

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

Artur G. Slongo
Deniel Desconzi
Lorenzzo Mantovani
Mateus S. Venturini

**PROJETO CONCEITUAL DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA
PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA**

Santa Maria, RS
2018

**Artur G. Slongo
Deniel Desconzi
Lorenzzo Mantovani
Mateus S. Venturini**

**PROJETO CONCEITUAL DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA
PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA**

Relatório Final apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para aprovação na disciplina **Concepção, Projeto, Implementação e Operação III.**

ORIENTADOR: Prof. Roberto Begnis Hausen

COORIENTADOR: Prof. Pedro Paglione

Santa Maria, RS
2018

RESUMO

PROJETO CONCEITUAL DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA

AUTORES: Artur G. Slongo

Deniel Desconzi

Lorenzzo Mantovani

Mateus S. Venturini

ORIENTADOR: Roberto Begnis Hausen

COORIENTADOR: Pedro Paglione

O uso de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) nas mais diversas atribuições, civis ou militares, vem em uma crescente desde o início do milênio. Entretanto, foram os últimos anos de avanços tecnológicos que permitiram que a indústria de drones, como são conhecidos, atingisse o patamar disruptivo atribuído a ela. Nesse documento é apresentada uma breve descrição das atividades desenvolvidas ao longo do segundo semestre de 2018 durante a disciplina de Concepção, Projeto, Implementação e Operação (CPIO) III do curso de Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM) no desenvolvimento do projeto conceitual de um VANT para pulverização agrícola. Este trabalho é a continuação dos resultados atingidos durante a disciplina de CPIO II. São apresentadas as justificativas para realização do trabalho junto com uma breve introdução ao tema, metodologia de projeto, atividades realizadas e resultados obtidos, bem como um cronograma de atividades e possibilidades para o futuro do projeto.

Palavras-chave: Agrícola. Pulverização. Projeto. Conceitual. VANT.

ABSTRACT

CONCEPTUAL DESIGN OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE FOR AGRICULTURAL SPRAYING

AUTHORS: Artur G. Slongo

Deniel Desconzi

Lorenzzo Mantovani

Mateus S. Venturini

ADVISOR: Roberto Begnis Hausen

CO-ADVISOR: Pedro Paglione

The use of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) in the most diverse assignments, civil or military, has been increasing since the beginning of the millennium. However, it was the last years of technological advances that allowed the drone industry, as they are known, to reach the disruptive level attributed to it. This document presents a brief description of the activities developed during the second semester of 2018 during the discipline of Conception, Design, Implementation and Operation (CDIO) III of the course of Aerospace Engineering of the Federal University of Santa Maria (UFSM) in the development of the project of a UAV for agricultural spraying. This work is the continuation of the results achieved during the discipline of CDIO II. The justifications for the work are presented along with a brief introduction to the theme, project methodology, activities carried out and results obtained, as well as a schedule of activities and possibilities for the future of the project.

Keywords: Agricultural. Conceptual. Design. Spraying. UAV.

LISTA DE FIGURAS

Figura 4.1 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para estol	15
Figura 4.2 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para decolagem	16
Figura 4.3 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para pouso	17
Figura 4.4 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para cruzeiro	18
Figura 4.5 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO} para manobra	19
Figura 4.6 – Curva W/S_{TO} por W/P_{TO}	20
Figura 4.7 – Definição de área de <i>flap</i> na asa.	23
Figura 4.8 – Efeito do tipo de <i>flap</i> e razão <i>flap/corda</i> no coeficiente K.	24
Figura 4.9 – Parâmetro da eficácia do aumento de sustentação da seção para <i>fowler flaps</i>	24
Figura 4.10 – Parâmetros da Fuselagem.	26
Figura 4.11 – Definição de variáveis para o dimensionamento da empenagem.	27
Figura 4.12 – Vista Isométrica.	31
Figura 4.13 – Vista Isométrica Frontal.	32
Figura 4.14 – Vista Lateral.	33
Figura 4.15 – Vista Frontal.	34
Figura 4.16 – Vista Topo.	35
Figura C.1 – Aeronaves Agrícolas: Dados de Geometria da Asa.	55
Figura C.2 – Aeronaves Agrícolas: Dados de Leme e Aileron.	56
Figura C.3 – Aeronaves Agrícolas: Dados do Profundor.	57
Figura C.4 – Aeronaves Turboélice Bimotores.	58
Figura C.5 – Aeronaves Turboélice Bimotores: Dados do Leme e Aileron.	59
Figura C.6 – Aeronaves Turboélice Bimotores: Dados do Profundor.	60
Figura C.7 – Parâmetros de design para cauda horizontal.	61
Figura C.8 – Parâmetro de design para cauda vertical.	62
Figura C.9 – Dados de Coeficientes de Sustentação Máximo.	63
Figura D.1 – Desenho Técnico da Aeronave.	65
Figura D.2 – Desenho Técnico da Fuselagem.	66
Figura D.3 – Desenho Técnico da Asa Direita.	67
Figura D.4 – Desenho Técnico da Empenagem Horizontal.	68
Figura D.5 – Desenho Técnico da Empenagem Horizontal.	69
Figura D.6 – Desenho Técnico do Trem de Pouso.	70

LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1 – Dimensões da asa	22
Tabela 4.2 – Dimensões e valores de interesse para os <i>flaps</i>	25
Tabela 4.3 – Dimensões e valores de interesse para a empenagem	28
Tabela 4.4 – Dimensões e posição das Superfícies de Controle.....	29
Tabela 5.1 – Cronograma do projeto.....	40
Tabela A.1 – Comparaçāo de Motores.	46

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>AAA</i>	Advanced Aircraft Analysis
<i>ANAC</i>	Agência Nacional de Aviação Civil
<i>ANATEL</i>	Agência Nacional de Telecomunicações
<i>AP</i>	Agricultura de Precisão
<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>CPIO</i>	Concepção, Projeto, Implementação e Operação
<i>DECEA</i>	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
<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>MTOM</i>	<i>Maximum Take-off Mass</i>
<i>STOL</i>	<i>Short Take-off Landing</i>
<i>TCC</i>	Trabalho de Conclusão de Curso
<i>UFSM</i>	Universidade Federal de Santa Maria
<i>VANT</i>	Veículo Aéreo Não Tripulado

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	9
2	OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA	10
3	METODOLOGIA	11
4	CONCEPÇÃO E DESENVOLVIMENTO	13
4.1	DIMENSIONAMENTO.....	13
4.1.1	Peso	13
4.1.2	Objetivos de Performance	14
4.1.3	Configuração da Aeronave.....	20
4.1.4	Dimensionamento da Asa.....	21
4.1.5	Dimensionamento dos <i>Flaps</i>	22
4.1.6	Dimensionamento da Fuselagem	25
4.1.7	Dimensionamento da Empenagem	26
4.1.8	Dimensionamento das Superfícies de Controle	28
4.1.9	Sistema Propulsivo	29
4.2	DESENHO EM CAD	30
4.3	DERIVADAS DE ESTABILIDADE	36
4.4	QUALIDADE DE VOO	38
5	CRONOGRAMA	40
6	ATIVIDADES FUTURAS	41
7	CONCLUSÃO	42
8	REFERÊNCIAS	43
	APÊNDICE A – RELATÓRIO DE PESQUISA DE MOTORES PARA VANT DE PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA	44
A.1	REQUISITOS	44
A.2	MOTORES ANALISADOS	44
	APÊNDICE B – RELATÓRIO DE CONFIGURAÇÃO DE ASA PARA VANT DE PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA	48
B.1	OBJETIVO	48
B.2	CONFIGURAÇÃO DE ASA	48
B.2.1	Asa baixa	48
B.2.2	Asa média	49
B.2.3	Asa alta	49
B.2.4	Afilamento	49
B.2.5	Enflechamento	49
B.2.6	<i>Aspect Ratio (AR)</i>	50
B.2.7	Espessura	50
B.3	SUPERFÍCIES DE CONTROLE	50
B.3.1	<i>Slats</i>	50
B.3.2	<i>Flaps</i>	51
B.3.3	<i>Spoilers</i>	51
B.4	EMPENAGENS VERTICAIS	51
B.4.1	Convencional	51
B.4.2	Em T	52
B.4.3	Em V	52
B.4.4	Enflechamento da empenagem horizontal	52

B.4.5	Enflechamento da empunagem vertical	52
B.5	CONFIGURAÇÃO RECOMENDADA.....	52
	APÊNDICE C – TABELAS E DADOS HISTÓRICOS	54
	APÊNDICE D – DESENHOS TÉCNICOS DA AERONAVE	64

1 INTRODUÇÃO

O desenvolvimento de tecnologias de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) têm estado em ascensão nos últimos anos, como apresentado nos relatório de CPIO I e II (Slongo *et al*, 2017; 2018).

De maneira a complementar o movimento do agronegócio brasileiro na busca de soluções tecnológicas quanto ao aumento de produção sem a necessidade de aumentar a área plantada, busca-se apresentar ao mercado um drone que possa atuar na lacuna entre máquinas autopropelidas e aviões de pulverização. Além disso, poder atuar em operações noturnas e atacar presas de maneira acurada no início da 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.

A Universidade Federal de Santa Maria (UFSM) abriga o mais longevo projeto de pesquisa em Agricultura de Precisão (AP) 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 40 mil hectares. 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.

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. Outro problema, que está ligado ao anterior, é que não há regulamentação para VANTs no ambiente agrícola. 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 regulamento certas atividades para VANT. Este documento, o Regulamento Brasileiro de Aviação Civil Especial nº 94/2017 (RBAC-E nº 94/2017), apresenta normas quanto a documentos necessários para construção e operação de aeronaves, documentos de habilitação necessário para o piloto, entre outros. No entanto, normas quanto à velocidades de operação, materiais utilizados, definições de cargas e demais propriedades da aeronave não são apresentados. Dessa forma, o grupo utilizou as indicações da norma *Federal Aviation Regulation* (FAR) 23 da *Federal Aviation Administration* (FAA) para a realização desse projeto.

2 OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA

Este trabalho servirá como base para o desenvolvimento do projeto preliminar de um Veículo Aéreo Não Tripulado para pulverização agrícola, fornecendo dados preliminares e diretrizes de desenvolvimento que permitirão o desenvolvimento de outros trabalhos para as disciplinas de CPIO nas múltiplas áreas de engenharia associadas ao projeto de uma aeronave.

O objetivo principal do trabalho é:

- Apresentar o projeto conceitual de um VANT para pulverização agrícola.

Como objetivos específicos, pode-se citar:

- Fazer o dimensionamento preliminar de toda a aeronave;
- Fazer a escolha do sistema propulsivo a ser embarcado na aeronave e sua integração;
- Realizar o desenho técnico do sistema para permitir a visualização da configuração da aeronave e adquirir dados como Centro de Gravidade e Parâmetros de Inércia;
- Realizar uma análise de estabilidade para a aeronave;
- Apresentação dos resultados.

3 METODOLOGIA

Uma série de consultas pontuais à materiais foi feita ao longo do semestre para a resposta de dúvidas gerais, entretanto, pode-se citar como bibliografias principais os relatórios de CPIO dos semestres anteriores escritos pelos alunos e o livro *Airplane Design Vol I e II* de Roskam, 1985. Nesta bibliografia são apresentados uma série de passos para o dimensionamento preliminar de uma aeronave considerando todas as etapas do projeto conceitual. O seguimento da metodologia proposta no livro leva em conta não somente a qualidade do material, como também sua amplitude, pois os seis volumes restantes do material tratam do projeto detalhado de uma aeronave e, portanto, vem ao encontro da proposta de desenvolver o projeto preliminar da aeronave ao longo dos próximos semestres. A principal fonte de pesquisa para a desambiguação de alguns passos do desenvolvimento do projeto foi o livro *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures* de Gudmundsson (2013). É importante destacar a utilização dos materiais de apoio fornecidos pelos professores das disciplinas citadas a nessa Seção.

A maior parte das simulações e estimativas foi feita utilizando o *software* MATLAB, o *software* de álgebra computacional Mathematica serviu de auxílio para cálculos. O programa SolidWorks é a referência utilizada para desenho assistido por computador (CAD, acrônimo do inglês *Computer Aided Design*). Por fim, para a determinação das derivadas de estabilidade da aeronave foi utilizado o *software* Advanced Aircraft Analysis (AAA), cabe ressaltar que esse programa foi feito com base no trabalho de Roskam (1985), corroborando com a escolha da bibliografia principal do trabalho.

Quanto a disciplinas do curso que foram importantes para o desenvolvimento desse projeto, pode-se citar:

- Projeto Conceitual de Aeronaves → Apresentação de metodologias de projeto, disponibilização de materiais de apoio, ferramentas específicas para o trabalho;
- Fundamentos de Aerodinâmica → Seleção e configuração dos perfis de asa e empennagens ser utilizados, além da realização dos cálculos de sustentação, arrasto e outras variáveis de operação;
- Mecânica de Voo → Determinação e análise das derivadas de estabilidade, análise das superfícies de controle da aeronave, conceitos de manobrabilidades, otimização e qualidade de voo;
- Estruturas aeronáuticas → Escolha de estruturas para a fuselagem da aeronave, análise de cargas ao longo do corpo e disponibilização de material de apoio à pesquisa;

- Propulsão Aeronáutica → Conhecimento acerca de diversas configurações de motores e auxílio na escolha do sistema propulsivo da aeronave.

Ainda sobre apoio intelectual ao projeto, deve-se citar o auxílio dado por professores do Centro de Tecnologia. Destaca-se o apoio prestado pelo professor orientador desse projeto, Roberto Begnis Hausen, o qual possui conhecimento na área de aviação, além de ser piloto de aeronaves de pequeno porte. Bastante colaborativo com o grupo, o professor forneceu diversos materiais para pesquisa e conselhos onde faltava experiência aos alunos. Destaca-se também o auxílio dos professores André Luís da Silva, Pedro Paglione, Marcos Awruch e Tiago dos Santos, que indicaram materiais, forneceram sugestões e críticas, dispuseram-se para retirada de dúvidas, além de divulgar o trabalho para seus colegas.

4 CONCEPÇÃO E DESENVOLVIMENTO

4.1 DIMENSIONAMENTO

Com base nos requisitos estabelecidos, dados históricos e alguns chutes iniciais embasados pela literatura de projeto conceitual é possível realizar algumas estimativas iniciais, entre elas, a massa da aeronave em função do seu peso vazio, peso do combustível e peso da carga útil. Bem como, distâncias preliminares para pouso e decolagem, carga alar máxima permitida e relação peso potência requerida pela aeronave. De posse desses dados é possível refiná-los com algumas análises de sensibilidade e partir para o dimensionamento e configuração da asa, superfícies hipersustentadoras e de controle. Como comentado na Seção 1, a legislação sobre VANTs no Brasil ainda é muito incipiente, assim, quando alguma medida dada por legislação foi necessária, utilizou-se as indicações da norma FAR 23 da FAA.

4.1.1 Peso

O primeiro passo para o dimensionamento preliminar da aeronave é a determinação do seu peso bruto de decolagem W_{TO} 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 paga e W_E é o peso vazio da aeronave.

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.

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 no Relatório Final de CPIO II (Slongo *et al*, 2018). Essa pesquisa serviu para definir, inicialmente, o peso do sistema propulsivo. O peso vazio foi assumido seguindo a indicação de Roskam (2007) no qual propõe-se que o peso da carga paga 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, chegou-se a 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 total: 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 reduzida. Assim, pode-se dizer que o valor da massa da fuselagem e demais equipamentos será alterado no futuro.

4.1.2 Objetivos de Performance

Após a determinação da massa da aeronave, é necessário ater-se à outros objetivos de performance que estão intimamente atrelados ao projeto preliminar, esses objetivos são:

- a) Velocidade de estol;
- b) Comprimento de pista para decolagem;
- c) Comprimento de pista para o pouso;
- d) Velocidade de cruzeiro e velocidade máxima;
- e) Taxa de subida (tanto para operação ideal dos motores quanto para um ou mais motores avariados);
- f) Tempo de subida até certa altitude;
- g) Manobra.

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 Razão de aspecto, A ;
- 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, $C_{L_{max_L}}$;

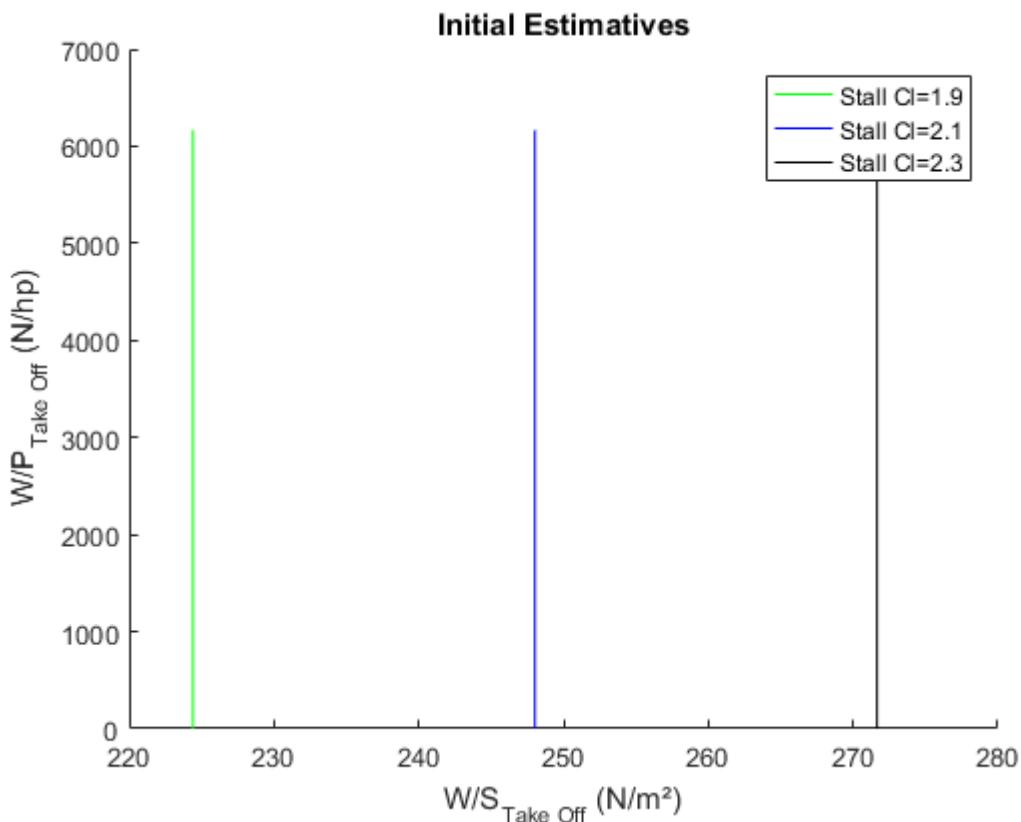
Para o caso da aeronave tratada neste trabalho, não se faz necessário o dimensionamento para e f), pois esta não precisará operar em altitudes muito maiores que 10 metros.

Para o dimensionamento de a), a velocidade de estol considerada 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. A carga alar para esse caso é determinada pela equação 4.2.

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

A Figura 4.1 mostra a curva obtida para três casos de $C_{L_{max}}$.

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



Para dimensionamento de b) foi estipulado um comprimento de pista (S_{toga}) de 100

metros para a decolagem, de forma que a aeronave possa operar em locais menores. De acordo com Roskam (1985), a relação peso potência pode ser obtida através da equação:

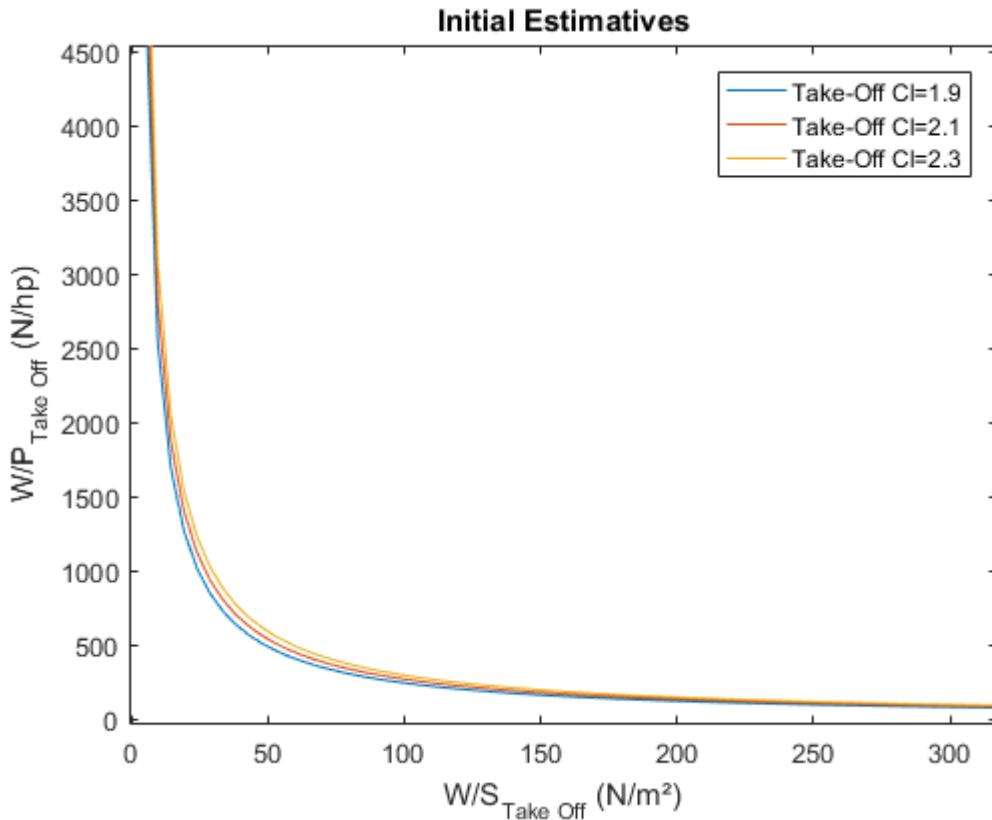
$$\frac{W}{P} = top_{25} * \sigma * C_{L_{max}} / \frac{W}{S} \quad (4.3)$$

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

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

A carga alar para essa condição foi variada entre $0.1 \text{ lb}/\text{ft}^2$ e $40 \text{ lb}/\text{ft}^2$, 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



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

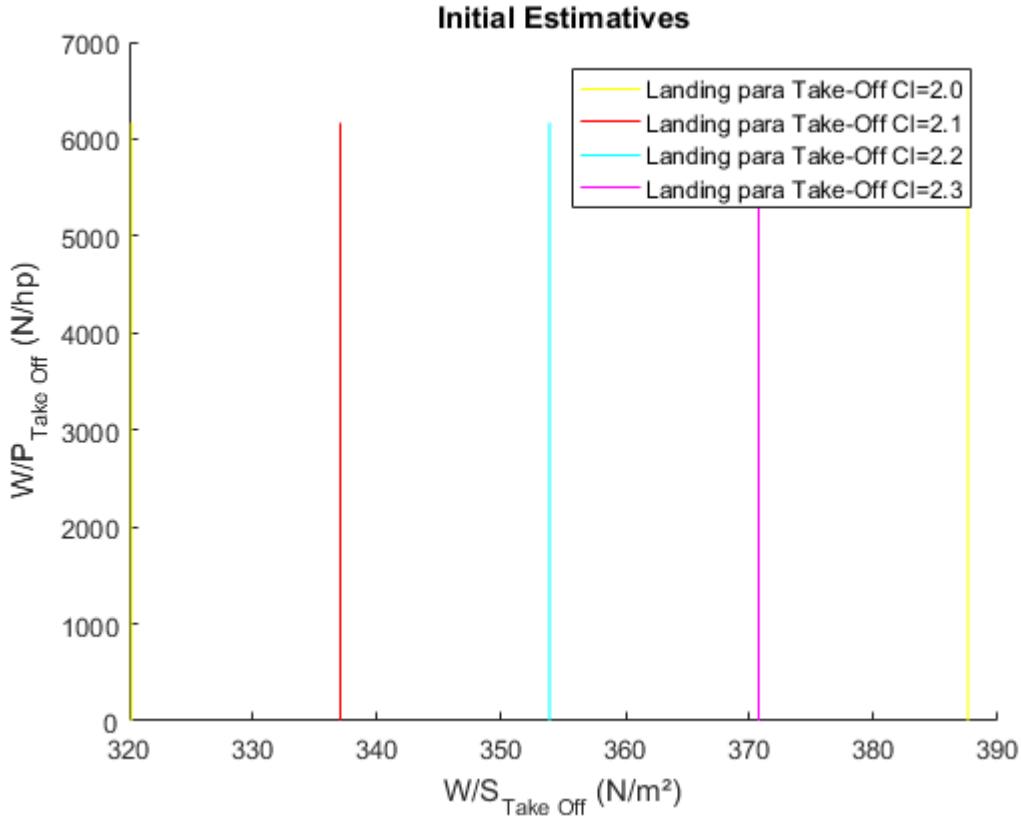
$$V_{estol} = \frac{\sqrt{S_{Lg} * 6.33}}{1.943} \quad (4.5)$$

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

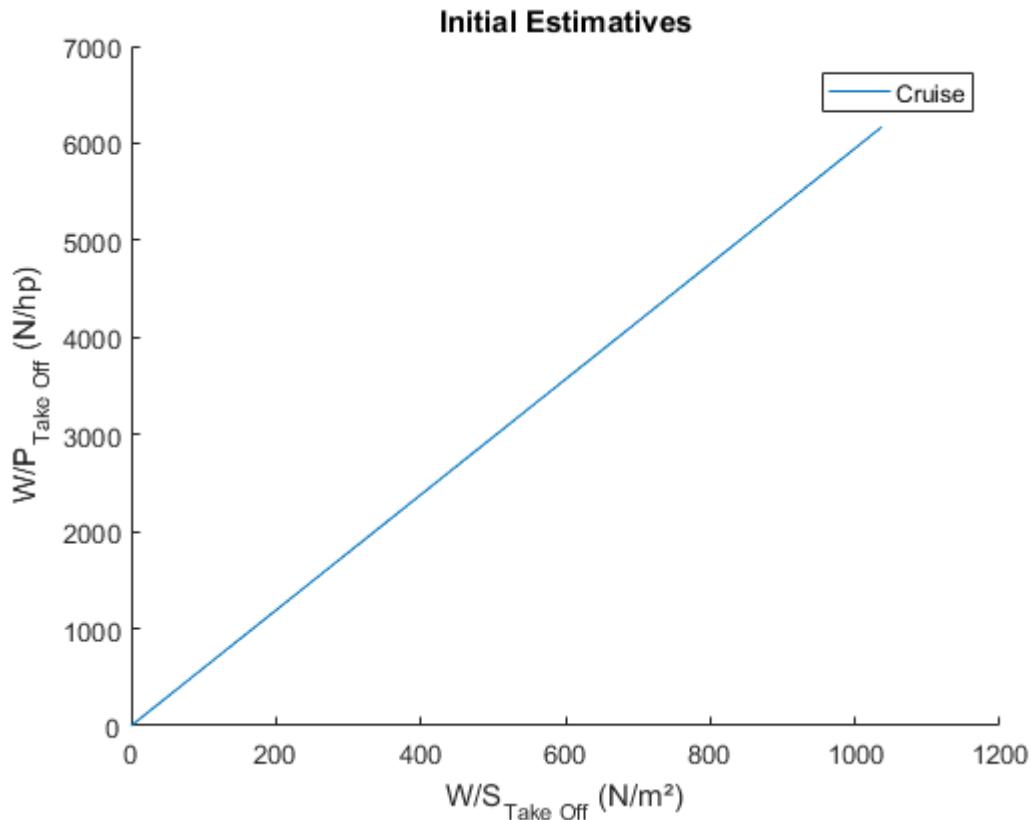


A condição d) é determinada com base em valores tabelados de I_p para a aeronave, da forma:

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

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



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:

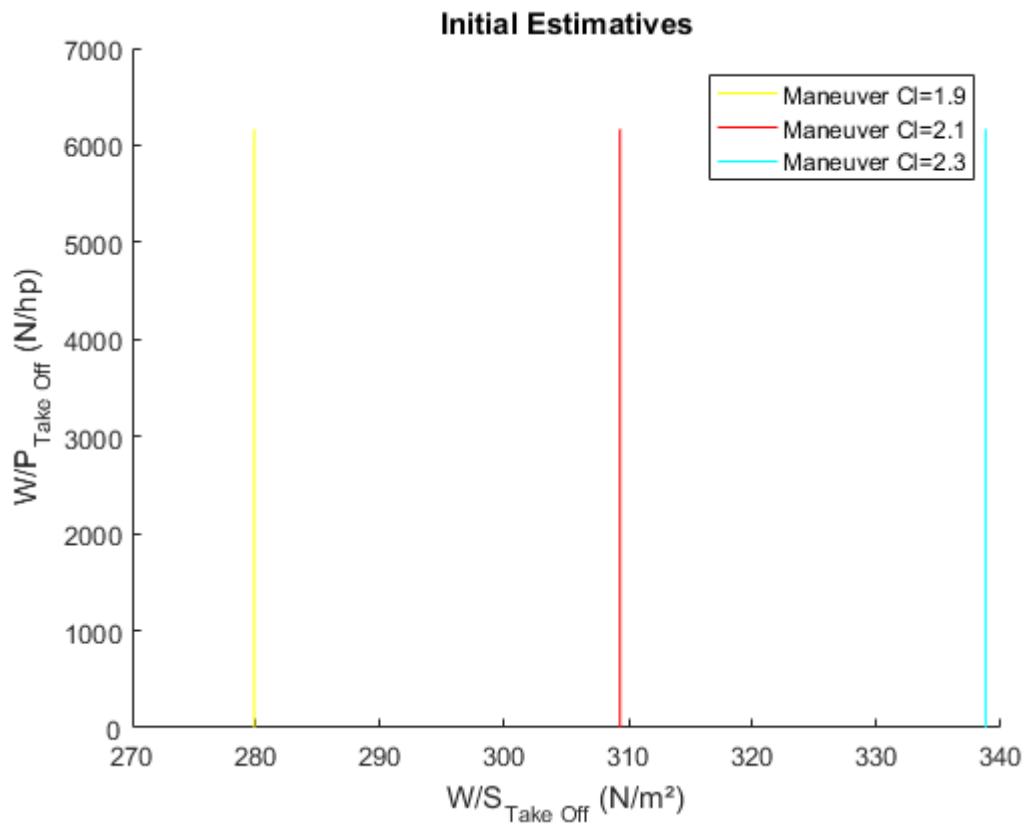
$$\frac{W}{S} = \frac{V_{cruzeiro}^2 * \rho * C_{L_{max}}}{n} \quad (4.8)$$

Onde n é dado pela equação:

$$n = \cos(bank_{angle})^{-1} \quad (4.9)$$

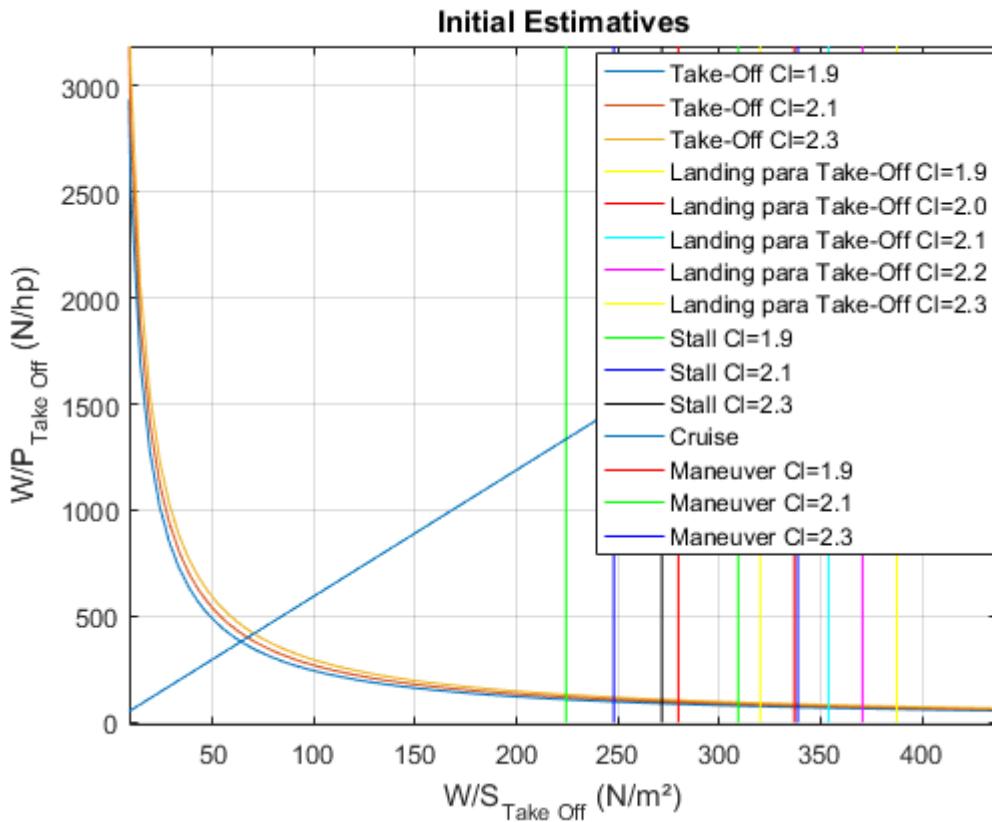
Nessa condição, a Figura 4.5 apresenta a curva obtida.

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



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}



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 feita 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 próximo 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 recebeu aprovação após a determinação do volume livre da asa que se mostrou adequado à essa proposta.

O trem de pouso foi definido como convencional e não retrátil 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 ser pouco amigáveis, 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 às decisões a serem tomadas no futuro. Esse relatório apresenta a configuração preliminar adotada para esses componentes e encontra-se no Apêndice B deste trabalho.

4.1.4 Dimensionamento da Asa

A configuração da asa foi definida no Apêndice B, o fato de ser apoiada foi definido na Subseção anterior a esta. A partir dessas definições é possível determinar a configuração final da asa. Com a razão de carga alar e peso total de decolagem foi possível determinar a área da asa (S). Como comentado no Apêndice B, razões de aspecto maiores que 8 não apresentam vantagens significativas para a condição de voo da aeronave tratada aqui. Para garantir uma boa relação entre arrasto induzido pela asa e necessidade de reforço estrutural devido ao peso na ponta da asa, optou-se por uma razão de aspecto 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 Apêndice C. 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 na asa pela equação (4.2), esse 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 (Slongo et al, 2018).

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

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 (aproximados) encontrados nessa Seção.

Tabela 4.1 – Dimensões da asa

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

4.1.5 Dimensionamento dos *Flaps*

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

$$\text{Decolagem : } \Delta C_{L_{max_{TO}}} = 1.05(C_{L_{max_{TO}}} - C_{L_{max}}) \quad (4.11)$$

$$\text{Pouso : } \Delta C_{L_{max_L}} = 1.05(C_{L_{max_L}} - C_{L_{max}}) \quad (4.12)$$

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. $C_{L_{max_{TO}}}$ foi determinado pelos valores típicos de coeficiente de sustentação para a decolagem de aeronaves agrícolas definido no Apêndice C, já $C_{L_{max_L}}$ foi definido a partir de uma extrapolação dos dados históricos considerando as capacidades das superfícies hipersustentadoras modernas.

Com a definição do máximo incremento necessário no coeficiente de sustentação é possível encontrar a área necessária de *flap* bem como seus pontos de inicio (η_o) e fim

(η_i) definidos na Figura 4.7 e dados pelas equações abaixo.

$$\Delta C_{l_{max}} = \Delta C_{L_{max}}(S/S_{wf}) \quad (4.13)$$

$$(S_{wf}/S) = (\eta_o - \eta_i)(2 - (1 - \lambda_w)(\eta_o + \eta_i))/(1 + \lambda_w) \quad (4.14)$$

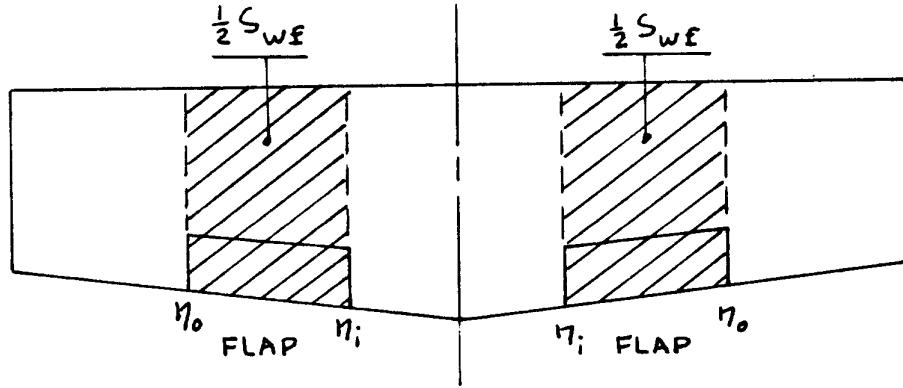


Figura 4.7 – Definição de área de *flap* na asa.

Fonte: Roskam (1985)

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

$$\Delta C_l = \Delta C_{l_{max}}(1/K) \quad (4.15)$$

Onde K é um fator que depende do tipo de *flap* utilizado da razão entre a corda deste e corda da asa no ponto, essa relação pode ser observada na Figura 4.8.

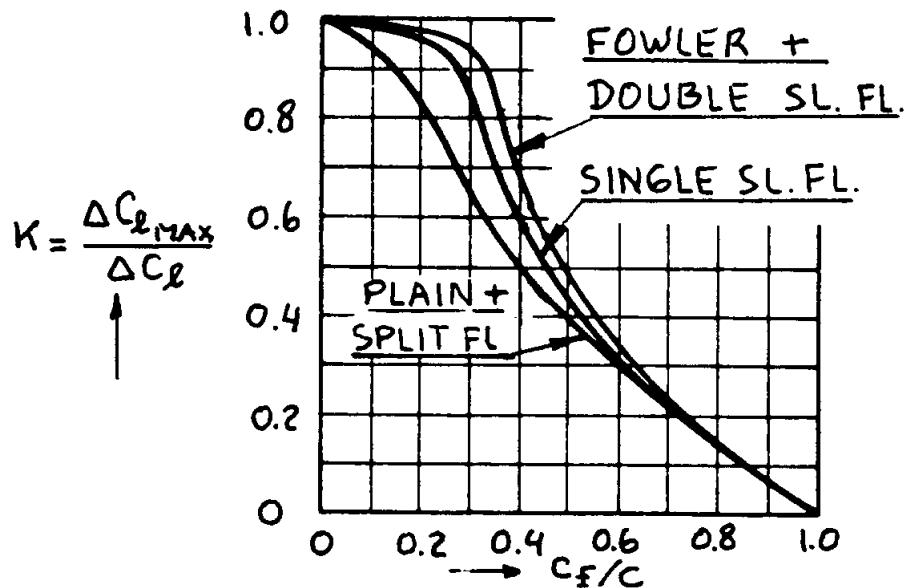


Figura 4.8 – Efeito do tipo de *flap* e razão *flap /corda* no coeficiente K.

Fonte: Roskam (1985)

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

$$\Delta C_l = 2\pi(1 + c_f/c)\alpha_{\delta_f}\delta_f \quad (4.16)$$

Onde α_{δ_f} pode ser encontrado pela Figura 4.9.

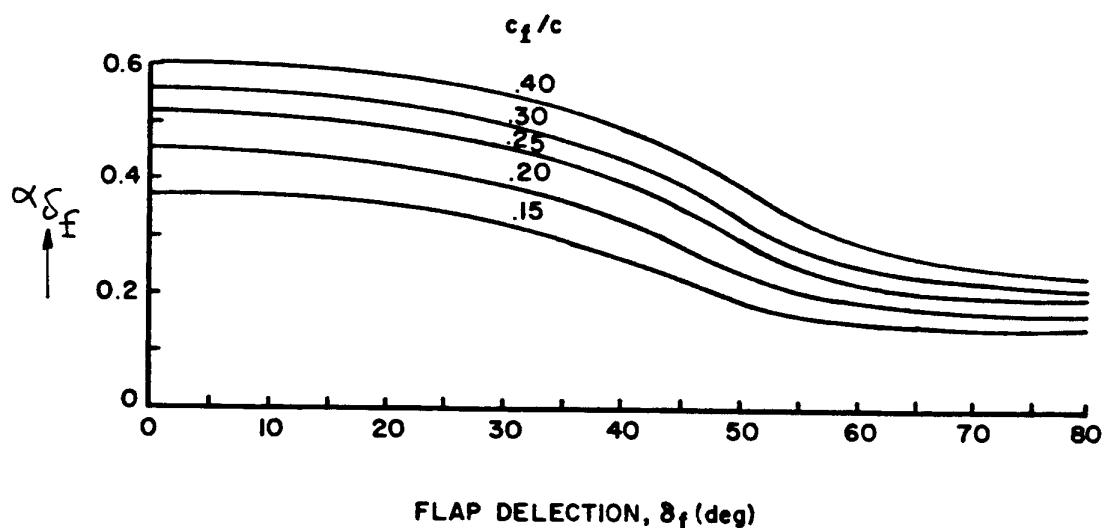


Figura 4.9 – Parâmetro da eficácia do aumento de sustentação da seção para *fowler flaps*.

Fonte: Roskam (1985)

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

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

S_{wf}	$1.52m^2$
$\Delta C_{L_{maxTO}}$	0.4157
$\Delta C_{L_{maxL}}$	0.1386
K	0.95
ΔC_l	0.438
δ_f	7.9°

4.1.6 Dimensionamento da Fuselagem

Para o dimensionamento da fuselagem, considerou-se o tanque de defensivo como sendo o componente principal da mesma. Sendo assim, as dimensões da fuselagem ficam atreladas a dois pontos: volume necessário para atingir os 100 litros de defensivo definidos em Slongo *et al* (2018) e altura para que seja possível apoiar a asa na fuselagem. Sendo assim, considerou-se uma altura no ponto mínimo da fuselagem (d_f) de 50 centímetros e foi utilizado 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 4.10 abaixo.

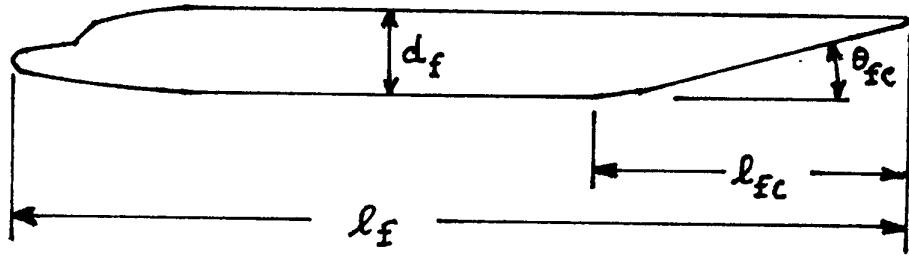


Figura 4.10 – Parâmetros da Fuselagem.

Fonte: Roskam (1985)

Portanto, as dimensões da fuselagem são:

- Comprimento total de 3.25 metros;
- Comprimento do cone de cauda de 1.75 metro;
- Ângulo do cone de cauda de 4 graus.

4.1.7 Dimensionamento da Empenagem

Baseando-se na configuração de empenagem escolhida no Apêndice B, parte-se para o seu dimensionamento. Os valores para a área da empenagem horizontal e vertical são dados pelas equações abaixo:

$$S_h = V_h SCMA / x_h; \quad (4.17)$$

$$S_v = V_v Sb / x_v; \quad (4.18)$$

A Figura 4.11 apresenta a definição dos valores para a equação (CMA é a corda média aerodinâmica, representada por \bar{c}).

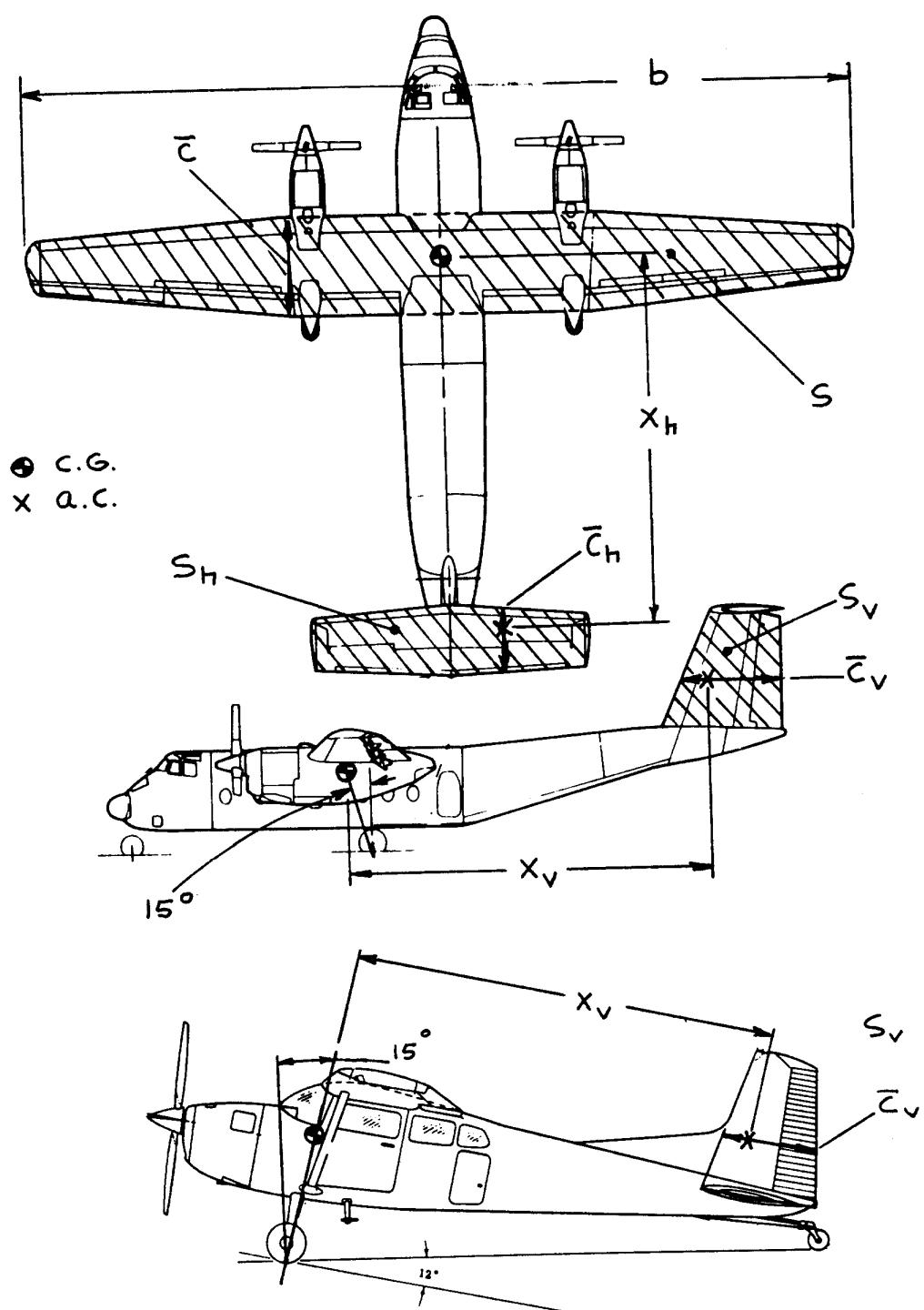


Figura 4.11 – Definição de variáveis para o dimensionamento da empenagem.

Fonte: Roskam (1985)

Com a área de cada empenagem, são definidos os afilamentos e razões de aspecto. Para a empenagem horizontal, definiu-se a razão de aspecto 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 B, 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. A razão de aspecto da empenagem foi definida como 1.2, baseada nos dados históricos para aeronave agrícolas (Apêndice C) e de forma a manter certa praticidade no transporte da aeronave.

A tabela 4.4 sumariza os valores (aproximados) 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_{hr}	$0.68m$
c_{ht}	$0.62m$
b_v	$1.03m$
c_{vr}	$0.86m$
c_{vt}	$0.59m$

4.1.8 Dimensionamento das Superfícies de Controle

O tamanho e disposição das superfícies de controle laterais (*ailerons* e *profundor*) são encontrados analisando os dados do Apêndice C para determinação de alguns coeficientes e cruzando-os com as dimensões da asa previamente definidas. Cabe ressaltar que os *ailerons* não podem interferir no funcionamento dos *flaps* anteriormente dimensionados, portanto, deve-se prestar atenção para os valores obtidos aqui. 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.

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

4.1.9 Sistema Propulsivo

Possuindo a configuração da aeronave e refinando os cálculos e estimativas feitos no Relatório Parcial é possível avaliar o peso da aeronave e 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 LiPo e demais sistemas elétricos;
- Variedade na utilização de combustível → Facilidade e variabilidade para o usuário;
- Tempo de vida longo → Possibilidade de uso para vários voos, 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 A apresenta um relatório de pesquisa de motores, do qual o motor escovado 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 (*Idle*) a 7500 RPM.

4.2 DESENHO EM CAD

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, será necessário refazer as etapas anteriores levando em conta quaisquer problemas que possam surgir e inviabilizar o projeto detalhado da aeronave.

Nas Figuras 4.12 a 4.16 são apresentadas as diversas vistas do CAD da aeronave, enquanto os Desenho Técnicos estão apresentados no Apêndice D:

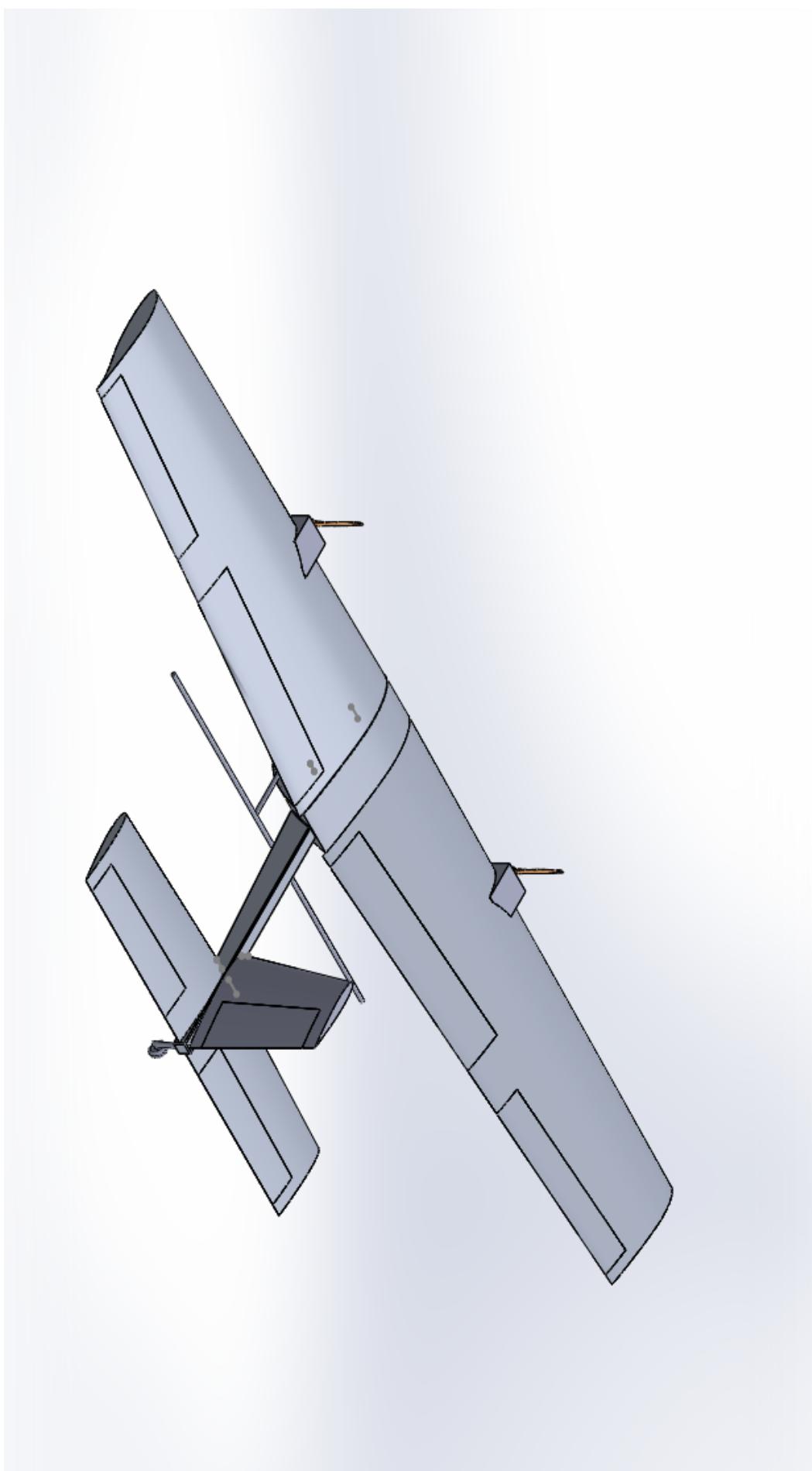


Figura 4.12 – Vista Isométrica.

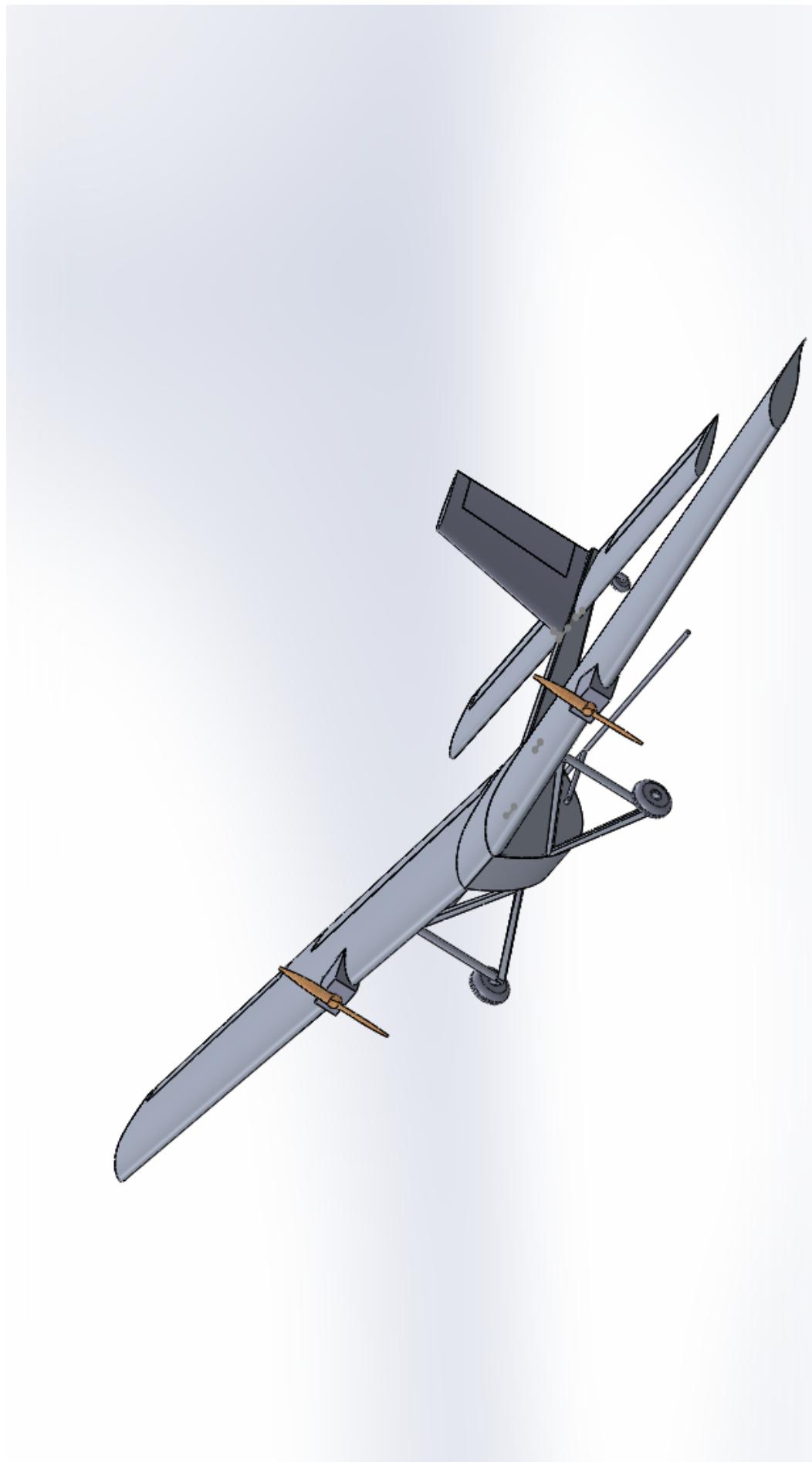


Figura 4.13 – Vista Isométrica Frontal.

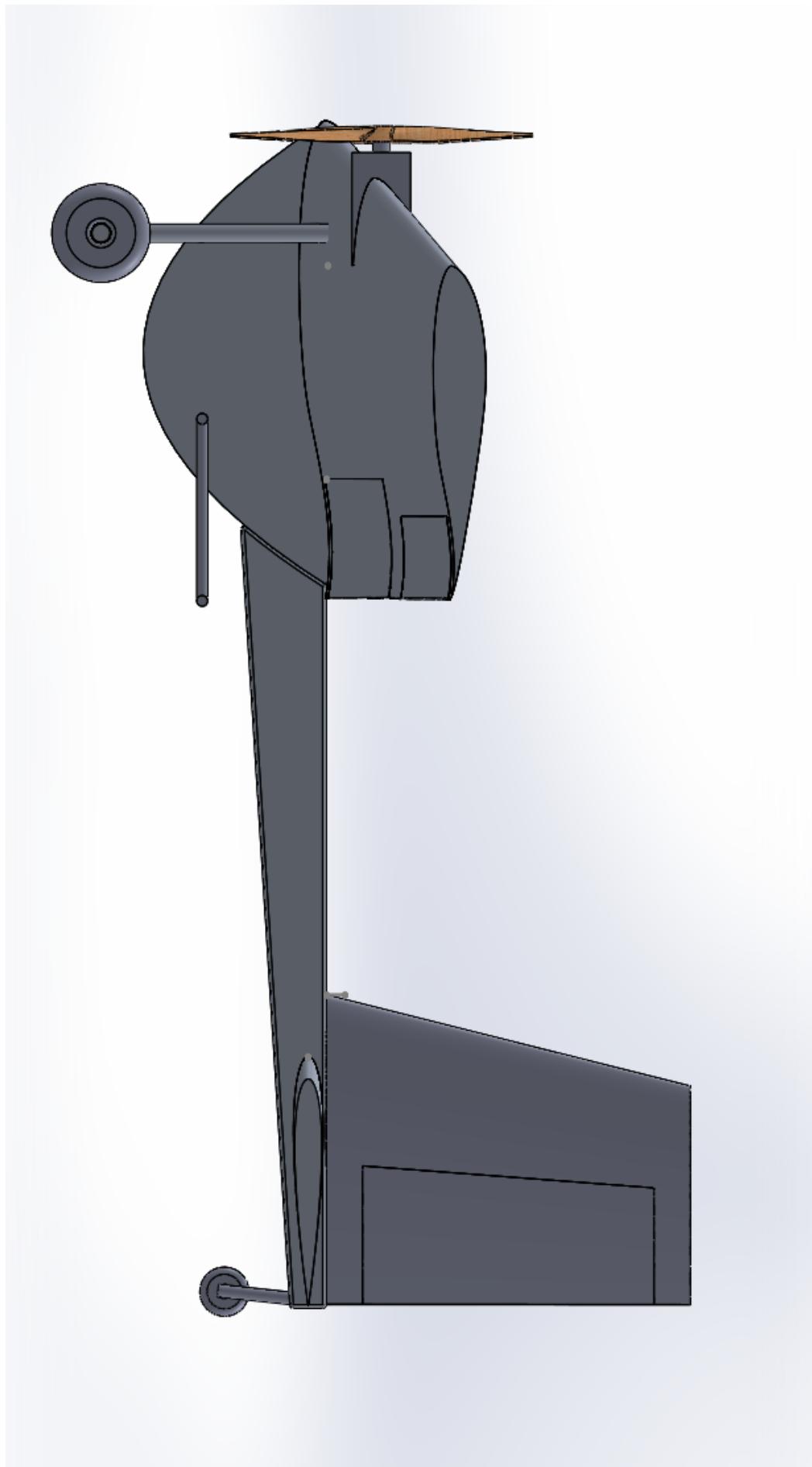


Figura 4.14 – Vista Lateral.

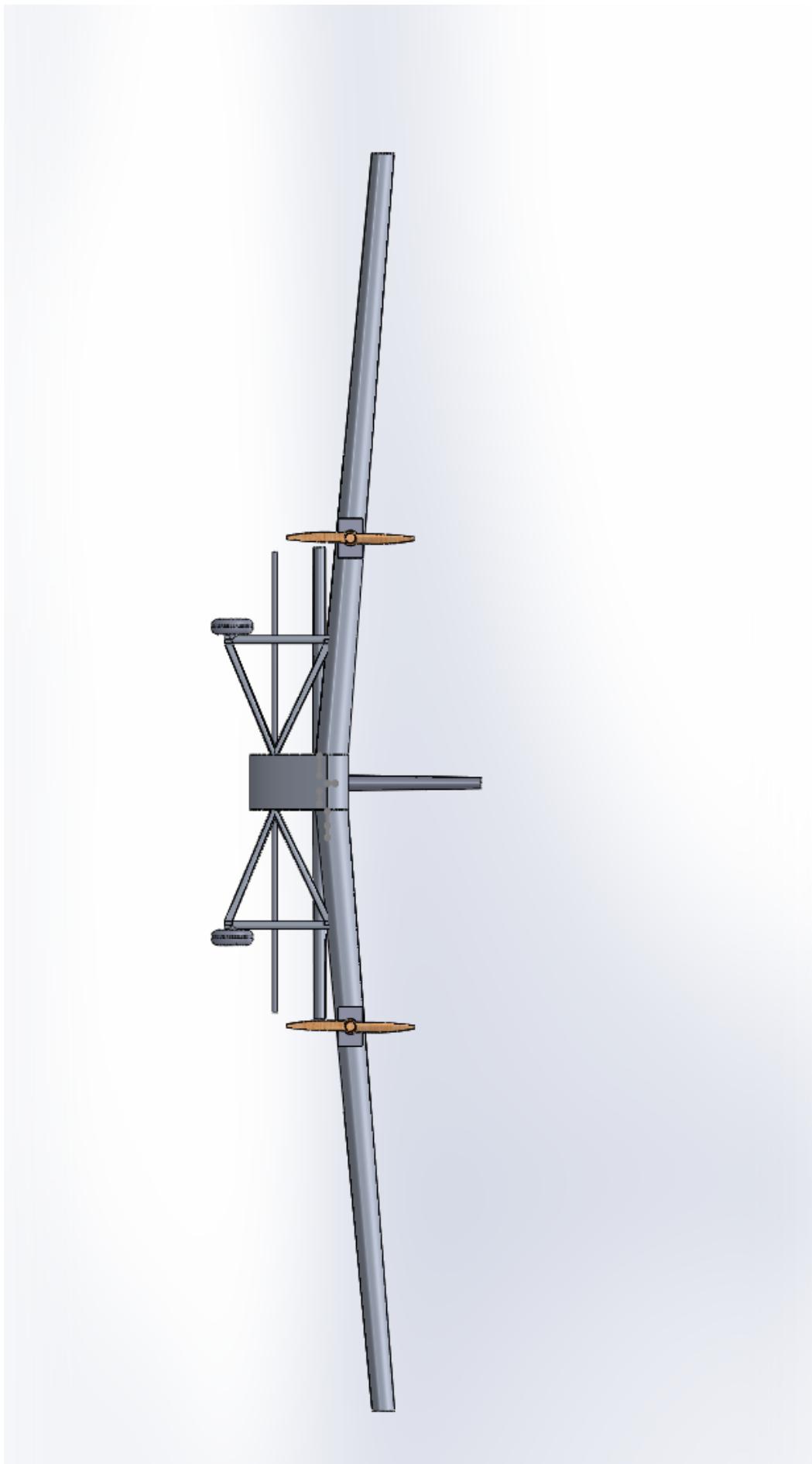


Figura 4.15 – Vista Frontal.

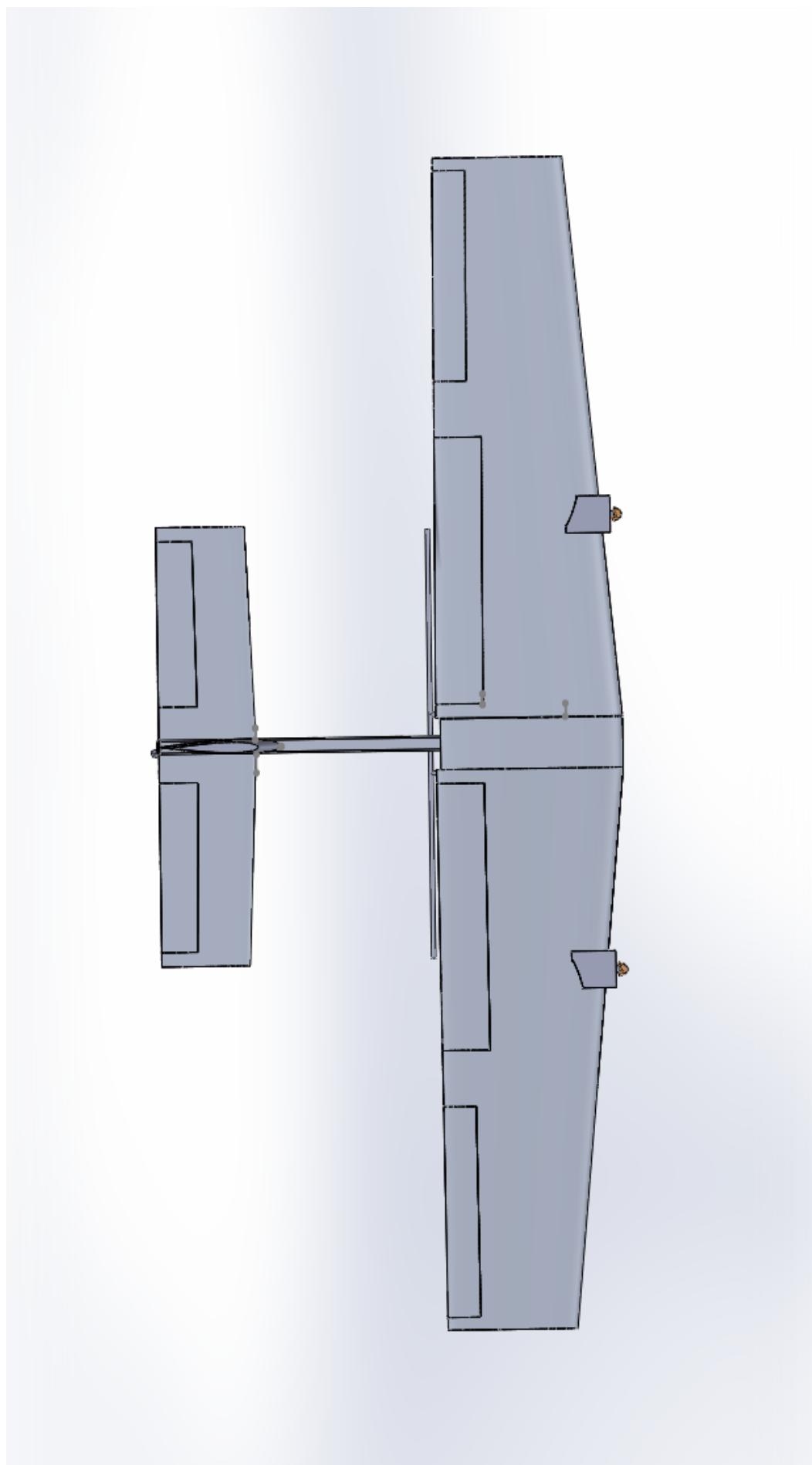


Figura 4.16 – Vista Topo.

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 defensivo e com defensivo.

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

$$\begin{bmatrix} 317.35 & 5.967 & 10.9556 \\ 5.967 & 126.6032 & -0.8662 \\ 10.9556 & -0.8662 & 391.0695 \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

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:

$$\begin{bmatrix} 306.74 & 6.1078 & 9.5168 \\ 6.1078 & 115.5113 & 0.22427 \\ 9.5168 & 0.22427 & 390.3372 \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

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

4.3 DERIVADAS DE ESTABILIDADE

Como mencionado na Seção 3, as derivadas de estabilidade foram obtidas pela utilização do software AAA (*Advanced Aircraft Analysis*). Abaixo estão apresentados os valores obtidos utilizados para análise e simulação da aeronave:

- $CL_0 = 0.5$
- $CL_\alpha = 4.942$
- $CL_{\delta_e} = 0.5229$
- $CL_q = 7.1453$
- $CL_{\dot{\alpha}} = 1.932$
- $CD_0 = 0.01$
- $CD_q = 0$
- $CD_\alpha = 0.9386$
- $CD_{\delta_e} = 0.0586$
- $CY_0 = 0$

- $CY_\beta = -0.212$
- $CY_{\dot{\beta}} = -0.0066$
- $CY_p = -0.1098$
- $CY_r = 0.0815$
- $CY_{\delta a} = 0$
- $CY_{\delta r} = 0.1098$
- $Cm_0 = -0.11$
- $Cm_q = -10.9033$
- $Cm_\alpha = -2.0417$
- $Cm_{\dot{\alpha}} = -4.0556$
- $Cm_{\delta e} = -1.0977$
- $Cl_0 = 0$
- $Cl_\beta = -0.1912$
- $CI_{\dot{\beta}} = -0.0006$
- $Cl_p = -0.4339$
- $Cl_r = 0.1076$
- $Cl_{\delta a} = 0.1619$
- $Cl_{\delta r} = 0.0109$
- $Cn_0 = 0$
- $Cn_\beta = 0.0412$
- $Cn_{\dot{\beta}} = -0.0016$
- $Cn_p = -0.039$
- $Cn_r = -0.0302$
- $Cn_{\delta a} = -0.0022$
- $Cn_{\delta r} = -0.0411$

4.4 QUALIDADE DE VOO

Possuindo as Derivadas de Estabilidade e a Matriz de Inércia da aeronave, é possível realizar análises quanto as qualidades de voo dela. Como a missão proposta já foi bem detalhadas por Slongo *et al* 2018a), todos os dados necessários para o estudo das respostas da aeronave durante a fase de cruzeiro - aplicação de defensivo - foram obtidos.

Os dados utilizados para simulação foram:

- Velocidade de Cruzeiro: 68 km/h;
- Altitude para pulverização: 4 m;
- Inclinação do Motor: 0 °;
- Simulação com MTOM (*Maximum Take-off Mass* - Massa máxima de decolagem, em inglês);

Como detalhado por Slongo *et al* 2018b), as aproximações dos modos de período curto e período longo da aeronave encontram respostas muito satisfatórias, quando comparadas com a dinâmica longitudinal completa da aeronave, tanto na análise de autovalores como na de seus Diagramas de Bode. Para o modelo Látero-Direcional de ordem reduzida, as aproximações de Espiral e Dutch-Roll não foram precisas, resultando em grandes variações entre polos, constantes de tempo e amortecimento e frequências naturais. Mas a aproximação de rolamento puro resultou em análises satisfatórias.

O estudo das variações paramétricas da aeronave, realizadas por Slongo *et al* 2018b), mostram a capacidade da aeronave de manter suas propriedades de voo, quando impostas variações de seus momentos de inércia. Esta análise é muito importante, pois praticamente 1/3 da MTOM da aeronave é carga paga alijada durante o processo de aplicação, ocorrendo uma grande variação de massa na aeronave, se vista em porcentagem da MTOM, durante a missão. Os resultados foram extremamente satisfatórios, com uma variação de -20% a +20% dos momentos de inércia I_{yy} , I_{xx} e I_{zz} , as propriedades foram sempre mantidas. Para o caso das variações paramétricas em I_{yy} , o modo de período longo sofreu pequenas variações na terceira casa decimal e o modo de período curto sofreu maiores variações, mas sem perder a propriedade de estabilidade durante o voo. Para variações em I_{zz} o modo de rolamento puro foi o que mais variou, mas sem apresentar nenhum problema para as propriedades de voo desejadas para a aeronave. Para a ultima variação, novamente a variação de rolamento puro é a que mais se destaca, mas novamente não comprometendo as propriedades esperadas e desejadas da aeronave.

Ao final, Slongo *et al* 2018b) detalha as qualidades de voo da aeronave quando comparadas e relacionadas com o comportamento humano, suas sensações e reações. Sendo um estudo muito subjetivo, ao longo do tempo diversos métodos e escalas foram

desenvolvidas para tentar analisar este tópico. As notas recebidas, para os modos de ordem reduzida, pela aeronave foram:

- Período Curto = Nível 2;
- Período Longo = Nível 1;
- Rolamento Puro = Nível 1;
- Dutch-Roll = Nível 1;
- Modo Espiral = Nível 2;

Com estas notas, as classificações finais para ambas as dinâmicas de voo da aeronave - Longitudinal e Látero-Direcional - recaíram nos níveis 4, 5 e 6 da Escala *Cooper Harper*. Considerando que a aeronave será remotamente pilotada, é um resultado muito bom para que ela realize sua missão sem maiores problemas.

5 CRONOGRAMA

Como destacado no Relatório Parcial de CPIO III, as metas de pequeno e longo prazo são estipuladas ao longo de reuniões marcadas conforme há desenvolvimento no projeto. Até a escrita deste relatório, foram realizadas um total de 12 reuniões, onde foram analisados o progresso do projeto, o desenvolvimento de cada membro, exposição de críticas e sugestões, de maneira a contribuir no futuro do projeto. Além das reuniões destacadas, encontros semanais para a realização de atividades complementares no desenvolvimento do projeto também foram realizadas.

A Tabela 5.1 apresenta as atividades realizadas pelo grupo ao longo do segundo semestre de 2018:

Tabela 5.1 – Cronograma do projeto.

Atividade	Agosto	Setembro	Outubro	Novembro	Dezembro
Estudo de VANTs e aeronaves STOL	X	X			
Estimativas de massa e potência		X	X		
Definições dos padrões da aeronave		X	X		
Refinamento dos cálculos			X	X	
Desenho da aeronave em CAD			X	X	X
Determinação das derivadas de estabilidade				X	X
Determinação dos momentos de inércia				X	X
Desenvolvimento dos relatório			X	X	X
Finalização do projeto conceitual					X

6 ATIVIDADES FUTURAS

O projeto desenvolvido ao longo da disciplina de CPIO III pode ser continuado de várias maneiras, possivelmente na disciplina de CPIO IV, citam-se algumas a seguir:

- Desenvolvimento do Projeto Preliminar/Detalhado da aeronave, em conjunto com o TCC do aluno Mateus S. Venturini;
- Escolha de materiais, instrumentação e demais equipamentos;
- Análise de custos do projeto;
- Preparação para participar da EXPODIRETO Cotrijal em Março de 2019.
- Participação em eventos e exposições;
- Procura de investimentos na área;
- Envio do projeto para a Incubadora Tecnológica de Santa Maria;
- Convites para participação de outro alunos na realização do trabalho.

7 CONCLUSÃO

No trabalho foram apresentadas as justificativas para o desenvolvimento do projeto junto com uma breve introdução ao tema, metodologia, atividades realizadas e resultados obtidos, bem como um cronograma de atividades seguido ao longo do semestre e possibilidades para o futuro do projeto. O relatório tem resultados satisfatórios com relação ao objetivo principal de apresentar o projeto conceitual de uma aeronave não tripulada para pulverização agrícola. Os objetivos específicos foram cumpridos com uma bom relacionamento entre estes e as disciplinas cursadas ao longo do semestre. Por fim, o projeto prevê continuação em várias frentes e permite sua expansão na disciplina de CPIO IV.

8 REFERÊNCIAS

1. ROSKAM, J. **Airplane Design**. DARcorporation. (1985).
2. ROSKAM, J. **Lessons learned in aircraft design: the devil is in the details**. DARcorporation, 2007.
3. GUDMUNDSSON, S. **General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures**. Butterworth-Heinemann, 2013.
4. SLONGO, A.; DESCONZI, D.; MANTOVANI, L.; VETURINI, M. **Desenvolvimento de um Veículo Aéreo Não Tripulado para Uso Experimental**. Universidade Federal de Santa Maria, 2017.
5. SLONGO, A.; DESCONZI, D.; VENTURINI, M. **Definição de Requisitos de Projeto para um Véiculo Aéreo Não Tripulado (VANT) para Pulverização Agrícola**. Universidade Federal de Santa Maria, 2018.
6. SLONGO, A.; DESCONZI, D.; MANTOVANI, L.; VETURINI, M. **Relatório III - Mecânica de Voo**. Universidade Federal de Santa Maria, 2018.

APÊNDICE A – RELATÓRIO DE PESQUISA DE MOTORES PARA VANT DE PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA

A.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;

A.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 (*Electronic 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 (*Electronic 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 A.1 foi construída:

Tabela A.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 B – RELATÓRIO DE CONFIGURAÇÃO DE ASA PARA VANT DE PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA

B.1 OBJETIVO

O VANT em desenvolvimento encontra-se na etapa de projeto conceitual, sendo necessário determinar a configuração de asa a ser utilizada. Para isso, leva-se em consideração que o VANT deve cumprir os seguintes objetivos: - Decolagem e pouso em pista curta (STOL), - 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.

B.2 CONFIGURAÇÃO DE ASA

B.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 a 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.

B.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.

B.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.

B.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.

B.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.

B.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 profundores 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.

B.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.

B.3 SUPERFÍCIES DE CONTROLE

B.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 por 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 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.

B.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 poucos 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 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.

B.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*.

B.4 EMPENAGENS VERTICAIS

B.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).

B.4.2 Em T

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

B.4.3 Em V

Menor área molhada. Comandos acoplados.

B.4.4 Enflechamento da empennagem horizontal

O enflechamento das empennagens 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.

B.4.5 Enflechamento da empennagem vertical

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

B.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;
- *Spoilers* fixos;
- *Fowler Flaps*;
- Empennagem 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 *ailerons*, o que diminui a capacidade de manobra. O diedro recomendado é nulo, pois gera facilidade na fixação da asa. Caso a aeronave tenha pouca manobrabilidade pode-se mudar para um diedro negativo. É recomendado a utilização de *spoilers* fixos, 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 enflechamento 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 C – TABELAS E DADOS HISTÓRICOS

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

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.	deg.	root/tip	deg.	deg.	kts	
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
NSK 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*	ctl/low
NDN-6	4.3	4.5	7.5	0	0.7	114*	brcd/low
Cessna Ag Husky	9	1.5/-1.5	8.5	0	0.7	135	brcd/low
Antonov AN-2M	2.5 both wings	NA	NA	0	0.7	106	brcd/low
HAL-31	6	0	6.0	0	1.0	136	brcd/bipl
							ctl/low

*speed without spray equipment installed
 ctl = cantilever brcd = braced (strutted)

bipl = biplane

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

Fonte: Roskam, 1985.

Type	Wing Area	Wing Span	Vert. Tail Area	S_r/S_v	x_v	\bar{v}_v	Rudder Chord	s_a/s	All. Span Loc.	All. Chord
	s ft^2	b	s_v ft^2				root/tip		In/out	In/out
							fr.C_v	fr.b/2	fr.C_w	
PIL-104	167	36.5	20.3	0.49	16.1	0.034	.41/.50	0.10	.58/.94	0.25
PIL-106A	306	48.5	31.0	0.56	17.1	0.036	.45/.51	0.087	.53/.96	0.22
PIL-M18	431	58.1	28.3	0.65	18.5	0.021	.50/.46	0.11	.59/.92	0.32
MDN-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 Busky	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	13.3	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	16.3	0.038	.59/.21	0.096	.52/.92	0.28

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

Fonte: Roskam, 1985.

Type	Wing Area sq ft	Wing MAC	Wing Airfoil	Bor. Tail Area	s_e/s_b	x_h	\bar{v}_h	Elevator Chord 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
MDN-6	538	6.71	NA	60.4	0.56	17.4	0.46	0.36
EMB201A	213	5.63	23013	50.3	0.32	13.6	0.56	0.56
Cessna								
Ag Busky	205	4.55	2412	40.7	0.41	13.6	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	93013/43012A	34.1	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	49.3	0.48	15.0	0.46	.38/.62

• Unless otherwise indicated.

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

Fonte: Roskam, 1985.

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.	deg.		deg.		kts	
CESSNA							
310R	5	2.5/-5	7.3	0	0.67	236	ctl/low
402B	5	(outer) 2/-5	7.5	0 L.B.	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	0.43	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 C.4 – Aeronaves Turboélice Bimotores.

Fonte: Roskam, 1985.

TYPE	Wing Area S ft ²	Wing Span b ft	Vert. Tail Area S _v ft ²	S _r /S _v	x _v ft	\bar{V}_v	Rudder Chord root/tip	S _a /S ft·c _v	All. Span Loc. In/out	All. Chord In/out
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	29.3	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	0.043	.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 Pan 2100	163	39.3	44.4	0.17	14.0	0.097	.32/.34	0.044	.72/.98	.31/.24
Rockwell Comdr 700	200	42.5	39.9	0.38	20.5	0.096	.37/.38	0.087	.58/.99	.28/.24
Piaggio 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	0.43	17.8	0.055	.42/.41	0.052	.71/.97	0.22

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

Fonte: Roskam, 1985.

TYPE	Wing Area S	Wing Span b	Vert. Tail Area S _V	S _T /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	ft·c _V	ft·c _T	ft·b/2	ft·c _N	
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	0.57	14.4	0.044	.30/.50	0.077	.45/.90	.19/.18
Chieftain	229	40.7	29.3	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 Pan										
2100	163	39.3	44.4	0.17	14.0	0.097	.32/.34	0.044	.72/.98	.31/.24
Rockwell										
Comdr 700	200	42.5	39.9	0.38	20.5	0.096	.37/.38	0.087	.58/.99	.28/.24
Piaggio										
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	0.43	17.8	0.055	.42/.41	0.052	.71/.97	0.22

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

Fonte: Roskam, 1985.

Type	Dihedral Angle, γ_h	Incidence Angle, i_h	Aspect Ratio, A_h	Sweep Angle, $\Delta_{c/4}^h$	Taper Ratio, λ_h
Homebuilt	+5 - -10	0 fixed to variable	1.8 - 4.5	0 - 20	0.29 - 1.0
Single Engine Prop. Driven	0	-3 - 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

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

Fonte: Roskam, 1985.

Type	Dihedral Angle, Γ_v	Incidence Angle, i_v	Aspect Ratio, A_v	Sweep Angle, $\Delta_c/4_v$	Taper Ratio, λ_v
	deg.	deg.		deg.	
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

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

Fonte: Roskam, 1985.

Airplane Type	$C_{L_{max}}$	$C_{L_{max,TO}}$	$C_{L_{max,L}}$
1. Homebuilt	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.

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

Fonte: Roskam, 1985.

APÊNDICE D – DESENHOS TÉCNICOS DA AERONAVE

As Figuras D.1 a D.6 apresentam os desenhos técnicos da aeronave:

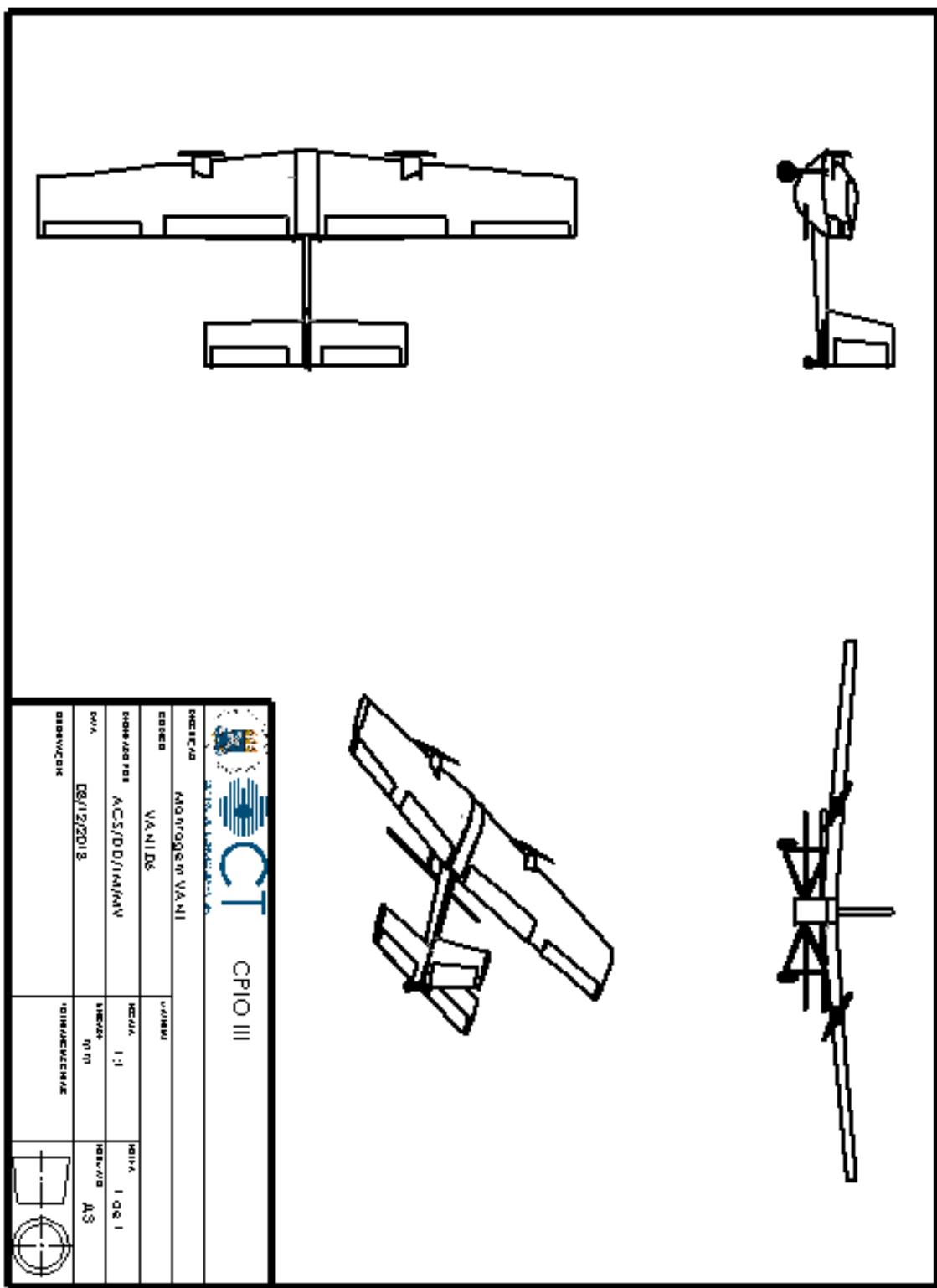


Figura D.1 – Desenho Técnico da Aeronave.

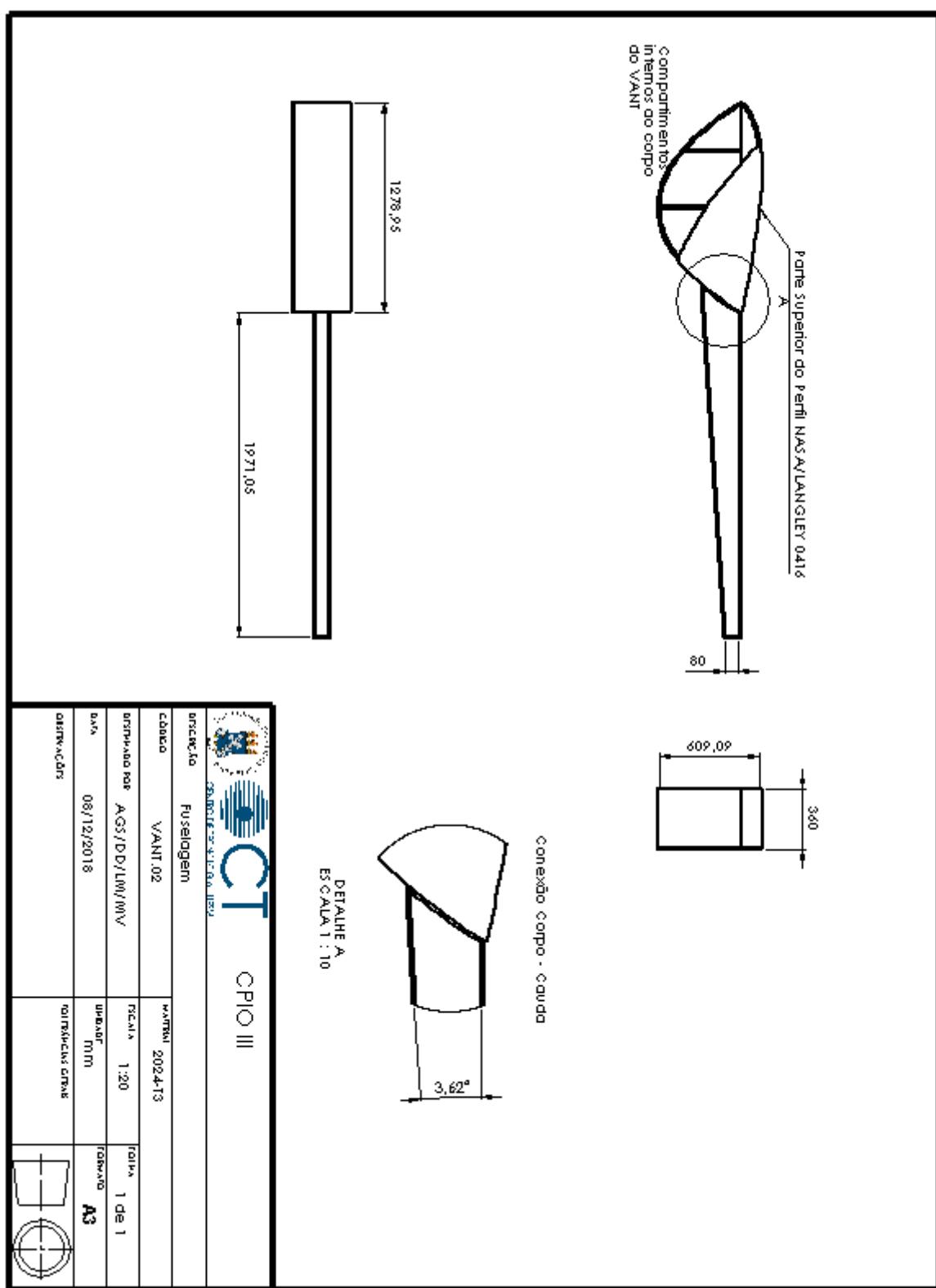


Figura D.2 – Desenho Técnico da Fuselagem.

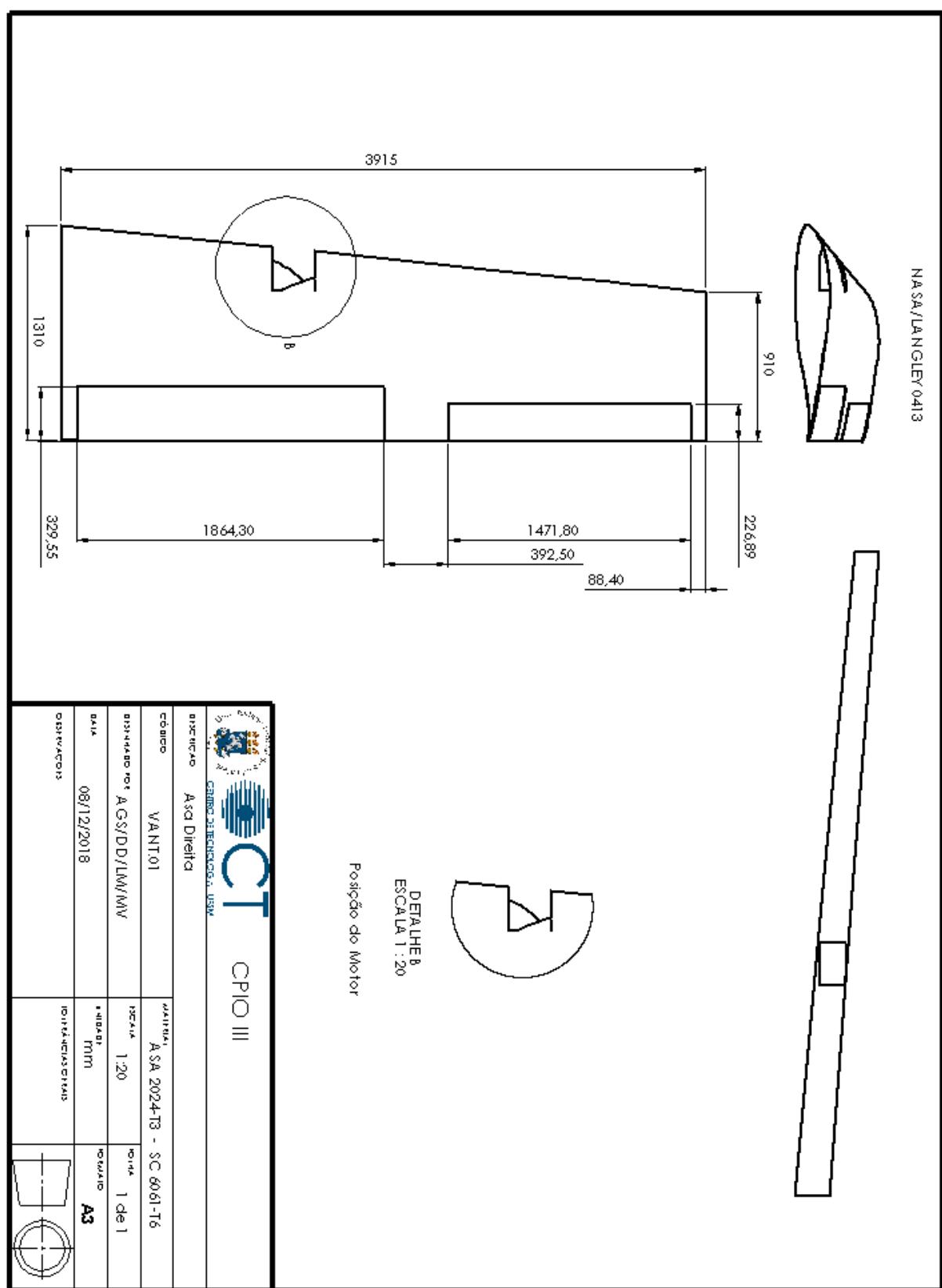


Figura D.3 – Desenho Técnico da Asa Direita.

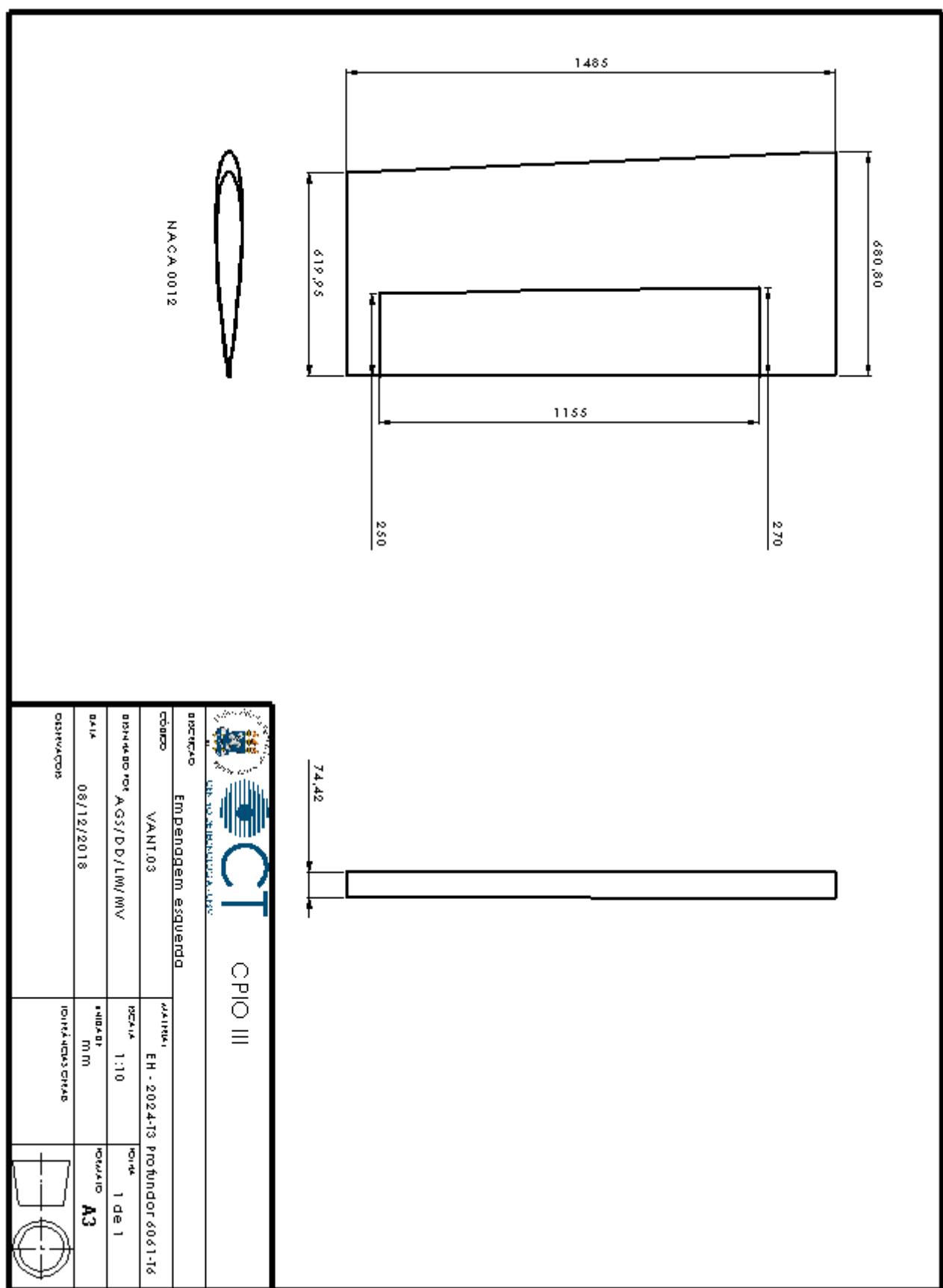


Figura D.4 – Desenho Técnico da Empenagem Horizontal.

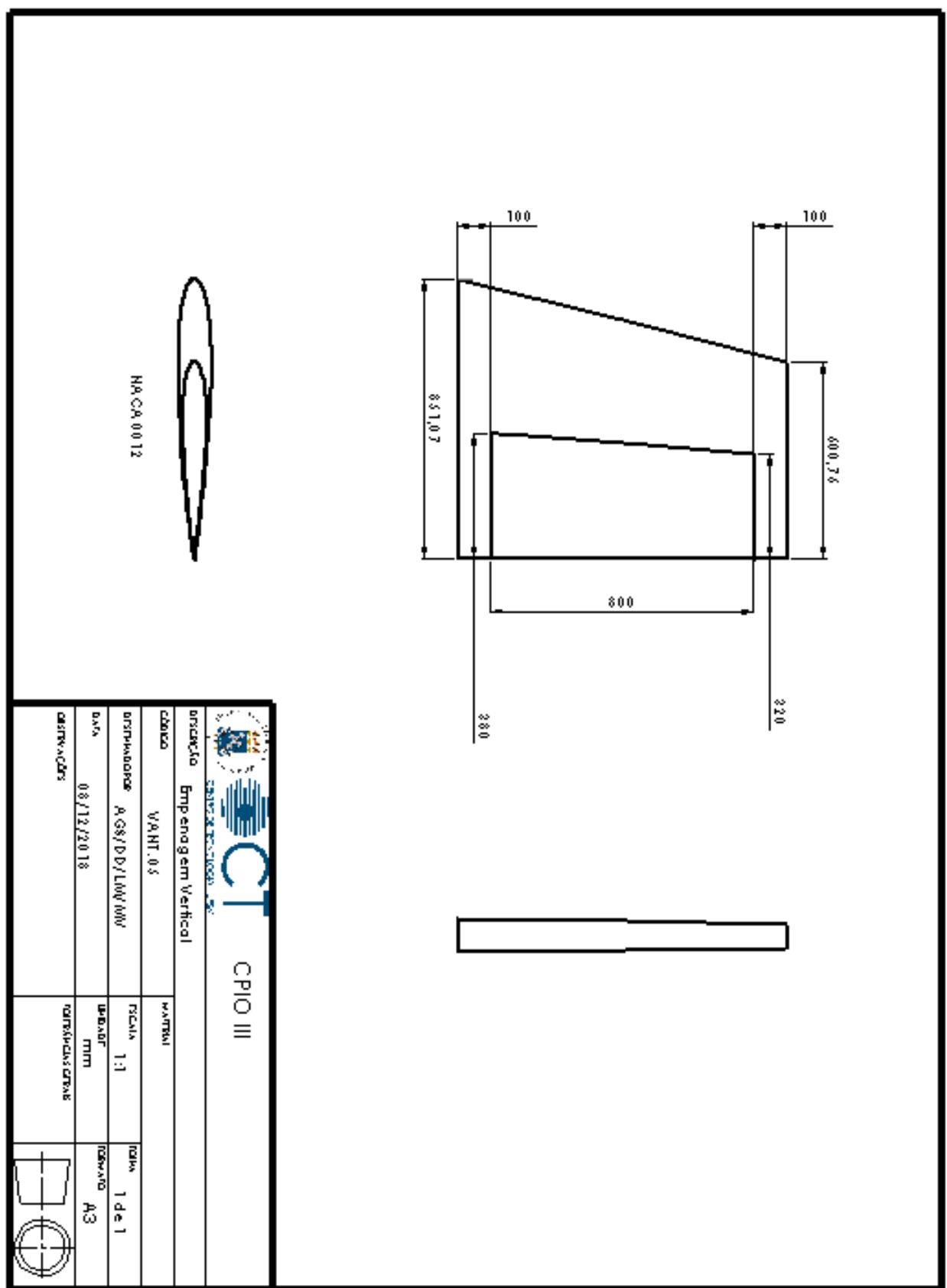


Figura D.5 – Desenho Técnico da Empenagem Horizontal.

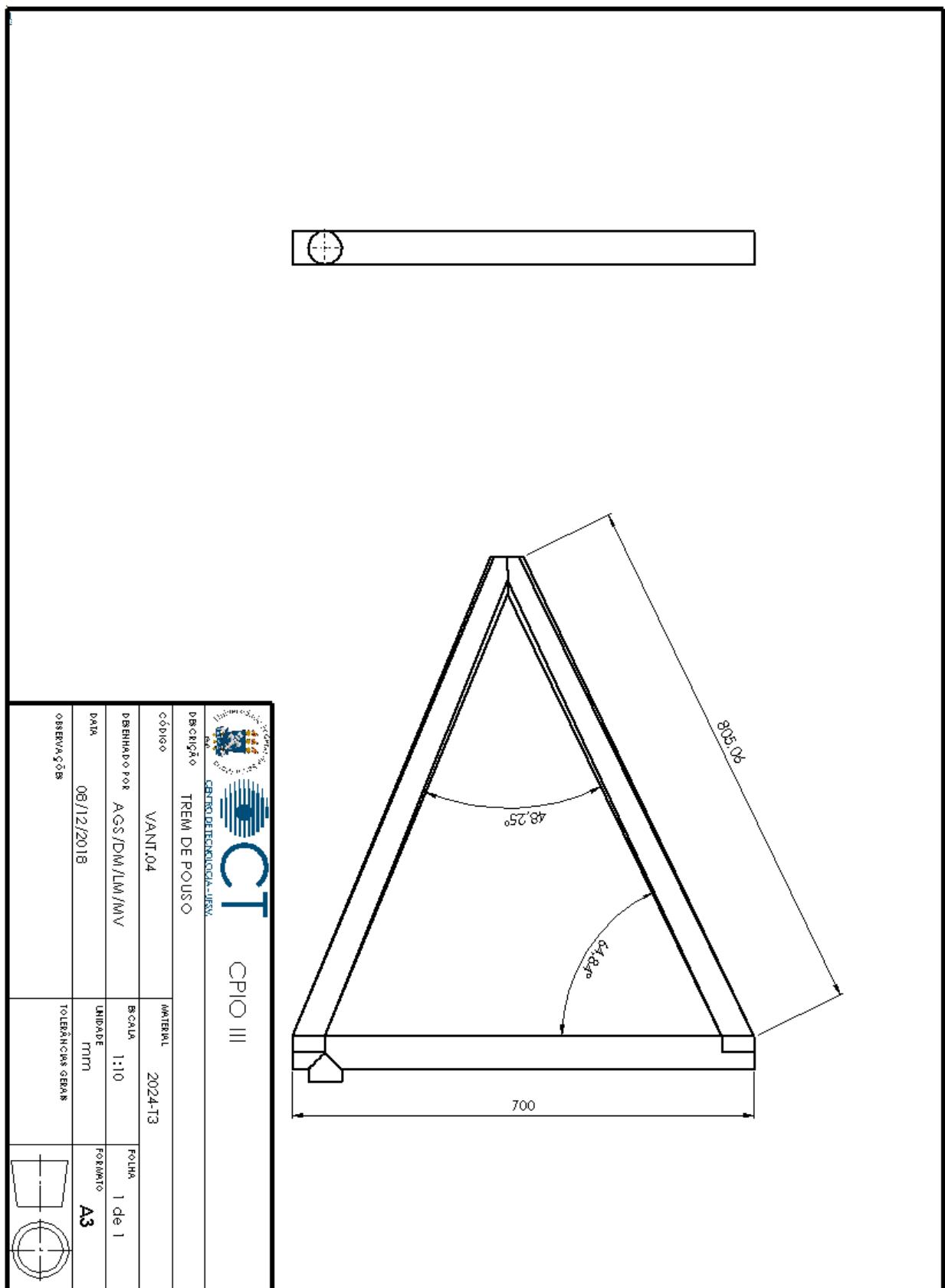


Figura D.6 – Desenho Técnico do Trem de Pouso.