

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIAS
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

Mateus Schmitz Venturini

**PROJETO PRELIMINAR DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO
PARA APLICAÇÃO AGRÍCOLA**

Santa Maria, RS
2019

Mateus Schmitz Venturini

**PROJETO PRELIMINAR DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA
APLICAÇÃO AGRÍCOLA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

ORIENTADOR: Prof. Roberto Begnis Hausen

Santa Maria, RS
2019

Mateus Schmitz Venturini

**PROJETO PRELIMINAR DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA
APLICAÇÃO AGRÍCOLA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

Aprovado em 10 de julho de 2019:

Roberto Begnis Hausen, MSc. (UFSM)
(Presidente/Orientador)

Marcos Daniel de Freitas Awruch, Dr. (UFSM)

Manoel de Araujo Sousa Junior, Dr. (UFSM)

Santa Maria, RS
2019

RESUMO

PROJETO PRELIMINAR DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA APLICAÇÃO AGRÍCOLA

AUTOR: Mateus Schmitz Venturini
ORIENTADOR: Roberto Begnis Hausen

No cenário atual, o Brasil é um grande produtor e exportador de produtos agrícolas, como soja, trigo e cana, devido a seu imenso território e à variabilidade do solo que possibilita diversos tipos de plantio. O Rio Grande do Sul, por sua vez, totaliza 14,22% no mercado de exportação, segundo dados do IBGE de 2019. O agronegócio está relacionado com 21,6% do produto interno bruto (PIB) do país, dessa forma é importante que novas tecnologias neste setor sejam desenvolvidas de maneira a complementar o crescimento nacional. A agricultura de precisão é o foco do país para que haja maior rendimento nas plantações e lavouras. Para isso, a aviação agrícola é um meio de realizar a agricultura de precisão de maneira rápida e sem grandes perdas nas produções (como perdas por amassamento). Entretanto, os custos de operação destas aeronaves podem ser altos, então é adequada uma opção mais viável aos produtores. Neste trabalho é apresentada a proposta de uma aeronave remotamente pilotada para complementar a aviação agrícola nas funções de agricultura de precisão, de maneira que está atue em focos de infestação e pragas, utilizando-se dos mais diversos produtos fitossanitários.

Palavras-chave: Agricultura de Precisão. Aviação Agrícola. Aeronave Remotamente Pilotada. VANT.

ABSTRACT

PRELIMINARY DESIGN OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE FOR AGRICULTURAL APPLICATION

AUTHOR: Mateus Schmitz Venturini

ADVISOR: Roberto Begnis Hausen

In the current scenario, Brazil is a major producer and exporter of agricultural products, such as soybeans, wheat and cane, due to its immense territory and the the soil variability that allows different types of planting. Rio Grande do Sul, in turn, accounts for 14.22% in the export market, according to IBGE data for 2019. Agribusiness is related to 21.6% of the country's gross national product (GNP), so it is important that new technologies in this sector are developed in a way that complements national growth. Precision farming is the focus of the country for higher yields in plantations and crops. For this, agricultural aviation is a means of performing precision agriculture quickly and without major losses in production (such as kneading losses). However, the operating costs of these aircraft may be high, so a more viable option for producers is appropriate. This paper presents the proposal of a remotely piloted aircraft to complement agricultural aviation in precision agriculture functions, so that it is active in infestation and pest outbreaks, using a wide range of phytosanitary products.

Keywords: Precision farming. Agricultural Aviation. Remotely Piloted Aircraft. UAV.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Aeronave Pelicano.	16
Figura 2.2 – Aeronave Biodrone.	17
Figura 2.3 – Aeronave VEROK.	17
Figura 2.4 – Aeronave Echar 20D.	18
Figura 2.5 – Aeronave AT120.	19
Figura 2.6 – Aeronave Matrice 210.	19
Figura 3.1 – Árvore de Produto do Projeto VANT Agrícola.	27
Figura 4.1 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para estol.	30
Figura 4.2 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para decolagem.	31
Figura 4.3 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para pouso.	32
Figura 4.4 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para cruzeiro.	33
Figura 4.5 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para manobra.	34
Figura 4.6 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO}	35
Figura 4.7 – Parâmetros da Fuselagem.	37
Figura 4.8 – Perfil de aerofólio definido para a asa, NASA/LANGLEY 0416, sem es- cala.	38
Figura 4.9 – Perfil de aerofólio definido para os flaps, Eppler E423, sem escala.	42
Figura 4.10 – Definição de área de <i>flap</i> na asa.	43
Figura 4.11 – Efeito do tipo de <i>flap</i> e razão <i>flap</i> /corda no coeficiente K.	43
Figura 4.12 – Parâmetro da eficácia do aumento de sustentação da seção para <i>fowler</i> <i>flaps</i>	44
Figura 4.13 – Perfil de aerofólio definido para as empenagens, NACA 0012-64, sem escala.	45
Figura 4.14 – Definição de variáveis para o dimensionamento da empenagem.	46
Figura 4.15 – Diagrama V-n da aeronave.	50
Figura 4.16 – Vistas Isométricas.	51
Figura 4.17 – Três Vistas da Aeronave.	51
Figura C.1 – Desenho Técnico da Aeronave.	72
Figura C.2 – Desenho Técnico da Fuselagem.	73
Figura C.3 – Desenho Técnico da Asa Direita.	74
Figura C.4 – Desenho Técnico da Empenagem Horizontal.	75
Figura C.5 – Desenho Técnico da Empenagem Vertical.	76
Figura B.1 – Aeronaves Agrícolas: Dados de Geometria da Asa.	84
Figura B.2 – Aeronaves Agrícolas: Dados de Leme e Aileron.	85
Figura B.3 – Aeronaves Agrícolas: Dados do Profundor.	86
Figura B.4 – Aeronaves Turboélice Bimotores.	87
Figura B.5 – Aeronaves Turboélice Bimotores: Dados do Leme e Aileron.	88
Figura B.6 – Aeronaves Turboélice Bimotores: Dados do Profundor.	89
Figura B.7 – Parâmetros de design para cauda horizontal.	90
Figura B.8 – Parâmetro de design para cauda vertical.	91
Figura B.9 – Dados de Coeficientes de Sustentação Máximo.	92

LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1 – Dimensões da asa.....	39
Tabela 4.2 – Dimensões e valores de interesse para os <i>flaps</i>	44
Tabela 4.3 – Dimensões e valores de interesse para a empenagem.....	47
Tabela 4.4 – Dimensões e posição das Superfícies de Controle.....	48
Tabela 4.5 – Resumo das principais dimensões da aeronave.....	48
Tabela 4.6 – Materiais para Aeronave.....	55
Tabela B.1 – Comparação de Motores.....	71

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>AAA</i>	Advanced Aircraft Analysis
<i>AGL</i>	<i>At Ground Level</i>
<i>ANAC</i>	Agência Nacional de Aviação Civil
<i>ANATEL</i>	Agência Nacional de Telecomunicações
<i>AP</i>	Agricultura de Precisão
<i>AR</i>	Alongamento (<i>Aspect Ratio</i> , em inglês)
<i>ARPAC</i>	Aeronaves Remotamente Pilotadas de Alta Capacidade
<i>ASI</i>	<i>Air Speed Indicator</i>
<i>BVLOS</i>	<i>Beyond Visual Line of Sight</i>
<i>CA</i>	Centro Aerodinâmico
<i>CAD</i>	<i>Computer Aided Design</i>
<i>CG</i>	Centro de Gravidade
<i>CMA</i>	Corda Média Aerodinâmica
<i>CMedA</i>	Certificado Médico Aeronáutico
<i>CPIO</i>	Concepção, Projeto, Implementação e Operação
<i>DIAM</i>	Declaração de Inspeção Anual de Manutenção
<i>DECEA</i>	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
<i>EFI</i>	<i>Eletronic Fuel Injection</i>
<i>Emater</i>	Empresa de Assistência Técnica e Extensão Rural
<i>FAA</i>	<i>Federal Aviation Administration</i>
<i>FAR</i>	<i>Federal Aviation Regulation</i>
<i>IAM</i>	Inspeção Anual de Manutenção
<i>MTOM</i>	<i>Maximum Take-off Mass</i>
<i>OTP</i>	Ordem Técnica Padrão
<i>PMD</i>	Peso Máximo de Decolagem
<i>RBAC – E</i>	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil Especial
<i>RPA</i>	<i>Remotely-Piloted Aircraft</i>

<i>RPAS</i>	<i>Remotely-Piloted Aircraft System</i>
<i>RPS</i>	<i>Remote Pilot Station</i>
<i>SINDAG</i>	Sindicato Nacional das Empresas de Aviação Agrícola
<i>SFC</i>	<i>Specific Fuel Consumption</i>
<i>STOL</i>	<i>Short Take-off Landing</i>
<i>UFMS</i>	Universidade Federal de Santa Maria
<i>VANT</i>	Veículo Aéreo Não Tripulado

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	10
1.1	OBJETIVOS	11
1.1.1	Objetivo Geral	11
1.1.2	Objetivos Específicos	11
1.2	MOTIVAÇÃO	12
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	13
2.1	AGRICULTURA DE PRECISÃO	13
2.2	AVIAÇÃO AGRÍCOLA	14
2.3	VANTS NA AGRICULTURA BRASILEIRA	16
2.4	LEGISLAÇÃO	20
2.5	PESQUISA DE MATERIAIS	21
3	METODOLOGIA	23
3.1	METODOLOGIA DE PROJETO	23
3.2	PESQUISA DE MERCADO	24
3.3	NECESSIDADES E REQUISITOS	25
3.4	ÁRVORE DE PRODUTO	26
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	28
4.1	DIMENSIONAMENTO DE ASPECTOS GERAIS DA AERONAVE	28
4.1.1	Peso	28
4.1.2	Desempenho da Aeronave	29
4.1.3	Configuração da Aeronave	36
4.2	SISTEMA ESTRUTURAL	37
4.2.1	Dimensionamento da Fuselagem	37
4.2.2	Dimensionamento da Asa	38
4.3	SISTEMA DE PROPULSÃO	40
4.4	SISTEMA DE ESTABILIDADE E CONTROLE	41
4.4.1	Dimensionamento do Sistema de Estabilidade e Controle	41
4.4.1.1	<i>Dimensionamento dos Flaps</i>	41
4.4.1.2	<i>Dimensionamento da Empenagem</i>	45
4.4.1.3	<i>Dimensionamento das Superfícies de Controle</i>	47
4.5	APRESENTAÇÃO DA AERONAVE	48
4.5.1	Diagrama V-n	49
4.5.2	Desenho da Aeronave	51
4.6	SISTEMA ELÉTRICO	52
4.7	ESCOLHA DE MATERIAIS	54
5	CONCLUSÃO	56
5.1	TRABALHOS FUTUROS	56
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	58
	APÊNDICE A – RELATÓRIO DE CONFIGURAÇÃO DE ASA DA AERONAVE	61
	APÊNDICE B – PESQUISA DE MOTORES PARA VANT AGRÍCOLA	68
	APÊNDICE C – DESENHOS TÉCNICOS DA AERONAVE	72
	ANEXO A – REGULAMENTAÇÕES DE VANTS PARA APLICAÇÃO AGRÍCOLA NO BRASIL	77
	ANEXO B – TABELAS E DADOS HISTÓRICOS	84

1 INTRODUÇÃO

O avanço da tecnologia referente à aeronaves remotamente pilotadas (RPA, do acrônimo inglês *Remotely-Piloted Aircraft*) vem crescendo de maneira acelerada nas últimas décadas. Além do uso na área militar, muitas outras oportunidades para a utilização dessas inovações têm sido possibilitadas. Dentre essas oportunidades, citam-se: lazer e recreação, transporte de cargas e agricultura. Segundo Brasil (2012), o baixo custo operacional dos drones, nome popular para RPAs, viabiliza a periodicidade em suas missões, o que contribui para a sua crescente aplicação nas missões militares e no ramo civil.

Desde a década de 1990, o Japão tem utilizado helicópteros remotamente pilotados para aplicações agrícolas. O uso dessa tecnologia se iniciou a partir de um esforço da Associação Japonesa de Aviação Agrícola (JAAA, do inglês *Japan Agriculture Aviation Association*) (DEGARMO, 2004; ENDERLE, 2002). Na China, segundo levantamento de Xiongkui et al. (2017), havia mais de 200 fabricantes de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) para aplicação química no mercado nacional, podendo ressaltar o uso em trabalhos de controle de pragas e doenças nos campos de arroz, trigo, milho e cana.

No Brasil, desde o início da década, temos a utilização de VANTs no auxílio à agropecuária, tanto na pulverização de veneno nas lavouras, como também na agricultura de precisão (JORGE; INAMASU, 2014). Atualmente, a área que vê maior crescimento dentro do agronegócio é a de aquisição de imagens aéreas utilizando esse tipo de aeronaves. A partir das imagens adquiridas e o uso de técnicas de visão computacional, o produtor recebe informações importantes para a tomada de decisão no campo.

A Universidade Federal de Santa Maria (UFSM) abriga o mais longo projeto de pesquisa em Agricultura de Precisão do Brasil, o Projeto Aquarius. De acordo com os dados da Empresa de Assistência Técnica e Extensão Rural (Emater), em 2015, a região de área plantada de soja correspondia a mais de 5 milhões de hectares (EMATER/RS, 2016). Dessa forma, a pesquisa e desenvolvimento de tecnologias que venham aumentar a produtividade no campo com consciência ambiental e auxiliar iniciativas como a do Projeto Aquarius possuem ampla abertura no mercado.

Justifica-se o interesse em um projeto desse escopo pela necessidade de aplicação de tecnologias que possam ajudar a vencer o desafio de produzir mais sem aumentar a área plantada, como defendido pelo biólogo e etimologista E. O. Wilson no seu livro *Half-Earth* (WILSON, 2016). Essa necessidade é intensificada em um estado como o Rio Grande do Sul, onde o agronegócio é um dos grandes pilares econômicos e a área plantada ultrapassa os 7 milhões de hectares segundo a EMATER/RS (2016). Além disso, busca-se apresentar ao mercado um VANT que possa atuar na lacuna entre máquinas autônomas e aviões de pulverização. Uma vez que este VANT pode atuar em operações noturnas e atacar pragas de maneira precisa e acurada no início de sua proliferação. Estas

são soluções que não são possibilitadas com o uso de máquinas ou aeronaves sem que tragam riscos à segurança do piloto (no caso de operações noturnas) ou degradação ao solo desnecessárias e de grande perda econômica. As operações noturnas, por exemplo, podem trazer vantagens quanto à aplicação dos produtos químicos em temperaturas mais baixas, umidade relativa mais altas e outros aspectos climáticos que afetam diretamente na eficiência dos agroquímicos.

No entanto, o mercado da aviação agrícola no Brasil, que possui a segunda maior frota aeroagrícola no mundo, é comandado pelas aeronaves de grande porte Ipanema (aproximadamente 60% da frota nacional) e Air Tractor (14% da frota nacional), segundo dados do Sindicato Nacional das Empresas de Aviação Agrícola (SINDAG) de fevereiro de 2019 (SINDAG, 2019). Dessa forma, construir e viabilizar uma aeronave de grande porte para concorrer no mercado nacional e internacional está fora de cogitação, pois seria um trabalho árduo e de alta complexidade.

De forma a complementar o cenário nacional, sem perder espaço para as aeronaves principais, uma opção é desenvolver uma aeronave que possa auxiliar na operação das aeronaves mencionadas. Assim, visa-se projetar, e futuramente construir, uma aeronave remotamente pilotada, de menor porte, com capacidade de 100 litros de agroquímico para disponibilizar auxílio às operações no setor agrícola.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo Geral

O objetivo geral do trabalho consiste em realizar o projeto preliminar de um VANT para aplicações agrícolas.

1.1.2 Objetivos Específicos

Como objetivos específicos, o trabalho propõe:

- Apresentar as etapas de projeto desde o início até o estado atual da aeronave;
- Apresentar a base do sistema elétrico e de potência do VANT;
- Realizar o estudo acerca de materiais para a construção da aeronave;
- Apresentar os limites de operação da aeronave.

1.2 MOTIVAÇÃO

A motivação deste trabalho é utilizar os conhecimentos acerca dos mecanismos de projeto utilizados na indústria aeronáutica, adquiridos durante a graduação do curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM no desenvolvimento de uma aeronave não tripulada para pulverização agrícola.

O trabalho deu início durante as disciplinas de Concepção, Projeto, Implementação e Operação (CPIO) no curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM, onde os alunos deveriam conceber um projeto com apoio dos professores do curso e demais conhecedores do setor aeroespacial, no que segue a proposta apresentada por WANG e HONG (2009) e Crawley et al. (2011) do método CPIO (CDIO, em inglês). Aqui serão apresentados todas as atividades realizadas durante esse período de pesquisa (2017 a 2019).

O trabalho a ser apresentado vem ao encontro do interesse do aluno (e de seus colegas de grupo de CPIO dos semestres anteriores) de construir um empreendimento dentro do mercado da aviação nacional. Para isso, é possível utilizar dos auxílios presentes na UFSM, como a Incubadora Tecnologia, ou buscar financiamento externo.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta seção serão apresentadas as pesquisas bibliográficas relativas a desenvolvimento do projeto. Os tópicos de Agricultura de Precisão (Seção 2.1) e Aeronaves Agrícolas (Seção 2.2) são de grande importância para entender o funcionamento e operações que a aeronave deve respeitar e cumprir. A pesquisa de aeronaves concorrentes (Seção 2.3) permite estabelecer objetivos para competitividade contra estas e outras empresas no meio aeroagrícola. Uma vez que a aeronave deve operar em solo brasileiro, é essencial que esta esteja dentro dos conformes legais, vide Seção 2.4. Por fim, o estudo de materiais (Seção 2.5) para construção é de grande importância, uma vez que influencia diretamente na complexidade e custo da fabricação da aeronave.

2.1 AGRICULTURA DE PRECISÃO

Segundo Herwitz et al. (2004), as abordagens agrícolas baseadas no conhecimento destinam-se a aumentar a eficiência da agricultura, aumentar a lucratividade, diminuir os impactos ambientais e espera-se que impulsionem a inovação tecnológica. Uma dessas abordagens, e que atualmente recebe grande atenção no meio agrícola, é a agricultura de precisão, uma moderna ferramenta de grande potencial, pois possibilita um elevado grau de gerenciamento da propriedade rural.

A tecnologia de aplicação, por sua vez, deve ser planejada de maneira responsável e sustentável, visando sempre minimizar riscos à saúde humana, animal e a todos os recursos naturais (ANDEF, 2004).

Conforme ANDEF (2010) e Adegas (2015), diversos fatores estão ligados com a efetividade do processo de aplicação de defensivos agrícolas, dentre eles citam-se:

- Pulverização do agroquímico - transformação de uma substância líquida em partículas ou gotas;
- Aplicação acurada - deposição de gotas sobre um alvo desejado, com tamanho e densidade adequados à missão;
- Regulagem dos equipamentos - ajuste dos equipamentos do sistema conforme missão solicitada e produtos a serem utilizados;
- Calibragem dos equipamentos - verificação dos equipamentos e dos volumes e quantidades de defensivos a serem aplicados;
- Escolha dos bicos de pulverização - equipamento presente nas barras de pulverização com o objetivo de aplicar os defensivos de maneira correta para cada aplicação;

- Escolha das pontas de pulverização - função dos bicos de pulverização, as pontas têm três objetivos principais: determinar a vazão, o tamanho das gotas e o formato do jato de pulverização;
- Determinação do volume de pulverização - está ligado diretamente com o produto, tipo de ponta utilizado, condições climáticas, a aplicação específica, entre outros;
- Tamanho das gotas - a classe de tamanho de gotas é um bom indicativo, ainda que não definido, para a capacidade da pulverização em cobrir o alvo e penetrar na massa de folhas;
- Condição climática - correntes de vento, alta temperatura e umidade relativa do ar são fatores que influenciam diretamente na eficiência do processo de aplicação de defensivos, dessa forma, deve-se ter isso em mente antes e durante a aplicação.

Quanto à forma de aplicação de produtos fitossanitários, existem diversas maneiras de realizar este processo. Das principais formas, citam-se:

- Pulverização manual;
- Pulverização tratorizada com mangueira e pistola de pulverização;
- Pulverização de barras (tratorizado ou autopropelido);
- Pulverização com aeronave.

2.2 AVIAÇÃO AGRÍCOLA

Uma aeronave é dita de função agrícola uma vez que realize funções e operações em culturas agrícolas efetuando a pulverização aérea de produtos químicos (pesticidas, herbicidas, fungicidas, entre outros), além de diversas outras missões como sensoriamento e levantamento de dados de uma região (HAUSEN, 2011).

Quando comparados aos pulverizadores terrestres, as aeronaves (principalmente os aviões) agrícolas possuem diversas vantagens e desvantagens. Das principais vantagens citam-se a velocidade da aeronave (que pode ser até nove vezes maior que um veículo terrestre), a possibilidade de variar a largura da faixa de deposição, o alto rendimento operacional, além de evitar os danos por amassamento de culturas. Quanto as desvantagens das aeronaves, por sua vez, têm-se a ocorrência de turbulências e vórtices durante a aplicação, assim como possuir um alto custo de aplicação (em geral) (SANTOS, 2006; BAYER et al., 2011; OLIVEIRA et al., 2017).

Um fator de grande importância na aplicação de produtos agrícolas, tanto para aeronaves quanto em qualquer outra forma de aplicação, é a chamada deriva. Deriva é definida como a fração dos ingredientes ativos que não atinge o alvo devido ao carregamento das gotas, evaporação e outros processos (ANDEF, 2010). Ela está diretamente relacionada à contaminação do aplicador (quando próximo da aplicação), do meio ambiente e de culturas vizinhas. Além disso, a deriva causa prejuízos ao agricultor, uma vez que parte do produto aplicado é inutilizado e não atinge o alvo desejado (AZEVEDO; FREIRE, 2006). Dessa forma, o controle da deriva em processos de aplicação agrícola é de suma importância. Algumas formas de se controlar a deriva das gotas são:

- Seleção do bico de pulverização - com diferentes bicos, têm-se variadas formas de aplicação, como bicos de jato plano e de jato duplo, por exemplo. A escolha dos bicos de pulverização pode auxiliar dependendo do tipo de plantação a ser tratada;
- Altura da barra de pulverização - uma vez que os bicos de pulverização estão presentes na barra, quanto mais longe do alvo estiver a barra mais influência do ambiente sofrem as gotas de defensivo ao saírem dos bicos. A altura, por sua vez, deve estar próxima a mínima recomendada pelo fabricante do bico e do defensivo;
- Utilização de assistência de ar - outra forma de auxiliar no caminho da gota até a plantação é utilizar uma corrente de ar induzida artificialmente. No entanto essa configuração é recomendada apenas para baixos volumes, ou seja, pulverizações finas;
- Utilização de barras protegidas - a utilização de uma camada envoltória na barra de aplicação pode ser outra alternativa de controle de deriva.

2.3 VANTS NA AGRICULTURA BRASILEIRA

Atualmente, no Brasil, apenas um pequeno grupo de empresas trabalha com VANTs para aplicação agrícola, destas citam-se:

- SkyDrones/SkyAgri – montadora de drones e representante comercial da DJI no Brasil. Seu braço de serviços oferece soluções na área de imageamento com drones de asa fixa e pulverização com aeronave multirotor. A Aeronave Pelicano, conforme Figura 2.1 possui autonomia de 10 a 15 minutos, PMD de 25 kg e capacidade de 8 litros de produto químico líquido, segundo dados da empresa (SkyDrones, 2019);

Figura 2.1 – Aeronave Pelicano.



Fonte: SkyDrones (2019).

- Aeronaves Remotamente Pilotadas de Alta Capacidade (ARPAC) – projeta, desenvolve e monta suas próprias aeronaves, oferece serviços de aplicação de produtos químicos e biológicos com drones multirrotores. A Aeronave Biodrone, apresentada na Figura 2.2, possui autonomia de até 67 min, cobertura de até 1000 ha por dia e dispersor volumétrico de 800 ml de biológico, segundo dados da empresa (ARPAC, 2019);

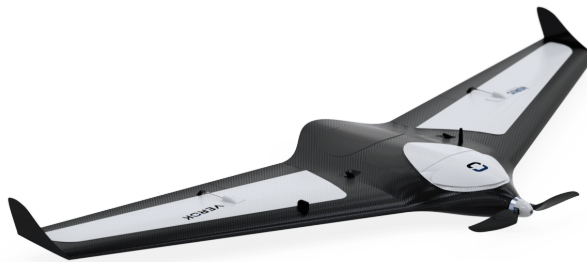
Figura 2.2 – Aeronave Biodrone.



Fonte: ARPAC (2019).

- Horus Aeronaves – Desenvolve, fabrica e vende drones de asa fixa para imageamento. A aeronave Verok, apresentada na Figura 2.3, possui autonomia de até 2 horas, cobrindo até 4300 ha, segundo dados da empresa (Horus Aeronaves, 2019);

Figura 2.3 – Aeronave VEROK.



Fonte: Horus Aeronaves (2019).

- X-Mobots – Desenvolve, fabrica e opera sistemas não tripulados aéreos de asa fixa para imageamento. A aeronave Echar 20D, mostrada na Figura 2.4, pode cobrir até 7100 ha por voo, possui PMD de 7,8 kg e decola a partir do lançamento via catapulta, segundo dados da empresa (XMobots, 2019);

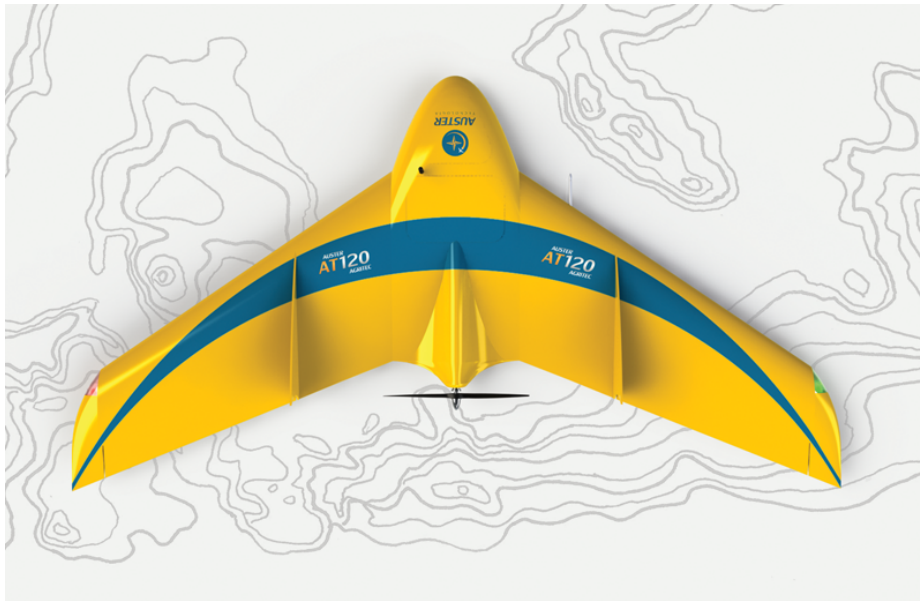
Figura 2.4 – Aeronave Echar 20D.



Fonte: XMobots (2019).

- Auster Tecnologia – Desenvolve, fabrica e opera sistemas não tripulados aéreos de asa fixa para imageamento. Também oferece serviço de pós processamento de imagem usando técnicas de visão computacional. Tem sua sede em Santa Maria e é uma empresa que utilizou do processo de incubação tecnológico de Santa Maria. A aeronave AT120, apresentada na Figura 2.5, possui autonomia de até 90 min, podendo imagear um total de 350 ha por voo, segundo dados da empresa (Auster Tecnologia, 2019);

Figura 2.5 – Aeronave AT120.



Fonte: Auster Tecnologia (2019).

- DJI – Empresa chinesa de desenvolvimento de drones, seus produtos são bastante encontrados no Brasil devido ao baixo custo e facilidade de operação. Possui aeronaves com foco em imageamento. A aeronave Matrice 210, conforme Figura 2.6, apresenta autonomia de 38 min, capacidade máxima de carga de 2 kg e alcance de operação de 7 km, segundo dados da empresa (DJI, 2019).

Figura 2.6 – Aeronave Matrice 210.



Fonte: DJI (2019).

Pelo fato da maior parte das empresas serem embrionárias e pouco volume de trabalho nas safras ser desenvolvido por elas, não foi possível adquirir dados de valores movimentados, apenas aqueles divulgados pelas próprias empresas. O que se pode dizer é que há interesse no uso dessas tecnologias no meio rural, embora, uma série de problemas ainda desacelerem o crescimento desse mercado como:

- Falta de dados acerca da efetividade das pulverizações, para drones pulverizadores e, necessidade de ampla análise das culturas por imagem para começar a desenvolver um trabalho de agronomia, para drones de imageamento. A maior parte das culturas não foi tratada com essas ferramentas para que se tenha dados disponíveis;
- Interpretações erradas da tecnologia, muitos produtores não veem o drone como ferramenta de auxílio, mas sim como solução, causando uma quebra de expectativa que contribui para a descrença na tecnologia;
- Falta de integração entre projetistas, agrônomos e produtores. Por exemplo, multi-rotoristas ocasionam, geralmente, vórtices que tornam a pulverização inefetiva, indo contrário à ideia de agricultura de precisão.

2.4 LEGISLAÇÃO

Quanto às normas e regulamentações de operação de VANTs no Brasil, encontram-se alguns problemas. O principal deles é que a legislação ainda está em construção, o que inviabiliza encontrar normas para operação e construção dessas aeronaves. Em 2017, a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), junto do Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) e da Agência Nacional de Telecomunicações (ANATEL), estabeleceu um documento que regulamentou certas atividades para VANT. Este documento, o Regulamento Brasileiro de Aviação Civil Especial nº 94/2017 (RBAC-E nº 94/2017) (ANAC, 2017), apresenta normas quanto a documentos necessários para construção e operação de aeronaves, documentos de habilitação necessário para o piloto, entre outros. O Anexo A apresenta um relatório que demonstra as principais normas estabelecidas pelo RBAC-E para VANTs acima de 150 kg de Peso Máximo de Decolagem (PMD). No entanto, normas quanto à velocidades de operação, materiais utilizados, definições de cargas e demais propriedades da aeronave não são apresentados. Dessa forma, foram utilizadas as indicações das normas presentes na *Federal Aviation Regulation (FAR) 23 da Federal Aviation Administration (FAA)* para a realização desse projeto.

2.5 PESQUISA DE MATERIAIS

Conforme Lopes (2008) e Gudmundsson (2013), os principais materiais utilizados na fabricação de componentes estruturais de aeronaves são:

- Madeira: Ótima relação força/peso, no entanto não atua bem em ambientes com alta umidade (devido a sua alta absorção de água) e possui característica anisotrópica;
- Ligas de Alumínio: Dos materiais apresentados possui a melhor relação força/peso, além de possuir uma gama de possibilidades na formação de ligas com diversos outros elementos, o que viabiliza diversas operações. No entanto, a resistência à corrosão de ligas de alumínio normalmente é baixa e necessita de processos adicionais para melhorar suas capacidades (o que aumenta o custo do projeto);
- Ligas de Aço; Estas ligas apresentam alta resistência mecânica, no entanto estão atreladas à grandes pesos devido à alta densidade do material. Outro fator que inviabiliza seu uso em grande escala é a dificuldade de manufatura. Ligas de aço são utilizadas normalmente em áreas específicas da aeronave as quais necessitam maiores resistências mecânicas;
- Ligas de Titânio: Possuem boa relação força/peso (inferiores às ligas de Al), boa resistência à corrosão, assim como boas propriedades de fluência. No entanto, as ligas de Ti possuem custos elevados de fabricação, quando comparados às demais ligas, além de possuir usos limitados nas aeronaves;
- Compósitos: Comparado aos outros materiais, os compósitos apresentam a maior variedade de usos, a depender de sua fabricação e de suas composições. Em geral, apresentam alta relação força/peso, flexibilidade na fabricação e grande resistência à corrosão. Entretanto, a fabricação de compósitos pode ser complicada, uma vez que deve ser feita de maneira precisa, pois pode variar nas propriedades do material (como o alinhamento das fibras na matriz polimérica).

Conforme a literatura, o material mais utilizado na fabricação de aeronaves são as ligas de Al (Mouritz (2012), Ashby (2013), Davis et al. (1993)). Dentre as ligas, citam-se estas como principais:

- Ligas séries 2000 (Al-Cu): Muitas dessas ligas são adequadas para a cobertura da fuselagem, painéis da asa inferior e superfícies de controle, devido a sua alta resistência mecânica através de endurecimento por solução sólida e precipitação. Os materiais presentes nessa liga apresentam também resistência à fadiga, tenacidade e segurança quanto a propagação de trincas. Ligas mais utilizadas: 2024 Al e 2054;

- Ligas séries 3000 (Al-Mn): Devido a seus baixos valores de resistência mecânica, essas ligas são comumente utilizadas em componentes não estruturais da aeronave, como carenagens, tanques, calotas de rotas, entre outros.
- Ligas séries 5000 (Al-Mg): Usada ocasionalmente em estruturas aeronáuticas, como ponta da asa, *wing ribs*, tubos e reforços. Geralmente estas ligas apresentam grande resistência mecânica e à corrosão. Liga mais utilizada: 5052.
- Ligas séries 7000 (Al-Cu-Zn): Juntamente com a série 2000, estas ligas são as mais utilizadas em aplicações aeronáuticas. Em geral, estas ligas apresentam resistência mecânica superior às ligas 2000. São utilizadas normalmente nas superfícies superiores das asas das aeronaves. Liga mais utilizada: 7075-T6;
- Ligas séries 8000 (Al-Li): Quando comparadas às ligas das séries 2000 e 7000, estas apresentam melhor resistência à fadiga, assim como peso reduzido. Estas ligas são mais utilizadas em aplicações militares, devido às suas características mecânicas. Sua principal desvantagem é o alto custo do lítio presente nas ligas. Ligas mais utilizadas: 8090 Al, 8091 Al e 8092 Al.

3 METODOLOGIA

Nesta seção serão apresentados a metodologia de processo seguida no desenvolvimento deste projeto (Seção 3.1), a pesquisa de mercado realizada com empresas de aviação e trabalhadores agrícolas (Seção 3.2), o levantamento de necessidades e requisitos da aeronave (Seção 3.3) e, por fim, o desenvolvimento da árvore de produto do projeto (Seção 3.4).

3.1 METODOLOGIA DE PROJETO

Uma vez que este projeto teve início nas disciplinas de CPIO da UFSM, diversos estudos e pesquisas bibliográficas foram realizadas durante esse processo, dos quais foram desenvolvidos diversos relatórios de pesquisas, como os apresentados nos Apêndices A a B.

A metodologia de projeto adotada se baseia na apresentada por Roskam (1985), pois este aponta detalhadamente as etapas de definição (Projeto Conceitual), análise na construção e levantamento de informações (Projeto Preliminar) e desenvolvimento de um produto (Projeto Detalhado). Apesar do seu livro exibir diversas etapas no desenvolvimento de um projeto de uma aeronave civil, certas tecnologias e formas apresentadas pelo autor são ultrapassadas nos dias atuais ou possuem substitutos superiores em suas aplicações, como no caso de materiais para construção. Para isso, a fonte de pesquisa para a complementação de alguns passos do desenvolvimento do projeto foi o livro *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures* (GUDMUNDSSON, 2013), porém mantendo Roskam (1985) como a principal bibliografia, uma vez que são livros muito utilizados no ramo aeronáutico até os dias atuais por suas diversas abordagens e grandes ensinamentos.

Quanto ao tópico de legislação do projeto, este foi apresentado brevemente na seção 2.4 e detalhadamente no Anexo A, e foi seguido a risca durante o desenvolvimento deste projeto, assim como nas fases que ainda estão por vir.

Para o desenvolvimento dos desenhos 3D da aeronave, determinação dos momentos de inércia e análise da distribuição de massa e componentes da aeronave, utilizou-se do *software* SolidWorks. No quesito de simulações e estimativas, grande parte destas foi realizada na plataforma MATLAB, com complementos do *software* de álgebra computacional Mathematica. O estudo da eficiência da hélice escolhida para a aeronave foi concretizado a partir do *software* AeroDesign Propeller Selector.

3.2 PESQUISA DE MERCADO

De maneira a auxiliar nas pesquisas realizadas acerca de aeronaves agrícolas, foram enviados questionários às empresas de aviação e a produtores agrícolas. Estes questionários buscavam entender como funcionavam as operações tanto por aeronaves agrícolas quanto por máquinas autopropelidas, para assim, entender como poderia inserir um novo produto no mercado de forma a complementar esses serviços, ou seja, atuar onde ambos meios possuem limitações. Além disso, perguntas relacionadas ao tipo de safra e o tamanho das lavouras também foram realizadas, pois assim era possível identificar os tipos de aplicações e quais produtos agroquímicos eram necessários. Seguindo, indagou-se aos perguntados quanto às dificuldades que estes encontram no processo de aplicação de agroquímicos, e como isso influencia na renda daquela safra, ou seja, como isso afeta no lucro dos produtores. Por fim, era perguntado como os produtores e membros de empresas de aviação agrícola, se drones poderiam auxiliar no plantio na visão deles.

A seguir são apresentadas algumas das perguntas feitas nos questionários e exemplos de respostas obtidas:

- "Na sua região, qual o custo médio de aplicação de defensivo por hectare com pulverizador terrestre? E pulverização utilizando aeronaves?"
 - "Para pulverizadores terrestre, em geral, de 25 a 40 reais. Enquanto que para pulverizadores aéreos de 35 a 50 reais."
- "No âmbito geral, quais culturas demandam mais aplicações durante a safra?"
 - "No Rio Grande do Sul, as culturas de arroz e soja principalmente."
- "Quais você acredita serem os maiores impedimentos para a utilização de drones como auxiliares durante as safras?"
 - "Tomar a atividade econômica viável, pois os custos são altos e o rendimento operacional é baixo."

Tendo isto em vista, a aeronave a ser projetada levou em consideração estas e outras pesquisas realizadas, conforme segue as necessidades e requisitos determinados para o VANT e mostrados na Seção 3.3.

3.3 NECESSIDADES E REQUISITOS

Conforme foram realizadas as pesquisas de mercado referentes a aeronaves agrícolas, conforme Seção 3.2, pode-se identificar o que os produtores e as empresas agrícolas poderiam utilizar como complemento na defesa contra pragas e outros malefícios em suas plantações.

A partir dos dados obtidos nos questionários, entrevistas e estudos de dados históricos, as seguintes necessidades da aeronave foram encontradas:

N_01 A aeronave deve ser de fácil manuseio, transporte e manutenção;

N_02 A aeronave deve decolar e pousar em pistas de curtas distâncias, inferiores a 300 m;

N_03 O sistema de aplicação agrícola da aeronave deve ser capaz de operar com taxas de aplicação de 3 l/ha até 20 l/ha de produto fitossanitário;

N_04 A altura de operação da aeronave deve estar entre 2 a 4 metros do solo (a depender do produto a ser utilizado), para evitar deriva das gotas de produto e boa confiabilidade da aplicação;

N_05 O sistema de aplicação agrícola da aeronave deve ser capaz de cobrir, no mínimo, 2 ha/h.

Com a taxa de aplicação e a produtividade mínima, é possível determinar a vazão total em função da velocidade. Foram utilizadas as equações abaixo, conforme ANDEF (2004) e ANDEF (2010):

$$\text{Taxa de Aplicação} = \frac{\text{Vazão Total}}{\text{Produtividade}} \quad (3.1)$$

Onde a Taxa de Aplicação é dada em (l/ha), a Vazão Total em (l/min), e a Produtividade em (ha/min). A Produtividade foi variada ao longo dos cálculos, de valores mínimos a ótimos, conforme as pesquisas.

$$\text{Produtividade} = \text{Velocidade} \times \frac{\text{Faixa de Aplicação}}{600} \quad (3.2)$$

Onde a Velocidade é dada em (km/h) e a Faixa de Aplicação em (m), a qual foi definida como 1,5 m (valor padrão na literatura).

Ao analisar os catálogos de pontas de pressão, os quais são distribuídos na barra de aplicação, notou-se que, dependendo da pressão necessária para atomizar e distribuir o defensivo na plantação de maneira satisfatória, é necessário ter controle da velocidade da aeronave. Para isso, as velocidades de operação e mínima foram estipuladas tal que a aeronave possa abranger grande parte dos defensivos, permitindo diversas operações. Os requisitos finais determinados foram:

- R_01** A aeronave deve ser capaz de portar uma capacidade de carga (Carga Útil) de 100 litros de produto químico;
- R_02** A aeronave deve operar dentro de uma faixa de velocidade de entre 60 a 80 km/h;
- R_03** A aeronave deve operar com velocidade mínima de 40 km/h;
- R_04** O projeto da aeronave deve respeitar as normas impostas pela legislação brasileira, conforme Anexo A, e demais regulamentações (ANATEL, DECEA, FAR, etc);

3.4 ÁRVORE DE PRODUTO

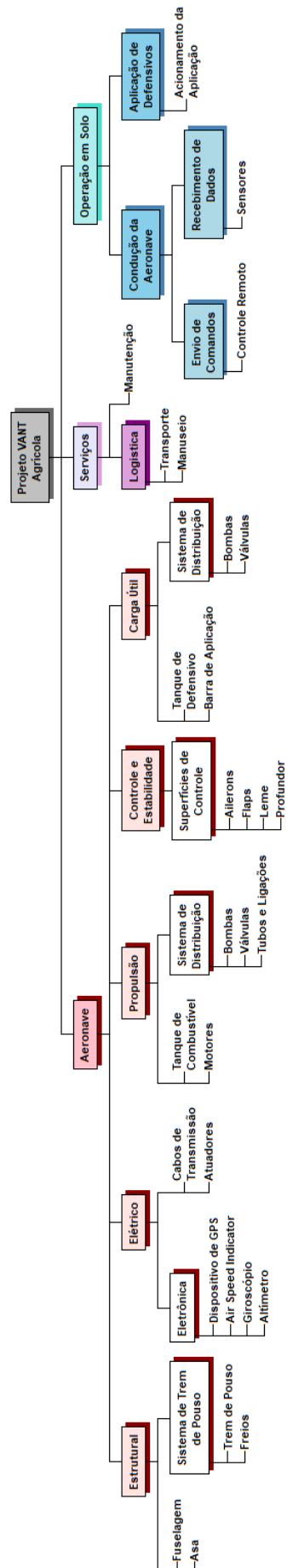
A árvore de produto é uma ferramenta visual que permite a estruturação de um projeto de forma simples. Seu objetivo principal é identificar que partes e funções compõem um projeto.

Podemos notar pela Figura 3.1, que a árvore de produto do projeto é dividida em 3 principais categorias, cada uma apresentando seus respectivos componentes e funções.

- **Aeronave:** Apresenta os principais componentes do VANT, abrangendo desde os sistemas básicos até a descrição da carga útil;
- **Operação em Solo:** Apresenta o ponto importante da operação da aeronave, o piloto;
- **Serviços:** Apresenta as demais atividades realizadas com a aeronave que não estão ligadas diretamente com sua operação, como o transporte e as manutenções realizadas.

Neste trabalho apenas os itens Aeronave e Operação em Solo serão abordados.

Figura 3.1 – Árvore de Produto do Projeto VANT Agrícola.



4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Nesta seção serão apresentados os resultados obtidos no desenvolvimento do projeto de um VANT para aplicação agrícola. Resultados do dimensionamento da aeronave, no qual serão apontados os valores de peso do VANT (Seção 4.1), comprimentos e larguras dos diversos componentes da aeronave (Seções 4.2 a 4.4), assim como a análise inicial do sistema elétrico da aeronave (Seção 4.6), e o estudo acerca de materiais para a produção de cada sistema do projeto (Seção 4.7).

4.1 DIMENSIONAMENTO DE ASPECTOS GERAIS DA AERONAVE

4.1.1 Peso

Segundo Roskam (1985), a determinação do peso bruto de decolagem W_{TO} de um aeronave é dado por:

$$W_{TO} = W_E + W_F + W_{PL} \quad (4.1)$$

Onde W_F é o peso de combustível para a missão, W_{PL} é o peso da carga útil e W_E é o peso vazio da aeronave. É importante ressaltar que, apesar da denominação "Peso" todas as medidas são dadas em unidades de massa (kg), este termo é utilizado na aeronáutica e não deve ser confundido com a definição de força escrita em Newtons (N).

Para situações onde a aeronave a ser projetada se encaixa em uma categoria já bastante estudada, utiliza-se de dados históricos e algumas iterações para definir esses valores. Entretanto, quando se trata de um projeto que não dispõe de muitos dados para comparação, é necessário determinar os valores por outros métodos, como estimativas e simulações.

O peso de combustível foi determinado fazendo uma análise do consumo específico de combustível de motores utilizados em aeronaves de pequeno porte e cruzando com a autonomia necessária definida na Seção 3.3. Essa pesquisa serviu para definir, inicialmente, o peso do sistema propulsivo. O peso vazio foi assumido seguindo a indicação de Roskam (2007) na qual propõe-se que o peso da carga útil é de aproximadamente 60% da massa da aeronave vazia. Esses dados foram implementados em uma rotina iterativa em MATLAB e foram realimentados ao longo do processo de dimensionamento preliminar, por fim, chegando-se na estimativa de massa da aeronave e seus componentes, apresentada abaixo.

- Carga Útil: 100 kg;

- Combustível: 12 kg;
- Sistema Propulsivo: 11,594 kg;
- Massa da fuselagem e demais equipamentos: 157,366 kg;
- Massa da aeronave vazia: 168,96 kg;
- Massa máxima de decolagem (MTOM, acrônimo do inglês *Maximum Take-Off Mass*): 280,96 kg;

Após a escolha de materiais, travamento da configuração da aeronave e outras pequenas alterações, é provável que a massa da aeronave seja alterada. Assim, pode-se dizer que o valor da massa da fuselagem e demais equipamentos poderá ser modificado no futuro (projeto detalhado).

4.1.2 Desempenho da Aeronave

Após a determinação do peso da aeronave, é necessário ater-se a outros objetivos de desempenho que estão intimamente atrelados ao projeto preliminar, esses objetivos são: velocidade de estol; distância de decolagem e pouso; velocidade de cruzeiro e velocidade máxima; taxa de subida.

O dimensionamento para esses objetivos permite encontrar valores para alguns parâmetros de projeto que tem maior impacto no desempenho da aeronave, esses parâmetros são:

- Potência máxima necessária para decolagem, P_{TO} ;
- Área de asa, S e Alongamento (ou *Aspect Ratio*, em inglês), AR ;
- Coeficiente de sustentação máximo necessário (para configuração limpa da aeronave), $C_{L_{max}}$;
- Coeficiente de sustentação máximo necessário para decolagem, $C_{L_{max_{TO}}}$;
- Coeficiente de sustentação máximo necessário para pouso, $C_{L_{max_L}}$;

Para o caso da aeronave tratada neste trabalho, não se faz necessário o dimensionamento para taxas de subida, pois esta não precisará operar em altitudes muito maiores que 5 metros.

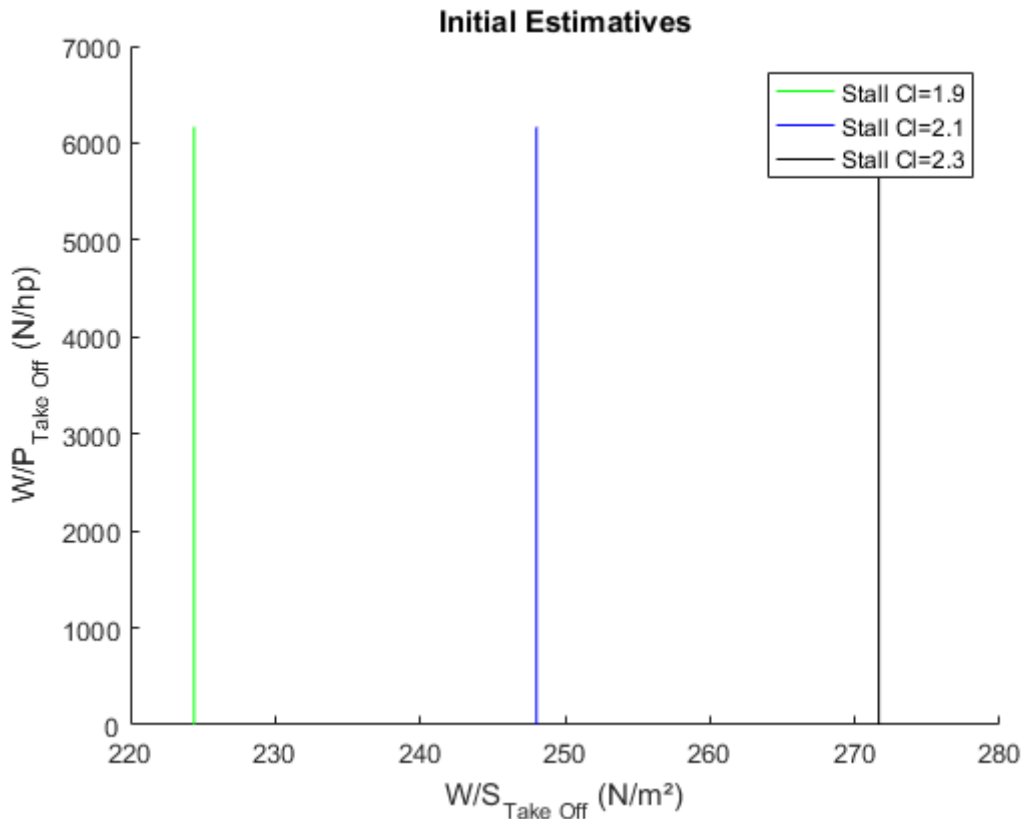
Para o dimensionamento da velocidade de estol, o valor considerado foi de 50 km/h , estando 10 km/h abaixo da mínima velocidade de cruzeiro estipulada. A faixa de C_L

considerados na análise variam no intervalo de 1.9 até 2.3, dado a pesquisa de aeronaves STOL. A carga alar para esse caso é determinada pela equação 4.2.

$$\frac{W}{S_{estol}} = V_{estol}^2 * \rho * C_{Lmax} / 2 \quad (4.2)$$

A Figura 4.1 mostra a curva obtida para três casos de C_{Lmax} .

Figura 4.1 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para estol.



Fonte: Autor.

Para o dimensionamento distância para decolagem foi estipulado um comprimento de pista (S_{tog}) mínimo de 100 metros. Dessa forma a aeronave possa operar em regiões acidentadas e com pequenos comprimentos de pista, como a grande parte das lavouras. De acordo com (ROSKAM, 1985), a relação peso potência pode ser obtida através da equação:

$$\frac{W}{P} = top_{25} * \sigma * C_{Lmax} / \frac{W}{S} \quad (4.3)$$

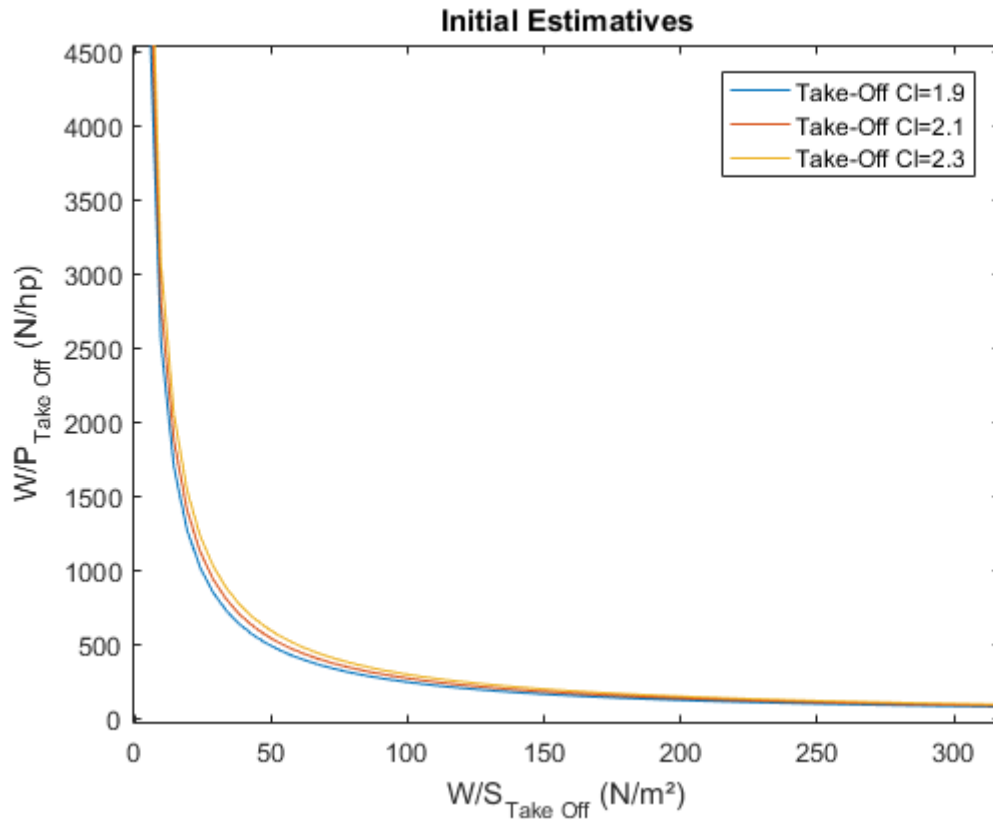
Sendo que o fator top_{25} é determinado através da equação:

$$3.28S_{tog} = 8.134top_{25} + 0.0149top_{25}^2 \quad (4.4)$$

A carga alar para essa condição foi variada entre 5 N/m^2 a 2000 N/m^2 , enquanto o

intervalo de $C_{L_{max}}$ foi mantido o mesmo do caso a). A Figura 4.2 apresenta as curvas para a condição b).

Figura 4.2 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para decolagem.



Fonte: Autor.

Para a distância de pouso, considerou-se 100 metros para pouso (S_{Lg}). Com isso obtém-se a Velocidade de Estol para essa condição pela equação 4.5.

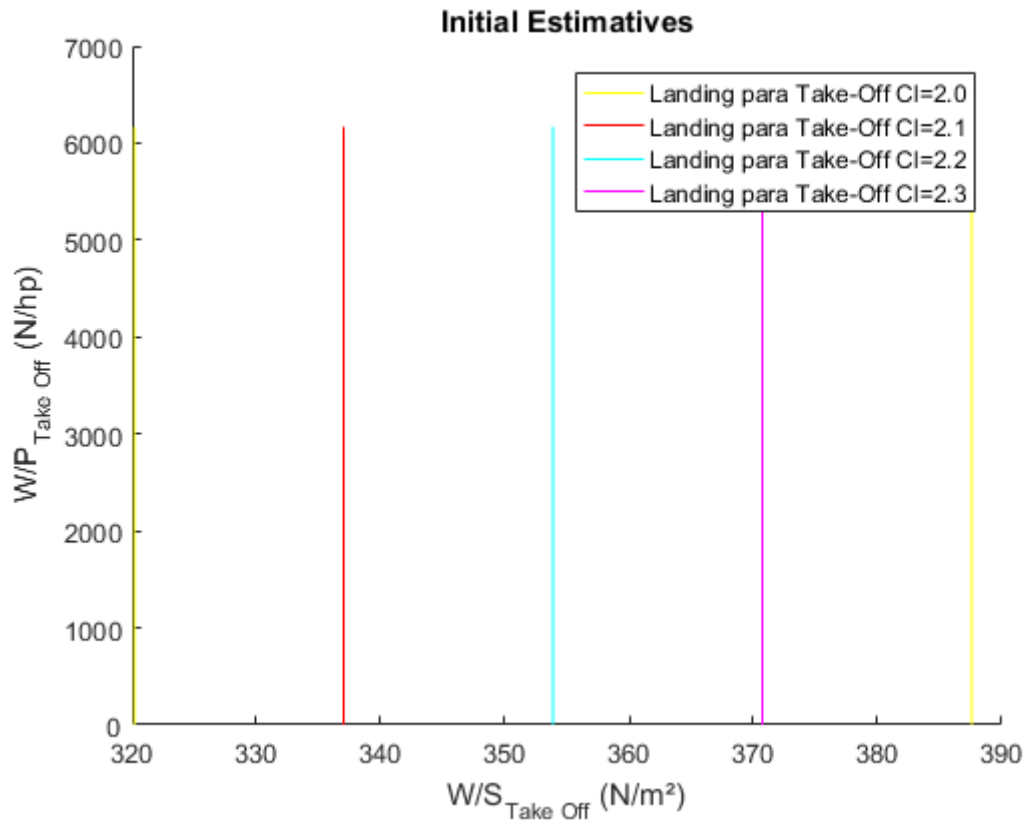
$$V_{estol} = \frac{\sqrt{S_{Lg} * 6.33}}{1.943} \quad (4.5)$$

A partir da velocidade obtida pela equação 4.5, a carga alar pode ser estimada por:

$$\frac{W}{S} = V_{estol}^2 * \rho * C_{L_{max}} / 2; \quad (4.6)$$

A Figura 4.3 apresenta as curvas obtidas para essa condição de voo.

Figura 4.3 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para pouso.



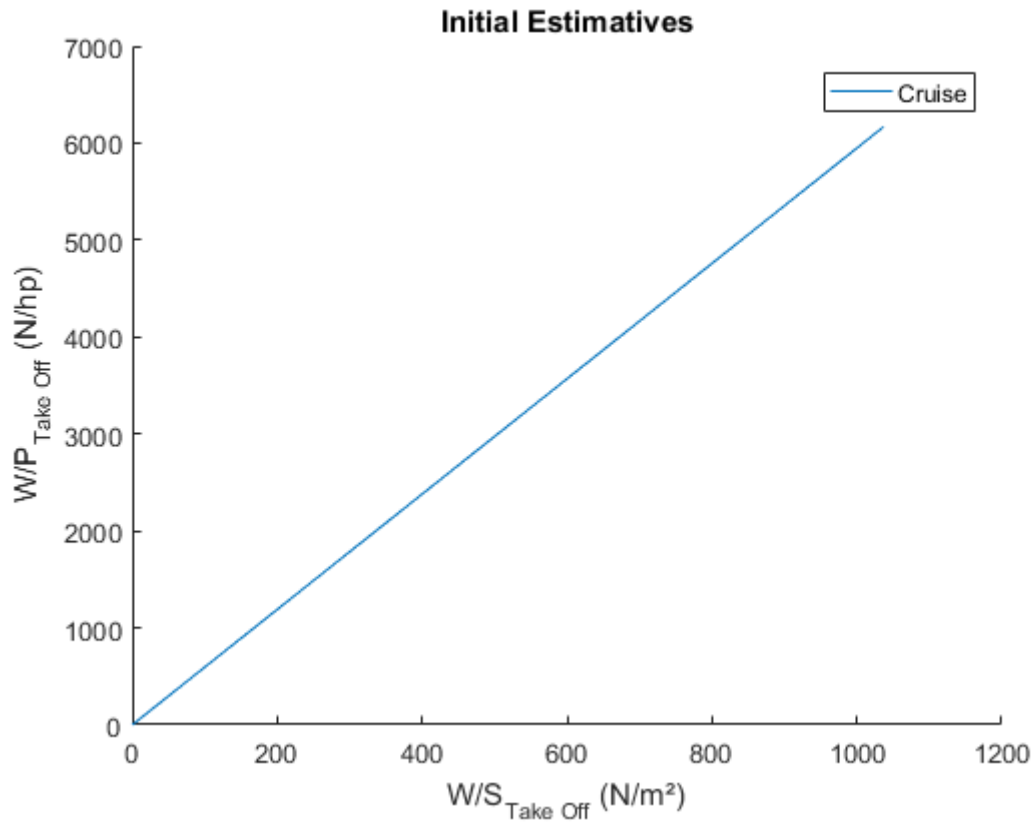
Fonte: Autor.

A velocidade de cruzeiro é determinada com base em valores tabelados de I_p para a aeronave, da forma:

$$\frac{W/S}{W/P} = I_p^3 * \sigma \quad (4.7)$$

Considerando o valor de $I_p = 0.25$, a Figura 4.4 apresenta a curva obtida.

Figura 4.4 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para cruzeiro.



Fonte: Autor.

Por fim, a condição g) é determinada através do *bank angle*, estipulado em 30 graus. De acordo com Roskam (1985), a carga alar é dada por:

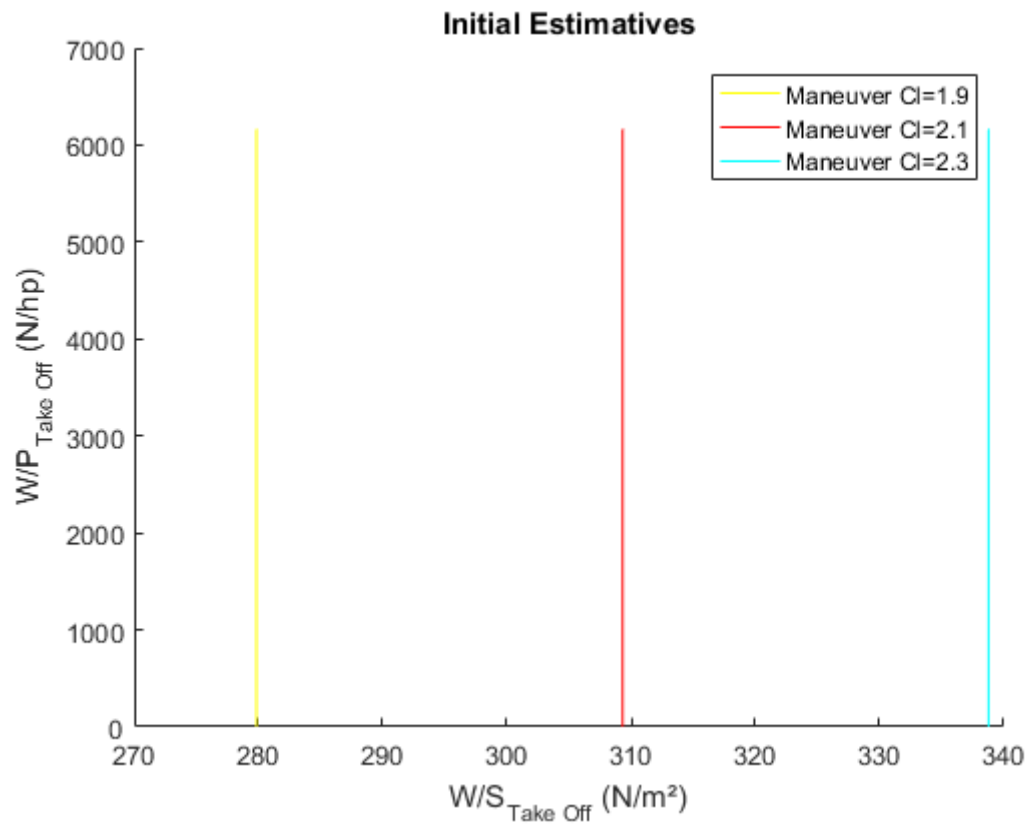
$$\frac{W}{S} = \frac{V_{\text{cruzeiro}}^2 * \rho * C_{L_{\text{max}}}}{n} \quad (4.8)$$

Onde n é dado pela equação:

$$n = \cos(\text{Bank Angle})^{-1} \quad (4.9)$$

Nessa condição, a Figura 4.5 apresenta a curva obtida.

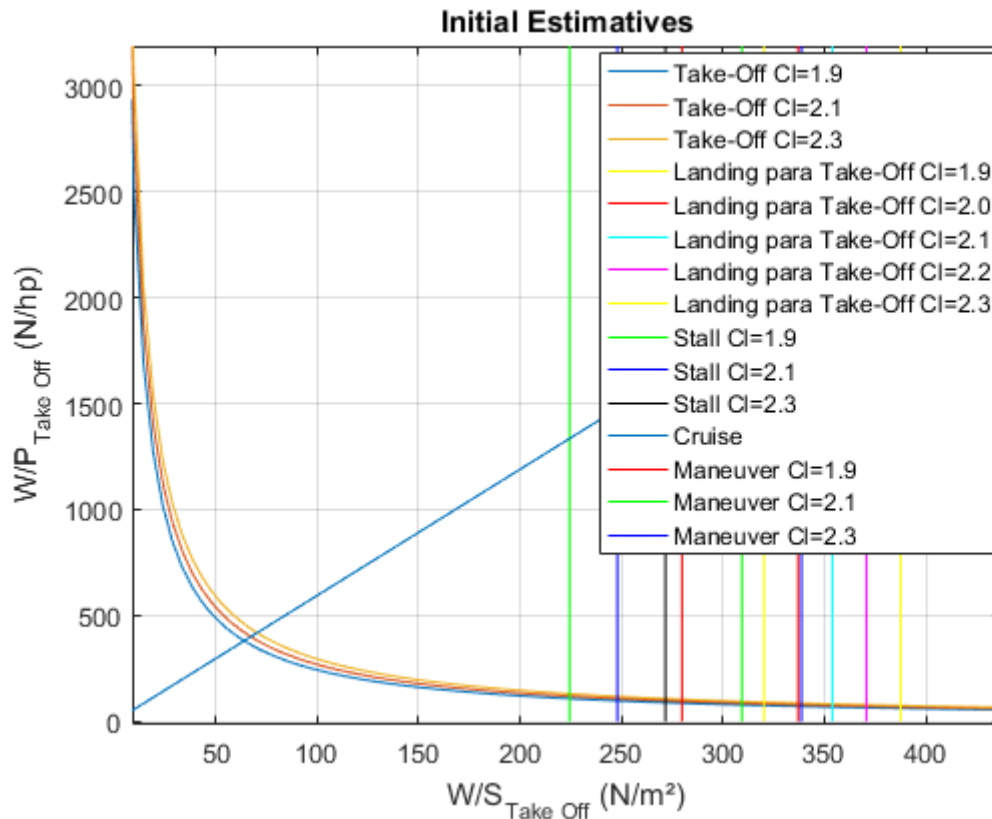
Figura 4.5 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para manobra.



Fonte: Autor.

A Figura 4.6 apresenta a sobreposição das curvas obtidas anteriormente, utilizada para determinar o ponto de operação da aeronave.

Figura 4.6 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} .



Fonte: Autor.

A partir da análise realizada na seção 3.2, verificaram-se quais coeficientes de sustentação para pouso e decolagem, quais cargas alares e quais razões tração/peso eram comuns em aeronaves com missão similar. Disto, foram determinadas as fases de operação da aeronave com os seguintes valores:

- *Take-Off* $C_L = 2,1$, uma vez que estes são valores próximos à aeronaves STOL;
- *Landing* $C_L = 2,1$;
- *Stall* $C_L = 2,3$, com a aeronave podendo atuar em baixas velocidades, é importante controlar o estol da aeronave;
- *Maneuver* $C_L = 1,9$ a $2,1$, uma vez que pretende-se variar a velocidade de operação da aeronave conforme escolha de defensivo.

4.1.3 Configuração da Aeronave

Para cumprir a missão nas condições de facilidade de decolagem, além de possuir uma boa faixa de velocidade de operação, optou-se por utilizar uma aeronave com características de pouso e decolagem em pista curta (STOL, acrônimo do inglês *Short Take-off and Landing*).

Com base nos requisitos de missão, é necessário que a configuração da aeronave seja definida justificando as escolhas feitas. Nesse passo é importante que a análise seja realizada de maneira multidisciplinar para otimizar o andamento do projeto dentro de cada área.

Inicialmente a posição dos componentes essenciais para a missão foi definida. O tanque de defensivo possui bastante massa em relação à massa total da aeronave e deve ser facilmente acessado, portanto justifica-se seu posicionamento na parte central da aeronave sob a asa, tornando-o o principal componente da fuselagem. Esta foi definida como um misto entre semi monocoque e treliçada, pois as cavernas e o revestimento tornam-se desnecessários quando não há mais carga paga e apoios na fuselagem. A partir desse ponto, uma estrutura treliçada garante a resistência estrutural necessária com menor peso e maior simplicidade na fabricação. Desde já, considerou-se que a asa seria apoiada na fuselagem, para reduzir os esforços na asa, permitindo uma estrutura mais leve.

A barra para aplicação de defensivo deve ser posicionada abaixo da aeronave, após o tanque, para que fique mais distante dos vórtices gerados pela asa, além de ficar mais próxima do foco da aplicação. Assumiu-se que os tanques de combustível seriam colocados nas asas e alinhados ao tanque de defensivo para evitar o passeio do C.G. Esse posicionamento foi considerado aceitável após a determinação do volume livre da asa que se mostrou adequado a essa proposta.

O trem de pouso foi definido como convencional e fixo devido às condições de operação da aeronave e necessidade de manter o projeto simples e com baixo custo de manutenção. Como as pistas de decolagem para aeronaves agrícolas costumam apresentar imperfeições - buracos, terreno acidentado, etc -, o aumento do peso associado com uma configuração de triciclo não justifica a melhora na pilotagem da aeronave em solo e a redução no arrasto devido a um trem de pouso retrátil não compensa o aumento na complexidade da operação e manutenção do mesmo.

Foi feito um pequeno relatório acerca das possíveis configurações de asa, empenagem e superfícies de controle e hipersustentadoras para facilitar as decisões a serem tomadas no futuro. Esse relatório apresenta a configuração preliminar adotada para esses componentes e encontra-se no Apêndice A deste trabalho. Os demais cálculos e estimativas dos sistemas da aeronave são apresentados nas Seções 4.2 a 4.4.

4.2 SISTEMA ESTRUTURAL

No sistema estrutural estão presentes os componentes acerca das superfícies externas e internas da aeronave. Este é o sistema que compõe e dita a configuração da aeronave. Nesta seção serão apresentados os resultados obtidos nas simulações e estimativas relativas aos dimensionamentos da fuselagem e da asa da aeronave, enquanto as superfícies de controle são apresentadas na Seção 4.4.

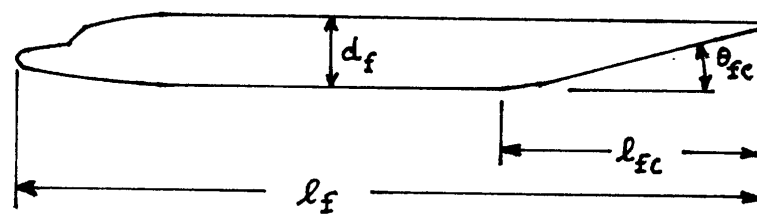
4.2.1 Dimensionamento da Fuselagem

Para o dimensionamento da fuselagem, considerou-se o tanque de produto (conhecido também como *hopper* na indústria agrícola) como sendo o componente principal da mesma. Sendo assim, as dimensões da fuselagem ficam ligadas a dois pontos: volume necessário para atingir os 100 litros de defensivo definidos na Seção 3.3 e altura para que seja possível apoiar a asa na fuselagem. Desta forma, considerou-se uma altura no ponto mínimo da fuselagem (d_f) de 50 centímetros e foi utilizada uma parábola para definir a curvatura da parte frontal, iniciando no bordo de ataque da asa e com ponto mínimo na região onde a asa será apoiada. As demais dimensões foram definidas utilizando os seguintes parâmetros geométricos:

- l_f/d_f de 6,5;
- l_{fc}/d_f de 3,5;
- θ_{fc} de 4° ;

Esses valores são a média dos parâmetros históricos para aeronaves agrícolas dados em Roskam (1985) e estão definidos na Figura 4.7 abaixo.

Figura 4.7 – Parâmetros da Fuselagem.



Fonte: (ROSKAM, 1985).

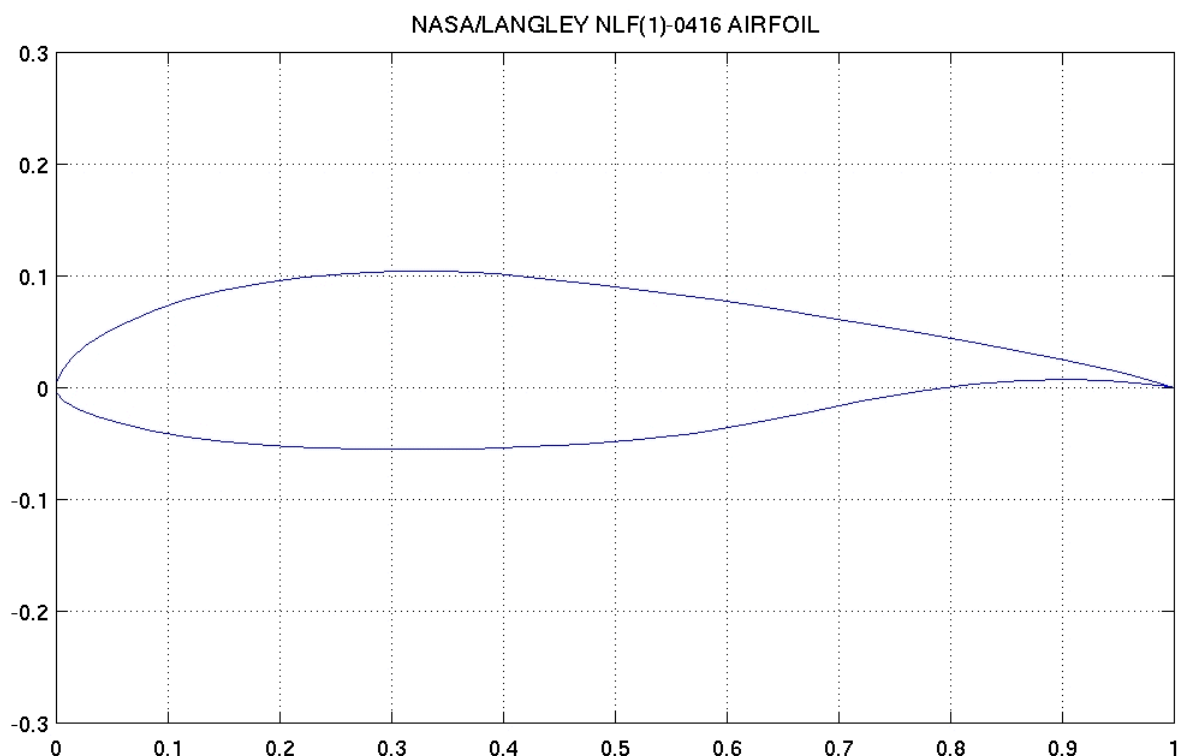
Portanto, as dimensões da fuselagem são:

- Comprimento total (l_f) de 3.25 metros;
- Comprimento do cone de cauda (l_{fc}) de 1.75 metro;
- Ângulo do cone de cauda (θ_{fc}) de 4 graus.

4.2.2 Dimensionamento da Asa

A configuração da asa foi definida como asa alta para segurança dos motores, além disso, pretende-se posicionar os tanques de combustível no interior da mesma. O fato de ser apoiada foi definido na Seção 4.1.3 para auxiliar no suporte das cargas. A partir dessas definições, é possível determinar a configuração final da asa. O Apêndice A apresenta estas e outras configurações para a asa e como foi realizada a escolha do sistema. O perfil escolhido para a asa é o NASA/LANGLEY 0416 por suas boas propriedades de CL e CD, conforme apresenta a Figura 4.8.

Figura 4.8 – Perfil de aerofólio definido para a asa, NASA/LANGLEY 0416, sem escala.



Fonte: UIUC Applied Aerodynamics Group (2019).

Com a razão de carga alar e peso total de decolagem foi possível determinar a área da asa (S). Como comentado no Apêndice A, valores de alongamento maiores que 8 não

apresentam vantagens significativas para a condição de voo da aeronave tratada neste projeto. Para garantir uma boa relação entre arrasto induzido pela asa e a necessidade de reforço estrutural devido ao peso na ponta da asa, optou-se por um alongamento de 6, sendo assim, foi possível determinar os valores de corda na raiz da asa (c_r) e envergadura (b). O afilamento da asa (λ_w) foi determinado pelo relatório supracitado em conjunto com a análise dos dados históricos disponíveis em Roskam (1985) sobre aeronaves agrícolas e aeronaves turboélice bimotores, assumindo o valor de 0.7, estes dados tabelados encontram-se no Anexo B. Para atingir o afilamento necessário, considerou-se um ângulo entre o início da corda na raiz e na ponta de cinco graus e meio. Assim, é possível calcular a corda na ponta da asa (c_t) e a corda média aerodinâmica (CMA). De posse desses valores é possível computar o volume disponível para combustível (V_{WF}) na asa pela Equação 4.10, essa equação considera que nenhum combustível pode ser carregado a partir do ponto que corresponde a 85% da envergadura para que, no caso de a aeronave ser acertada por um raio, o combustível não inflame. Essa é uma definição que deve ser levada em conta, pois é esperado que a aeronave possa operar durante a chuva ou clima ruim.

$$V_{WF} = 0.54(S^2/b)(t_r/c_r)(1 + \lambda_w\sqrt{\tau_w} + (\lambda_w^2\tau_w/(1 + \lambda_w)^2); \quad (4.10)$$

Onde t é a espessura da asa e os subscritos r e t significam raiz e ponta, respectivamente. τ_w é a razão das razões de espessura pela corda para a ponta e raiz da asa. A Tabela 4.1 sumariza os valores encontrados nesta Seção.

Tabela 4.1 – Dimensões da asa.

S	10.24 m^2
b	7.85 m
AR	6
λ_w	0.7
c_r	1.31 m
c_t	0.92 m
CMA	1.13 m
V_{WF}	1.01 m^3

4.3 SISTEMA DE PROPULSÃO

O sistema de propulsão da aeronave consiste em motores, válvulas, bombas, sistema de distribuição de combustível, hélices, entre outros mecanismos. Além disso, uma vez que a aeronave opera em baixas velocidades, busca-se uma forma de auxiliar na sustentação da aeronave. Dessa forma, o sistema de propulsão possui mecanismos que podem ser utilizados para inclinar os motores, quando for necessário.

Possuindo a configuração da aeronave e refinando os cálculos e estimativas feitos ao longo do projeto, foi possível avaliar o peso da aeronave e de seus componentes. Além disso, tendo as estimativas de potência pode-se selecionar motores que condizem com os valores calculados. Para a escolha dos motores da aeronave, alguns requisitos de projeto foram estabelecidos:

- Motor 4 tempos → Alta eficiência, baixo peso;
- Arrefecimento a ar → Menos partes móveis, menos peso que outros sistemas de arrefecimento;
- Potência de 20 a 25 HP → Manter a sustentação mesmo com os motores inclinados e voo com motor único em caso de falha de um dos motores;
- Possuir alternador → Recarregamento das baterias de Polímero de Lítio (LiPo) e demais sistemas elétricos;
- Variedade na utilização de combustível → Facilidade e variabilidade para o usuário (Utilização de gasolina, avigás, etanol, etc);
- Tempo de vida longo → Possibilidade de uso para várias safras, conforme manutenção adequada;

Partindo da pesquisas histórica de aeronaves STOL, de treinamento e agrícolas, foi possível selecionar alguns motores que cabiam na maior parte dos requisitos apresentados. O Apêndice B apresenta um relatório de pesquisa de motores, do qual o motor escolhido foi o DLE-222 *Flat Four Gasoline Engine*, que possui grande relação Peso/Potência, 21,5 HP de potência, aproximadamente 6 kg, arrefecido a ar e com intervalo de 1100 (marcha lenta, ou *Idle*, em inglês) a 7500 RPM.

O sistema de hélices é composto por um par de hélices da XOAR, com comprimento de 32 pol e passo 10 devido a seu baixo peso, alta eficiência e desempenho acurado. Conforme explicado na Seção 3, utilizou-se do *software "AeroDesign Propeller Selector"* para identificar a eficiência da hélice, a qual foi encontrada como $\eta_p = 0,57391$.

Quanto ao tanque de combustível, como foi explicado na Seção 4.1.3, este será posto no interior da asa da aeronave, de forma a facilitar o acesso durante o reabastecimento em solo e para evitar o passeio do C.G.

Com dados do motor, as estimativas de peso do combustível e a massa de defensivo utilizada, pode-se calcular a autonomia (E) da aeronave, conforme (ROSKAM, 1985):

$$E = 778 \left(\frac{\eta_p}{c_p} \right) (\rho S)^{\frac{1}{2}} \frac{(C_L)^{\frac{3}{2}}}{C_D} [(W_{end})^{\frac{-1}{2}} - (W_{initial})^{\frac{-1}{2}}] \quad (4.11)$$

Onde η_p e c_p são os parâmetros relativos à eficiência da hélice e consumo específico de combustível do motor, respectivamente. Os coeficientes de sustentação e arrasto são expressos por C_L e C_D , ρ é a densidade atmosférica, $W_{initial}$ e W_{end} são as massas da aeronave no início e no fim da operação, respectivamente.

Dessa forma, encontra-se que a autonomia da aeronave é de aproximadamente 1,8 horas.

4.4 SISTEMA DE ESTABILIDADE E CONTROLE

Nesta seção são detalhados os processos de escolha e configuração do sistema de estabilidade e controle da aeronave, composto por *flaps*, empenhagens vertical e horizontal e superfícies de controle. Ao final da seção são apresentados os valores de dimensão e posição de cada superfície de controle.

4.4.1 Dimensionamento do Sistema de Estabilidade e Controle

4.4.1.1 Dimensionamento dos Flaps

Para dimensionamento dos *flaps* e *aileron*s é necessário primeiro determinar o máximo incremento de coeficiente de sustentação que os dispositivos hipersustentadores devem gerar, faz-se:

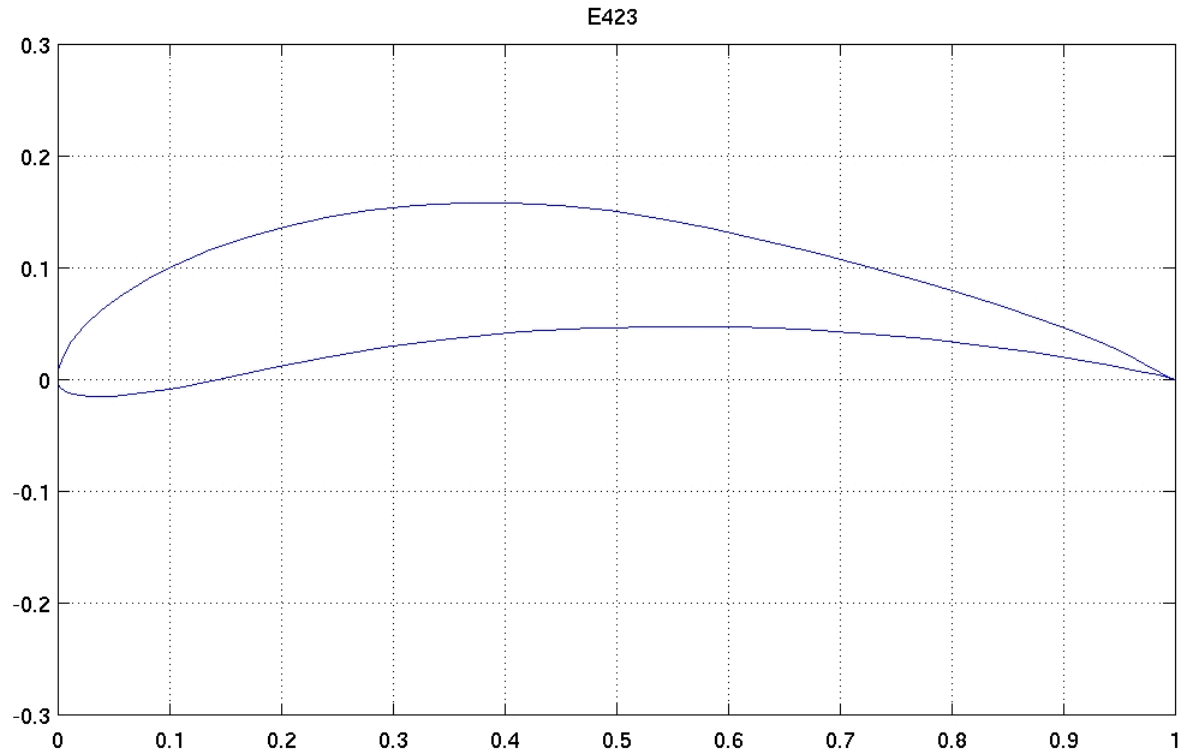
$$Decolagem : \Delta C_{L_{max_{TO}}} = 1.05(C_{L_{max_{TO}}} - C_{L_{max}}) \quad (4.12)$$

$$Pouso : \Delta C_{L_{max_L}} = 1.05(C_{L_{max_L}} - C_{L_{max}}) \quad (4.13)$$

Onde o fator 1.05 existe para considerar as penalizações no arrasto devido a trimagem decorrentes do uso de *flaps*. O valor de $C_{L_{max}}$ foi admitido como o máximo valor de coeficiente de sustentação para o perfil escolhido (Eppler E423 *high lift airfoil*, conforme Figura 4.8 4.9). $C_{L_{max_{TO}}}$ foi determinado pelos valores típicos de coeficiente de sustentação para a decolagem de aeronaves agrícolas definido no Anexo B, já $C_{L_{max_L}}$ foi definido a par-

tir de uma extrapolação dos dados históricos considerando as capacidades das superfícies hipersustentadoras modernas.

Figura 4.9 – Perfil de aerofólio definido para os flaps, Eppler E423, sem escala.



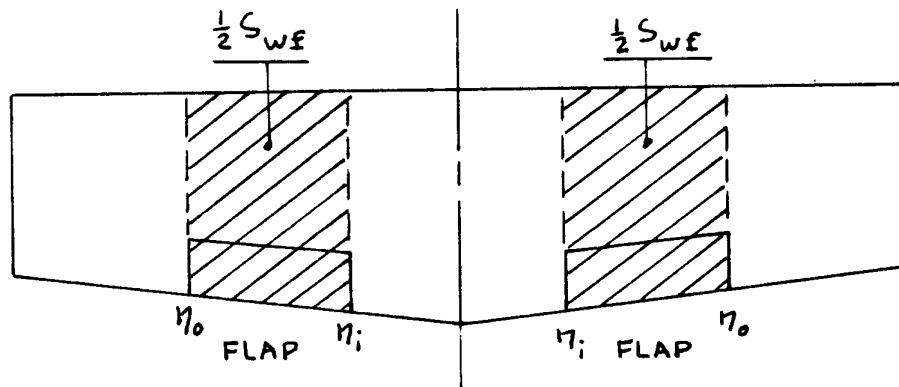
Fonte: UIUC Applied Aerodynamics Group (2019).

Com a definição do máximo incremento necessário no coeficiente de sustentação é possível encontrar a área necessária de *flap* bem como seus pontos de início (η_o) e fim (η_i) definidos na Figura 4.10 e dados pelas equações abaixo.

$$\Delta C_{l_{max}} = \Delta C_{L_{max}}(S/S_{wf}) \quad (4.14)$$

$$(S_{wf}/S) = (\eta_o - \eta_i)(2 - (1 - \lambda_w)(\eta_o + \eta_i))/(1 + \lambda_w) \quad (4.15)$$

Figura 4.10 – Definição de área de *flap* na asa.



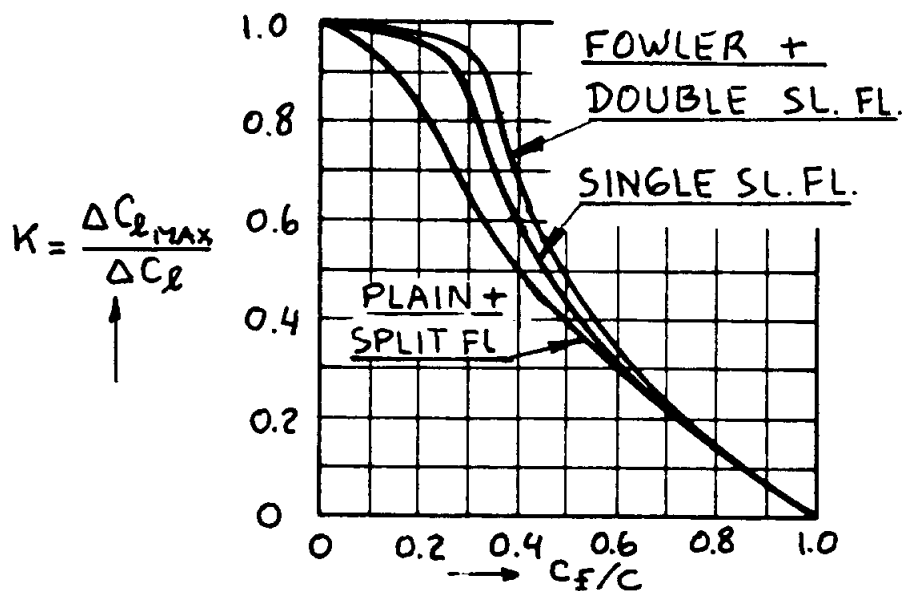
Fonte: (ROSKAM, 1985).

É possível relacionar o incremento máximo no coeficiente de sustentação com um incremento qualquer pela equação:

$$\Delta C_l = \Delta C_{l_{max}} (1/K) \quad (4.16)$$

Onde K é um fator que depende do tipo de *flap* utilizado da razão entre a corda do *flap* e a corda da asa no ponto, essa relação pode ser observada na Figura 4.11.

Figura 4.11 – Efeito do tipo de *flap* e razão *flap*/corda no coeficiente K.



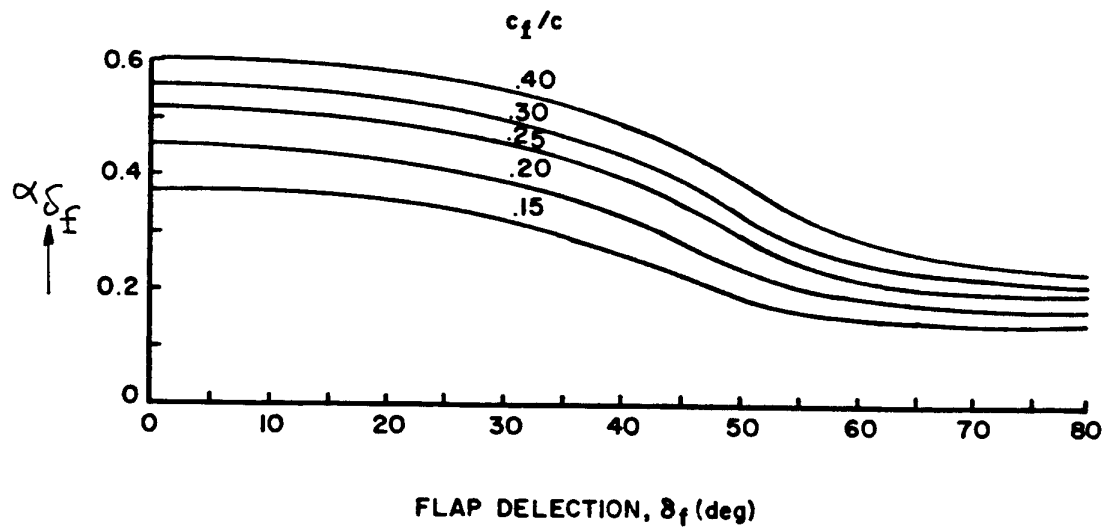
Fonte: (ROSKAM, 1985).

Então, para o *Fowler flap* pode-se determinar a deflexão necessária para o incremento de C_l pela equação:

$$\Delta C_l = 2\pi(1 + c_f/c)\alpha_{\delta_f}\delta_f \quad (4.17)$$

Onde α_{δ_f} pode ser encontrado pela Figura 4.12.

Figura 4.12 – Parâmetro da eficácia do aumento de sustentação da seção para *fowler flaps*.



Fonte: (ROSKAM, 1985).

A tabela 4.2 sumariza os valores (aproximados) encontrados nesta Seção.

Tabela 4.2 – Dimensões e valores de interesse para os *flaps*.

S_{wf}	$1.52m^2$
$\Delta C_{Lmax_{TO}}$	0.4157
ΔC_{Lmax_L}	0.1386
K	0.95
ΔC_l	0.438
δ_f	7.9°

4.4.1.2 Dimensionamento da Empenagem

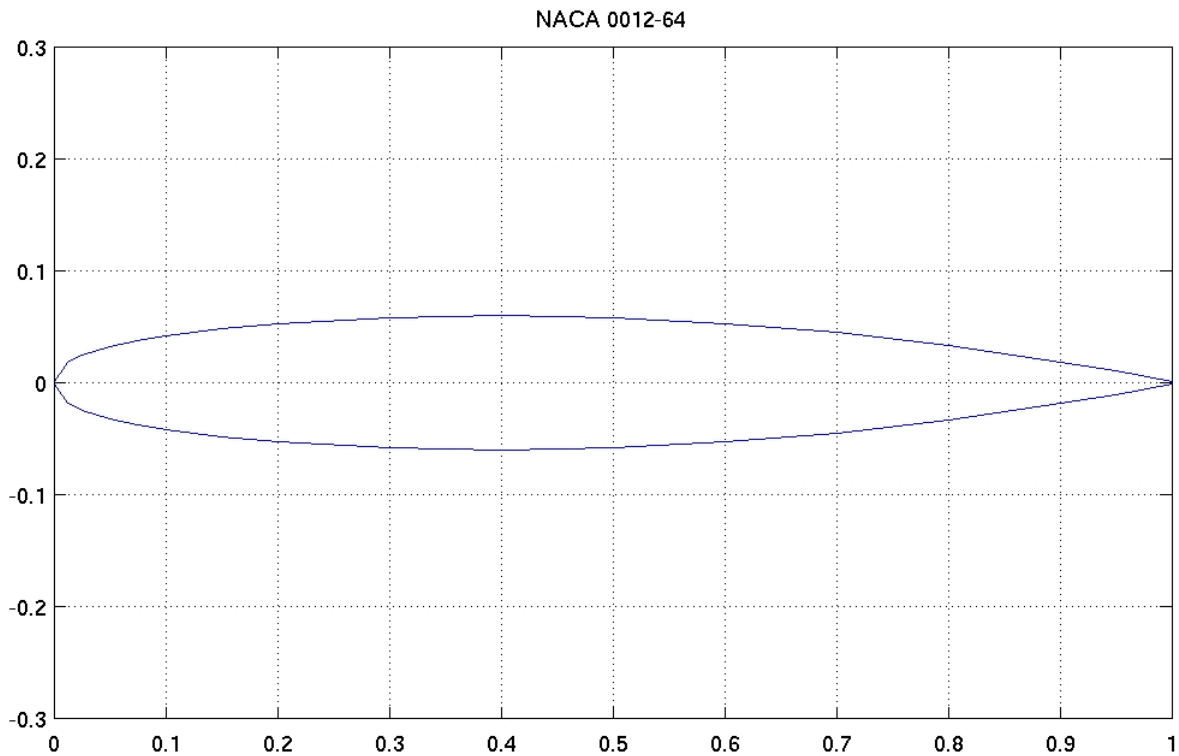
Os valores para a área da empenagem horizontal e vertical são dados pelas equações abaixo, mais detalhes podem ser vistos no Anexo A:

$$S_h = V_h SCMA/x_h; \quad (4.18)$$

$$S_v = V_v Sb/x_v; \quad (4.19)$$

Como perfil determinado para as empenagens, tem-se o perfil NACA 0012-64 escolhido devido a sua relação CL/CD e facilidade de fabricação, conforme mostra a Figura 4.13.

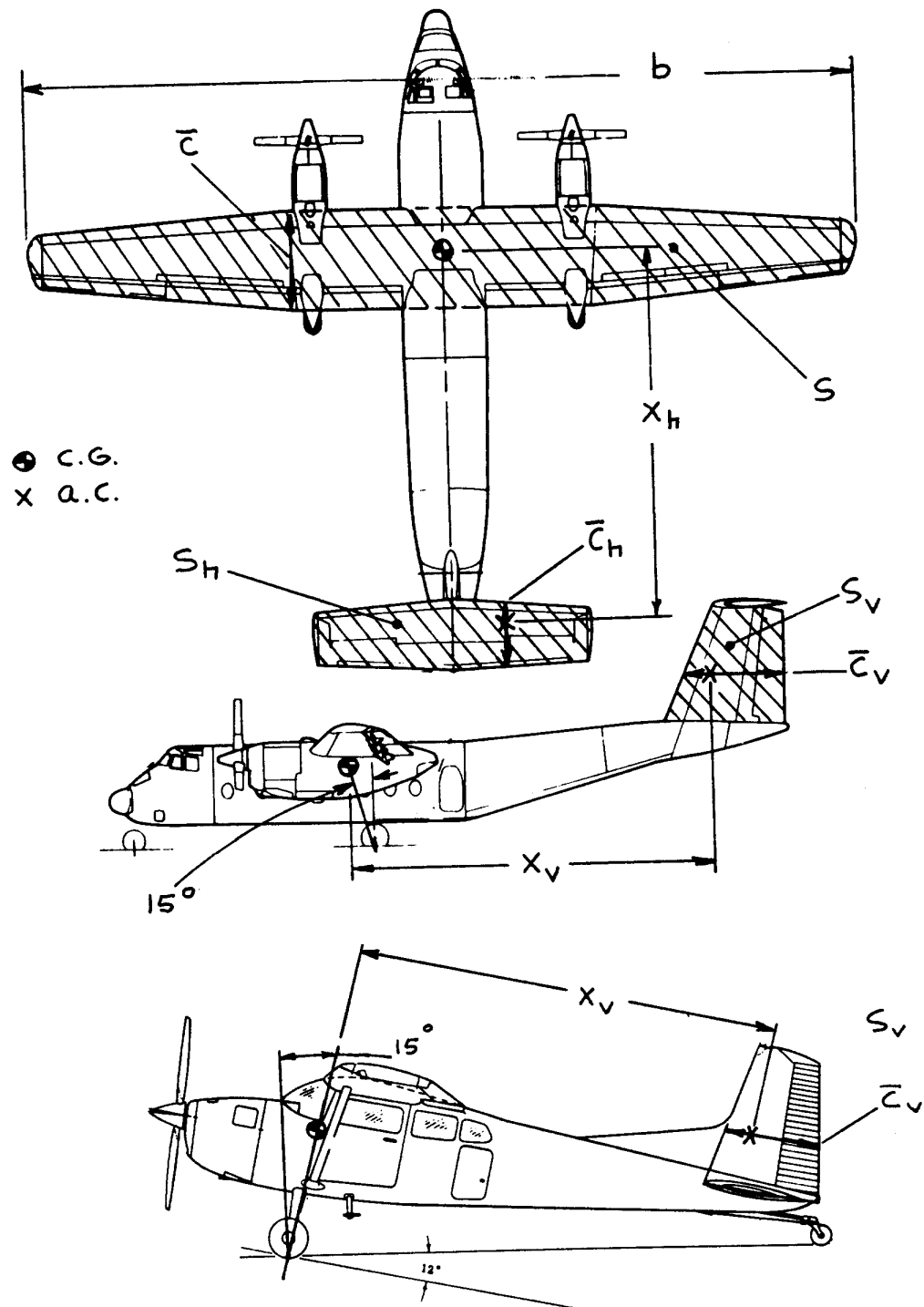
Figura 4.13 – Perfil de aerofólio definido para as empenagens, NACA 0012-64, sem escala.



Fonte: UIUC Applied Aerodynamics Group (2019).

A Figura 4.14 apresenta a definição dos valores para a equação (CMA é a corda média aerodinâmica, representada por \bar{c}).

Figura 4.14 – Definição de variáveis para o dimensionamento da empenagem.



Fonte: (ROSKAM, 1985).

Com a área de cada empenagem, são definidos os afilamentos e os valores de alongamento das superfícies. Para a empenagem horizontal, definiu-se o alongamento menor do que o da asa, de forma a adiar o estol da empenagem em relação a asa e

manter a manobrabilidade da aeronave. O afilamento foi obtido considerando o ângulo entre o início da corda na raiz e o início da corda na ponta da asa principal acrescido de 5 graus, totalizando 10 graus e meio e um afilamento de 0.91.

O ângulo de enflechamento para empenagens verticais, conforme apresentado no Apêndice A, deve ser mantido menor do que 20 graus e, portanto, optou-se pelo ângulo de 17 graus. Com isso, a empenagem vertical apresenta um afilamento de 0.69. O alongamento da empenagem foi definida como 1.2, baseada nos dados históricos para aeronave agrícolas, conforme resume o Anexo B, e de forma a manter certa praticidade no transporte da aeronave.

A tabela 4.4 sumariza os valores encontrados nessa Seção.

Tabela 4.3 – Dimensões e valores de interesse para a empenagem.

S_h	$2.1m^2$
S_v	$0.88m^2$
AR_h	4.5
AR_v	1.2
λ_h	0.91
λ_v	0.69
b_h	$3.1m$
c_{h_r}	$0.68m$
c_{h_t}	$0.62m$
b_v	$1.03m$
c_{v_r}	$0.86m$
c_{v_t}	$0.59m$

4.4.1.3 Dimensionamento das Superfícies de Controle

O tamanho e disposição das superfícies de controle laterais (*aileron*s e *profundor*) são encontrados analisando os dados do Anexo B para determinação de alguns coeficientes e cruzando-os com as dimensões da asa previamente definidas. Cabe ressaltar que os *aileron*s não podem interferir no funcionamento dos *flaps* anteriormente dimensionados. Já as superfícies de controle longitudinais não dependem dos dispositivos hipersustentadores e são definidas apenas com os dados de área, afilamento e razão de aspecto da empenagem vertical e coeficientes históricos. A tabela 4.4 apresenta as dimensões e posição de todos os dispositivos presentes na asa e empenagem dimensionados até aqui.

Tabela 4.4 – Dimensões e posição das Superfícies de Controle.

η_{i_f}	$0.098m^2$
η_{o_f}	$1.9623m^2$
η_{i_a}	$2.3548m$
η_{o_a}	$3.8266m$
$\eta_{i_{el}}$	$0.2m$
$\eta_{o_{el}}$	$1.43m$
η_{i_r}	$0.1m$
η_{o_r}	$0.92m$

4.5 APRESENTAÇÃO DA AERONAVE

Com a finalização do dimensionamento preliminar, foi possível fazer o desenho da configuração final da aeronave. A configuração a partir desse momento se encontra travada e apenas pequenas mudanças devem ser feitas, do contrário, seria necessário refazer as etapas anteriores levando em conta quaisquer problemas que possam surgir e inviabilizar o projeto detalhado da aeronave. A Tabela 4.5 apresenta o resumo das principais características obtidas da aeronave.

Tabela 4.5 – Resumo das principais dimensões da aeronave.

Asa	Fuselagem	Flaps	Empenagem Horizontal	Empenagem Vertical
$S = 10,24m^2$	$l_f = 3,25\text{ m}$	$S_{wf} = 1,52m^2$	$S_h = 2,1\text{ m}^2$	$S_v = 0,88\text{ m}^2$
$b = 7,85\text{ m}$	$l_{fc} = 1,75\text{ m}$	$\Delta C_{L_{maxTO}} = 0,4157$	$AR_h = 4,5$	$AR_v = 1,2$
$AR = 6$	$\theta_{fc} = 4^\circ$	$\Delta C_{L_{maxL}} = 0,1386$	$b_h = 3,1\text{ m}$	$b_v = 1,03\text{ m}$
$\lambda_w = 0,7$	$d_f = 0,5\text{ m}$	$\Delta C_l = 0,438$	$c_{hr} = 0,86\text{ m}$	$c_{vr} = 0,86\text{ m}$
$CMA = 1,13$		$\delta_f = 7,9$	$c_{ht} = 0,62\text{ m}$	$c_{vt} = 0,59\text{ m}$

4.5.1 Diagrama V-n

Com as características da aeronave, é importante detalhar as condições de operação que ela pode suportar. Para isso, a Figura 4.15 apresenta o diagrama V-n, ou a relação da velocidade da aeronave e o fator de carga da operação, ferramenta muito importante no desenvolvimento de qualquer aeronave (PERINI, 2012).

Para isso, os seguintes termos devem ser definidos:

- Fator de carga, n . De acordo com as normas da FAR para aeronaves acrobáticas, os valores de fator de carga máximo e mínimo deve estar entre 6 e -3 . A aeronave é considerada acrobática por conta dos altos valores de fator de carga durante a operação. Para esse caso, utilizam-se estes valores, pois, além de não possuir pessoas à bordo da aeronave, podem existir manobras mais rigorosas durante a operação da aeronave.

$$n = \frac{\frac{1}{2}\rho S C_{L_{max}} V^2}{W} \quad (4.20)$$

- Velocidade de Cruzeiro, V_C . Velocidade média da aeronave - lembrando que esta é diferente da velocidade estipulada para a operação. Conforme a *FAR Part 23*, a V_C é calculada no Sistema Imperial. De forma a facilitar o estudo a equação abaixo está nos moldes do Sistema Internacional ($1 \text{ kts} = 0,514 \text{ m/s}$).

$$V_C = 33 \sqrt{\frac{W}{S}} \times 0,514 = 40,28 \text{ m/s} \quad (4.21)$$

- Velocidade de Mergulho, V_D , também delimitada como velocidade máxima da aeronave para quesitos de segurança.

$$V_D = 1,55 V_C = 62,44 \text{ m/s} \quad (4.22)$$

- Velocidade de estol positiva ($n=1$), V_{st+} .

$$V_{st+} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} = 14,46 \text{ m/s} \quad (4.23)$$

- Velocidade de estol negativa ($n=-1$), V_{st-} .

$$V_{st-} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{min}}}} = 29,64 \text{ m/s} \quad (4.24)$$

- Velocidade de manobra, V_A , delimita a velocidade máxima do sistema durante a realização de manobras, de maneira a não comprometer a segurança estrutural da

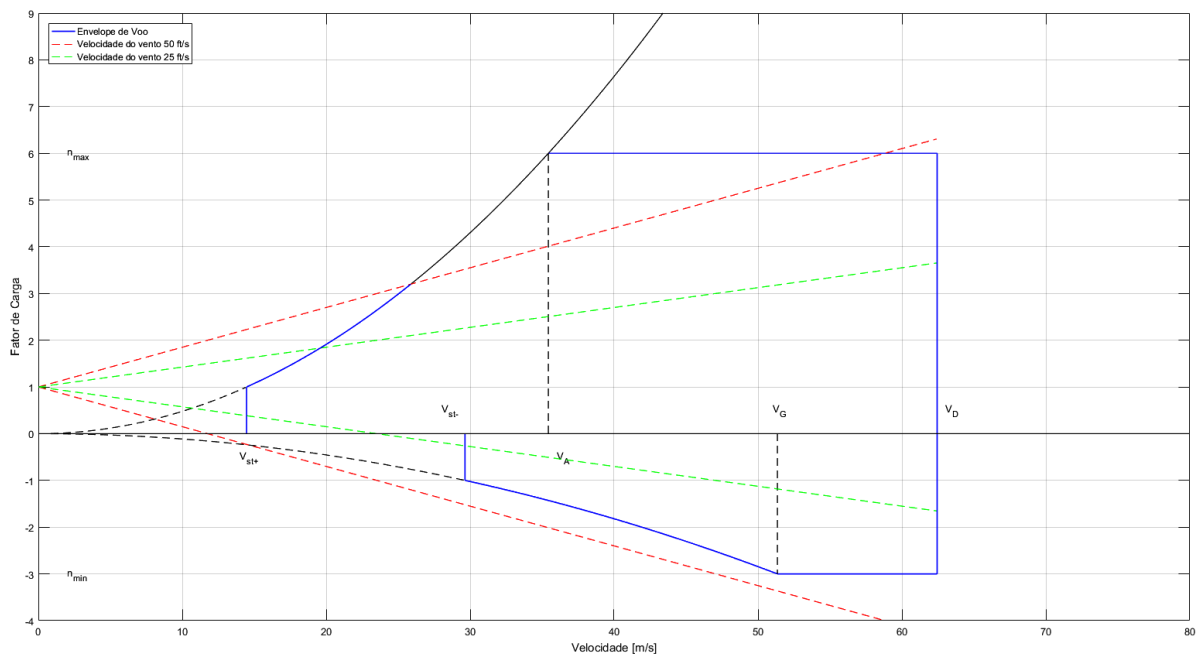
aeronave.

$$V_A = \sqrt{\frac{2n_{max}W}{\rho SC_{L_{max}}}} = V_{st+} \sqrt{n_{max}} = 35,43 \text{ m/s} \quad (4.25)$$

- Velocidade de manobra, V_G , delimita a velocidade máxima do sistema durante a realização de manobras com a aeronave invertida (n_{min}).

$$V_G = \sqrt{\frac{2n_{min}W}{\rho SC_{L_{max}}}} = V_{st-} \sqrt{n_{min}} = 51,34 \text{ m/s} \quad (4.26)$$

Figura 4.15 – Diagrama V-n da aeronave.



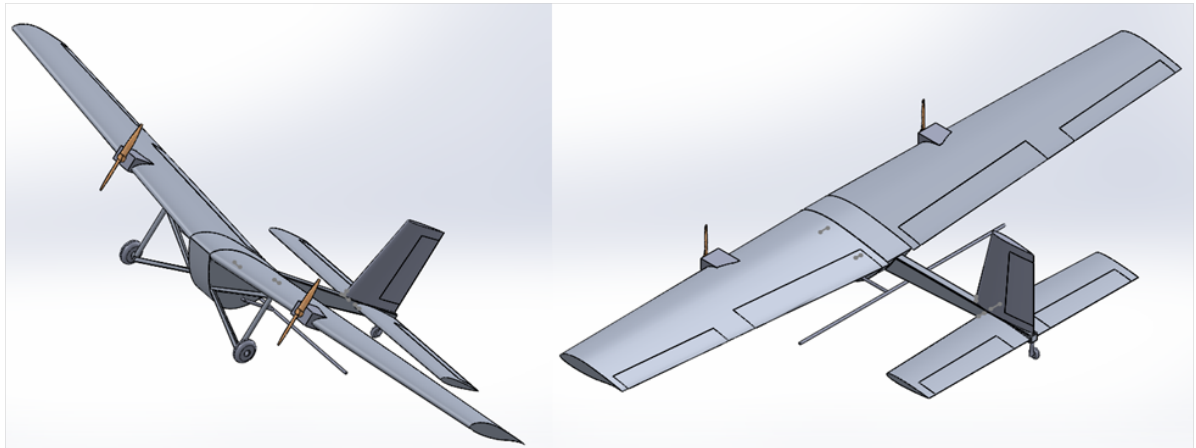
Fonte: Autor.

Nota-se pelos valores determinados das velocidades características da aeronave que esta cumpre parcialmente os requisitos estipulados inicialmente (**R_02** e **R_03**), apenas variando 2 km/h da velocidade mínima escolhida no início do projeto (de 50 para 52 km/h), o que não influencia de maneira significativa na operação da aeronave. Além disso, a aeronave poderia ser considerada superdimensionada para os propósitos de velocidade de operação, no entanto, esta foi projetada para atuar em amplas faixas de velocidade para poder aplicar a maior parte dos defensivos agrícolas, além de atuar em baixas velocidades sem ocorrer problemas relacionado a estol.

4.5.2 Desenho da Aeronave

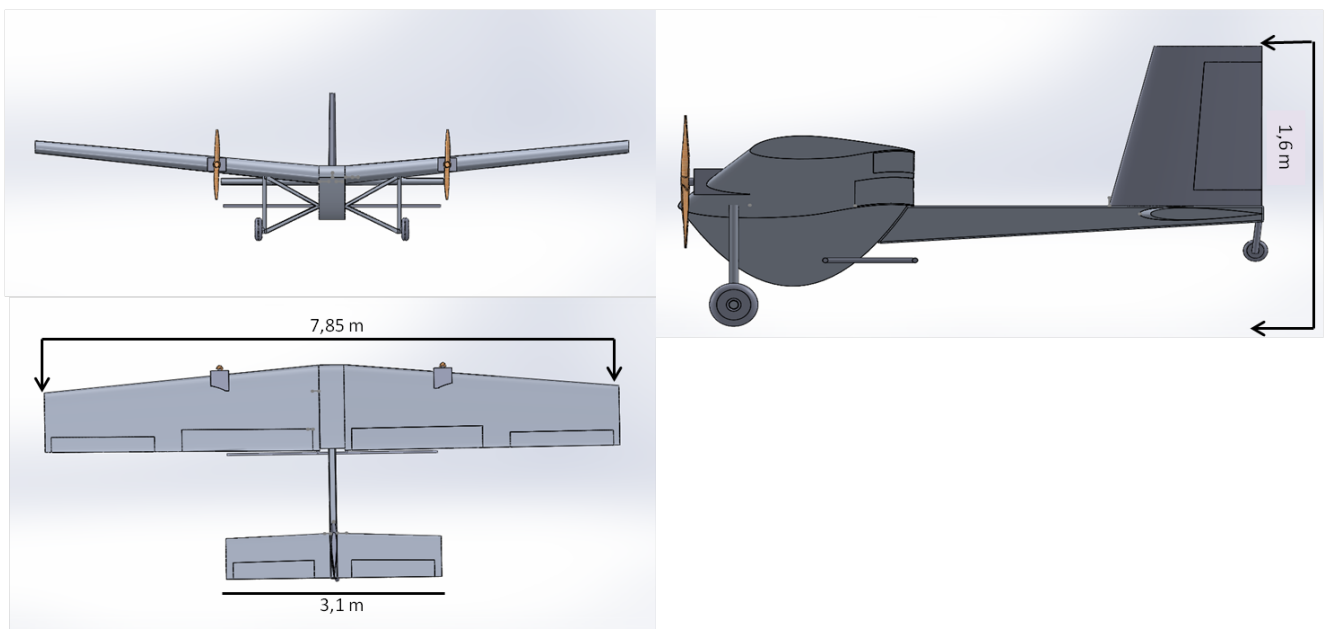
Nas Figuras 4.16 a 4.17 são apresentadas as diversas vistas da configuração da aeronave desenhadas a partir de programas de *Computer Aided Design* (CAD), enquanto os Desenhos Técnicos estão apresentados no Apêndice C:

Figura 4.16 – Vistas Isométricas.



Fonte: Autor.

Figura 4.17 – Três Vistas da Aeronave.



Fonte: Autor.

Outro objetivo para se realizar o desenho em CAD da aeronave é a possibilidade de, a partir da definição de materiais e montagem final, retirar os momentos de inércia do projeto. Dois casos foram gerados em CAD, aeronave sem carga e com carga.

Para a aeronave com carga, a Matriz de Inércia encontrada foi:

$$\begin{bmatrix} 317.35 & 5.967 & 10.9556 \\ 5.967 & 126.6032 & -0.8662 \\ 10.9556 & -0.8662 & 391.0695 \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

A posição do centro de gravidade (CG) da aeronave neste caso se encontra deslocado 0.21 *m* em relação ao Centro Aerodinâmico (CA) da CMA.

Já para o caso de voo sem carga paga, a Matriz de Inércia encontrada foi:

$$\begin{bmatrix} 306.74 & 6.1078 & 9.5168 \\ 6.1078 & 115.5113 & 0.22427 \\ 9.5168 & 0.22427 & 390.3372 \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

O CG neste caso fica deslocado 0.19 *m* do CA da CMA da aeronave.

4.6 SISTEMA ELÉTRICO

Tendo em vista a configuração da aeronave, pode-se detalhar o que a aeronave necessita para atuar de maneira correta em relação ao sistema elétrico. Por exemplo, como as superfícies de controle são comandadas pelo piloto e no que elas atuam. Esta seção apresenta, de maneira simplificada, os equipamentos necessários para o funcionamento das estruturas móveis da aeronave, qual a eletrônica embarcada (sem citar produtos específicos) e como funciona o processo de alijamento de carga (deposição de agroquímico).

Para que a aeronave possa se movimentar de maneira correta as superfícies de controle (aileron, leme e profundor) precisam estar atuando perfeitamente. Para isso, são necessários mecanismos atuadores em todas estas superfícies. Assim, têm-se atuadores nos ailerons, para permitir a rolagem, no profundor, para permitir a arfagem e no leme, para permitir a guinada da aeronave (*roll*, *pitch* e *yaw*, respectivamente, em inglês). Além disto, todo e qualquer elemento do sistema elétrico necessita de cabos de transmissão ou sistemas de recebimento de informações (controles dados pelo piloto em solo).

O sistema de *flaps*, por sua vez, por ter sido escolhido do tipo *Fowler* necessita, também, de atuadores, uma vez que este se movimenta durante sua operação. Para isso, outro mecanismo atuador deve estar presente na aeronave a fim de proporcionar a operação dos *flaps*.

Quanto à eletrônica embarcada na aeronave, esta é dividida, primordialmente, nos seguintes itens:

- Dispositivo de GPS: Uma vez que a aeronave deve operar em regiões pré-determinadas de uma lavoura, é necessário que esta esteja equipada de maneira a identificar de

maneira autônoma onde deve operar. Para isso, um dispositivo de localização via GPS deve ser embarcado na aeronave. Dessa forma, o piloto em solo poderá acompanhar o trajeto da aeronave tanto visualmente no ar quanto nos sistemas de informação em solo.

- *Air Speed Indicator* (ASI): O ASI é um instrumento presente na aeronave para mostrar ao piloto a velocidade da aeronave em relação ao ar. De forma simplificada, o ASI mede a diferença de pressão entre o ar em volta da aeronave e o aumento de pressão causado pela propulsão, resultando, posteriormente, na variação de velocidade da aeronave, geralmente expressa em nós (kts).
- Giroscópio: Este dispositivo serve para verificar a direção em que a aeronave se encontra em voo. Dessa maneira, o piloto sabe quais ações devem tomar para corrigir (quando necessário) a trajetória da aeronave.
- Altímetro: De maneira a controlar a operação da aeronave, o altímetro apresenta a altura do VANT em relação ao solo, utilizando de um barômetro aneróide para medir as variações na pressão atmosférica. Assim, o piloto pode identificar a altura que a aeronave se encontra, corrigir (quando necessário) e realizar a operação de deposição de agroquímicos.

É importante ressaltar que, uma vez que o piloto não está presente na aeronave, todos estes dados medidos pelos instrumentos a bordo da aeronave devem ser transmitidos, via rádio frequência ou outra forma de transmissão, para o operador em solo. Para isso, equipamentos de transmissão e recebimento de dados devem estar presentes.

Por fim, é necessário que a aeronave possua meios de acionar remotamente (e autonomamente) o sistema de deposição de produtos químicos. Assim, são necessários dispositivos de acionamento remoto (quando realizados pelo operador em solo) e sensores para recebimento destes sinais. De maneira a auxiliar o piloto na deposição, a aeronave pode ser equipada com dispositivos que identifiquem onde a aeronave se encontra geograficamente - como o GPS já apresentado - para que esta inicie, autonomamente, o processo de alijamento de carga. Esta operação se dá da seguinte maneira:

1. Identificação do local de aplicação;
2. Movimentação até o local desejado;
3. Acionamento das bombas e válvulas do sistema;
4. Aplicação de produtos via barra de aplicação;
5. Desligamento do sistema de aplicação;
6. Reinício da operação no próximo ponto de aplicação.

4.7 ESCOLHA DE MATERIAIS

Com a geometria da aeronave definida, é importante realizar a escolha de materiais a serem utilizados na fabricação do sistema, uma vez que a aeronave está sujeita a diversos ambientes durante sua operação, como variações na temperatura e no clima, diferentes cargas mecânicas de diversas intensidades, umidade e corrosão, entre outros. Na aeronáutica, a relação força/peso é de grande importância na operação do sistema. Para isso a escolha de materiais é fundamental no processo de construção de uma aeronave (LOPES, 2008; YILLIKÇI; FINDIK, 2013).

Das diversas propriedades dos materiais a serem determinados na escolha, citam-se como principais características:

- Densidade;
- Tensão de Escoamento e Tensão Última;
- Rigidez (módulo de elasticidade);
- Resistência à corrosão;
- Resistência à fadiga;
- Ductilidade.

Ao realizar a pesquisa histórica de aeronaves com pesos e cargas semelhantes e das pesquisa sobre materiais apresentada na Seção 2.5, identifica-se que as ligas de Al da série 7000 seriam a melhor escolha para o revestimento da fuselagem da aeronave. No entanto, estas são ligas nobres, com custos elevados, de maneira a manter o projeto com um custo de produção menor, pode-se utilizar das ligas Al 6061-T6 para este caso, pois estas cumprem com os requisitos da mesma maneira e possuindo valores de custo inferiores às ligas Al 7000.

As superfícies de controle, por sua vez, podem ser projetadas utilizando ligas de Al da série 5000, como a liga 5052 Al, ou da série 2000, como a liga 2024 Al.

Para o sistema de trem de pouso, por este estar sujeito a cargas de grande intensidade durante a operação de pouso é necessário escolher um material de grande resistência mecânica ao impacto. Por conta disso, acredita-se que estruturas de ligas de Al não sejam indicadas para este serviço. Assim, o sistema de trem de pouso deve ser fabricado a partir de ligas de aço, como Aço 1020 ou 4130. Outro ponto onde ligas de aço podem ser utilizadas são nas longarinas da fuselagem, de maneira a manter rígida e protegida a estrutura a impactos e cargas intensos.

Apesar dos compósitos serem uma tecnologia avançada que apresenta ótimas relações de força/peso, o custo, assim como a dificuldade de fabricação, tornam complexos o projeto da aeronave, e por conta disso não devem ser utilizados.

Dessa forma, acredita-se que a aeronave deve ser projetada utilizando os seguintes materiais apresentados na Tabela 4.6.

Tabela 4.6 – Materiais para Aeronave.

Fuselagem	Liga Al 6061-T6
Asa	Liga Al 6061-T6
Superfícies de Controle	Liga Al 5052
Longarinas	Aço 1020
Sistema de Trem de Pouso	Aço 1020

É importante ressaltar que os materiais apresentados nesta pesquisa podem ser mudados antes do início do projeto detalhado. Outro ponto importante a se destacar é que nesta análise não foram levados totalmente em consideração o processo de fabricação destes materiais - apenas para aqueles que inviabilizam diretamente o projeto - uma etapa importante na escolha e descarte dos materiais. Estas análises serão feitas nas próximas etapas do projeto, para que se possa dar início ao projeto detalhado e eventualmente à manufatura.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho teve por objetivo apresentar uma proposta de aeronave remotamente pilotada para aplicação agrícola de porte médio, abaixo das aeronaves agrícolas convencionais. Identificou-se, a partir de questionários e entrevistas, que os produtores agrícolas aceitariam e gostariam de um produto deste no mercado. Com o intuito de complementar as empresas de aviação agrícola, o produto não concorreria diretamente com as aeronaves já presentes no mercado nacional, como o Ipanema e o Air Tractor.

Foram apresentadas as fases de desenvolvimento da aeronave, desde a pesquisa de mercado até a parte final do projeto preliminar da mesma. Os objetivos estipulados no início do trabalho foram cumpridos de maneira satisfatória e grande parte dos requisitos determinados na Seção 3.3 foram obedecidos, apenas a velocidade mínima, estipulada para 50 km/h sofreu alteração no fim do trabalho para 52 km/h.

Os aspectos gerais da aeronave a ser desenvolvida estão apresentados na Tabela 4.5, os instrumentos e dispositivos básicos do sistema elétrico foram apresentados na Seção 4.6 e os materiais que devem ser utilizados na fabricação desta estão apresentados na Tabela 4.6. As representações gráficas da aeronave através de CAD podem ser vistas nas Figuras 4.16 e 4.17.

Quando comparada com os outros VANTs presentes no mercado, a aeronave a ser projetada possui autonomia semelhante, porém capacidade de carga superior às apresentadas neste trabalho, vide Seção 2.3. Dessa forma, acredita-se que há grandes possibilidades de inserir a aeronave no mercado aeroagrícola nacional.

5.1 TRABALHOS FUTUROS

Ao fim desta fase de projeto, diversas outras devem ser cumpridas para que a aeronave seja construída. Alguns aspectos importantes a serem estudados e desenvolvidos no futuro são:

- Refino da escolha de materiais para a fabricação da aeronave, uma vez que este é um ponto chave no custo da mesma;
- Análise da viabilidade de fabricação, análise de custos dos materiais e instrumentos e dos métodos de fabricação;
- Análise de possíveis valores de venda da aeronave, de forma a identificar possíveis lucros futuros;
- Avaliação comparativa da aeronave finalizada com outras presentes no mercado;

- Apresentação da aeronave em simpósios e congresso - como no II Congresso Aeroespacial Brasileiro (II CAB) de 2019 - a fim de proporcionar visualização e propagação da aeronave no meio aeronáutico e agrícola.
- Início do Projeto Detalhado;
- Busca por financiamentos;
- Manufatura e venda;
- Análise de operações, identificação de problemas, etc.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ADEGAS, F. S. **Aspectos Fundamentais Sobre a Tecnologia de Aplicação de Agrotóxicos - Módulo 2 - Capacitação em Cereais de Inverno** **Tecnologia de Aplicação de Agrotóxicos**. [S.l.], 2015. Acesso em 10 jun. 2019. Disponível em: <<https://www.embrapa.br/documents/1355291/12497989/Aspectos+Fundamentais+sobre+a+Tecnologia+de+Aplica%C3%A7%C3%A3o+de+Agrotoxicos.pdf/bd0041ec-59fe-476a-98bd-f1343fb43d00?version=1.0>>.

ANAC. **REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL ESPECIAL - RBAC-E no 94 - REQUISITOS GERAIS PARA AERONAVES NÃO TRIPULADAS DE USO CIVIL**. [S.l.], 2017. 26 p. Acesso em 08 jun. 2019. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-e-94-emd-00/@@display-file/arquivo_norma/RBACE94EMD00.pdf>.

ANDEF. **MANUAL DE TECNOLOGIA DE APLICAÇÃO**. Campinas, SP, 2004. 78 p.

_____. **MANUAL DE TECNOLOGIA DE APLICAÇÃO DE PRODUTOS FITOSSANITÁRIOS**. São Paulo, SP, 2010. 52 p. Acesso em 10 jun. 2019. Disponível em: <<http://www.lpv.esalq.usp.br/sites/default/files/Leitura%20-%20Manual%20Tecnologia%20de%20Aplicacao.pdf>>.

ARPAC. **ARPAC**. Aeronaves Remotamente Pilotadas de Alta Capacidade - ARPAC, 2019. Acessado em 19 jun 2019. Disponível em: <<http://www.arpacbrasil.com.br/>>.

ASHBY, M. **Seleção de materiais no projeto mecânico**. [S.l.]: Elsevier Brasil, 2013. v. 1.

Auster Tecnologia. **Série AT120**. 2019. Acessado em 19 jun 2019. Disponível em: <<https://www.austertecnologia.com/at120>>.

AZEVEDO, F. de; FREIRE, F. Tecnologia de aplicação de defensivos agrícolas. **Embrapa Agroindústria Tropical-Documentos (INFOTECA-E)**, Fortaleza: Embrapa Agroindústria Tropical, 2006., 2006.

BAYER, T. et al. Equipamentos de pulverização aérea e taxas de aplicação de fungicida na cultura do arroz irrigado. **Revista Brasileira de Engenharia Agrícola e Ambiental-Agriambi**, SciELO Brasil, v. 15, n. 2, 2011.

BRASIL, G. G. Monitoramento ambiental com a utilização de veículos aéreos não tripulados (vants). 2012.

CRAWLEY, E. F. et al. The cdio syllabus v2. 0. an updated statement of goals for engineering education. In: **Proceedings of 7th international CDIO conference, Copenhagen, Denmark**. [S.l.: s.n.], 2011.

DAVIS, J. et al. Aluminum and aluminum alloys, asm specialty handbook. **ASM International Handbook Committee**, 1993.

DEGARMO, M. T. Issues concerning integration of unmanned aerial vehicles in civil airspace. **Center for Advanced Aviation System Development**, p. 4, 2004.

DJI. **Matrce 200 series**. 2019. Acessado em 19 jun 2019. Disponível em: <<https://www.dji.com/br/matrice-200-series>>.

EMATER/RS. **Estimativas Iniciais de Área e Produção**: Gerenciamento de planejo. 2016. Acessado em 17 jul 2019. Disponível em: <http://www.emater.tche.br/site/arquivos_pdf/safra/safraTabela_30082016.pdf>.

ENDERLE, B. Commercial applications of uav's in japanese agriculture. In: **1st UAV Conference**. [S.l.: s.n.], 2002. p. 3400.

GU DMUNDSSON, S. **General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013.

HAUSEN, R. B. Sistematização de conhecimento para o projeto o projeto de motor a etanol para aeronave agrícola. Universidade Federal de Santa Maria, 2011.

HERWITZ, S. et al. Imaging from an unmanned aerial vehicle: agricultural surveillance and decision support. **Computers and electronics in agriculture**, Elsevier, v. 44, n. 1, p. 49–61, 2004.

Horus Aeronaves. **VEROK Mapeamento Aéreo**. 2019. Acessado em 19 jun 2019. Disponível em: <<http://horsaeronaves.com/verok/>>.

JORGE, L. d. C.; INAMASU, R. Y. Uso de veículos aéreos não tripulados (vant) em agricultura de precisão. **Embrapa Instrumentação-Capítulo em livro científico (ALICE)**, In: BERNARDI, AC de C.; NAIME, J. de M.; RESENDE, AV de; BASSOI, LH; INAMASU ..., 2014.

LOPES, J. C. Material selection for aeronautical structural application. **Ciência & Tecnologia dos Materiais**, Sociedade Portuguesa de Materiais, v. 20, n. 3-4, p. 78–82, 2008.

MOURITZ, A. P. **Introduction to aerospace materials**. [S.l.]: Elsevier, 2012.

OLIVEIRA, D. et al. Vantagens e desvantagens da aplicação de agroquímicos via aérea e terrestre. **Enciclopédia Biosfera**, v. 14, p. 714–728, 12 2017.

PERINI, F. **Structural design, manufacturing and testing of the new wing for the CSIR's Modular UAS in composite materials**. 2012. Tese (Doutorado), 2012.

ROSKAM, J. **Airplane design**. [S.l.]: DARcorporation, 1985.

_____. **Lessons learned in aircraft design: the devil is in the details**. [S.l.]: DARcorporation, 2007.

SANTOS, J. M. F. Princípios básicos da aplicação de agotóxicos. **Visão Agrícola**, n. 6, 2006.

SINDAG. **Estatísticas da Frota Aeroagrícola**. Sindicato Nacional das Empresas de Aviação Agrícola - SINDAG, 2019. Acessado em 10 jun 2019. Disponível em: <<http://sindag.org.br/estatisticas-da-frota-aeroagricola/>>.

SkyDrones. **Pelicano**. 2019. Acessado em 19 jun 2019. Disponível em: <<https://skydrones.com.br/pelicano/>>.

UIUC Applied Aerodynamics Group. **UIUC Airfoil Coordinates Database**. Department of Aerospace Engineering, 2019. Acessado em 19 jun 2019. Disponível em: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html#N>.

WANG, S.-w.; HONG, C.-w. Cdio: the classic mode of engineering education in mit—an unscrambling on the cdio syllabus [j]. **Journal of Higher Education in Science & Technology**, v. 4, 2009.

WILSON, E. O. **Half-earth: our planet's fight for life**. [S.l.]: WW Norton & Company, 2016.

XIONGKUI, H. et al. Recent development of unmanned aerial vehicle for plant protection in east asia. **International Journal of Agricultural and Biological Engineering**, v. 10, n. 3, p. 18–30, 2017.

XMobots. **Echar 20D**. 2019. Acessado em 19 jun 2019. Disponível em: <<https://xmobots.com.br/echar-20d/>>.

YİLLIKÇI, Y.; FINDIK, F. A survey of aircraft materials: Design for airworthiness and sustainability. **Periodicals of Engineering and Natural Sciences (PEN)**, v. 1, 06 2013.

APÊNDICE A – RELATÓRIO DE CONFIGURAÇÃO DE ASA DA AERONAVE

Este relatório tem por objetivo apresentar o processo de seleção de configurações da aeronave nos quesitos asa, empenagens e superfícies de controle.

A.1 – OBJETIVO

Durante o desenvolvimento do projeto conceitual do Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), foi necessário determinar as configurações de asa, empenagens e superfícies de controle a serem utilizadas. Para isso, leva-se em consideração que o VANT deve cumprir os seguintes objetivos:

- Decolagem e pouso em pista curta (STOL, acrônimo do inglês *Short Take Off and Landing*);
- Decolagem e pouso em diversos terrenos;
- Permita fácil acoplamento e desacoplamento do tanque de defensivo de sua estrutura central;
- Motores posicionados na asa;
- Simplicidade de manutenção;

A asa pode assumir as configurações asa alta, média e baixa. Cada uma dessas configurações permite um melhor aproveitamento de diedro, trem de pouso, efeito solo, entre outros. Assim é necessário levar em consideração esses diversos parâmetros.

Com estas configurações estipuladas, foi possível seguir para o projeto preliminar da aeronave.

A.2 – CONFIGURAÇÃO DE ASA

A.2.1 – Asa baixa

As asas baixas permitem que o trem de pouso seja posicionado nas asas, podendo aumentar a estabilidade da aeronave em pousos e decolagens devido ao maior afastamento das rodas do eixo central. Considerando um sistema de trem de pouso retrátil,

esses podem ser alocados no interior da asa, entretanto é importante notar que caso não sejam retráteis seu posicionamento interfere na aerodinâmica da asa (além do arrasto gerado). Os trens de pouso para essa configuração de asa necessitam maior altura para que o motor fique a uma distância segura do solo durante as operações de pouso e decolagem, intensificado pelo fato da operação da aeronave poder ocorrer em ambientes com pequenos obstáculos. Para asas baixas comumente é aplicado um diedro positivo, aumentando a distância da ponta da asa do solo e evitando impactos durante as manobras de decolagem e pouso – principalmente. Isso ocorre, pois, a aeronave pode atingir o solo com ângulo de rolagem diferente de zero e algumas vezes com grande velocidade. Um diedro positivo também aumenta a estabilidade Látero-direcional da aeronave com o custo de maior energia necessária para manobras e curvas. Caso fossem utilizadas grandes superfícies de controle, tais como flaps com grande deflexão, asas baixas tendem a ser ruins por deixarem as estruturas muito próximas do solo durante os procedimentos de pouso e decolagem.

A.2.2 – Asa média

Devido a sua elevação do solo, requer o posicionamento dos trens de pouso na estrutura central da aeronave. Pode-se aplicar tanto diedro positivo como negativo, além de superfícies de controle com maior deflexão. Como ponto negativo, pode estar sua fixação no corpo central da aeronave, requisitando reforço extra na região.

A.2.3 – Asa alta

A utilização de asa alta nas aeronaves exige o posicionamento do trem de pouso na região central da estrutura, o que pode comprometer a estabilidade durante pousos e decolagens já que a distância das rodas do eixo médio será menor. Sua configuração possivelmente permite uma maior facilidade de posicionamento na estrutura, com melhor fixação. Essa configuração de asa permite maior distância do motor do solo, evitando impactos indesejados o que permite, também, menor altura dos trens de pouso e, portanto, menor arrasto. A altura do solo beneficia a utilização de grandes deflexões das superfícies de controle. Como ponto negativo, possuem menor efeito solo que as configurações anteriores. Asas altas comumente empregam diedro negativo, já que não correm o risco de impacto de ponta de asa com o solo. O diedro negativo aumenta a manobrabilidade da aeronave devido a um equilíbrio instável a que fica submetida.

A.2.4 – Afilamento

Considerando asas com geometria retangular, o afilamento aproxima a distribuição de sustentação de uma distribuição elíptica e consequentemente aumenta a eficiência. Para isso é necessário trabalhar com dimensões variáveis ao longo da envergadura da asa.

A.2.5 – Enflechamento

O enflechamento ocorre em muitos aviões de alta velocidade devido ao cone de arrasto formado, entretanto ocorre leve perda de sustentação (componente perpendicular da velocidade aerodinâmica é menor). Para aviões de baixa velocidade o enflechamento não possui grandes vantagens e normalmente ocorre devido ao afilamento da asa e a opção por um formato não trapezoidal.

A.2.6 – *Aspect Ratio* (AR)

O AR é a relação entre a área alar e a envergadura da asa. Quanto maior o valor de AR mais próxima a curva de $C_L \times \alpha$ se aproxima do caso ideal (asa infinita). Quando isso ocorre, maior sustentação é gerada com menor ângulo de ataque (consequentemente menor arrasto). Maiores ARs necessitam de estruturas com maior reforço devido ao peso de ponta de asa, sendo que valores acima de 8 as vezes não apresentam vantagens significativas (depende do perfil). Para as empenagens com superfícies de controle tais como profundos é interessante a utilização de ARs menores pois isso aumenta o ângulo de estol permitindo uma recuperação do controle da aeronave mesmo que a asa principal esteja em processo de estol.

A.2.7 – Espessura

Asas mais espessas tendem a ser mais leves que asas mais finas por possuírem um maior momento de inércia, reduzindo a flexão. Para atingir a mesma inercia em asas mais finas é necessário mais material.

A.3 – SUPERFÍCIES DE CONTROLE

A.3.1 – *Slats*

Os *Slats* são responsáveis por aumentar o C_L máximo obtido pelo asa, assim como aumentar o ângulo de estol (adiam o descolamento da camada pois permite a passagem de ar para o extradorso). São amplamente utilizadas em aeronaves STOL. Possuem variantes fixas que aumentam o ângulo de estol, mas como não aumentam a corda da asa não ocasionam aumento do C_L máximo. Por serem fixas são de mais simples fixação e operação não apresentando risco de falhas. É necessário avaliar o impacto causado durante o voo de cruzeiro com baixo ângulo de ataque. Os modelos que necessitam de atuadores conseguem otimizar a aerodinâmica pra os regimes de voo mas apresentam estrutura mais complexa, além de riscos de falha.

A.3.2 – *Flaps*

Os dispositivos hipersustentadores apresentam diversas configurações diferentes.

- *Plain Flap*: Possuem funcionamento e estrutura simples, somente girando para baixo. Não aumenta a corda da asa.
- *Split Flap*: Similar ao *Plain Flap* entretanto somente a parte relativo ao intradorso gira, ou seja, o flap está somente na parte inferior da asa. Muito eficiente durante os pousos por gerar grande arrasto, mas pode não ser benéfico durante outras etapas do voo.
- *Slotted Flap*: Similar ao *Plain Flap*, entretanto permite a passagem do escoamento da parte inferior para a parte superior da asa na região da conexão com a asa. Isso aumenta o ângulo de ataque (já que evita o descolamento da camada limite).
- *Fowler Flap*: Além de aumentar a curvatura da asa, aumenta a corda aumentando, também, o C_L máximo. Possui variantes que permitem o escoamento da parte inferior para a parte superior da asa, aumentando o ângulo de estol. Possui grande eficiência e grande complexidade comparado aos outros modelos.

A.3.3 – Spoilers

Geralmente posicionado do extradorso, sendo responsáveis por reduzir a velocidade do avião ou reduzir a sustentação na asa para curvas e manobras. Utilizada principalmente para aeronaves que pousam com grande velocidade e grande *momentum*.

A.4 – EMPENAGENS VERTICAIS

A.4.1 – Convencional

Comumente utilizada. Possui a menor massa entre as configurações. Necessita ser posicionada em uma altura acima da asa para evitar as esteiras ou influência do motor (caso estejam nas asas).

A.4.2 – Em T

Útil para posicionamento de motores na parte posterior da aeronave. Apresenta maior massa devido a empenagem horizontal estar na parte superior e requerer uma estrutura reforçada.

A.4.3 – Em V

Menor área molhada. Comandos acoplados.

A.4.4 – Enflechamento da empenagem horizontal

O enflechamento das empenagens horizontais devem ser em torno de 5° maiores que das semi asas para que possua um menor gradiente de sustentação, aumentando o ângulo de estol quando comparado a asa.

A.4.5 – Enflechamento da empenagem vertical

O enflechamento da empenagem vertical deve ser menor que 20° para aeronaves de baixa velocidade. Enflechamentos maiores aumentam o ângulo de estol mas reduzem a sustentação gerada.

A.5 – CONFIGURAÇÃO RECOMENDADA

Considerando a missão a qual a aeronave está sendo dimensionada e os requisitos necessários, a configuração recomendada é:

- Asa alta;
- Afilamento pequeno da asa;
- Diedro nulo/positivo;
- *Spoilers* fixos;
- *Fowler Flaps*;
- Empenagem convencional;
- Enflechamento baixo da empenagem vertical.

A asa alta é capaz de manter os motores mais afastados do solo durante as operações de pouso e decolagem, uma característica muito importante considerando que os terrenos utilizados como pista podem ser acidentados e possuir obstáculos. A asa alta também gera menos influência na aplicação de defensivos permitindo a barra ser posicionada mais próxima do corpo da aeronave reduzindo o arrasto, além do carregamento na estrutura. Com uma barra mais próxima, o trem de pouso pode ser menor, também reduzindo peso e arrasto. A asa alta pode ser fixada de forma mais fácil da parte superior da aeronave, permitindo até mesmo uma melhor distribuição de cargas pela estrutura (parte lateral e inferior da aeronave não necessitam ser tão reforçadas). A asa não necessita de enflechamento pois a aeronave voa a baixas velocidades. O enflechamento também tende a favorecer o estol nas regiões dos *aileron*s, o que diminui a capacidade de manobra. O diedro recomendado é nulo, pois gera facilidade na fixação da asa, mas este pode ser alterado para positivo de baixa angulação.

É recomendado a utilização de *spoilers* fixos (se utilizados), ou seja, sem atuadores. Isso facilita a montagem além de reduzir os gastos de manutenção e remover uma fonte de falhas. Caso o perfil escolhido se mostre eficiente, os *spoilers* podem ser removidos do projeto.

Plain Flaps são recomendados pela facilidade de implementação e operação. Devido sua simplicidade, a manutenção é facilitada, assim como os riscos de falha reduzidos. Entretanto não é uma escolha razoável considerando necessidade de geração de sustentação das aeronaves STOL, portanto, decidiu-se por *Fowler Flaps*.

A escolha da empenagem foi devido ao menor peso. Uma empenagem em T aumentaria o peso e ocorreriam mais riscos de influência da esteira em grandes ângulos de ataque. Em voos de baixa velocidade a empenagem convencional pode ser posicionada quase na altura da asa sem grandes problemas.

Como a aeronave voa a baixas velocidades e sem ângulos de ataque agressivos, um baixo enfilechamento da empenagem vertical é suficiente.

O uso de profundores é recomendado em relação a empenagens horizontais totalmente móveis devido a menor complexidade e menor peso.

APÊNDICE B – PESQUISA DE MOTORES PARA VANT AGRÍCOLA

Este relatório busca apresentar a escolha do motor a ser utilizado no Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) agrícola a ser desenvolvido.

B.1 – REQUISITOS

Procura-se encontrar motores que apresentem todos (ou maior parte) dos seguintes requisitos:

- Motor 4 tempos;
- Arrefecimento a Ar;
- Potência de 20 a 25 HP;
- Possuir Alterador;
- Variedade na utilização de combustível (Gasolina, AVIGás, Etanol, etc.);
- Tempo de vida longo;

B.2 – MOTORES ANALISADOS

Após a pesquisa realizada, cinco motores foram separados para uma análise refinada a fim de decidir o motor a ser utilizado na aeronave. Os motores escolhidos foram:

- Rotapower 150cc
 - Rotor único;
 - Massa do motor: 11 kg;
 - Acionamento Manual ou Elétrico;
 - Sistema de combustível: Carburador ou EFI (*Eletronic Fuel Injection*)
 - Arrefecimento a ar ou à água;
 - Dimensões: 18 x 18 x 18 cm;
 - Configuração padrão:

- * Potência máxima: 20 HP;
 - * Potência média: 15 HP;
 - * Velocidade média: 6000 rpm;
 - * Consumo específico de combustível médio: 0,5 *lb/hp.hr*;
 - * Gasolina.
- Configuração de alta performance.
 - * Potência máxima: 25 HP;
 - * Velocidade máxima: 9000 rpm.
- Rotapower 300cc
 - Dois rotores;
 - Massa do motor: 16 kg;
 - Acionamento Manual ou Elétrico;
 - Sistema de combustível: Carburador ou EFI (*Eletronic Fuel Injection*)
 - Arrefecimento à água;
 - Dimensões: 25 x 18 x 18 cm;
 - Configuração padrão:
 - * Potência máxima: 40 HP;
 - * Potência média: 30 HP;
 - * Velocidade média: 6000 rpm;
 - * Consumo específico de combustível médio: 0,5 *lb/hp.hr*;
 - * Gasolina;
 - Configuração de alta performance.
 - * Potência máxima: 50 HP;
 - * Velocidade máxima: 9000 rpm;
- DLE-170 *Twin Gasoline Engine*
 - Carburador personalizado (maior eficiência);
 - Acionamento Elétrico;
 - Ignição eletrônica automática → Necessita de duas baterias de 6 V NiCd ou 7,4 V LiPo Packs;
 - Massa do motor: 3,552 kg;
 - Massa dos componentes (Silenciadores (2), ignitores elétricos (1), suportes (4)): 0,580 kg;

- Arrefecimento a ar;
 - Dimensões: 21,1 x 23,2 x 17 cm;
 - Potência: 17,5 HP a 9000 rpm;
 - RPM range: 1100 (*Idle*) a 9000; Gasolina (87 a 93 octano) → Mistura óleo/gasolina de 30:1.
- DLE-222 *Flat Four Gasoline Engine*
 - Dois carburadores;
 - Acionamento Manual ou Elétrico;
 - Ignição eletrônica automática → Necessita de duas baterias de 6 V NiCd ou 7,4 V LiPo Packs;
 - Massa do motor: 4,950 kg;
 - Massa dos componentes (Silenciadores (2), ignitores elétricos (2), suportes (4)): 0,847 kg;
 - Arrefecimento a ar;
 - Dimensões: 25,7 x 31,0 x 16,1 cm;
 - Potência: 21,5 HP a 7500 rpm;
 - RPM range: 1100 (*Idle*) a 7500; Gasolina (87 a 93 octano) → Mistura óleo/gasolina de 30:1.
 - RT300_{JET-A1} 31 HP
 - Rotor único;
 - Motor por ignição por centelha;
 - Massa do motor: 12,3 kg;
 - Acionamento *onboard* ou externo;
 - Arrefecimento à água;
 - Dimensões: 32,4 x 20 x 23 cm;
 - Potência máxima: 31 HP a 7500 rpm;
 - Potência contínua: 28 HP a 6500 rpm;
 - Combustível Jet-A1;
 - Consumo específico médio: 0,58 *lb/hp.hr*

Para facilitar na comparação e análise dos motores, a Tabela B.1 foi construída:

Tabela B.1 – Comparação de Motores.

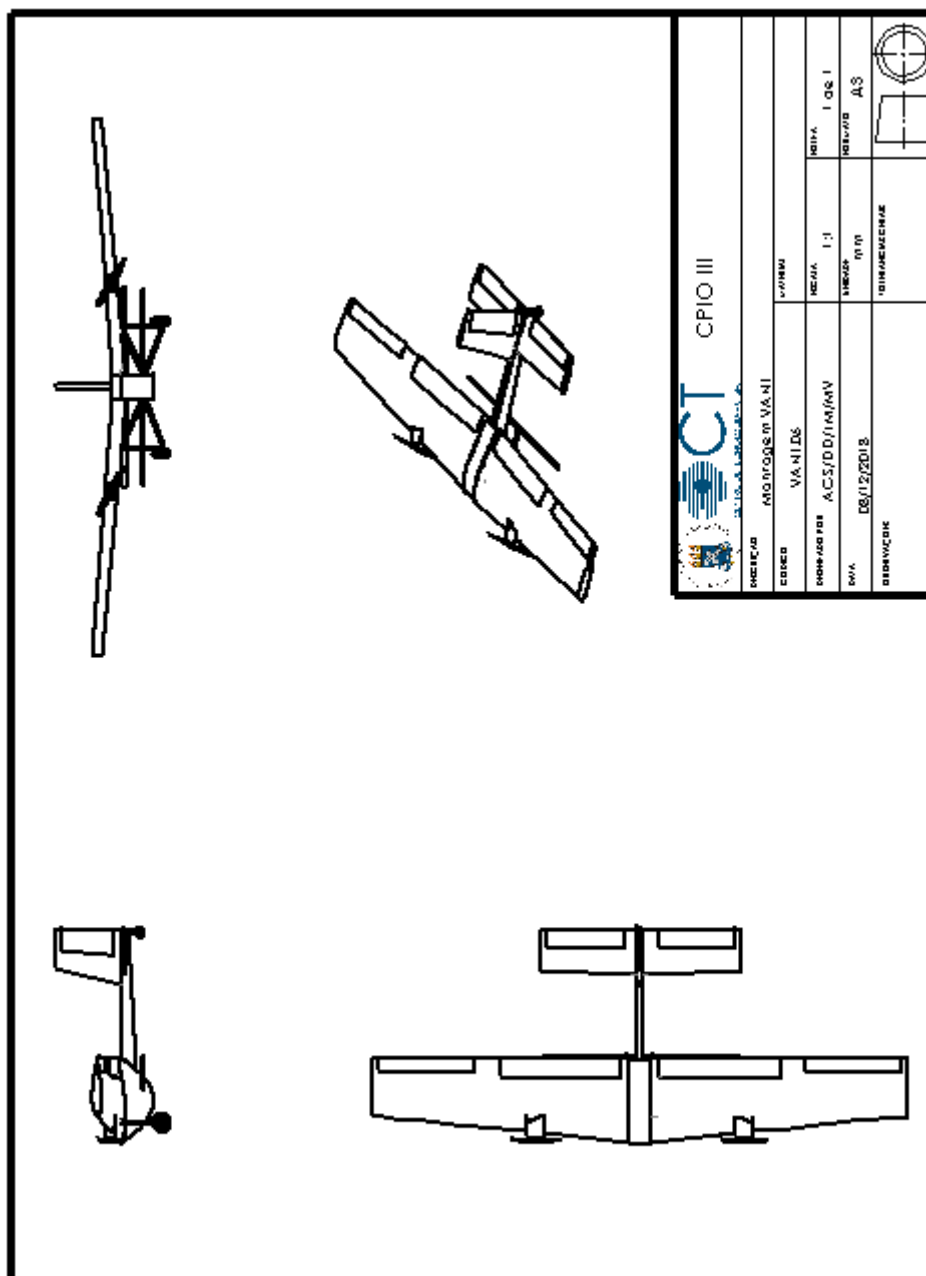
Motor	Massa (kg)	Potência (HP)	Dimensões (cm)	Acionamento	Combustível	Arrefecimento	SFC (lb/hp.hr)
Rotapower 150cc	11	20	18x18x18	Manual ou Elétrico	Gasolina	Ar ou Água	0.5
Rotapower 300cc	16	30	25x18x18	Manual ou Elétrico	Gasolina	Água	0.5
DLE-170	4.132	17.5	21x23x17	Manual ou Elétrico	Gasolina	Ar	-
DLE-222	5.797	21.5	25.7x31x16.1	Manual ou Elétrico	Gasolina	Ar	-
RT300	12.3	28	32x20x23	Manual ou Elétrico	Jet-A1	Água	0.58

Ao analisar a tabela, podem-se descartar os motores Rotapower 300cc e RT300, pois estes possuem potência acima do requisito, além de arrefecimento somente à água. Ao comparar os três motores restantes, nota-se que o Rotapower 150cc possui o dobro da massa dos motor DLE-170 e DLE-222, logo, também será descartado. Por fim, descarta-se o motor DLE-170, pois este possui apenas 17,5 HP de potência e, portanto, o motor escolhido é o DLE-222. No entanto, ao pesquisar sobre o motor, não foi possível encontrar os valores de SFC (*Specific Fuel Consumption*), para isso, a fim de continuar com os cálculos posteriores, será usado o maior valor encontrado na pesquisa histórica de SFC = 0,6.

APÊNDICE C – DESENHOS TÉCNICOS DA AERONAVE

Este documento apresenta os desenhos técnicos realizados para a aeronave desenvolvida. A Figura C.1 apresenta o desenho técnico da aeronave.

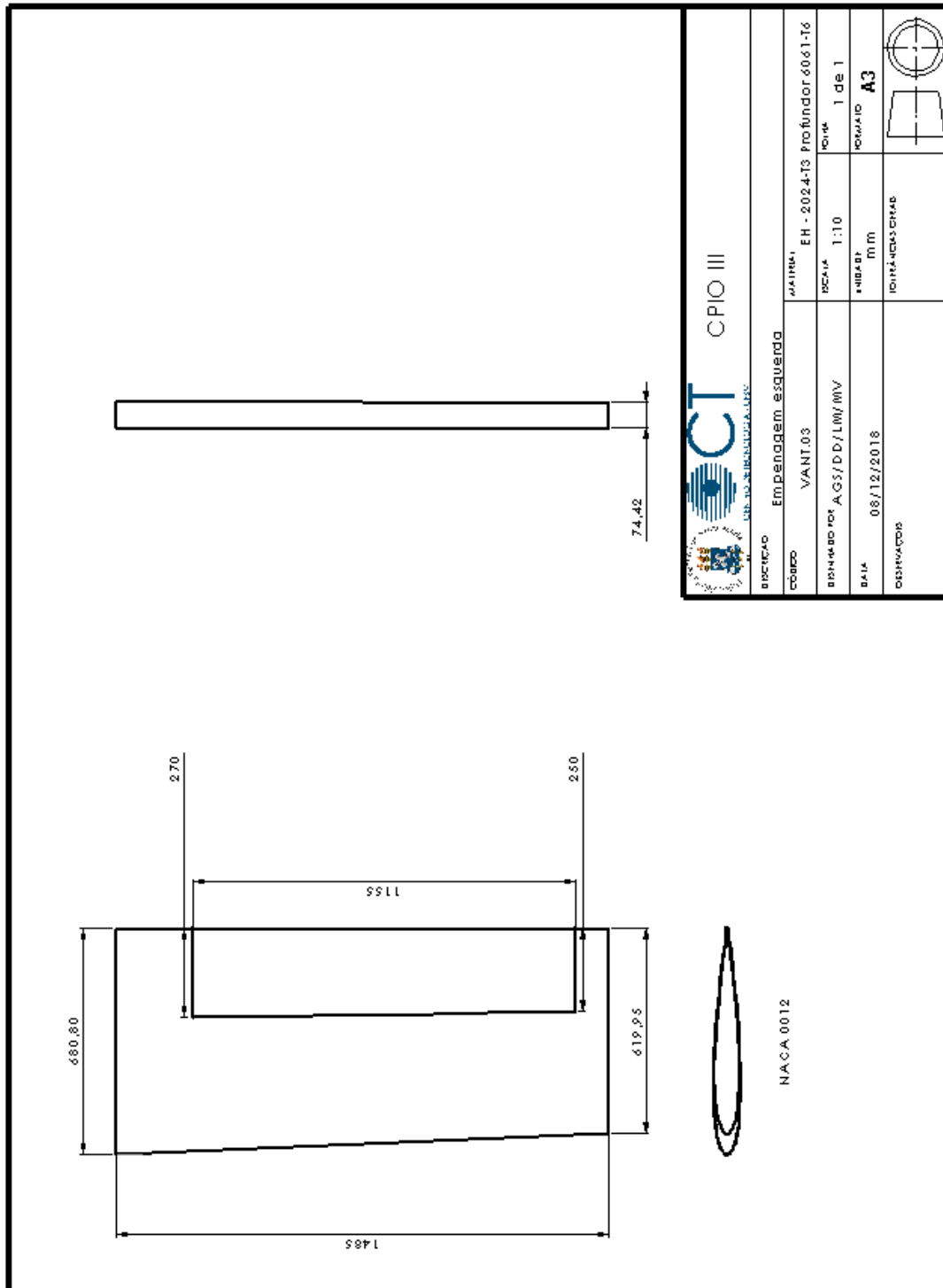
Figura C.1 – Desenho Técnico da Aeronave.



Fonte: Autor.

A Figura C.4 apresenta o desenho técnico da empenhagem horizontal.

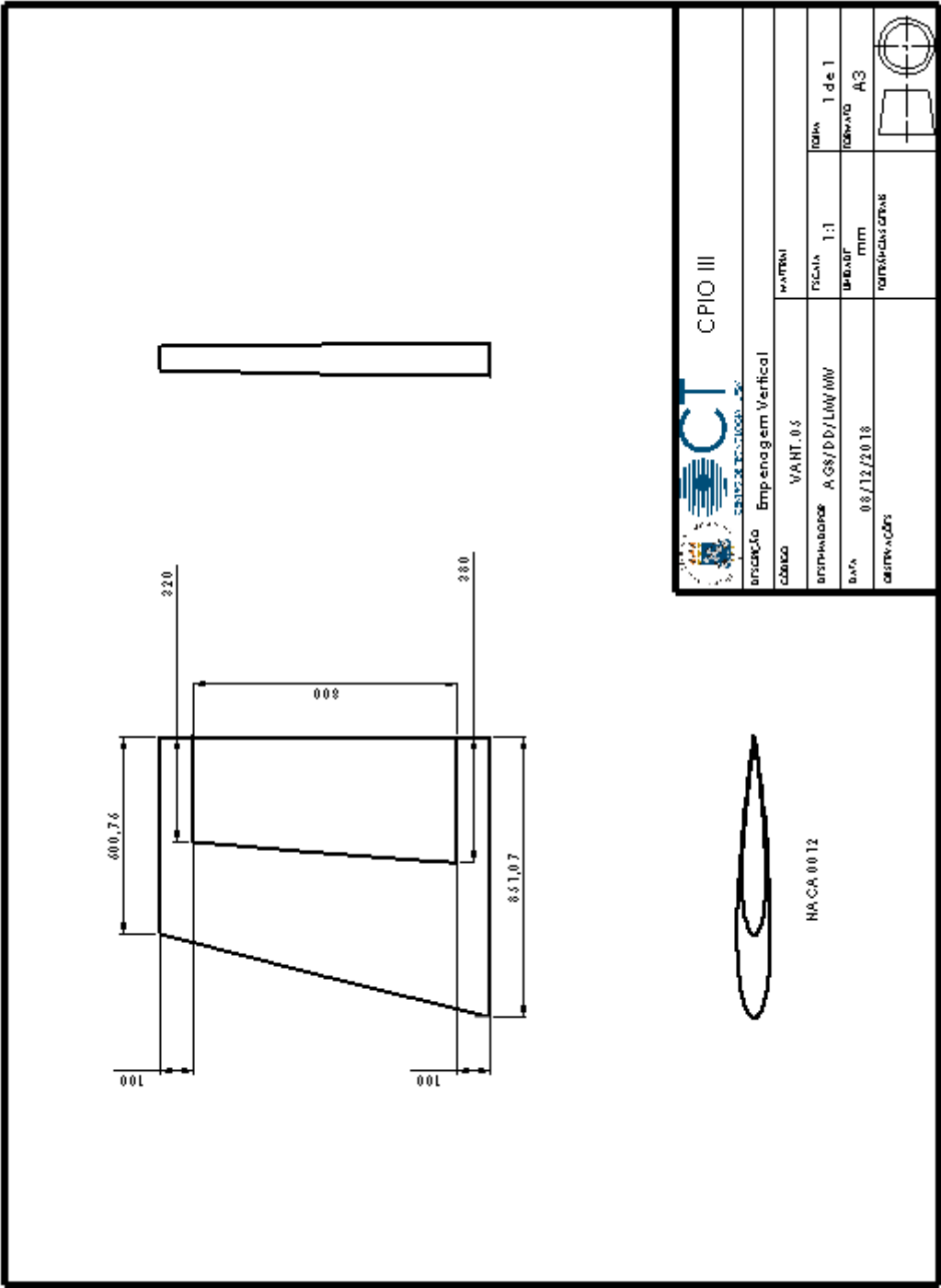
Figura C.4 – Desenho Técnico da Empenhagem Horizontal.



Fonte: Autor.

A Figura C.5 apresenta o desenho técnico da empenagem vertical.

Figura C.5 – Desenho Técnico da Empenagem Vertical.



Fonte: Autor.

ANEXO A – REGULAMENTAÇÕES DE VANTS PARA APLICAÇÃO AGRÍCOLA NO BRASIL

Este documento tem por objetivo detalhar os regulamentos prescritos na legislação brasileira para aplicações agrícolas utilizando Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT). Para o desenvolvimento deste relatório, o documento ”Regulamentos Brasileiro da Aviação Civil Especial - RBAC-E nº 94 - Requisitos Gerais para Aeronaves Não Tripuladas de Uso Civil” foi utilizado.

Conforme o RBAC-E, a aeronave a ser projetada é classificada na categoria Classe 1 (aeronaves acima de 150 kg), dessa forma as regulamentações apresentadas nas seções a seguir são de uso exclusivo para essa categoria de aeronave.

A.1 – REQUISITOS DE OPERAÇÃO

- **Todos os pilotos** (remotos ou observadores) devem ser maiores de **18 anos**;
- **Todos os pilotos em operação** devem possuir **licença e habilitação** emitida ou validada pela **Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC)**. A ANAC determinará, para cada tipo de operação, os critérios aceitáveis para a emissão da licença e habilitação apropriadas;
- **Todos os pilotos em operação** devem possuir um **Certificado Médico Aeronáutico (CMedA)** de 1ª, 2ª ou 5ª Classe válido, conforme o parágrafo 67.13(g) do RBAC nº 67, ou um CMA de 3ª Classe válido emitido pelo Comando da Aeronáutica segundo a ICA 63-15;
- **Toda e qualquer atividade** realizada pelo RPA (*Remotely-Piloted Aircraft*) são de **responsabilidade direta do piloto remoto em comando** da aeronave. Este deve **prezar pela segurança** dele e de todos envolvidos;
- **Somente é possível operar uma RPA** se, durante toda a operação, estiverem disponíveis na RPS (*Remote Pilot Station*) os documentos citados na **Seção “Documentação Necessária”**;
- **É proibido** todo e qualquer **transporte de pessoas, animais, artigos perigosos** referidos no RBAC nº 175 (apresentado ao final deste relatório) ou **carga proibida** por autoridade competente;
 - Certos artigos perigosos citados no RBAC nº 175 são liberados para uso quando necessário para operação, como:

- * Equipamentos e produtos destinados a lançamentos relacionados a atividades de agricultura, horticultura florestais, e demais atividades em relação a práticas naturais;
 - * Equipamentos eletrônicos que contenham baterias de lítio necessárias para seu funcionamento, desde que sejam destinadas para uso durante o voo (como câmeras, computadores, etc);
 - * Equipamentos requeridos a bordo da aeronave não tripulada, de acordo com os requisitos pertinentes de aeronavegabilidade e/ou de operações;
 - Os itens supracitados podem ter a necessidade de obedecer a regras adicionais, dessa forma, é necessário avaliar suas demais restrições.
- **É proibida a operação autônoma de aeronaves não tripuladas;**
 - **Todas as operações** de aeronaves não tripuladas de **uso não recreativo** acima de 250 g devem possuir **seguro com cobertura de danos a terceiros**;
 - **A operação de RPA** de peso máximo de decolagem **acima de 250 gramas somente é permitida** pela ANAC **em áreas distantes de terceiros**, conforme permitido o uso do espaço aéreo pelo **Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA)**, sob total responsabilidade do seu operador, nas seguintes condições:
 - Se forem atendidas as demais exigências deste Regulamento Especial;
 - Se houver avaliação do risco operacional, em formato aceitável, contemplando cada cenário operacional, que deve estar atualizada dentro dos últimos 12 meses calendários prévios à operação.
 - **Somente é permitido operar um RPAS** (*Remotely-Piloted Aircraft System*) registrado se:
 - A RPA atender ao disposto nos parágrafos e seções 45.11(a)(1) e (a)(2); 45.12-I(b), (d) e (e); 45.13; 45.14; 45.15 (se aplicável); 45.16 (se aplicável); 45.21; 45.22; 45.23-I; 45.25; 45.27(a)-I e (b)-I; 45.29-I (sempre que praticável); 45.30-I; 45.31; e 45.33 do RBAC 45, conforme aplicável;
 - Possuir placa de identificação do RPA requerida pelo parágrafo 45.11(a) do RBAC 45;
 - A RPS (*Remotely-Piloted System*) possuir placa à prova de fogo que:
 - * Inclua a informação especificada no parágrafo (a) da seção 45.13 do RBAC 45, usando um método aprovado de marcação à prova de fogo; e
 - * Seja colocada de modo a ser improvável que seja danificada ou removida durante serviços normais, ou perdida ou destruída em caso de acidente.

- **Motores e Hélices** de tipo certificado devem **atender às disposições aplicáveis do RBAC 45**;
- As **RPAs Classe 1** devem **atender** às disposições das seções 91.151 e 91.167 do RBHA 91, ou disposições correspondentes que vierem a substituí-las;
- **Pouso e decolagens** de RPA podem ser realizados, sob total **responsabilidade do piloto remoto em comando e/ou operador**, conforme aplicável, desde que:
 - O pouso ou a decolagem seja feito em áreas distantes de terceiros, com exceção dos operadores citados nos parágrafos E94.103(g), (h) ou (i), que poderão pousar e decolar, sob sua inteira responsabilidade;
 - Não haja proibição de operação no local escolhido.
- **Todos os RPAS** que se destinam a **operações BVLOS** (*Beyond Visual Line of Sight*) devem:
 - Apresentar informações e alertas relevantes sobre a condição da aeronave para o piloto remoto;
 - Possuir um sistema de navegação com desempenho e confiabilidade suficientes para garantir a segurança da operação;
 - Possuir capacidade de recuperação de emergências;
 - Possuir um sistema adequado de iluminação da aeronave.

A.2 – DOCUMENTAÇÃO NECESSÁRIA

- Para ser **permitida a operação de um RPA acima de 250 gramas** é necessário que os seguintes **documentos estejam presentes na RPS**:
 - Certidão de Cadastro, Certificado de Matrícula ou Certificado de Marca Experimental, conforme aplicável, todos válidos;
 - Certificado de aeronavegabilidade válido, se aplicável;
 - Manual de voo;
 - Apólice de seguro ou certificado de seguro com comprovante de pagamento, dentro da validade, se aplicável;
 - O documento que contém a avaliação de risco;
 - Licença, habilitação e extrato do CMA, válidos e conforme aplicáveis;

- Registros de inspeções, manutenção e alterações realizadas na aeronave realizadas nos últimos 12 meses.
- Os documentos supracitados abrangem os que são requeridos possuir por parte da ANAC. **Outros documentos podem ser necessários** por parte do **DECEA**, da **Agência Nacional de Telecomunicações** (ANATEL), ou de outros órgãos competentes.

A.3 – REGISTRO E CADASTRO

- **Todas as RPAs** que sejam de um **projeto autorizado ou de um tipo certificado devem ser registradas** atendendo ao disposto na Resolução nº 293, que dispõe o Registro Aeronáutico Brasileiro;
- **O cadastro do RPA é válido por até 24 meses.** Após isso, têm-se até **6 meses depois de vencido para revalidar** o RPA **ou este será inativado e não poderá mais ser revalidado.**

A.4 – AUTORIZAÇÃO DO PROJETO DE RPAS

- Os **RPAs Classe 1** devem obter um **Certificado de Tipo conforme o RBAC 21**. O Certificado de Tipo será emitido para a RPA, porém deverá englobar todo o RPAS, incluindo as interdependências entre os seus componentes.
- Uma **RPA Classe 1 que possua um Certificado de Tipo** emitido conforme o RBAC 21 **faz jus ao Certificado de Aeronavegabilidade** correspondente definido no mesmo regulamento mediante cumprimento da seção 21.183 ou 21.185 do RBAC21, conforme aplicável.
- **Somente é permitido operar um RPAS civil no Brasil** se o projeto do RPAS for **autorizado pela ANAC** levando em consideração a Classe do RPAS e o tipo de operação, exceto nos seguintes casos:
 - RPAS Classe 3 que se destinem exclusivamente para operações VLOS até 400 pés AGL (*At Ground Level*);
 - A RPA possua Certificado de Tipo;
 - A RPA possua CAVE e AEV mediante normas da RBAC 21:

- * Projeto de pesquisa e desenvolvimento;
 - * Demonstração de cumprimento com requisitos;
 - * Treinamento de piloto remoto;
 - * Pesquisa de mercado;
 - * Programa de inspeções e manutenção estabelecido;
 - * Demonstração de um mínimo de 50 horas de voo do RPA;
- Um requerente de autorização de projeto de RPAS deve:
 - Demonstrar, de maneira aceitável pela ANAC, que o RPAS satisfaz os requisitos aplicáveis desta Subparte vigentes na data em que o requerimento foi apresentado;
 - Demonstrar, de maneira aceitável pela ANAC, que o RPAS satisfaz qualquer requisito adicional estabelecido pela ANAC a fim de garantir um nível de risco aceitável;
 - Fornecer uma declaração certificando que o requerente cumpriu com os requisitos aplicáveis.
 - Não obstante o estabelecido nessa subparte, qualquer interessado pode requerer um Certificado de Tipo para um projeto de aeronave remotamente pilotada de qualquer classe com base no RBAC 21.

A.5 – AERONAVEGABILIDADE CONTINUADA DE RPAS

- **Somente é permitido operar um RPA Classe 1** segundo o RBAC-E n° 94 se tiver sido executada uma **Inspeção Anual de Manutenção (IAM)** neste RPAS nos últimos 12 meses. O proprietário ou operador deve **apresentar à ANAC uma Declaração de Inspeção Anual de Manutenção (DIAM)** para o referido RPAS, atestando sua condição de aeronavegabilidade.
- **Somente é permitido executar manutenção, manutenção preventiva, reparos ou alterações em RPAS Classe 1** se a execução se der como estabelecido nos **requisitos aplicáveis** desta Subparte e em outras regulamentações aplicáveis, incluindo o RBAC 43;
- **Somente é permitido operar um RPAS Classe 1** que possua um **manual de manutenção do fabricante** ou instruções para aeronavegabilidade continuada contendo uma seção de limitações de aeronavegabilidade se os tempos para substituição de

componentes, os intervalos de inspeção e os procedimentos específicos contidos naquela seção forem cumpridos;

- **Somente é permitido modificar um RPAS Classe 1** com base em um **certificado suplementar de tipo** se quem modificar for o detentor deste certificado ou possuir autorização por escrito do detentor;
- Cada proprietário ou operador deve:
 - Ter esse RPAS inspecionado segundo esta Subparte e deve, entre inspeções obrigatórias, reparar discrepâncias que eventualmente apareçam, conforme previsto no RBAC 43;
 - Assegurar-se de que o pessoal de manutenção tenha feito as anotações apropriadas nos registros de manutenção do RPAS, indicando que este tenha sido aprovado para retorno ao serviço.
- **Somente é permitido operar um RPAS que tenha sofrido manutenção**, manutenção preventiva, reconstrução ou alterações se:
 - Ele tiver sido aprovado para retorno ao serviço por uma pessoa autorizada e devidamente qualificada pela ANAC e conforme a Seção 43.7 do RBAC 43;
 - As anotações nos registros de manutenção requeridas pelas seções 43.9 ou 43.11 do RBAC 43, como aplicável, tiverem sido feitas.
- **Somente é permitido operar um RPAS Classe 1** se os tempos para revisão geral, os intervalos de inspeção e os procedimentos específicos contidos no programa de manutenção recomendado pelo fabricante forem cumpridos.
- **Somente é permitido operar um RPAS Classe 1** se:
 - Dentro dos 24 meses precedentes, cada sistema de pressão estática, cada altímetro e cada equipamento automático de informação de altitude (se requerido na área de operação) tiver sido testado, inspecionado e considerado conforme com o Apêndice E do RBAC 43, exceto quanto à abertura dos drenos do sistema ou das válvulas de fonte alternada de pressão estática, seguindo-se a qualquer abertura e fechamento do sistema de pressão estática;
 - Após a instalação ou manutenção do sistema automático de informação de altitude ou do transponder, quando é possível que erros na correspondência dos dados de altitude sejam introduzidos, o sistema como um todo tiver sido testado, inspecionado e considerado conforme com o parágrafo (c) do Apêndice E do RBAC 43.

- Os altímetros e equipamentos automáticos de informação de altitude aprovados conforme uma Ordem Técnica Padrão (OTP) – *Technical Standard Order* (TSO) – são considerados testados e inspecionados quando da data de sua fabricação.
- **É vedado operar um RPAS acima da altitude máxima** na qual todos os **altímetros e o equipamento automático de informação de altitude** da aeronave (se requerido na área de operação) **tenham sido testados com resultados satisfatórios**;

A.6 – DESCUMPRIMENTO ÀS REGRAS ESTABELECIDAS

- O não cumprimento dos requisitos estabelecidos no RBAC-E *n*º 94 será apurado e os infratores estarão sujeitos às sanções prevista na Lei *n*º 7.565/86 (CBA);
- Por medida cautelar, a ANAC poderá suspender temporariamente as operações quando houver suspeita ou evidência de descumprimento de requisitos que afetam significativamente o nível de risco de operação.

ANEXO B – TABELAS E DADOS HISTÓRICOS

As Figuras B.1 a B.9 apresentam as tabelas e dados históricos utilizados na pesquisa deste projeto.

Figura B.1 – Aeronaves Agrícolas: Dados de Geometria da Asa.

Type	Dihedral Angle, Γ_w'	Incidence Angle, i_w'	Aspect Ratio, A	Sweep Angle, $\Lambda_{C/4}$	Taper Ratio, λ_w	Max. Speed, V_{max}'	Wing Type
	deg.	root/tip deg.		deg.		fts	
IAR-822	5 (outer)	5	6.3	0	1.0	92	ctl/low
UTVA-65	2	2.5	7.2	0	0.7	95	brcd/low
IA-53	7.5 (out)	4.3	6.3	0	0.7	116	ctl/low
EMB-200	7	3	7.0	0	1.0	116	ctl/low
Ag-cat	3	6	8.7	0	1.0	113	brcd/bipl
WSK M-15	NA	NA	NA	0	NA	146	brcd/bipl
PZL M-18A	1.3	3	7.8	0	1.0	128	ctl/low
PZL 106A	4	6.5	7.8	4	1.0	138*	brcd/low
NDN-6	4.3	4.5	7.5	0	0.7	114*	brcd/low
Cessna AgHusky	9	1.5/-1.5	8.5	0	0.7	135	brcd/low
Antonov AN-2M	2.5 both wings	NA	NA	0	1.0	106	brcd/bipl
HAL-31	6	0	6.0	0	1.0	136	ctl/low

*speed without spray equipment installed

ctl = cantilever brcd = braced (strutted) bipl = biplane

Figura B.2 – Aeronaves Agrícolas: Dados de Leme e Aileron.

Type	Wing Area S	Wing Span b	Vert. Tail Area S_V	S_r/S_V	x_V	\bar{V}_V	Rudder Chord root/tip	S_a/S	All. Span Loc. in/out	All. Chord in/out
	ft ²	ft	ft ²		ft		fr.c _v		fr.b/2	fr.c _w
P&L-104	167	36.5	20.3	0.49	16.1	0.054	.41/.50	0.10	.58/.94	0.25
P&L-106A	306	48.5	31.0	0.56	17.1	0.036	.45/.51	0.087	.53/.96	0.22
P&L-M18	431	58.1	28.5	0.65	18.5	0.021	.50/.46	0.11	.59/.92	0.32
NDN-6	338	50.3	31.0	0.54	18.4	0.034	.50/.64	0.047	.73/1.0	.19/.14
EMB201A	215	38.4	13.0	0.52	14.1	0.022	.39/.36	0.08	.57/.90	0.19
Cessna										
Ag Husky	205	41.7	18.0	0.38	16.2	0.034	.32/.39	0.11	.53/.94	.27/.28
Schweizer										
Ag-Cat B	392	42.3	30.0	0.40	13.5	0.024	.25/.31	0.08	.53/.86	0.29
Aero Boero										
260Ag	189	35.8	9.94	0.39	15.1	0.022	.32/.51	0.11	.52/.94	.20/.19
Let L-37A	256	40.1	22.1	0.52	15.3	0.033	.59/.65	0.086	.64/1.0	0.32
HAL HA-31	251	39.4	20.7	0.45	16.6	0.035	.50/.46	0.092	.55/.89	0.28
IAR-822	280	42.0	22.9	0.69	17.9	0.035	.56/.64	0.11	.63/.98	0.27
Piper										
PA-36	226	38.8	19.9	0.49	16.5	0.038	.59/.21	0.096	.52/.92	0.28

Fonte: (ROSKAM, 1985).

Figura B.3 – Aeronaves Agrícolas: Dados do Profundor.

Type	Wing Area S	Wing mgc \bar{c}	Wing Airfoil root/tip	Hor. Tail Area S _h	S _e /S _h	x _h	\bar{V}_h	Elevator Chord
	ft ²	ft	NACA*	ft ²		ft		root/tip
PZL-104	167	4.60	2415	34.0	0.60	17.3	0.77	0.51
PZL-106A	306	6.23	Clark Y	81.4	0.56	18.6	0.79	.30/.50
PZL-M18	431	7.50	4416/4412	70.0	0.49	17.4	0.38	0.49
NDN-6	338	6.71	NA	60.4	0.36	17.4	0.46	0.36
EMB201A	215	5.63	23013	50.3	0.32	13.6	0.56	0.56
Cessna								
Ag Husky	205	4.55	2412	40.7	0.41	15.6	0.68	.43/.37
Schweizer								
Ag-Cat B	392	4.83	4412	45.0	0.49	12.9	0.31	.38/.60
Aero Boero								
260Ag	189	5.29	23012	25.5	0.41	14.1	0.36	0.44
Let Z-37A	256	5.91	33015/43012A	54.1	0.41	16.8	0.60	.44/.42
Hal HA-31	251	6.54	USA35B	45.6	0.43	17.9	0.50	0.46
IAR-822	280	6.90	23014	48.4	0.44	17.4	0.44	0.46
Piper								
PA-36	226	6.22	63,618	43.3	0.48	15.0	0.46	.38/.62

* Unless otherwise indicated.

Type	Dihedral Angle, Γ_w , deg.	Incidence Angle, i_w , root/tip deg.	Aspect Ratio, λ	Sweep Angle, $\Lambda_{C/4}$, deg.	Taper Ratio, λ_w	Max. Speed, V_{max} , kts	Wing Type
CESSNA							
310R	5	2.5/- .5	7.3	0	0.67	236	ctl/low
402B	5 (outer)	2/- .5	7.5	0 L.E.	0.67	227	ctl/low
414A	5	2.5/- .5	8.6	0 L.E.	0.60	232	ctl/low
T303	7	3/0	8.1	0 L.E.	0.71	216	ctl/low
PIPER							
PA-31P	6	1/-1.5	7.2	0	0.39	243	ctl/low
PA-44-180T	7.2	NA	8.1	0	0.63	196	ctl/low
Chieftain	5	1/-1.5	7.2	1.9	0.40	231	ctl/low
Cheyenne I	5	1.5/-1	7.4	0	0.37	249	ctl/low
Cheyenne III	5	1.5	7.8	0	0.31	296	ctl/low
BEECH							
Duchess 76	6.5	3/.6	8.0	0	0.80	194	ctl/low
Duke B60	6	4/0	7.2	0	0.32	246	ctl/low
Learfan 2100	4	1.5	9.5	0	0.45	369	ctl/low
Rockwell Commander 700	7	NA	9.0	0	0.43	231	ctl/low
Piaggio P166-							
DL3	21.5/2.5*	2.7	7.3	7.5	0.35	215	ctl/gull
EMB-121	7	3	7.2	0.33	0.61	316	ctl/low
ctl = cantilever brcd = braced (strutted)							

Figura B.4 – Aeronaves Turboélice Bimotores.

Fonte: (ROSKAM, 1985).

Figura B.5 – Aeronaves Turboélice Bimotores: Dados do Leme e Aileron.

Type	Wing Area		Wing Span		Vert. Tail Area S_v	S_r/S_v		\bar{V}_v	Rudder Chord		S_a/S		All. Span Loc.		All. Chord	
	S	ft ²	b	ft					root/tip	fr.c _v			in/out	fr.b/2	in/out	fr.c _w
CESSNA																
310R	179		36.9		26.1	0.45	15.9	0.063	.48/.41		0.064		.60/.90		.30/.29	
402B	196		39.9		37.9	0.47	16.5	0.080	.48/.40		0.058		.64/.91		.29/.27	
414A	226		44.1		41.3	0.38	17.0	0.071	.49/.37		0.061		.62/.87		.30/.28	
T303	189		39.0		23.2	0.44	16.5	0.052	.46/.39		0.087		.64/.97		.31/.30	
Conquest I	225		44.1		41.3	0.38	17.1	0.071	.47/.34		0.060		.61/.86		0.29	
PIPER																
PA-31P	229		40.7		30.1	0.38	17.2	0.056	.37/.40		0.056		.59/.97		.24/.29	
PA44-180T	184		38.6		21.5	0.37	14.4	0.044	.30/.50		0.077		.45/.90		.19/.18	
Chieftain	229		40.7		29.5	0.40	17.3	0.055	.40/.38		0.060		.66/.98		.24/.30	
Cheyen. I	229		42.7		26.5	0.40	16.5	0.045	.37/.42		0.057		.62/.93		.24/.29	
Cheyen. III	293		47.7		43.6	0.46	20.8	0.065	0.33		0.046		.66/.94		.23/.26	
BEECH																
Duchess	181		38.0		25.6	0.29	14.2	0.053	.34/.42		0.059		.67/.97		0.28	
Duke B60	213		39.3		28.8	0.43	17.4	0.060	.44/.46		0.054		.50/.84		.24/.26	
Lear Fan	163		39.3		44.4	0.17	14.0	0.097	.32/.34		0.044		.72/.98		.31/.24	
2100																
Rockwell																
Comdr 700	200		42.5		39.9	0.38	20.5	0.096	.37/.38		0.087		.58/.99		.28/.24	
Plaggio																
P166-DL3	286		48.2		30.7	0.43	18.3	0.041	.38/.43		0.073		.61/.94		.19/.22	
EMB-121	296		46.4		42.6	0.45	17.8	0.055	.42/.41		0.052		.71/.97		0.22	

Fonte: (ROSKAM, 1985).

Figura B.6 – Aeronaves Turboélice Bimotores: Dados do Profundor.

Type	Wing Area		Wing Span		Vert. Tail Area S_v	S_r/S_v		\bar{V}_v	Rudder Chord		S_a/S		All. Span Loc.		All. Chord	
	S	ft ²	b	ft					root/tip	fr.c _v			in/out	fr.b/2	in/out	fr.c _w
CESSNA																
310R	179		36.9		26.1	0.45	15.9	0.063	.48/.41		0.064		.60/.90		.30/.29	
402B	196		39.9		37.9	0.47	16.5	0.080	.48/.40		0.058		.64/.91		.29/.27	
414A	226		44.1		41.3	0.38	17.0	0.071	.49/.37		0.061		.62/.87		.30/.28	
T303	189		39.0		23.2	0.44	16.5	0.052	.46/.39		0.087		.64/.97		.31/.30	
Conquest I	225		44.1		41.3	0.38	17.1	0.071	.47/.34		0.060		.61/.86		0.29	
PIPER																
PA-31P	229		40.7		30.1	0.38	17.2	0.056	.37/.40		0.056		.59/.97		.24/.29	
PA44-180T	184		38.6		21.5	0.37	14.4	0.044	.30/.50		0.077		.45/.90		.19/.18	
Chieftain	229		40.7		29.5	0.40	17.3	0.055	.40/.38		0.060		.66/.98		.24/.30	
Cheyen. I	229		42.7		26.5	0.40	16.5	0.045	.37/.42		0.057		.62/.93		.24/.29	
Cheyen. III	293		47.7		43.6	0.46	20.8	0.065	0.33		0.046		.66/.94		.23/.26	
BEECH																
Duchess	181		38.0		25.6	0.29	14.2	0.053	.34/.42		0.059		.67/.97		0.28	
Duke B60	213		39.3		28.8	0.43	17.4	0.060	.44/.46		0.054		.50/.84		.24/.26	
Lear Fan	163		39.3		44.4	0.17	14.0	0.097	.32/.34		0.044		.72/.98		.31/.24	
2100																
Rockwell																
Comdr 700	200		42.5		39.9	0.38	20.5	0.096	.37/.38		0.087		.58/.99		.28/.24	
Plaggio																
P166-DL3	286		48.2		30.7	0.43	18.3	0.041	.38/.43		0.073		.61/.94		.19/.22	
EMB-121	296		46.4		42.6	0.45	17.8	0.055	.42/.41		0.052		.71/.97		0.22	

Fonte: (ROSKAM, 1985).

Figura B.7 – Parâmetros de design para cauda horizontal.

Type	Dihedral Angle, Γ_h deg.	Incidence Angle, i_h deg.	Aspect Ratio, A_h	Sweep Angle, $\Delta_c/4_h$ deg.	Taper Ratio, λ_h
Homebuilts	+5 - -10	0 fixed to variable	1.8 - 4.5	0 - 20	0.29 - 1.0
Single Engine Prop. Driven	0	-5 - 0 or variable	4.0 - 6.3	0 - 10	0.45 - 1.0
Twin Engine Prop Driven	0 - +12	0 fixed to variable	3.7 - 7.7	0 - 17	0.48 - 1.0
Agricultural	0 - +3	0	2.7 - 5.4	0 - 10	0.59 - 1.0
Business Jets	-4 - +9	-3.5 fixed	3.2 - 6.3	0 - 35	0.32 - 0.57
Regional Turbo-Props.	0 - +12	0 - 3 fixed to variable	3.4 - 7.7	0 - 35	0.39 - 1.0
Jet Transports	0 - +11	variable	3.4 - 6.1	18 - 37	0.27 - 0.62
Military Trainers	-11 - +6	0 fixed to	3.0 - 5.1	0 - 30	0.36 - 1.0
Fighters	-23 - +5	0 fixed to variable	2.3 - 5.8	0 - 55	0.16 - 1.0
Mil. Patrol, Bomb and Transports	-5 - +11	0 fixed to variable	1.3 - 6.9	5 - 35	0.31 - 0.8
Flying Boats, Amph. and Float Airplanes	0 - +25	0 fixed	2.2 - 5.1	0 - 17	0.33 - 1.0
Supersonic Cruise Airplanes	-15 - 0	0 fixed to variable	1.8 - 2.6	32 - 60	0.14 - 0.39

Fonte: (ROSKAM, 1985).

Figura B.8 – Parâmetro de design para cauda vertical.

Type	Dihedral Angle, Γ_v deg.	Incidence Angle, i_v deg.	Aspect Ratio, A_v	Sweep Angle, $\Delta_c/4_v$ deg.	Taper Ratio, λ_v
Homebuilts	90	0	0.4 - 1.4	0 - 47	0.26 - 0.71
Single Engine Prop. Driven	90	0	0.9 - 2.2	12 - 42	0.32 - 0.58
Twin Engine Prop Driven	90	0	0.7 - 1.8	18 - 45	0.33 - 0.74
Agricultural	90	0	0.6 - 1.4	0 - 32	0.43 - 0.74
Business Jets	90	0	0.8 - 1.6	28 - 55	0.30 - 0.74
Regional Turbo- Props.	90	0	0.8 - 1.7	0 - 45	0.32 - 1.0
Jet Transports	90	0	0.7 - 2.0	33 - 53	0.26 - 0.73
Military Trainers	90	0	1.0 - 2.9	0 - 45	0.32 - 0.74
Fighters	75 - 90	0	0.4 - 2.0	9 - 60	0.19 - 0.57
Mil. Patrol, Bomb and Transports	90	0	0.9 - 1.9	0 - 37	0.28 - 1.0
Flying Boats, Amph. and Float Airplanes	90	0	1.2 - 2.4	0 - 32	0.37 - 1.0
Supersonic Cruise Airplanes	75 - 90	0	0.5 - 1.8	37 - 65	0.20 - 0.43

Fonte: (ROSKAM, 1985).

Figura B.9 – Dados de Coeficientes de Sustentação Máximo.

Airplane Type	$C_{L_{max}}$	$C_{L_{max_{TO}}}$	$C_{L_{max_L}}$
1. Homebuilts	1.2 - 1.8	1.2 - 1.8	1.2 - 2.0*
2. Single Engine Propeller Driven	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.6 - 2.3
3. Twin Engine Propeller Driven	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.5
4. Agricultural	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9
5. Business Jets	1.4 - 1.8	1.6 - 2.2	1.6 - 2.6
6. Regional TBP	1.5 - 1.9	1.7 - 2.1	1.9 - 3.3
7. Transport Jets	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 2.8
8. Military Trainers	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.2
9. Fighters	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.6
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.4
12. Supersonic Cruise Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.0	1.8 - 2.2

* The Rutan Varieze reaches 2.5, based on stall speed data from Ref.9.

Notes: 1. The data in this table reflect existing (1984) flap design practice.

2. Considerably higher values for maximum lift coefficient are possible with more sophisticated flap designs and/or with some form of circulation control.

Fonte: (ROSKAM, 1985).