões de von Mises revelou que a tensão máxima atingida na estrutura foi de  $4,95E7 \text{ N/m}^2$ , significativamente inferior à tensão de escoamento do material que é de  $6E7 \text{ N/m}^2$ . Este resultado indica um fator de segurança aproximado de 1,21, garantindo que o componente operará dentro do regime elástico do material.

A distribuição de tensões ao longo do braço apresenta um gradiente de cores que vai do azul ao vermelho, onde as regiões em vermelho indicam as áreas de maior solicitação mecânica. Observa-se que a concentração de tensões ocorre principalmente na região próxima à fixação com a fuselagem, onde o momento fletor

é máximo. Os nós críticos identificados na simulação (7651, 13430 e 6853) mostram valores de tensão que variam entre  $3,807E7 \text{ N/m}^2$  e  $4,720E7 \text{ N/m}^2$ , todos abaixo do limite de escoamento do material.

A escolha do Nylon 101 como material estrutural mostrou-se apropriada para esta aplicação, pois além de apresentar resistência mecânica adequada, o material possui boa relação resistência/peso, característica fundamental para aplicações aeronáuticas. A análise confirma que o projeto atende aos requisitos estruturais, garantindo a integridade do componente durante a operação do drone.

Figura 11 - Resultados da simulação estrutural



Fonte: Autor (2024).

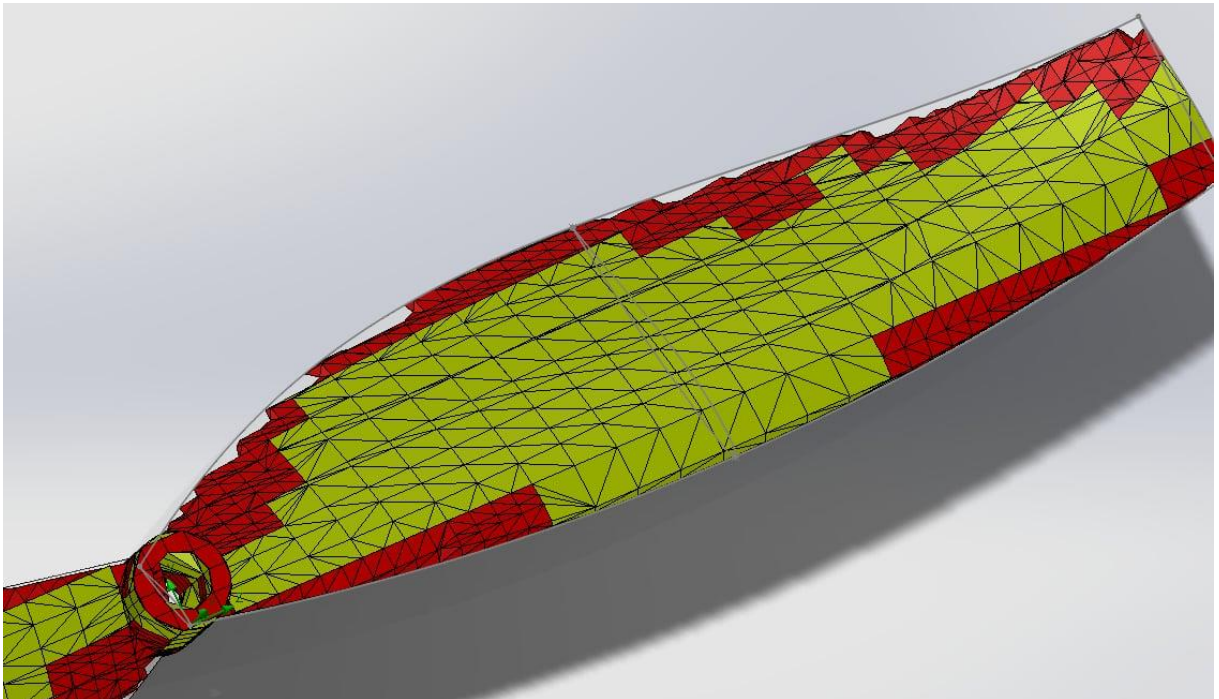
As imagens (13,14 e 15) apresentadas demonstram diferentes configurações de malha para uma análise numérica de uma hélice, evidenciando um estudo sistemático de refinamento. Na superfície da hélice, representada em vermelho, observa-se uma malha não-estruturada composta por elementos triangulares, que se adaptam à geometria complexa da pá. Este refinamento superficial é crucial para capturar adequadamente as características geométricas e os gradientes de pressão que se desenvolvem durante o funcionamento do propulsor.

A discretização da malha apresenta variações significativas, com elementos de diferentes tamanhos distribuídos ao longo da superfície da pá. Nota-se uma concentração maior de elementos nas regiões de borda, onde os gradientes de pressão tendem a ser mais intensos. A linha central visível na pá sugere uma divisão da geometria que pode ter sido utilizada para controle do processo de geração da malha, garantindo melhor qualidade dos elementos.

Na região do cubo da hélice, identificada pela estrutura em verde na base da pá, percebe-se uma transição da malha com elementos hexaédricos, indicando uma abordagem híbrida na discretização do domínio. Esta estratégia de malha permite otimizar o número total de elementos enquanto mantém a precisão necessária nas regiões de maior interesse para a análise do escoamento.

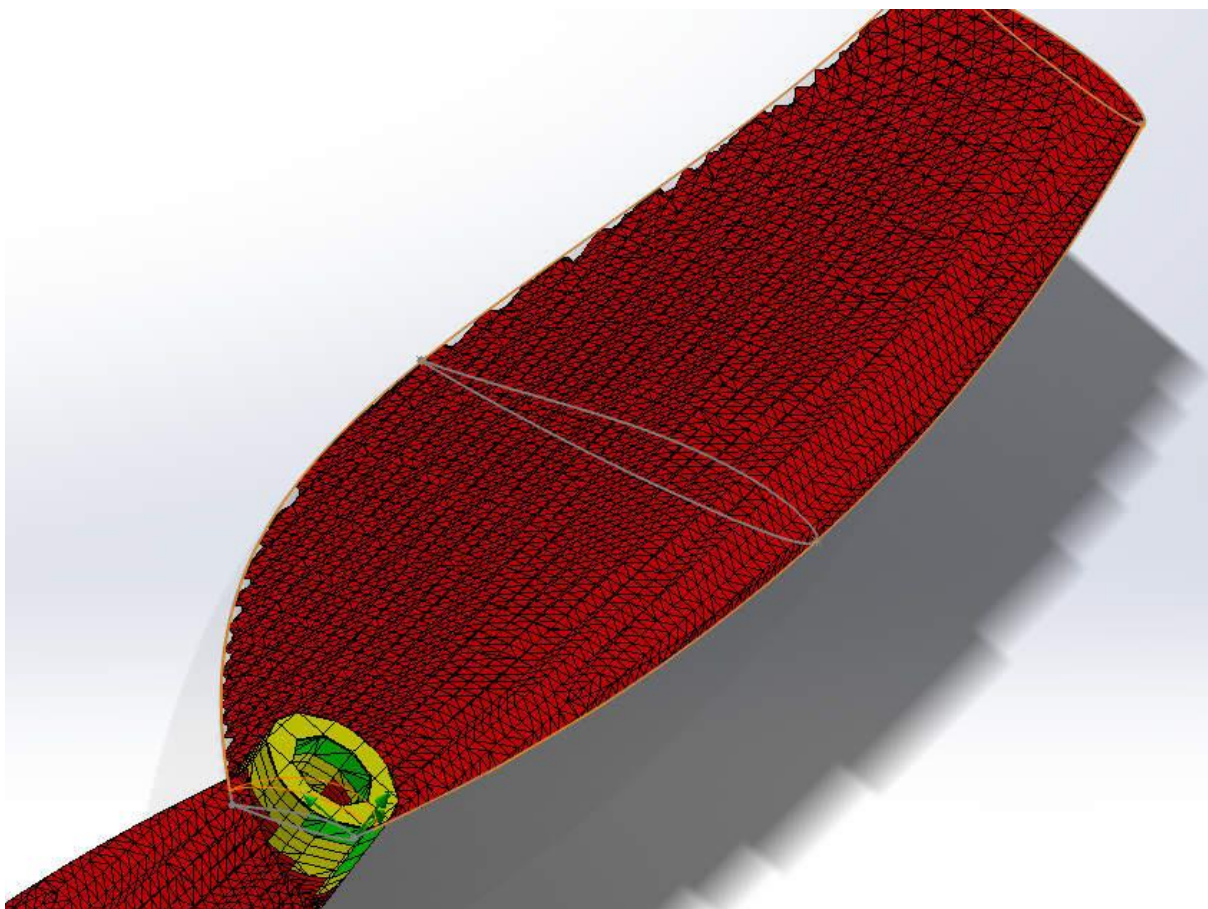
A variação na densidade dos elementos entre as diferentes configurações de malha apresentadas sugere um estudo de independência de malha, fundamental para garantir que os resultados numéricos obtidos não sejam influenciados pela discretização espacial escolhida. Este processo é essencial para estabelecer um equilíbrio entre precisão dos resultados e custo computacional associado à simulação.

Figura 12 - Nivel de discretização 1



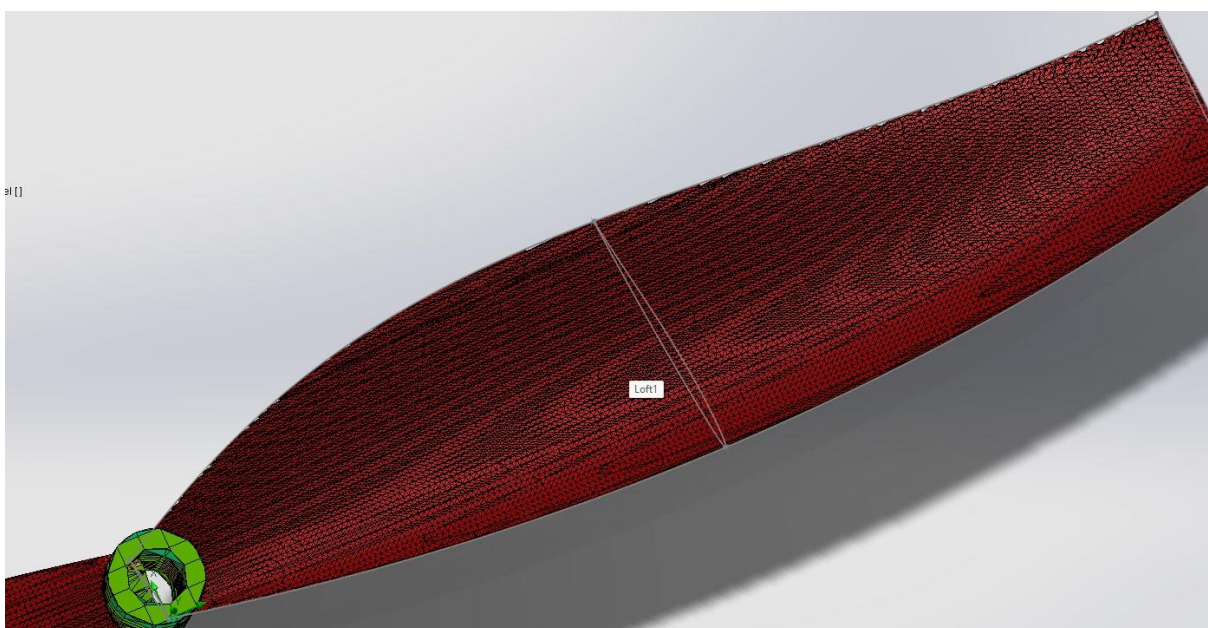
Fonte: Autor (2024).

Figura 13 - Nivel de discretização 2



Fonte: Autor (2024).

Figura 14 - Nivel de discretização 3



Fonte: Autor (2024).

O gráfico apresentado na figura 15 ilustra os resultados de uma simulação fluidodinâmica, relacionando o número de elementos da malha no eixo x, a força normal no eixo y e o número de iterações representado pela escala de cores. Cada ponto no gráfico corresponde a uma simulação distinta.

No primeiro ponto, correspondente a uma malha com aproximadamente 250 mil elementos, observa-se uma força normal de cerca de 390 unidades. O número de iterações para convergência foi relativamente baixo, em torno de 150, como indicado pela coloração roxa. Este resultado reflete o comportamento inicial da simulação com uma malha grosseira.

O segundo ponto, com um refinamento ligeiramente maior, em torno de 300 mil elementos, apresenta um comportamento similar ao anterior. A força normal permanece em aproximadamente 390 unidades, e o número de iterações também é próximo a 150, sem alterações significativas nos resultados.

No terceiro ponto, referente a uma malha com cerca de 750 mil elementos, ocorre uma redução na força normal para aproximadamente 375 unidades. Este refinamento da malha exigiu um aumento no número de iterações para convergência, alcançando cerca de 200 iterações, como indicado pela coloração azul mais clara.

Ao avançar para o quarto ponto, com uma malha contendo cerca de 1 milhão de elementos, há um aumento expressivo na força normal para aproximadamente 485 unidades. O número de iterações também cresce significativamente, alcançando cerca de 300 iterações, conforme indicado pela transição para tons verdes na escala.

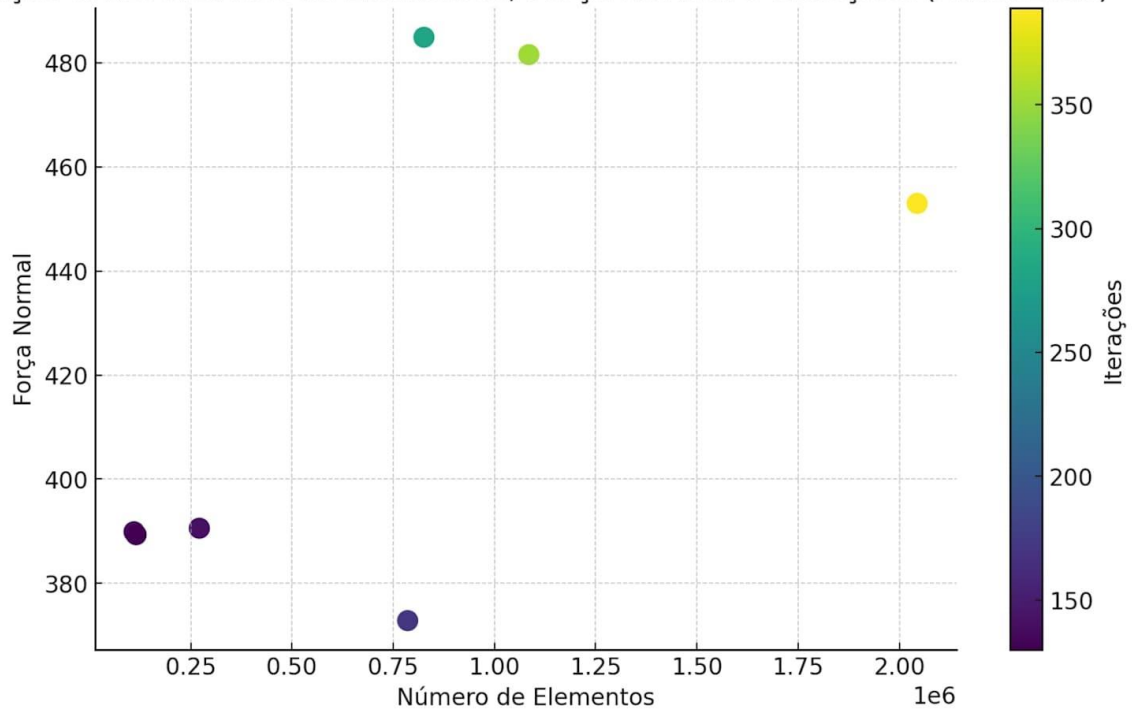
O quinto ponto corresponde a uma malha com cerca de 1,25 milhões de elementos. A força normal apresenta uma leve redução em relação ao ponto anterior, atingindo aproximadamente 480 unidades. O número de iterações permanece elevado, em torno de 350, como indicado pela coloração amarela.

Por fim, o sexto e último ponto representa a simulação realizada com o limite computacional disponível: uma malha contendo 2 milhões de elementos. A força normal reduz-se ligeiramente para cerca de 452 unidades. O número de iterações continua elevado, próximo a 350, mantendo-se na mesma faixa da coloração amarela.

Os resultados indicam que não houve estabilização clara da força normal conforme o refinamento da malha aumentou. Assim, conclui-se que a independência de malha não foi atingida dentro do limite computacional disponível.

Figura 15 - Relação entre números de elementos, força normal e iterações

Relação entre Número de Elementos, Força Normal e Iterações (Atualizado)



Fonte: Autor (2024).

Os resultados apresentados foram obtidos a partir da soma das massas geradas pelo software de estimativa de parâmetros iniciais com as massas da estrutura avaliadas por meio do software SolidWorks. A análise revelou que a massa dos braços, fabricados em Nylon 101, é de 350 g, enquanto a carenagem possui uma massa de 162 g. A massa total da estrutura foi calculada como sendo 1562 g. Além disso, cada motor apresenta uma massa de 1,1 kg, e cada hélice possui uma massa de 1,5 kg. As baterias, por sua vez, somam um total de 13,817 kg. Com base nesses valores, a massa total do sistema foi determinada como sendo 25,8 kg. Esses dados refletem a integração das informações obtidas pelos dois softwares utilizados no processo de projeto e avaliação.

Tabela 3 - Resultado das massas após análise dos componentes

Variável	Valor
Massa dos braços	350 g
Material dos braços	Nylon 101
Massa da carenagem	162 g
Massa total da estrutura	1562 g
Massa de 1 motor	1,1 kg
Massa de 1 hélice	1,5 kg
Massa das baterias	13,817 kg
Massa do drone	25,8 kg

Fonte: Autor (2024).

Com a atualização das massas no software utilizado para o cálculo de parâmetros, foi possível realizar diversas iterações com o objetivo de estabilizar os valores das massas dos componentes principais do sistema, como motores e baterias. Esse processo iterativo foi essencial para garantir maior precisão nos resultados e otimizar o desempenho do drone, considerando as restrições e requisitos do projeto.

Após as simulações e ajustes realizados pelo software, chegou-se a uma configuração final que define a massa total do drone em 29,8 kg. Desse valor, 17,9 kg correspondem à massa das baterias, que representam uma parcela significativa devido à necessidade de fornecer energia suficiente para o funcionamento prolongado e eficiente do sistema. Já os motores, componentes críticos para a propulsão e controle do drone, apresentaram uma massa estabilizada de 1,2 kg.

Após a definição da massa dos componentes, foi realizada uma pesquisa em sites especializados buscando componentes que atendessem às especificações detalhadas, com foco em motores e hélices para drones. Esta etapa foi crucial para garantir que os componentes selecionados atendessem aos requisitos do projeto.

No processo de seleção do motor, o modelo T-MOTOR U11II foi escolhido por suas características superiores. Este motor oferece uma potência máxima de 2783W, superando em 300W a potência inicialmente estipulada, e apresenta uma massa de 772g. O motor opera com tensão de 48V e possui uma corrente máxima de 57,3A, características que demandam a utilização de um conversor de tensão para compatibilização com o grupo de baterias estipulado no projeto.

Figura 16 - Motor selecionado



Fonte: Alibaba (2024).

Para as hélices, o modelo selecionado foi o T4013, fabricado em fibra de carbono, que apresenta um diâmetro de 40 polegadas (aproximadamente 1016mm), sendo 10 cm maior que o inicialmente estipulado. É importante ressaltar que, diferentemente do valor inicialmente mencionado de 1,5 kg, cada hélice possui uma massa de 257g, totalizando 514g para o par. Apesar da diferença no diâmetro em relação ao especificado inicialmente, as características de desempenho e o peso reduzido tornam este modelo adequado para a aplicação proposta.



Figura 17 - Hélice escolhida



Fonte: DroneEngr (2024).

### 3.4. RESULTADO DO VOO POR CABOS

A fase final do projeto de conexão elétrica culminou em uma significativa otimização do sistema, com a implementação de uma tensão operacional de 120V através de conversores específicos para alimentação dos motores. Esta modificação fundamental no projeto demandou um criterioso processo de dimensionamento dos

condutores, seguindo rigorosamente as normas técnicas brasileiras de projeto elétrico, considerando uma corrente máxima de operação de 82A.

No processo de seleção dos condutores, optou-se por uma seção nominal de 16mm<sup>2</sup>, estabelecendo uma margem de segurança apropriada para a operação do sistema. Após uma análise detalhada das opções disponíveis no mercado, a escolha recaiu sobre os cabos Superatox FLEX HEPR, que apresentaram características técnicas ideais para a aplicação, com um peso específico de 17,8 kg/100m e uma queda de tensão calculada em 9,24V.

O resultado mais expressivo desta implementação foi observado no peso total do sistema, que atingiu 10,68 kg, representando uma notável redução de mais de 7 kg em comparação com a solução anterior baseada em baterias. Esta significativa otimização de massa, combinada com as características técnicas adequadas dos condutores selecionados, indica que esta solução é extremamente promissora e merece estudos complementares para sua validação e possível implementação definitiva no projeto.

## 5. CONCLUSÃO

O presente trabalho alcançou todos os objetivos específicos propostos, contribuindo para o desenvolvimento de uma metodologia estruturada para o projeto preliminar de drones. A metodologia desenvolvida demonstrou-se eficaz na análise de viabilidade de projetos de drones, estabelecendo como ponto inicial fundamental o cálculo da carga paga e a pesquisa de mercado para determinação de parâmetros iniciais.

A estimativa inicial de massa proposta na literatura necessitou ajustes significativos. A relação entre massa estrutural e carga paga foi corrigida de 0,4 para 0,6, proporcionando uma aproximação mais precisa para as primeiras iterações de projeto. Este ajuste mostrou-se fundamental para garantir maior precisão nas etapas subsequentes do desenvolvimento.

Na metodologia de projeto de hélices de grande porte, a simulação fluidodinâmica apresentou limitações significativas. Os custos computacionais elevados, associados ao tempo extenso de processamento e problemas de convergência relacionados às limitações de malha do software, tornaram esta ferramenta menos prática para o processo iterativo de design. Em contrapartida, a análise por elementos finitos demonstrou-se uma ferramenta extremamente eficiente. Com baixo custo computacional e resultados satisfatórios, esta abordagem permitiu múltiplas iterações de design, fundamental para a otimização do projeto.

As equações de performance energética implementadas mostraram-se adequadas para a estimativa do consumo energético do drone, porém requerem validação experimental para confirmar sua precisão em condições reais de operação. Para trabalhos futuros, recomenda-se a realização de testes experimentais para validação das equações de performance energética, o desenvolvimento de métodos alternativos para análise aerodinâmica de hélices grandes, o aprimoramento dos coeficientes de estimativa de massa inicial, a implementação de análise de otimização estrutural para redução de massa e o desenvolvimento de estudos específicos sobre a integração de sistemas de combate a incêndios.

A metodologia proposta atendeu ao objetivo geral de estabelecer um processo estruturado para o projeto preliminar de drones, especialmente voltados para o combate a incêndios, contribuindo significativamente para a solução do problema

inicial de desenvolvimento de etapas estruturadas para análise de viabilidade de drones. O trabalho demonstrou que uma abordagem sistemática e estruturada é fundamental para o sucesso no desenvolvimento de projetos de drones, especialmente quando aplicados a missões críticas como o combate a incêndios.

Com base nos estudos realizados e resultados obtidos, diversos aspectos podem ser explorados em trabalhos futuros para aprofundar o conhecimento sobre a otimização e eficiência de drones. A otimização da massa dos braços do drone é um ponto crucial, pois uma redução no peso da estrutura permitiria maior tempo de voo e capacidade de carga. Esta otimização poderia ser realizada através de análises topológicas mais avançadas e uso de materiais alternativos.

A validação experimental das equações de eficiência propostas é fundamental para confirmar os modelos teóricos desenvolvidos. Isto poderia ser feito através de testes em diferentes condições operacionais.

A substituição do método do disco atuador por abordagens mais sofisticadas no código permitiria uma análise mais precisa e realista do comportamento aerodinâmico do drone. O cálculo detalhado dos coeficientes de arrasto e perdas relacionadas a baterias e cabos forneceria uma compreensão mais completa do desempenho do sistema. Estes fatores são especialmente relevantes considerando que os drones estão se tornando mais inteligentes e autônomos, com capacidades de voo avançadas e sensores sofisticados.

Por fim, a análise da energia necessária para equilibrar o jato de água liberado pela mangueira é essencial para aplicações específicas, como pulverização agrícola, onde a eficiência da aplicação e o controle preciso do volume são fundamentais.

## REFERÊNCIAS

- YOKOTA, Yuri Fiusa. **PROJETO DE UM DRONE UTILIZANDO TÉCNICAS DE ENGENHARIA**. 2014. 189 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2014.
- VILLBRANDT, Josh. **The Quadrotor's Coming of Age**. 2010. Disponível em: <https://illumin.usc.edu/the-quadrotors-coming-of-age/>. Acesso em: 23 nov. 2024.
- GHAZBI, S. Norouzi *et al.* QUADROTORS UNMANNED AERIAL VEHICLES: A REVIEW. **International Journal On Smart Sensing And Intelligent Systems**. Online, p. 309-333. mar. 2016.
- DUARTE, Rogério Bernardes *et al.* **Problemática de incêndios em edifícios altos**. São Paulo: N/A, 2021. 181 p.
- WU, Rong-Yu; XIE, XI-Cheng; ZHENG, Yu-Jun. Firefighting Drone Configuration and Scheduling for Wildfire Based on Loss Estimation and Minimization. **Mdpi**, Hangzhou, v. 1, n. 1, p. 1-23, ago. 2024.
- VIMALKUMAR, R.; SHAW, Karan Kumar. Design and Development of Heavy Drone for Fire Fighting Operation. **International Journal Of Engineering Research & Technology (Ijert)**. Kattankulathur, p. 572-576. jun. 2020.
- HIBBELER, R. C.. **Mechanics of materials**. Upper Saddle River: Pearson Prentice Hall, 2011.
- ZIENKIEWICZ, O. C.; TAYLOR, R. L.. **The Finite Element Method**. 5. ed. Woburn: Butterworth-Heinemann, 2000.
- HUTTON, David V.. **Fundamentals of finite element analysis**. Nova Iorque: McGraw Hill, 2004.
- PURDUE UNIVERSITY. **Stage 2: Preliminary Design**. 2024. Disponível em: [https://owl.purdue.edu/owl/subject\\_specific\\_writing/writing\\_in\\_engineering/engineering\\_project\\_documentation/stage\\_two\\_preliminary\\_design.html](https://owl.purdue.edu/owl/subject_specific_writing/writing_in_engineering/engineering_project_documentation/stage_two_preliminary_design.html). Acesso em: 26 nov. 2024.
- HANSELMAN, Duane. **Brushless Permanent Magnet Motor Design**. 2. ed. Lebanon: Magna Physics Publishing, 2006.
- BÜCHI, Roland. **Brushless Motors and Controllers**. Nordested: Books On Demand, 2012.
- KULKARNI, Siddharth Suhas *et al.* Fluid-structure interaction based optimisation in tidal turbines: a perspective review. **Journal Of Ocean Engineering And Science**. Shanghai, p. 449-461. nov. 2021.
- JAUCH QUARTZ GMBH (Alemanha). Introduction to Lithium Polymer Battery Technology. Villingen-Schwenningen: N/A, 2018.

LIANG, Oscar. **Using LiPo Batteries for FPV Drones: Beginner's Guide with Top Product Recommendations**. 2024. Disponível em: <https://oscarliang.com/lipo-battery-guide/>. Acesso em: 26 nov. 2024.

NAGEL, Lauren. **Drone Design - Calculations and Assumptions**. 2023. Disponível em: [https://www.tytorobotics.com/blogs/articles/the-drone-design-loop-for-brushless-motors-and-propellers?srsltid=AfmBOooYJouePPfLSZA8U63uXk9cIWtyOTRWRw0-r3UwCFKI\\_lzOJ8S4](https://www.tytorobotics.com/blogs/articles/the-drone-design-loop-for-brushless-motors-and-propellers?srsltid=AfmBOooYJouePPfLSZA8U63uXk9cIWtyOTRWRw0-r3UwCFKI_lzOJ8S4). Acesso em: 26 nov. 2024.

NAGEL, Lauren. **What is an Electronic Speed Controller & How Does an ESC Work**. 2023. Disponível em: [https://www.tytorobotics.com/blogs/articles/what-is-an-esc-how-does-an-esc-work?srsltid=AfmBOopQCLkl4cw1kEPnOzyJT4RWU\\_trjWnA7R1fl3vJtJDb7Qp20E4i](https://www.tytorobotics.com/blogs/articles/what-is-an-esc-how-does-an-esc-work?srsltid=AfmBOopQCLkl4cw1kEPnOzyJT4RWU_trjWnA7R1fl3vJtJDb7Qp20E4i). Acesso em: 26 nov. 2024.

LIANG, Oscar. **Understanding ESCs for FPV Drones: How to Choose the Best Electronic Speed Controller**. 2024. Disponível em: <https://oscarliang.com/esc/>. Acesso em: 26 nov. 2024.

ELPROCUS. **What is Electronic Speed Control (ESC) & Its Working**. Disponível em: <https://www.elprocus.com/electronic-speed-control-esc-working-applications/>. Acesso em: 26 nov. 2024.

MEPSKING. **What is ESC: Comprehensive Guide for Electronic Speed Controller**. 2023. Disponível em: <https://www.mepsking.com/blog/what-is-esc-comprehensive-guide-for-electronic-speed-controller.html>. Acesso em: 26 nov. 2024.

ELECTRIC, Schneider. **Speed Controller: Everything You Need to Know**. Disponível em: [https://eshop.se.com/in/blog/post/speed-controller-everything-you-need-to-know.html?srsltid=AfmBOoqug9NIo5FjWv3YDjoj0aBnVEgYxI\\_Bc0n-GXtuNtpWt6zD1eoR](https://eshop.se.com/in/blog/post/speed-controller-everything-you-need-to-know.html?srsltid=AfmBOoqug9NIo5FjWv3YDjoj0aBnVEgYxI_Bc0n-GXtuNtpWt6zD1eoR). Acesso em: 26 nov. 2024.

MIT. **Production of Thrust with a Propeller**. Disponível em: <https://ocw.mit.edu/ans7870/16/16.unified/propulsionS04/UnifiedPropulsion7/UnifiedPropulsion7.htm>. Acesso em: 26 nov. 2024.

FERZINGER, J. H.; PERIC, M.. **Computational methods for fluid dynamics**. Berlin: Springer, 2002.

VEESTEG, H. K.; MALALASEKERA, W.. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method**. New York: Pearson Prentice Hall, 2007.

DAUNTLESS-SOFT. **Basic Propeller Principles**. Disponível em: <https://www.dauntless-soft.com/products/Freebies/Library/books/FLT/Chapter17/BasicPropellerPrinciples.htm>. Acesso em: 30 nov. 2024.

NASA. **ADVANCED AIR MOBILITY: THE SCIENCE BEHIND QUADCOPTERS READER STUDENT GUIDE**. Disponível em: [https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2020/05/aam-science-behind-quadcopters-reader-student-guide\\_0.pdf](https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2020/05/aam-science-behind-quadcopters-reader-student-guide_0.pdf). Acesso em: 30 nov. 2024.

SIMSCALE. **What is CFD | Computational Fluid Dynamics?** Disponível em: <https://www.simscale.com/docs/simwiki/cfd-computational-fluid-dynamics/what-is-cfd-computational-fluid-dynamics/>. Acesso em: 30 nov. 2024.

SIMSCALE. **Platform Introduction CAD Preparation and Upload Analysis Types Simulation Setup Post-Processing SimScale Tutorials and User Guides Validation Cases SimWiki Help and Support Collaboration Knowledge Base What Is FEA | Finite Element Analysis?** Disponível em: <https://www.simscale.com/docs/simwiki/fea-finite-element-analysis/what-is-fea-finite-element-analysis/>. Acesso em: 30 nov. 2024.

ALIBABA. **T-MOTOR U11II Electric 2000W 2500W Brushless Bldc Electric Dc Motor for Delivery Cargo Uav Drone.** Disponível em: [https://www.alibaba.com/product-detail/62018750836\\_62018750836.html](https://www.alibaba.com/product-detail/62018750836_62018750836.html). Acesso em: 26 nov. 2024.

DRONEENGR. **40 inch propeller High torque carbon fiber propeller for heavy lift drone T4013 for quadcopter multicopter motor.** Disponível em: <https://www.droneassemble.com/product/40-inch-propeller-high-torque-carbon-fiber-propeller-for-heavy-lift-drone-t4013-for-quadcopter-multicopter-motor/>. Acesso em: 26 nov. 2024.

KORKUT, Serdar. **Sonlu Elemanlar Analizinde Yakinsama.** Disponível em: <https://www.serdarkorkut.com/2017/11/07/sonlu-elemanlar-analizinde-yakinsama/>. Acesso em: 26 nov. 2024.

## APÊNDICE A – Calculo dos parâmetros iniciais

```
import math

# Definindo as variáveis
r_agua = 0.05 # raio da mangueira em metros
h_agua = 10 # altura do prédio em metros (10 andares)
rho_agua = 1000 # densidade da água em kg/m³

r_mangueira = 0.02 # raio da mangueira em metros
h_mangueira = 10 # comprimento da mangueira em metros
rho_mangueira = 1500 # densidade da mangueira em kg/m³

# Cálculo do volume da água (volume de um cilindro)
V_agua = math.pi * r_agua**2 * h_agua

# Cálculo da massa da água
m_agua = V_agua * rho_agua

# Cálculo do volume da mangueira
V_mangueira = math.pi * r_mangueira**2 * h_mangueira

# Cálculo da massa da mangueira
m_mangueira = V_mangueira * rho_mangueira

# Cálculo da massa total
m_total = m_agua + m_mangueira
```



## APÊNDICE B – Calculo dos parâmetros preliminares

```
#importações
```

```
import numpy as np
```

```
#variaveis iniciais
```

```
r = 0.4 # metros - raio da helice
```

```
h = 30 # metros - altura de voo
```

```
g = 9.81 # m/s2 - aceleração da gravidade
```

```
neta_motor = 0.9 # eficiencia do motor
```

```
rho_ar = 1.28 # kg/m3 - densidade do ar
```

```
M_cp = 40 # kg - massa da carga paga
```

```
M_t = M_cp + 0.4*M_cp # kg - massa total em voo
```

```
t_voo = 1800 # segundos - tempo de voo
```

```
C_t = 0.09
```

```
t_subida = np.sqrt(2*h/g) # s - tempo de subida
```

```
#cálculos
```

```
E_bat_climb = 4*pow(M_t*g/2, 3/2)*1/(neta_motor*np.sqrt(2*rho_ar*r**2)) # W
```

- Energia na subida

```
E_bat_hover = M_t*g*pow(M_t/(2*rho_ar*np.pi*r**2),1/2)/neta_motor # W -
```

Energia hover

```
P_el = pow(M_t*g/4,3/2)*1/(neta_motor*np.sqrt(2*rho_ar*np.pi*r**2)) # W -
```

Potencia eletrica de 1 motor

```
w = pow(P_el/(C_t*rho_ar*pow((r/2),4)),1/3) # rps - velocidade angular de 1
```

motor

```
tau = P_el/w # N.m - Torque de 1 motor
```

```
#Motor de referencia
```

```
M_ref = 0.5 # kg - massa de referencia motor
```

```
T_ref = 3 # N.m - Torque de referencia
```

```
#Massa do motor
```

$$M_m = M_{ref} * \text{pow}(\tau / T_{ref}, 3/4)$$

#Massa da bateria

$$V_m = 14.8 \text{ \# V - Tensão do motor}$$

$$V_{1c} = 3.7 \text{ \# V - tensão de 1 célula}$$

$$n_s = V_m / V_{1c}$$

$$E_{1c} = 38 * V_m * 3600 \text{ \# J - Energia de 1 célula}$$

$$M_{1c} = 800 \text{ \# g - massa de 1 célula}$$

$$E_{bat} = E_{bat\_climb} * t_{subida} + t_{voo} * E_{bat\_hover}$$

$$n_p = E_{bat} / E_{1c}$$

$$M_{bat} = n_p * n_s * M_{1c} \text{ \# g - massa das baterias}$$

## APÊNDICE C – Calculo da tensão com cabos

$$P = 1400 \text{ \#potencia (W)}$$

$$V = 120 \text{ \#tensao (V)}$$

$$n_{\text{mot}} = 4 \text{ \#numero de motores}$$

$$I = P/V \cdot 4 \text{ \#corrente total}$$

$$D = 30 \text{ \#distancia (m)}$$

$$R = 0.003 \text{ \# Resistencia ohms/m}$$

$$\rho_C = 0.079 \text{ \# densidade dos cabos kg/m}$$

$$m_C = \rho_C \cdot 2 \cdot 30 \text{ \# massa dos cabos kg}$$

$$RC = R \cdot 2 \cdot D \text{ \# resistencia dos cabos ohm}$$

$$Q_t = RC \cdot I \text{ \#queda de tensao V}$$

$$V_f = V - Q_t$$