



Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA  
Projeto Integrador II

## **Pulverização de defensivos agrícolas através de Veículo Aéreo Não Tripulado V-STOL**

Autor: Grupo 3  
Orientador: Prof. Dr. Alex Reis, Prof. Dr. José Felício da Silva,  
Prof. Dr. Rhander Viana, Prof. Dr. Ricardo Matos Chaim e  
Prof. Dr. Paolo Gessini

Brasília, DF

2021



Grupo 3

**Pulverização de defensivos agrícolas através de Veículo  
Aéreo Não Tripulado V-STOL**

Trabalho submetido na disciplina de graduação Projeto Integrador II da Universidade de Brasília, como requisito parcial para aprovação na disciplina.

Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Alex Reis, Prof. Dr. José Felício da Silva, Prof. Dr. Rhander Viana, Prof. Dr. Ricardo Matos Chaim e Prof. Dr. Paolo Gessini

Brasília, DF  
2021

---

**Grupo 3**

Pulverização de defensivos agrícolas através de Veículo Aéreo Não Tripulado  
V-STOL/ Grupo 3. – Brasília, DF, 2021-  
**157** p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Alex Reis, Prof. Dr. José Felício da Silva, Prof. Dr. Rhander Viana, Prof. Dr. Ricardo Matos Chaim e Prof. Dr. Paolo Gessini

Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA , 2021.

1. . 2. . I. Prof. Dr. Alex Reis, Prof. Dr. José Felício da Silva, Prof. Dr. Rhander Viana, Prof. Dr. Ricardo Matos Chaim e Prof. Dr. Paolo Gessini. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Pulverização de defensivos agrícolas através de Veículo Aéreo Não Tripulado V-STOL

CDU

---

Grupo 3

## **Pulverização de defensivos agrícolas através de Veículo Aéreo Não Tripulado V-STOL**

Trabalho submetido na disciplina de graduação Projeto Integrador II da Universidade de Brasília, como requisito parcial para aprovação na disciplina.

Trabalho aprovado Brasília, DF, :

---

**Prof. Dr. Alex Reis**  
Orientador

---

**Prof. Dr. José Felício da Silva**  
Orientador

---

**Prof. Rhander Viana**  
Orientador

---

**Prof. Dr. Ricardo Matos Chaim**  
Orientador

---

**Prof. Dr. Paolo Gessini**  
Orientador

Brasília, DF  
2021

## **Integrantes do projeto**

**Coordenador Geral:** Rodrigo Evangelista Aguiar de Souza

**Diretora de Qualidade:** Natália Paula Souza

**Diretor Técnico de Estruturas:** Vítor Lima Aguirra

**Diretor Técnico de Elétrica:** Francisco Barroso de Carvalho Neto

**Diretor Técnico de Software:** Lucas Gomes Silva

### **Demais integrantes:**

Danielle Lima Bezerra

Thayná Cortês Pereira

Matheus de Cristo Doreia Estanislau

João Pedro Soares Cirqueira

Moacir Mascarenha Soares Junior

Lucas Regis

Douglas Alves de Castro

Marianna Amélia de S. B. Monteiro

Elias Queiroga Vieira

# **Lista de ilustrações**

Figura 1 – Esquema básico de funcionamento do produto elaborado na plataforma Drawio. Fonte: Autores . . . . .	21
Figura 2 – Design do VANT de pulverização elaborado no pacote CAD SolidWorks. Fonte: Autores . . . . .	21
Figura 3 – Motor Brushless T8120 (XOAR, 2021) . . . . .	29
Figura 4 – Dimensões do Motor Brushless T8120 . . . . .	29
Figura 5 – Configuração para controle de voo de um VANT . . . . .	33
Figura 6 – Representação da ligação em série de quatro baterias . . . . .	36
Figura 7 – Adaptador XT90 . . . . .	37
Figura 8 – Conexão em série com auxílio do adaptador XT90 . . . . .	37
Figura 9 – Esquemático simplificado . . . . .	38
Figura 10 – Plug XT90 utilizado para ligar a bateria e o Módulo de Tensão SmartAPP PDB e soldagem entre Bateria e Módulo de Tensão . . . . .	39
Figura 11 – Diagrama de Blocos do Carregador . . . . .	40
Figura 12 – Representação ilustrativa de uma bomba de diafragma . . . . .	41
Figura 13 – Diagrama de operação da bomba diafragma () . . . . .	42
Figura 14 – Representação da bomba diafragma utilizada para o VANT . . . . .	44
Figura 15 – Condutos utilizados para conectar o tanque de defensivos aos bicos nebulizadores . . . . .	45
Figura 16 – Conector que será acoplado nos condutos PVC . . . . .	45
Figura 17 – Placa controladora CUAV V5+ . . . . .	47
Figura 18 – Sistema de ligação entre a placa controladora e o módulo GPS . . . . .	51
Figura 19 – Esquemático de funcionamento do RPLIDAR . . . . .	52
Figura 20 – Estrutura mecânica e estrutura dos pinos disponíveis no radar RPLIDAR	53
Figura 21 – Esquemático de ligação de controle de fluxo UART . . . . .	53
Figura 22 – Sistema H16 com controle remoto, câmera e módulo receptor . . . . .	54
Figura 23 – Interface do módulo receptor . . . . .	56
Figura 24 – Interface do módulo receptor . . . . .	57
Figura 25 – Diagrama de pinos da Raspberry Pi Model 3 B . . . . .	58
Figura 26 – Interface da porta UART4 da controladora de voo . . . . .	59
Figura 27 – Ligação entre a controladora de voo e a Raspberry Pi . . . . .	60
Figura 28 – Sistema de sensoriamento da velocidade do ar . . . . .	61
Figura 29 – Porta I2C responsável pela alimentação e comunicação do sensor de velocidade do ar . . . . .	62
Figura 30 – Sensor de fluxo e seu esquemático de funcionamento . . . . .	63
Figura 31 – Diagrama de portas do módulo de tensão SmartAP PDB . . . . .	65

Figura 32 – Porta POWER1 da controladora de voo . . . . .	66
Figura 33 – Saídas PWM para controlar a velocidade dos motores . . . . .	68
Figura 34 – Diagrama lógico de funcionamento do Pulver VANT desenvolvido na plataforma Drawio . . . . .	70
Figura 35 – Diagrama dos processos a serem executados pelo núcleo de estruturas elaborado na plataforma Drawio. Fonte: Autores . . . . .	71
Figura 36 – Dados técnicos de desempenho do conjunto hélice e motor fornecidos pelo fabricante do motor. . . . .	75
Figura 37 – Esquemático utilizado para cálculo do comprimento dos suportes acopladores . . . . .	77
Figura 38 – Diagrama de Corpo Livre para os suportes acopladores considerando a condição de decolagem do VANT . . . . .	78
Figura 39 – Malha utilizada nas simulações computacionais realizadas no Ansys . .	79
Figura 40 – Resultados de deslocamento e tensão para a seção S1 . . . . .	80
Figura 41 – Resultados de deslocamento e tensão para a seção S2 . . . . .	81
Figura 42 – Resultados de deslocamento e tensão para a seção S3 . . . . .	82
Figura 43 – Resultados de deslocamento e tensão para a seção S4 . . . . .	83
Figura 44 – Diagrama de momento fletor para o suporte acoplador em hover . . . .	85
Figura 45 – Resultados da análise estática efetuada no Ansys para o suporte acoplador	86
Figura 46 – Inserto utilizado para fixação do tanque de defensivos. . . . .	87
Figura 47 – Tanque de defensivos e trem de pouso dimensionados para o projeto . .	88
Figura 48 – Curva polar de arrasto elaborada na plataforma Excel 2019. . . . .	91
Figura 49 – Curva de eficiência aerodinâmica elaborada na plataforma Excel 2019 .	92
Figura 50 – Resultado de escoamento em torno da hélice do VANT . . . . .	94
Figura 51 – Resultado de escoamento em torno da hélice do VANT . . . . .	95
Figura 52 – Diagrama de Arquitetura. Fonte:Autores,2021 . . . . .	98
Figura 53 – Diagrama de Classes. Fonte:Autores,2021 . . . . .	100
Figura 54 – Diagrama de Casos de uso . . . . .	101
Figura 55 – Diagrama de Atividades . . . . .	102
Figura 56 – Diagrama de Atividades . . . . .	105
Figura 57 – Vantagens e desvantagens do projeto. Fonte: Autores . . . . .	116
Figura 58 – Análise de mercado com os principais VANTs já existentes. Fonte: Autores	116
Figura 59 – Organograma dos integrantes do projeto elaborado na plataforma Drawio. Fonte: Autores . . . . .	119
Figura 60 – Ferramentas utilizadas ao longo do desenvolvimento do projeto. . . . .	126
Figura 61 – Estrutura Analítica do ponto de controle 1 . . . . .	127
Figura 62 – Estrutura Analítica do ponto de controle 2. . . . .	128
Figura 63 – Estrutura Analítica de estruturas do ponto de controle 2. . . . .	129
Figura 64 – Estrutura Analítica de Eletrônica do ponto de controle 2. . . . .	130

Figura 65 – Estrutura Analítica de energia do ponto de controle 2 . . . . .	131
Figura 66 – Estrutura Analítica do ponto de controle 3. . . . .	132
Figura 67 – Paleta de cores desenvolvida para representar o produto . . . . .	138
Figura 68 – Logomarca desenvolvida para o produto . . . . .	138
Figura 69 – Interface para registro do VANT . . . . .	139
Figura 70 – Tela Meus drones . . . . .	140
Figura 71 – Tela de monitoramento de dados coletados . . . . .	140
Figura 72 – Tela "meus voos"da interface . . . . .	141
Figura 73 – Tela de detalhamento de voos realizados. Fonte: Autores . . . . .	142
Figura 74 – Diagrama unifilar de Energia . . . . .	145
Figura 75 – Vista em perspectiva do Pulver VANT . . . . .	146
Figura 76 – Acoplamento do trem de pouso ao tanque de defensivos . . . . .	147
Figura 77 – Motor brushless . . . . .	147
Figura 78 – Hélice xoar T8120 . . . . .	147

# Lista de tabelas

Tabela 1 – Análise de possíveis riscos gerais do projeto. Fonte: Autores . . . . .	24
Tabela 2 – Requisitos funcionais e não funcionais para o núcleo de estruturas Fonte: Autores. . . . .	25
Tabela 3 – Requisitos funcionais e não funcionais do núcleo de elétrica (Energia e Eletrônica) Fonte: Autores. . . . .	26
Tabela 4 – Requisitos funcionais e não funcionais do núcleo de software Fonte: Autores. . . . .	26
Tabela 6 – Relação entre Capacidade de Carga e tempo de duração . . . . .	31
Tabela 7 – Levantamento de Carga do VANT . . . . .	32
Tabela 8 – Performance Data motor Titan T8120 e Hélice PJP-TL 30x10 . . . . .	34
Tabela 9 – Rendimento de acordo com o impulso . . . . .	35
Tabela 10 – Especificações da Bateria . . . . .	36
Tabela 11 – Portas de entrada e saída da placa controladora . . . . .	49
Tabela 12 – Componentes mecânicos mais utilizados em VANTs. . . . .	72
Tabela 13 – Propriedades mecânicas e térmicas dos materiais escolhidos para o projeto	74
Tabela 14 – Seções transversais consideradas para o suporte acoplador . . . . .	77
Tabela 15 – Resultados das simulações computacionais realizadas no Ansys . . . . .	83
Tabela 16 – Estimativa de peso do veículo. . . . .	88
Tabela 17 – Valores de $C_D$ em função de $C_L$ . . . . .	90
Tabela 18 – Valores de $C_D$ em função de $C_L$ . . . . .	92
Tabela 19 – Custo inicial estimado para a área de estrutura.Fontes: Autores . . . . .	106
Tabela 20 – Custo inicial estimado para a parte elétrica.Fonte: Autores . . . . .	107
Tabela 21 – Custo inicial estimado para software.Fonte: Autores . . . . .	108
Tabela 22 – Análise do retorno de investimento do projeto.Fonte: Autores . . . . .	108
Tabela 23 – Equipe do projeto. Fonte:Autores. . . . .	118
Tabela 24 – Docentes da disciplina de Projeto Integrador de Engenharia 2. Fonte: Autores. . . . .	118
Tabela 25 – Tabela de riscos gerais do projeto. Fonte: Autores. . . . .	120
Tabela 26 – Riscos de estrutura relacionados ao projeto. Fonte: Autores . . . . .	120
Tabela 27 – Riscos e ações de estruturas do projeto. Fonte: Autores. . . . .	121
Tabela 28 – Riscos dos subsistemas eletrônicos relacionados ao projeto. Fonte: Autores	121
Tabela 29 – Riscos e ações de eletrônica do projeto Fonte: Autores . . . . .	122
Tabela 30 – Riscos dos subsistemas de energia relacionados ao projeto. Fonte: Autores	122
Tabela 31 – Riscos e ações de energia do projeto Fonte: Autores . . . . .	123
Tabela 32 – Riscos dos subsistemas de software relacionados ao projeto. Fonte: Au- tores . . . . .	124

Tabela 33 – Riscos e ações de software do projeto	Fonte: Autores . . . . .	125
Tabela 34 – Cronograma de atividades para o núcleo de estrutura.	Fontes:Autores . . . . .	132
Tabela 35 – Cronograma de atividades para o núcleo de elétrica.	Fontes:Autores . . . . .	133
Tabela 36 – Cronograma de atividades para o núcleo de software.	Fontes:Autores . . . . .	133
Tabela 37 – Cronograma de reuniões realizadas para grupo geral.	Fontes:Autores . . . . .	134
Tabela 38 – Cronograma de reuniões realizadas pelo núcleo de estrutura.	Fontes:Autores . . . . .	134
Tabela 39 – Cronograma de reuniões realizadas para o núcleo de elétrica.	Fontes:Autores . . . . .	135
Tabela 40 – Cronograma de reuniões realizadas para o núcleo de software.	Fontes:Autores . . . . .	136

# **Lista de abreviaturas e siglas**

ABS	Acrylonitrile Butadiene Styrene (Acrilonitrila Butadieno Estireno)
AMQP	Advanced Message Queuing Protocol
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANATEL	Agência Nacional de Telecomunicações
API	Application Programming Interface - interface de programação de aplicações
BI	Business Inteligence
CAD	Computer Aided Design (Desenho Assistido por Computador)
CAN	Controller Area Network
CTS	Clear To Send
CAVE	Certificado de Autorização de Vôo Experimental
DCL	Diagrama de Corpo Livre
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
ECDSA	Elliptic Curve Digital Signature Algorithm
ESC	Eletronic Speed Controller (Controlador Eletrônico de Velocidade)
EMBRAPA	Empresa Brasileira de Pesquisa Agropecuária
GUT	Gravidade, Urgência, Tendência
HMAC	Hash-based Message Authentication Code
IS	Instituição Suplementar
JSON	JavaScript Object Notation
JWT	JSON Web Token
LIPO	Lithium Polymer Battery
MQTT	Message Queuing Telemetry Transport
ORM	Object-Relational Mapping

PDB	Power Distribution Board
PDCA	Plan, Do, Check, Act (Planejar, Executar,Checar e Agir)
PMBOK	Project Management Body Of Knowledge
Psi	Pound force per square inch
PWM	Pulse Width Modulation
RBA	Receita Bruta Agropecuária Anual
RPA	Aeronaves remotamente Pilotadas
rpm	Rotações por minuto
RTS	Ready To Send
RSA	Rivest-Shamir-Adleman
SDA	Serial Data
SCL	Serial Clock
SISANT	Sistema de Aeronaves não Tripuladas
UART	Universal Asynchronous Receiver/Transmitter
UML	Unified Modeling Language
UAVCAN	Uncomplicated Application-level Vehicular Computing and Networking
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
V-STOL	Vertical/Short Take-Off and Landing (decolagem e aterragem vertical ou em espaço reduzido)

# Lista de símbolos

$\times$	Multiplicação
$\vec{G}$	Campo gravitacional
$\sigma_{max}$	Tensão normal máxima
$\sigma_{min}$	tensão normal mínima
FS	Fator de segurança
$\rho$	Densidade
a	Aceleração
$\vec{g}$	vetor aceleração da gravidade
A	Área de seção transversal
v	Símbolo para velocidade
V	Símbolo para volume
g	Módulo da aceleração gravitacional
$C_d$	Coeficiente de arrasto total
$C_{D0}$	Coeficiente de arrasto parasita
$C_{DW}$	Coeficiente de arrasto de onda
$C_{Di}$	Coeficiente de arrasto induzido
$C_L$	Coeficiente de sustentação
AR	Razão de aspecto (Aspect Ratio)
$\varepsilon_0$	Fator de eficiência de Oswald
Q	Vazão volumétrica
$S_{wet}$	Área molhada da aeronave
$C_f$	Coeficiente de atrito equivalente
$E_{máx}$	Máxima eficiência aerodinâmica

# Sumário

<b>1</b>	<b>APRESENTAÇÃO . . . . .</b>	<b>18</b>
<b>1.1</b>	<b>Introdução . . . . .</b>	<b>18</b>
<b>1.2</b>	<b>Justificativa do projeto . . . . .</b>	<b>19</b>
<b>1.3</b>	<b>Diferença entre o VANT e o drone: nomenclatura adotada para o projeto . . . . .</b>	<b>20</b>
<b>1.4</b>	<b>Descrição do produto . . . . .</b>	<b>20</b>
1.4.1	Configuração do VANT escolhida para o projeto . . . . .	20
1.4.2	Objetivos do projeto . . . . .	21
1.4.2.1	Objetivo geral . . . . .	21
1.4.2.2	Objetivos específicos . . . . .	22
<b>2</b>	<b>REQUISITOS . . . . .</b>	<b>23</b>
<b>2.1</b>	<b>Requisitos Legais . . . . .</b>	<b>23</b>
<b>2.2</b>	<b>Requisitos Gerais . . . . .</b>	<b>24</b>
<b>2.3</b>	<b>Requisitos Estrutura . . . . .</b>	<b>25</b>
<b>2.4</b>	<b>Requisitos Eletrônica-Energia . . . . .</b>	<b>25</b>
<b>2.5</b>	<b>Requisitos Software . . . . .</b>	<b>26</b>
<b>3</b>	<b>SOLUÇÃO DE ENERGIA . . . . .</b>	<b>27</b>
<b>3.1</b>	<b>Considerações sobre a escolha do motor . . . . .</b>	<b>27</b>
3.1.1	Dimensionamento do motor . . . . .	27
<b>3.2</b>	<b>Sistema de alimentação . . . . .</b>	<b>30</b>
3.2.1	Bateria . . . . .	30
3.2.1.1	Dimensionamento da bateria . . . . .	32
3.2.2	Sistema de carregamento . . . . .	39
<b>3.3</b>	<b>Sistema de bombas . . . . .</b>	<b>40</b>
3.3.1	Formulação matemática . . . . .	41
3.3.2	Escolha da bomba de diafragma . . . . .	44
<b>4</b>	<b>SOLUÇÃO DE ELETRÔNICA . . . . .</b>	<b>47</b>
<b>4.1</b>	<b>Módulo controlador de voo . . . . .</b>	<b>47</b>
4.1.1	Placa controladora de voo CUAV V5+ . . . . .	47
4.1.2	Módulo GPS NEO 3 pro . . . . .	49
<b>4.2</b>	<b>Módulo anti colisão . . . . .</b>	<b>51</b>
<b>4.3</b>	<b>Módulo de operação do usuário e transmissão de vídeo . . . . .</b>	<b>54</b>
<b>4.4</b>	<b>Raspberry . . . . .</b>	<b>57</b>

4.4.0.1	Módulo 4G para Raspberry 3B . . . . .	60
<b>4.5</b>	<b>Módulo de sensores . . . . .</b>	<b>60</b>
4.5.1	Sensor de velocidade do ar . . . . .	61
4.5.2	Sensor de fluxo . . . . .	63
4.5.3	Sensor de temperatura e umidade . . . . .	64
<b>4.6</b>	<b>Módulo de tensão . . . . .</b>	<b>65</b>
<b>4.7</b>	<b>Controladores de velocidade . . . . .</b>	<b>67</b>
<b>4.8</b>	<b>Protocolos de comunicação interna . . . . .</b>	<b>68</b>
4.8.1	PWM . . . . .	68
4.8.2	I2C . . . . .	68
4.8.3	UART . . . . .	69
4.8.4	CAN Bus . . . . .	69
4.8.5	UAVCAN . . . . .	69
4.8.6	SBUS . . . . .	69
4.8.7	MAVLINK . . . . .	70
<b>4.9</b>	<b>Diagramas lógicos de funcionamento . . . . .</b>	<b>70</b>
<b>5</b>	<b>SOLUÇÃO DO NÚCLEO DE ESTRUTURAS . . . . .</b>	<b>71</b>
<b>5.1</b>	<b>Escolha dos materiais . . . . .</b>	<b>71</b>
5.1.1	Ponderações sobre a necessidade de cada componente . . . . .	72
5.1.2	Atribuição dos materiais . . . . .	73
<b>5.2</b>	<b>Dimensionamento dos componentes mecânicos . . . . .</b>	<b>74</b>
5.2.1	Dimensionamento das hélices . . . . .	74
5.2.2	Dimensionamento dos suportes acopladores do conjunto hélice e motor brushless . . . . .	76
5.2.2.1	Comprimento dos suportes acopladores . . . . .	76
5.2.2.2	Análise dinâmica no Ansys: cálculo de tensões atuantes . . . . .	77
5.2.2.3	Análise estática do suporte acoplador do conjunto hélice e motor . . . . .	84
<b>5.3</b>	<b>Dimensionamento do tanque de defensivos e trem de pouso . . . . .</b>	<b>86</b>
<b>5.4</b>	<b>Estimativa de peso . . . . .</b>	<b>88</b>
<b>5.5</b>	<b>Desempenho Aerodinâmico . . . . .</b>	<b>89</b>
5.5.1	Polar de arrasto . . . . .	89
5.5.1.1	Máxima eficiência aerodinâmica . . . . .	91
5.5.2	Potência Máxima . . . . .	92
<b>5.6</b>	<b>Análise CFD . . . . .</b>	<b>93</b>
<b>6</b>	<b>SOLUÇÃO DE SOFTWARE . . . . .</b>	<b>96</b>
<b>6.1</b>	<b>Tecnologias . . . . .</b>	<b>96</b>
6.1.1	React JS . . . . .	96
6.1.2	Node.js . . . . .	96

6.1.3	NestJs . . . . .	96
6.1.4	JSON Web Token (JWT) . . . . .	96
6.1.5	Cypress . . . . .	96
6.1.6	Object-Relational Mapping (ORM) . . . . .	97
6.1.7	Jest . . . . .	97
6.1.8	RabbitMQ . . . . .	97
6.1.9	MongoDB . . . . .	97
6.1.10	Material-UI . . . . .	97
<b>6.2</b>	<b>Componentes da Arquitetura</b> . . . . .	<b>97</b>
6.2.1	Frontend . . . . .	98
6.2.2	Microsserviços . . . . .	98
6.2.2.1	Gateway de API . . . . .	98
6.2.2.2	Monitoramento . . . . .	98
6.2.2.3	VANT . . . . .	99
6.2.2.4	Usuário . . . . .	99
6.2.3	Software Embarcado . . . . .	99
<b>6.3</b>	<b>Diagramas</b> . . . . .	<b>99</b>
6.3.1	Diagrama de Classes . . . . .	99
6.3.2	Diagrama de Casos de Uso . . . . .	100
6.3.3	Diagrama de Pacotes . . . . .	101
6.3.3.1	Frontend . . . . .	102
6.3.3.2	Gateway . . . . .	102
6.3.3.3	Microsserviços . . . . .	102
6.3.4	Diagrama de Atividades . . . . .	102
<b>6.4</b>	<b>Decisões</b> . . . . .	<b>103</b>
6.4.1	Microsserviços . . . . .	103
6.4.2	Arquitetura Hexagonal . . . . .	103
6.4.3	RabbitMQ . . . . .	103
6.4.4	Nest.js . . . . .	103
6.4.5	ReactJS . . . . .	104
6.4.6	MongoDB . . . . .	104
<b>7</b>	<b>ANÁLISE DE CUSTO</b> . . . . .	<b>106</b>
<b>7.1</b>	<b>Custo de Estrutura</b> . . . . .	<b>106</b>
<b>7.2</b>	<b>Custo de Eletrônica-Energia</b> . . . . .	<b>106</b>
<b>7.3</b>	<b>Custo de Software</b> . . . . .	<b>107</b>
<b>7.4</b>	<b>Análise de Viabilidade</b> . . . . .	<b>108</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>110</b>

## APÊNDICES

114

<b>APÊNDICE A – TERMO DE ABERTURA DO PROJETO (TAP)</b>	. . . . . 115
<b>A.1</b>	<b>Lista É/Não é</b> . . . . . 115
A.1.1	É . . . . . 115
A.1.2	Não é . . . . . 115
<b>A.2</b>	<b>Vantagens e desvantagens do projeto</b> . . . . . 115
A.2.1	Produtos concorrentes . . . . . 115
<b>A.3</b>	<b>Restrições do produto</b> . . . . . 116
<b>A.4</b>	<b>Papéis e responsabilidades</b> . . . . . 117
A.4.1	Equipe . . . . . 117
A.4.2	Professores . . . . . 118
A.4.3	Público Alvo . . . . . 118
<b>APÊNDICE B – RISCOS DO PROJETO</b>	. . . . . 120
<b>B.1</b>	<b>Riscos Gerais</b> . . . . . 120
<b>B.2</b>	<b>Riscos Estruturais</b> . . . . . 120
B.2.1	Análise dos Riscos e Ações de Estruturas . . . . . 121
<b>B.3</b>	<b>Riscos Eletrônicos</b> . . . . . 121
B.3.1	Análise dos Riscos e Ações de eletrônica . . . . . 122
<b>B.4</b>	<b>Riscos de energia</b> . . . . . 122
B.4.1	Análise dos Riscos e Ações de energia . . . . . 123
<b>B.5</b>	<b>Riscos de Software</b> . . . . . 124
B.5.1	Análise de Riscos e ações para software . . . . . 124
<b>APÊNDICE C – GERENCIAMENTO</b>	. . . . . 126
<b>C.1</b>	<b>Metodologia</b> . . . . . 126
<b>C.2</b>	<b>Ferramentas de Gerenciamento</b> . . . . . 126
<b>C.3</b>	<b>Estrutura Analítica do Projeto (EAP)</b> . . . . . 127
C.3.1	EAP PC1 . . . . . 127
C.3.2	EAP PC2 . . . . . 127
C.3.3	EAP Estrutura . . . . . 129
C.3.4	EAP Elétrica (Eletrônica e Energia) . . . . . 130
C.3.5	EAP PC3 . . . . . 131
<b>C.4</b>	<b>Gestão de tempo</b> . . . . . 132
C.4.1	Cronograma de Estrutura . . . . . 132
C.4.2	Cronograma elétrica . . . . . 133
C.4.3	Cronograma de Software . . . . . 133
C.4.4	Cronograma de reuniões . . . . . 133
C.4.4.1	Reuniões Gerais . . . . . 133

C.4.4.2	Reuniões Estrutura . . . . .	134
C.4.4.3	Reuniões do núcleo elétrico . . . . .	135
C.4.4.4	Reuniões do núcleo de software . . . . .	136
<b>APÊNDICE D – DEFINIÇÕES E SOLUÇÕES DE SOFTWARE . . . 137</b>		
D.1	<b>Identidade visual do produto . . . . .</b>	<b>137</b>
D.1.1	Logomarca do produto . . . . .	138
D.2	<b>Protótipos de alta fidelidade . . . . .</b>	<b>138</b>
D.2.1	Telas principais . . . . .	139
D.3	<b>Inovação . . . . .</b>	<b>142</b>
D.3.1	Arquitetura de microsserviços . . . . .	142
D.3.2	Arquitetura hexagonal . . . . .	142
D.3.3	Integração Contínua (Continuous Integration ) e Entrega Contínua (Continuous Delivery ) . . . . .	143
<b>APÊNDICE E – DIAGRAMA UNIFILAR DE ENERGIA . . . . . 144</b>		
<b>APÊNDICE F – DESENHOS TÉCNICOS E MODELAGEM CAD . . . 146</b>		
<b>ANEXOS</b>		<b>153</b>
<b>ANEXO A – ROTINA COMPUTACIONAL EM MATLAB UTILIZADA PARA A ESCOLHA DO MODELO DE HÉLICE</b>		<b>154</b>

# 1 Apresentação

## 1.1 Introdução

O aumento da população mundial acarreta na necessidade de aumentar a produção de insumos agrícolas nas próximas décadas. Nesse contexto, o Brasil destaca-se como um dos principais países capazes de prover essa grande demanda agrícola, e, entretanto, com a ressalva de que há ainda alguns desafios a serem enfrentados no que tange tecnologias capazes de implementar um aumento de produção agrícola sustentável e em quantidade suficiente ([VALVERDE, 2020](#)).

Os avanços recentes em áreas da tecnologia da computação, associados ao desenvolvimento de sistemas globais de navegação e geoprocessamento, propiciaram a ampliação das perspectivas de uso dos veículos aéreos não tripulados (VANT) na agricultura. Relativamente baratas e fáceis de usar, essas aeronaves, equipadas com sensores e recursos de imagem cada vez mais eficientes e precisos podem auxiliar agricultores a aumentar a produtividade e reduzir danos em lavouras por meio de levantamentos de dados que permitem detectar pragas e estimar o índice de crescimento das plantas, apenas para citar alguns exemplos.

De acordo com o autor ([AGRICULTURA, 2020](#)), a produção de defensivos no Brasil cresceu cerca de 70% no último ano e movimentou 464,5 milhões de reais, ressaltando a importância da correta aplicação destes produtos dada sua potencial ação danosa que pode causar ao ambiente. A aplicação desses defensivos podem ser realizadas através dos VANTS, tal que a aplicação deve obedecer as diretrizes estabelecidas na lei nº 7.802/1989 ([GOV.FEDERAL, 2013](#)), destacando as normas de classificação, inspeção e aplicação desses pulverizantes. Já a utilização dos VANTS para transporte de cargas perigosas como defensivos agrícolas deve obedecer algumas normas de homologação e licenciamento, onde a homologação é regida pelas diretrizes estabelecidas pela Agência Nacional de Aviação Civil ([ANAC, 2017](#)) e pela Agência Nacional de Telecomunicações ([ANATEL, 2017](#)), enquanto que o licenciamento do veículo deve obedecer as normas do Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) ([AEREO, 2017](#)).

Os autores ([ARAGAKI, 2019](#)) e ([FERREIRA, 2014](#)) destacam em suas obras vários os problemas ambientais gerados pela má aplicação de defensivos, que vão desde o espalhamento para o ambiente e contaminação do solo até a contaminação de pessoas e animais. Para solucionar tais problemas, é necessário primeiramente caracterizar os métodos de pulverização de acordo com seu alcance e precisão, para então propor as devidas soluções. O método de pulverização por área total é baseado em tratar os problemas pon-

tuais da lavoura como um todo, gerando assim aspectos positivos e negativos. No que tange o uso dos defensivos agrícolas por se tratar de um processo no qual a lavoura inteira é pulverizada sem levar em consideração áreas focais, onde há a necessidade de maior atenção e controle de pragas, o modelo de área total acaba por generalizar muitos dos processos envolvidos na solução da praga e cura da planta, gerando maior gasto de defensivos agrícolas, de combustível utilizado pelas máquinas, danos ambientais e um controle menos específico sobre cada parte da lavoura. Por sua vez, o modelo de precisão é um processo que vem sendo implementado aos poucos no mercado agronômico brasileiro, onde todavia, vem se tornando cada vez mais visado devido às suas características únicas no que tange o comando, controle e produtividade das lavouras. Por se tratar de um modelo no qual a maior ênfase gira em torno de ações focais/precisas e controladas em tempo real, o modelo requer maior empenho do agricultor com sua lavoura e alto nível tecnológico, sendo este o campo de aplicação dos VANTs.

Os dados levantados a respeito da crescente utilização de pulverizantes no Brasil e os problemas ocasionados por sua utilização mostram a necessidade de implementação dos VANTs como ferramentas auxiliadoras na melhora da eficiência do processo, garantindo ainda a saúde do trabalhador que aplica o produto. Tendo em vista o exposto, o projeto objetiva-se a construção de um VANT com configuração de voo denominada de Vertical/Short Take-Off and Landing (V-STOL), que seja capaz de tornar o processo de pulverização menos danoso ao ambiente e menos custoso ao produtor. A autonomia de voo do veículo foi estabelecida como 15 minutos, além de ter peso máximo de decolagem limitado a 23,6 kg, já contabilizando uma carga útil de 10 kg de defensivo agrícola.

## 1.2 Justificativa do projeto

As recompensas decorrentes do uso de VANTs para pulverização tem agradado o olhar de vários agropecuaristas, e o modelo é visado como o alicerce fundamental da agronomia do futuro, trazendo ótimo retorno financeiro a longo prazo ao mesmo tempo em que minimiza os prejuízos ambientais já mencionados. Sendo assim, a abordagem no que tange o uso desses veículos para aplicação mais eficiente de defensivos ganha destaque no cenário nacional, onde a aplicação de precisão dos defensivos agrícolas, o excelente custo benefício a médio/longo prazo, a preservação da saúde do trabalhador rural que aplicaria o produto diretamente e a diminuição dos danos ambientais são os principais fatores que justificam este projeto. Como pontos diferenciais do projeto em relação aos existentes no mercado cita-se ainda o sistema de decolagem que não necessita de pista de pouso e o armazenamento e monitoramento de variáveis como velocidade do ar, umidade e pressão em tempo real.

### 1.3 Diferença entre o VANT e o drone: nomeclatura adotada para o projeto

A legislação brasileira aponta as diferenças entre as classificações drone e VANT, mesmo ambos tendo tecnologias semelhantes. De acordo com ([FORCE, 2018](#)), além de o drone ser uma aeronave de uso recreativo, o mesmo não possui nenhuma restrição para compra e não é necessário que o usuário porte algum tipo de licença ou autorização. A diferença do drone para os VANTS, é que estes últimos diferem apenas na aplicação destinada, onde o VANT é utilizado para uso comercial e também experimentos e pesquisas.

Ainda de acordo com ([FORCE, 2018](#)), outro fator importante é que para ser considerado um VANT, a aeronave deve possuir alguma carga útil embarcada, podendo ser sensores, câmeras ou algum tipo de produto, onde atualmente, existem diversos tipos de drones e VANTS disponíveis no mercado. Portanto, o produto final almejado no projeto se enquadra na classificação de VANT, visto que é destinado a uso comercial, e possui diversos módulos de sensores para auxílio na sua operação.

### 1.4 Descrição do produto

O produto final almejado no projeto é um VANT agrícola destinado a pulverização de defensivos. O veículo terá massa estrutural total de 13,6 kg e suporta carga útil de 10 kg de pesticidas. Além do diferencial de decolagem e pouso, o veículo apresenta sistema com alta capacidade de monitoramento de variáveis climáticas e quantitativas, como temperatura, umidade e velocidade relativa do ar, além de custo reduzido em comparação com os preços de mercado, visto que sua produção será feita nacionalmente. O diagrama da figura 1 descreve de maneira geral básica o plano de funcionamento do projeto.

#### 1.4.1 Configuração do VANT escolhida para o projeto

A configuração de VANT escolhida foi do tipo quadrirrotor, no qual é amplamente difundida na indústria e bastante utilizada. Na fase inicial, o projeto preliminar foi baseado em um design de drone existente no mercado denominado "Thea 130 agriculture drone" vendido pelo fornecedor [Foxtech](#). A vista isométrica do projeto desenvolvido pode ser observada abaixo na figura 2, onde o processo de design e construção será detalhado no capítulo de solução de estrutura. Ao longo do desenvolvimento do projeto, esse CAD será aprimorado e refinado na fase de detalhamento, de acordo com os componentes necessários para a elaboração do VANT e os requisitos funcionais.

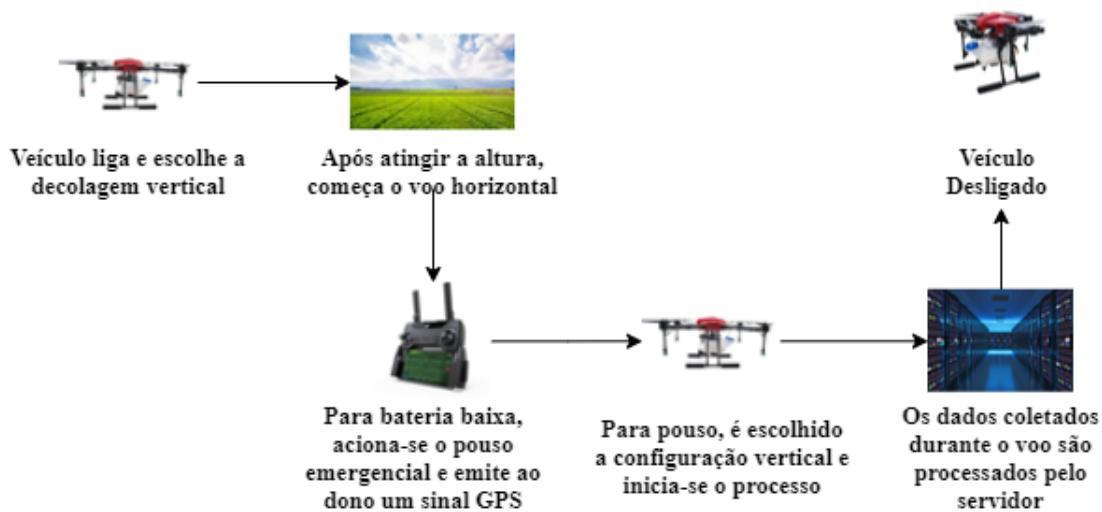


Figura 1 – Esquema básico de funcionamento do produto elaborado na plataforma Drawio. Fonte: Autores



Figura 2 – Design do VANT de pulverização elaborado no pacote CAD SolidWorks. Fonte: Autores

## 1.4.2 Objetivos do projeto

### 1.4.2.1 Objetivo geral

O objetivo do projeto é promover a aplicação de defensivos agrícolas de maneira menos danosa ao ambiente concomitantemente com a diminuição do custo desse processo. Para isso, é desenvolvido um VANT de pulverização com a configuração de voo V-STOL, que possui autonomia de operação de 15 minutos e capacidade de transportar 10 kg de carga útil de defensivos.

#### 1.4.2.2 Objetivos específicos

O veículo construído terá como objetivos específicos:

- Tornar o processo de pulverização mais eficiente, evitando a deriva do dispersante.
- Coletar variáveis em tempo real para futuras análises de dados.
- Garantir que todo o volume de defensivo seja dispersado adequadamente nas regiões de difícil acesso.
- Orientar o operador a respeito do processo de pulverização.

## 2 Requisitos

### 2.1 Requisitos Legais

No Brasil, o uso recreativo de drones não requer nenhum tipo de autorização, ao contrário da utilização de VANTs. De acordo com ([ANAC, 2015](#)), o uso de VANTs não autônomos só é permitido mediante autorização expressa da ANAC ou pela emissão do Certificado de Autorização de Voo Experimental (CAVE) emitido segundo a Instituição Suplementar (IS) nº 21-002A.

O CAVE é uma autorização que permite o uso de aeronaves experimentais. Atualmente, o procedimento para que uma aeronave receba essa certificação segue o que dispõe a IS nº 21-002A intitulada “Emissão de Certificado de Autorização de Voo Experimental para Veículos Aéreos Não Tripulados”. Entretanto, tal certificado permite apenas operações experimentais sobre áreas não densamente povoadas, ou seja, não permite operações com fins lucrativos e nem operações em áreas urbanas, com exceção de operações com finalidade de pesquisas e desenvolvimento e de treinamento de pilotos. A autorização da ANAC é condição necessária, porém não suficiente, para a operação desses equipamentos, pois também há permissões a serem concedidas pela ([ANATEL, 2017](#)) e pelo DECEA ([ANAC, 2015](#)). Atualmente, 6 VANTs possuem o CAVE vigente: dois da Polícia Ambiental de São Paulo, dois da Polícia Federal; um do Departamento Nacional de Produção Mineral, e um do Instituto de Pesquisas Tecnológicas de São Paulo. Além do CAVE, as operações do Departamento de Polícia Federal foram permitidas pela ANAC em 2011 e outras 7 autorizações foram emitidas.

Ainda de acordo com o autor ([ANAC, 2015](#)), além da autorização da ANAC, é necessário levar em consideração as diretrizes do DECEA e da ANATEL. No que tange o uso indevido de VANTs não autônomos em áreas proibidas, na esfera penal, há previsão na Lei de Contravenções Penais, Decreto-lei nº 3.688/1941 ([REPUBLICA, 1941](#)), especificamente no art. 35, de tipificação para a conduta de prática da aviação fora da zona em que a lei a permite, sujeitando o autor da contravenção à pena de prisão simples ou de multa. Ainda no art. 33 do mesmo decreto, há previsão de apenas operadores licenciados podem operar. Além disso, há os limites estabelecidos pelo Código Penal, em seus artigos nº. 261 e 262.

Existem atualmente 3 classificações de Aeronaves Remotamente Pilotadas (RPA) (VANT destinado à operação remotamente pilotada). São eles:

- Classe 1 = RPA com Peso Máximo de Decolagem maior 150 quilos (kg).
- Classe 2 = RPA com Peso Máximo de Decolagem maior que 25kg e menor ou igual a

150kg.

- Classe 3 = RPA com Peso Máximo de Decolagem menor ou igual a 25kg.

## 2.2 Requisitos Gerais

Dados os requisitos legais apresentados, o VANT escolhido pertence a Classe 3, e de acordo com o autor ([VISUAL, 2018](#)), para operar um RPA dessa classificação o operador deve atender alguns requisitos gerais, nos quais citam-se os mais relevantes logo abaixo:

- Idade mínima de 18 anos para pilotar ou auxiliar a operação como observador.
- Somente os equipamentos com peso máximo de decolagem acima de 250g precisam ser cadastrados na ANAC por meio do Sistema de Aeronaves não Tripuladas (SISANT), disponível em: <<https://sistemas.anac.gov.br/sisant?AspxAutoDetectCookieSupport=1>> .
- O cadastro vai gerar uma identificação que deverá ser confeccionada em material não inflamável, ser legível e ficar acessível na aeronave.
- Pilotos não precisam de documento emitido pela ANAC e são considerados devidamente licenciados, caso não pretendam voar acima de 400 pés (120 metros).
- Só é permitido operar um único sistema de RPA por vez.
- É obrigatório possuir seguro com cobertura de danos a terceiros para pilotar aeronaves.
- Fazer uma avaliação de risco operacional para operações.
- É permitida a troca do piloto remoto em comando durante a operação.
- Não é necessário registrar os vôos.
- As operações só poderão ser iniciadas se houver autonomia suficiente da aeronave para realizar o voo e para poussar em segurança no local previsto, levando-se em conta as condições meteorológicas conhecidas.
- Para operar drones é necessário também seguir as regras da ANATEL e de utilização do espaço aéreo do DECEA.

Para que o VANT levante voo e consiga despejar os defensivos agrícolas de forma eficiente e segura, citam-se ainda alguns requisitos gerais de funcionamento, conforme a tabela 1, estabelecendo que algumas premissas devem ser cumpridas e seguidas rigorosamente para o correto manuseio do VANT.

Tabela 1 – Análise de possíveis riscos gerais do projeto.

Fonte: Autores

Requisito	Conceito	Análise de requisito
-----------	----------	----------------------

Requisito	Conceito	Análise de requisito
Condições climáticas	Condições adequadas para operação	A velocidade do vento não pode ultrapassar a de operação do VANT, pois afetará a aerodinâmica
Carregamento	Carga bateria/controle	A bateria do VANT e do controle devem estar com carga total para o correto funcionamento
Bicos nebulizadores	Higienização dos bicos por parte do operador	A limpeza garante o correto funcionamento da pulverização
Limpeza do tanque	Higienização do tanque	A limpeza impede a mistura de químicos reagentes, conservando o defensivo corretamente
Área de voo	Território de operação	A área de voo deve ser livre de edificações e pessoas

## 2.3 Requisitos Estrutura

Os requisitos para o Sistema estrutural do projeto podem ser observados na tabela 2.

Tabela 2 – Requisitos funcionais e não funcionais para o núcleo de estruturas Fonte: Autores.

ID	Categoria	Requisito	Prioridade
RF01	Desempenho estrutural	Projetar a estrutura para suportar os esforços solicitantes	Alta
RF02	Sistema geral	Dimensionar o tanque de defensivo	Alta
RF03	Sistema Geral	Disposição dos componentes internos	Alta
RF04	Desempenho estrutural	Dimensionamento do trem de pouso	Alta
RF05	Desempenho estrutural	Dimensionamento das hélices	Alta
RF06	Sistema geral	Isolamento de vibrações para os componentes	Alto
RF07	Sistema hidráulico	Correta armazenagem do defensivo no tanque	Média
RF08	Pós venda	Manutenção fácil e acessível	Média
RNF09	Pós venda	Manual de montagem intuitivo	Média
RF10	Desempenho estrutural	Desempenho aerodinâmico	Alto
RF11	Desempenho estrutural	Validação numérica dos cálculos	Alta

## 2.4 Requisitos Eletrônica-Energia

Os requisitos que englobam o núcleo de elétrica são a junção dos requisitos de Energia e Eletrônica. Esses requisitos são mostrados na tabela 3.

Tabela 3 – Requisitos funcionais e não funcionais do núcleo de elétrica (Energia e Eletrônica) Fonte: Autores.

ID	Categoria	Requisito	Prioridade
RF01	Sist.de alimentação	Armazenar e liberar energia para os componentes internos adequadamente	Alta
RF02	Sist. de alimentação	Fornecer energia para sensores e motor	Alta
RF03	Sist. de alimentação	Tornar a distribuição de energia eficiente	Média
RF04	Sist. de alimentação	Fornecer energia para a missão proposta	Alta
RF05	Sist. de carregamento	Recarregar a bateria de forma rápida e eficiente	Alta
RF06	Pós venda	Detalhamento no manual de montagem a respeito do encaixe das baterias	Média
RF07	Sist. de dispersão	Acionamento da bomba para a dispersão do defensivo agrícola	Alta
RF08	Sist. do motor	Motor deve operar em diferentes faixas de rotação	Alta
RF09	Controle de voo	Garantir a estabilidade do voo	Alta
RF10	Monitoramento	Garantir o envio de sinais dos componentes	Alta

## 2.5 Requisitos Software

Os principais requisitos para o núcleo de software podem ser observados na tabela 4.

Tabela 4 – Requisitos funcionais e não funcionais do núcleo de software Fonte: Autores.

ID	Categoria	Requisito	Prioridade
RF01	Monitoramento	Receber os níveis de bateria do VANT	Alta
RF02	Monitoramento	Receber dados de temperatura e umidade	Média
RF03	Monitoramento	Receber dados GPS do VANT	Alta
RF04	Monitoramento	Recepção de dados de velocidade e volume do tanque	Média
RF05	Monitoramento	O sistema de monitoramento deve notificar o operador	Alta
RF06	Registro	O sistema deve manter os dados de voo	Alta
RF07	Registro	O sistema deve disponibilizar os dados ao operador	Alta
RF08	Registro	O sistema deve gerar relatórios através de solicitações	Média
RF09	Monitoramento	Armazenar localmente os dados de cada voo	Média
RF10	Monitoramento	Envio de dados para o servidor	Alta
RF11	Monitoramento	Verificar se há internet para envio de dados	Alta
RF12	Monitoramento	Manter dados para envio quando não houver disponibilidade de rede	Alta
RF13	Monitoramento	O sistema deve informar os dados a cada 10 s	Média
RF14	Monitoramento	Continuar operando mesmo sem internet	Alta
RF15	Desempenho	O sistema deve ter baixo tempo de resposta para requisições	Média

# 3 Solução de Energia

## 3.1 Considerações sobre a escolha do motor

O motor do VANT deve obedecer alguns parâmetros e critérios, tais quais a força de sustentação do VANT, força para manutenção do voo e também para as manobras. Sendo assim, uma das soluções mais difundidas comercialmente na indústria são os motores sem escovas, também chamados de “brushless”. Sua configuração pode ser exemplificada como sendo um ímã permanente rotativo, capaz de aumentar a vida útil e diminuir o custo de manutenção deste componente (SANTOS, 2015a).

Um parâmetro muito importante a ser conhecido é o KV, que denota a relação entre as rotações por minuto (rpm) e a tensão fornecida para o motor. Sendo assim, se um motor possui 100 KV em suas especificações, significa que a multiplicação entre 100 pela tensão fornecida da bateria resulta nas rotações por minuto do motor (SILVA, 2018a). A título de exemplo, se este motor fosse ligado a uma bateria que fornecesse 44,4 V, o motor poderia fornecer um pico de 4.440 rpm, de acordo com o desenvolvimento da equação 3.1.

$$rpm = KV \cdot Tensão_{Bateria} \quad (3.1)$$

$$rpm = 100 \cdot 44,4$$

$$rpm = 4.440$$

Portanto, o equacionamento apresentado mostra que o KV é diretamente proporcional ao rpm, e também influencia diretamente na escolha das hélices e consequentemente na autonomia de operação do veículo (SILVA, 2018a).

### 3.1.1 Dimensionamento do motor

De acordo com (SILVA, 2018a), (PATEL et al., 2017) e (JAVIR et al., 2015), para que o motor tenha capacidade de realizar manobras, decolagem e aterrissagem vertical, a escolha do motor brushless para VANT deve obedecer a condição de que o impulso do motor deve ser de duas vezes o peso do veículo, onde este cálculo é baseado na razão impulso-peso (JAVIR et al., 2015). Vale ressaltar que a terminologia aqui utilizada “impulso” é relacionada à literatura com o termo em inglês “thrust”, e o equacionamento dessa grandeza pode ser visto abaixo na equação 3.2.

$$Razão_{impulso} - peso = impulso/peso \quad (3.2)$$

$$\text{Razão} \cdot \text{impulso} - \text{peso} = ma/mg = a/g$$

Para que o VANT possa decolar, a razão impulso-peso (aceleração sobre gravidade) deve ser maior que 1, onde a literatura indica valores como sendo o dobro do peso, conforme mencionado anteriormente. Considerando que o VANT tenha a restrição de 23,6 kg, o impulso do veículo aéreo deve ser pelo menos de 463,032 N, e o impulso por motor pode ser calculado conforme equação 3.3.

$$\text{Impulso} = 2 \cdot \text{Peso}_{VANT} = 2mg \quad (3.3)$$

$$\text{Impulso} = 2 \cdot (23,6\text{kg}) \cdot (9,81\text{m/s}^2) = 463,032\text{N}$$

$$\text{Impulso}_{motor} = 463,032/4 = 115,758\text{N/motor}$$

Como o VANT projetado possui quatro motores brushless, o impulso é distribuído entre os motores (SANTOS, 2015b), e portanto, cada motor necessita dispor de capacidade 115,758 N de impulso, isto é, capaz de levantar voo vertical de 11,8 kg em cada motor. De posse desses dados, foi feita uma pesquisa de mercado, a fim de encontrar o motor que atenda aos parâmetros mencionados, onde o motor selecionado foi o do fabricante Xoar modelo Titan T8120 100 KV. Abaixo é apresentado sua principais informações técnicas:

<b>Xoar Titan T8000</b>	
Modelo	T8120
KV	100
Dimensões	88.6x47.9 mm
Massa	556 g
Bateria Recomendada	12S
Máxima Corrente Contínua	49,16 A
Potência Máxima Contínua	2266,9 W

Nas Figuras 3 e 4 (Fonte:(XOAR, 2021)), tem-se o motor e suas dimensões do motor escolhido, inclusive as dimensões dos parafusos para fixação da carcaça.



Figura 3 – Motor Brushless T8120 ([XOAR, 2021](#))

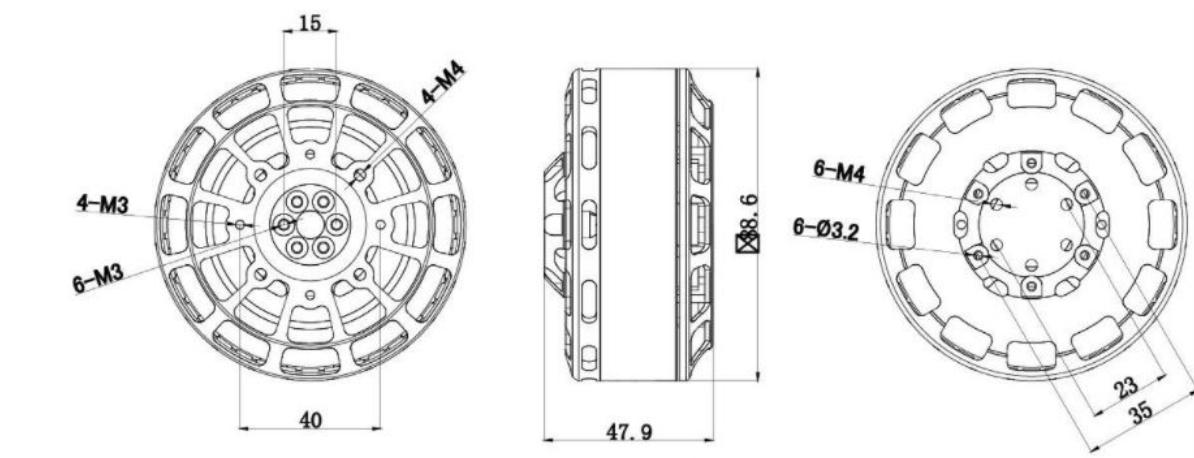


Figura 4 – Dimensões do Motor Brushless T8120

Na Figura 3, observa-se os enrolamentos das bobinas, responsáveis pelo campo magnético, característica do motor de indução brushless.

É deveras importante notar que haverá variação da massa total do VANT ao longo do tempo - pois este dispersará defensivo agrícola alocado em seu tanque - implicando menor potência consumida pelo motor durante o tempo.

Na seção posterior que aborda o dimensionamento da bateria, há o estudo da corrente necessária em função da massa total do VANT, onde observa-se nas especificações técnicas do motor que a corrente máxima suportada é de 49,16 A, mas que para o VANT projetado, a corrente requerida máxima do motor será de 35,68 A durante o impulso de decolagem vertical.

## 3.2 Sistema de alimentação

### 3.2.1 Bateria

A fonte de alimentação é um mecanismo que converte a energia elétrica em tensão, corrente e frequência necessárias para o equipamento funcionar. Para atender a demanda energética do projeto, determinou-se que o Sistema de Alimentação do motor e dos componentes eletrônicos do VANT seria composto por baterias do tipo Lítio Polímero (Lithium Polymer Battery). Os fatores que motivaram essa escolha foram que este tipo de bateria já é normalmente utilizada em quase todos os VANTS pesquisados, além de serem uma boa fonte de energia com excelente aproveitamento de peso em comparação com as baterias de chumbo e níquel-hidreto metálico (NiMH) ([SILVA, 2018b](#)).

As baterias do tipo LIPO são bastante utilizadas em drones e VANTS por terem algumas vantagens específicas como:

- Espessura reduzida;
- Formatos flexíveis;
- Os fabricantes não são limitados por formatos padrão de célula;
- Peso leve;
- Alta segurança;
- Mais resistente à sobrecarga;
- Não tem válvula de pressão;
- No caso de aumento de pressão, a célula começa a inchar. Quando usada corretamente e carregada adequadamente, nenhum problema deve ocorrer.

Nas baterias do tipo LIPO existe a necessidade de se atentar a algumas especificações. A primeira delas é a tensão que é dada pela letra maiúscula “S” que é acompanhada por um número à frente que está diretamente relacionado a quantidade de células da bateria ligadas em série. Cada uma das células possui aproximadamente 3,7 V nominal e 4,2

V quando carregada em seu máximo potencial. Isso significa que são quantidades diretamente proporcionais, ou seja, que uma bateria 2S possui 7,4 V, uma 6S possui 22,2 V e assim sucessivamente.

A capacidade deste tipo de bateria é outra especificação extremamente importante. A capacidade é a quantidade de carga elétrica que a bateria consegue armazenar e fornecer. Algumas vezes essa capacidade é confundida com a corrente e isso não pode acontecer pois são coisas completamente diferentes. Lembrando que a corrente é medida em A ou mA, e a capacidade em mAh.

Para calcular o tempo que uma bateria irá conseguir fornecer carga basta saber o quanto seu sistema necessita de corrente. Por exemplo, se tivermos uma bateria de 4000 mAh, podemos alimentar um sistema que drene 4 A, durante 1 hora, ou um sistema que drene 8A, durante 30 minutos ou um sistema que drene 16 A, durante 15 minutos e assim por aí em diante. Neste caso, pode-se observar que é importante saber o quanto seu sistema drena de corrente para poder escolher qual bateria irá cumprir com os requisitos de tempo do projeto. Na tabela 6 pode-se observar a diferenciação de tempo de duração de descarga da bateria para uma mesma corrente, variando apenas a capacidade de carga da bateria. Pode-se concluir que, para uma mesma corrente, o tempo de duração é diretamente proporcional à capacidade de carga, ou seja, quanto menor a capacidade menor o tempo de duração. A Equação 3.4 expressa como estes cálculos são realizados.

Tabela 6 – Relação entre Capacidade de Carga e tempo de duração

Propriedades	Epoxy/Carbon fiber	Polipropileno
4000 mAh	4000 mA	1 hora
2000 mAh	4000 mA	30 minutos
10000 mAh	4000 mA	15 minutos

$$Autonomia = \frac{Capacidade_{carga} [mAh]}{Corrente_{sistema} [mA]} \quad (3.4)$$

Outro fator importante de especificação é o parâmetro com um valor numérico seguido da letra C. Junto com a capacidade de carga da bateria, esse parâmetro indica quanto de corrente pode ser drenada da bateria. Para uma bateria que possui uma taxa de descarga de 30 C e uma capacidade de carga de 2000 mAh , poderá fornecer uma corrente máxima de 60 A, de acordo com a equação 3.5.

$$Corrente_{max} = Tempo_{descarga} \cdot Capacidade_{carga} \quad (3.5)$$

Portanto, para o VANT é indispensável fazer o levantamento de carga do sistema

para que a demanda de corrente não ultrapasse os valores máximos de corrente já preestabelecidos pelas especificações da bateria. No caso do VANT os picos de corrente do motor e seu funcionamento deverá ser estudado de forma mais aprofundada visto que o peso do VANT varia com o despejo de defensivos agrícolas, e consequentemente, exigindo menos dos motores.

### 3.2.1.1 Dimensionamento da bateria

O dimensionamento da bateria de LIPO teve como base a tabela w, onde foi feito o levantamento de todos os componentes eletrônicos que serão utilizados na criação do VANT. Tendo em vista esse levantamento, realizou-se o quantitativo de carga de cada componente juntamente com os dados de tensão, corrente e potência consumida. Esses dados irão nortear o embasamento numérico necessário para a definição da bateria utilizada como fonte de alimentação ao VANT.

Tabela 7 – Levantamento de Carga do VANT

Componente	Qt.	Tensão (V)	Corrente (A)	Pot. (W)
Motor Titan Air TA110-20 80KV	4	50	134,4	26880
Water Pump	1	12	2	24
Sensor de Colisão RPLIDAR A2	1	5	0,6	3
Placa Raspberry Pi 3 Model B	1	5	2,5	12,5
Placa controladora de voo CUAV V5+ PX4	1	5	2,5	12,5
CUAV NEO V2 GPS	1	5	2,4	12
Modulo de tensão SmartAP PDB	1	0	0	0
ESCs XOAR Pulse P80	4	5	0	0
CUAV H16 Sistema de transmissão de vídeo Controlador remoto 5-10km com suporte HDMI	1	12	0,14	2,4
Medidor de fluxo de água com sensor YF-S201 Hall Effect	1	5	0,02	0,1
Sensor CUAV Airspeed com tubo piloto	1	5	0,005	0,025
Módulo plug 3g/4g/lte para raspberry pi	1	5	2,5	12,5
Sensor de umidade e temperatura DHT22/Am2302	2	5	0,0025	0,025
Total:			147,0675	26959,05

O levantamento de carga foi a primeira etapa conduzida para o dimensionamento de qualquer bateria. Dentre todos os componentes do VANT, os motores são os que consomem mais energia para funcionar e, com isso, merecem uma atenção especial. Para o levantamento de consumo dos quatro motores, é importante lembrar que o peso inicial do VANT será de aproximadamente [23,6 kg] no total, já incluindo o peso 10kg do defensivo

agrícola que será despejado por uma vazão total de 1l/min. Isso significa que, no decorrer do voo, o VANT irá diminuir o peso total a ser suportado pelos motores fazendo com que haja uma diminuição no consumo de energia dos mesmos. Outra consideração importante com relação aos motores é a ocorrência de picos de tensões em duas ocasiões específicas: decolagem e manobras (virar para direita e virar para esquerda, por exemplo). No caso da decolagem, é considerado que o tanque estará com sua capacidade máxima de pulverizante, e, com isso, estaria com seu peso total de 23,6 kg, fazendo com que o motor tenha que consumir uma alta corrente para poder levantar tal carga de acordo com o que foi discutido na seção dimensionamento do motor. Portanto, para o equacionamento, considera-se que os motores tenham que levantar 2 vezes o peso do VANT. Já para as manobras aerodinâmicas, como virar para a direita ou esquerda, mover para frente ou para trás e desviar-se da colisão com outro corpo, a demanda de corrente é menor do que na decolagem, mas exige uma sequência de acionamento das hélices específica, onde onde tal sequência de acionamento pode ser observada na figura 5 mostrada abaixo, juntamente com a descrição dos termos ilustrados.

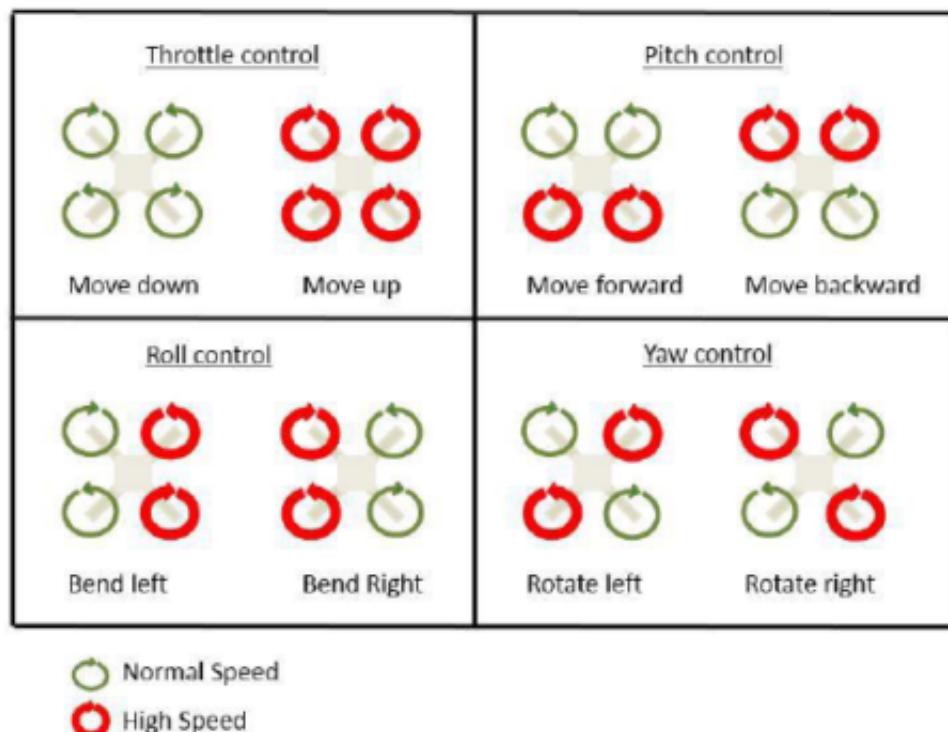


Figura 5 – Configuração para controle de voo de um VANT

- Throttle Control : Movimento no Plano vertical

Move Up: Movimento de subida. Aumentando o empuxo (velocidade) dos quatro rotores do quadricóptero de modo que a força para cima seja maior que o peso e a tração da gravidade.

Move Up: Movimento de descida. Este movimento exige fazer exatamente o oposto da subida. Diminua o empuxo do rotor (velocidade) para que a força resultante seja para baixo.

- Pitch Control: Este é o movimento do quadricóptero para frente (move forward) e para trás (move backward). A inclinação para frente é geralmente obtida empurrando o manche do acelerador para frente, o que faz o quadricóptero se inclinar e se mover para frente, para longe de você. O passo para trás é obtido movendo o stick do acelerador para trás.
- Roll: Este é o movimento de voar para os lados, tanto para a esquerda (left) quanto para a direita (right). O roll é controlado pelo manche do acelerador direito, fazendo-o voar da esquerda para a direita.
- Yaw : É a rotação ou giro da cabeça do quadricóptero para a direita (right) ou para a esquerda (left). É o movimento básico para girar o quadricóptero. Na maioria dos drones, é conseguido usando o manche do acelerador esquerdo para a esquerda ou para a direita.

Observando a figura 5, percebe-se que o acionamento mais rápido das hélices depende do tipo de manobra que está sendo executada, e com isso, percebe-se também que apenas para o movimento de subida todas as quatro hélices estão em seu funcionamento máximo e mais rápido e que para as outras manobras pelo menos duas hélices estão em uma rotação maior, consumindo mais energia.

O levantamento de consumo dos motores foi realizado levando em consideração a junção deste componente com a hélice, visto que a atuação do par motor+hélice é que determina o consumo de corrente do motor. A tabela 8 apresenta os dados de consumo para o conjunto hélice+motor já fornecidos pelo fabricante.

Tabela 8 – Performance Data motor Titan T8120 e Hélice PJP-TL 30x10

<b>Empuxo</b>	<b>Corrente do motor</b>	<b>Eficiência</b>
1941g	3,00 A	0,76
2568g	4,30 A	0,72
3145g	5,60 A	0,77
3878g	7,50 A	0,78
4632g	9,50 A	0,81
5461g	11,80 A	0,83
6495g	15,10 A	0,85
7341g	17,90 A	0,86

8476g	22,30 A	0,84
8995g	24,10 A	0,84
9485g	26,20 A	0,84
10239g	29,30 A	0,85
10918g	31,90 A	0,84
11583g	34,70 A	0,83
12332g	38,10 A	0,83

A tabela 9 apresenta os cálculos de demanda de corrente do motor considerando a diminuição do peso do VANT devido a pulverização do defensivo.

Tabela 9 – Rendimento de acordo com o impulso

Tempo de voo decorrido	Massa total do Vant	Impulso por motor	Corrente
0 minutos	23,60	11800g	35,68 A
2 minutos	21,60	5400g	11,80 A
4 minutos	19,60	4900g	10,25 A
6 minutos	17,60	4400g	8,88 A
8 minutos	15,60	3900g	7,50 A
10 minutos	13,60	3400g	6,28 A
12 minutos	13,60	3145g	5,60 A
		média	12,28 A

Salientando que a vazão estabelecida foi de 1 kg/min, considerou-se ainda uma variação no tempo a cada 2 minutos para facilitar o equacionamento e identificar qual corrente necessária para o motor nesses intervalos, ou seja, 2 kg pulverizados a cada 2 minutos. No tempo  $t = 0$ , considerou-se a corrente necessária para levantar todo o peso do VANT e, o que resultou em um impulso de 11.8kg para cada motor. Para  $t = 12$  minutos, todo o defensivo foi pulverizado, e a partir daí, o equilíbrio das forças aerodinâmicas estabelece que o impulso para o pouso do VANT seja menor do que o peso do veículo, ocasionando a descida. Com uma corrente média de 12,28 A por motor, conclui-se que para os quatro motores será necessário uma corrente média de 49,12 A. É de extrema importância ressaltar nestes cálculos não foram considerados manobras, visto que para incluir tal condição de voo neste equacionamento, seria necessário um plano de voo e testes de campo para validar os cálculos, o que sairia do escopo da disciplina EaD de Projeto Integrador 2. Pela tabela [w] e de acordo com o levantamento de componentes do VANT, foi obtido uma corrente de 70,8 A.

A bateria escolhida para o VANT foi a Turnigy High Capacity suas especificações se encontram na tabela 10.

Tabela 10 – Especificações da Bateria

Tensão mínima/máxima	22,2 V / 25,2 V
Número de células	6 S
Capacidade	20000 mAh
Taxa máxima de carga	12 C
Descarga	24 C
Dimensões	203 x 93 x 70mm

Visto que o projeto demanda uma tensão maior que a fornecida , apenas uma bateria deste tipo não será o suficiente. Quando a tensão de uma célula não é suficientemente alta para alimentar determinada carga, ligam-se duas ou mais células em série, para obter tensões mais elevadas. A figura 6 ([A.MICHELINI, 2017](#)) ilustra essa conexão em série, onde o terminal positivo de uma bateria é conectado ao polo negativo de outra bateria e assim sucessivamente.

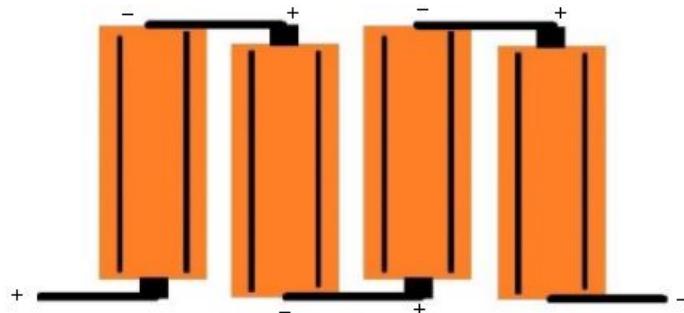


Figura 6 – Representação da ligação em série de quatro baterias

Numa ligação em série, a capacidade resultante é igual à capacidade individual de cada célula. Neste caso, utilizou-se 2 baterias Turnigy High Capacity em série que irá totalizar uma faixa de voltagem de 44,4 V a 50,4 V. A bateria sugerida vem com um plug conector do tipo XT90 ,e para poder ligar as duas baterias em série, utilizou-se um adaptador do tipo XT90 como o da figura 7 e a conexão das duas baterias em série na figura 10 ([A.MICHELINI, 2017](#)), onde a fêmea XT90 de cada bateria irá se conectar ao macho do adaptador, resultando uma saída XT90.



Figura 7 – Adaptador XT90



Figura 8 – Conexão em série com auxílio do adaptador XT90

Com o auxílio das equações 3.4 e 3.5, conclui-se que a bateria escolhida teria uma autonomia de quase 17 minutos para a corrente que o sistema drena. Porém considerando uma eficiência de 85% chegou-se a uma autonomia de 14,4 minutos, o que se aproxima do que já havia sido estipulado para o funcionamento do VANT. É importante lembrar, que o consumidor terá que adquirir mais de uma bateria para estar trabalhando de forma contínua em sua plantação devido a autonomia de cada voo.

Um esquemático simplificado é mostrado na figura figura 9 (Fonte: Autores) com o intuito de mostrar a ligação dos componentes do VANT na bateria. Pode-se observar a ligação direta entre a bateria e o Módulo de Tensão SmartAPP PDB, onde tal ligação é realizada conforme a figura 10 ([A.MICHELINI, 2017](#)), conectando primeiramente um cabo com plug XT90 macho na conexão fêmea da bateria, e o final deste cabo é soldado no Módulo de tensão, conforme pode ser visto.

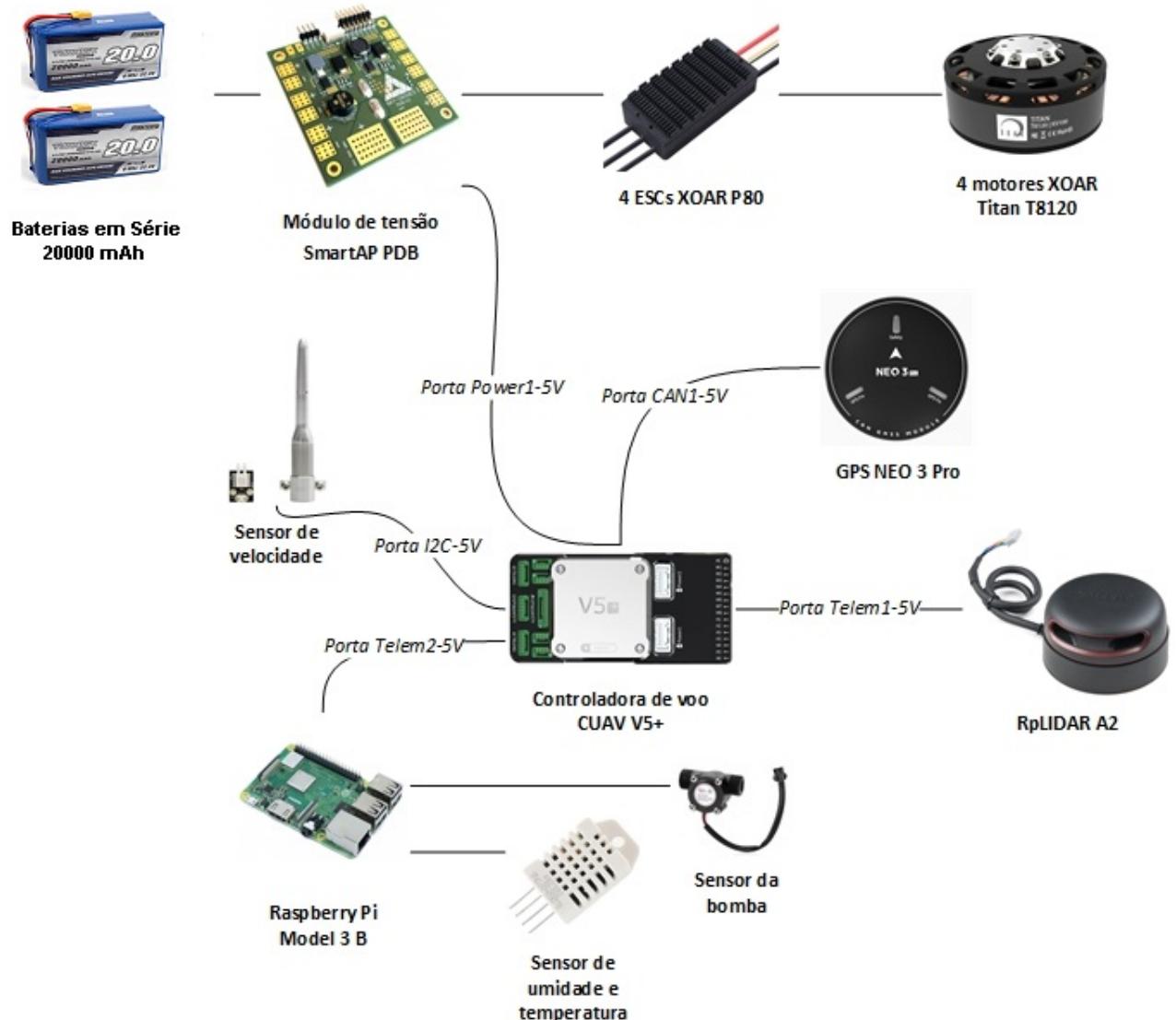


Figura 9 – Esquemático simplificado

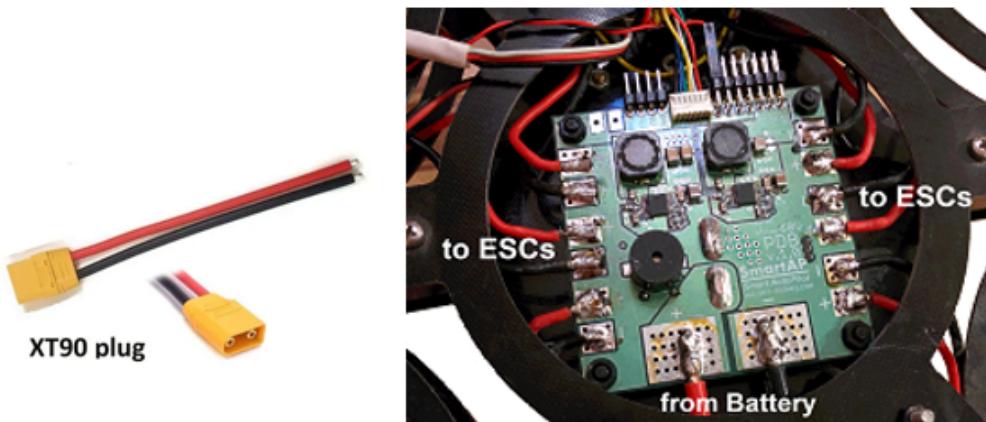


Figura 10 – Plug XT90 utilizado para ligar a bateria e o Módulo de Tensão SmartAPP PDB e soldagem entre Bateria e Módulo de Tensão

### 3.2.2 Sistema de carregamento

As baterias de Polímero de Lítio oferecem simplificações quando são analisados fatores como fabricação e segurança. Por isso, foi feito um levantamento do método de carga mais utilizado em tais baterias, e com isso, foi possível determinar o método mais correto para o tipo de bateria estudada, bem como o método de carga por controle de tensão e por corrente constante. Este método de carga consiste na aplicação de uma corrente constante nesta bateria até que a mesma esteja totalmente carregada, ou seja, quando ela atinge o nível de tensão máxima. Isso ocorre porque ao atingir o nível máximo de tensão, a tensão permanece constante e em contrapartida a corrente decai até chegar em um nível, que a bateria indica está com a carga completa ([BUCHMANN, 2001](#)). Assim, como base nessas informações, será construído o carregador para a bateria do VANT.

A fonte de alimentação do VANT foi dimensionada para fornecer energia para o conjunto de componentes eletrônicos e os quatro motores. Essa fonte é uma bateria LIPO da marca Turnigy, com uma tensão de 6S - 22 V/ 25,2 V, com uma capacidade de 20000 mAh, tendo 12 C de taxa máxima de carga e suas dimensões são de 203 x 93 x 70 mm.

Para realizar o desenvolvimento do carregador da bateria de Lipo, foi elaborado o diagrama de blocos mostrado na figura 11, onde este será utilizado como base para o desenvolvimento. Ele será criado tendo como fonte de alimentação a rede elétrica de distribuição, sendo abastecido por uma tensão de 220V e frequência 60Hz. Sendo composto por um transformador, uma ponte retificadora, um conversor buck e um módulo controlador de carga.

Cada componente desempenha uma função de suma importância dentro do funcionamento do carregador e que assim nos garante a maior confiabilidade para que não ocasione danos à bateria. Com isso, o carregador será alimentado pela rede elétrica que fornece uma tensão de 220 V, onde essa tensão passa pelo transformador que será respon-

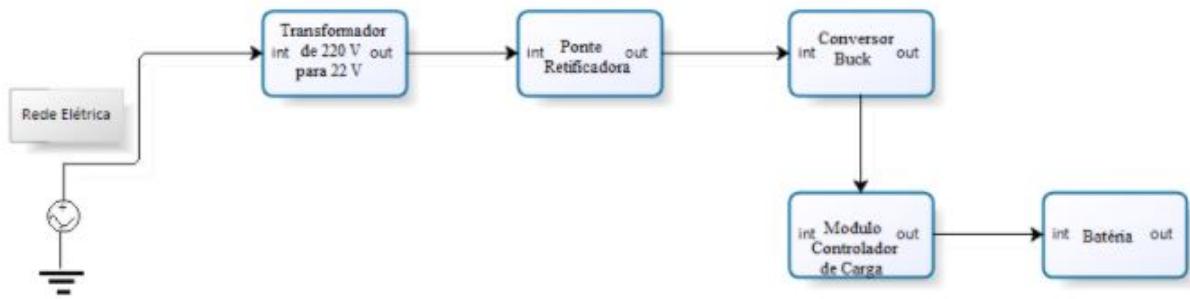


Figura 11 – Diagrama de Blocos do Carregador

sável por baixar essa tensão para 22 V, valor suficiente para a alimentação da bateria de Lipo escolhida. Depois, a energia será encaminhada para uma ponte retificadora que irá modificar a tensão que vem da rede elétrica de corrente alternada (CA) para a corrente contínua (CC). A próxima etapa é o conversor Buck que irá garantir que a tensão que vem do retificar foi rebaixada, já que o retificador possui alguns picos de tensão, enquanto aumenta a corrente que vem da alimentação para a sua saída em direção ao módulo.

O módulo controlador de carga inteligente para bateria de lítio TP4056, é o componente responsável por manter toda essa recarga com o maior nível de segurança, tendo dentro dele circuitos que se validarem qualquer irregularidade interrompe a recarga para manter a saúde da bateria, ele também possui dois sinais luminosos divididos em LED 1 vermelho, que informam ao usuário se a bateria está sendo carregada ou LED 2 verde, se a bateria já conclui a recarga.

### 3.3 Sistema de bombas

O defensivo agrícola estará contido em um reservatório, e necessitará que a pulverização se dê através do bombeamento entre o reservatório e os bicos dispersores do defensivo. Portanto, a montante (antes da bomba), é definida como tubulação de admissão, localizado o reservatório, e a jusante (depois da bomba), situa-se os bicos, definido como a linha de recalque (FILHO, 2015).

Para este projeto, pode-se utilizar a bomba diafragma, em que o aumento de pressão se deve pela variação do volume provocado por uma membrana elástica. O esquemático de funcionamento desta bomba é mostrado na figura 12 (Fonte: <https://www.technopump.com.br/bomba-de-diafragma.htm>).

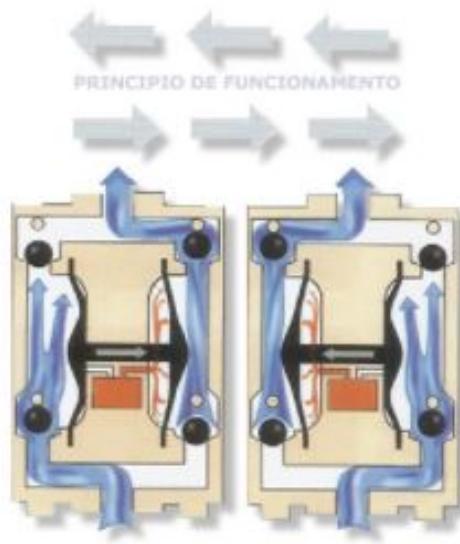


Figura 12 – Representação ilustrativa de uma bomba de diafragma

### 3.3.1 Formulação matemática

Para entender melhor a operação das bombas no mercado e validá-las, foi realizada uma formulação matemática para o bombeamento, para isso foram feitas algumas considerações.

- Sistema em regime permanente;
- Processo adiabático

A princípio, foi feito um esboço para facilitar a compreensão do sistema de bombeamento, conforme o diagrama básico abaixo na figura 13. Vale ressaltar que o recalque é dividido em quatro condutos antes do ponto 3, um para cada bico nebulizador, que fica situado abaixo de cada motor, então a vazão do recalque é  $\frac{1}{4}$  da vazão de sucção, não obstante, a análise foi feita individualmente para propiciar melhor entendimento.

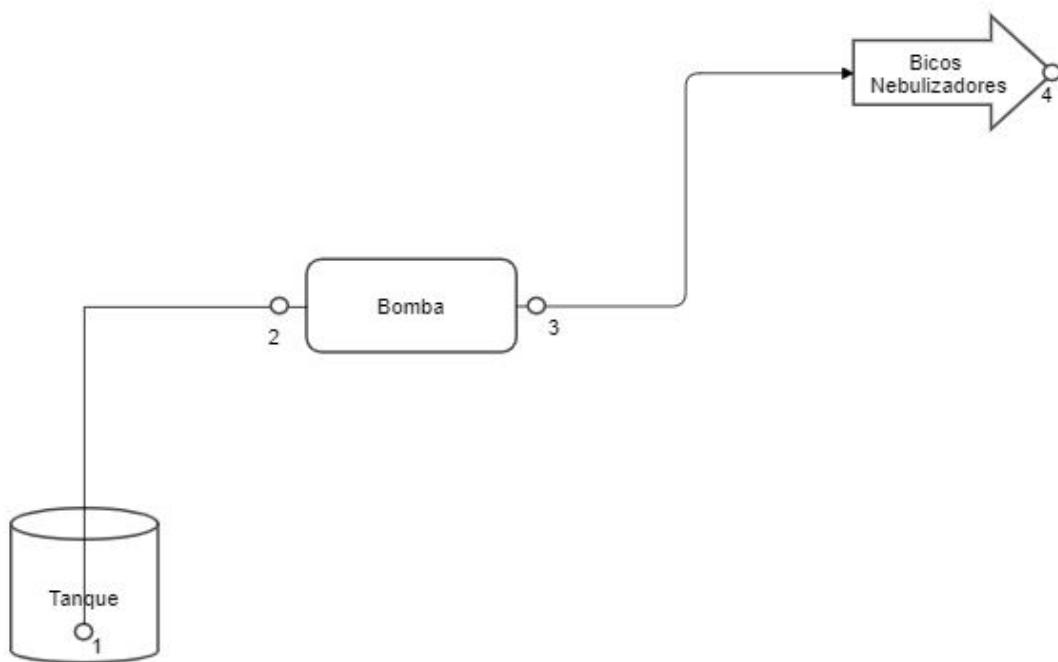


Figura 13 – Diagrama de operação da bomba diafragma ()

Iniciando a análise no trecho da sucção, em que P1 e P2 são as pressões manométricas nos pontos 1 e 2, respectivamente, assim como V1 e V2 são as velocidades na seção transversal do conduto nos pontos 1 e 2, analogamente para as alturas h; tem-se que pela equação de Bernoulli mostrada em 3.6

$$\frac{p_1}{\rho g} + \frac{v_1^2}{2g} + h_1 = \frac{p_2}{\rho g} + \frac{v_2^2}{2g} + h_2 + \frac{\Delta p}{\rho g} \Big]_S \quad (3.6)$$

Considerando que  $h_2 - h_1 = h_s$  (subscrito “s” significa sucção), g é a constante de aceleração da gravidade em m/s<sup>2</sup>, ρ é a massa específica do fluido em kg/m<sup>3</sup> e que a velocidade no ponto 1 ( $v_1$ ) é desprezível, pois  $V2 \gg V1$ , obtem-se o desenvolvimento da equação 3.7.

$$\frac{p_1 - p_2}{\rho g} = \frac{v_2^2}{2g} + h_s + \frac{\Delta p}{\rho g} \Big]_S \quad (3.7)$$

Para tubulações circulares, a altura manométrica da seção é dada pela equação 3.8.

$$H_{man,s} = \frac{p_1 - p_2}{\rho g} \quad (3.8)$$

Portanto, pode-se igualar as equações 3.7 e 3.8, e a expressão para a altura manométrica de sucção é então escrita conforme a equação 3.9.

$$H_{man,s} = \left[ \frac{v_2^2}{2g} + h_s + \frac{\Delta p}{\rho g} \right]_s \quad (3.9)$$

Pode-se ainda tornar a análise dependente da vazão, tendo em vista que a escolha das bombas é feita com base nas variáveis de altura manométrica e vazão Q, conforme a equação 3.10.

$$Q = v \cdot A \quad (3.10)$$

Antes de se prosseguir com a análise a jusante, isto é, no recalque, é necessário analisar a perda de carga na sucção, conforme mostra a equação 3.11.

$$\left[ \frac{\Delta p}{\rho g} \right]_s = f \frac{L + L_{eq}}{D_s} \frac{v_2^2}{2g} = f \frac{L + L_{eq}}{D_s} \frac{Q^2}{2gA_2^2} \quad (3.11)$$

A perda de carga é dependente de um fator de atrito (f), do comprimento (L) e do comprimento equivalente das singularidades existentes ( $L_{eq}$ ), que são três e curvas; e das dimensões de área de seção transversal do conduto.

Para se determinar o fator de atrito, há o Diagrama de Moody, assim como pela equação de Haaland (FILHO, 2015), que é função da rugosidade relativa  $e/D$ ; e do número de Reynolds  $Re$ . A equação para f é mostrada abaixo em 3.12.

$$f = 0,3086 \left\{ \log \left[ \left( \frac{\varepsilon/D}{3,7} \right)^{1,11} + \frac{6,9}{Re} \right] \right\}^{-2} \quad (3.12)$$

A análise no trecho de recalque, entre os pontos 3 e 4, inicia-se pela equação de continuidade, onde assumindo que as áreas das seções transversais não se alteram entre os pontos 3 e 4, tem-se que a vazão é constante conforme o desenvolvimento mostrado em 3.13.

$$\sum_1^n (vA) \Big|_{entrada} = \sum_1^n (vA) \Big|_{saída} \quad (3.13)$$

Analogamente, o desenvolvimento mostrado da equação 3.6 até a equação 3.13 pode ser aplicado para os pontos 3 e 4, obtendo assim a altura manométrica do recalque mostrado na equação 3.14 e a altura manométrica total, que é a soma das alturas manométricas de sucção e recalque, conforme a equação 3.15.

$$H_{man,R} = h_R + \left[ \frac{\Delta p}{\rho g} \right]_R = h_R + f \frac{(L + L_{eq})}{D_R} \frac{Q^2}{2gA^2} \quad (3.14)$$

$$H_e = h_g + Q^2 \left[ \frac{1}{2gA_s^2} + \frac{f(L + L_{eq})}{2gA_s^2 D_s} + \frac{f(L + L_{eq})}{2gA_R^2 D_R} \right] \quad (3.15)$$

### 3.3.2 Escolha da bomba de diafragma

A estratégia adotada para a escolha da bomba se baseou em pesquisa de mercado, a fim de perceber quais as bombas trabalhadas em VANTs. Em seguida, escolheu-se uma bomba que tivesse a capacidade requerida para a dispersão do defensivo, e, por último e mais importante, a validação da bomba através da formulação matemática proposta na seção anterior.

A bomba levantada possui as seguintes especificações técnicas:

- fabricante: CNCEST
- Pressão máxima: 0,48MPa
- Vazão máxima: 3,5L/min
- Tensão: 12V
- Corrente: 2A
- Dimensões: 203 x 93 x 70mm

Abaixo tem-se a representação da bomba CNCEST 12 V na figura 14. Percebe-se que a mesma possui dois cabos, cabo vermelho de polaridade positiva, e preto de polaridade negativa, que são ligados ao relé. Esta ligação está especificada nas soluções de eletrônica, juntamente com a placa de distribuição de energia Smart AP PDB.



Figura 14 – Representação da bomba diafragma utilizada para o VANT

Foram realizados cálculos do sistema de bombeamento, de acordo com a formulação matemática e com o auxílio do Microsoft Excel (2021), onde as tabelas utilizadas no programa Excel se encontram nos anexos.

Com isso, tem-se uma altura manométrica de 0,61 MCA, equivalente à 6,02 kPa, trabalhando em uma vazão de 1L/min, e com diâmetros comerciais de  $\frac{1}{2}$ " para recalque e sucção. Portanto, isso valida a bomba escolhida, pois esta trabalha nesta faixa de operação.

Houve um problema para obter informação junto ao fabricante da bomba de diafragma no que diz respeito do diâmetro, por isso determinou-se na análise, o diâmetro

comercial de  $\frac{1}{2}$ ", visto que existem no mercado conectores de mangueiras e tubos adequados, caso seja necessário redução, luva ou adaptadores, pode se adequar ao projeto atual.

Para ligação da bomba aos bicos nebulizadores, será utilizado as mangueiras - também chamadas de condutos - de Policloreto de Vinila (PVC). Como é visto na figura 15 (Fonte: [Fornecedor](#)), são condutos transparentes, flexíveis e se adequam ao trajeto desde o tanque, conectando à bomba e por fim aos bicos.



Figura 15 – Condutos utilizados para conectar o tanque de defensivos aos bicos nebulizadores

Deve-se atentar às conexões dos condutos em PVC aos bicos, e por isso, será utilizado o conector da figura 16, em que o conduto será unido no ponto 2 indicado. O ponto 1 é responsável pela fixação na estrutura, enquanto o ponto 2 conecta a mangueira ao bico, o ponto 3 exerce a regulagem da vazão no bico e o ponto 4 é a saída do defensivo, dispersado para o meio externo.



Figura 16 – Conector que será acoplado nos condutos PVC

No Ponto de Controle 01, foi levantado a possibilidade de se inserir uma válvula solenoide para o controle do fluido. Entretanto, durante o andamento do projeto, as pes-

quisas realizadas mostraram que a operação mínima de uma válvula é de 7 L/min, o que se contrapõe aos 1 L/min determinado no projeto, e, portanto, foi decidido que não se utilizará mais a válvula solenoide, visto que a regulagem do bico realizada manualmente não permite que o fluido seja dispersado sem que a atuação da bomba seja solicitada.

# 4 Solução de Eletrônica

## 4.1 Módulo controlador de voo

O módulo controlador de voo consiste na junção dos principais componentes responsáveis por controlar todo o processo de decolagem, voo e aterrissagem do VANT. Sendo assim, é de suma importância a tuação conjunta de vários componentes eletrônicos, que por sua vez, serão especificados e justificados nas próximas seções.

### 4.1.1 Placa controladora de voo CUAV V5+

A placa controladora CUAV V5+ utiliza o firmware PX4, que é de código aberto e permite fazer as modificações necessárias para adequar o produto a ser projetado. Este é o componente eletrônico principal do VANT, pois será responsável pelo controle de voo e comunicação com dispositivos como GPS, módulo de velocidade do ar, sensor de colisão, banco de baterias, controladores de velocidade dos drones, rádio para controle remoto, câmera e transmissão de vídeo. Além disso, fará o gerenciamento da telemetria para apresentar dados relevantes sobre o voo para o operador do veículo via controle remoto ou software. A figura 17 (Fonte: [Manual da placa CUAV V5+](#)) mostra a placa controladora adotada para o projeto, onde é possível observar a arquitetura do componente, bem como as entradas disponíveis para encaixe dos periféricos.



Figura 17 – Placa controladora CUAV V5+.

avvA controladora possui dois processadores diferentes, o principal é o FMU (do inglês Flight Management Unit) e o processador IO, que seria um co-processador responsável pela comunicação com o rádio e motores auxiliares. O processador utilizado

para FMU é o Arm Cortex-M7 de 32 bits, 216MHz de clock, 2MB de armazenamento e 512KB de RAM. Já o processador IO é o Arm Cortex-M3 de 32 bits, 24MHz de clock e 8KB de SRAM. Além dos processadores acima apresentados, a placa conta com sensores internos, dois acelerômetros/giroscópios de modelos ICM-20689 e BMI055. Também possui um magnetômetro de modelo IST8310 e um barômetro de modelo MS5611. Essa é a instrumentação que participa ativamente no controle de estabilidade do voo, além de fornecer dados telemétricos de velocidade e aceleração. Abaixo são listadas as principais características deste componente eletrônico.

- 8 saídas de PWM (do inglês Pulse Width Modulation) controladas pelo processador FMU e 6 saídas de PWM controladas pelo processador IO
- 3 entradas dedicadas de PWM/captura pela FMU
- Entrada R/C (controle via rádio) dedicada através do protocolo CPPM
- Entrada R/C dedicada com protocolo Spektrum/DSM ou SBus
- Entrada analógica/PWM com RSSI (do inglês Received Signal Strength Indication)
- Saída de servo motor com protocolo SBus
- 5 portas seriais para uso geral
- 4 portas de protocolo I2C
- 4 portas de interface SPI
- 2 portas CAN com extensão serial para ESC
- Duas entradas de alimentação, sendo que uma delas possui o sensor de corrente/-tensão.
- Tensão de entrada de 4.3 5.4V
- Tensão de alimentação via USB de 4.75 5.25V
- Temperatura de operação de -20° a 80°C

Para melhor explicar as saídas da placa mostradas na figura 17, a tabela 11 (Fonte: [Manual da placa CUAV V5+](#)) mostra a nomeclatura e descrição de cada porta.

Tabela 11 – Portas de entrada e saída da placa controladora

Porta principal	Descrição
Power 1	Módulo de alimentação primário, possui monitoramento de tensão e corrente do banco de baterias
Power 2	Módulo de alimentação secundário, com capacidade de Smart Battery ligada por I2C
ADC	Não alimenta a placa, serve como um segundo monitoramento de tensão e corrente
TF Card	Entrada para cartão SD para arquivo de registro e armazenamento de dados do terreno
M1-M8	Saídas principais de servo/motor (Processador FMU)
A1-A6	Saídas adicionais de servo/motor/D-Shot (Processador IO)
DSU7	Serial 6 (UART7) para debug
I2C1-I2C4	I2C externo (bússola, telêmetro, sensores, etc)
USB-C	Entrada USB para setup da placa via computador ou para atualização de firmware
SBUS Out	Saída SBUS para periféricos como câmera, gimbal, etc
CAN1 / CAN2	Portas CAN (Controller Area Network) compatíveis com UAVCAN, KDECAN, ToshibaCAN
GPS & SAFETY	CUAV NEO v2 GPS com bússola, interruptor de segurança, LED, campainha
TELEM1 / TELEM2 / UART4	Portas seriais (telemetria, periféricos, computador complementar)
DSM / SBUS / RSSI	Entrada RC (SBUS / DSM / ST24 / SRXL / PPM) ou entrada RSSI

#### 4.1.2 Módulo GPS NEO 3 pro

Um módulo GPS será utilizado e em conjunto com a placa controladora para orientar e guiar o veículo ao longo de sua operação. O módulo escolhido foi o NEO 3 pro, que é um GPS padrão UAVCAN desenvolvido pela CUAV. Ele integra bússola de nível industrial, barômetro, luz de status do controlador de voo, campainha e interruptor de segurança, tudo em um pacote. Possui características de alta segurança e forte resistência a interferências. Integra o módulo ublox m9n e pode receber sinais de GPS, Galileo, GLONASS e Beidou ao mesmo tempo. Suas características são listadas abaixo.

- Processador: STM32F412

- Bússola: RM3100
- Barômetro: MS5611
- Receptor GNSS: UBLOX NEO M9N
- Unidade RGB: NCP5623C
- Buzzer passivo
- GNSS (Global navigation satellite system): Beidou, Galileo, GLONASS e GPS
- Precisão horizontal: 2m
- Precisão de velocidade: 0,05m/s
- Taxa de atualização de navegação: 25Hz (máx.)
- Número de satélites (MAX): 32+
- Sensibilidade de rastreamento: -160dBm
- Protocolo: UAVCAN
- Filtragem de ondas: SAW + LNA + SAW
- Anti-eletromagnético / interferência de radiofrequênci: EMI + RFI
- Tensão de entrada 5V
- Temperatura de operação  $-10 \sim 70^{\circ}\text{C}$

A figura 18 (Fonte: <http://www.cuav.net/en/neo-3-pro-en/>) ilustra o sistema de ligação entre a placa controladora e o módulo GPS utilizado, onde a porta CAN1 será utilizada para alimentar (5V e GND) e receber dados de navegação providos do GPS através das portas CANL e CANH. Vale salientar, portanto, a necessidade de que esses dois componentes trabalhem em conjunto para o correto controle de voo.

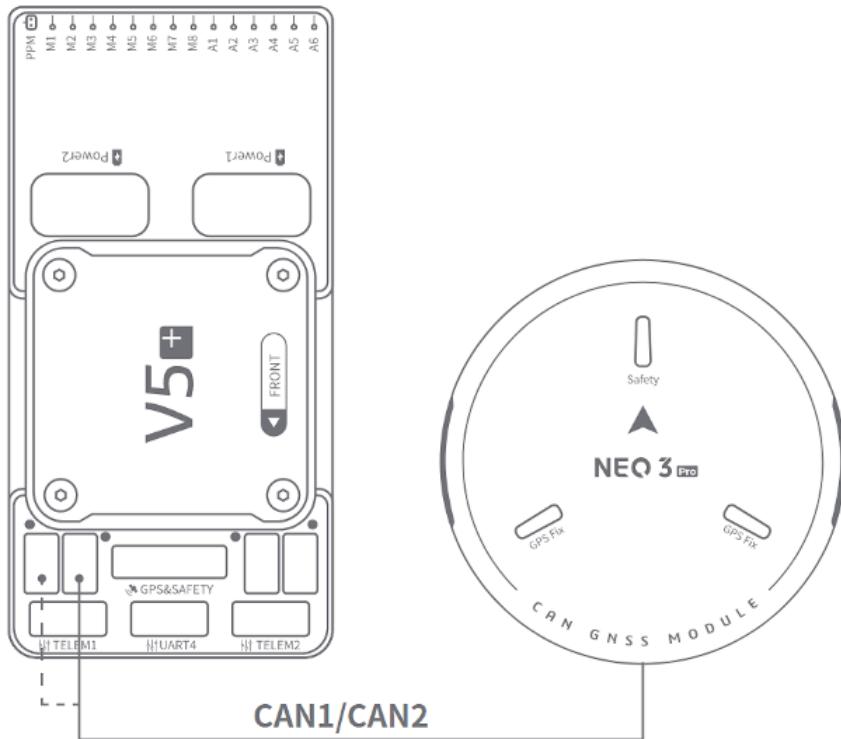


Figura 18 – Sistema de ligação entre a placa controladora e o módulo GPS

## 4.2 Módulo anti colisão

O módulo anti colisão tem como principal função prevenir e proteger o VANT de impactos contra animais, estruturas diversas e outros obstáculos que venham a surgir em sua rota de voo. Para tal finalidade, foi escolhido um radar de colisão, modelo SLAMTEC RPLIDAR A2. Este modelo é a solução de scanner a laser 2D de 360 graus ([SLAMTEC, 2021](#)) de última geração de baixo custo desenvolvida pela SLAMTEC. Pode levar até 8.000 amostras de laser variando por segundo com alta velocidade de rotação. O RPLIDAR A2 é a versão aprimorada do scanner de alcance a laser 2D . O sistema pode realizar varredura 2D de 360 graus em um alcance de 12 metros. Os dados de nuvem de pontos 2D gerados podem ser usados em mapeamento, localização e modelagem de objeto/ambiente. As especificações técnicas do radar são listadas abaixo, e logo em seguida, é mostrado o seu esquemático de funcionamento na figura 19 (Fonte: ([SLAMTEC, 2021](#))).

- Alcance: 12m
- Frequência de amostragem: 8000 Hz
- Velocidade de rotação: 5-15Hz
- Tensão de entrada: 5V

- Corrente: 450-600mA
- Consumo: 2.25-3W
- Saída: UART Serial 3.3V
- Temperatura de operação: 0° a 40°C
- Raio angular: 360°
- Peso: 190g

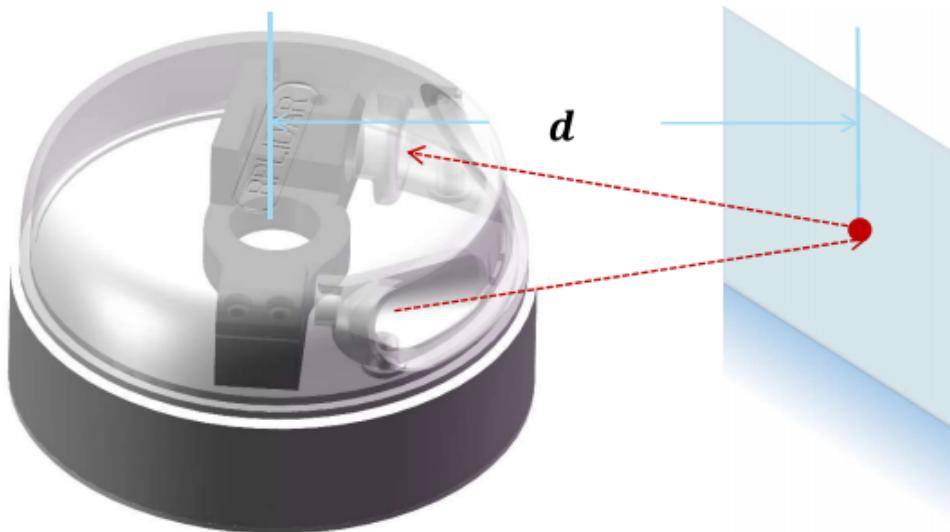


Figura 19 – Esquemático de funcionamento do RPLIDAR

A frequência de varredura típica do RPLIDAR A2 é de 10Hz (600 rpm). Nessa condição, a resolução será de 0,45°. A frequência real de varredura pode ser ajustada livremente na faixa de 5 a 15Hz de acordo com os requisitos dos usuários. O RPLIDAR A2 consiste em um núcleo de scanner de alcance e a parte de alimentação mecânica que faz o núcleo girar em alta velocidade. Quando funciona normalmente, o scanner gira e faz a varredura no sentido horário, e os usuários podem obter os dados de varredura de faixa por meio da interface de comunicação do RPLIDAR, além de controlar a partida, parada e velocidade de rotação do motor de rotação via sinal PWM. O radar ainda vem com detecção de velocidade de rotação e sistema adaptativo, onde o sistema ajustará a resolução angular automaticamente de acordo com a velocidade de rotação real, não havendo necessidade de uma alimentação complexa para esse componente. Dessa forma, a fonte de alimentação será a própria porta TELEM2 da controladora de voo, e, portanto, além de alimentar também pode obter os dados do radar por meio da interface de comunicação que a mesma possui. A figura 20 (Fonte: ([SLAMTEC, 2021](#))) ilustra a interface

de comunicação e alimentação do radar, além da estrutura de pinos que irá alimentar este componente.

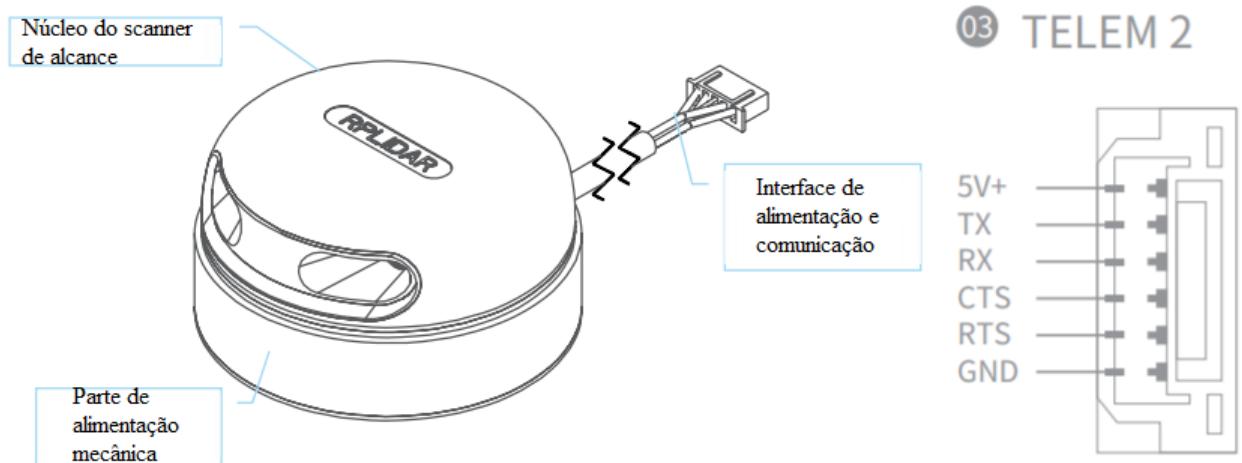


Figura 20 – Estrutura mecânica e estrutura dos pinos disponíveis no radar RPLIDAR

Pela análise da figura, nota-se que a ligação do dispositivo será realizada a partir de uma porta serial UART, onde a alimentação será centrada nos pinos 5V+ e GND. O protocolo de comunicação será feito através dos pinos TX (transmissão de dados), RX (recepção de dados), CTS que também é conhecido como livre para envio (Clear To Send) e RTS que significa pronto para envio (no inglês, Ready To Send). A ligação do dispositivo pela porta UART pode ser observada abaixo na figura 21 (Fonte: ([LABS, 2021](#))).

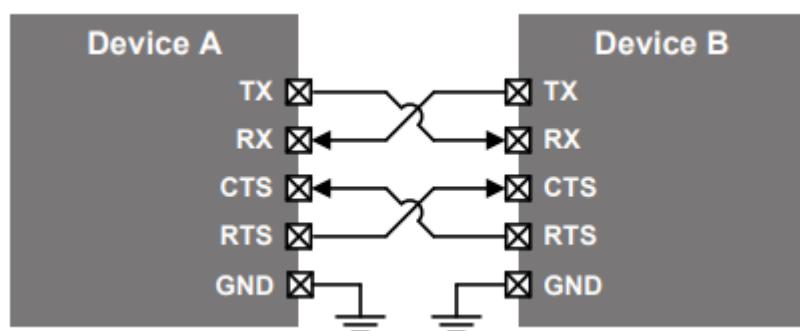


Figura 21 – Esquemático de ligação de controle de fluxo UART

Vale ressaltar que o tipo de ligação apresentado na figura 21 será o mesmo com o módulo de transmissão de vídeo e também da Raspberry, pois ambos utilizarão portas UART para se comunicar com a controladora.

### 4.3 Módulo de operação do usuário e transmissão de vídeo

Para que o operador do veículo possa operá-lo remotamente e monitorar as áreas a serem pulverizadas, é de extrema importância estabelecer uma conexão sem fio com o VANT e também implementar um sistema visual para acompanhamento da pulverização. Para tal solução, utilizou-se o sistema CUAV H16, que unifica o controle remoto, a câmera FPV (first person view) e o receptor de rádio e transmissor de vídeo em uma única solução. Na figura 22 (Fonte: <https://store.cuav.net/shop/h16/>) é possível observar os três componentes citados, e logo abaixo constam as especificações técnicas de cada um.



Figura 22 – Sistema H16 com controle remoto, câmera e módulo receptor

#### Controle remoto

- Processador Pinecone S1
- Distância de transmissão: 10km
- Frequência de operação: 2.4GHz
- Sensibilidade do receptor: 20dB
- Voltagem de operação: 4.2V
- Banda: 20M

- Duração da bateria: 6 20h
- Tamanho da tela: 7 polegadas
- Tipo de tela: LCD
- Resolução: 1920x1080
- Brilho: 2000nit
- Bateria: 20000mAh
- Peso: 1034g
- Dimensões: 272x183x94mm

## Receptor

- Saída RC: 16 canais SBUS
- Sensibilidade do receptor: 20dB
- Voltagem de operação: 7.2-72V
- Consumo: 2.4W
- Dimensões: 76x59x11mm
- Tipo de antena: chicote

## Câmera MIPI

- Sensor: OV4689
- Pixels: 400 mil
- Voltagem de operação: 14-72V
- Corrente com leds ligados: 140mA
- Corrente com leds desligados: 14mA
- Dimensões: 102.1x42.6x36.5mm

Primeiramente, é apresentado o módulo receptor e suas interfaces para esclarecer o funcionamento do equipamento e como ele se conecta com o todo. Seu esquemático de funcionamento é mostrado abaixo na figura 23 (Fonte: ([CUAV, 2021](#))) juntamente com a descrição de cada componente enumerado de 1 a 9.

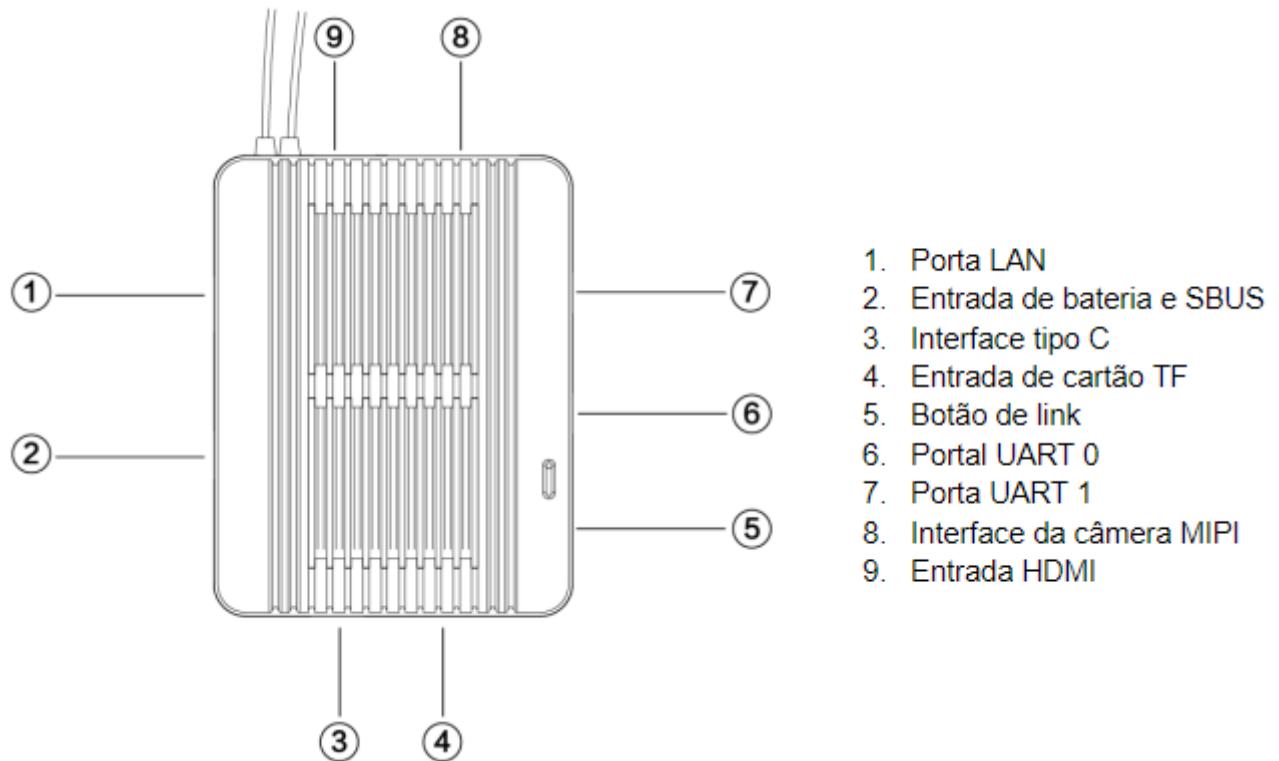


Figura 23 – Interface do módulo receptor

A câmera MIPI irá se conectar ao módulo receptor através da entrada 8. A porta serial UART 0 será utilizada para se conectar à porta TELEM1 da controladora de voo CUAV V5+. Por sua vez, a porta POW+SBUS do receptor irá receber a conexão de energia, mas também irá se conectar com a porta DSM/SBUS/RSSI da controladora de voo. O esquemático de ligação de todo o sistema é mostrado abaixo na figura 24 (Fonte: ([CUAV, 2021](#))). na imagem, é possível observar a estrutura serial UART fazendo uso das portas RX e TX, assim como no módulo de radar 360°. O receptor irá coletar dados da controladora de voo como nível de bateria, dados de posição, velocidade, aceleração e irá enviar esses dados para o visor do controle remoto utilizando o SBUS através das antenas, assim como também captar comandos emitidos pelo controle remoto, como os comandos de movimento ou de mudança de posição da câmera.

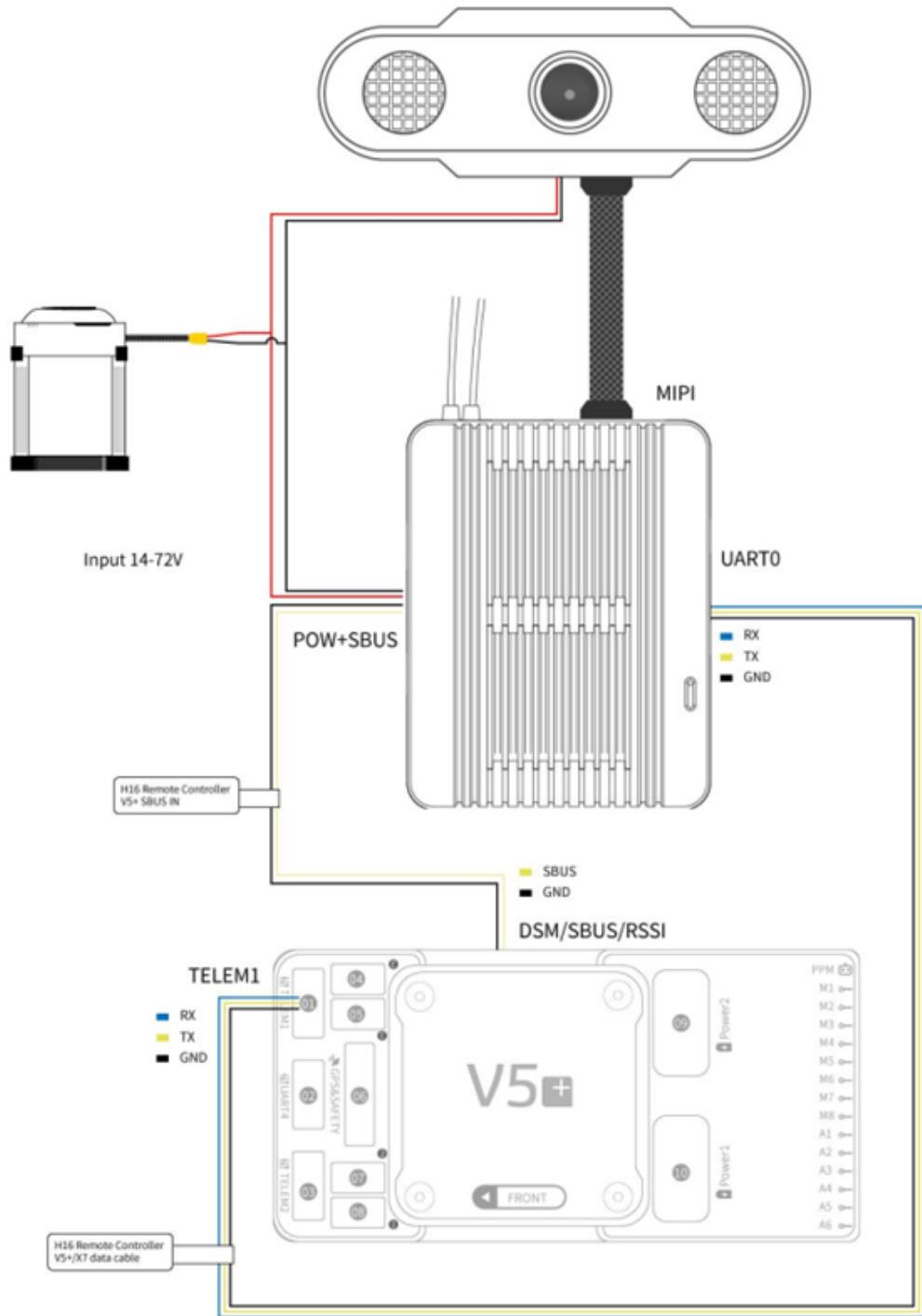


Figura 24 – Interface do módulo receptor

## 4.4 Raspberry

A Raspberry irá atuar na tomada de decisões relacionadas ao controle do sistema de bombeamento e dispersão dos defensivos. O modelo de Raspberry escolhido foi o 3B, que integrada com a controladora de voo CUAV V5+ permitirá que o piloto tenha acesso ao monitoramento tanto do voo quanto da pulverização. Uma vez integrada com a con-

troladora de voo CUAV V5+ e com os sensores, permitirá que o piloto tenha acesso ao monitoramento tanto do voo quanto da pulverização e das variáveis atmosféricas e ambientais. Abaixo, é mostrado na figura 25 (Fonte: <https://www.jameco.com/Jameco/workshop/circuitnotes/pi-circuit-note.html>) o diagrama de pinos da placa), e logo abaixo suas especificações técnicas.

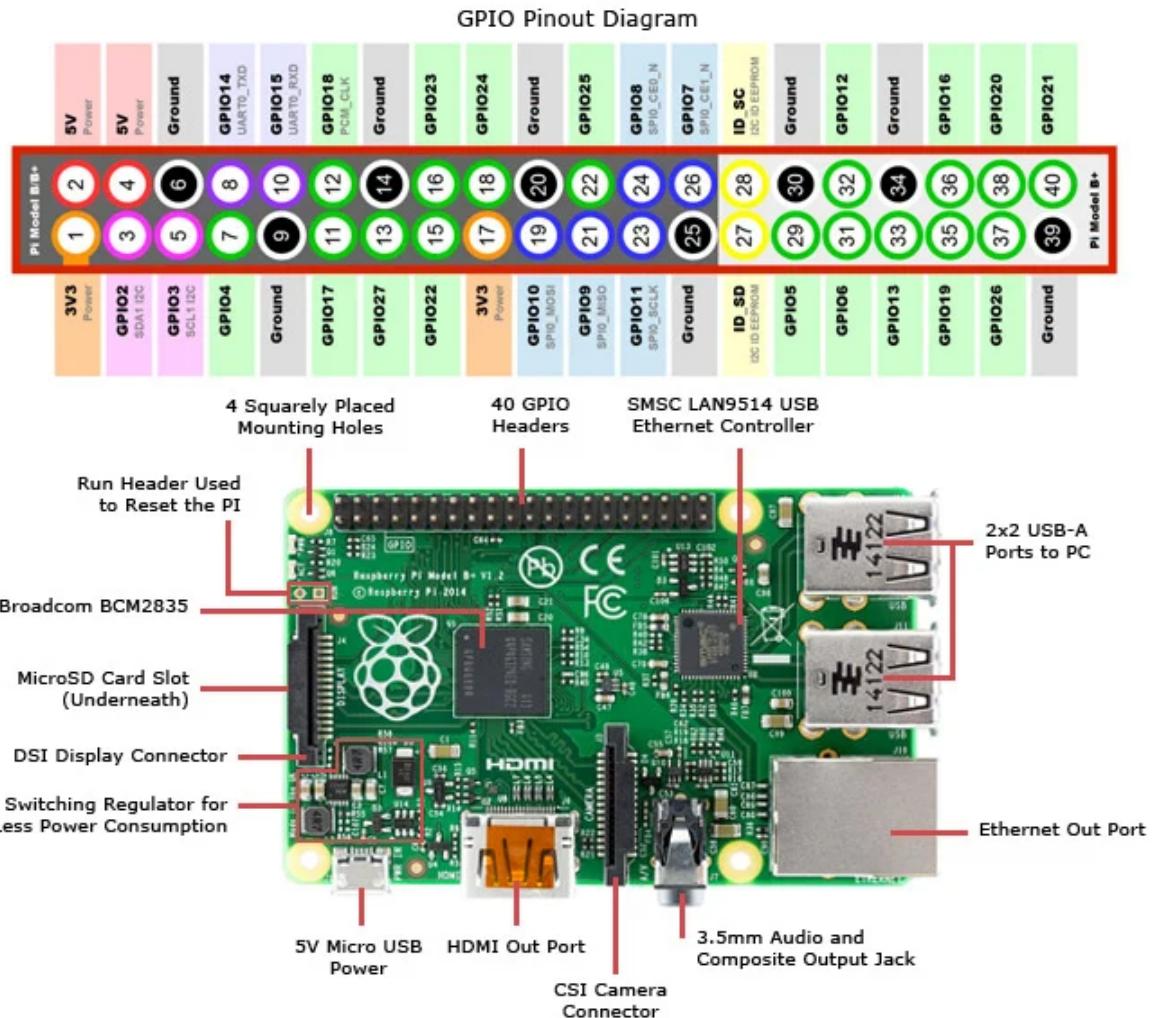


Figura 25 – Diagrama de pinos da Raspberry Pi Model 3 B

- Processador Broadcom BCM2837B0, Cortex-A53 (ARMv8) 64-bit SoC @ 1.4GHz
- 1GB LPDDR2 SDRAM
- 2.4GHz e 5GHz IEEE 802.11.b/g/n/ac wireless
- LAN, Bluetooth 4.2, BLE
- Gigabit Ethernet over USB 2.0 (maximum throughput 300 Mbps)
- 40-pin GPIO header

- Conector de interface HDMI
- 4 portas USB 2.0
- Conector DSI para display capacitivo Raspberry Pi
- Slot cartão micro SD para carregamento do sistema operacional e armazenamento de arquivos
- Entrada de fonte DC micro USB 5V/2,5A
- Suporte a Power-over-Ethernet (PoE) (requer HAT PoE separadamente)

Na análise da figura, os pinos responsáveis pelo UART na Raspberry são o GPIO14 para TX e o GPIO15 para RX. Será utilizado a porta UART 4 da placa controladora de voo da figura 17 para fazer essa integração com a Raspberry. A UART 4 pode ser observada abaixo na figura 26.

02 UART4

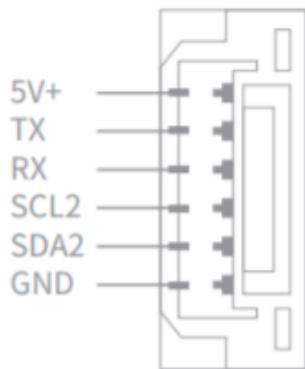


Figura 26 – Interface da porta UART4 da controladora de voo

É possível observar que diferentemente das portas seriais TELEM1 e TELEM2 usadas nos módulos de vídeo e de radar, a porta UART4 não trabalha com CTS e RTS, conforme visto na figura 21. Portanto, é necessário utilizar o protocolo I2C para efetuar essa conexão. Os pinos GPIO2 e GPIO3 possuem interface SDA e SCL, respectivamente, onde então será possível utilizar a alimentação fornecida pela porta UART4 na porta 2 da Raspberry, utilizar a porta 39 como GND e seguir com o restante das conexões acima mencionadas para efetuar a unificação. A figura 27 (Fonte: Autores) busca ilustrar como será efetuada a conexão entre a controladora de voo da figura 17 e a raspberry da figura 25.

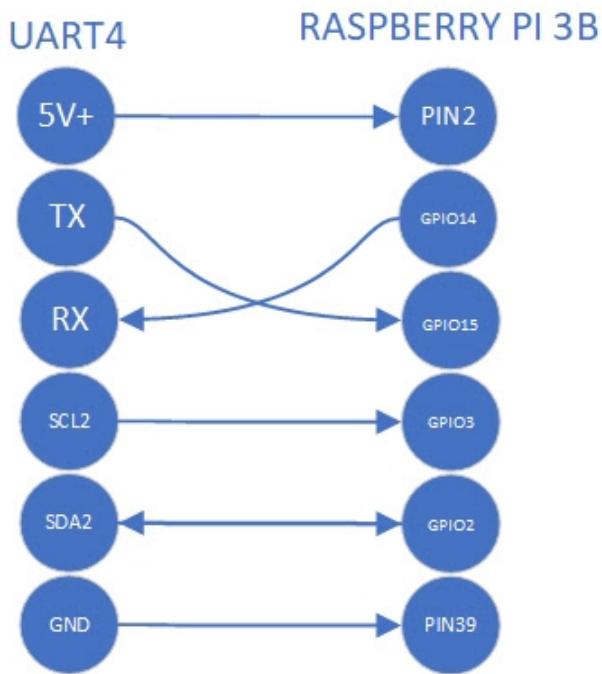


Figura 27 – Ligação entre a controladora de voo e a Raspberry Pi

Conforme visto na figura, o protocolo SDA é full duplex porém o protocolo SCL é apenas half duplex, partindo da controladora de voo, que funcionará como master, para a Raspberry, que funcionará como slave. Essa é a razão dessa ligação ser feita desta maneira. As ligações entre RX e TX se mantiveram as mesmas em relação aos outros dispositivos ligados de maneira serial.

#### 4.4.0.1 Módulo 4G para Raspberry 3B

Para que o piloto tenha acesso ao monitoramento do voo e da pulverização realizada em tempo real, será utilizado um módulo 4G acoplado a Raspberry, onde suas características são listadas abaixo.

- Faixa de temperatura operacional: -40°C ~ 80°C
- Compatível com modelos raspberry pi com conectores gpio de 40 pinos
- Tensão de alimentação: 5v
- Tensão de funcionamento: 5V/3,3V.

## 4.5 Módulo de sensores

Para operação adequada e precisa do VANT, é necessário a inclusão de alguns sensores para medição e monitoramento de dados do ambiente de operação do veículo.

Estes dados serão coletados e analisados em tempo real pelo sistema de monitoramento desenvolvido pelo núcleo de software.

#### 4.5.1 Sensor de velocidade do ar

Medir a velocidade do ar é de extrema importância para operação adequada do VANT, visto que velocidades muito altas podem ocasionar turbulências e afetar a estabilidade do voo, além de afetar na temperatura de operação dos componentes internos.

Uma vez que os modelos de asa fixa contam com o princípio de Bernoulli para gerar sustentação, a velocidade no ar é uma condição necessária para gerar sustentação, razão pela qual as aeronaves de asa fixa são geralmente equipadas com medidores de velocidade no ar. A velocidade no ar insuficiente é chamada de estol. A título de exemplo, considera-se um avião que opera contra o vento de 30 km por hora e a velocidade de solo é de 50 km. Então, a velocidade no ar é de 80 km neste momento. Por sua vez, se o avião está voando com vento de 30 km e a velocidade de solo é medida em 50 km, a velocidade no ar é de 20 km. Se a velocidade no ar de 20 km não produzir sustentação suficiente, acidentes catastróficos podem ocorrer. De modo geral, o voo manual não precisa ser equipado com um medidor de velocidade no ar, visto que se a potência for insuficiente, basta aumentar o acelerador. Porém, como o VANT projetado é semi autônomo, e possui decolagem V-STOL, este tipo de sensor é altamente recomendado.

O sistema de medição de velocidade do ar é composto por um mini-controlador, um tubo e uma piteira de metal que capta a velocidade relativa do ar, onde os componentes podem ser vistos na figura 28 (Fonte: <https://store.cuav.net/shop/airspeed-sensor/>).

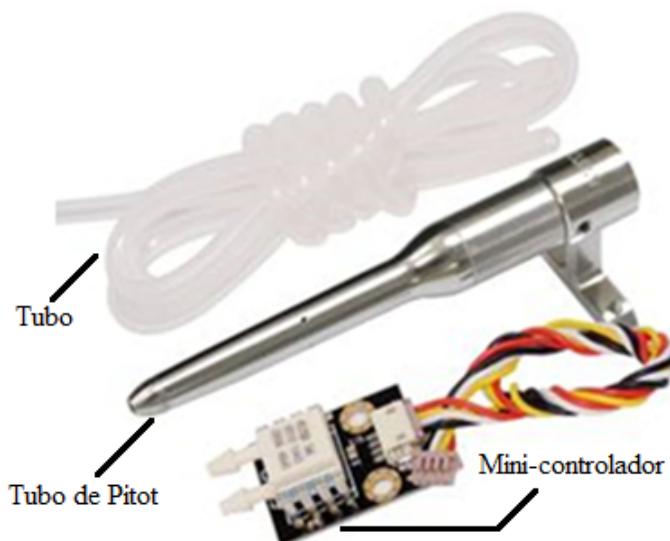


Figura 28 – Sistema de sensoriamento da velocidade do ar

O tubo de Pitot utilizado calcula a velocidade de vazão do ar que escoa ao redor do VANT. Sua instalação é feita paralelamente ao fluxo relativo de ar, onde a ponta do tubo

é responsável por captar o fluxo de entrada do ar. O cálculo é então realizado tomando como base os dados de pressão total da atmosfera e da pressão estática, onde quando a aeronave se desloca na massa de ar, o vento relativo causa um aumento na pressão de ar admitida pelo orifício do tubo de Pitot em relação à pressão estática, e esse adicional de pressão somado à pressão estática, faz um componente interno do tubo expandir. O movimento de expansão é transmitido aos ponteiros ao leitor de velocidade do VANT, indicando assim a medição da velocidade.

O transdutor piezoresistivo série MPXV7002 no pacote pequeno (SOP ou small outline package) é um sensor de pressão de silício monolítico de última geração localizado no interior do tubo, projetado para uma ampla gama de aplicações, mas particularmente aquelas que empregam um microcontrolador ou microprocessador com entradas A / D. Este transdutor de elemento único patenteado combina técnicas avançadas de microusinação, metalização de película fina e processamento bipolar para fornecer um sinal de saída analógico de alto nível preciso que é proporcional à pressão aplicada. É o MPXV7002 que é responsável por medir pressão total e estática e, além disso, com um offset específico de 2,5V em vez do 0V convencional, permitindo medir a pressão de até 7kPa através de cada porta para detecção de pressão, mas também para detecção de vácuo.

### Características

- -2 a 2kPa (-0,3 a 0,3psi)
- Saída de 0,5 a 4,5V
- O sistema é alimentado através da porta I2C e a captação de dados é feita pela mesma porta.

A figura 29 (Fonte: [Manual da placa CUAV V5+](#)) ilustra a porta I2C responsável por pela alimentação e comunicação do sensor de velocidade do ar.

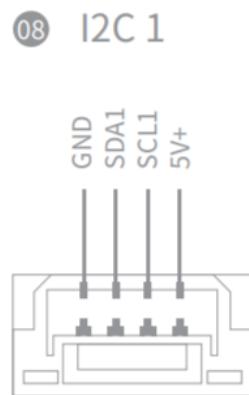


Figura 29 – Porta I2C responsável pela alimentação e comunicação do sensor de velocidade do ar

#### 4.5.2 Sensor de fluxo

O sensor de fluxo atua como regulador do fluxo de pesticidas, interrompendo o bombeamento de pesticidas caso necessário. Para que a bomba não trabalhe a seco e a também por conta da necessidade de monitorar a quantidade de pulverizantes, utilizou-se o sensor de fluxo que enviará pulsos PWM para a Raspberry Pi. O sensor de fluxo adotado foi o YS-201, que funciona através do efeito Hall conforme a figura 30 ([CIRCUIT, 2018](#)) abaixo.

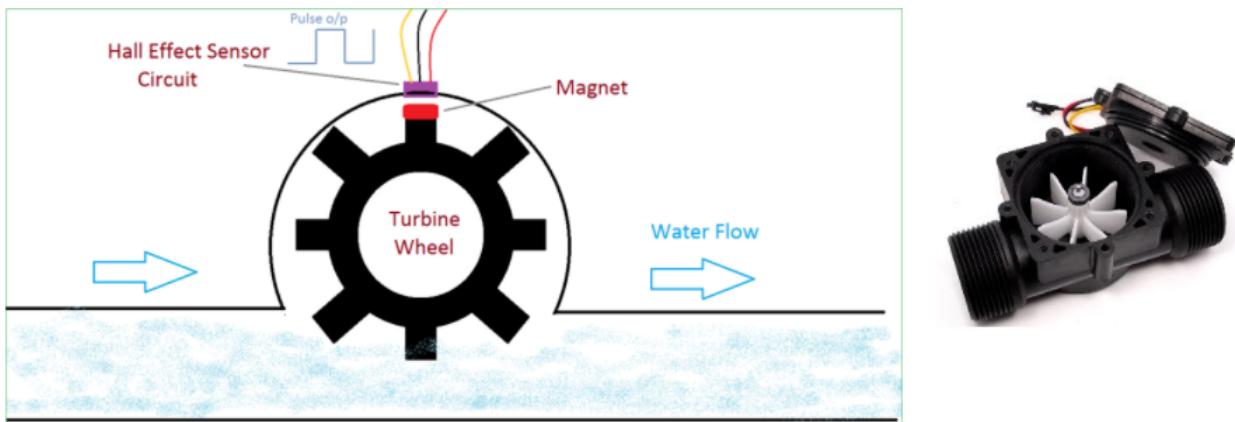


Figura 30 – Sensor de fluxo e seu esquemático de funcionamento

O esquemático de funcionamento mostra uma roda de turbina com um imã, que quando a água flui pela tubulação, a turbina gira e esse fluxo do imã interfere no sensor Hall. A taxa dessa interferência vai depender da velocidade do fluxo de defensivos, e o sensor produz uma saída de sinal de pulso que pode ser calculada como o volume de pulverizante dispersado. O sensor será conectado a Raspberry Pi, o fio vermelho no pino 4 (5V), o preto no pino 14 (ground) e o fio amarelo de sinal no pino 12 (GPIO 18) como mostrado na figura 25.

#### Características do sensor

- Tipo de sensor : Efeito Hall
- Tensão de operação: DC 4,5 24V
- Corrente máxima: 15mA (5V)
- Faixa de fluxo: 1~30L/m
- Pressão máxima:  $\leq 2\text{MPa}$
- Temperatura do líquido:  $\leq 120^\circ\text{C}$
- Pulses por litro: 450

### 4.5.3 Sensor de temperatura e umidade

O monitoramento da temperatura da bateria é necessário para evitar o superaquecimento da mesma, e consequentemente prolongar sua vida útil. Além disso, monitorar a temperatura de funcionamento da bateria protege os demais componentes localizados próximos a ela, que por sua vez também possuem limite de temperatura de funcionamento. Por sua vez, a medição em tempo real da umidade do ar pode indicar possíveis tempestades e também protege a estrutura externa contra condições adversas de operação, e, portanto, um sensor que monitora a temperatura e a umidade é importante para preservar os componentes estruturais e elétricos, visto que a umidade muito alta pode contribuir para turbulências nas hélices, prejudicando a estabilidade do voo e podendo levar o veículo a queda.

O sensor de temperatura e umidade adotado foi o AM2302B DTH22 com módulo que pode ser alimentado com 3,3V ou 5V e tem uma distância de transmissão de até 20m. O DHT22 envia primeiro os valores de umidade e depois temperatura, ambos com 16 bits, mas mandados de 8 bits (1 byte) em 8 bits. Além disso, possui um sensor capacitivo de umidade e um termistor (componente que tem sua resistência elétrica alterada termicamente), ambos conectados a um controlador de 8 bits que produz um sinal digital serial no pino S (signal). Pode ser conectado em qualquer pino digital da Raspberry.

Para o sensor verificando a temperatura próxima à bateria, será conectado a alimentação nos pinos 1 (3,3V) e 9 (ground), e o do sinal será conectado no pino 7 (GPIO4). O sensor monitorando a umidade do ar vai ser conectado a alimentação nos pinos 2 (5V) e 6 (ground), sinal sendo ligado no pino 11 (GPIO17) conforme a figura [25](#).

#### Características do sensor

- Faixa de temperatura: -40°C a 80°C
- Faixa de umidade: 0 ~ 99.9%
- Precisão de detecção de temperatura:  $\pm 0.5 ^\circ\text{C}$
- Precisão de detecção de umidade:  $\pm 2\%$
- Resolução: 0.1°C em 0.1%
- Período de amostragem: 2s
- Tensão de alimentação: DC 3.3 ~ 5.5V

## 4.6 Módulo de tensão

O módulo de tensão é de fundamental importância para transferência de energia para os controladores de velocidade e motores brushless, além de gerar alimentação para o controlador de voo e outros periféricos com diferentes níveis de tensão. O modelo escolhido foi o SmartAP PDB (Power Distribution Board), que fornece a funcionalidade para medições de tensão / corrente da bateria. Em adicional, este componente torna as conexões de linhas de alta potência mais fáceis e muito mais confiáveis, onde abaixo na figura 31 (DRONES, 2021) é mostrado seu esquemático de conexões, e após isso, suas especificações.

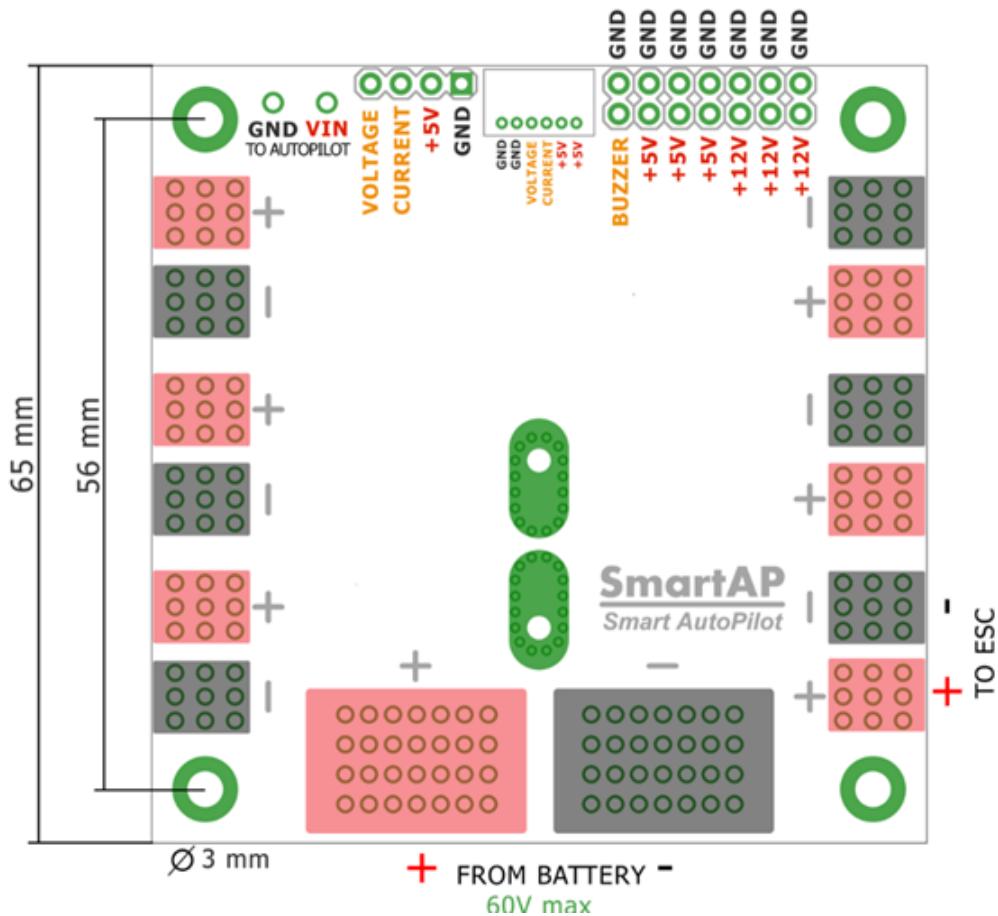


Figura 31 – Diagrama de portas do módulo de tensão SmartAP PDB

### Especificações técnicas

- quatro orifícios de montagem de 3 mm
- Tensão de entrada de até 60 Volts (14S)
- Capacidade de lidar com correntes extremamente altas (corrente de pico de até 400A)

- Entrada de energia da bateria principal, possibilidade de conectar até 4 baterias independentes
- 12 pares de entradas (6 na parte superior, 6 na parte inferior) para alimentar até 12 motores (todas as configurações de fuselagem possíveis são suportadas)
- Sensores de tensão e corrente integrados com filtros L / C
- Medição de corrente baseadas em efeito Hall preciso
- Conversor DC-DC integrado de entrada de 10-60 V (bateria até 14S) para saída de 5V / 5A para alimentar periféricos
- Conversor DC-DC integrado de entrada de 10-60 V (bateria até 14S) para saída de 12V / 5A para alimentar periféricos
- Terminais de saída de energia de 5 V e 12 V (conectores padrão 2,54 mm / 0,1")
- Sonorizador eletromagnético integrado (campainha)
- Saída de energia para o controlador de vôo (tanto regulado por 5V quanto saída de nível de tensão da bateria)
- Totalmente compatível com os pilotos automáticos SmartAP, ArduPilot e PX4

Para conectar este componente na controladora de voo, será utilizado a porta POWER1, conforme a figura 32 abaixo.

## ⑩ POWER 1

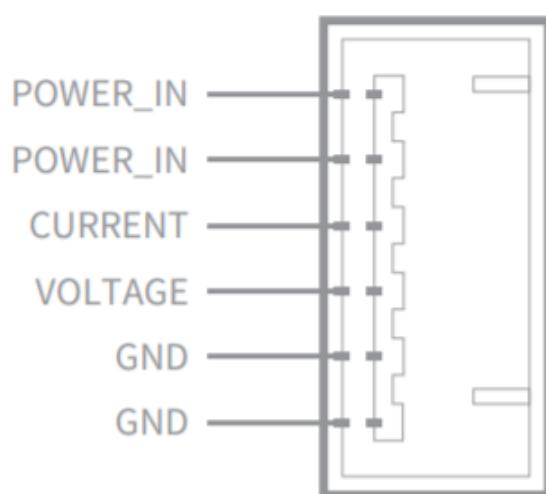


Figura 32 – Porta POWER1 da controladora de voo

No canto superior esquerdo da placa SmartAP PDB, observa-se as saídas GND, VIN (to autopilot) e logo ao lado é possível localizar as saídas VOLTAGE, CURRENT, +5V e GND. Exceto pela saída +5V, todo o restante será conectado na porta POWER1. O monitoramento da bateria será feito pelas entradas CURRENT e VOLTAGE, e a alimentação será feita por VIN.

## 4.7 Controladores de velocidade

Os controladores de velocidade, também chamados de ESC (Electronic Speed Controller) estabelece a conexão entre a placa controladora de voo e os motores brushless. Dado que cada motor requer um ESC, um quadricóptero requer 4 ESCs, nde o modelo adotado foi o XOAR Pulse P80, onde o dispositivo atua recebendo o sinal do controlador de voo e a energia da bateria, fazendo então o motor brushless girar.

Como o nome indica, um motor sem escovas (brushless) não tem contatos, ou “escovas” dentro da sua estrutura. A escova atua como o que é chamado de comutador, que usa o contato físico dos enrolamentos do motor para girar o motor. Por não possuírem a escova, os motores usam uma maneira diferente de transformar a corrente contínua (CC), o fluxo unilateral de elétrons, em um tipo de corrente alternada (CA). Isso é feito externamente, por meio do uso de um ESC. O modelo foi escolhido por fazer parte da família do XOAR Propulsion System, sendo da mesma fabricante do motor e já projetado para atuar em conjunto com ele. Possui resposta rápida, alta eficiência, baixo ruído, temperatura e interferência.

### Especificações técnicas

- Suporta baterias LiPo 5-14S
- Corrente de 80A (podendo atingir máximos de 120A)
- Voltagem do PWM 3.3-5V
- Frequência de PWM compatível 50 ~ 500Hz
- Proteção de corrente incluída
- Proteção contra travamento incluída
- Grau de proteção IP67

A conexão da ESC é bastante simples, tendo 3 cabos. O do meio é ligado na porta do servo motor (PWM) da placa controladora, e os 2 das extremidades são os cabos de alimentação provenientes do módulo SmartAP PDB. Como são quatro ESCs é necessário utilizar o terceiro pino (S) das entradas M1-M4 da controladora CUAV V5+. Do outro

lado da ESC é conectado os 3 fios nos motores, onde o fio central (PWM) permanece no centro para ambos os motores, e, entretanto, os fios de alimentação dependem da orientação de rotação do motor, e caso seja anti horário os fios de alimentação devem ser invertidos. A figura 33 (Fonte: [Manual da placa CUAV V5+](#)) abaixo destaca em amarelo os pinos para encaixe dos ESCs.

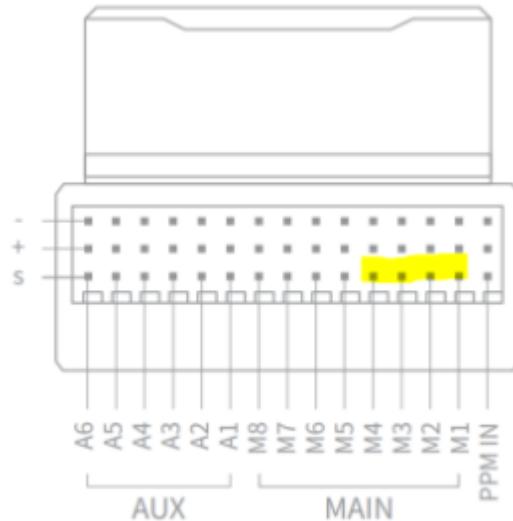


Figura 33 – Saídas PWM para controlar a velocidade dos motores

## 4.8 Protocolos de comunicação interna

### 4.8.1 PWM

A modulação por largura de pulso conhecida como PWM (Pulse Width Modulation) é uma forma de comunicação utilizada em algumas áreas da eletrônica como em telecomunicações, regulação de tensão, transferência de potência e acionamento de motores. Neste último caso, um sinal de tensão baixo e outro alto formam um sinal alternando com frequência e largura de pulso que determinam a variação de velocidade do motor através do controle de tensão de saída. Essa comunicação vai ser utilizada entre os ESCs e os motores para controlar suas velocidades.

### 4.8.2 I2C

O protocolo I2C é implementado através da lógica mestre/escravo. De acordo com ([BASICS, 2016](#)), sua comunicação é estruturada através dos fios SDA (Serial Data) responsável pelo envio de dados, e SCL (Serial Clock) encarregado do sincronismo do sistema. Todos os elementos (mestre e escravos) estão conectados em cada um deles. O mestre é a unidade que coordena todos os periféricos e é capaz de ler ou escrever nos registradores do escravo. A controladora de voo CUAV V5+ possui 4 I2C ports.

#### 4.8.3 UART

O protocolo UART (Universal Asynchronous Receiver/Transmitter ou transmissor/ receptor assíncrono universal) realiza uma conversão paralela/serial e envia esta informação um bit por vez. De acordo com ([PENA; LEGASPI, 2020](#)), é um dos protocolos mais utilizados na comunicação entre dispositivos, e geralmente é implementado em quatro blocos: transmissão, recepção, taxa de transmissão (baudrate) e lógica de interface. Este protocolo utiliza dois canais para comunicação, os blocos de transmissão (TX) e recepção (RX) são responsáveis pela troca de dados entre os equipamentos. A comunicação do protocolo é assíncrona uma vez que não exige o sincronismo dos relógios entre o receptor e o transmissor e cada caractere possui seu próprio sincronismo. Porém, é necessário que os canais RX e TX estejam numa mesma taxa de transmissão, ressaltando ainda que a controladora de voo CUAV V5+ possui 5 UARTs.

#### 4.8.4 CAN Bus

O CAN ( Controller Area Network) é um protocolo de comunicação serial síncrono. Ele utiliza o conceito multimestre, cujo princípio é a alternância do módulo entre ser mestre e escravo de outro módulo que era escravo e se tornou mestre, repetindo o processo sucessivamente. De acordo com o autor ([KVASER, 2020](#)), ele aplica ainda o conceito de multicast, o que significa que todos os módulos enviam e recebem mensagens. No protocolo CAN Bus existe uma proporcionalidade entre a taxa de transmissão e o comprimento do barramento. A controladora de voo CUAV V5+ possui 2 Can Buses.

#### 4.8.5 UAVCAN

UAVCAN (Uncomplicated Application-level Vehicular Computing and Networking) equilibra abstrações com determinismo para dar suporte a sistemas de veículos complexos definidos por software. De acordo com ([KVASER, 2020](#)), esse protocolo utiliza um DSDL (Data Structure Description Language) para especificação de design e possui um sistema de nós descentralizado que simplifica a análise do modo de falha, onde os nós compartilham o bus, não possuem sequência de inicialização e podem entrar e sair a qualquer momento. Essa característica permite que os periféricos possam ser conectados e desconectados de um bus sem ter que desligar ou reiniciar o processo de software.

#### 4.8.6 SBUS

SBUS é um protocolo de comunicação digital usado em receptores R/C. Diferentemente do PWM , o SBUS usa uma arquitetura de barramento onde uma única linha serial pode ser conectada com até 16 servos, cada uma recebendo comandos exclusivos,

Outra vantagem é a sua velocidade de execução, que possui um atraso na faixa 10ms - 20ms, enquanto outros protocolos como o PWM possuem faixa de atraso de 60ms - 80ms.

## 4.8.7 MAVLINK

MAVLINK é um protocolo de mensagem leve usado para comunicação com drones e VANTs e entre seus componentes. Segue um padrão de design híbrido de publicação-assinatura e ponto a ponto, onde os fluxos de dados são enviados/publicados como tópicos, enquanto subprotocolos de configuração são ponto a ponto com retransmissão.

## 4.9 Diagramas lógicos de funcionamento

O diagrama lógico apresentado na figura 34 (Fonte: Autores) apresenta a operação conjunta dos componentes elétricos durante a operação do VANT. Uma imagem do diagrama com maior resolução pode ser vista [Clicando aqui!](#)

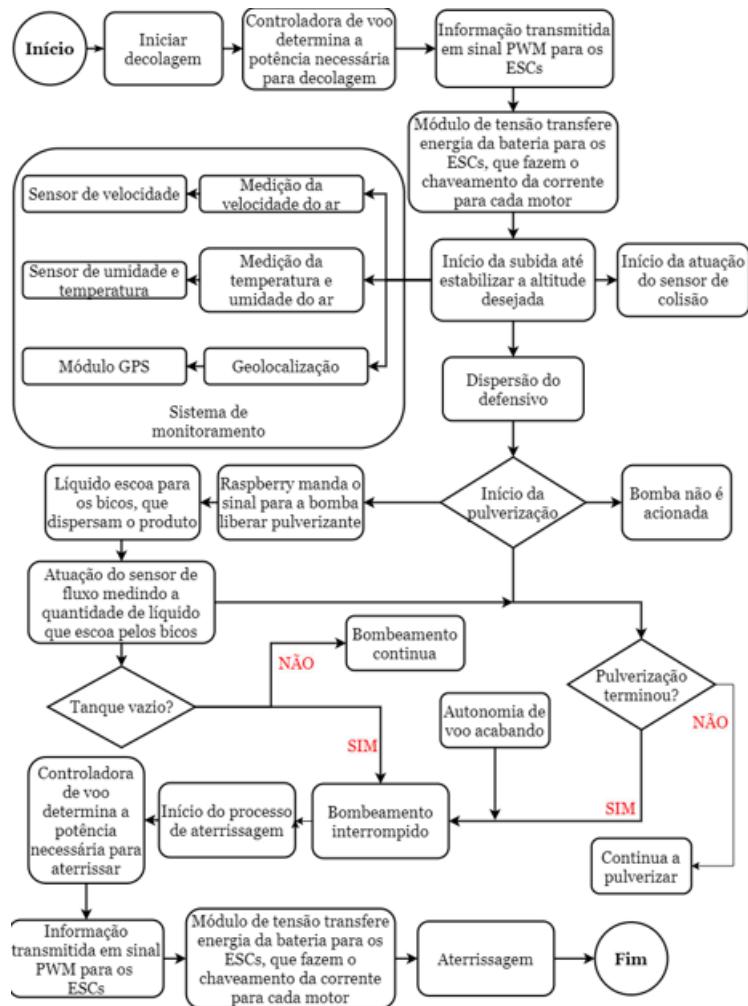


Figura 34 – Diagrama lógico de funcionamento do Pulver VANT desenvolvido na plataforma Drawio

# 5 Solução do núcleo de estruturas

O núcleo de estruturas tem como principal objetivo projetar uma estrutura que seja capaz de comportar todos os componentes elétricos e mecânicos necessários para funcionamento do VANT, respeitando os limites de peso estabelecidos e ao mesmo tempo que seja capaz de suportar todas as tensões que surgirem em decorrência das condições de operação do veículo. Para isso, a concepção da solução engloba a escolha dos materiais, o dimensionamento dos componentes mecânicos, acoplamento dos componentes elétricos de acordo com suas restrições de encaixe e operação e modelagem CAD dos sistemas. Além disso, cálculos e simulações computacionais serão conduzidos nos componentes mecânicos, com o intuito de validar os procedimentos analíticos e assegurar a resistência e estabilidade dos componentes e da estrutura como um todo. O diagrama dos processos a serem executados nesta etapa do projeto pode ser observado abaixo na figura 35.

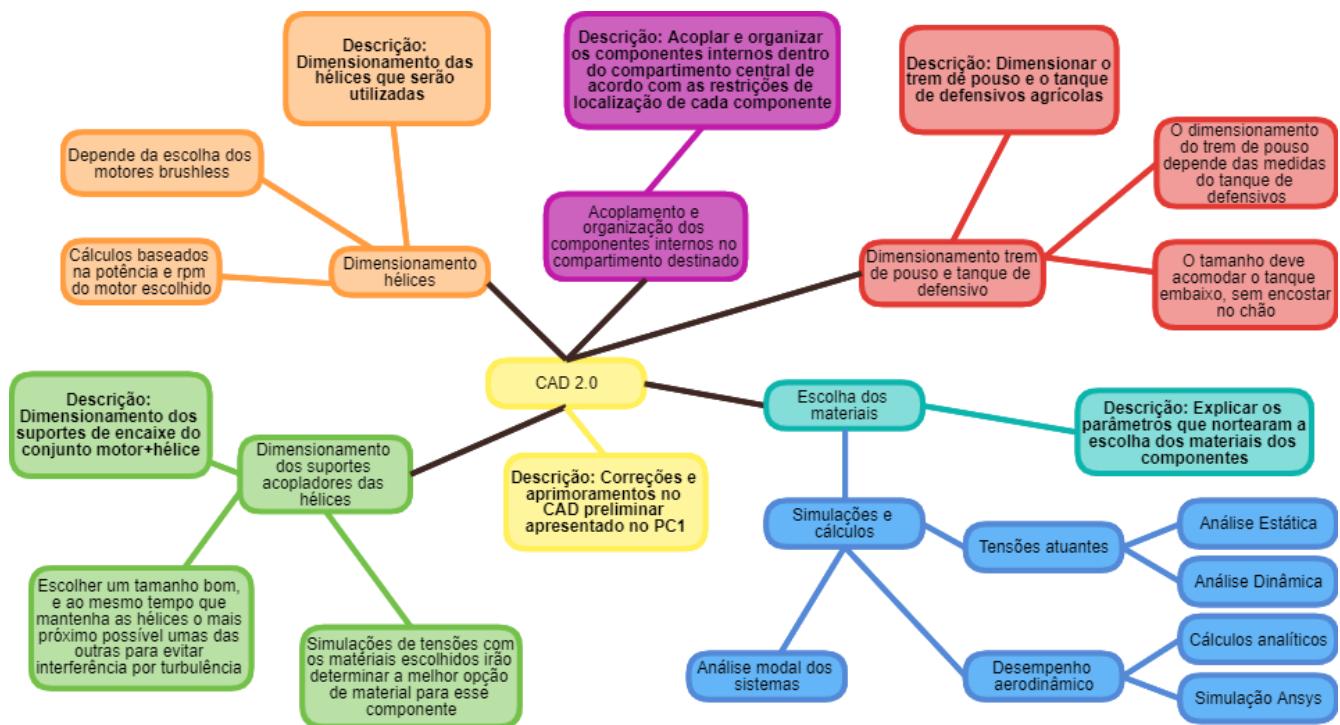


Figura 35 – Diagrama dos processos a serem executados pelo núcleo de estruturas elaborado na plataforma Drawio. Fonte: Autores

## 5.1 Escolha dos materiais

A escolha dos materiais para os componentes mecânicos da estrutura é de fundamental importância, visto que o peso estrutural é uma das restrições de projeto para o núcleo de estruturas, e irá influenciar diretamente na análise de tensões que atuarão no

veículo durante sua operação. Vale aqui ressaltar que a estrutura como um todo possui um critério de restrição de peso máximo de 23,6 kg, já contabilizando todos os componentes elétricos e a carga útil de 10 kg de defensivos. Antes de se iniciar o processo de escolha dos materiais em si, é necessário primeiramente listar os principais componentes que serão dimensionados neste projeto, com o intuito de orientar o leitor a respeito do caminho trilhado para chegar às conclusões obtidas. Portanto, a lista de componentes mecânicos a ser dimensionada é mostrada abaixo na tabela 12 (Fonte: Autores).

Tabela 12 – Componentes mecânicos mais utilizados em VANTs.

ID	Componente	Funcionalidade
01	Trem de pouso	Sistema de pouso do veículo
02	Suporte acoplador das hélices	Encaixe e manobrabilidade das hélices
03	Hélices	Sistema de decolagem e pouso
04	Tanque de defensivo	armazenamento do defensivo agrícola
05	Compartimento de componentes elétricos	Armazenamento

A escolha dos materiais para cada componente leva em conta uma matriz de decisão baseada em 4 fatores principais, sendo eles o peso, custo de implementação, tensão suportada pelo material e facilidade de manutenção para o cliente. Através destes fatores, foram realizadas ponderações a respeito dos requisitos do veículo e uma pesquisa a respeito dos materiais existentes que possam suprir tais demandas. Antes de apresentar os materiais escolhidos para o projeto, é necessário primeiramente levantar as ponderações realizadas que levaram a escolha dos materiais.

### 5.1.1 Ponderações sobre a necessidade de cada componente

- **Trem de pouso:** é uma das estruturas mais solicitadas do veículo. Por estar relacionada ao sistema de pouso e decolagem, sofre ações de cargas dinâmicas de impacto, e seu mal funcionamento pode causar falha catastrófica no pouso do VANT. Sendo assim, ela deve suportar os impactos mecânicos decorrentes do pouso do veículo, que podem ser bastante intensos por conta da inexperiência do operador do veículo. Essas tensões devem ser absorvidas e distribuídas ao longo de todo o VANT. A estrutura deve ainda ser leve, dado a restrição de peso máxima estabelecida para o projeto e visto ela que ocupa boa parte externa do veículo.

- **Suporte acoplador das hélices:** o suporte acoplador de hélices é onde o conjunto hélice e motor brushless será acoplado. É a estrutura mais solicitada durante todo o processo de operação do VANT, visto que está ligada diretamente com o voo do veículo e ainda sofre a ação das vibrações ocasionadas pelas hélices. Por conta disso, deve pos-

uir alta resistência contra vibrações e demais cargas dinâmicas, além de necessitar ser extremamente leve, visto que é a maior parte da estrutura externa do veículo.

- **Hélices:** as hélices atuarão e conjunto com os suportes acopladores, sendo responsáveis por suportar altas rotações dos motores brushless e transmitir toda a potência para a estrutura, ocasionando assim a decolagem. Estarão durante toda a operação do veículo em constante movimento, e portanto sofrerão ações de vibrações e cargas dinâmicas, além dos carregamentos provenientes do escoamento do ar. Sendo assim, além do alto grau de resistência que esse componente deve possuir, também deve ser extremamente leve, visto que em aeronaves V-STOL, o diâmetro destes componentes é comumente de dimensões bem grandes para compensar a dificuldade de se conseguir uma baixa razão peso/potência.
- **Tanque de defensivos:** o tanque irá comportar todo o volume de defensivos, além de ser acoplado uma bomba em sua saída para facilitar o fluxo do pulverizante. Deve ser uma estrutura inodora e que não reaja com o líquido colocado em seu interior, além de possuir uma boa vida útil.
- **Compartimento de componentes elétricos:** Este componente representa a parte externa do veículo e irá armazenar todos os componentes e sistemas internos necessários para seu funcionamento. Por conta disso, deve possuir boa resistência contra a umidade do ar, ser um bom isolante térmico para não transmitir corrente elétrica para os componentes internos, e analogamente aos demais componentes, também ser leve e resistente.

### 5.1.2 Atribuição dos materiais

Feito todas ponderações a respeito dos componentes mecânicos, é necessário levar em consideração as necessidades de cada componente e também os critérios da matriz de decisão citados anteriormente, sendo eles o peso, custo, tensão suportada e facilidade de manutenção. Dentre estes critérios, peso e tensão suportada são os requisitos que garantem a funcionalidade do projeto, e portanto são os mais fundamentais. Tendo isso em mente, adotou-se como material o compósito Epóxi reforçado com Fibra de Carbono para todos os componentes externos, com exceção do tanque de defensivos que será confeccionado de polipropileno. Por se tratar de um material compósito, o Epóxi reforçado apresenta resistência contra oxidação, alta resistência a cargas de impacto e peso extremamente baixo em comparação com os materiais mais tradicionais do mercado ([CALLISTER, 2002](#)). Seu custo também é mais alto, porém é justificado pelo alto grau de desempenho das estruturas confeccionadas com esse material. As análises computacionais serão desenvolvidas nas próximas seções para dar credibilidade às escolhas destes materiais. As propriedades dos materiais escolhidos podem ser observadas abaixo na tabela 13 ([PLASTECNO, 2020](#)), ([DATA, 2020](#))

Tabela 13 – Propriedades mecânicas e térmicas dos materiais escolhidos para o projeto

Propriedades	Epoxy/Carbon fiber	Polipropileno
Densidade ( $g/cm^3$ )	1,6	0,890
Densidade ( $g/cm^3$ )	1,6	0,890
Tensão de resistência a tração (MPa)	1010	27
Tensão de resistência a compressão (MPa)	686	40
Coef. Poisson	0,2	—
Módulo de elasticidade (GPa)	100	0,9
Resistividade elétrica (Ohm-m)	$1 \times 10^{10}$	—
Condutividade térmica (W/m K)	78,8	0,25
Preço médio ( $$/kg$ )	80 a 150	120

## 5.2 Dimensionamento dos componentes mecânicos

Esta seção destina-se a apresentação dos cálculos que levam ao dimensionamento dos componentes mecânicos listados na tabela 12.

### 5.2.1 Dimensionamento das hélices

O dimensionamento das hélices está diretamente condicionado com o dimensionamento dos motores brushless apresentado na solução do núcleo de elétrica. Hélices muito pequenas para motores muito potentes podem ocasionar falhas catastróficas durante a operação do veículo, e, da mesma forma, hélices muito grandes para motores com baixa potência podem ocasionar falhas bastante graves e até mesmo a não decolagem do veículo. Para evitar discordância entre os motores e as hélices, optou-se por utilizar um modelo de hélice sugerido pelo próprio fabricante dos motores brushless. Antes de apresentar o modelo, é necessário primeiramente discorrer sobre os fatores que levaram a escolha do modelo.

De acordo com (JAVIR et al., 2015) e (SILVA, 2018a), com exceção de impactos violentos ou manobras muito aerodinâmicas, o esforço máximo exigido dos motores ocorre durante a decolagem vertical do veículo. Para uma decolagem minimamente dentro dos limites de segurança, a força de sustentação da aeronave deve ser equivalente a no mínimo duas vezes o peso do veículo. Sendo assim, para uma estrutura com massa total de 23,6 kg será necessário uma força de sustentação de 463,032 N durante a decolagem, ou seja, um empuxo de 11,8kg para cada par de hélice+motor. Diante desse requisito, foi analisado o desempenho de sustentação do conjunto hélice+motor para vários modelos de hélices sugeridos pelo fabricante do motor, onde tais modelos podem ser encontrados em <https://www.xoarintl.com/multicopter-propellers/precision-pair/PJP-T-L-Precision-Pair-Multicopter-Carbon-Fiber-Propeller-Low-Kv-Motor/des>. Para tal requisito de empuxo, foi configurada uma rotina computacional em linguagem matlab capaz de interpolar as informações dos modelos de hélices disponíveis e escolher o modelo mais adequado, adotando simultaneamente ao critério de empuxo, o critério de menor consumo de corrente. Tal rotina computacional é mostrada nos anexos deste trabalho. O resultado da rotina computacional apontou para o modelo de hélice com diâmetro de 30"(0,782 m), onde para esse modelo, os dados técnicos de desempenho do conjunto hélice+motor fornecidos pelo fabricante podem ser observadas abaixo na figura 36 (PJP-T-L, 2021). É importante ressaltar que serão utilizados 4 pares do modelo de hélice escolhido.

RPM	Net Thrust (g)	Thrust (g)	Torque (N.M)	Motor Voltage (V)	Motor Current (A)	Input(W)	Output (W)	Efficiency	Input (g/W)	Output (g/W)
1514	-19.02	1940.80	0.72	50	3	150	114.1	0.76	12.94	17
1733	-25.17	2568.40	0.85	50	4.3	215	154.2	0.72	11.95	16.65
1920	-30.82	3144.90	1.07	50	5.6	280	215.1	0.77	11.23	14.62
2133	-38	3877.60	1.31	50	7.5	375	292.6	0.78	10.34	13.25
2323	-45.39	4631.60	1.59	50	9.5	475	386.8	0.81	9.75	11.98
2518	-53.52	5461.20	1.85	50	11.8	590	487.8	0.83	9.26	11.2
2746	-63.65	6494.90	2.24	50	15.1	755	644.1	0.85	8.6	10.08
2907	-71.94	7340.80	2.53	50	17.9	895	770.1	0.86	8.2	9.53
3130	-83.06	8475.50	2.86	50	22.3	1115	937.4	0.84	7.6	9.04
3215	-88.15	8994.90	3	50	24.1	1205	1009.9	0.84	7.46	8.91
3302	-92.95	9484.70	3.19	50	26.2	1310	1103	0.84	7.24	8.6
3431	-100.34	10238.80	3.45	50	29.3	1465	1239.5	0.85	6.99	8.26
3515	-107	10918.40	3.65	50	31.9	1595	1343.4	0.84	6.85	8.13
3615	-113.51	11582.70	3.82	50	34.7	1735	1446	0.83	6.68	8.01
3720	-120.85	12331.60	4.06	50	38.1	1905	1581.5	0.83	6.47	7.8

Figura 36 – Dados técnicos de desempenho do conjunto hélice e motor fornecidos pelo fabricante do motor.

Portanto, como escolha de hélice, adotou-se o modelo Xoar PJP-T-L 30x10, com 30 polegadas de diâmetro (0,782 m) e 10 polegadas (0,254 m) de passo.

## 5.2.2 Dimensionamento dos suportes acopladores do conjunto hélice e motor brushless

O dimensionamento dos suportes acopladores do conjunto hélice e motor brushless foi efetuado tendo como base a realização de análises dinâmicas neste componente estrutural, visto que as estruturas aeronáuticas como os VANTs sofrem constantemente ação de cargas dinâmicas durante sua operação. Efetuar análises dinâmicas complexas e o mais fidedigno possível com modelos reais consome enorme custo computacional, dado o poder de processamento requisitado para a resolução destes problemas. Além disso, também é requisitado um forte embasamento teórico bem superior ao abordado na disciplina, fugindo portanto do escopo de projeto integrador 2. Sendo assim, tais análises dinâmicas foram conduzidas com o auxílio do pacote computacional Ansys para dimensionamento deste componente, adotando-se o critério de falha de Mohr-Coulomb para garantir a estabilidade e segurança da estrutura. Antes disso, é calculado o comprimento de cada suporte acoplador através de relações trigonométricas simples.

### 5.2.2.1 Comprimento dos suportes acopladores

Uma vez definido o diâmetro das hélices, pode-se determinar o comprimento dos suportes acopladores através de relações trigonométricas. Os quatro braços serão acoplados em formato cruzado, onde os quatro ângulos formados são de  $45^\circ$ . A distância mínima entre as extremidades das pás foi adotada como sendo 5 cm. visando diminuir ao máximo o tamanho dos suportes acopladores. O desenho esquemático utilizado nos cálculos pode ser visto abaixo na figura 37 (Fonte: Autores).

Na figura, as linhas tracejadas indicam os eixos de simetria da estrutura, enquanto que o valor L é o comprimento dos suportes acopladores a ser estimado. O cálculo de L pode ser observado abaixo na equação (5.1)

$$\frac{0,406m}{L} = \sin 45^\circ \rightarrow L = \frac{0,406m}{\sin 45^\circ} \approx 0,5742m \quad (5.1)$$

Portanto, o comprimento de cada suporte acoplador de hélice e motor terá um comprimento de 0,5742 m, e, uma vez que a estrutura apresenta design simétrico, tem-se que os comprimentos AB, BD, CD e AC serão todos iguais e com o valor 0,812 m.

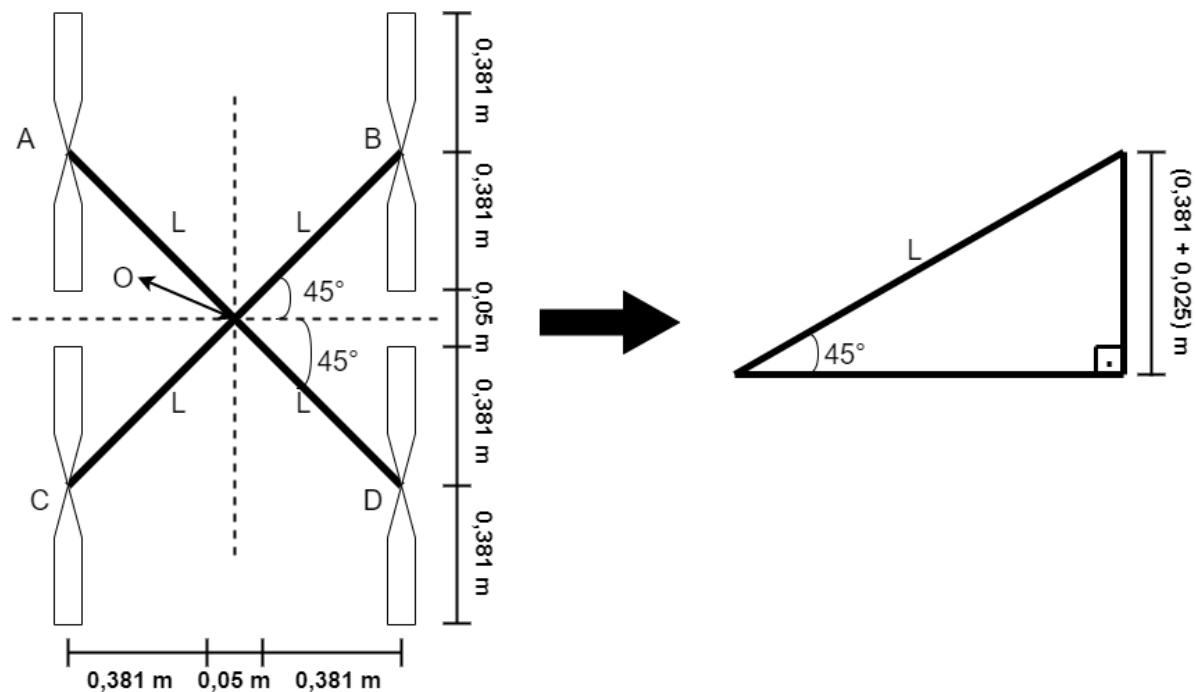


Figura 37 – Esquemático utilizado para cálculo do comprimento dos suportes acopladores

### 5.2.2.2 Análise dinâmica no Ansys: cálculo de tensões atuantes

Na análise dinâmica de estruturas, as tensões variam não somente de acordo com o material e seção transversal escolhida, mas também variam de acordo com as condições de contorno e cargas atuantes na estrutura. Portanto, antes de se conduzir as análises computacionais, é necessário estabelecer todos os parâmetros que guiarão os resultados a serem computados. Dado o comprimento do suporte como  $L = 0,5742$  m, foram adotados 4 perfis de seção transversal para a análise de tensões atuantes. Como critério de escolha para o melhor perfil de seção, adotou-se os critérios de tensão e deformação suportada. A tabela 14 (Fonte: Autores) ilustra as seções transversais consideradas e que serão avaliadas no projeto, enquanto que a figura 38 (Fonte: Autores) ilustra o Diagrama de Corpo Livre desse componente estrutural, onde é importante ressaltar esse diagrama foi tomado com base na condição de carregamento mais crítica, sendo esta a decolagem do veículo conforme discutido na subseção 5.2.1.

Tabela 14 – Seções transversais consideradas para o suporte acoplador

Seção transversal	Diâmetro externo (m)	Diâmetro interno (m)
S1	0,050	0,045
S2	0,040	0,035
S3	0,035	0,030
S4	0,030	0,025

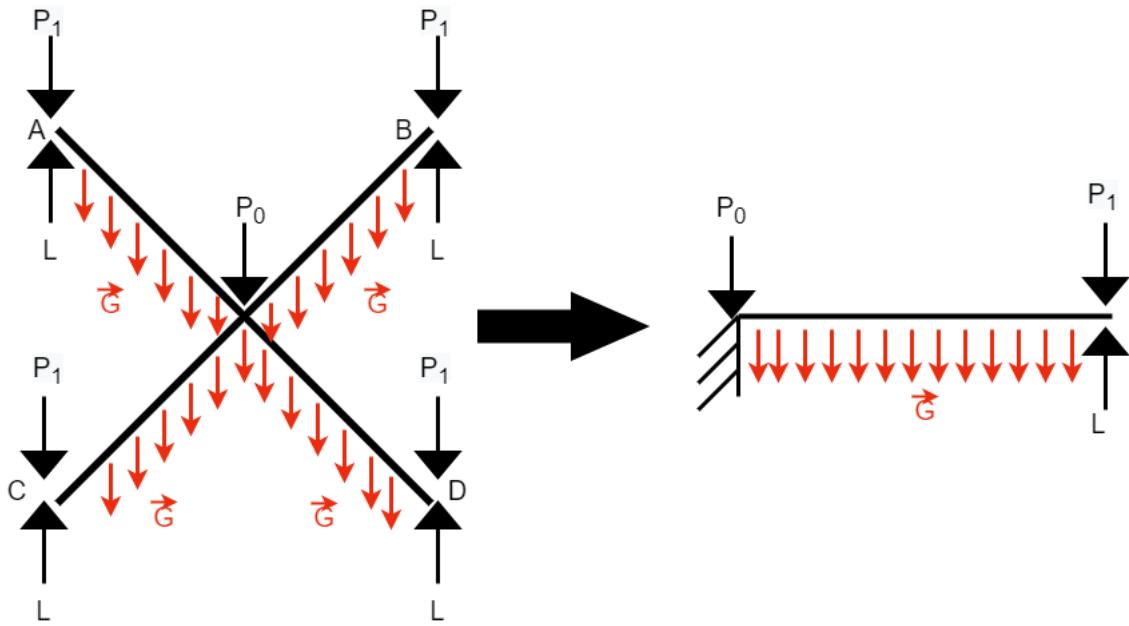


Figura 38 – Diagrama de Corpo Livre para os suportes acopladores considerando a condição de decolagem do VANT

Algumas considerações devem ser efetuadas em relação aos parâmetros mostrados na figura 38. A carga  $P_1$  refere-se ao peso do conjunto motor e hélice, onde esse peso atua diretamente nos pontos A, B, C e D conforme mostrado na figura. Por sua vez,  $\vec{G}$  refere-se ao campo gravitacional responsável por fazer com que o peso dos suportes acopladores seja distribuído ao longo do seu comprimento. L é a contribuição de cada motor referente a força de sustentação necessária para decolagem do VANT e, por fim, tem-se que  $P_0$  representa o peso total do VANT subtraído dos pesos já considerados, ou seja,  $P_0 = PesoTotal - 4P1 - 4PesoSA$ , onde PesoSA é o peso dos suportes acopladores.

Através do DCL mostrado na figura 38, foi possível realizar simulações transientes no ambiente Ls-Dyna do Ansys para verificação das tensões atuantes nos suportes acopladores, levando em consideração todas seções transversais da tabela 14. Visto que o material escolhido para modelagem deste componente apresenta um comportamento de material frágil, adotou-se como critério de segurança e estabilidade estrutural o critério de Mohr-Coulomb. Neste critério de falha, as tensões máxima ( $\sigma_{max}$ ) e mínima ( $\sigma_{min}$ ) são levadas em consideração para análise da resistência estrutural. O critério utiliza um fator de segurança FS para determinar se ocorrerá ou não falha a na estrutura para o diagrama de carregamento em questão. O equacionamento de FS e o critério para segurança da estrutura pode ser observado abaixo na equação 5.2, onde  $S_{tensilelimit}$  é o limite de resistência a tração do material e  $S_{compressivelimit}$  é o limite de resistência a compressão, ambos mostrados na tabela 13.

$$FS = \frac{\sigma_{max}}{S_{tensilelimit}} + \frac{\sigma_{min}}{S_{compressivelimit}} \leq 1 \quad (5.2)$$

Para os dados apresentados na figura 38, tem-se que  $P_0 = 191,73N$ ,  $L - P_1 = F = (11,8kg - 0,671kg) \times 9,81m/s^2 = 109,18N$ . As simulações foram então realizadas utilizando estes valores como cargas dinâmicas aplicadas. Para as simulações, adotou-se um tempo de atuação de carga de 0,1 s, considerando que na decolagem, a carga que atua nos suportes acopladores da hélice e motor agem nestes componentes em um curto intervalo de tempo, se assemelhando a uma carga de impacto. Na figura 39 (Fonte: Autores), é possível observar a malha utilizada nas simulações de elementos finitos, enquanto que as figuras 40, 41, 42 e 43 (Fonte: Autores) mostram os resultados de tensões e deslocamentos para os suportes acopladores considerando as seções S1, S2, S3 e S4 da tabela 14, onde as imagens podem ser vistas com melhor resolução [Clicando aqui](#).

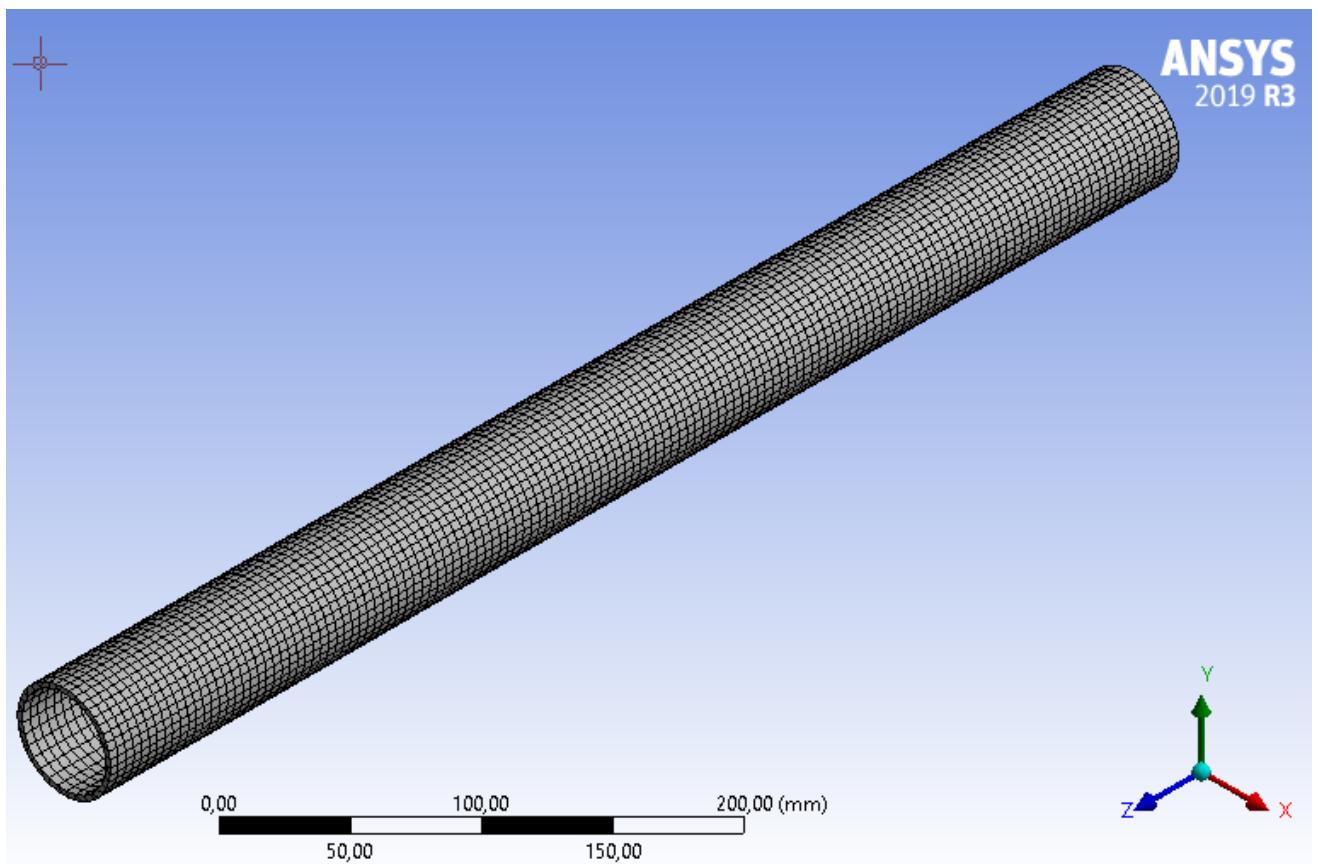


Figura 39 – Malha utilizada nas simulações computacionais realizadas no Ansys

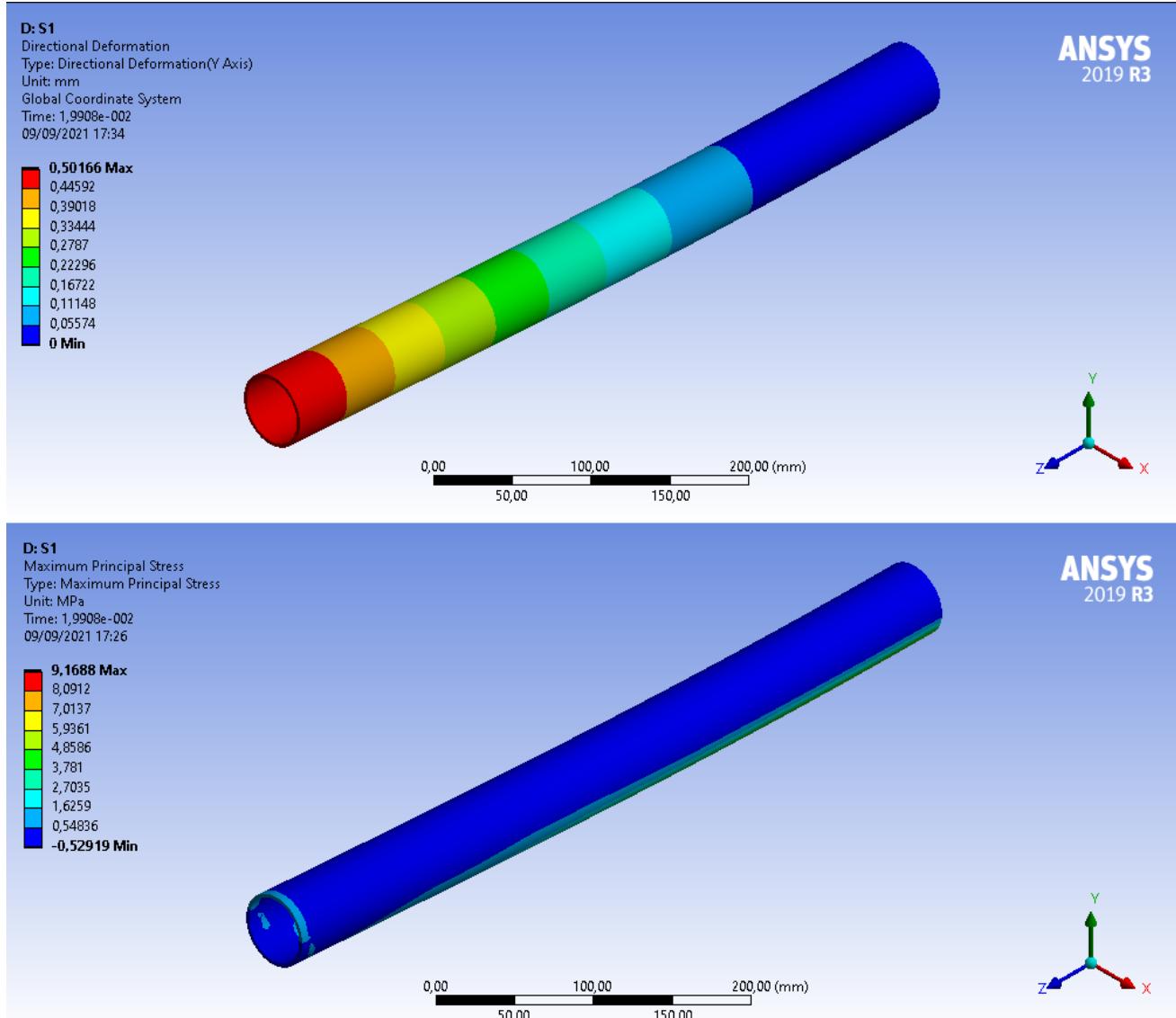


Figura 40 – Resultados de deslocamento e tensão para a seção S1

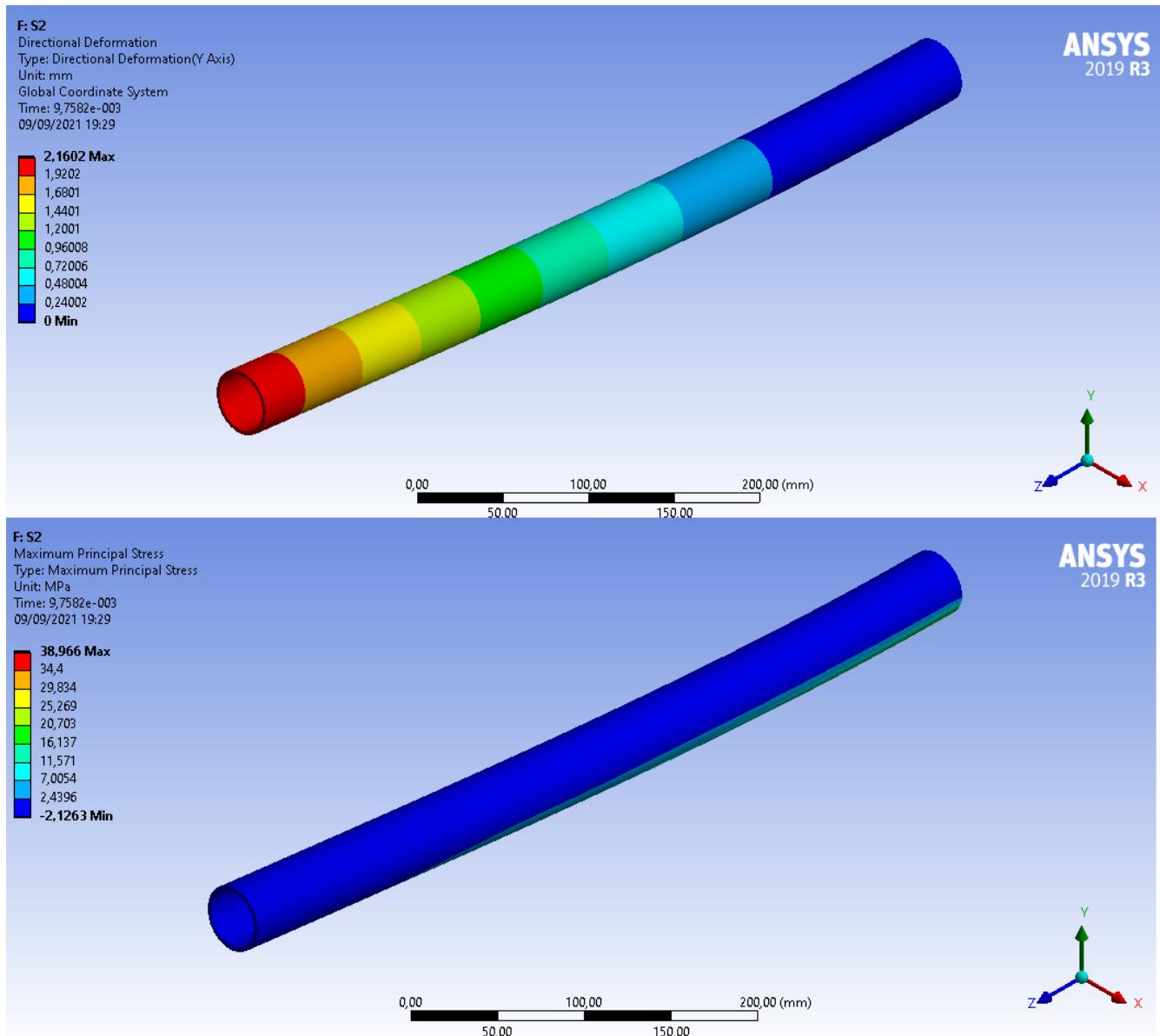


Figura 41 – Resultados de deslocamento e tensão para a seção S2

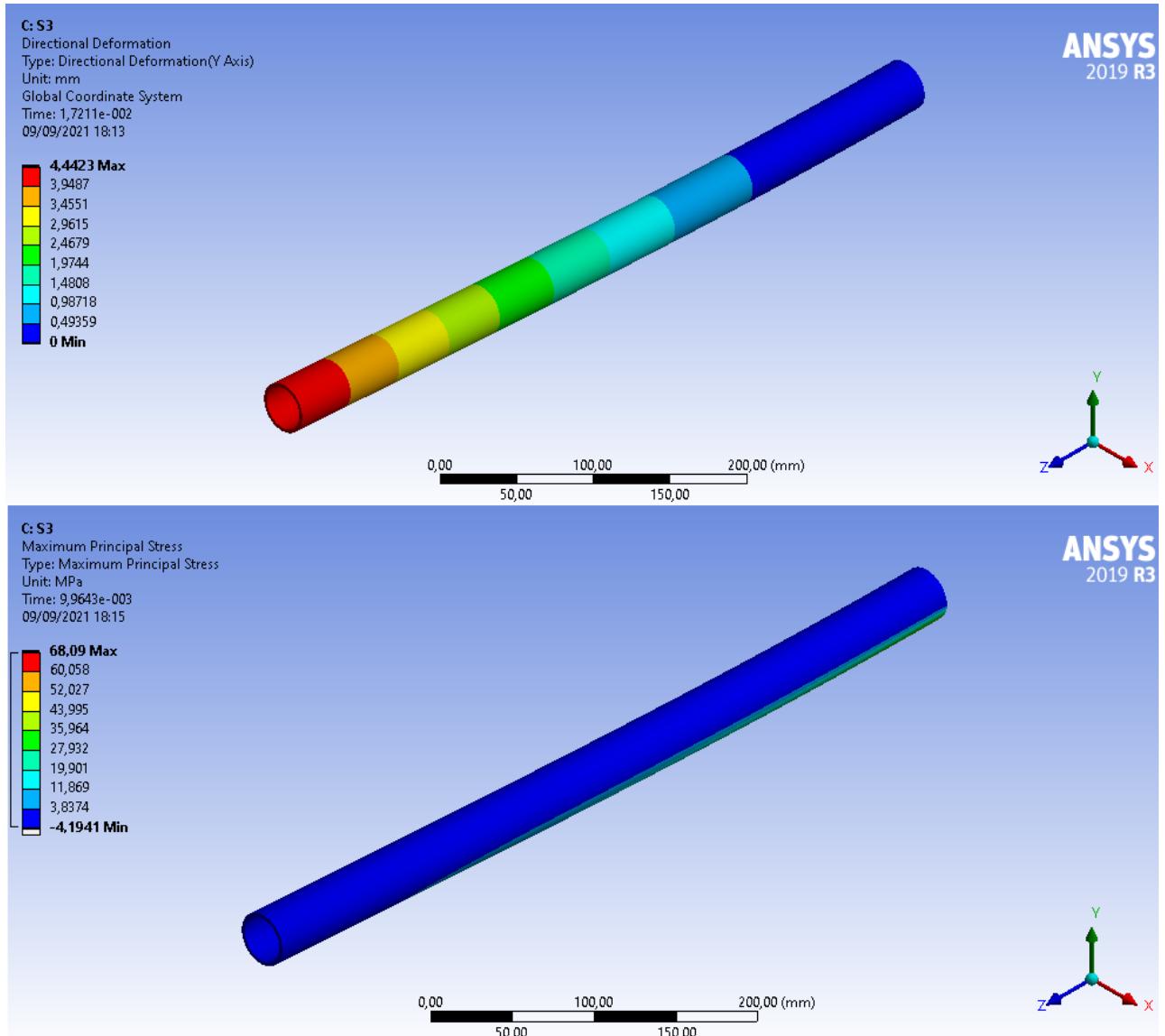


Figura 42 – Resultados de deslocamento e tensão para a seção S3

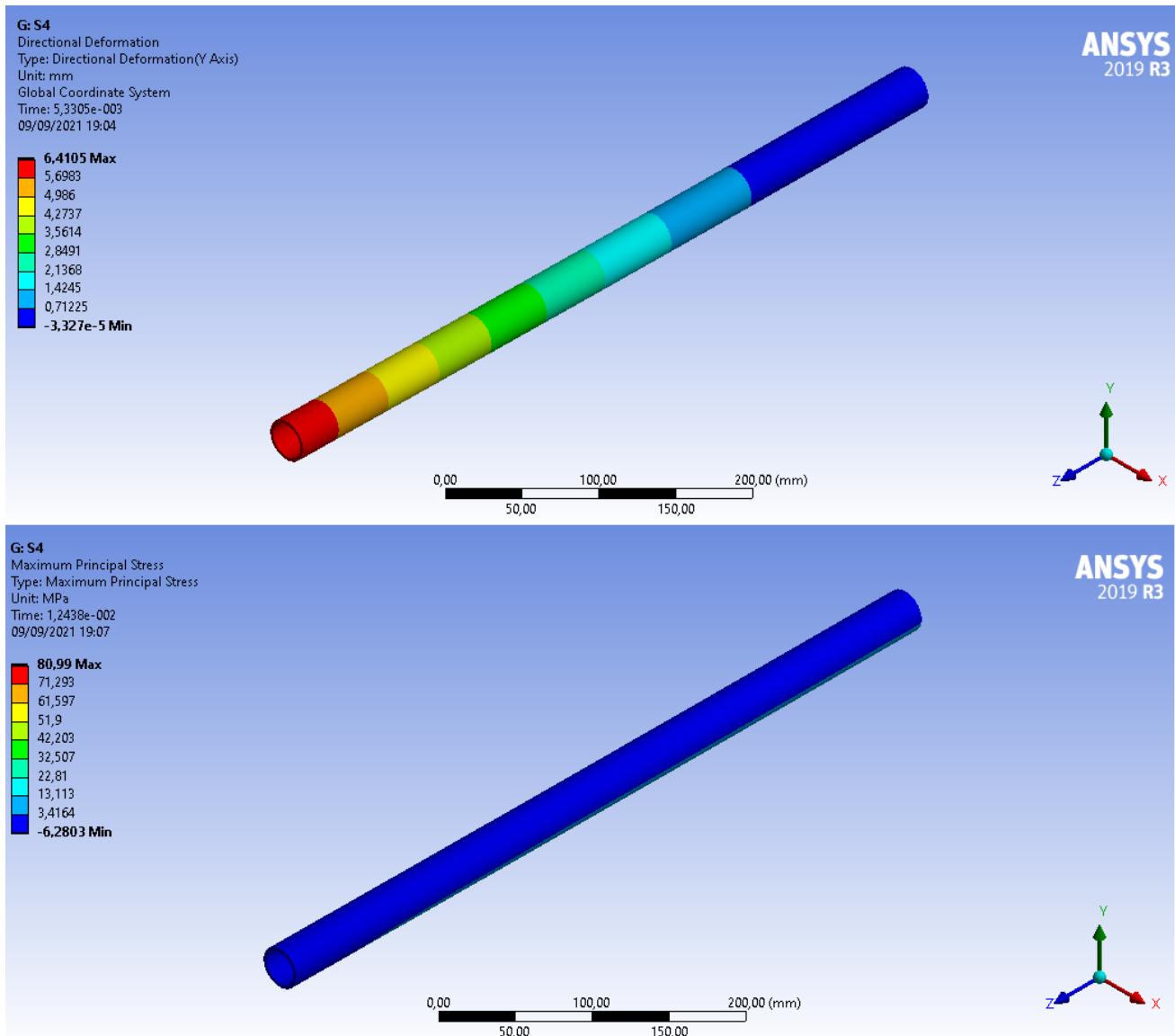


Figura 43 – Resultados de deslocamento e tensão para a seção S4

Observa-se que a diminuição das medida da seção transversal faz com que as tensões atuantes no suporte acoplador aumentem, onde o mesmo ocorre com os valores de deslocamento. Os resultados das simulações podem ser contemplados na tabela 15 (Fonte: Autores), onde também se encontram os valores dos fatores de segurança de acordo com o critério de Mohr-Coulomb.

Tabela 15 – Resultados das simulações computacionais realizadas no Ansys

Seção	Deslocamento transversal (m)	Tensão máxima (MPa)	Tensão mínima (MPa)	FS
S1	5,0166E-4	9,1688	-0,5292	0,008306606
S2	2,1602E-3	38,9660	-2,1262	0,354807810

Seção	Deslocamento transversal (m)	Tensão máxima (MPa)	Tensão mínima (MPa)	FS
S3	4,4423E-3	68,0900	-4,1941	0,061301993
S4	6,4105E-3	80,9900	-6,2803	0,071033163

Pela análise da tabela 15 observou-se que a seção transversal S1 foi a que resultou nos menores valores de deslocamento e tensões atuantes no suporte acoplador. Sendo assim, optou-se por projetar a estrutura com esta seção transversal. O cálculo da massa desse componente é feito pelo produto da sua densidade pelo seu volume, onde a densidade pode ser encontrada na tabela 13. Abaixo, a equação 5.3 apresenta o cálculo da massa para um único suporte acoplador.

$$m = (A \times L) \times \rho = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) \times L \times \rho \quad (5.3)$$

$$= \frac{\pi}{4} (0,05^2 - 0,045^2) \times 0,5742m \times 1600kg/m^3 \approx 0,343kg$$

### 5.2.2.3 Análise estática do suporte acoplador do conjunto hélice e motor

Durante a operação de pulverização do VANT, o veículo estará sujeito a condição de "hover", onde a estrutura irá pairar no ar. Nessa condição, forças estáticas atuam na estrutura conforme o DCL mostrado na figura 38, onde os suportes estão sujeitos a um estado de flexão simétrica devido a força de sustentação (ANDERSON, 2015). Diante disso, a análise estática dos suportes acopladores é de extrema importância, visando prevenir que os suportes acopladores sofram deformação e falhem em pleno voo. Portanto, nesta seção, será feita a análise estática para determinação de tensões que atuam nos suportes acopladores.

Para simplificar a análise, apenas um único suporte acoplador será analisado, aproximando tal estrutura como sendo uma viga engastada com extremidade livre. A análise estática será conduzida considerando que o VANT realize a decolagem e logo em seguida já realize o hover, estando portanto com seu peso máximo, onde atuam os maiores valores de tensões. A seção transversal da viga será a S1 da tabela 14, e os valores das cargas mostradas na figura 38 serão  $P_0 = 191,73N$  e  $L - P_1 = 109,18N$ .

Para a análise de tensões normais, o suporte acoplador é cortado em uma seção arbitrária, e a partir das equações de equilíbrio mostradas em 5.4, é traçado o gráfico de momento fletor, conforme a figura 44 (Fonte: Autores).

$$\sum F_x = 0 \quad (5.4)$$

$$\sum F_y = 0$$

$$\sum M_z = 0$$

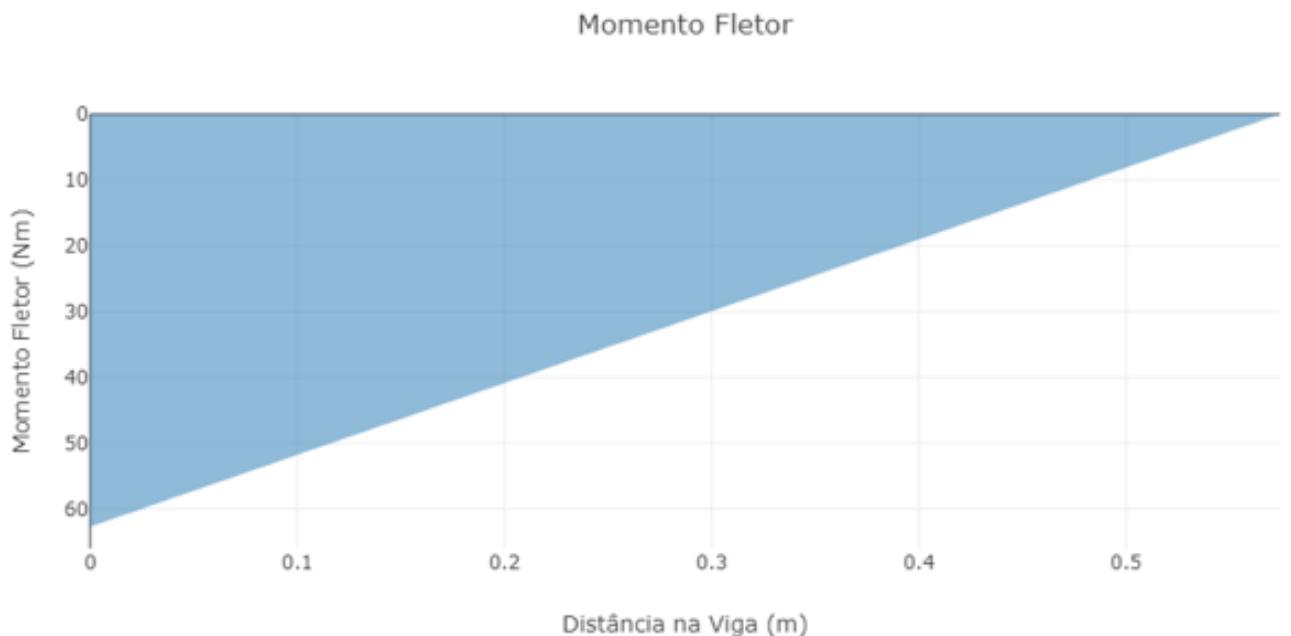


Figura 44 – Diagrama de momento fletor para o suporte acoplador em hover

Conhecendo o máximo momento que atua no suporte acoplador, pode-se calcular a tensão de flexão ocasionada neste componente através da equação 5.5 abaixo, onde  $y = 0,025$  m (raio externo da seção S1),  $M = 62,6886\text{Nm}$  e  $I = \frac{\pi(0,05^4 - 0,045^4)}{64}$ .

$$\sigma = \frac{My}{I} = \frac{64My}{\pi(0,05^4 - 0,045^4)} = 14,854\text{MPa} \quad (5.5)$$

Para confirmar os resultados analíticos, uma análise estática foi realizada no pacote Ansys, obtendo 16,462 MPa como valor de tensão normal. Os resultados desta análise podem ser observados abaixo na figura 45.

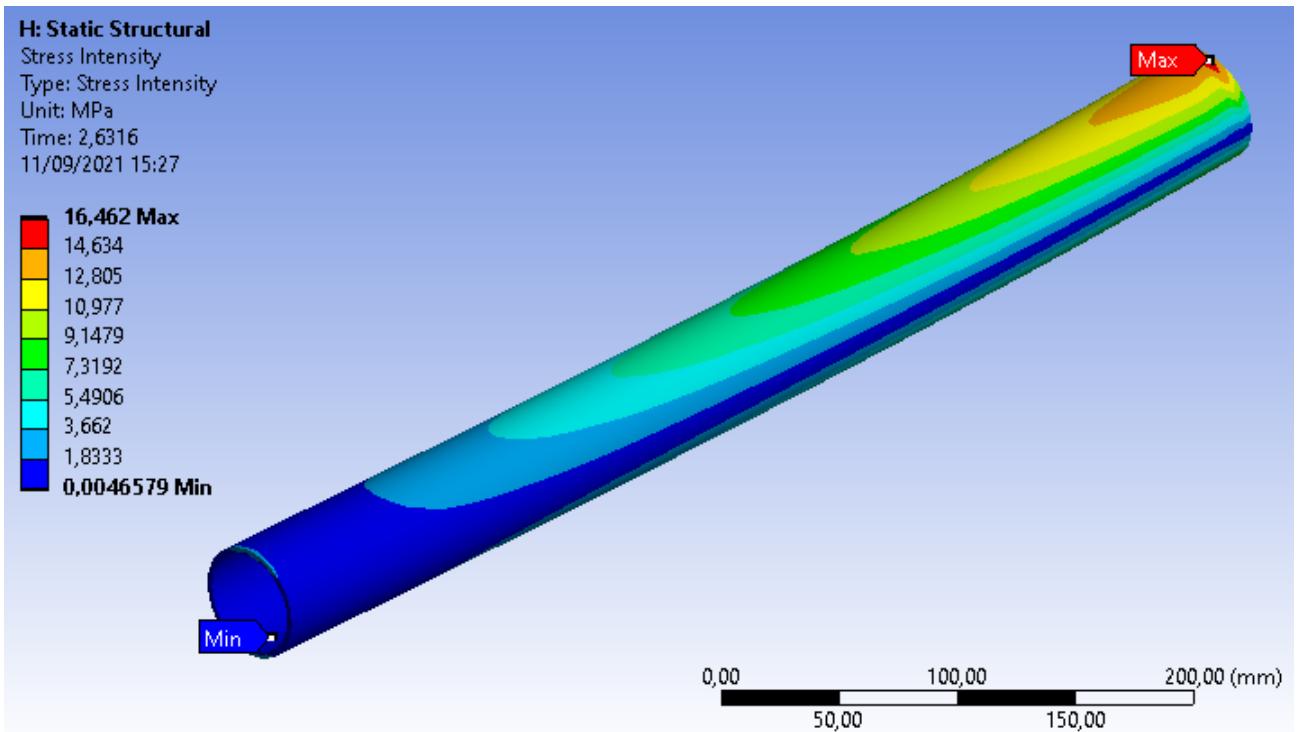


Figura 45 – Resultados da análise estática efetuada no Ansys para o suporte acoplador

Comparando os resultados analíticos e numéricos desta análise, tem-se que a simulação do Ansys apresentou um erro próximo de 10,83% em comparação com o analítico, e isso já era esperado, dado que a análise não pode ser efetuada em um computador muito potente. Apesar disso, Conclui-se que os resultados foram bem concordantes com o que se esperava, dando um bom direcionamento a respeito do valor da tensão normal. Análises para tensões de cisalhamento foram desconsideradas, visto que para a condição de voo estipulada, tais tensões podem ser desprezadas (ANDERSON, 2010).

### 5.3 Dimensionamento do tanque de defensivos e trem de pouso

Para dimensionamento do trem de pouso, é necessário primeiramente dimensionar o tanque de defensivos, visto que serão suas dimensões que irão guiar a modelagem do trem de pouso. Sendo assim, estes componentes foram modelados em conjunto, onde agora, será apresentado a proposta de tal dimensionamento.

Para o tanque de defensivos, a proposta é dimensionar um tanque de polipropileno com capacidade próxima a 10L e formato complexo, onde esse formato vai atuar na concentração do defensivo agrícola em uma área menor, e assim auxiliando na melhor eficiência de captação do mesmo pela bomba, além de tornar o tanque mecanicamente mais resistente. O bocal do tanque tem um diâmetro amplo, assim facilitando ao usuário ao introduzir o defensivo ao tanque e contará com tampa rosqueada para vedar e impedir que o defensivo derrame durante operação.

O tanque dispõe de seis pontos de fixação em sua parte superior através de inserto com rosca próprio para termoplásticos, conforme observado na figura 46 (Fonte: Autores). Esse inserto será responsável por fixar o tanque à central de controle e mais 1 em cada extremidade que auxiliará para fixar a cada “braço” do trem de pouso.



Figura 46 – Inserto utilizado para fixação do tanque de defensivos.

Como proposta de dimensionamento para o trem de pouso, as dimensões foram tomadas com o intuito de estabelecer uma altura segura para o tanque de defensivos em relação ao solo para o caso de ocorrer poucos desestabilizados que chocariam o tanque contra o solo. Assim, dimensionou-se duas bases para fixar o trem de pouso ao tanque, sendo uma delas fixa ao tanque. Assim, essas bases “abraçam” o “braço” do trem de pouso, fixando - o com parafuso passante e arruelas. O dimensionamento dos componentes do trem de pouso pode ser conferido abaixo, onde a fixação desses componentes que compõem o trem de pouso será através de parafusos passantes, porcas e arruelas.

- 4 “braços” laterais de 28mm x 2mm x 480mm;
- 1 barra anti torção de 28mm x 2mm x 510mm;
- 2 “braços” inferiores de 35mm x 2mm x 720 mm.

A figura 47 (Fonte: Autores) ilustra o trem de pouso dimensionado já acoplado ao tanque de defensivos também dimensionado, onde os desenhos técnicos e cotagens serão apresentados em detalhes no Apêndice F.

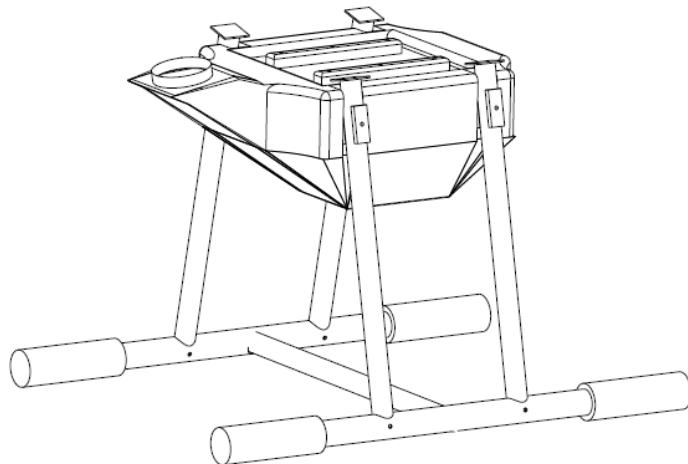


Figura 47 – Tanque de defensivos e trem de pouso dimensionados para o projeto

## 5.4 Estimativa de peso

Após a definição dos materiais e dimensionamento dos principais componentes, é necessário realizar um levantamento mais completo acerca do peso da estrutura, já considerando os componentes elétricos inseridos. Esse levantamento detalhado é primordial para as análises posteriores, visto que as tensões atuantes na estrutura e o desempenho aerodinâmico estão atrelados a este parâmetro. O detalhamento do peso pode ser visto abaixo na tabela 16 (Fonte: Autores)

Tabela 16 – Estimativa de peso do veículo.

ID	Componente	Peso unitário (g)	Qt.	Peso total (g)
1	Sensor de colisão	190	1	190
2	Raspberry	45	1	45
3	Placa Controladora de voo	91	1	91
4	Módulo de tensão	16	1	16
5	ESC	90	4	360
6	Módulo de voo	90	1	90
7	Câmera	55	1	55
8	Compartimento de componentes elétricos	3060,9	1	3060,9
9	Sensor de fluxo	50	1	50

ID	Componente	Peso unitário (g)	Qt.	Peso total (g)
10	Bomba	50	1	50
11	Bicos nebulizadores	2,5	4	10
12	Sensor de velocidade	17	1	17
13	Sensor temperatura e umidade	25	1	25
14	Bateria	2630	2	5260
15	Trem de pouso	43	1	43
16	Suporte acoplador hélice+motor	343	4	1372
17	Motor brushless	556	4	2224
18	Tanque de defensivos	895	1	895
19	Hélice	115	4	460
Peso (vazio)	—	—	—	14313
Peso (cheio):	—	—	—	23600

## 5.5 Desempenho Aerodinâmico

Para entender o funcionamento de vôo de um VANT, é necessário realizar e entender uma série de cálculos acerca da sua aerodinâmica. Atrelado a esses cálculos, Simulações realizadas no pacote computacional Ansys dão maior credibilidade ao desenvolvimento analítico que será aqui apresentado. Dentre as importantes características de vôo horizontal que devem ser analisadas, destacam-se a curva polar de arrasto, além as curvas de tração e potência requerida, velocidades de máximo alcance, máxima autonomia, e características de velocidade, dentre entre outras. Visando dar maior credibilidade aos cálculos aqui realizados, é importante ressaltar que todas as equações aqui utilizadas foram retiradas das obras dos autores ([ANDERSON, 2015](#)) e ([ANDERSON, 2010](#)).

### 5.5.1 Polar de arrasto

A polar de arrasto é uma relação entre a força de sustentação e a força de arrasto da aeronave, onde a mesma permite obter informações para o cálculo de outros parâmetros. A equação da polar de arrasto pode ser obtida por meio da força de arrasto total gerada na aeronave. Na forma de coeficientes aerodinâmicos, o arrasto total ( $C_d$ ) é calculado pela soma dos coeficientes de arrasto parasita ( $C_{D0}$ ), arrasto de onda ( $C_{DW}$ ) e o arrasto

devido a geração de sustentação ( $C_{D_i}$ ), conforme mostrado na equação 5.6 abaixo.

$$C_d = C_{D0} + C_{DW} + C_{Di} \quad (5.6)$$

Tendo em mente que a velocidade de operação do VANT é próxima de 10 m/s, o voo é subsônico, e consequentemente  $C_{DW} = 0$ . Para determinação dos coeficientes  $C_{D_i}$  e  $C_{D0}$ , tem-se as equações 5.7 e 5.8 mostradas abaixo, onde  $\varepsilon_0$  é o fator de eficiência de Oswald ( $0,6 < \varepsilon_0 > 0,9$ ),  $S_{wet}$  é a área molhada da aeronave e  $C_f$  é o coeficiente de atrito equivalente.

$$C_{Di} = \frac{(C_L)^2}{\pi \varepsilon_0 AR} \quad (5.7)$$

$$C_{D0} = \frac{S_{wet}}{S} C_f \quad (5.8)$$

Para a equação 5.7 adotou-se os valores  $\varepsilon_0 = 0,75$  e  $AR \approx 7,5$ , enquanto que para a equação 5.8, os valores adotados foram  $\frac{S_{wet}}{S} = 3,0$  e  $C_f = 0,0055$ . Calcula-se então os valores de  $C_{D0}$  e  $C_{Di}$ , e substituindo estes valores na equação 5.6 tem-se como resultado a equação 5.9.

$$C_d = 0,0165 + 0,0566 * (C_L)^2 \quad (5.9)$$

Utilizando a equação 5.9, pode-se traçar o gráfico da curva polar de arrasto. Os valores de  $C_d$  e  $C_L$  são mostrados na tabela 17 (Fonte: Autores), enquanto que o gráfico correspondente é mostrado na figura 48 (Fonte: Autores).

Tabela 17 – Valores de  $C_D$  em função de  $C_L$

$C_d$	$C_L$
0,0165	0
0,018764	0,2
0,025556	0,4
0,036876	0,6
0,052724	0,8
0,0731	1,0
0,098004	1,2
0,127436	1,4
0,161396	1,6
0,199884	1,8

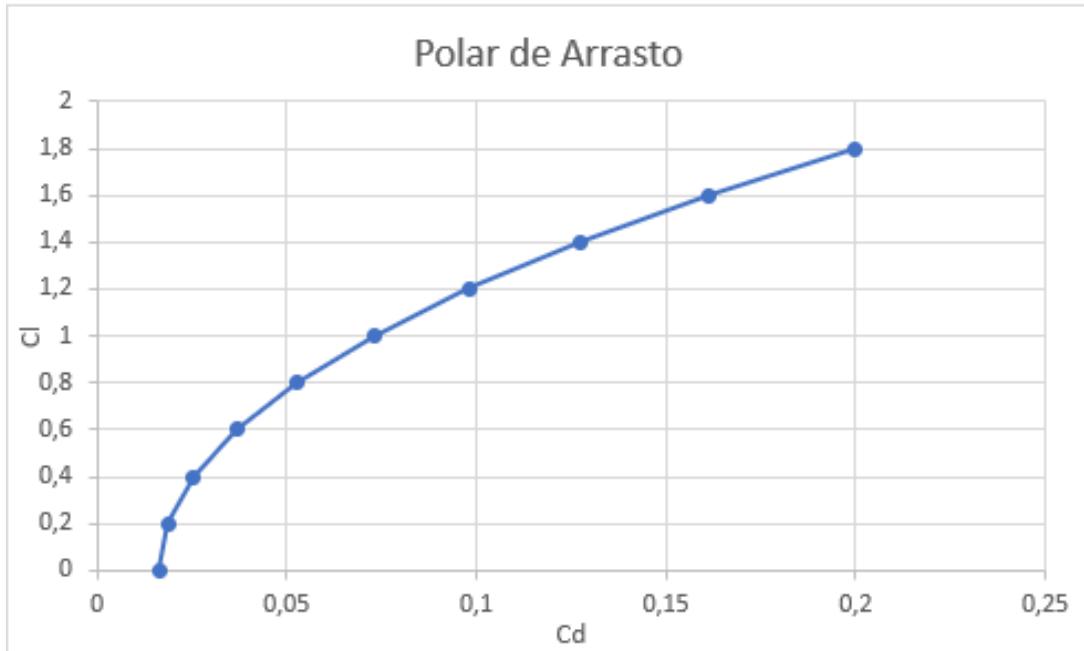


Figura 48 – Curva polar de arrasto elaborada na plataforma Excel 2019.

#### 5.5.1.1 Máxima eficiência aerodinâmica

Na polar de arrasto existe um ponto no qual a relação entre  $C_L$  e  $C_D$  assume um valor máximo chamado de máxima eficiência aerodinâmica  $E_{máx}$ . O equacionamento para determinação deste ponto pode ser observado abaixo nas equações 5.10, 5.11, e 5.12.

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad (5.10)$$

$$K = \frac{1}{\pi \varepsilon_0 AR} \quad (5.11)$$

$$C_D = C_{D0} + K(C_L)^2 \quad (5.12)$$

Manipulando as equações acima, encontra-se a expressão dada pela equação 5.13.

$$E_{máx} = \frac{C_L}{C_D} \quad (5.13)$$

Os valores obtidos com a equação de  $E_{máx}$  podem ser visualizados na tabela 18 (Fonte: Autores), enquanto que o gráfico correspondente pode ser contemplado na figura 49 (Fonte: Autores).

Tabela 18 – Valores de  $C_D$  em função de  $C_L$ 

$C_L$	$\frac{C_L}{C_D}$
0	0
0,2	10,6587
0,4	15,6519
0,6	16,2707
0,8	15,17335
1,0	13,6798
1,2	12,2443
1,4	10,9859

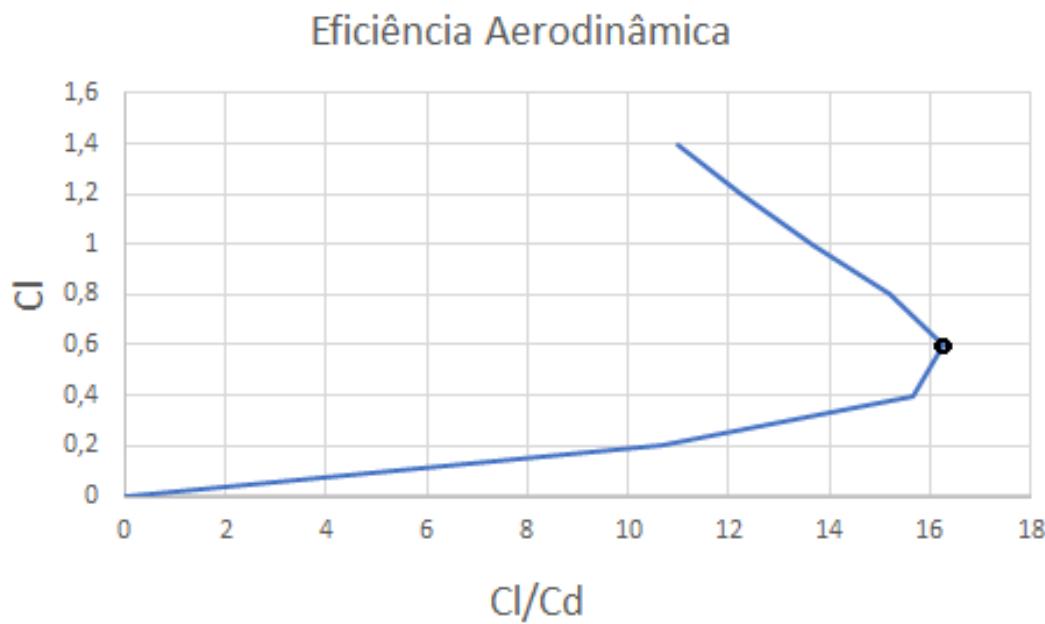


Figura 49 – Curva de eficiência aerodinâmica elaborada na plataforma Excel 2019

Analizando os dados da 18 e da figura 49 é possível obter informações importantes em relação ao desempenho da aeronave. A título de exemplo, para uma condição de vôo com velocidade a 15 m/s e  $C_L = 0,6$ , o VANT está na sua condição de máxima eficiência aerodinâmica  $\dot{E}_{máx} = 16,1$ . Ou seja, o VANT é capaz de gerar 16,1 vezes mais sustentação do que arrasto.

### 5.5.2 Potência Máxima

Determinar a potência máxima dos motores é de fundamental importância para o estudo aerodinâmico do VANT, pois estando a estrutura estável para tal condição de voo, ela então suportará as outras condições de operação do veículo. A potência máxima

é a potência na qual será usada para levantar a decolagem vertical. Seu equacionamento é dado pela equação 5.14.

$$P(kW) = \frac{Torque(Nm) \times 2\pi \times VelocidadeAngular(rpm)}{60000} \quad (5.14)$$

Uma vez que as informações referentes aos valores de torque e velocidade angular são conhecidas e mostradas na figura 36, e já conhecendo o dimensionamento das hélices, tem-se as informações  $Velocidade_{angular} = 3720rpm$  e  $Torque = 4,06Nm$ . Então, substitui-se estes valores na equação 5.14, obtendo o desenvolvimento mostrado em 5.15.

$$P(kW) = \frac{(4,06Nm) \times 2\pi \times 3720rpm}{60000} = 1,581603 \quad (5.15)$$

## 5.6 Análise CFD

Para que o voo do VANT seja estável e livre de turbulências, deve-se realizar uma análise de escoamento nas hélices como forma de complementar o seu dimensionamento já realizado e confirmar que o modelo escolhido irá prover boa aerodinâmica para o veículo. Para tal análise de escoamento, utilizou-se a análise CFD (Computational Fluid Dynamics) através do pacote Ansys.

Antes de apresentar os resultados obtidos, é necessário estabelecer e explicar as condições em que as análises foram efetuadas. Primeiramente, é importante ressaltar que as análises CFD aqui performadas foram executadas em uma licença estudantil do pacote Ansys, o que impede a construção de uma malha bem refinada devido a essa versão não permitir malhas contendo mais do que 100000 elementos. Isso afeta diretamente os resultados das análises performadas, visto que a malha é um dos principais fatores que condicionam a precisão destas simulações. Portanto, os resultados que serão apresentados não terão precisão tão alta, e para o ponto de controle 3, será debatido entre os membros do núcleo a realização de tais análises em um computador mais potente.

A análise foi performada tomando novamente como base a condição de decolagem do VANT, visto que é a que mais solicita esforços e ocasiona mais fenômenos de turbulência. Para tanto, utilizou-se o CAD da hélice, fazendo seu eixo de giro para simular a sua ligação no motor brushless. Como condição de contorno, foi imposta a ela 3720 rpm, condição de máxima operação de acordo com a figura 36. As figuras 50 e xx permitem observar o fluxo que escoa pela hélice no decorrer do tempo da decolagem.

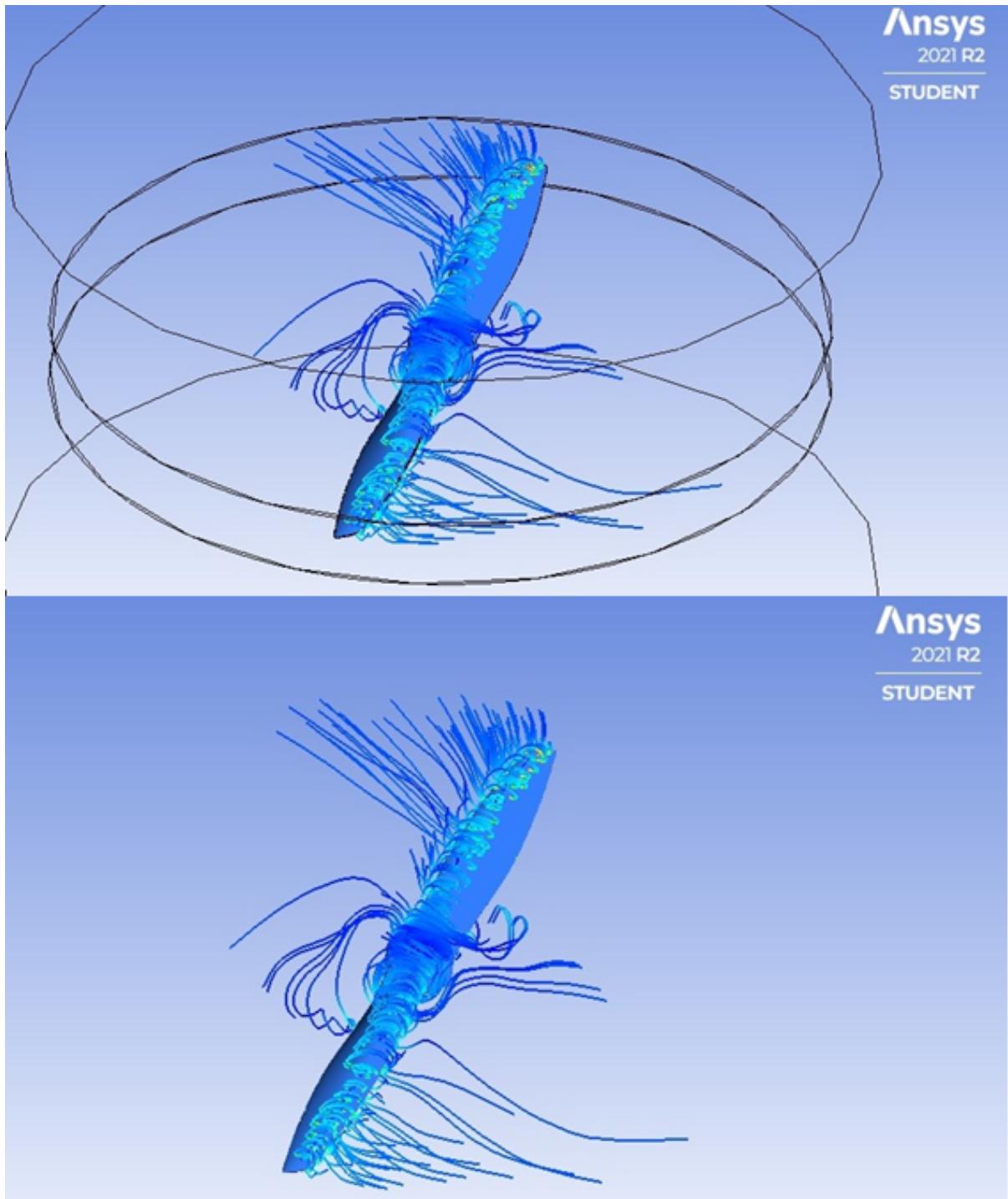


Figura 50 – Resultado de escoamento em torno da hélice do VANT

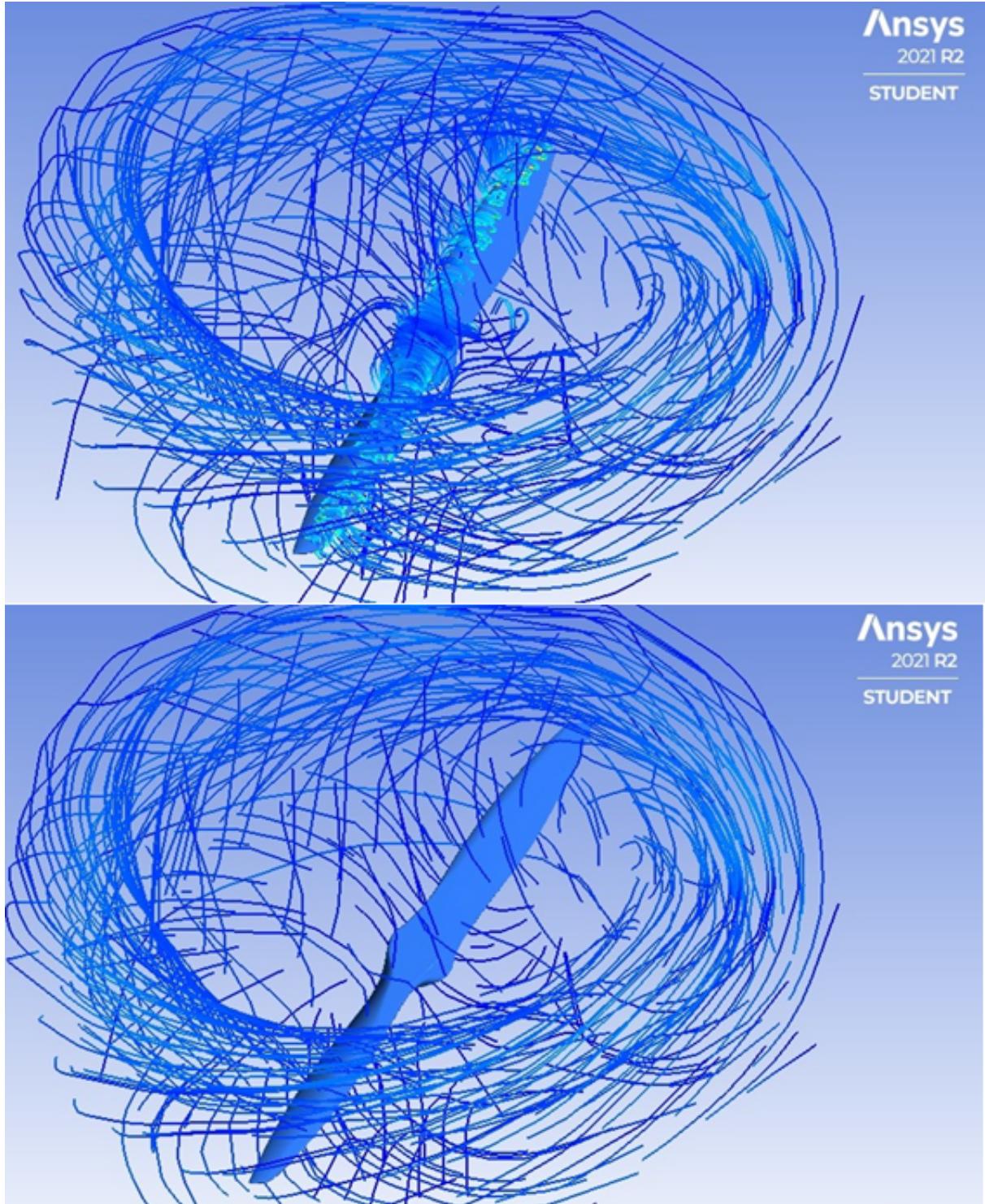


Figura 51 – Resultado de escoamento em torno da hélice do VANT

A análise das figuras mostra que o escoamento apresenta-se na iminência da turbulência durante o processo de decolagem, o que pode ocasionar uma certa instabilidade do voo durante esse processo de subida. Seria então necessário uma análise de trajetória de voo em conjunto com a análise CFD para analisar o voo do VANT com 100% de detalhes, mas isso fugiria do escopo desta disciplina.

# 6 Solução de software

A arquitetura de software do projeto foi pensada de forma a entregar ao usuário as informações esperadas de maneira segura. Os componentes da arquitetura, como ferramentas, tecnologias, serviços foram especificados nos tópicos abaixo.

## 6.1 Tecnologias

### 6.1.1 React JS

É uma biblioteca JavaScript para construir interfaces de usuário. Saiba o que é reagir em nossa página inicial ou no tutorial. Levando o modelo de evento mais longe, onde é apresentado um modelo de eventos como uma construção de runtime.

### 6.1.2 Node.js

O node.js é um JavaScript runtime orientado a eventos, projetado para a criação de aplicativos de rede escaláveis.

### 6.1.3 NestJs

É um framework para a construção de aplicativos Node.js do lado do servidor, eficientes e escaláveis. Ele usa JavaScript progressivo, e também suporta typescript, combina elementos de Programação Orientada a Objetos, Programação Funcional e FRP Programação Reativa Funcional ([MYSЛИWIEC, 2017](#)).

### 6.1.4 JSON Web Token (JWT)

É um padrão aberto web utilizado para transmitir informações com segurança entre as partes como um objeto JSON. Essas informações podem ser verificadas e confiáveis porque são assinadas digitalmente. Os JWTs podem ser assinados usando um segredo (com o algoritmo HMAC ) ou um par de chaves pública / privada usando RSA ou ECDSA, será utilizada na aplicação para autenticação do usuário para possibilitar o uso seguro dos serviços disponibilizados ([JWT, 2021](#)).

### 6.1.5 Cypress

É um framework de testes automatizados end-to-end, testes automáticos de ponta a ponta, usando JavaScript. Este framework apresenta o próprio painel exibindo exatamente

o que esta acontecendo durante a execucao teste ([CYPRESS, 2021](#)).

### 6.1.6 Object-Relational Mapping (ORM)

É uma técnica de mapeamento objeto-relacional que tem o intuito de criar uma camada de mapeamento entre o modelo de objetos, aplicação, e o modelo relacional, banco de dados, de maneira a abstrair o acesso([DEVMEDIA, 2013](#)).

### 6.1.7 Jest

É um framework de teste em JavaScript projetado para garantir a correção de qualquer código JavaScript. Ele permite que você escreva testes para uma API. Permite uma fácil configuração e agilidade para a criação de testes ([JEST, 2021](#)).

### 6.1.8 RabbitMQ

É um sistema de mensageria com o objetivo de facilitar o tráfego de mensagens de forma rápida e confiável, além de garantir uma comunicação de forma assíncrona e com uma maior desacoplação entre aplicações. É um utilizado o protocolo de comunicação denominado Advanced Message Queuing Protocol (AMQP) ([RABBITMQ, 2021](#)).

### 6.1.9 MongoDB

É um banco de dados de propósito geral, baseado em documentos, distribuído para desenvolvedores de aplicativos modernos e para a nuvem desta era ([MONGOBD, 2008](#)).

### 6.1.10 Material-UI

É uma biblioteca construída para Reactjs, que fornece componentes para a interface de usuário de acordo com o sistema de design da google, Material Design, será utilizada para compor as telas do frontend.

## 6.2 Componentes da Arquitetura

O diagrama presente na figura 52 tem por objetivo ilustrar como as ferramentas e serviços estão dispostas na arquitetura do projeto. Nela é possível visualizar como ocorre a interação entre cada serviço, bem como ocorre a comunicação entre si.

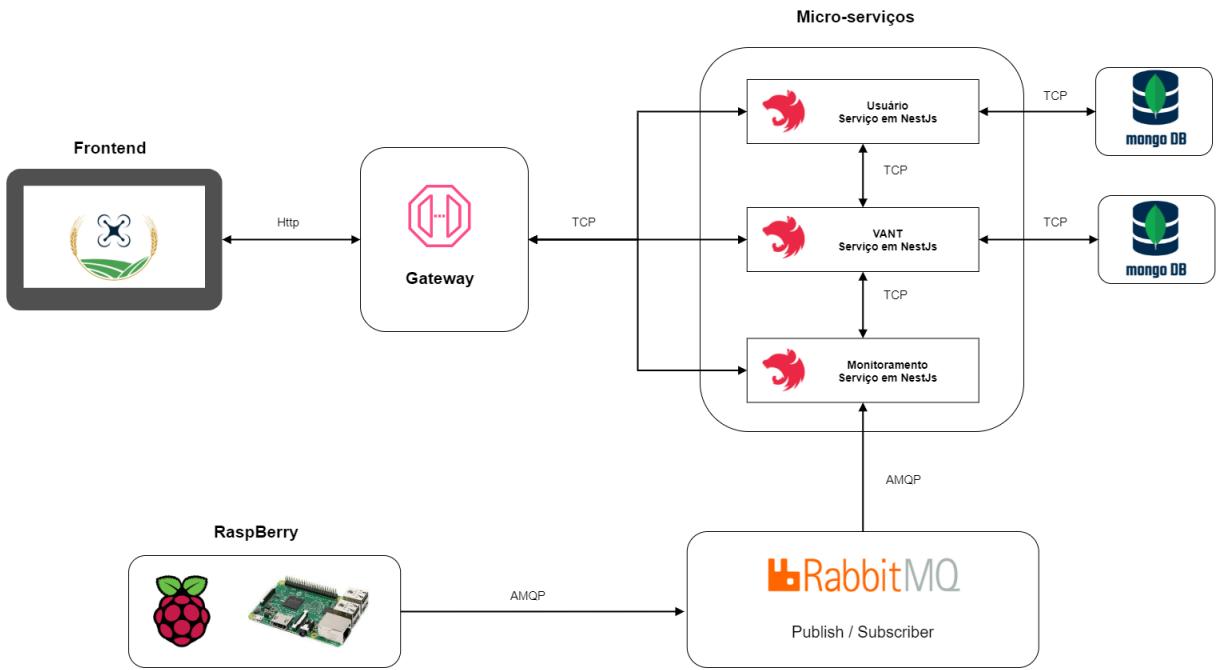


Figura 52 – Diagrama de Arquitetura. Fonte:Autores,2021

### 6.2.1 Frontend

É a camada de interface entre usuário e o sistema. Para a construção da interface será utilizada a biblioteca em React JS, com o intuito do desenvolvimento da interface de acordo com o protótipo idealizado.

Para o projeto do VANT foi optado pela biblioteca Material-UI por ter um design bastante conhecido e utilizado em grandes aplicações da Google, por exemplo no Gmail. Com o Material-UI tem-se a capacidade de desenvolver aplicações com componentes responsivos de forma fácil.

### 6.2.2 Microsserviços

#### 6.2.2.1 Gateway de API

Este micro serviço auxilia no gerenciamento de APIs e se encontra entre o serviço de front-end e os demais microsserviços presentes no projeto. O Gateway de API recebe todas as chamadas da API, repassa para o micro serviço responsável por aquela chamada e depois retorna o resultado apropriado, utilizará tokens com o padrão JWT para realizar a autenticação do usuário para rotas protegidas (REDHAT, 2021).

#### 6.2.2.2 Monitoramento

O serviço de Monitoramento(monitoring) é responsável pela comunicação com o RabbitMQ, implementando um consumidor que assinará um tópico exclusivo para cada

drone que tiver seu monitoramento solicitado. O padrão de mensagem publisher-subscriber permitirá o desacoplamento entre o publisher (publicador), aplicação presente na raspberry, e o subscriber (assinante), serviço de monitoramento. Os dados recebidos serão repassados para o usuário que realizou a solicitação de monitoramento e para o serviço VANT para que os dados possam ser armazenados.

#### 6.2.2.3 VANT

O serviço de VANT é responsável por coletar e armazenar os dados cadastrados pelo usuário, assim como os dados coletados pelo VANT durante cada voo. Os dados referentes ao cadastro do VANT advém da comunicação com o frontend através da gateway, enquanto os dados referentes aos voos, serão coletados através da comunicação com o serviço de monitoramento.

#### 6.2.2.4 Usuário

O serviço de usuário (User) será responsável por armazenar e gerenciar dados referentes aos usuários da aplicação, fornecendo serviços de cadastro, edição, autenticação e deleção. Para os microsserviços de Gateway, VANT, Usuário e Monitoramento, foram definidos o framework Nest. Justificada a utilização deste framework no tópico [6.4](#).

### 6.2.3 Software Embarcado

A aplicação presente na raspberry é responsável pela coleta das variáveis, geradas pelo VANT, e o envio das mesmas para o micro serviço de monitoramento. A aplicação terá o papel de um publisher(publicador), publicando os dados em um canal específico no RabbitMQ. Após o envio dos dados o micro serviço de monitoramento fica responsável por assinar o canal no RabbitMQ e consumir os dados.

## 6.3 Diagramas

### 6.3.1 Diagrama de Classes

O diagrama de classes é um diagrama de estrutura que visa representar a estrutura do sistema em nível de classes e interfaces apresentando suas características, restrições e relacionamentos ([UML-DIAGRAMS, 2007](#)). O diagrama representado na figura [53](#) representa a estrutura do sistema, total da aplicação de monitoramento, por meio das classes Flight, FlightVariables, Monitoring e User e seus relacionamentos.

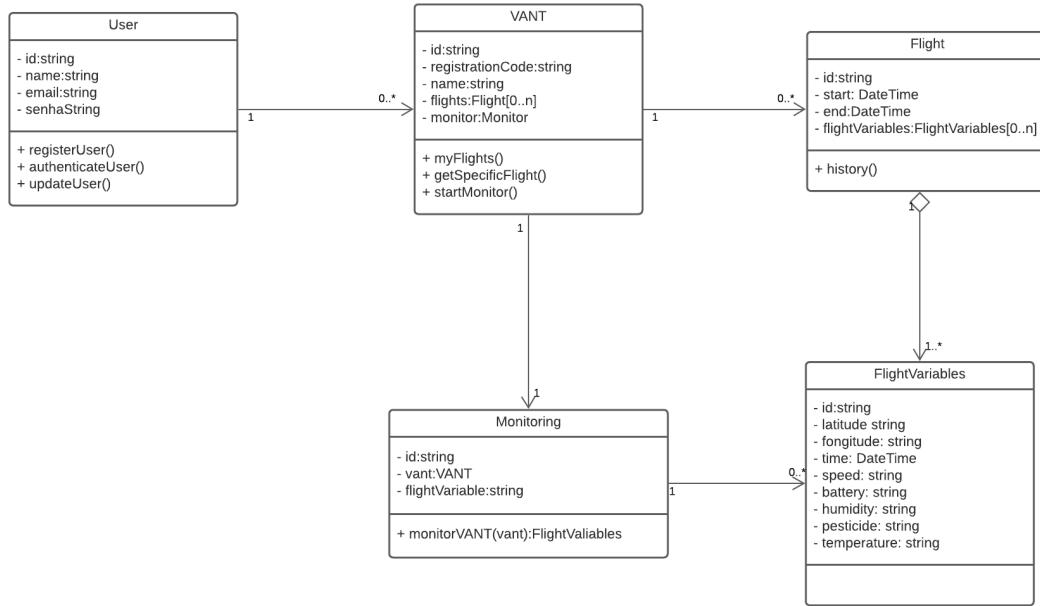


Figura 53 – Diagrama de Classes. Fonte:Autores,2021

### 6.3.2 Diagrama de Casos de Uso

Os diagramas de Caso de Uso são diagramas que visam ilustrar o comportamento do usuário com o sistema, descrevendo um conjunto de ações(casos de uso) que o sistema possui e podem ser realizadas com a colaboração do usuário. O diagrama de uso elaborado para a aplicação de monitoramento está ilustrado na figura 54 (Fonte: Autores). Os atores destacados no diagrama possuem comportamentos diferentes, o ator “Novo usuário” possui um conjunto reduzido de ações onde pode apenas realizar o seu cadastro no sistema. O ator “Usuário cadastrado” representa o usuário do sistema após passar a etapa de registro (caso de uso “Cadastrar Usuário”) possuindo um conjunto de ações amplo no sistema.

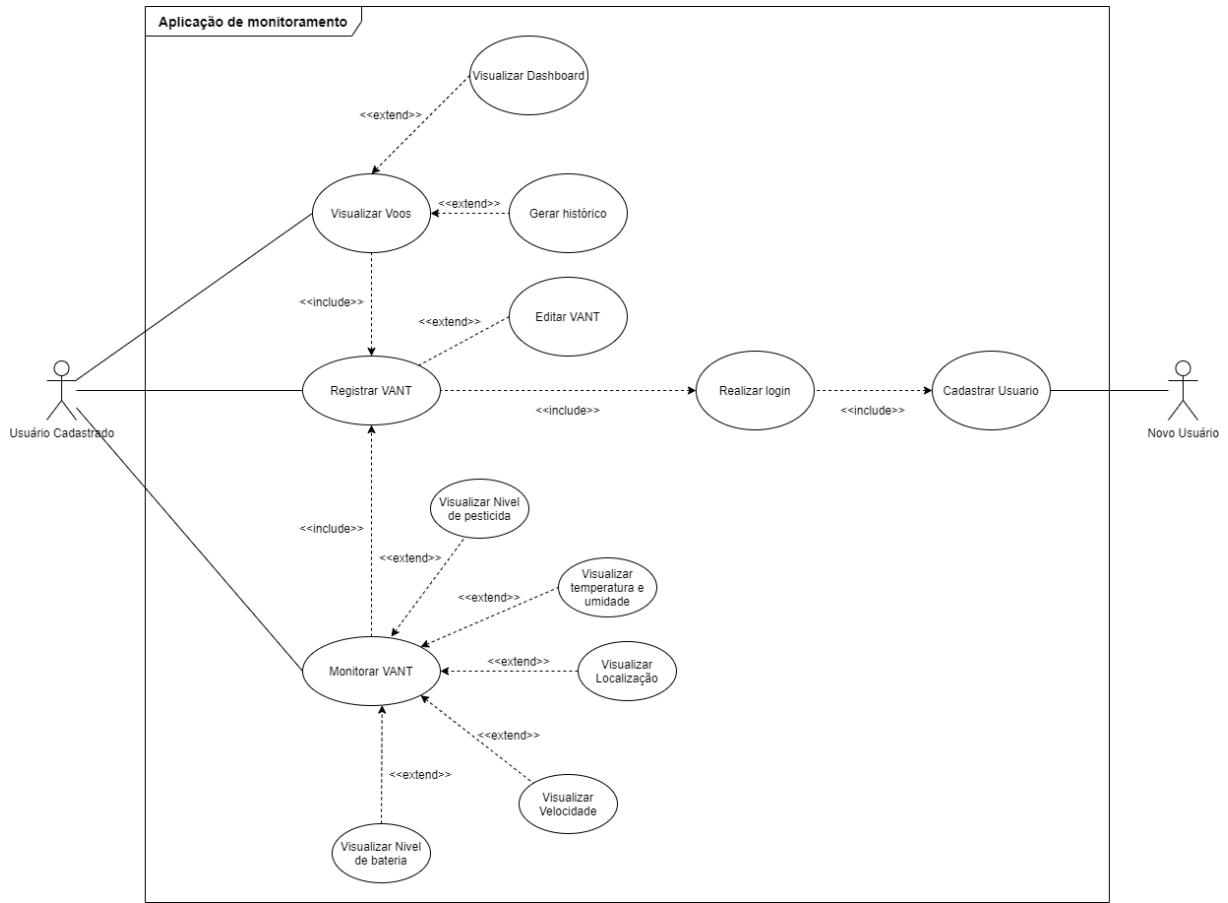


Figura 54 – Diagrama de Casos de uso

### 6.3.3 Diagrama de Pacotes

Diagramas de pacotes são diagramas estruturais usados para mostrar, em uma forma de pacotes, a organização e disposição de vários elementos de modelos. Um pacote é um agrupamento de elementos importantes para uma ilustração da arquitetura, assim facilitando o entendimento dos frameworks (LUCIDCHART, 2021). O diagrama de pacote do projeto está representado na figura 55 (Fonte: Autores), onde cada pacote foi dividido de acordo com a funcionalidade do elemento dentro da aplicação e os pacotes foram baseados nas tecnologias escolhidas como ReactJs e NestJs.

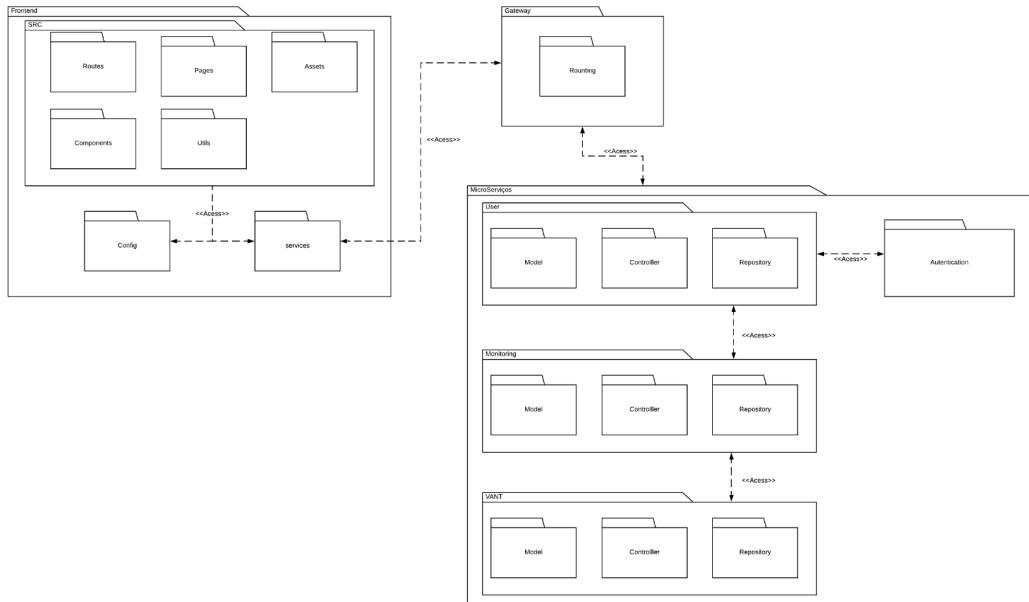


Figura 55 – Diagrama de Atividades

#### 6.3.3.1 Frontend

Possui o papel de criação da interface com o usuário na aplicação, esse pacote foi baseado na arquitetura de pastas aceitas pela comunidade do react. Tendo um sub pacote SRC com a função de armazenar a parte de desenvolvimento da interface, os subpacotes são os de config e service com o objetivo principal na comunicação com a gateway.

#### 6.3.3.2 Gateway

Funciona como ponto único de acesso entre os usuários e a aplicação sendo responsável pelo roteamento das requisições vindas dos usuários e encaminhar as requisições aos devidos micro serviços e retornar resposta aos usuários.

#### 6.3.3.3 Microsserviços

O pacote nomeado como micro serviço, presente no diagrama, visa a representar a interação entre outros subpacotes utilizando a arquitetura de pastas de acordo o padrão do framework Nestjs.

#### 6.3.4 Diagrama de Atividades

O diagrama de atividades é um fluxo de controle, atividades e objetos que tem como objetivo explicitar as sequências e condições no fluxo geral. Uma atividade é definida como

um comportamento parametrizado representado pelo fluxo coordenado de ações. Para a representação do fluxograma das atividades a serem realizadas pelo usuário no aplicativo, foi elaborado o diagrama de atividades representado na figura 56 (Fonte: Autores).

## 6.4 Decisões

As principais decisões, tomadas pela equipe, visam construir de maneira correta o projeto elaborado pela equipe de software e agilizar este processo. Abaixo as decisões destacadas pela equipe.

### 6.4.1 Microsserviços

Microsserviços por possuírem serviços independentes e especialistas permitem um desenvolvimento rápido e escalável, além de permitirem maior flexibilidade da escolha de linguagens e frameworks, também fornecem maior segurança visto que cada serviço atua de forma independente e caso ocorra alguma falha em um micro serviço não irá acarretar falhas nos demais.

### 6.4.2 Arquitetura Hexagonal

A Arquitetura Hexagonal foi escolhida por fornecer aplicações fracamente acopladas, evitando que o código da aplicação fique dependente de ferramentas ou bibliotecas externas, este isolamento do mundo externo é obtido através da utilização de Portas e Adapters, Isso significa que o código deve ser agnóstico à forma de acesso.

### 6.4.3 RabbitMQ

O RabbitMQ é um message broker amplamente utilizado, podendo ser utilizado para a comunicação com dispositivos IOT. Inicialmente planejado com suporte ao protocolo AMQP. Posteriormente foi adicionado suporte a diversos protocolos de comunicação, entre eles o MQTT, sendo assim uma ferramenta bem flexível. Outra motivação é que alguns membros da equipe de software tiveram contato com a ferramenta.

### 6.4.4 Nest.js

Nest, por ser um framework frequentemente utilizado para a construção de aplicativos do lado do servidor, que proporcionam agilidade e simplicidade ao desenvolvimento. A ferramenta também proporciona a comunicação com outros serviços de forma facilitada.

#### 6.4.5 ReactJS

A escolha da biblioteca ReactJs para o projeto deve-se ao seguintes fatores, conhecimento prévio da biblioteca por parte dos desenvolvedores, fácil e rápida configuração para o desenvolvimento, possibilidade de componentização dos elementos contidos nas páginas, possibilitando a construção por blocos, componentes possuem ciclos de vida de fácil manipulação, possibilita fácil gerenciamento de estados, entre outras.

#### 6.4.6 MongoDB

Por ser um banco de dados não relacional baseado em documentos não exigindo um esquema definido, permitindo maior flexibilidade com os dados.

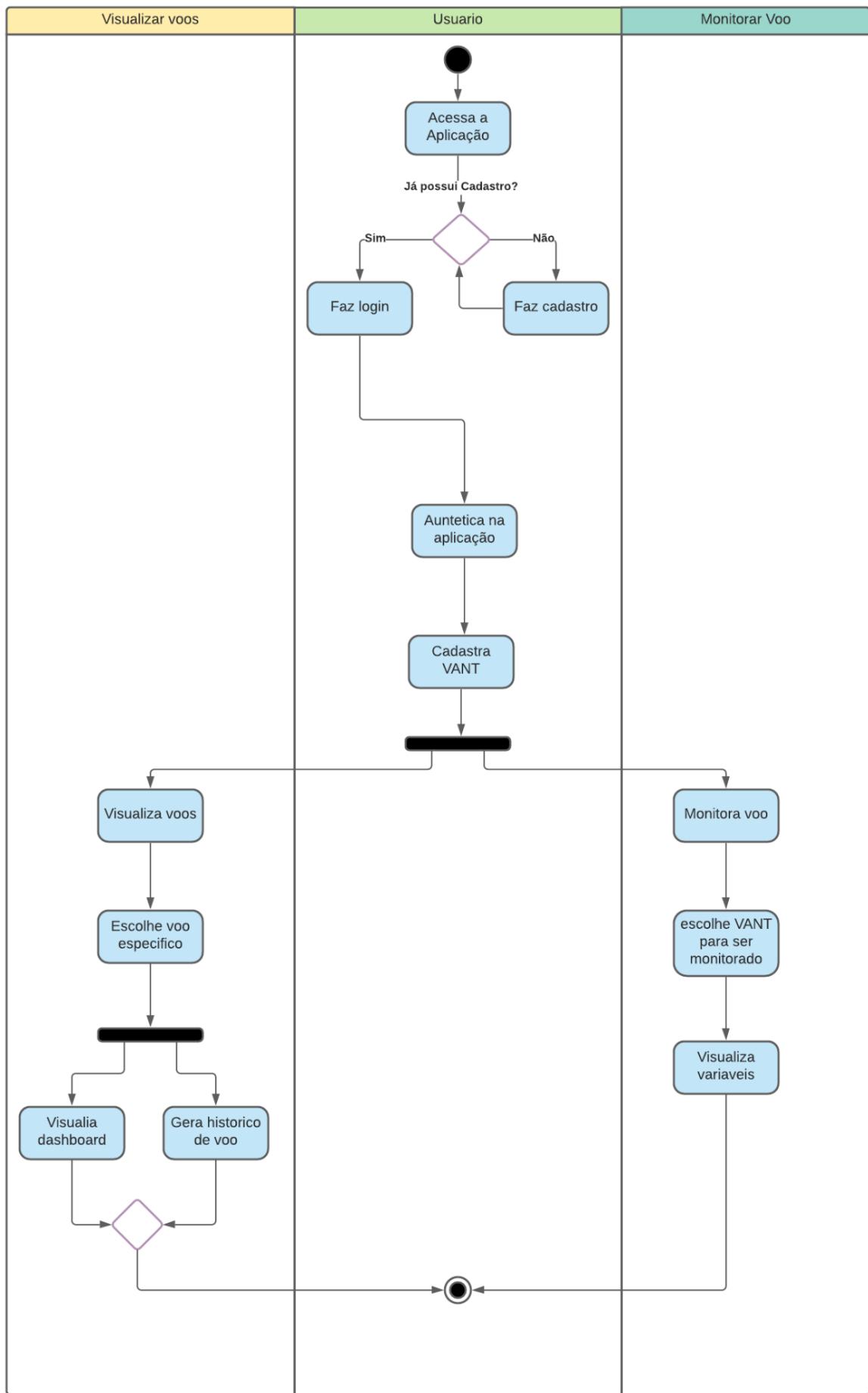


Figura 56 – Diagrama de Atividades

# 7 Análise de Custo

## 7.1 Custo de Estrutura

Na fase preliminar do projeto, os custos relacionados a estrutura são relacionados a escolha dos materiais. Essa escolha foi discutida na seção anterior ([seção 16](#)) e mostrada na tabela [13](#). Essa escolha foi baseada em uma matriz de tomada de decisão que levou em consideração o alinhamento entre as propriedades dos materiais disponíveis e as propriedades necessárias para os requisitos da missão, além do custo benefício na implementação de cada material. Análises numéricas aprofundadas que serão realizadas ao longo do aprofundamento do projeto irão guiar os projetistas a respeito da necessidade de mudar ou não os materiais escolhidos. É importante ressaltar que deseja-se comprar tubos e chapas dos materiais abordados, e que essas mudanças de geometria podem incrementar os valores da tabela [13](#) em cerca de 20% , isso ainda sem levar em conta o preço da mão de obra ou impostos incidentes na compra dos produtos. A tabela [19](#) ilustra uma estimativa de preço total para os itens iniciais planejados para compra. No momento da elaboração da tabela, a cotação do dólar americano em relação ao real é de 1US\$ = R\$ 5,25.

Tabela 19 – Custo inicial estimado para a área de estrutura. Fontes: Autores

Item	Valor unitário	Quantidade	Valor total	Fornecedor
Tubo de Alumínio	7,20US\$	10 Un.	72,00US\$	<a href="#">Alibaba</a>
Chapa de Alumínio (250 cm x 100 x 0,2 cm)	5US\$	20 Un.	100US\$	<a href="#">Chengming Steel</a>
Chapa de fibra de vidro (17cm x30 cm)	7US\$	30 Un.	210US\$	<a href="#">Sou barato</a>
Chapa fibra de Carbono (25cm x 20cm x 0,4cm)	60US\$	10 Un.	600US\$	<a href="#">Magazineluiza</a>
Arruela autotratante	0,35US\$	100 Un.	35US\$	<a href="#">Pires Martins</a>

## 7.2 Custo de Eletrônica-Energia

Tabela 20 – Custo inicial estimado para a parte elétrica. Fonte: Autores

Item	Valor unitário	Quantidade	Valor total	Fornecedor
Tanque 10 L	46US\$	1 Un.	46US\$	AliExoress
Mangueira de borracha	8,2US\$	6 Un.	49US\$	Borrachas Londrina
Motor Brushless	18US\$	4 Un.	72US\$	Spitz Motores
Servo motor	3US\$	1 Un.	3US\$	Amazon
Bomba de Líquido	10,50US\$	1 Un.	10,50US\$	Mercado Livre
Bico Nebulizador	3,40US\$	4 Un.	14US\$	Mercado Livre
Bateria Lipo	600US\$	1 Un.	114US\$ US\$	EEMB Battery
Placa Pixhawk 4	235US\$	1 Un.	235US\$	Bangood
ESC Tekko 32 F4	75US\$	4 un.	300US\$	Holybro
Módulo GPS Pixhwk	55US\$	1 Un.	55US\$	Holybro
Câmera 1200TVL Foxeer Micro Razer FPV	26US\$	1 Un.	26US\$	Foxeer
Transmissor FPV	47US\$	1 Un.	47US\$	Mercado Livre
Receptor e controle a rádio Radiolink T8S FHSS 8CH	58US\$	1US\$	58US\$	RadioLink
Sensor de velocidade do ar	49US\$	1 Un.	49US\$	Holybro
Sensor de fluxo YF-S201	6US\$	2 Un.	12US\$	Baú da Eletrônica
Raspberry Pi 3B	62US\$	1 Un.	62US\$	Mercado Livre

### 7.3 Custo de Software

Tabela 21 – Custo inicial estimado para software.Fonte:  
Autores

Item	Valor unitário	Quantidade	Valor total	Fornecedor
Digital Ocean Doker Droplet	10US\$/Mês	—	—	Digital Ocean
Bando de dados postgres	35US\$/Mês	—	—	AWS
Sensor de distanciamento	Fornecido somente mediante confirmação de compra	2	—	SLAMTEC

## 7.4 Análise de Viabilidade

O retorno financeiro da implementação de VANTs agrícolas é observado logo na redução do tempo de trabalho de 16 horas para 4 horas de acordo com Johann Coelho, CEO da Bembras Agro ([ACRITICA.NET, 2019](#)), sendo esta uma diminuição de 75% do tempo. O autor ainda constata que a utilização desse tipo de veículo representa uma economia total 92,3 % em comparação com a metodologia tradicional que utiliza tratores, combustível e mão de obra, diminuindo o custo por hectare de R\$ 23,87 para R\$ 1,84.

O autor ([LAVOURA, 2018](#)) cita ainda o crescimento projetado para a agropecuária entre 2016 e 2022, e aponta que este setor já é responsável por 25% do faturamento global da indústria de drones. Pelas justificativas dos autores citados e também por estudos mais aprofundados encontrados na literatura, o projeto de um drone com a autonomia proposta e voltado para a aplicação de defensivos agrícolas é totalmente justificável. A tabela 22 mostra o custo total dos componentes das tabelas 19 , 20 e 21, bem como o tempo necessário para o retorno financeiro na implementação do VANT. Assumindo que o gasto por hectare com as tecnologias tradicionais de pulverização são de R\$ 23,84 e vão cair para R\$ 1,84 de acordo com ([ACRITICA.NET, 2019](#)), isso representa uma economia de R\$ 22,03/hectare. Considerando considerando ainda o desempenho médio dos drones de mercado que pulverizam 15 hectares/hora, tem-se o valor de R\$ 330,45/hora (**US\$ 63/hora na cotação mencionada anteriormente**). Tomando como base este valor, o tempo de recuperação do investimento que é calculado usando o preço total estimado para o drone como base,conforme mostrado na tabela 22.

Tabela 22 – Análise do retorno de investimento do projeto.Fonte: Autores

Descrição	—
Preço inicial do núcleo de estruturas	1017US\$

<b>Descrição</b>	—
Preço inicial dos componentes do núcleo elétrico	1150,5US\$
Preço anual para manter os componentes da área de software	540US\$
Custo total estimado para o VANT (sem mão de obra inclusa)	2707,5US\$
Mão de obra (50% do preço do VANT)	1353,75US\$
Preço com licenciamento e homologação	500US\$
<b>Preço total estimado para o drone</b>	<b>4061,25US\$</b>
<b>Tempo de recuperação do investimento estimado</b>	<b>65 horas de operação contínua do VANT</b>
Economia realizada no período	4095 US\$

## Referências

ACRITICA.NET. *Uso de drones na agricultura aumenta rentabilidade e diminui o tempo de trabalho.* 2019. <<https://www.acritica.net/editorias/agropecuaria/uso-de-drones-na-agricultura-aumenta-rentabilidade-e-reduz-tempo-de/352076/>>. Acessado em 15/08/2021. Citado na página 108.

AEREO, D. de Controle do E. *Regulamentações gerais.* 2017. <<https://www.decea.mil.br/drone/>>. Acessado em 08/08/2021. Citado na página 18.

AGRICULTURA, P. e. A. Ministério da. *Mercado de biodefensivos cresce mais de 70% no Brasil em um ano.* 2020. <<https://www.gov.br/agricultura/pt-br/assuntos/noticias/feffmercado-de-biodefensivos-cresce-em-mais-de-50-no-brasil>>. Acessado em 08/08/2021. Citado na página 18.

A.MICHELINI. *Baterias recarregáveis para equipamentos portáteis.* 2017. <[https://drive.google.com/file/d/1kRlE8714z5s\\_pysNZ1UqXqmyDUGXH-pb/view](https://drive.google.com/file/d/1kRlE8714z5s_pysNZ1UqXqmyDUGXH-pb/view)>. Acessado em 11/09/2021. Citado 2 vezes nas páginas 36 e 37.

ANAC. *Perguntas e Respostas sobre VANT.* 2015. <[https://www2.anac.gov.br/Arquivos/pdf/Perguntas\\_e\\_respostas\\_VANT\\_02092015.pdf](https://www2.anac.gov.br/Arquivos/pdf/Perguntas_e_respostas_VANT_02092015.pdf)>. Acessado em 08/08/2021. Citado na página 23.

ANAC. *Manual de orientação para usuários de drones: apostila geral.* 2017. <[https://www.anac.gov.br/assuntos/setor-regulado/paginas-tematicas/drones/orientacoes\\_para\\_usuarios.pdf](https://www.anac.gov.br/assuntos/setor-regulado/paginas-tematicas/drones/orientacoes_para_usuarios.pdf)>. Acessado em 08/08/2021. Citado na página 18.

ANATEL. *Apostila para homologação de drones.* 2017. <<https://www.anatel.gov.br/Portal/verificaDocumentos/documento.asp?numeroPublicacao=347841&pub=original&filtro=1&documentoPath=347841.pdf>>. Acessado em 08/08/2021. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 23.

ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics.* 5. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 2010. v. 1. Citado 2 vezes nas páginas 86 e 89.

ANDERSON, J. D. *Fundamentos de engenharia aeronáutica: introdução ao voo.* 7. ed. [S.l.]: AMGH Editora Ltda, 2015. v. 1. Citado 2 vezes nas páginas 84 e 89.

ARAGAKI, C. *Morte de meio bilhão de abelhas é consequência de agrotóxicos.* 2019. <<https://jornal.usp.br/atualidades/morte-de-meio-bilhao-de-abelhas-e-consequencia-de-agrotoxicos/>>. Acessado em 08/08/2021. Citado na página 18.

BASICS, C. *BASICS OF THE I2C COMMUNICATION PROTOCOL.* 2016. <<https://www.circuitbasics.com/basics-of-the-i2c-communication-protocol/>>. Acessado em 10/09/2021. Citado na página 68.

BUCHMANN, I. *Will Lithium-Ion batteries power the new millennium?* 2001. <[http://members.optusnet.com.au/printing\\_with\\_chemistry/Articles/NA\\_Li-ion1.pdf](http://members.optusnet.com.au/printing_with_chemistry/Articles/NA_Li-ion1.pdf)>. Acessado em 12/09/2021. Citado na página 39.

- CALLISTER, W. D. *Ciência e Engenharia de Materiais: Uma Introdução*. [S.l.]: John Wiley Sons, 2002. v. 1. Citado na página 73.
- CIRCUIT, T. *Water Flow Sensor YF-S201 Arduino Interface*. 2018. <<https://theorycircuit.com/water-flow-sensor-yf-s201-arduino-interface/>>. Acessado em 10/09/2021. Citado na página 63.
- CUAV. *Manual do usuário do sistema CUAV H16*. 2021. <<http://manual.cuav.net/h16/H16-users-muanal-en.pdf>>. Acessado em 10/09/2021. Citado 2 vezes nas páginas 55 e 56.
- CYPRESS. *What is Cypress*. 2021. <<https://www.cypress.io/>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 97.
- DATA, M. P. *Mechanical properties of Epoxy/Carbon Fiber*. 2020. <[http://www.matweb.com/search/datasheet\\_print.aspx?matguid=39e40851fc164b6c9bda29d798bf3726](http://www.matweb.com/search/datasheet_print.aspx?matguid=39e40851fc164b6c9bda29d798bf3726)>. Acessado em 05/09/2021. Citado na página 73.
- DEVMEDIA, R. E. N. M. . *ORM - Object Relational Mapping*. 2013. <<https://www.devmedia.com.br/orm-object-relational-mapping-revista-easy-net-magazine-28/27158/>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 97.
- DRONES, S. *Installation and datasheet of SmartAP PDB*. 2021. <<https://docs.sky-drones.com/smartap-pdb/installation>>. Acessado em 10/09/2021. Citado na página 65.
- FEDERAL, G. *Resolução CMN Nº 4.883, DE 23 DE DEZEMBRO DE 2020*. 2020. <<https://www.in.gov.br/web/dou/-/resolucao-cmn-n-4.883-de-23-de-dezembro-de-2020-296178058>>. Acessado em 03/09/2021. Citado na página 118.
- FERREIRA, M. L. P. C. A pulverizacao aerea de agrotoxicos no brasil: Cenario atual e desafios. Santa Catarina, Brasil, p. 45, 2014. Citado na página 18.
- FILHO, G. F. Bombas, ventiladores e compressores : fundamentos. São Paulo, p. 320, 2015. Citado 2 vezes nas páginas 40 e 43.
- FORCE, P. *Drones na Agricultura: tudo sobre a tecnologia que está mudando o setor*. 2018. <<https://pixforce.com.br/drones-na-agricultura/>>. Acessado em 07/08/2021. Citado na página 20.
- GOOGLE. *Material design language*. 2021. <<https://material.io/design>>. Acessado em 20/08/2021. Citado na página 139.
- GOV.FEDERAL. *Regulamentação e diretrizes diversas para produção, armazenamento, inspeção, aplicação e outros fins para agrotóxicos*. 2013. <<https://www.gov.br/agricultura/pt-br/assuntos/insumos-agropecuarios/insumos-agricolas/agrotoxicos/legislacao/arquivos-de-legislacao/lei-7802-1989-lei-dos-agrotoxicos/view>>. Acessado em 02/09/2021. Citado na página 18.
- JAVIR, A. et al. Design, analysis and fabrication of quadcopter. *Journal of Advance Research in Mechanical & Civil Engineering (ISSN: 2208-2379)*, v. 2, n. 3, p. 16–27, 2015. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 75.

JEST. *O que é Jest*. 2021. <<https://jestjs.io/pt-BR/>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 97.

JWT. *Introduction to JSON Web Tokens*. 2021. <<https://jwt.io/introduction/>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 96.

KVASER. *The CAN Bus Protocol Tutorial*. 2020. <<https://www.kvaser.com/can-protocol-tutorial/#>>. Acessado em 03/09/2021. Citado na página 69.

LABS, S. *Manual de controle de fluxo UART*. 2021. <<https://www.silabs.com/documents/public/application-notes/an0059.0-uart-flow-control.pdf>>. Acessado em 10/09/2021. Citado na página 53.

LAVOURA, A. *Uso de drones decola no agronegócio*. 2018. <<https://alavoura.com.br/pesquisa-inovacao/tecnologia-agricola/uso-de-drones-decola-no-agro/>>. Acessado em 15/08/2021. Citado na página 108.

LUCIDCHART. *Tudo sobre diagramas de pacotes UML*. 2021. <<https://www.lucidchart.com>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 101.

MONGOBD. *MongoDB Wire Protocol*. 2008. <<https://docs.mongodb.com/manual/reference/>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 97.

MYSLIWIEC, K. *What is Nest Js?* 2017. <<https://docs.nestjs.com/>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 96.

PATEL, K. D. et al. Selection of bldc motor and propeller for autonomous amphibious unmanned aerial vehicle. *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET), India*, v. 4, n. 4, p. 3345–3350, 2017. Citado na página 27.

PENA, E.; LEGASPI, M. G. *UART: A Hardware Communication Protocol Understanding Universal Asynchronous Receiver/Transmitter*. 2020. <<https://www.analog.com/en/analog-dialogue/articles/uart-a-hardware-communication-protocol.html>>. Acessado em 03/09/2021. Citado na página 69.

PJP-T-L, X. *Specifications for Quadcopter Multicopter Propellers made with Carbon Fiber - Precision Pair Propeller For Electric Low Kv Motors*. 2021. <<https://www.xoarintl.com/multicopter-propellers/precision-pair/PJP-T-L-Precision-Pair-Multicopter-Carbon-Fiber-Propeller-Low-Kv-Motor/#des>>. Acessado em 08/09/2021. Citado na página 75.

PLASTECNO. *Tarugo de polipropileno*. 2020. <<https://www.plastecno.com.br/produtos/polipropilenopp.html>>. Acessado em 05/09/2021. Citado na página 73.

RABBITMQ. *What can RabbitMQ do for you?* 2021. <<https://www.rabbitmq.com/features.html>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 97.

REDHAT. *Qual é a função de um gateway de API?* 2021. <<https://www.redhat.com/pt-br/topics/api/what-does-an-api-gateway-do>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 98.

REPUBLICA, P. da. *Lei das contravencoes penais*. 1941. <[http://www.planalto.gov.br/ccivil\\_03/decreto-lei/Del3688.htm](http://www.planalto.gov.br/ccivil_03/decreto-lei/Del3688.htm)>. Acessado em 08/08/2021. Citado na página 23.

- SANTOS, T. R. S. D. *Integração de um VANT*. [S.l.]: Universidade do Vale do Paraíba Monografia, 2015. <<https://biblioteca.univap.br/dados/000015/00001534.pdf>>. Acessado em 13/08/2021. Citado na página 27.
- SANTOS, T. R. S. dos. *Integração de um VANT*. 2015. <<https://biblioteca.univap.br/dados/000015/00001534.pdf>>. Acessado em 11/09/2021. Citado na página 28.
- SILVA, C. *Drone Stand-Alone*. [S.l.]: UNIVERSIDADE AUTÓNOMA DE LISBOA, 2018. <<https://repositorio.ual.pt/handle/11144/4356>>. Acessado em 12/08/2021. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 75.
- SILVA, C. *Drone Stand-Alone*. 2018. <<https://repositorio.ual.pt/bitstream/11144/4356/1/Relatorio%20Final%20-%20Drone%20UAL%20-%20Caio%20Silva%20-%202020160470.pdf>>. Acessado em 11/09/2021. Citado na página 30.
- SILVA, R. de Faveri Alexandre da. Metodologia gut aplicada à gestão de desastres: uma ferramenta de auxilio para a hierarquização de riscos. Brasil, p. v.9 n.1, 2016. Citado na página 120.
- SLAMTEC. *Manual de utilização e dados técnicos do radar modelo RPLIDAR A2*. 2021. <[http://bucket.download.slamtec.com/20b2e974dd7c381e46c78db374772e31ea74370d/LD208\\_\\_SLAMTEC\\_rplidar\\_datasheet\\_A2M8\\_v2.6\\_en.pdf](http://bucket.download.slamtec.com/20b2e974dd7c381e46c78db374772e31ea74370d/LD208__SLAMTEC_rplidar_datasheet_A2M8_v2.6_en.pdf)>. Acessado em 10/09/2021. Citado 2 vezes nas páginas 51 e 52.
- TOOL, U. D. *Figma*. 2021. <<https://www.figma.com>>. Acessado em 20/08/2021. Citado na página 138.
- UML-DIAGRAMS. *Class and Object Diagrams Overview*. 2007. <<https://www.uml-diagrams.org/class-diagrams-overview.html>>. Acessado em 07/09/2021. Citado na página 99.
- VALVERDE, M. *País pode ser estratégico no abastecimento global*. 2020. <<https://diariodocomercio.com.br/agronegocio/pais-e-capaz-de-atender-alta-da-demanda-global-por-alimentos/>>. Acessado em 08/08/2021. Citado na página 18.
- VISUAL, D. *CONHEÇA A LEGISLAÇÃO DE DRONES NO BRASIL*. 2018. <<https://www.dronevisual.com/post/2018/09/14/conheca-legislacao-de-drones-no-brasil-homologacao>>. Acessado em 08/08/2021. Citado na página 24.
- XOAR, X. I. llc. *Titan T8000 Heavy Lifting Series for RC Multicopters and Drones*. 2021. <<https://www.xoarintl.com/brushless-electric-motors/titan/titan-T8000-heavy-lifting-series/>>. Acessado em 18/08/2021. Citado 3 vezes nas páginas 5, 28 e 29.

# Apêndices

# APÊNDICE A – Termo de Abertura do Projeto (TAP)

## A.1 Lista É/Não é

### A.1.1 É

- É capaz de permanecer em voo por cerca de 30 minutos ininterruptos, onde o tempo de voo pode ser menor caso o veículo fique durante todo o tempo em stand by, parado no ar.
- É capaz de realizar a pulverização de precisão de defensivos agrícolas.
- É capaz de desviar de animais e outros obstáculos, evitando colisões.
- É capaz de realizar a coleta de variáveis quantitativas, como temperatura, umidade do ar e velocidade de operação.
- É capaz de emitir ao operador um sinal de aviso caso algum bico nebulizador esteja entupido.

### A.1.2 Não é

- Não é capaz de realizar acrobacias aerodinâmicas durante sua operação.
- Não é capaz de dispersar outros produtos que não sejam defensivos agrícolas.
- Não é capaz de funcionar sem carga na bateria.
- Não é adequado para pessoas sem experiência em manuseio prévio de veículos parecidos.
- Não é um sistema autônomo, e precisa de cuidado durante o manuseio.

## A.2 Vantagens e desvantagens do projeto

A partir dos parâmetros levantados e das análises de mercado efetuadas, algumas vantagens e desvantagens foram levantadas no que tange a proposta desenvolvida. Essas vantagens e desvantagens são listadas abaixo na figura 57.

### A.2.1 Produtos concorrentes

Foi realizado uma pesquisa de mercado mostrada na figura 58 considerando os concorrentes que competem no mesmo nicho de mercado.

A análise de mercado mostra que a carga pretendida de 10 kg está dentro do mais difundido na indústria. Em relação a autonomia de voo, a meta inicial de 30 minutos é um diferencial, se mostrando quase 2 vezes maior do que a autonomia dos drones atuais. É

PROJETO: VANT DE PULVERIZAÇÃO	
VANTAGENS	DESVANTAGENS
Excelente viabilidade econômica	Investimento elevado a curto prazo
Monitoramento em tempo real de variáveis	Necessário pessoa especializada para operação
Diminuição de impactos ambientais	Autonomia de voo inversamente proporcional ao peso
Alcance geográfico ampliado e mais preciso	Operável somente em territórios despovoados
Longa vida útil	

Figura 57 – Vantagens e desvantagens do projeto. Fonte: Autores

Serviços fornecidos	Modelos de drones consagrados			
	BRRB10L-6E	DJI Agras MG-1P	THEA 130S	DRACTOR 25A
Capacidade de carga	10 kg	10 kg	10 kg	10 kg
Autonomia de voo (min)	10	20	12	60
Alcance do sinal e rádio	2 km	5 km NFC	1 km	5 km
Velocidade de voo (m/s)	10	15	10	10
Peso total (kg)	24,6	23	24	Não divulgado
Preço	R\$ 75.000,00	R\$ 83.000,00	R\$ 25.000,00	Não divulgado

Figura 58 – Análise de mercado com os principais VANTs já existentes. Fonte: Autores

importante ressaltar também que o peso da aeronave a ser projetada não vai ultrapassar 25 kg, já incluindo os 10 kg de defensivos.

### A.3 Restrições do produto

Uma análise de aspectos técnicos restritivos foi levantada com o intuito de se avaliar e implementar o produto da melhor maneira possível. Essa análise leva em conta os seguintes itens:

1. Local de operação: O drone deve ser utilizado em áreas agrícolas abertas, livres de

edificações altas e sem a presença de pessoas na região de voo.

2. Estabilidade do drone: A estabilidade do voo e o controle do processo de dispersão do drone são realizados remotamente pelo controle do operador, e indica-se possuir experiência antes de operar o produto.
3. Altitude de operação: Visto que o produto é destinado a operar em altitudes não muito elevadas, desobedecer essa restrição pode submeter os componentes a elevadas condições de temperatura e pressão, desbalanceando e até mesmo danificando o equipamento.
4. Acesso a ponto de energia: O local de operação deve possuir um ponto de energia para recarga da bateria do veículo, visto que sua autonomia de operação é de 15 minutos.

## A.4 Papéis e responsabilidades

### A.4.1 Equipe

A equipe responsável pelo projeto é formada por 14 alunos da FGA. A equipe foi alocada em 3 núcleos de desenvolvimento: estrutura, elétrica e software. A área de estrutura é formada por alunos das engenharias Automotiva e Aeroespacial é responsável por toda a parte estrutural do projeto. Por sua vez, o núcleo de elétrica é composto por alunos das engenharia de Energia e Eletrônica, e é responsável pela estruturação dos sensores, microcontroladores e baterias, bem como a comunicação com o software. Por fim, a área de software é formada pelos alunos do curso de Engenharia de Software, sendo responsáveis pela captação das variáveis coletadas pelo drone e o tratamento e disposição dos dados. Dentre os 14 alunos, alguns deles assumiram papéis de diretores e de coordenação, sendo: 1 coordenador geral, 1 diretora de qualidade e 3 diretores técnicos sendo cada um responsável por cada área. Os nomes dos alunos estão mostrados na tabela [23](#) enquanto que a disposição dos cargos é mostrada na figura [59](#).

Tabela 23 – Equipe do projeto. Fonte:Autores.

Número	Nome	Matrícula	Curso
1	Rodrigo Evangelista Aguiar de Souza	18/0130366	Engenharia Aeroespacial
2	Danielle Lima Bezerra	16/0151589	Engenharia Aeroespacial
3	Vitor Lima Aguirra	16/0047412	Engenharia Aeroespacial
4	Natalia Paula Souza	16/0015871	Engenharia de Energia
5	Francisco Barroso de Carvalho Neto	19/0106751	Engenharia de Energia
6	Thayná Côrtes Pereira	17/0063577	Engenharia de Energia
7	Lucas Gomes Silva	16/0133505	Engenharia de Software
8	Matheus de Cristo Doreia Estanislau	15/0141220	Engenharia de Software
9	João Pedro Soares Cirqueira	15/0132344	Engenharia de Software
10	Moacir Mascarenha Soares Junior	17/0080366	Engenharia de Software
11	Lucas Regis	15/0137443	Engenharia Automotiva
12	Douglas Alves de Castro	16/0005167	Engenharia Automotiva
13	Marianna Amélia de S. B. Monteiro	16/0160472	Engenharia Eletrônica
14	Elias Queiroga Vieira	16/0118719	Engenharia Eletrônica

#### A.4.2 Professores

Os professores são responsáveis por avaliar e auxiliar as equipes dos projetos ao longo da disciplina a medida que surgirem dificuldades técnicas. Os professores responsáveis pela disciplina se encontram na tabela 24.

Tabela 24 – Docentes da disciplina de Projeto Integrador de Engenharia 2. Fonte: Autores.

Docente	Área de Atuação
Alex Reis	Engenharia de Energia
Ricardo Matos Chaim	Engenharia de Software
José Felício da Silva	Engenharia Eletrônica
Rhander Viana	Engenharia Automotiva
Paolo Gessini	Engenharia Aeroespacial

#### A.4.3 Público Alvo

Para a definição do público alvo do projeto, é necessário primeiramente entender a classificação de produtores rurais do Brasil. No Brasil, a classificação de produtores rurais não segue o critério de tamanho de hectares, mas sim a Receita Bruta Agropecuária Anual (RBA). Dessa forma, a classificação de pequeno, médio e grande produtor segue os critérios estabelecidos na resolução CMN N° 4.883, DE 23 DE DEZEMBRO DE 2020 (FEDERAL, 2020), onde a divisão de produtores rurais é realizada conforme abaixo:

- Pequeno produtor: RBA até R\$ 415000,00

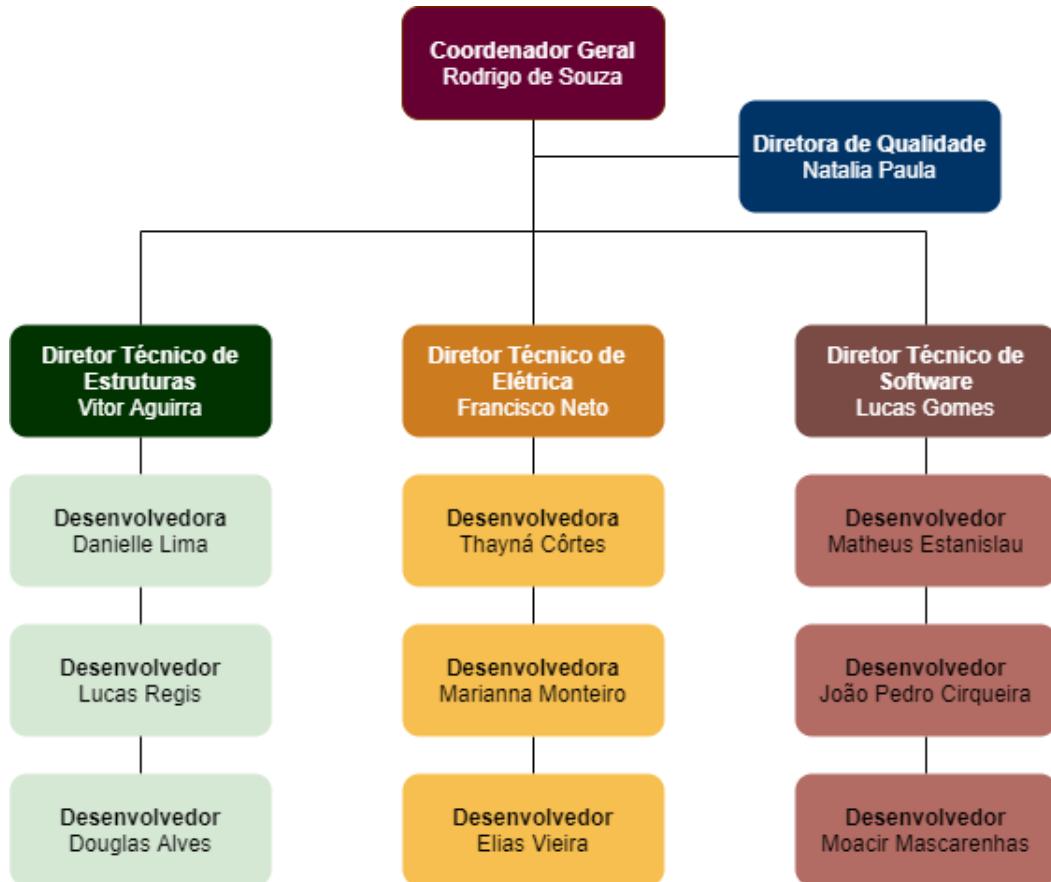


Figura 59 – Organograma dos integrantes do projeto elaborado na plataforma Drawio.

Fonte: Autores

- Médio produtor: RBA acima de R\$ 415000,00 e abaixo de R\$ 2000000,00
- Grande produtor: RBA acima de R\$ 2000000,00

Inicialmente, dados os altos custos iniciais de implementação do projeto, pensou-se em delimitar o público alvo como sendo os produtores de médio e grande porte. Entretanto, dado o grande potencial lucrativo do produto e a sua capacidade de prevenir o contato direto do trabalhador de pequeno porte com os defensivos agrícolas, entendeu-se que as três classificações de produtores se enquadram como sendo o público alvo do projeto, dado o grande potencial de retorno financeiro do produto.

# APÊNDICE B – Riscos do projeto

A análise de riscos objetiva-se a mitigar os riscos que possam levar ao comprometimento do projeto. Para tal análise, foi implementada a metodologia de análise de Gravidade, Urgência e Tendência (GUT), que é uma ferramenta auxiliadora na priorização das decisões em um projeto (SILVA, 2016). Cada núcleo do projeto possui uma análise de risco específica, que por sua vez são mostradas nas tabelas 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32 e 33.

## B.1 Riscos Gerais

Tabela 25 – Tabela de riscos gerais do projeto. Fonte: Autores.

ID	Risco	Consequência
1	Trancamento da disciplina	Sobrecarregar os demais membros
2	Equipe inexperiente	Atraso em implementar o projeto
3	Dificuldade na comunicação e alinhamento entre estrutura, eletrônica e software	Mal funcionamento do produto

## B.2 Riscos Estruturais

Tabela 26 – Riscos de estrutura relacionados ao projeto.

Fonte: Autores

ID	Categoría	Risco	Consequência
1	Desempenho	Fratura da estrutura devido aos ciclos de trabalho	Quebras de componentes mecânicos durante a operação
2	Desempenho	Falha devido a erro de projeto mecânicos	Possíveis quebras durante operação
3	Desempenho	Mal dimensionamento das hélices	Dificuldade de operação e/ou queda durante voo
4	Operador	Impactos devido a condições climáticas ou fauna local	Danos físicos ao drone, contaminação excessiva do solo nas proximidades com agrotóxico, incêndios
5	Desempenho	Falha/entupimento dos bicos pulverizadores	Pulverização prejudicada

ID	Categoría	Risco	Consequência
6	Operador	Impactos	Danos físicos às pessoas próximas e ao drone
7	Desempenho	Falha da estrutura devido a grandes variações de cargas térmicas	Possíveis quebras durante operação
8	Desempenho	Vibrações induzidas nos componentes internos	Mal funcionamento e quebra do veículo

### B.2.1 Análise dos Riscos e Ações de Estruturas

Tabela 27 – Riscos e ações de estruturas do projeto. Fonte: Autores.

ID	Ação	Ação Reativa	G	U	T	Grau
1	Operador	substituição de componentes comprometidos	5	1	2	10
2	Desempenho	Validações analíticas e numéricas	5	5	5	125
3	Desempenho	Estudar novo dimensionamento dos motores e/ou hélices e substituição	5	5	5	125
4	Operador	Verificação do clima pelo operador e uso consciente do equipamento	5	2	1	10
5	Operador	Limpeza periódica dos pulverizadores	3	2	1	6
6	Operador	Ações de prevenção e treinamento do operador	5	4	4	80
7	Desempenho	Análises numéricas	5	5	5	125
8	Desempenho	Isolamento dos componentes internos	4	3	4	48

### B.3 Riscos Eletrônicos

Tabela 28 – Riscos dos subsistemas eletrônicos relacionados ao projeto. Fonte: Autores

ID	Categoría	Risco	Consequência
1	Desempenho	Curto circuito	Dano ao sistema
2	Desempenho	Falha dos sensores	Perda do monitoramento
3	Desempenho	Falha dos motores	Voo instável e com possibilidade de queda

ID	Categoria	Risco	Consequência
4	Desempenho	Falha na comunicação entre o controle e o VANT	Perda de controle sobre VANT
5	Desempenho	Falha na placa controladora de voo	Veículo passível de queda
6	Desempenho	Desencaixe de algum componente	Dano crítico interno que pode levar a queda

### B.3.1 Análise dos Riscos e Ações de eletrônica

Tabela 29 – Riscos e ações de eletrônica do projeto Fonte:  
Autores

ID	Ação	Ação Reativa	G	U	T	Grau
1	Acompanhamento	Manutenção periódica	5	5	5	125
2	Acompanhamento	Manutenção periódica	4	4	3	64
3	Acompanhamento	Teste antes do voo e manutenção	5	5	5	125
4	Acompanhamento	Manutenção periódica	5	5	5	125
5	Acompanhamento	Manutenção periódica	5	5	4	100
6	Acompanhamento	Manutenção periódica	5	5	5	125

### B.4 Riscos de energia

Tabela 30 – Riscos dos subsistemas de energia relacionados ao projeto. Fonte: Autores

ID	Categoria	Risco	Consequência
1	Integração	Falha na integração entre eletrônica, energia e estrutura	Não funcionamento do VANT
2	Desempenho	Não funcionamento da fonte de alimentação	Não funcionamento do VANT
3	Desempenho	Falha na alimentação durante o voo	Queda e quebra do veículo

ID	Categoria	Risco	Consequência
4	Desempenho	Superaquecimento do motor	Queima do motor e incêndio interno
5	Desempenho	Falha no carregamento das baterias	Inoperância total ou parcial do veículo
6	Desempenho	Erro no dimensionamento do motor	Não cumpre a autonomia de voo estabelecida
7	Desempenho	Inoperância da bomba	Falha na dispersão do defensivo agrícola
8	Desempenho	Superaquecimento da bateria	Autonomia de voo comprometida e possibilidade de explosão e incêndio

#### B.4.1 Análise dos Riscos e Ações de energia

Tabela 31 – Riscos e ações de energia do projeto Fonte:  
Autores

ID	Ação	Ação Reativa	G	U	T	Grau
1	Integração	Ajuste do alinhamento e comunicação entre as três áreas	5	5	5	125
2	Mitigar	Estudo completo de carga e correto dimensionamento	5	5	5	125
3	Mitigar	Manutenção periódica do sistema de alimentação	5	5	5	125
4	Mitigar	Manutenção periódica do motor e controle de temperatura	5	5	5	125
5	Mitigar	Conferir o estado dos fios e bateria	4	4	4	64
6	Integração	Alinhamento entre a demanda e consumo	4	4	5	80
7	Desempenho	Garantir o correto dimensionamento da bomba	5	5	5	125

ID	Ação	Ação Reativa	G	U	T	Grau
8	Mitigar	manutenção periódica e troca dos componentes quando necessário	4	4	5	80

## B.5 Riscos de Software

Tabela 32 – Riscos dos subsistemas de software relacionados ao projeto. Fonte: Autores

ID	Categoria	Risco	Consequência
1	Planejamento	Dificuldade com as tecnologias escolhidas	Atraso na entrega do projeto
2	Planejamento	Possível redução de membros	Atraso na entrega do projeto
3	Planejamento	Falta de comunicação	Baixa qualidade do software
4	Planejamento	Entrega de relatórios com atrasos	Débitos técnicos para os próximos relatórios
5	Planejamento	Falta de priorização dos requisitos	Funcionalidades cruciais deixadas em segundo plano
6	Infraestrutura	Danos à base de dados	Perda de dados da aplicação
7	Infraestrutura	Ambiente de desenvolvimento mau configurado	Falhas durante a operação
8	Desempenho	Falha com a conexão de rede do VANT	Monitoramento em tempo real sem atualização
9	Desempenho	Bugs do software	Mal funcionamento do sistema

### B.5.1 Análise de Riscos e ações para software

Tabela 33 – Riscos e ações de software do projeto Fonte:  
Autores

ID	Ação	Ação Reativa	G	U	T	Grau
1	Mitigar	Estudar a documentação da tecnologia utilizada	3	4	5	60
2	Prevenção	Ajuste do escopo e tarefas do projeto	4	4	5	80
3	Prevenção	Comunicação e interação mais eficiente entre o núcleo do projeto	4	3	3	36
4	Prevenção	Melhorar a organização dos integrantes	5	4	4	80
5	Prevenção	Reavaliar os requisitos e criar nova priorização	5	5	2	50
6	Prevenção	Realização de backups	5	5	4	100
7	Mitigação	Ajustes prévios e periódicos no ambiente de desenvolvimento	4	3	2	24
8	Mitigação	Salvar os dados localmente para depois exportá-los	4	2	3	24
9	Prevenção	Realizar testes de features	4	3	3	36

# APÊNDICE C – Gerenciamento

## C.1 Metodologia

As metodologia e ferramentas que foram analisadas e aplicadas como suporte para o desenvolvimento do projeto foram o PMBOK (Project Management Body of Knowledge), juntamente com o ciclo PDCA com a finalidade de promover um controle e melhoria contínua do processo e o Trello como ferramenta de gestão.

## C.2 Ferramentas de Gerenciamento

As ferramentas que foram selecionadas pelos projetistas para auxiliar no desenvolvimento do projeto podem ser encontradas na figura 66.

Ferramenta	Função
 Microsoft Teams	Ferramenta utilizada para as reuniões gerais e as reuniões das subequipes.
 Google Drive	Ferramenta utilizada para o armazenamento de todos os processos e dos dados gerados para construção do projeto.
 WhatsApp	Ferramenta utilizada como plataforma principal de comunicação entre diretoria e desenvolvedores, para analisar o desenvolvimento do projeto, para suporte em dúvidas e para a marcação das reuniões.
 Overleaf	Ferramenta utilizada para a elaboração e formatação dos relatórios do projeto.
 GitHub	Ferramenta utilizada para o controle dos códigos gerados para o desenvolvimento do software aplicado no projeto.
 Trello	Ferramenta utilizada para o controle de prazos e entregas das subequipes.
 Pacote Computacional Ansys	Software utilizado para desenvolvimento das simulações estrutural do projeto.
 Catia	Software utilizado para desenvolvimento do CAD estrutural do projeto.
 Solidworks	Software utilizado para desenvolvimento do CAD estrutural do projeto.

Figura 60 – Ferramentas utilizadas ao longo do desenvolvimento do projeto.

## C.3 Estrutura Analítica do Projeto (EAP)

### C.3.1 EAP PC1

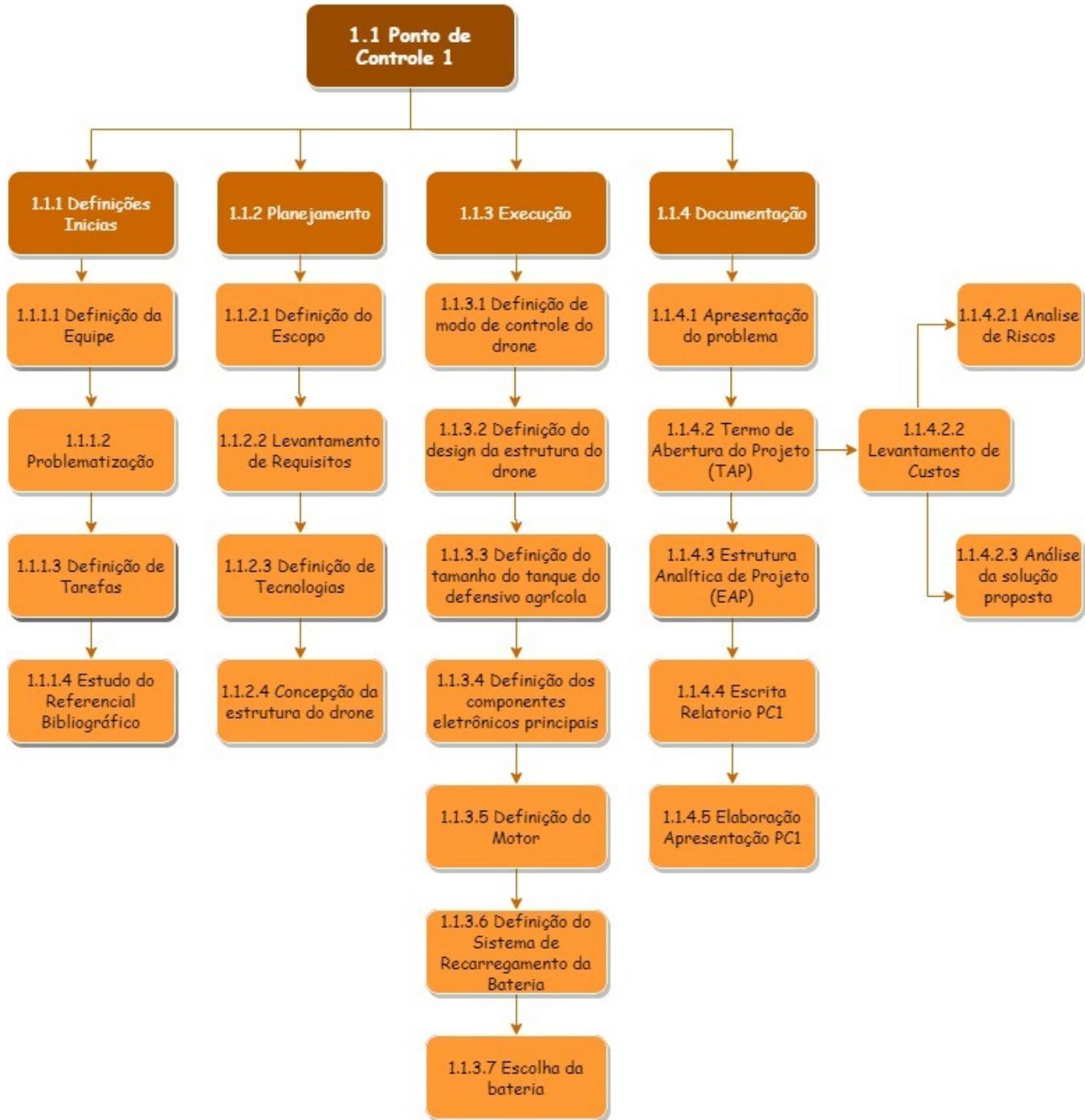


Figura 61 – Estrutura Analítica do ponto de controle 1

### C.3.2 EAP PC2

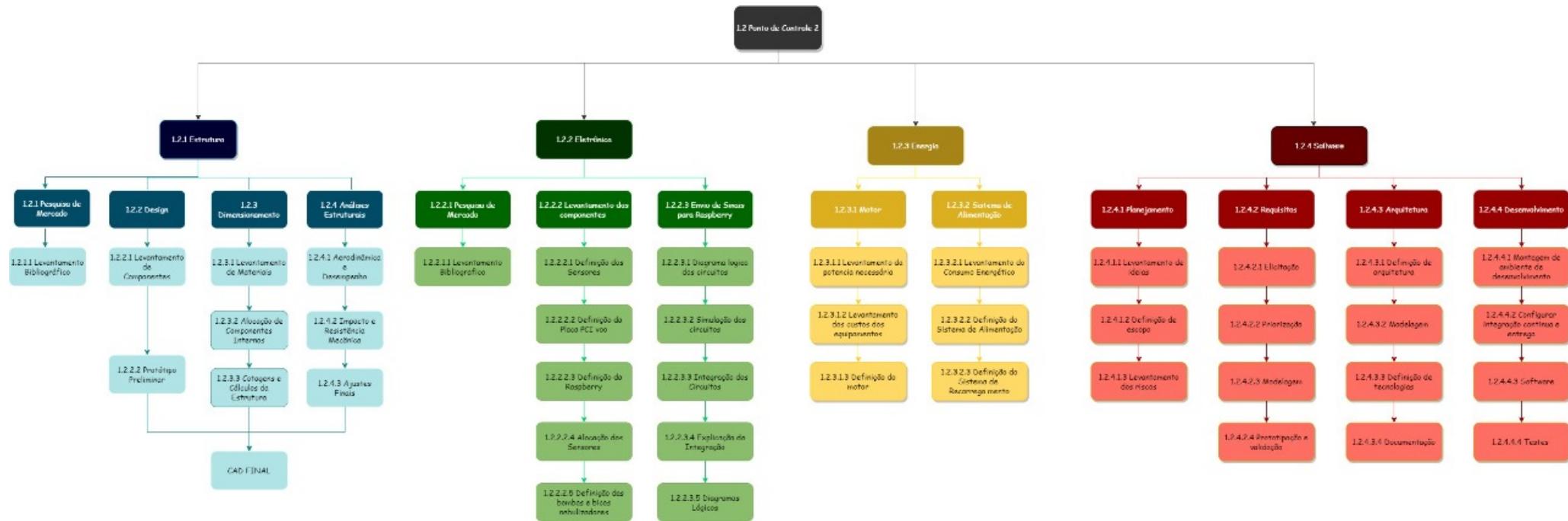


Figura 62 – Estrutura Analítica do ponto de controle 2.

### C.3.3 EAP Estrutura

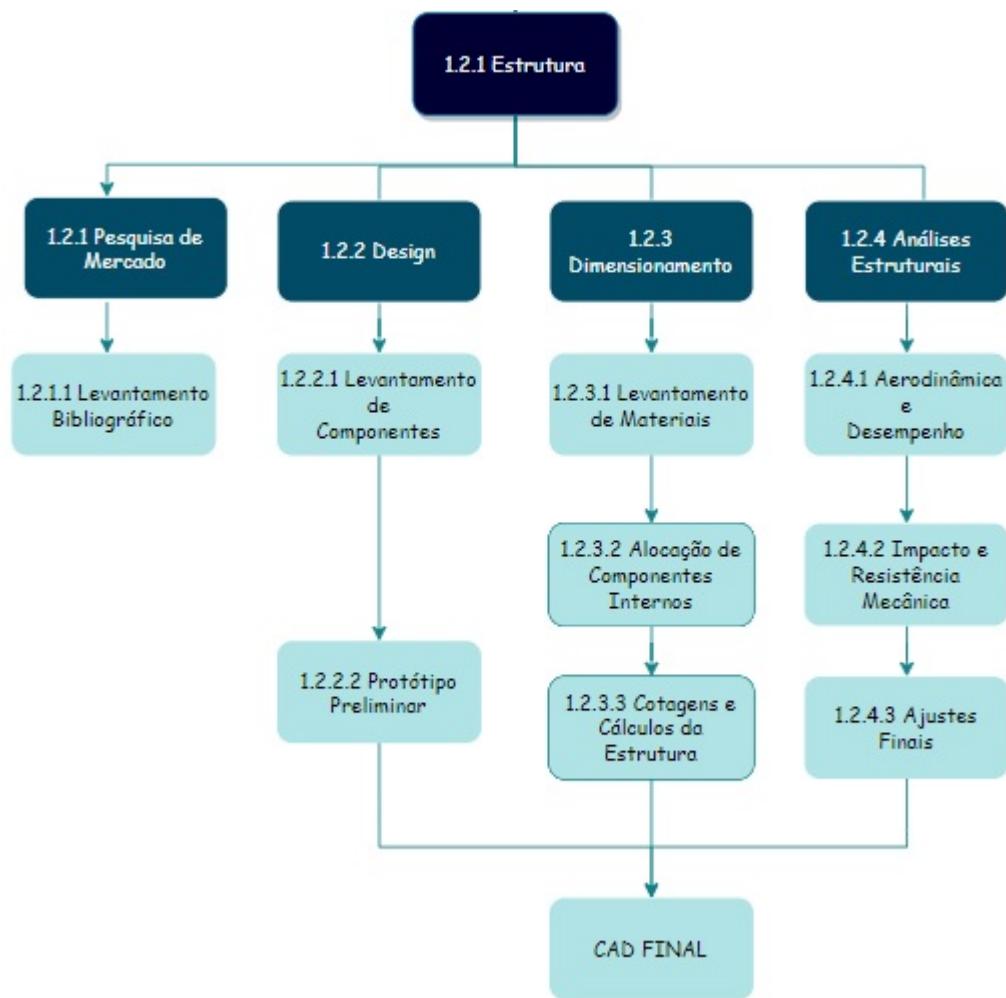


Figura 63 – Estrutura Analítica de estruturas do ponto de controle 2.

### C.3.4 EAP Elétrica (Eletrônica e Energia)

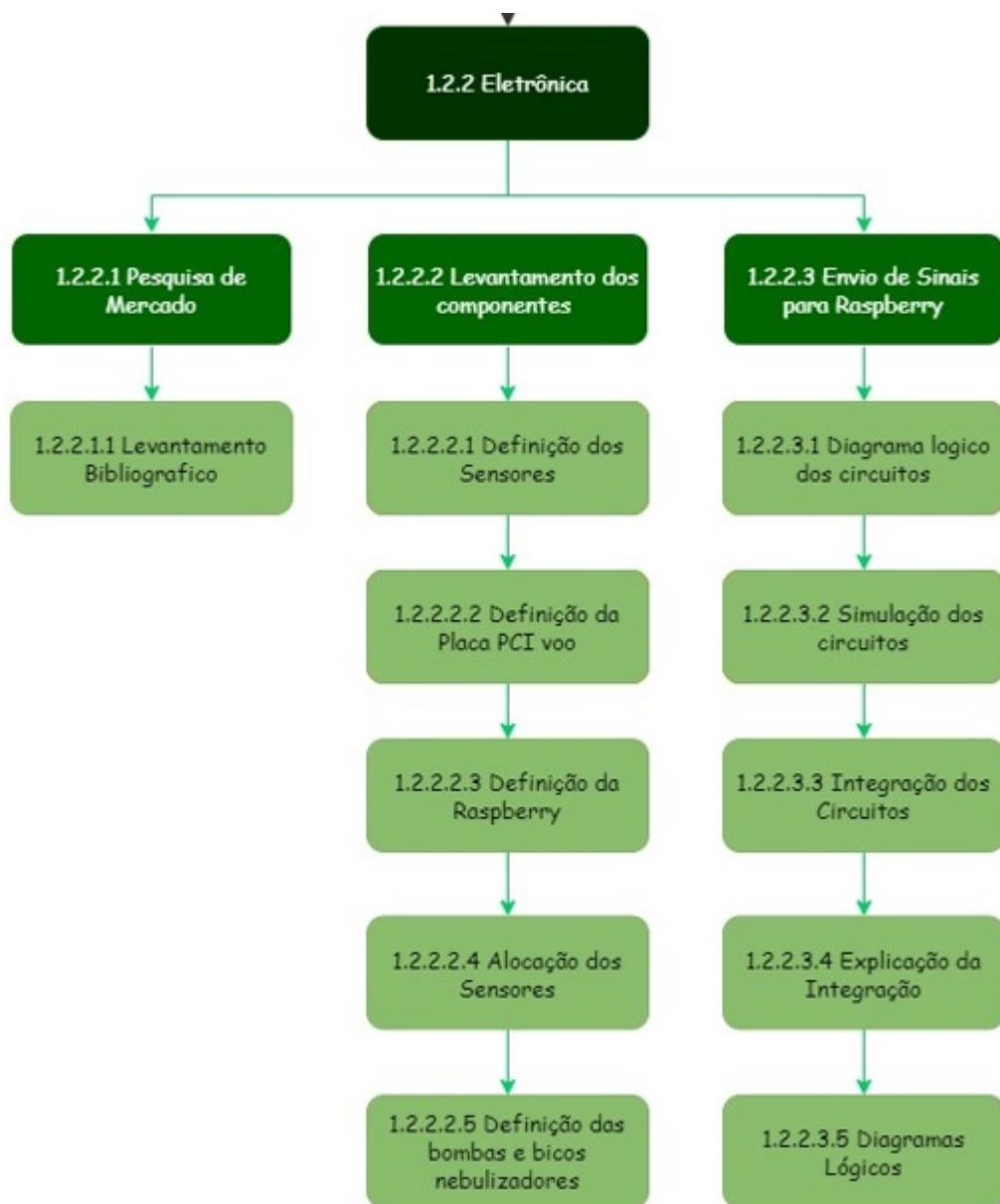


Figura 64 – Estrutura Analítica de Eletrônica do ponto de controle 2.

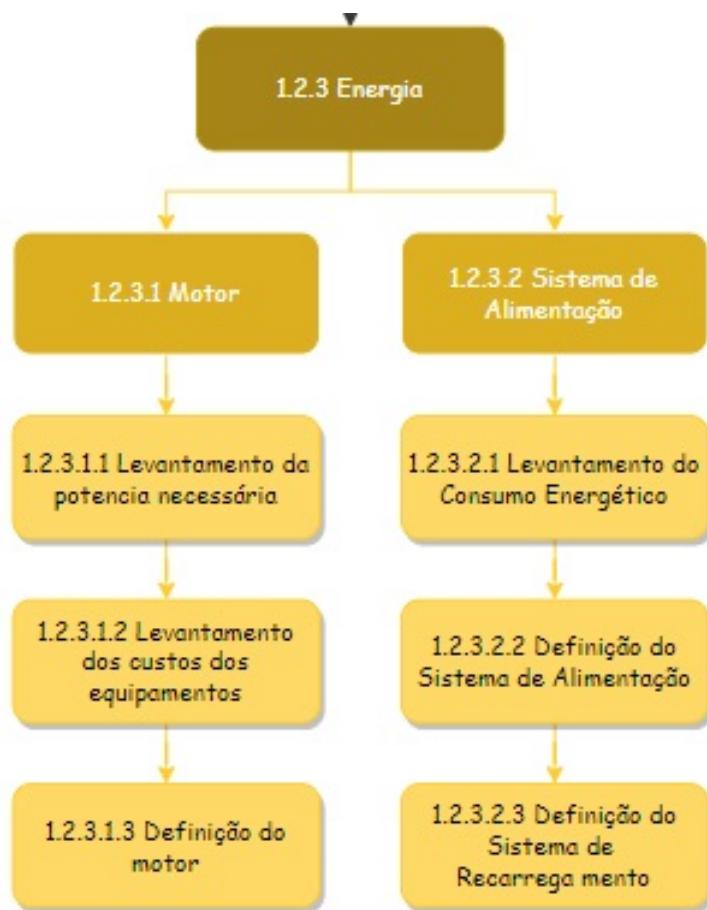


Figura 65 – Estrutura Analítica de energia do ponto de controle 2.

### C.3.5 EAP PC3

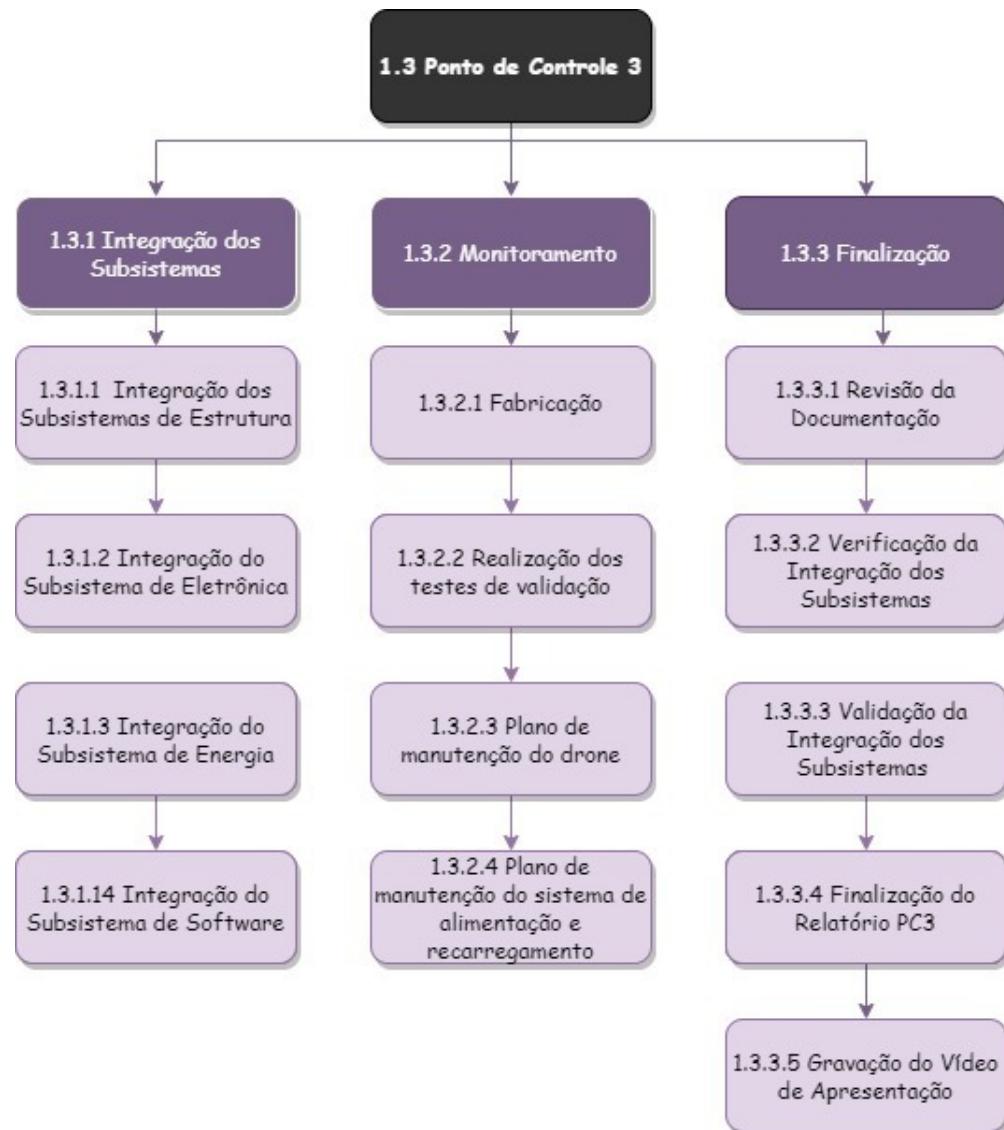


Figura 66 – Estrutura Analítica do ponto de controle 3.

## C.4 Gestão de tempo

### C.4.1 Cronograma de Estrutura

Tabela 34 – Cronograma de atividades para o núcleo de estrutura. Fontes:Autores

Cronograma de atividades	Início	Fim
Levantamento bibliográfico sobre VANTs	04/08/2021	05/08/2021
Pesquisa sobre modelos de VANT no mercado	05/08/2021	06/08/2021
Levantamento de requisitos e componentes	07/08/2021	10/08/2021
Levantamento de custos e riscos	10/08/2021	11/08/2021
Alinhamento sobre o Ponto de Controle 1	10/08/2021	11/08/2021
Reunião com o professor Alex para esclarecimentos	11/08/2021	11/08/2021

Cronograma de atividades	Início	Fim
Modelagem CAD preliminar	11/08/2021	18/08/2021
Elaboração dos slides para apresentação	22/08/2021	25/08/2021

### C.4.2 Cronograma elétrica

Tabela 35 – Cronograma de atividades para o núcleo de elétrica. Fontes:Autores

Cronograma de atividades	Início	Fim
Pesquisas gerais sobre o VANT	02/08/2021	12/08/2021
Levantamento de requisitos, riscos e soluções elétricas	05/08/2021	12/08/2021
Alinhamento entre as equipes de eletrônica e software	09/08/2021	19/08/2021
Concepção de soluções	12/08/2021	18/08/2021
Validação das soluções	18/08/2021	19/08/2021
Escrita do PC1	19/08/2021	21/08/2021
Elaboração da apresentação	19/08/2021	21/08/2021

### C.4.3 Cronograma de Software

Tabela 36 – Cronograma de atividades para o núcleo de software. Fontes:Autores

Cronograma de atividades	Início	Fim
Elaboração do escopo do projeto	05/08/2021	07/08/2021
Elicitação de requisitos funcionais e não funcionais	07/08/2021	07/08/2021
Definição de custos	07/08/2021	08/08/2021
Definição de riscos	08/08/2021	10/08/2021
Definição da identidade visual	10/08/2021	17/08/2021
Elaboração de protótipos	10/08/2021	17/08/2021
Documentação da arquitetura da solução empregada	10/08/2021	17/08/2021

### C.4.4 Cronograma de reuniões

#### C.4.4.1 Reuniões Gerais

Tabela 37 – Cronograma de reuniões realizadas para grupo geral. Fontes:Autores

Nº da reunião	Objetivo	Data
1	Apresentação dos integrantes do grupo e discussão dos projetos propostos	26/07/2021
2	Definições relacionadas a estrutura organizacional, horários das reuniões, repositórios e escrita do PC1	30/07/2021
3	Resultados iniciais das pesquisas e dos levantamentos de requisitos	06/08/2021
4	Alinhamento de diretrizes para escrita do PC1 e definições relacionadas a apresentação do mesmo	13/08/2021

#### C.4.4.2 Reuniões Estrutura

Tabela 38 – Cronograma de reuniões realizadas pelo núcleo de estrutura. Fontes:Autores

Nº da reunião	Objetivo	Data
1	Discussão sobre os modelos já existentes no mercado, além de brainstorm e debate geral sobre o design do VANT do projeto	05/08/2021
2	Definição sobre o design base do projeto e divisão de tarefas para a escrita do PC1	06/08/2021
3	Resultados do projeto CAD preliminar do VANT e debate sobre modificações a serem efetuadas	13/08/2021
4	Alinhamento de pesquisas e nova divisão de tarefas já planejando o PC2	16/08/2021
5	Levantamento de requisitos para o PC2 e atribuição de tarefas	23/08/2021
6	Ajustes a serem feitos no CAD	28/08/2021
7	Ajustes nas análises estruturais feitas no Ansys	01/09/2021
8	Dúvidas sobre a análise aerodinâmica de desempenho	05/09/2021

Nº da reunião	Objetivo	Data
9	Elaboração dos cálculos analíticos de tensão	08/09/2021
10	Ajustes finais no CAD do PC2	11/09/2021

#### C.4.4.3 Reuniões do núcleo elétrico

Tabela 39 – Cronograma de reuniões realizadas para o núcleo de elétrica. Fontes:Autores

Nº da reunião	Objetivo	Data
1	Brainstorm e debate geral sobre energia e eletrônica necessária no VANT.	02/08/2021
2	Levantamento de requisitos e dúvidas acerca do projeto.	05/08/2021
3	Reunião com o professor Alex sobre dúvidas de alimentação do VANT.	06/08/2021
4	Reunião entre equipe de eletrônica e software.	09/08/2021
5	Planejamento e divisão das atividades para finalização do PC1.	12/08/2021
6	Reunião com o Professor Alex - Prevista	13/08/2021
7	Reunião entre equipe de eletrônica e software - Prevista.	a determinar
8	Reunião com o Professor Alex - Prevista.	18/08/2021
9	Reunião Ordinária DIREL - Prevista.	19/08/2021
10	Discussão e decisão sobre alteração da autonomia do VANT	23/08/2021
11	Revisão do planejamento do núcleo e redefinição dos componentes eletrônicos	25/08/2021
12	Levantamento de dúvidas para reunião com os professores Alex e Felício	30/08/2021
13	Alinhamento das diretrizes de Eletrônica e definição da bateria	02/09/2021
14	Reunião de integração com o núcleo de estruturas para acertos da bateria	06/09/2021
15	Verificação de itens faltantes para o PC2	09/09/2021

#### C.4.4.4 Reuniões do núcleo de software

Tabela 40 – Cronograma de reuniões realizadas para o núcleo de software. Fontes:Autores

Nº da reunião	Objetivo	Data
1	Reunião com o professor Chaim para apresentação da proposta inicial	06/08/2021
2	Brainstorm para elicitação de requisitos funcionais e não funcionais	07/08/2021
3	Interação com eletrônica para abordar questões de integração no VANT	09/08/2021
4	Definição da identidade visual e design de aplicação	10/08/2021
5	Elaboração dos protótipos	12/08/2021
6	Reunião com o professor Chaim para abordar ideias de inovação para o núcleo	13/08/2021
7	Finalização do documento e arquitetura de integração	17/08/2021
8	Alinhamento das datas de entrega e levantamento de dúvidas	30/08/2021
9	Esclarecimento de dúvidas e tomada de decisões sobre o PC2	01/09/2021
10	Alinhamento da arquitetura e escolha de tecnologias	03/09/2021
11	Elaboração dos microsserviços	04/09/2021
12	Definição de tecnologias	07/09/2021
13	Finalização da escrita do PC2	08/09/2021

# APÊNDICE D – Definições e soluções de Software

O núcleo de desenvolvedores responsáveis por implementar os sistemas de software ao longo do projeto tem como arquitetura de solução facilitar o monitoramento de VANTS agrícolas, além de coletar informações do ambiente de operação do VANT e disponibilizar em uma interface de forma amigável e intuitiva de modo a gerar valor para o usuário, por meio de uma aplicação web. Esse sistema desenvolvido objetiva-se a auxiliar o controlador do voo com informações relevantes do VANT e também manter o histórico dessas informações de maneira fácil e acessível, simplificando ao máximo o processo de monitoramento. Para melhor explanação acerca da arquitetura de solução desenvolvida, dividiu-se as informações em três blocos, sendo eles a identidade visual do projeto, a arquitetura da informação e a inovação.

## D.1 Identidade visual do produto

A identidade visual representa toda a sintetização do design de um produto, onde é criado um conjunto de elementos gráficos com o objetivo de se comunicar com o público levando os valores do produto.

Diante do contexto apresentado, uma paleta de cores foi pensada de modo a representar, de maneira harmônica, todos os ideais do produto. Tendo em vista que o VANT é projetado para o meio rural e agropecuário, foram escolhidas duas variações da cor verde para representar a tonalidade das plantações e reforçar a preocupação dos desenvolvedores com a correta aplicação dos defensivos, minimizando os danos ambientais. Outras duas variantes de cor azul foram escolhidas com o intuito de representar o céu azul e sem poluições, local de operação do VANT. Por fim, a cor cinza foi escolhida por conta da sua neutralidade e para representar os defensivos agrícolas, entrando em harmonia com as outras cores da paleta e simbolizando que a correta aplicação dos defensivos visa trazer benefícios à produção sem agredir o ambiente. A paleta de cores desenvolvida pode ser observada abaixo na figura 67 (Fonte: Autores).

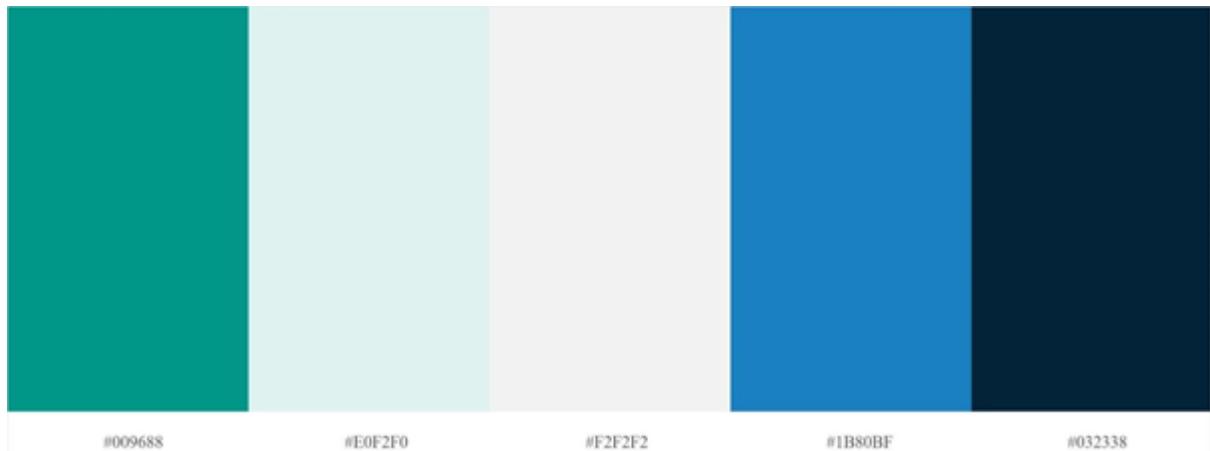


Figura 67 – Paleta de cores desenvolvida para representar o produto

#### D.1.1 Logomarca do produto

A logo foi projetada de forma a representar as duas principais cores presentes na paleta de cores, verde e azul. Sendo assim, a logo possui um VANT localizado na parte central e na cor azul, representando a missão do produto, e uma plantação na cor verde representando o local de utilização do veículo. O arco em amarelo, representado com a ajuda do trigo, foi adicionado para dar um maior contraste à imagem e trazer um pouco mais a ideia de campo, direcionando o design do veículo para o público agropecuarista. A logomarca idealizada para o produto é mostrada abaixo na figura 68 (Fonte: Autores).



Figura 68 – Logomarca desenvolvida para o produto

#### D.2 Protótipos de alta fidelidade

O protótipo de alta fidelidade foi desenvolvido utilizando a ferramenta figma ([TOOL, 2021](#)) com o intuito de assemelhar-se ao produto final desenvolvido. Além disso,

o protótipo é uma ótima ferramenta para a verificação e validação dos requisitos licitados.

Os padrões de design utilizados foram baseados nos padrões de design da linguagem de design desenvolvida pela Google ([GOOGLE, 2021](#)). As telas do protótipo foram idealizadas para telas de tablets com tamanho variando entre 768 a 1366 pixels, com resolução de 768 X 1024. Entretanto, por conta da responsividade, telas de computadores também poderão ser utilizadas. Para acesso completo do protótipo com as iterações entre as telas [Clique aqui](#)

### D.2.1 Telas principais

Inicia-se através do processo de cadastrar o drone na plataforma. A figura 69 (Fonte: Autores) ilustra a interface responsável pela coleta de informação para o cadastro de um novo VANT.

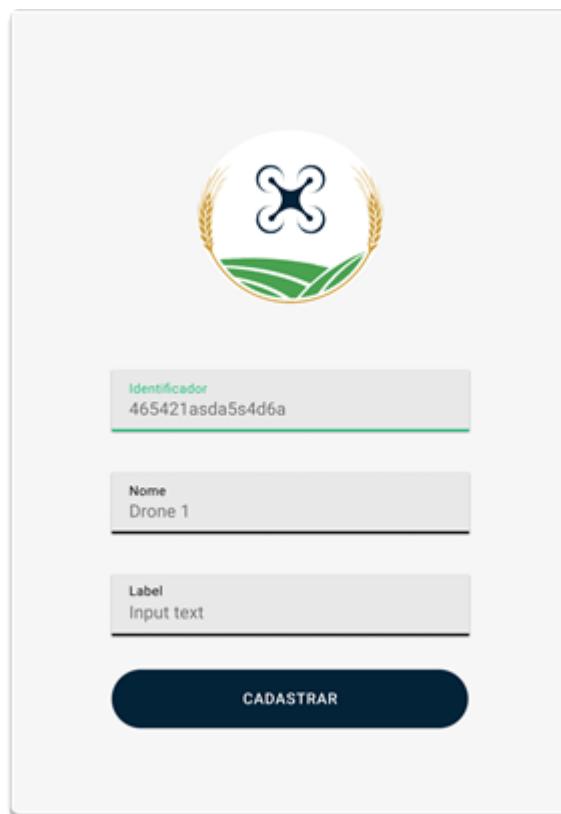


Figura 69 – Interface para registro do VANT

A tela seguinte ilustra o ambiente responsável por mostrar todos os veículos do usuário já cadastrados anteriormente. Essa tela pode ser vista na figura 70 (Fonte: Autores).

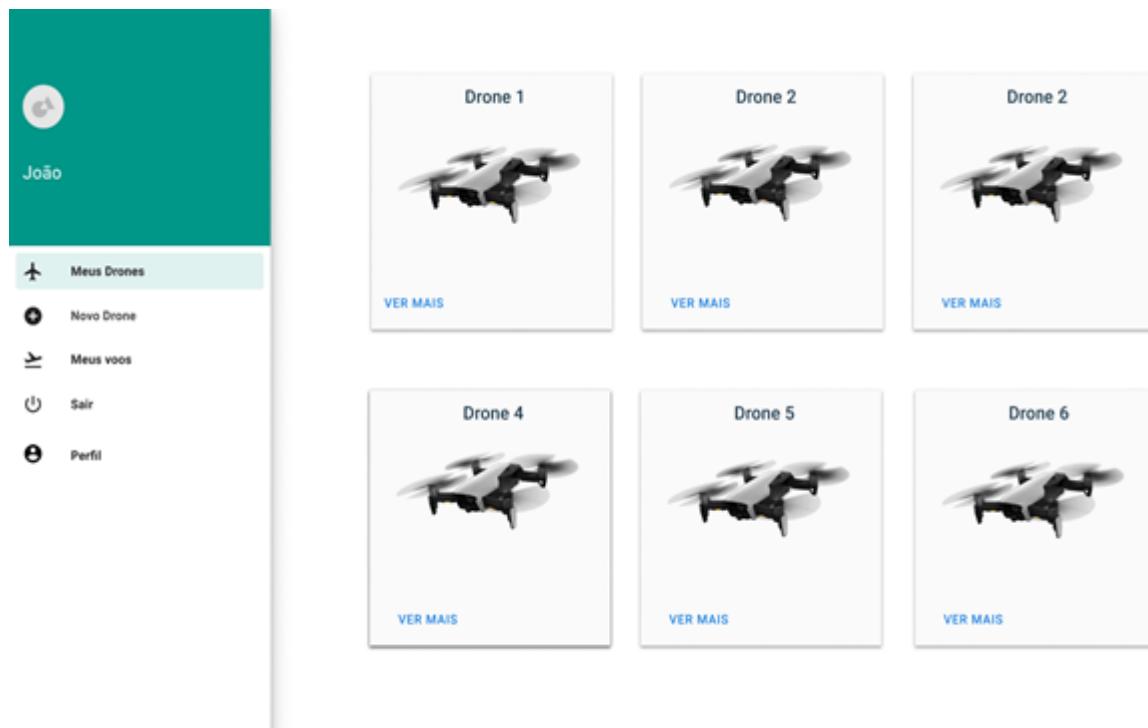


Figura 70 – Tela Meus drones

Clicando nas opções que direcionam o usuário para a tela de monitoramento, é apresentado ao usuário os dados coletados pelos sensores do VANT durante os voos realizados, como temperatura, velocidade, nível de bateria, nível de pesticida, dentre outros. O protótipo de alta fidelidade da tela de monitoramento pode ser observado na figura 71.

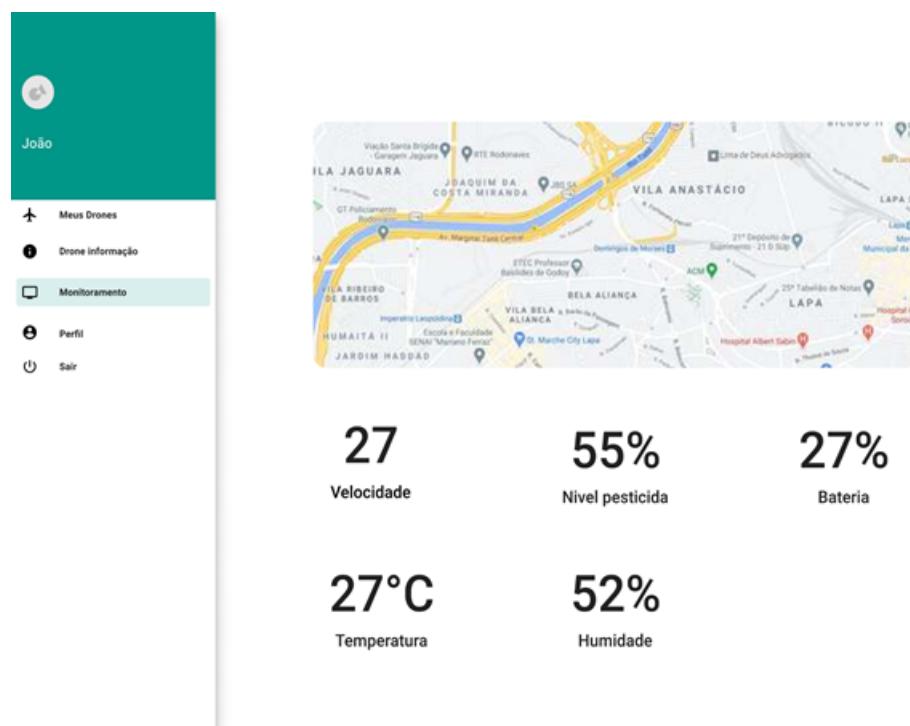


Figura 71 – Tela de monitoramento de dados coletados

A tela "meus voos" lista os voos realizados pelo veículo cadastrados pelo usuário. Essa tela pode ser observada abaixo na figura 72.

The screenshot displays a user interface for managing flights. On the left, there's a sidebar with a profile icon and the name 'João'. Below the name are several menu items: 'Meus Drones', 'Novo Drone', 'Meus voos' (which is highlighted with a green background), 'Perfil', and 'Sair'. The main content area shows a table with four rows of flight data:

ID Voo	Data	Hora	ID Drone
1	27/08/2021	08:50	AASDFSA65454 6AAADS
2	27/08/2021	10:50	AASDFSA65454 6AAADS
3	27/08/2021	16:50	AASDFSA65454 6AAADS
4	27/08/2021	20:50	AASDFSA65454 6AAADS

Figura 72 – Tela "meus voos" da interface

A tela "Detalhes-voo" apresenta o detalhamento de um determinado voo finalizado, por meio de gráficos visuais e interativos. Essa tela é representada abaixo na figura 73.

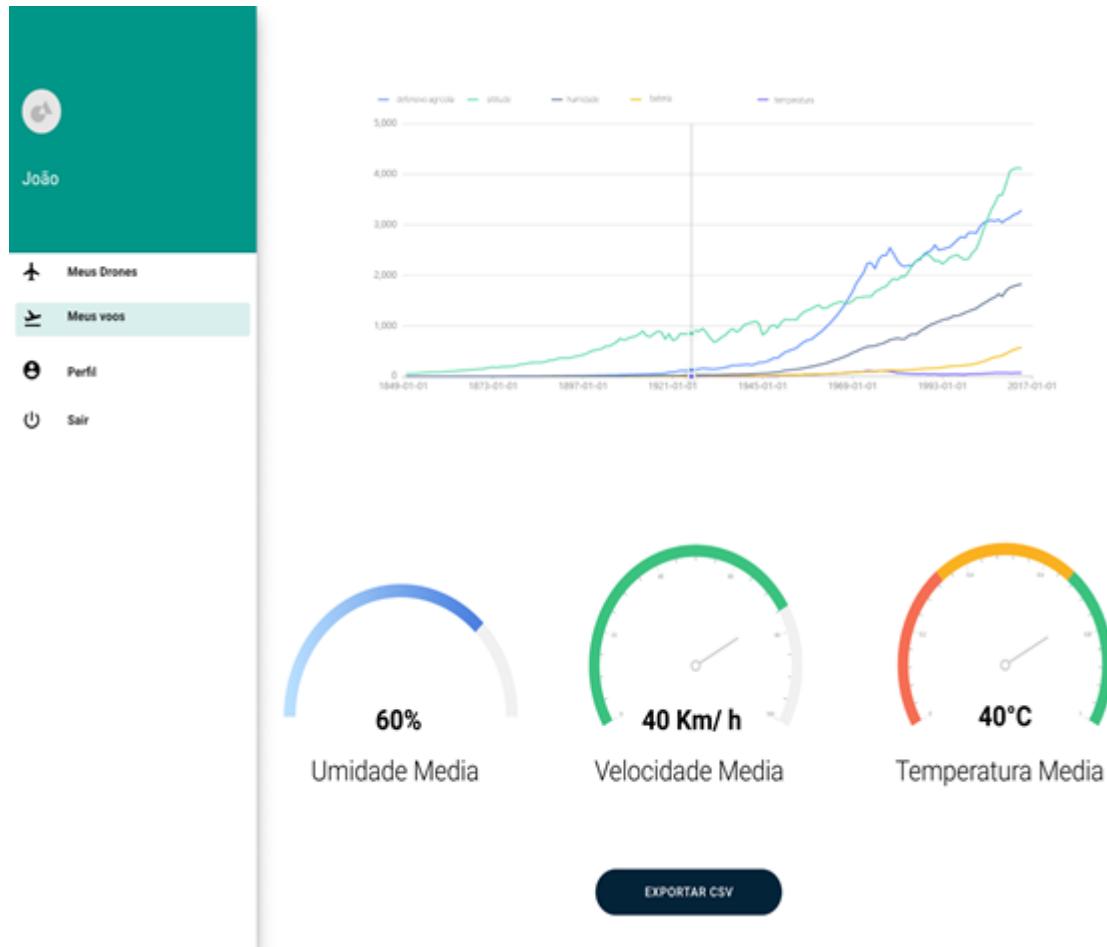


Figura 73 – Tela de detalhamento de voos realizados. Fonte: Autores

## D.3 Inovação

### D.3.1 Arquitetura de microsserviços

Arquitetura de micro serviços Para a construção da plataforma de monitoramento do VANT, foi necessário realizar um extenso estudo inicial para que fosse possível realizar a comunicação do veículo via rede em regiões com difícil acesso de internet. As pesquisas constataram que a utilização de arquitetura orientada a micro serviços seria benéfica dentro do escopo do projeto, fornecendo a divisão em pequenos serviços independentes e com finalidades únicas. Esse tipo de arquitetura é facilmente implantado, podendo ser reutilizado em múltiplas aplicações, além de ser menos suscetível a falhas.

### D.3.2 Arquitetura hexagonal

A Arquitetura Hexagonal foi escolhida por fornecer aplicações fracamente acopladas, evitando que o código da aplicação fique dependente de ferramentas ou bibliotecas

externas, este isolamento do mundo externo é obtido através da utilização de Portas e Adapters, Isso significa que o código deve ser agnóstico à forma de acesso.

### D.3.3 Integração Contínua (Continuous Integration ) e Entrega Contínua (Continuous Delivery )

A integração contínua permite que durante o desenvolvimento de um determinado projeto ocorra a mesclagem de código de forma iterativa onde, o código é continuamente é criado, testado e implantado minando a chances de ocorrerem falhas no desenvolvimento utilizando códigos com falhas ou erros. Esse processo de integração contínua é uma prática de desenvolvimento de software que visa tornar a integração de código mais eficiente através de builds e testes de forma automática, verificando e validando a nova versão submetida. A entrega contínua é uma etapa complementar da integração contínua e que visa a implantação da nova versão gerada, diminuindo as configurações manuais e automatizando o processo.

# APÊNDICE E – Diagrama unifilar de Energia

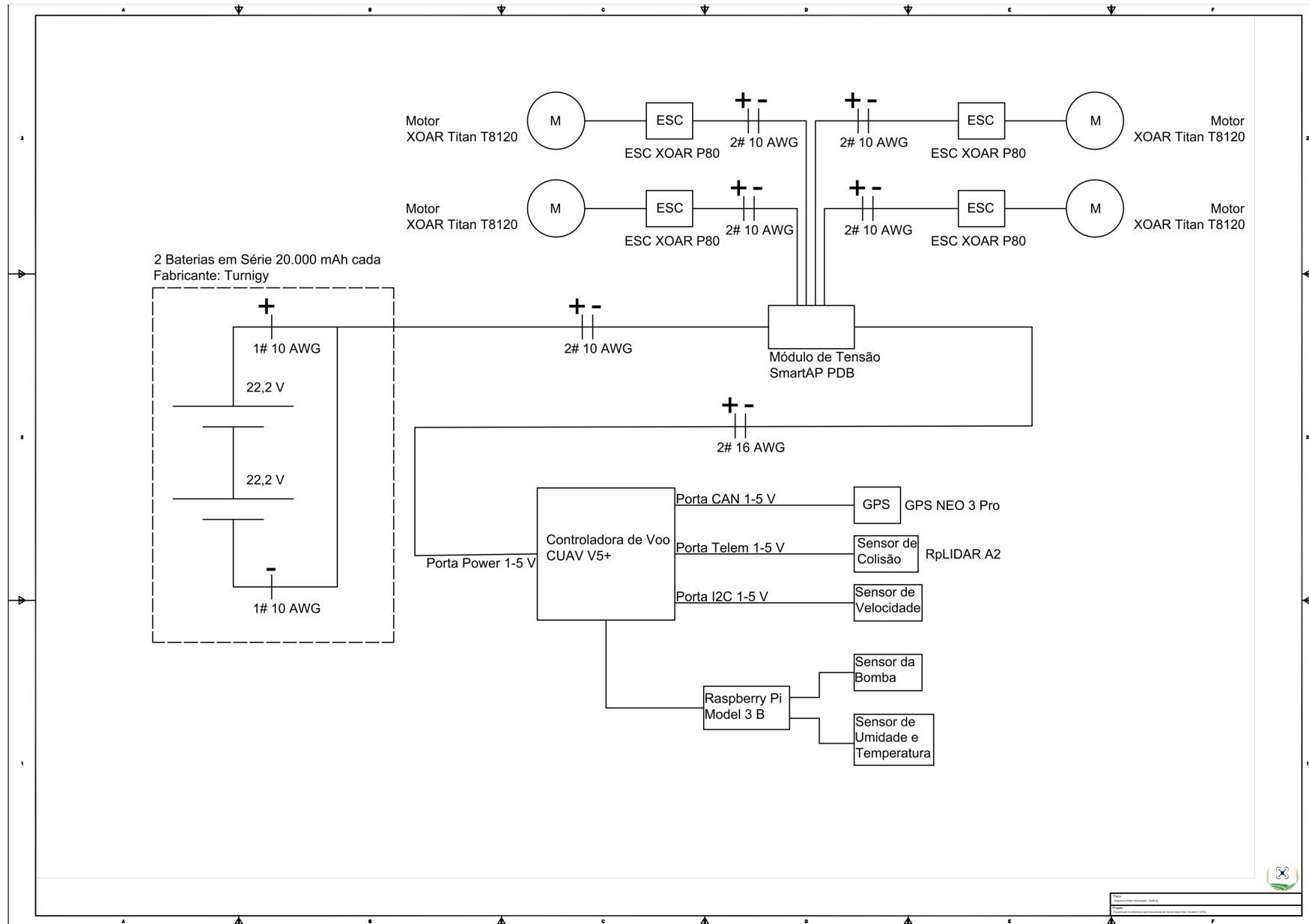


Figura 74 – Diagrama unifilar de Energia

## APÊNDICE F – Desenhos técnicos e modelagem CAD

Para o ponto de controle 2, o design CAD inicialmente proposto no PC1 foi totalmente modificado para já inclusão do dimensionamento desenvolvido. As figuras 75,76,77 e 78 (Fonte: Autores) seguintes mostram o novo design projetado para o Pulver VANT, bem como seus componentes mecânicos principais.



Figura 75 – Vista em perspectiva do Pulver VANT



Figura 76 – Acoplamento do trem de pouso ao tanque de defensivos

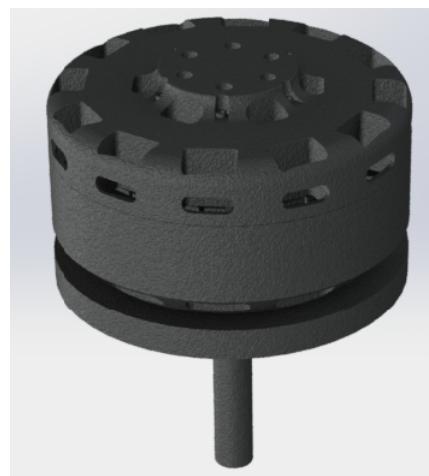
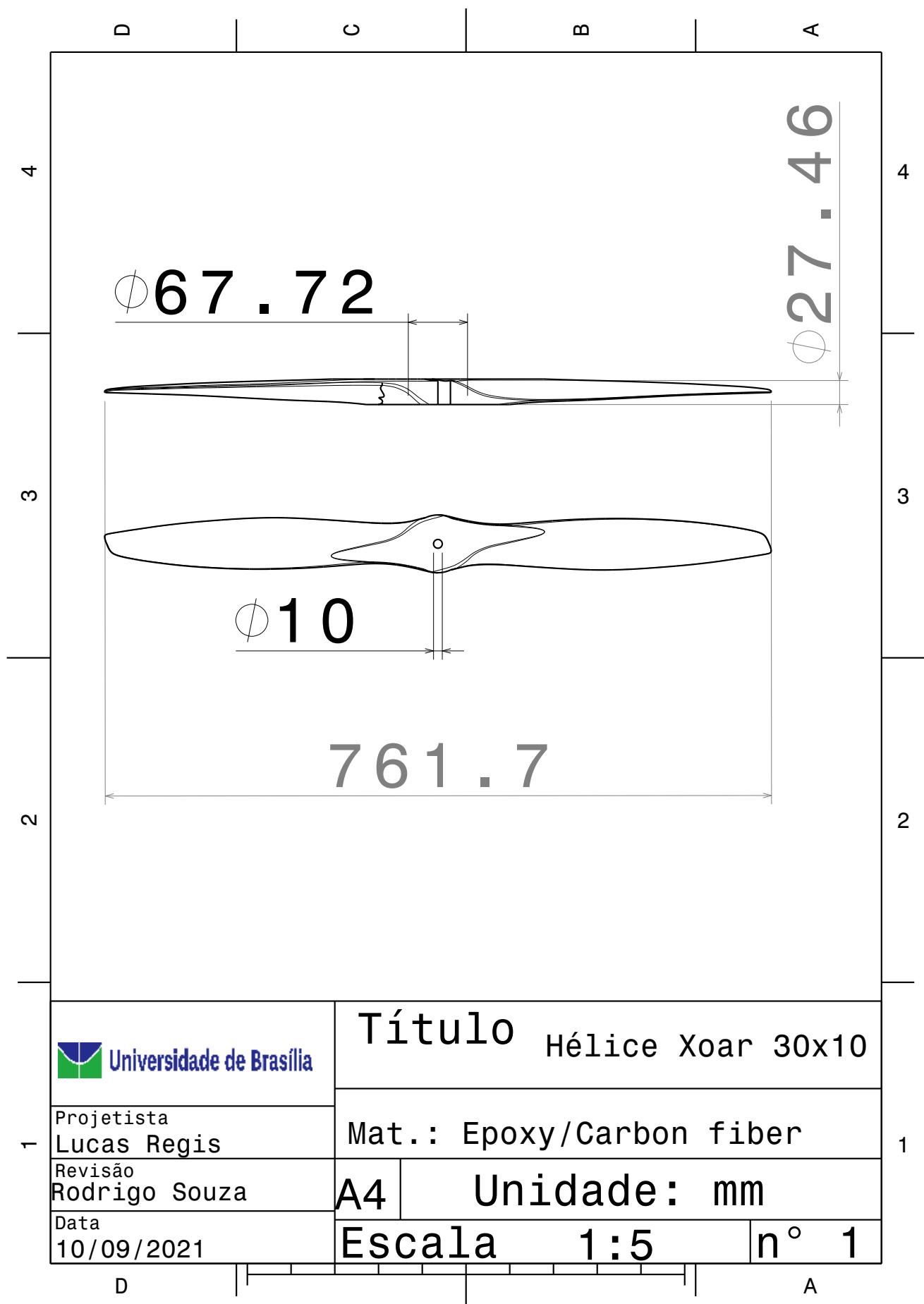
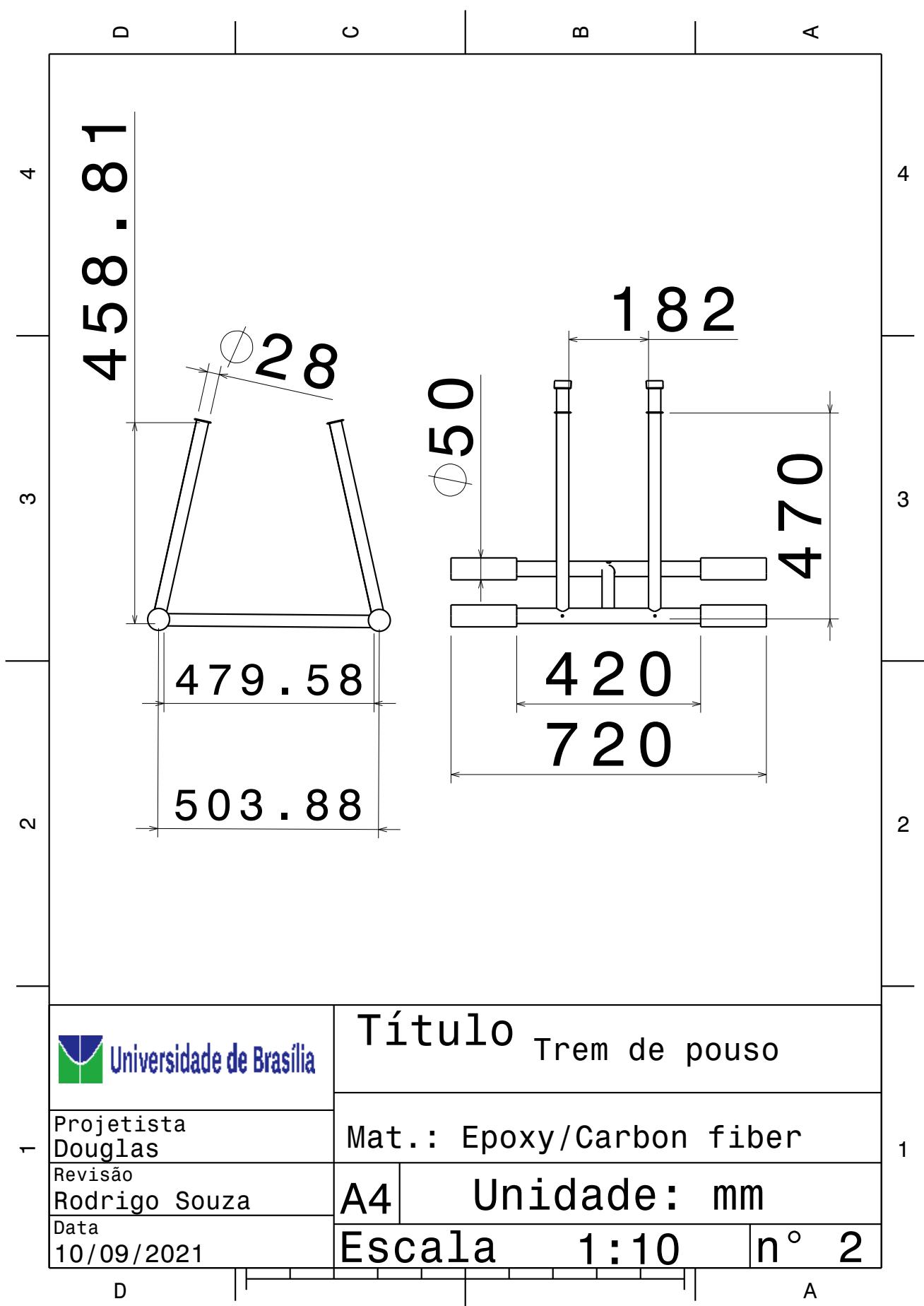


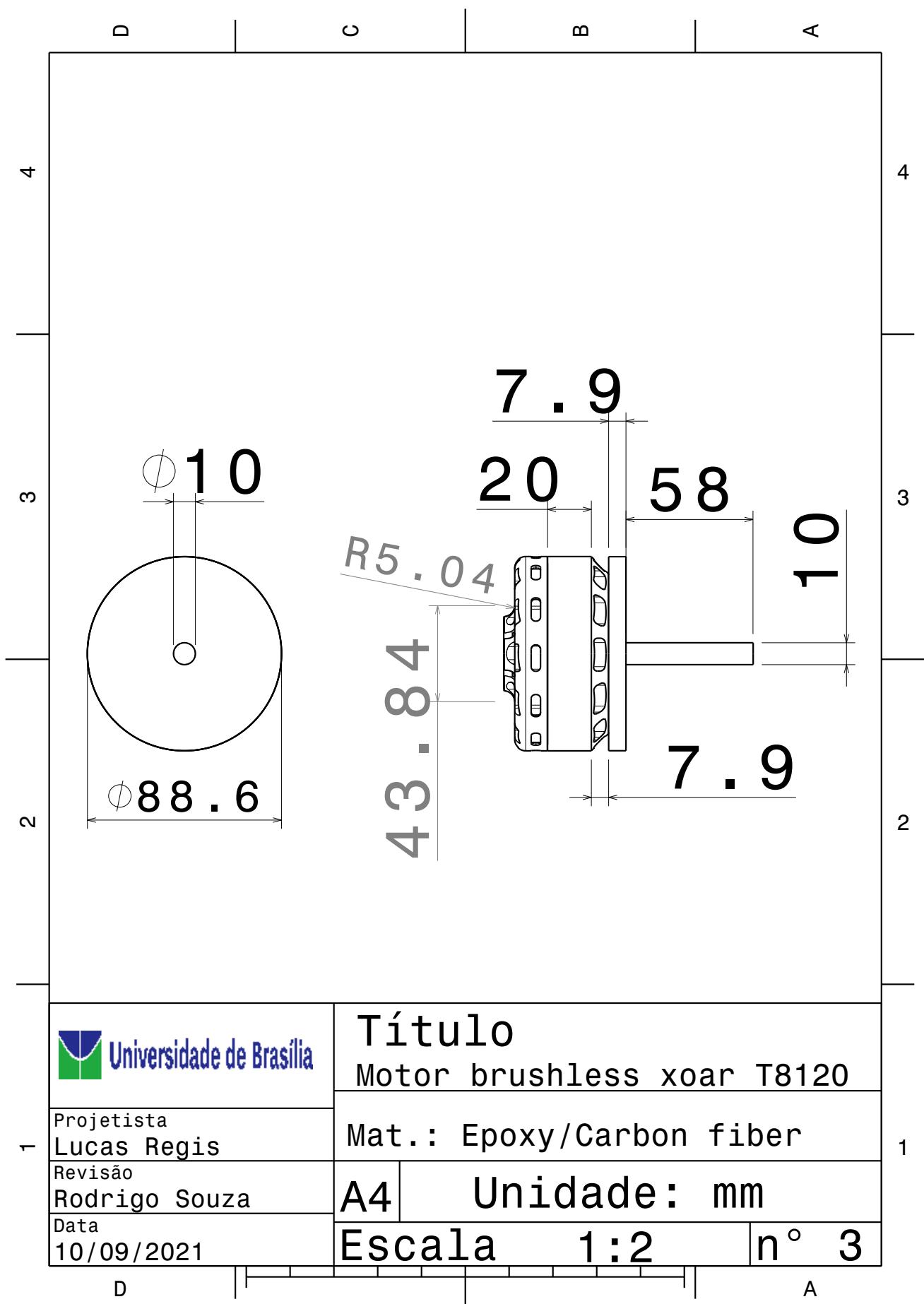
Figura 77 – Motor brushless

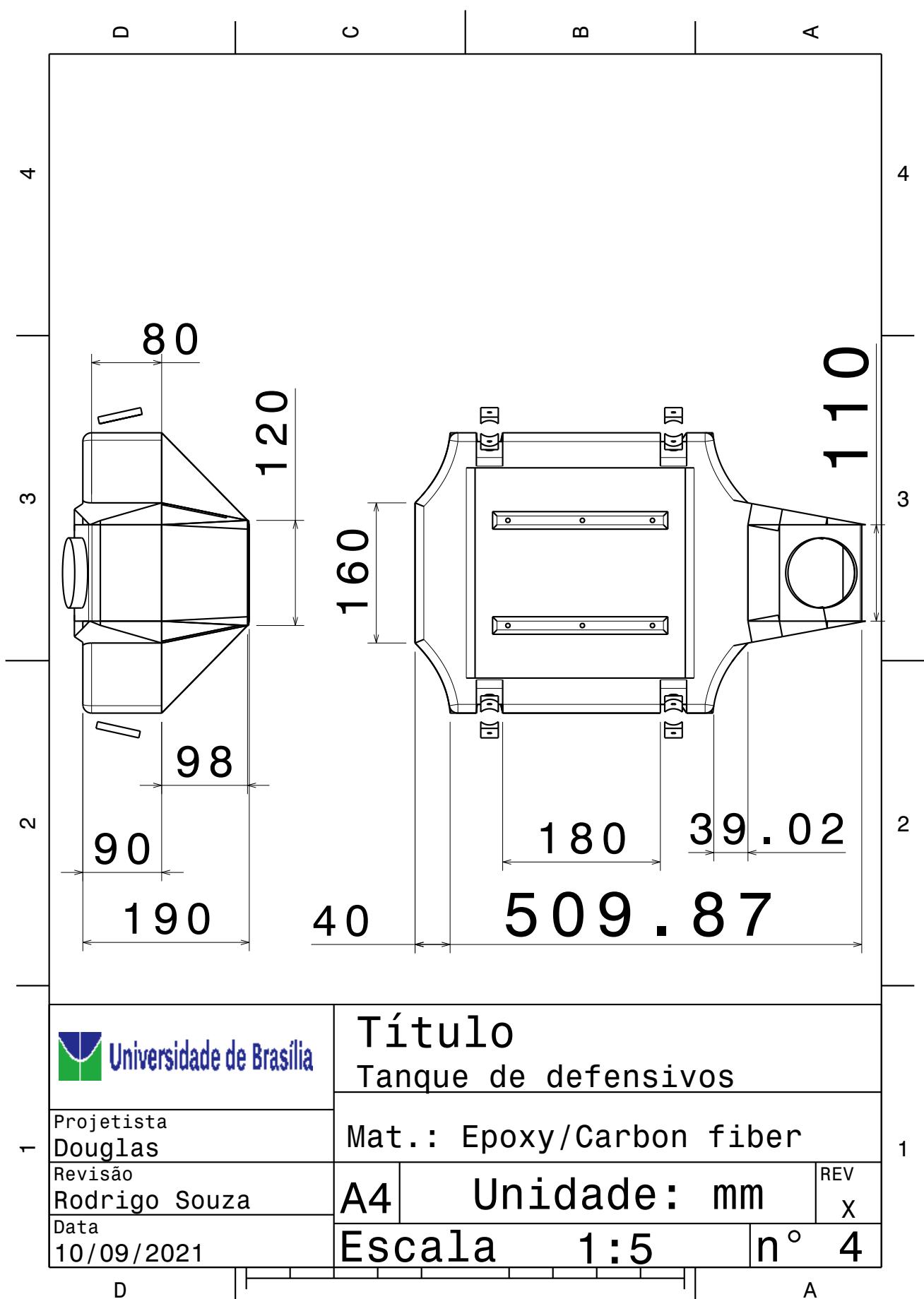


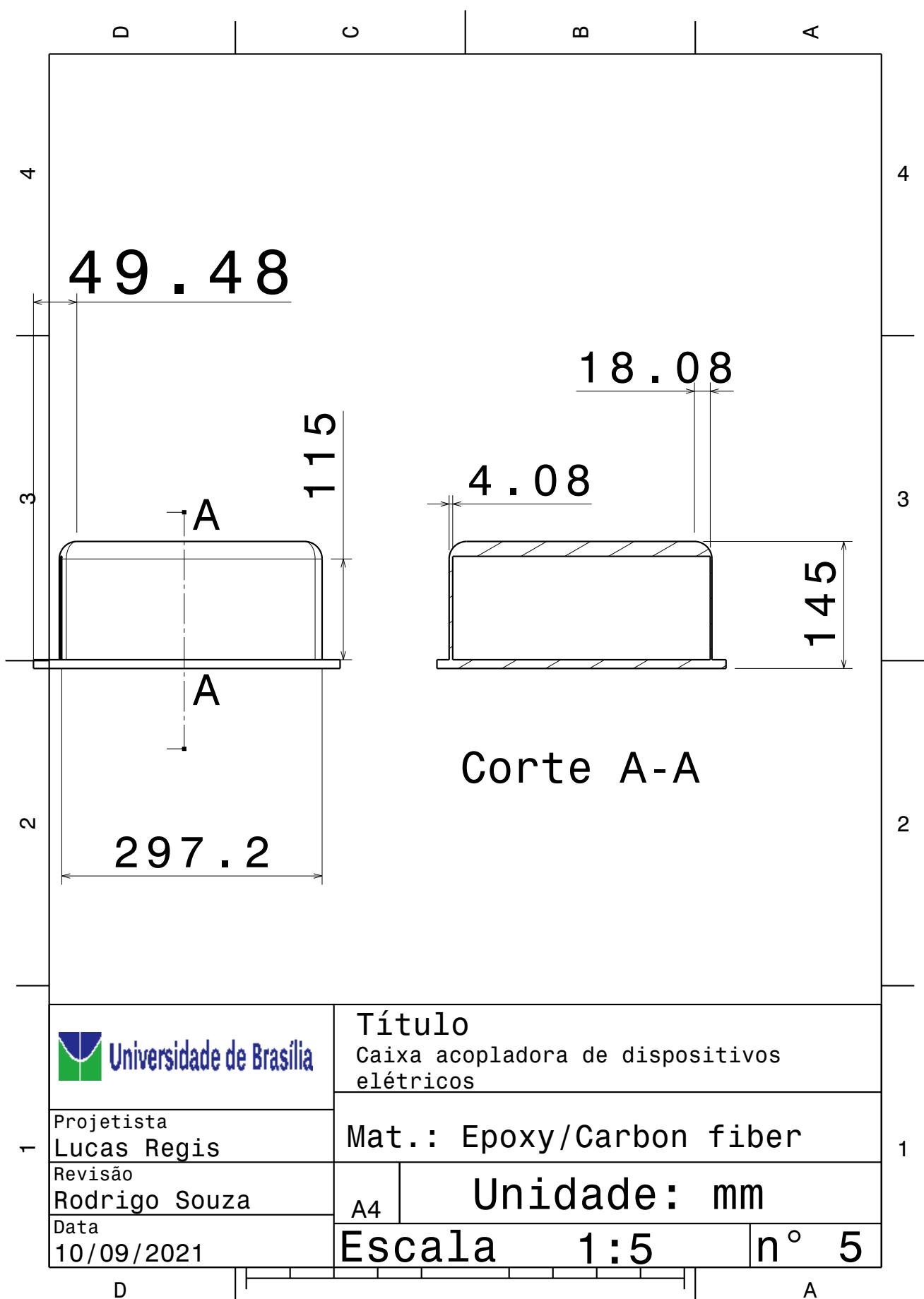
Figura 78 – Hélice xoar T8120











## Anexos

# ANEXO A – Rotina computacional em matlab utilizada para a escolha do modelo de hélice

Arquivo “HelicesData.txt” com opções de hélices

(Este arquivo deve ser salvo em txt , na mesma pasta em que o código for salvo)

2788

2002 -22.32 2277.6 0.73 44.4 5.57 247.31 153.03 0.62 9.21 14.88  
 2210 -27.35 2790.8 0.89 44.4 7.12 316.13 205.96 0.65 8.83 13.55  
 2321 -30.43 3105.1 0.97 44.4 8.29 368.08 235.75 0.64 8.44 13.17  
 2421 -33.27 3394.9 1.18 44.4 9.29 412.48 299.14 0.73 8.23 11.35  
 2617 -39.85 4066.3 1.27 44.4 11.54 512.38 348.02 0.68 7.94 11.68  
 2814 -46.13 4707.1 1.49 44.4 13.93 618.49 439.04 0.71 7.61 10.72  
 3000 -52.92 5400.0 1.69 44.4 16.67 740.15 530.89 0.72 7.3 10.17  
 3200 -60.04 6126.5 1.99 44.4 19.86 881.78 666.81 0.76 6.95 9.19  
 3408 -68.63 7003.1 2.15 44.4 23.66 1050.5 767.25 0.73 6.67 9.13  
 3602 -77.35 7892.9 2.4 44.4 27.68 1228.99 905.21 0.74 6.42 8.72  
 3831 -87.74 8953.1 2.83 44.4 32.77 1454.99 1135.26 0.78 6.15 7.89  
 4021 -97.82 9981.6 3.22 44.4 38.36 1703.18 1355.77 0.8 5.86 7.36

2880

2220 -32.23 3288.8 1.08 44.4 7.39 328.12 251.06 0.77 10.02 13.10  
 2404 -39.25 4005.1 1.33 44.4 9.78 434.23 334.80 0.77 9.22 11.96  
 2613 -46.69 4764.3 1.55 44.4 12.53 556.33 424.10 0.76 8.56 11.23  
 2815 -54.26 5536.7 1.78 44.4 15.7 697.08 524.68 0.75 7.94 10.55  
 3030 -63.93 6523.5 2.09 44.4 20.14 894.22 663.11 0.74 7.30 9.84  
 3210 -72.67 7415.3 2.41 44.4 24.52 1088.69 810.06 0.74 6.81 9.15  
 3420 -76.2 7775.5 2.54 44.4 26.79 1189.48 909.61 0.76 6.54 8.55

2995

2026 32.72 3338.78 1.12 44.4 7.4 328.56 237.60 0.72 10.16 14.05  
 2180 37.86 3863.27 1.33 44.4 9.1 404.04 303.60 0.75 9.56 12.72  
 2414 46.93 4788.78 1.57 44.4 12 532.80 396.86 0.74 8.99 12.07  
 2598 53.9 5500.00 1.81 44.4 14.6 648.24 492.40 0.76 8.48 11.17

---

2790 63.59 6488.78 2.17 44.4 18.1 803.64 633.96 0.79 8.07 10.24  
 3000 72.84 7432.65 2.48 44.4 21.8 967.92 779.06 0.80 7.68 9.54  
 3200 81.4 8306.12 2.81 44.4 26.1 1158.84 941.57 0.81 7.17 8.82  
 3300 88.74 9055.10 3 44.4 30.2 1340.88 1036.65 0.77 6.75 8.73  
 3490 107.66 10985.71 3.5 44.4 38.5 1709.40 1279.06 0.75 6.43 8.59

3010  
 1514 -19.02 1940.80 0.72 50 3 150 114.1 0.76 12.94 17  
 1733 -25.17 2568.40 0.85 50 4.3 215 154.2 0.72 11.95 16.65  
 1920 -30.82 3144.90 1.07 50 5.6 280 215.1 0.77 11.23 14.62  
 2133 -38 3877.60 1.31 50 7.5 375 292.6 0.78 10.34 13.25  
 2323 -45.39 4631.60 1.59 50 9.5 475 386.8 0.81 9.75 11.98  
 2518 -53.52 5461.20 1.85 50 11.8 590 487.8 0.83 9.26 11.2  
 2746 -63.65 6494.90 2.24 50 15.1 755 644.1 0.85 8.6 10.08  
 2907 -71.94 7340.80 2.53 50 17.9 895 770.1 0.86 8.2 9.53  
 3130 -83.06 8475.50 2.86 50 22.3 1115 937.4 0.84 7.6 9.04  
 3215 -88.15 8994.90 3 50 24.1 1205 1009.9 0.84 7.46 8.91  
 3302 -92.95 9484.70 3.19 50 26.2 1310 1103 0.84 7.24 8.6  
 3431 -100.34 10238.80 3.45 50 29.3 1465 1239.5 0.85 6.99 8.26  
 3515 -107 10918.40 3.65 50 31.9 1595 1343.4 0.84 6.85 8.13  
 3615 -113.51 11582.70 3.82 50 34.7 1735 1446 0.83 6.68 8.01  
 3720 -120.85 12331.60 4.06 50 38.1 1905 1581.5 0.83 6.47 7.8

### Código matlab

```
clear ;
clc ;

data = struct ("opt ",[],"RPM ",[],"NetThrust ",[],"Thrust ",[], ...
    "Torque ",[],"MotorVoltage ",[],"MotorCurrent ",[], ...
    "Input ",[],"Output ",[],"Efficiency ",[],"InputRatio ",[], ...
    "OutputRatio ",[]);

A = fopen ("HelicesData .txt ");
while (s = fgetl(A)) != -1
    if isempty(data(end).opt)
        data(end).opt = s;
    else
        data(end+1).opt = s;
```

```
        endif
        while(s = fgetl(A)) != -1 && !isempty(s)
            tmp = str2double(strsplit(s));
            data(end).RPM(end+1) = tmp(1);
            data(end).NetThrust(end+1) = tmp(2);
            data(end).Thrust(end+1) = tmp(3);
            data(end).Torque(end+1) = tmp(4);
            data(end).MotorVoltage(end+1) = tmp(5);
            data(end).MotorCurrent(end+1) = tmp(6);
            data(end).Input(end+1) = tmp(7);
            data(end).Output(end+1) = tmp(8);
            data(end).Efficiency(end+1) = tmp(9);
            data(end).InputRatio(end+1) = tmp(10);
            data(end).OutputRatio(end+1) = tmp(11);
        endwhile
    endwhile
    fclose(A);

requiredThrust = 5900;
bestOption = 1;
bestCurrent = interp1(data(1).Thrust, data(1).MotorCurrent, ...
requiredThrust);
for option = [2:columns(data)]
    current = interp1(data(option).Thrust, data(option).MotorCurrent, ...
requiredThrust);
    if current < bestCurrent
        bestCurrent = current;
        bestOption = option;
    endif
endfor

bestCurrent
bestRPM = interp1(data(option).Thrust, data(option).RPM, requiredThrust)
bestVoltage = interp1(data(option).Thrust, ...
data(option).MotorVoltage, requiredThrust)
bestInput = interp1(data(option).Thrust, ...
data(option).Input, requiredThrust)
bestOutput = interp1(data(option).Thrust, ...
data(option).Output, requiredThrust)
```

```
bestEfficiency = interp1(data(option).Thrust, ...
data(option).Efficiency, requiredThrust)
bestInputRatio = interp1(data(option).Thrust, ...
data(option).InputRatio, requiredThrust)
bestOutputRatio = interp1(data(option).Thrust, ...
data(option).OutputRatio, requiredThrust)
```