



UNIVERSIDADE FEDERAL DO OESTE DA BAHIA  
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

THIAGO FELIPE SILVA SANTOS

**DIMENSIONAMENTO DE UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA PARA  
PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA**

BOM JESUS DA LAPA - BA

2023

THIAGO FELIPE SILVA SANTOS

**DIMENSIONAMENTO DE UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA PARA  
PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA**

Monografia apresentada à Universidade Federal do Oeste da Bahia (UFOB), para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Filipi Marques de Souza, Me.

BOM JESUS DA LAPA - BA

2023

## FICHA CATALOGRÁFICA

---

S586

Santos, Thiago Felipe Silva

Dimensionamento de uma aeronave radiocontrolada para pulverização agrícola. / Thiago Felipe Silva Santos. – 2023.

104f.: il.

Orientador: Prof. Me. Filipi Marques de Souza

TCC - Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Oeste da Bahia. Centro Multidisciplinar de Bom Jesus da Lapa - BA, 2023.

1. Engenharia Mecânica. 2. Aeronáutica. I. Souza, Filipi Marques de. II. Universidade Federal do Oeste da Bahia – Centro Multidisciplinar de Bom Jesus da Lapa - BA. III. Título.

CDD 620.1

---

**Biblioteca Universitária de Bom Jesus da Lapa – UFOB**

**DIMENSIONAMENTO DE UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA PARA  
PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA**

Monografia apresentada à Universidade Federal do Oeste da Bahia (UFOB), para  
obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

---

Thiago Felipe Silva Santos

Data de aprovação: Bom Jesus da Lapa / BA, \_\_\_\_/\_\_\_\_/\_\_\_\_.

Média: \_\_\_\_\_.

**BANCA EXAMINADORA**

---

Prof. Me. Filipi Marques de Souza.

**(Orientador - Universidade Federal Do Oeste Da Bahia – UFOB)**

---

Eng. Me. Edgley Alves de Oliveira Paula.

---

Prof. Me. Iuri Benedito da Silva Santos  
(Universidade Federal Do Oeste Da Bahia – UFOB)

## AGRADECIMENTOS

A Deus, por estar sempre presente me direcionando para os melhores caminhos.

À minha mãe, Robélia, ao meu pai, José, à minha irmã, Mitally, às minhas avós, Zélia e Benvinda, que sempre foram à base de tudo na minha vida, dando todo suporte e me incentivando durante todo percurso.

A Filipi Marques, meu orientador, por sempre estar presente durante a graduação, proporcionando o desenvolvimento do conhecimento na área aeronáutica, pelo apoio à equipe Aero Chico, e por todo suporte durante o desenvolvimento desse Trabalho de Conclusão de Curso.

Aos meus amigos, que sempre me apoiaram durante toda trajetória.

A equipe Aero Chico do projeto de extensão *AeroDesign*, a todos os membros, pelos bons momentos e parceria durante as competições.

Aos professores e membros da UFOB, campus Lapa, pela formação acadêmica e pessoal, por todos ensinamentos e dedicação pelo ensino de qualidade.

*“Inventar é imaginar o que ninguém pensou; é acreditar no que ninguém jurou; é arriscar o que ninguém ousou; é realizar o que ninguém tentou. Inventar é transcender.”*  
*(Santos Dumont)*

## RESUMO

O aumento da população mundial vem crescendo exponencialmente nos últimos anos, e isso acarreta na necessidade do aumento da produção de alimentos e técnicas que intensifiquem a melhoria e eficiência dos cultivos nas lavouras. A pulverização de defensivos agrícolas reduz a perda de aproximadamente 40% das culturas, sendo a aplicação através de aviões agrícolas a mais eficiente em termos de maior cobertura em menor tempo. O desenvolvimento desse projeto apresenta o dimensionamento de uma aeronave radiocontrolada que será destinada para pulverização agrícola, com alta capacidade de armazenamento de produtos fitossanitários e com características semelhantes de uma aeronave convencional. Com isso, esse estudo apresenta uma nova opção para minimizar acidentes aéros envolvendo aeronaves agrícolas convencionais e reduzir custos de aplicação dos defensivos agrícolas. O dimensionamento foi feito aplicando as metodologias aeronáuticas propostas por Sadraey (2013), utilizando duas etapas: projeto conceitual e projeto preliminar. O *Mtow* da aeronave foi definido em 303 kg, conforme estimado, e a aeronave apresentou características semelhantes a aeronaves agrícolas convencionais.

**Palavras-chave:** VANT. Projeto Aeronáutico. Defensivos agrícolas.

## **ABSTRACT**

The increase in world population has been growing exponentially in recent years, and this leads to the need to increase food production and techniques that intensify the improvement and efficiency of crops in crops. The spraying of agricultural defensives reduces the loss of approximately 40% of the cultures, being the application through agricultural airplanes more efficient in terms of greater coverage in lesser time. The development of this project presents the design of a radio-controlled aircraft that will be used for agricultural spraying, with a high storage capacity for phytosanitary products and with characteristics similar to a conventional aircraft. Thus, this study presents a new option to minimize air accidents involving conventional agricultural plants and reduce application costs of agricultural pesticides. The dimensioning was done by applying the aeronautical methodologies proposed by Sadraey (2013), using two stages: conceptual design and preliminary design. The M<sub>tow</sub> of the aircraft was set at 303 kg, as estimated, and the aircraft showed characteristics similar to traditional agricultural aircraft.

**Keywords:** UAV. Aeronautical Project. Pesticides.

## LISTA FIGURAS

Figura 1 - Ipanema AMB-200 .....	20
Figura 2 - <i>Air Tractor</i> AT-300.....	20
Figura 3 - Pulverização agrícola por Drone pelicano.....	22
Figura 4 - Helicóptero RPA de pulverização agrícola.....	23
Figura 5 - Sistema de controle de um VANT .....	24
Figura 6 - Missão idealizada de uma aeronave agrícola .....	24
Figura 7 - Curva de pulverização clássica / Balão.....	26
Figura 8 - Curva de pulverização <i>Racetrack</i> .....	26
Figura 9 - Fluxograma de metodologia aeronáutica .....	28
Figura 10 - Projeto conceitual de aeronave.....	30
Figura 11 - Especificações e requisitos .....	31
Figura 12 - Configuração de asa alta .....	33
Figura 13 - Configuração de asa média .....	33
Figura 14 - Configuração de asa baixa .....	34
Figura 15 - Geometria de asa retangular .....	35
Figura 16 - Geometria de asa trapezoidal .....	36
Figura 17 - Geometria de asa elíptica .....	36
Figura 18 - Geometria de asa reto trapezoidal .....	37
Figura 19 - Monoplano .....	38
Figura 20 - Biplano .....	39
Figura 21 - Triplano .....	39
Figura 22 - Cauda convencional.....	40
Figura 23 - Cauda em T .....	41
Figura 24 - Configuração monomotora.....	42
Figura 25 - Configuração bimotora.....	43
Figura 26 - Configuração de motor <i>pusher</i> .....	43
Figura 27 - Turboélice .....	44
Figura 28 - Turbofan.....	45
Figura 29 - Motor a pistão .....	45
Figura 30 - Motor elétrico da Siemens .....	46
Figura 31 - Trem de pouso triciclo.....	47
Figura 32 - Trem de pouso convencional .....	48

Figura 33 - Fuselagem monocoque.....	49
Figura 34 - Fuselagem semi-monocoque.....	49
Figura 35 - Fuselagem treliçada.....	50
Figura 36 - Fluxograma de projeto preliminar.....	51
Figura 37 - Variação da sustentação versus o ângulo de ataque.....	54
Figura 38 - Variação do coeficiente de arrasto versus o ângulo de ataque.....	55
Figura 39 - Variação da sustentação-arrasto versus o ângulo de ataque .....	55
Figura 40 - Identificação do coeficiente angular da curva de $CL$ versus $\alpha$ .....	56
Figura 41- Determinação do fator de arrasto induzido .....	57
Figura 42 - Efeito de AR em função $CL$ versus $\alpha$ .....	59
Figura 43 - Representação do ângulo de overturning .....	65
Figura 44 - Relação de ângulos para trem de pouso convencional.....	66
Figura 45 - Relação de dimensões para definição de aileron.....	67
Figura 46 - Ângulo diedro .....	68
Figura 47 - Ângulo ânedro.....	68
Figura 48 - Passos para metodologia de projeto conceitual.....	70
Figura 49 - Passos para dimensionamento de aeronave .....	73
Figura 50 - Modelagem do projeto conceitual .....	79
Figura 51 - Curva característica do perfil Epller 423 .....	80
Figura 52 - Motor DLE 430.....	81
Figura 53 - Resultados do <i>software Propeller Selector</i> .....	82
Figura 54 - Comportamento do empuxo em relação à velocidade .....	84
Figura 55 - Modelagem da asa retotrapezoidal.....	88
Figura 56 - Modelagem da asa trapezoidal .....	89
Figura 57 - Modelagem da empenagem horizontal .....	90
Figura 58 - Modelagem da empenagem vertical .....	91
Figura 59 - Modelagem do trem de pouso principal .....	92
Figura 60 - Modelagem em diferentes angulos de visualização do projeto.....	94

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1- Dimensionamento de rodas .....	66
Tabela 2 - Relação de áreas para dimensionamento de superfícies móveis .....	67
Tabela 3 - Valores para aplicação de ângulo diedro .....	69
Tabela 4 - Especificações do motor DLE 430 .....	81
Tabela 5 - Dados para definição dos coeficientes do motor.....	83
Tabela 6 - Dados de entrada para dimensionamento .....	85
Tabela 7 - Resultados do código de definição para a asa.....	88
Tabela 8 - Dimensões da asa trapezoidal equivalente.....	89
Tabela 9 - Resultados do código de definição.....	89
Tabela 10 - Resultados dos dados da emprenagem.....	90
Tabela 11 - Dados aerodinâmicos.....	91
Tabela 12 - Cálculo das superfícies móveis.....	93

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\rho$	Densidade do ar	kg/m <sup>3</sup>
$C_D$	Coeficiente de arrasto	-----
$C_L$	Coeficiente de sustentação	-----
$D$	Arrasto	-----
$L$	Sustentação	N
$V$	Velocidade	m/s
$V_{estol}$	Velocidade de estol	m/s
$V_{decol}$	Velocidade de decolagem	m/s
$V_c$	Velocidade de cruzeiro	m/s
$S$	Área de asa	m <sup>2</sup>
$T$	Tração	N
$S_{ref}$	Área de asa de referência	m <sup>2</sup>
$W_{TO}$	Peso máximo de decolagem	Kg
$AR$	Razão de aspecto	-----
$E$	Empuxo	N
$F$	Força	N
$b$	Envergadura	m
$P_{max}$	Potência máxima do motor	w
$\eta_p$	Eficiência da hélice	-----
$\delta$	Fator de arrasto induzido	-----
$\alpha_{CL}$	Ângulo de ataque com $c_l$ nulo	o
$\bar{c}$	Corda média aerodinâmica	m
$\mu$	Viscosidade dinâmica do ar	Pa*s
$g$	Aceleração da gravidade	m <sup>2</sup> /s
$C_M$	Coeficiente de momento	-----
$V_{HT}$	Volume mínimo necessário da superfície horizontal	m <sup>3</sup>
$V_{VT}$	Volume mínimo necessário da superfície vertical	m <sup>3</sup>
$S_{HT}$	Área necessária da superfície horizontal	m <sup>2</sup>
$S_{VT}$	Área necessária da superfície vertical	m <sup>2</sup>
$l_{HT}$	Distância CG do avião até o CA da empenagem horizontal	m
$l_{VT}$	Distância do CG do avião até o CA da empenagem vertical	m

$e$	Eficiência de Oswald	-----
$a_0$	Coeficiente angular da reta	-----
$a_s$	Coeficiente angular da curva da asa	-----
$\alpha$	Ângulo de ataque	o
$C_{DI}$	Coeficiente de arrasto induzido	-----
$C_{Flam}$	Coeficiente de atrito por escoamento laminar	-----
$C_{Ftur}$	Coeficiente de atrito por escoamento turbulento	-----
$C_{D0}$	Arrasto induzido	-----
$C_F$	Coeficiente de atrito	-----
$V_0$	Velocidade inicial	m/s
$V_f$	Velocidade final	m/s
$S_0$	Comprimento de pista	m
$\rho_0$	Densidade do fluido	m <sup>3</sup> /kg
$A$	Coeficiente independente	-----
$B$	Coeficiente de segunda ordem	-----
$T_{med}$	Tração média	N
$N$	Número de interações	-----
$S_a$	Área de aileron	m <sup>2</sup>
$B_a$	Envergadura de aileron	m
$C_a$	Corda de aileron	m
$S_h$	Área de profundor	m <sup>2</sup>
$B_h$	Envergadura de profundor	m
$C_h$	Corda de profundor	m
$S_r$	Área de leme	m <sup>2</sup>
$B_r$	Envergadura de leme	m
$C_r$	Corda de leme	m
$W$	Peso de decolagem	Kg

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO.....</b>	<b>16</b>
<b>2</b>	<b>OBJETIVOS .....</b>	<b>18</b>
2.1	Geral.....	18
2.2	Específicos.....	18
<b>3</b>	<b>REFERENCIAL TEÓRICO .....</b>	<b>19</b>
3.1	Histórico da aviação agrícola.....	19
3.2	Histórico dos veículos aéreos não tripulados (VANTs).....	21
3.3	VANTs aplicados no processo de pulverização .....	22
3.4	Sistemas de controle de um VANT .....	23
3.5	Missão de uma aeronave agrícola .....	24
3.6	Metodologia conceitual de projeto aeronáutico .....	26
3.6.1	Metodologia conceitual para Raymer .....	28
3.6.3	Metodologia conceitual para Torenbeek.....	29
3.7	Revisão de projeto conceitual .....	30
3.7.1	Requisitos do projeto .....	31
3.7.2	Configuração de asa .....	32
3.7.3	Posição de asa .....	32
3.7.3.1	Asa alta .....	32
3.7.3.2	Asa média .....	33
3.7.3.3	Asa baixa .....	34
3.7.4	Geometria de asa .....	35
3.7.4.1	Retangular .....	35
3.7.4.2	Trapezoidal.....	36
3.7.4.3	Elíptica .....	36
3.7.4.4	Retotrapezoidal.....	37
3.7.5	Número de asas .....	37
3.7.5.1	Monoplano .....	37
3.7.5.2	Biplano.....	38
3.7.5.3	Triplano .....	39
3.7.6	Configuração de cauda.....	40
3.7.6.1	Cauda convencional.....	40
3.7.6.2	Cauda em T.....	40
3.7.7	Configuração do conjunto motopropulsor.....	41
3.7.7.1	Localização e número de motores .....	41

3.7.7.2	Monomotor .....	42
3.7.7.3	Bimotor.....	42
3.7.7.4	Monomotor <i>pusher</i> .....	43
3.7.8	Tipos de motores .....	44
3.7.8.1	Turboélice .....	44
3.7.8.2	Turbofan .....	44
3.7.8.3	Motores a pistão.....	45
3.7.8.4	Motores elétricos .....	46
3.7.9	Configuração de trem de pouso .....	47
3.7.9.1	Triciclo.....	47
3.7.9.2	Convencional.....	48
3.7.10	Configuração de fuselagem .....	49
3.7.10.1	Monocoque.....	49
3.7.10.2	Semi monocoque.....	50
3.7.10.3	Treliçada .....	51
3.8	Metodologia de projeto preliminar.....	51
3.8.1	Determinação de peso máximo de decolagem .....	53
3.8.2	Seleção de aerofólios .....	53
3.8.2.1	Avaliação aerodinâmica dos perfis.....	54
3.8.3	Razão de aspecto e arrasto .....	59
3.8.4	Velocidades de decolagem e de pouso .....	62
3.8.5	Determinação do conjunto motopropulsor.....	63
3.8.6	Dimensionamento da empenagem .....	64
3.8.7	Dimensionamento de trem de pouso.....	65
3.8.8	Dimensionamento dos ailerons .....	67
3.8.9	Ângulo diedro .....	68
4	MATERIAIS E MÉTODOS.....	71
4.1	Definição de projeto conceitual .....	71
4.1.1	Requisitos de projeto .....	71
4.1.2	Definição de configuração de asa.....	72
4.1.3	Definição de configuração de cauda .....	72
4.1.4	Configuração de conjunto motopropulsor.....	73
4.1.5	Configuração de trem de pouso .....	73
4.1.6	Definição de configuração de fuselagem .....	73
4.2	Definição de projeto preliminar.....	73
4.2.1	Determinação da carga de voo.....	74
4.2.2	Dimensionamento da empenagem .....	76

4.2.3	Dimensionamento do trem de pouso .....	76
4.2.4	Dimensionamento de rodas.....	77
4.2.5	Dimensionamento de aileron .....	77
5	<b>RESULTADOS E DISCURSÃO .....</b>	<b>78</b>
5.1	Resultados de projeto conceitual .....	78
5.1.1	Configuração de asa.....	78
5.1.2	Configuração de cauda.....	79
5.1.3	Configuração de conjunto motopropulsor.....	79
5.1.4	Configuração do trem de pouso .....	79
5.1.5	Configuração de fuselagem.....	79
5.1.6	Modelagem do projeto conceitual.....	80
5.2	Resultados do projeto preliminar .....	80
5.2.1	Seleção de aerofólios .....	80
5.2.2	Escolha do motor e determinação dos seus coeficientes.....	81
5.2.3	Dados de entrada .....	83
5.2.4	Resultados do código de definição.....	88
5.2.5	Dimensionamento do trem de pouso .....	92
5.2.6	Dimensionamento das rodas .....	93
5.2.7	Dimensionamento das superfícies móveis .....	94
5.2.8	Modelagem do projeto conceitual.....	94
6	<b>CONCLUSÃO .....</b>	<b>96</b>
	<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>97</b>
	<b>APÊNDICE A – PLANTA AERONÁUTICA .....</b>	<b>100</b>
	<b>APÊNDICE B – CÓDIGO DE DEFINIÇÃO DA AERONAVE.....</b>	<b>101</b>

## 1 INTRODUÇÃO

A produção agrícola teve um alto crescimento nos últimos anos e se tornou uma grande aliada para a economia brasileira. Nas últimas décadas, o agronegócio alcançou participação em 21,4% do PIB do país, diminuindo os preços dos alimentos e proporcionando uma melhor qualidade de vida aos brasileiros (CONFEDERAÇÃO DA AGRICULTURA E PECUÁRIA DO BRASIL, 2020).

A agricultura na região Oeste da Bahia tem crescido exponencialmente, se tornando destaque internacional. Esse desenvolvimento se dá por conta do clima favorável e seu potencial hídrico. Com destaques em banana e soja, Bom Jesus da Lapa-Ba e São Desidério-Ba, alcançaram, respectivamente, o *ranking* de primeiro e segundo maiores produtores do Brasil (INSTITUTO BRASILEIRO DE GEOGRAFIA E ESTATÍSTICA, 2017).

Os produtores rurais encontram diversos desafios para que o plantio consiga entregar bons resultados, e dentre eles estão: fungos, bactérias, plantas daninhas, insetos e vírus que podem reduzir a produção em cerca de 40% (SINDICATO NACIONAL DA INDÚSTRIA DE PRODUTOS PARA DEFESA VEGETAL, 2020). Para controle desses problemas são utilizadas substâncias químicas ou biológicas que combatem essas pragas na plantação.

Os defensivos agrícolas possuem um papel imprescindível na agricultura, e todo processo de aplicação requer técnicas para que sejam eficazes. A pulverização desses produtos é a forma mais inteligente de distribuir de maneira uniforme sobre a lavoura com precisão e redução do volume de aplicação, evitando sobreposições e áreas sem cobertura (FREIRE; AZEVEDO, 2006).

O desenvolvimento agrícola surgiu a partir da revolução industrial com a criação de novas máquinas que elevaram a produtividade ao patamar tecnológico dos dias atuais. Um dos fatores que possibilitaram esse crescimento produtivo foi o uso da tecnologia na aplicação dos tratamentos fitossanitários por pulverização, que podem ser realizados manualmente ou por auxílio de tratores, motores, tração animal, aviões, drones e helicópteros. Com grande destaque em relação aos demais métodos, a aplicação aérea reduz drasticamente o tempo operacional, aumentando a área efetiva de trabalho e evitando uma compactação indevida do solo (JACTO, 2022).

Os aviões agrícolas possuem um excelente desempenho durante o processo

de pulverização, mas devido à aplicação ser realizada a uma altura de 3 a 5 metros do solo e existir presença de torres de transmissão de energia e florestas, aumentam-se os riscos de acidentes fatais. Cerca de setenta pilotos tiveram suas vidas interrompidas no Brasil entre 2006 e 2015 por conta de acidentes envolvendo aeronaves agrícolas (CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS, 2017).

Com o avanço tecnológico e a necessidade de amenizar os custos para obter resultados satisfatórios na indústria agrícola, a criação de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) tem crescido fortemente em mais de 40 países que trabalham com projetos para aplicação em diversos mercados (JORGE; INAMASU, 2014).

Desse modo, o intuito deste trabalho é dimensionar uma aeronave radiocontrolada, equivalente a aviões agrícolas convencionais, garantindo uma alta eficiência de aplicação com menor custo de operação. Minimizando as perdas materiais e reduzindo os índices de mortalidade humana em acidentes aéreos.

## 2 OBJETIVOS

### 2.1 Geral

Desenvolver uma aeronave radiocontrolada para ser aplicada no processo de pulverização agrícola.

### 2.2 Específicos

- a) Elevar de maneira eficiente o processo de aplicação de produtos fitossanitários;
- b) Dimensionar todo conjunto da aeronave de maneira que atenda aos requisitos de uma aeronave agrícola;
- c) Utilizar *softwares* e ferramentas computacionais para auxiliar no desenvolvimento do projeto.

### 3 REFERENCIAL TEÓRICO

O objetivo desta seção é apresentar um panorama de ideias existentes para uma melhor compreensão do tema proposto. Serão mostrados conceitos de tecnologias e técnicas já definidas para a aviação agrícola convencional, bem como aplicações de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) e metodologias adotadas no campo aeronáutico, visando um planejamento eficiente.

#### 3.1 Histórico da aviação agrícola

O alemão Alfred Zimmermann, em 1911, idealizou a possibilidade do emprego de aviões para controle de pragas em plantações de pinheiros na Europa. Mas somente em 1921, os Estados Unidos iniciou uma pesquisa e aplicação com o primeiro sistema de pulverização adaptado a uma aeronave (SINDICATO NACIONAL DAS EMPRESAS DE AVIAÇÃO AGRÍCOLA, 2020).

As aplicações dos defensivos agrícolas eram feitos com aviões utilizados em guerras excedentes, e necessitavam de ajustes para aperfeiçoar as tarefas. A indústria de veículos aéreos projetados para o meio agrícolas deu início em 1950 com objetivo de tratar das plantações de forma rápida e eficaz (ANAC, 2021).

Esse ramo da aviação surgiu no Brasil em 1947, após um ataque de praga de gafanhotos na região de Pelotas, Rio Grande do Sul, quando, no dia 19 de agosto, foi realizado o primeiro voo agrícola no Brasil. A bordo da aeronave Muniz, modelo M-9 – um bi-plano de fabricação nacional, prefixo GAP, monomotor de 190 HP, autonomia de voo de 4 horas –, o piloto Clóvis Candiota e o engenheiro agrônomo Leôncio Fontelle aplicaram produtos químicos na área para combater o surto dos insetos (AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL, 2017, p.02).

No Brasil, o dia 19 de agosto de 2021, a aviação agrícola completou 74 anos, e já apresenta a segunda maior frota mundial de aeronaves, fator que vem contribuindo para o desenvolvimento do país (GLOBO, 2022).

Segundo à Embraer (2009), empresa brasileira, em 1982 foi iniciada a produção do Ipanema, primeiro avião agrícola produzido no país e também a única aeronave movida a etanol por um motor quatro tempos no mundo. Ainda de acordo com a Embraer (2009), o projeto foi um sucesso de vendas e no segundo ano, após

a primeira unidade finalizada, foram entregues 100 exemplares do modelo AMB-200 (Figura 1).

Figura 1 - Ipanema AMB-200



Fonte: Modificado da Embraer (2010, p.01).

De atuação mundial, o projetista, Leland Snow, teve uma contribuição muito importante para o campo aeronáutico. Ele dimensionou o seu primeiro avião agrícola em 1951, o modelo S-1. A partir disso, começou a trabalhar no primeiro projeto da empresa no qual foi fundador, a *Air Tractor*. Em 1972, Snow fabricou a primeira unidade do modelo *Air Tractor* AT-300 (Figura 2), e logo após, em 1977, entregou o seu primeiro turbo-hélice (AIR TRACTOR, 2021).

Figura 2 - *Air Tractor* AT-300



Fonte: Modificado de *AIR TRACTOR* (2020, p.02).

Atualmente a aviação agrícola se apossou de grandes tecnologias para um aperfeiçoamento no processo de pulverização. A utilização de sistemas embarcados e tecnologia espacial têm contribuído bastante para uma melhor eficiência de aplicação, monitoramento e mapeamento (EMPRESA BRASILEIRA DE PESQUISA AGROPECUÁRIA, 2018).

### **3.2 Histórico dos veículos aéreos não tripulados (VANTs)**

Apesar do nome “VANT” (Veículo Aéreo Não Tripulado) e “RPA” (Aeronave Remotamente Pilotada) nos retratar algo novo, a ideia de criação de um veículo aéreo sem a necessidade de um operador humano a bordo advém de algumas décadas.

A agência nacional de aviação civil define o conceito de VANT, como:

Aeronave projetada para operar sem piloto a bordo que não seja utilizada para fins meramente recreativos. Nesta definição, incluem-se todos os aviões, helicópteros e dirigíveis controláveis nos três eixos, excluindo-se, portanto, os balões tradicionais e os aeromodelos (ANAC, 2021, p.1).

Surgindo de uso militar, essas aeronaves apareceram na primeira guerra mundial a fim de realizar missões que colocassem em risco a vida dos tripulantes. Segundo Fahlstrom e Gleason (2012), Charles Kettering projetou o primeiro veículo aéreo não tripulado para o Army Signal Corps, conhecido como o “*Kettering Bug*” utilizado em guerras e com capacidade de carga de 81 kg e autonomia de 64 km.

No Brasil, os relatos das primeiras aeronaves remotamente pilotadas foram vistos em 1980, quando o CTA (Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial), com destaque em toda América Latina, desenvolveu a primeira aeronave, Acauã (MEDEIROS, 2007).

Atualmente, essas aeronaves são empregadas na aviação militar pelo fato de não serem tripuladas, sendo um ponto importante para evitar riscos de casualidades. Com esse avanço tecnológico e sistemas embarcados inteligentes, já existem diversos veículos que operam de forma autônoma, comumente usados para transporte de cargas, fins bélicos e todo processo de monitoramento aéreo (FAHLSTROM; GLEASON, 2012).

### 3.3 VANT's aplicados no processo de pulverização

Aplicáveis na agricultura, o drone, apresentado na Figura 3, em atividade de pulverização, possui uma alta eficiência de aplicação, mas baixa capacidade de carga, geralmente abaixo de 20 litros, com competência de cobertura de dois hectares em média por decolagem, tornando-se ineficiente para aplicações em grandes plantações. Os drones são usados como um aliado para pulverização, realizando um complemento em áreas que um método mais robusto não tenha capacidade de alcançar ou em locais específicos onde se detectou a presença de pragas (SKYDRONES, 2020).

Figura 3 - Pulverização agrícola por Drone pelicano



Fonte: Modificado de SKYDRONES (2019, p.01).

Com um surgimento há mais de duas décadas, os helicópteros remotamente pilotados tem crescido bastante no meio agrícola. Eles se destacam com alta eficiência de aplicação, semelhante aos drones com pouso vertical, mas possuem baixa capacidade de armazenamento de produtos fitossanitários (AGTECHER, 2022).

A fabricante, Yamaha, tem trabalhado desde 1987 nos projetos para pulverização aérea, dimensionando aeronaves radiocontroladas para o seguimento. Com um alto controle e excelentes taxas de aplicação, os modelos tem ganhado o mercado mundial por proporcionar alto desempenho na agricultura de precisão (YAMAHA, 2019).

O modelo *Fazer R*, apresentado na Figura 4, é um *design* mais tecnológico da marca, podendo operar em aproximadamente quatro hectares sem a necessidade de reabastecimento de produtos, com uma capacidade de carga útil de 32 kg,

equipado com um motor de 390 cc, considerada uma aeronave líder na classe (YAMAHA, 2019).

Figura 4 - Helicóptero RPA de pulverização agrícola



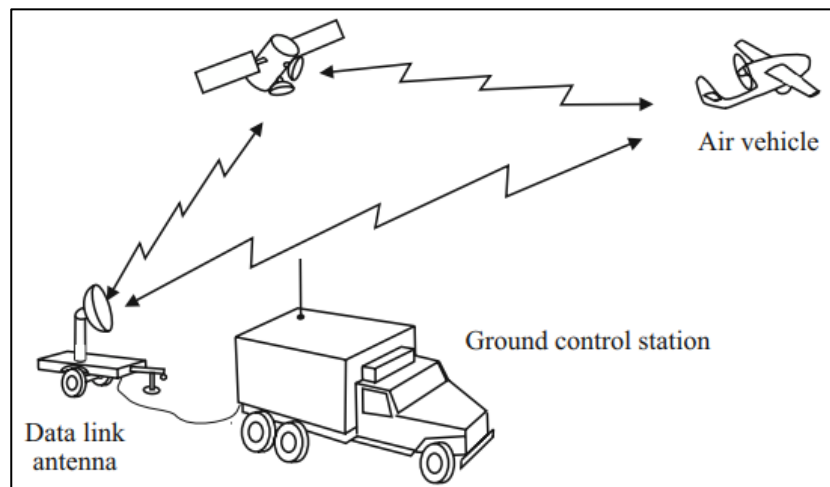
Fonte: Modificado de Yamaha (2019, p.01).

### 3.4 Sistemas de controle de um VANT

Segundo Fahlstrom e Gleason (2012), os veículos aéreos não tripulados podem ser controlados manualmente, e tem capacidade de mudar a sua direção, altitude e velocidade, contudo os VANTs, usados por militares, possuem sistemas de controles autônomos, onde conseguem manter posições de voo e rastreamento de solo com programações pré-definidas.

Segundo Fahlstrom e Gleason (2012), o sistema de controle de VANTs é composto pelo veículo aéreo, a estação de controle terrestre, bem como um bloco de planejamento, controle da missão da aeronave, e o sistema de transmissão de dados (Figura 5).

Figura 5 - Sistema de controle de um VANT

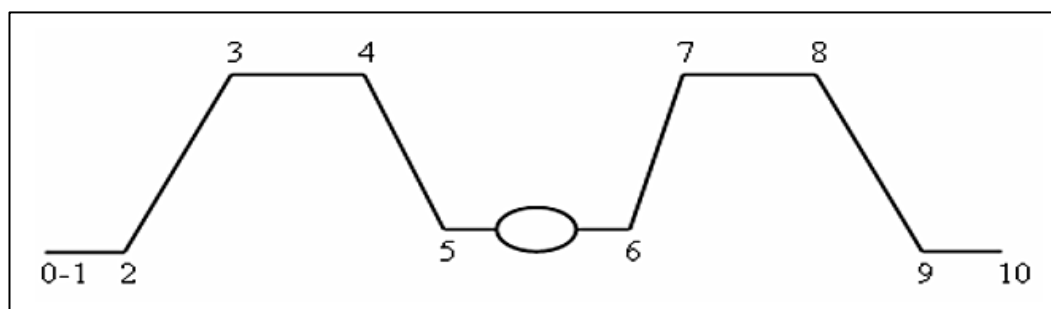


Fonte: (FAHLSTROM; GLEASON, p.08, 2012).

### 3.5 Missão de uma aeronave agrícola

Todo projeto aeronáutico é feito para realizar uma tarefa, e diante desses requisitos são avaliadas as configurações que mais se adequam para determinada aplicação. Na aviação agrícola não é diferente, a aeronave precisa realizar uma trajetória durante toda aplicação dos produtos fitossanitários e missão se resume conforme à Figura 6 (RASÍ, 2008).

Figura 6 - Missão idealizada de uma aeronave agrícola



Fonte: (RASÍ, p.38, 2008).

Em que:

0 - 1 : Checkup – Taxiamento;

1 - 2 : Decolagem;

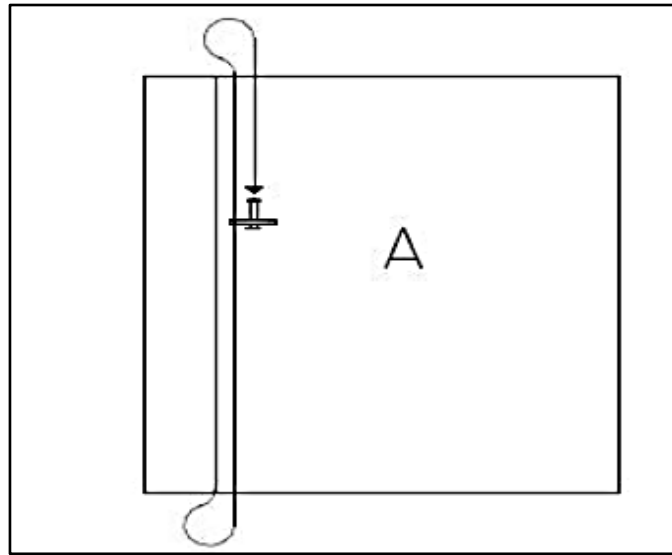
2 - 3 : Subida;

- 3 - 4 : Cruzeiro;
- 4 - 5 : Descida;
- 5 - 6 : Pulverização;
- 6 - 7 : Subida;
- 7 - 8 : Cruzeiro;
- 8 - 9 : Descida;
- 9 - 10: Pouso.

Segundo Costa (2009), a orientação da distribuição dos defensivos agrícolas é imprescindível para garantir uma aplicação eficiente e segura. É necessária a avaliação detalhada do local a ser pulverizado, para assim, definir um sentido de voo, posição de ventos predominantes, distância de aplicação que varia conforme a cultura e sempre seguindo à legislação específica da aviação agrícola (COSTA, 2009).

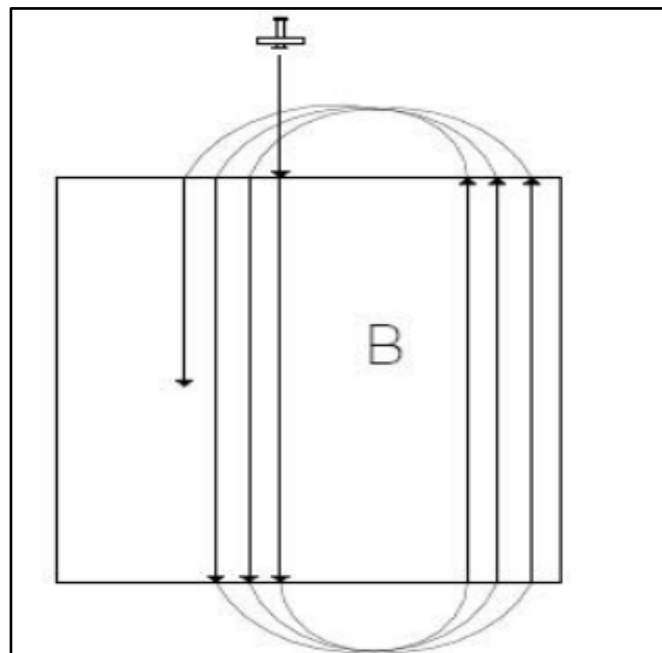
O risco operacional quando se trata da aviação agrícola é nítido e deve ter uma atenção especial nesse quesito. É indispensável que antes da decolagem, seja feito um mapeamento de locais de riscos e aconselha sempre efetuar um croqui junto com o engenheiro e técnico responsável. Por muito tempo esses pontos que oferecessem riscos eram sinalizados por bandeira, até mesmo todo monitoramento de aplicação, mas com o avanço da tecnologia já podem ser completamente substituídos por meio de GPS. Nas Figuras 7 e 8, seguem ilustrações típicas de tipos de curvas empregadas na operação de aplicação (COSTA, 2009).

Figura 7 - Curva de pulverização clássica / Balão



Fonte: Modificado de Rasi (p.38, 2008).

Figura 8 - Curva de pulverização *Racetrack*



Fonte: Modificado de Rasi (p.38, 2008).

### 3.6 Metodologia conceitual de projeto aeronáutico

Propostas por Raymer (2018), Sadraey (2013), Torrenbenk (2013) um projeto aeronáutico deve ser dividido em três fases:

- a) Projeto conceitual;
- b) Projeto preliminar;
- c) Projeto detalhado.

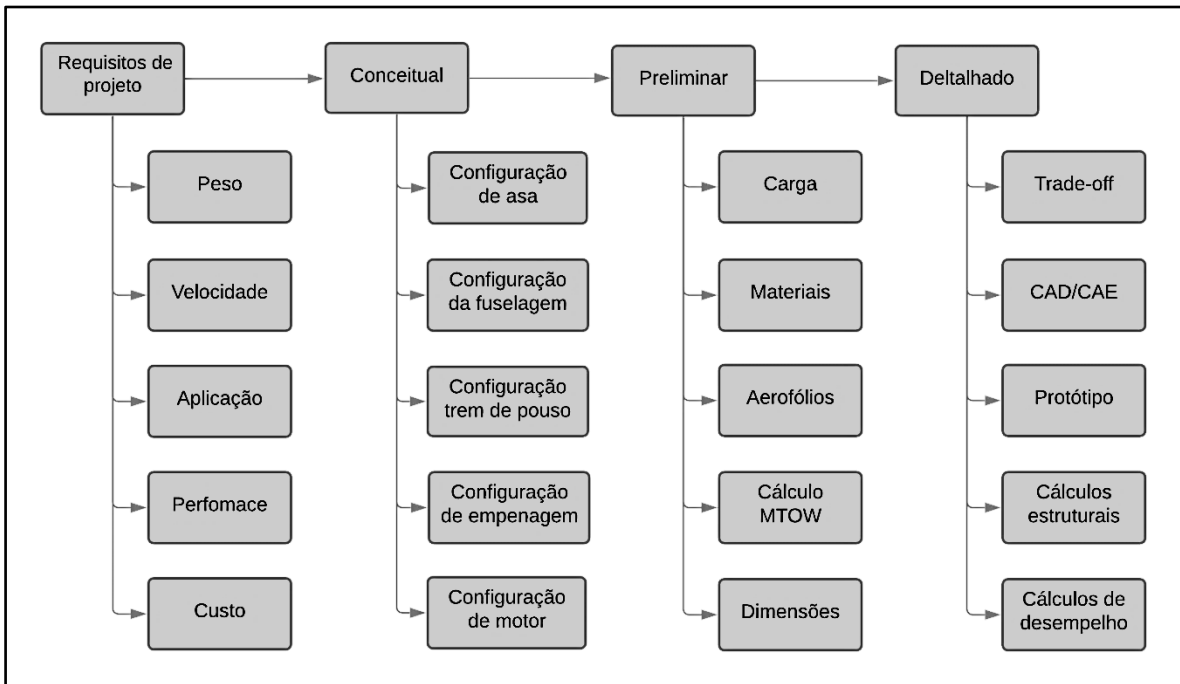
Esses processos foram desenvolvidos visando compreender e gerenciar melhor o ciclo de vida das múltiplas atividades envolvidas no desenvolvimento de uma aeronave. Na Figura 9 é apresentado um fluxograma descrevendo alguns pontos que devem ser abordados em cada etapa descrita. A partir desses conceitos, serão abordados a fundo as metodologias aeronáuticas mais utilizadas na aviação convencional, com intuito de tornar os procedimentos do projeto mais eficientes contendo um esforço interativo em todas as etapas.

Para Raymer (2018), o projeto básico de uma aeronave deve ser dividido em três períodos: conceitual; preliminar; detalhado. Essa ideia surge como forma de tornar a execução de cada passo mais eficiente, examinando uma grande porção de configurações existentes com implemento dos requisitos para definição de um melhor *design*.

De acordo Sadraey (2013), um projeto aeronáutico deve seguir as seguintes etapas: conceitual; preliminar; detalhado. Essas divisões são realizadas para conseguir entregar um conjunto final sem erros, seguindo passos evolutivos e detalhistas, sempre apoiado à análises, conhecimento técnico, científico e tecnológico.

Segundo Torenbeek (2013), o processo completo de uma aeronave é subdividido em fases de projeto conceitual; projeto preliminar e projeto de detalhe. Conforme a execução dessas fases, o nível de confiabilidade vai aumentando a eficácia das propostas e os conjuntos definidos vão sendo efetivados.

Figura 9 - Fluxograma de metodologia aeronáutica



Fonte: Autor (2022).

### 3.6.1 Metodologia conceitual para Raymer

Nesta fase são avaliadas alternativas passíveis de alteração antes de iniciar o detalhamento. A definição da configuração geral da aeronave inclui: geometria de asa, modelagem de toda configuração, tipo do trem de pouso, carga útil, localização de passageiros, localização de motor, alcance da aeronave, dentre outros recursos (RAYMER, 2018).

Segundo Raymer (2018) não é necessário o detalhamento no projeto conceitual, mas é imprescindível um croqui de ideias para interação dos componentes e identificação de inviabilidades na fase prematura, pois à medida que projeto evolui, aumenta-se o custo de modificações.

O prazo para conclusão desse período pode variar de semanas ou até mesmo anos. O processo de análises de requisitos, tecnologias e alternativas para compor o projeto requer bastante atenção, e geralmente são necessários especialistas experientes para cumprir essa fase (RAYMER, 2018).

### 3.6.2 Metodologia conceitual para Sadraey

Com bases nos requisitos do projeto, a etapa conceitual se destaca por ser a mais importante em todo processo. De acordo com Sadraey (2013), esse desenvolvimento do sistema de engenharia é uma atividade essencial para início de um projeto de maneira que poderá determinar a forma, custo, cronograma de execução, função, e por fim, definir um sistema preferencial de configuração.

A concepção do projeto é feita analisando diversas configurações e finalidade de operação da aeronave. E nessa etapa será feita a escolhas de diversos componentes principais da aeronave, tendo um esboço esquemático de como seria o resultado e trabalhando paralelamente a possibilidade construtiva (SADRAEY, 2013).

É necessário identificar os requisitos de desempenho do sistema, parâmetros quantitativos e qualitativos relacionados aos termos técnicos influentes no design, entre eles: peso, velocidade, volume, geometria, custo operacional e de manutenção. Esses processos normalmente sofrem um *trade-off*, técnica bastante utilizada em todas as fases do projeto, envolvendo peças e componentes que visam maximizar ganhos e minimizar perdas (SADRAEY, 2013).

### 3.6.3 Metodologia conceitual para Torenbeek

O estágio conceitual necessita de muita criatividade com uma visão amplamente voltada para o futuro e com implementos tecnológicos nos subsistemas para tornar a aeronave mais promissora e com viabilidade a longo prazo. Essa fase possui uma baixa fidelidade, e os erros de previsão se aproximam de 5% (TORENBEENK, 2013).

Esse projeto de linha de base utiliza-se a grande maioria de dados pré-existentes, investigando tipos de fuselagem, posicionamento de asas, quantidade de motores e localização, tipos de empenagem e outros parâmetros. Pode-se buscar configuração que levam ganhos potenciais envolvendo conceitos aerodinâmicos, estruturais e tecnológicos integrados ao *design* (TORENBEENK, 2013).

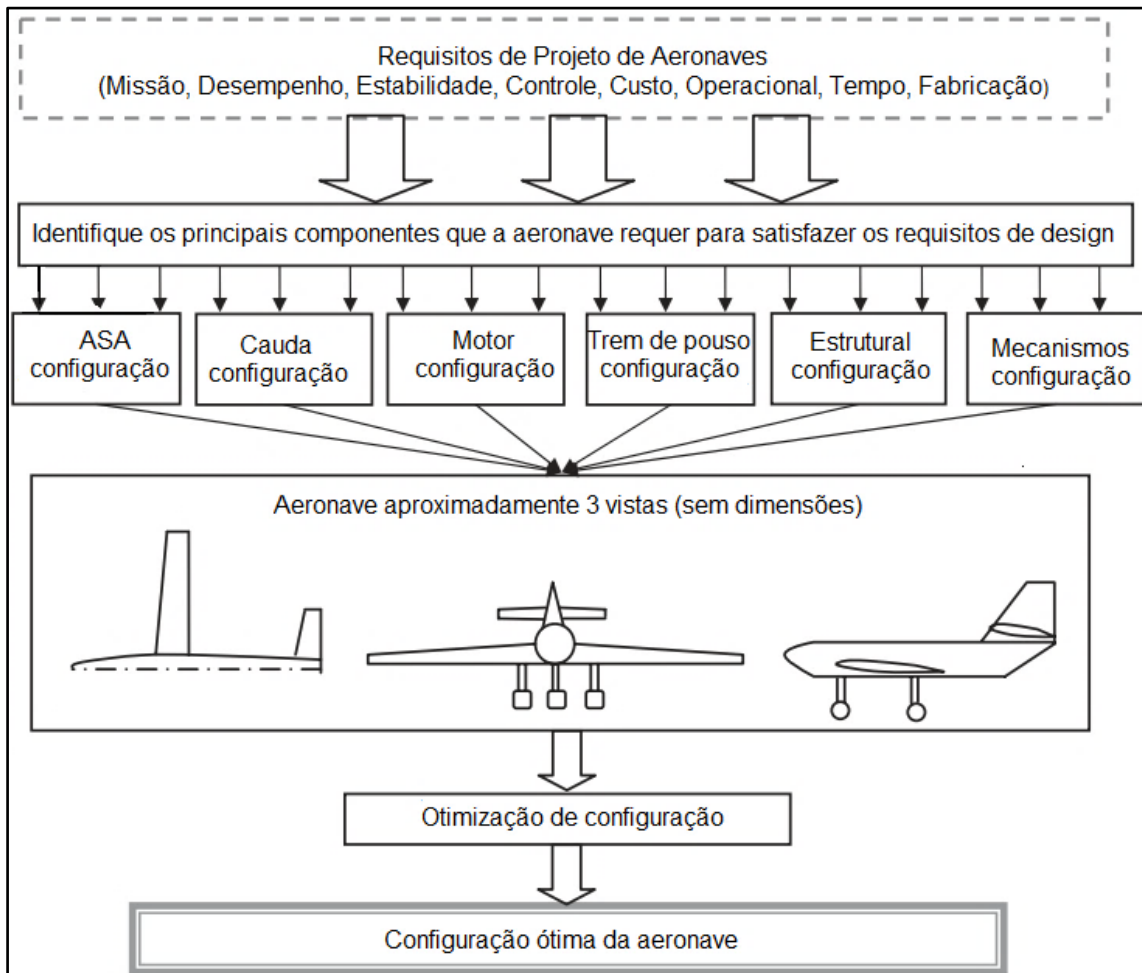
O conceito inicial se destaca pela interação de todo conjunto de componentes definindo uma linha de base a ser seguida. Nessa fase, se necessário alguma modificação, o projeto pode voltar para a etapa inicial, objetivando correções de

falhas e melhorias possíveis (TORENBEENK, 2013).

### 3.7 Revisão de projeto conceitual

O desenvolvimento do projeto conceitual envolve processos cruciais para obter uma visão global da aeronave, para detalhamento nas etapas posteriores. Os passos propostos por Sadraey (2013) segue como base a engenharia de sistemas, e define a configuração geral da aeronave seguindo os requisitos adequados para estudo e obtenção de informações (Figura 10).

Figura 10 - Projeto conceitual de aeronave



Fonte: Modificado de Sadraey, (2013, p. 50).

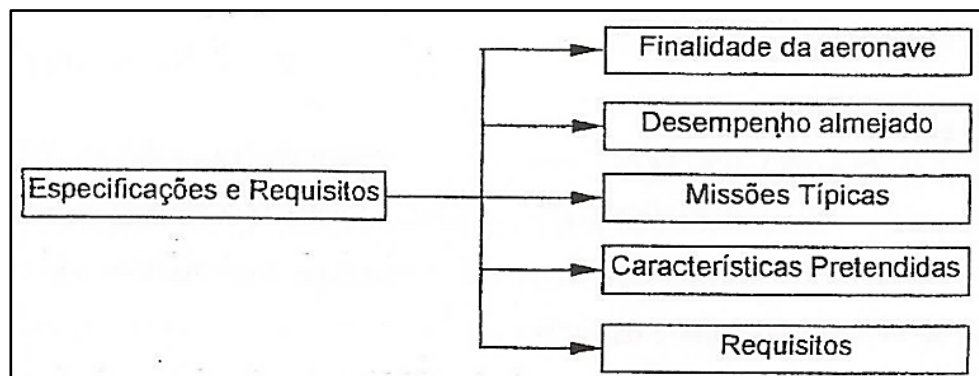
### 3.7.1 Requisitos do projeto

Todo projeto é realizado para suprir alguma necessidade, e na aviação não é diferente. Os requisitos do cliente devem ser fundamentados paralelamente à engenharia para garantir a viabilidade do projeto, bem como os fatores que poderão ser adotados ou não. As prioridades de elaboração do projeto devem sempre estar alinhadas com todas as subáreas, a fim de evitar que prejudique algum outro setor.

No desenvolvimento de qualquer projeto sempre existem parâmetros antagônicos, entre os quais a priorização de um conduz ao detrimento de outro. No caso de aviões, por exemplo, projetar uma estrutura mais resistente, tende a aumentar o peso, que por sua vez diminui o desempenho. Com base nisso deve-se fazer uma lista de prioridades para a aeronave (FLORES, 2017, p. 18).

Para Barros (2001) as especificações que devem ser questionadas nessa etapa, são apresentadas conforme a Figura 11.

Figura 11- Especificações e requisitos



Fonte: (BARROS, 2001, p. 50).

Nessa fase, se propõe para qual finalidade o produto vai ser destinado; a quantidade de carga que deve ser transportada; a velocidade de cruzeiro da aeronave; indicar quais as condições da pista para a operação; o tempo e facilidade de execução; se necessita de uma alta estabilidade em voo; expectativa de desempenho. Sempre será relacionado o custo que se espera no projeto e priorizando uma alta confiabilidade no quesito de segurança operacional (BARROS, 2001).

### **3.7.2 Configuração de asa**

As asas são superfícies sustentadoras responsáveis por manter o avião em voo através da atuação das forças aerodinâmicas. Cada configuração possui propostas diferentes e deve ser definida de acordo a missão do projeto. Esse componente garante a estabilidade lateral da aeronave e classifica-se como um dos itens principais. Ela deve ser determinada priorizando uma boa sustentação que se relacionada diretamente com o aerofólio utilizado, e sempre analisando forças aerodinâmicas indesejadas, como o arrasto (SADRAEY, 2013).

### **3.7.3 Posição de asa**

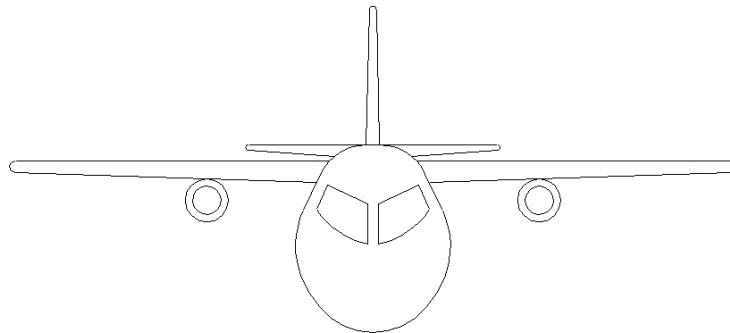
Em relação à posição vertical das asas, as principais utilizadas na indústria aeronáutica são:

- a) Asa alta;
- b) Asa média;
- c) Asa baixa.

#### **3.7.3.1 Asa alta**

A asa alta (Figura 12) é ideal para projetos que necessitam de pouso em pistas em condições não ideais, pois à altura evita contato de detritos com motores, quando os mesmos estão localizados na asa. Esse tipo de asa, comumente empregadas em aeronaves cargueiras para facilitar a deslocamento de cargas. Essa configuração gera maior sustentação em comparação a asa baixa, e possui uma menor velocidade de estol. Outro fator importante incluindo o efeito diedro que proporciona uma maior estabilidade lateral (SADRAEY, 2013).

Figura 12 - Configuração de asa alta



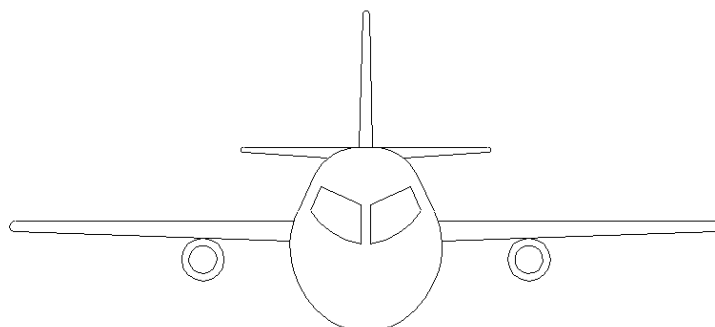
Fonte: Autor (2022).

As desvantagens apresentadas pela utilização dessa asa está na dificuldade em realizar manobras de deslizamento lateral por conta do efeito pêndulo causado pelo centro de gravidade localizado na posição inferior a asa. É também necessário um reforço estrutural da fuselagem para fixação do trem de pouso. Essa asa possui um menor efeito solo por estar em uma distância maior da pista, gerando uma menor sustentação quando comparada com a asa baixa (SABRAEY, 2018).

### 3.7.3.2 Asa média

Empregadas em aviões acrobatas, onde o centro de gravidade fica localizado a uma altura relativa à das asas (Figura 13). Possui uma diminuição de arrasto quando a fuselagem apresenta geometria aproximadamente circular e a passagem da asa estiver no seu interior excluindo um reforço estrutural externo (RAYMER, 2018).

Figura 13 - Configuração de asa média



Fonte: Autor (2022).

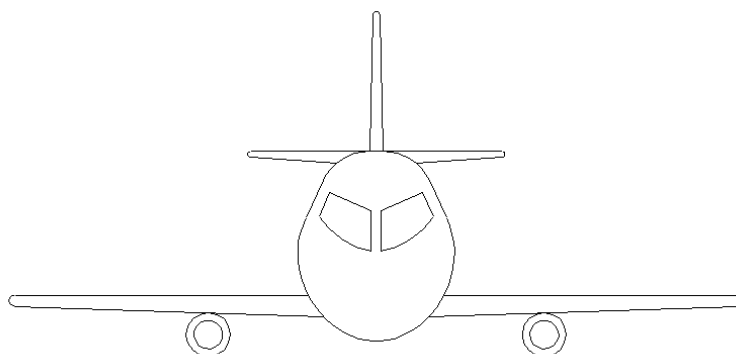
Esse tipo de asa necessita de um maior reforço estrutural interno, por conta da fixação ser em uma posição vertical média à fuselagem, e quando a longarina dividida em duas partes, promove um ganho de massa. Quando a caixa de asa passa no interior da fuselagem, diminui e inviabiliza o espaço interno (SADRAEY, 2013).

### 3.7.3.3 Asa baixa

Segundo Sadraey (2013), os aviões de asa baixa (Figura 14) são aplicados quando se necessita de uma maior controlabilidade incluindo velocidade e desempenho. Eles possuem uma maior performance na decolagem devido efeito solo. Na maioria das vezes são em uma estrutura única de asa com menos junções, sendo mais leve. São geralmente utilizados em voos comerciais e jatos, pois apresentam um maior controle lateral e menor peso na cauda em comparação a asa alta, por reduzir o efeito de *downwash* na cauda (SADRAEY, 2013).

Os contras dessa configuração é que necessita de uma maior altura dos trens de pouso para garantir uma distância segura dos motores até a pisca, exigindo uma melhor infraestrutura nos aeroportos para embarques de passageiros e mercadorias. As dimensões de flaps devem ser reduzidas a fim de evitar acidentes durante decolagem e pouso. (SADRAEY, 2013).

Figura 14 - Configuração de asa baixa



Fonte: Autor (2022).

Um ponto a ser observado nesse tipo de configuração é aplicação de um ângulo diedro, visto que a instabilidade lateral da aeronave é comprometida por conta da localização do centro de massa e forças aerodinâmicas atuantes. Não

existe uma técnica que selecione o ângulo correto, e sim dados históricos. Para uma aeronave subsônica, de asa baixa, indica que a faixa esteja entre três e sete graus (RAYMER, 2018).

#### **3.7.4 Geometria de asa**

Segundo Raymer (2018), a geometria de asa é escolhida para ser usada na definição de alguns coeficientes aerodinâmicos. A asa de referência é utilizada inicialmente definindo o seu formato geométrico para gerar parâmetros que serão aplicados ao projeto e suas dimensões sendo definidas a partir dos cálculos da carga.

De acordo com Barros (2001), existem diversas geometrias de asa utilizadas na aviação, cada uma com características distintas que variam de acordo a missão do projeto, sendo:

- a) Retangular;
- b) Trapezoidal;
- c) Retotrapezoidal;
- d) Elíptica.

##### **3.7.4.1 Retangular**

Uma geometria com alta facilidade de construção, nervuras com dimensões iguais. Possui um estol bastante lento.

Os contras são que geram grandes vórtices, devido ao diferencial de pressão entre o intradorso e extradorso, e também por apresentar um alto momento de inércia, fator que dificulta a manobrabilidade da aeronave.

Figura 15 - Geometria de asa retangular

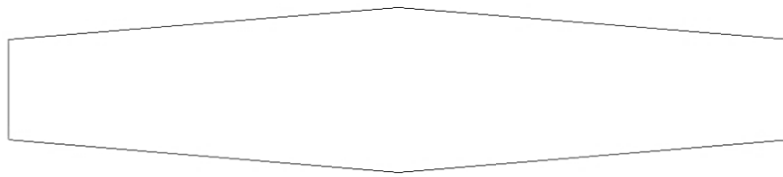


Fonte: Autor (2022).

### 3.7.4.2 Trapezoidal

Essa geometria é uma melhoria da retangular, por proporcionar a utilização de afilamento nas pontas de asa, conseguindo amenizar o arrasto induzido e se tornando mais eficiente (Figura 16). Possui uma menor inércia que contribui para uma maior controlabilidade.

Figura 16 - Geometria de asa trapezoidal



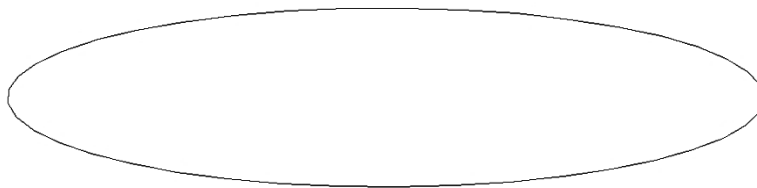
Fonte: Autor (2022).

As desvantagens dessa aplicação seria a dificuldade de construção que aumenta em relação à retangular. Também apresenta uma velocidade de estol inferior a asa retangular.

### 3.7.4.3 Elíptica

Considerada a asa mais eficiente de todas as geometrias, a asa elíptica (Figura 17) possui um valor mínimo de arrasto induzido e por isso consegue obter alta eficiência aerodinâmica.

Figura 17 - Geometria de asa elíptica



Fonte: Autor (2022).

As desvantagens seria a fabricação, pois necessita de maquinário de alto

custo para auxiliar na manufatura. Apresenta características muito baixas em relação ao estol.

#### **3.7.4.4 Retotrapezoidal**

A geometria retotrapezoidal que mais se aproxima da asa elíptica, considerada a mais eficiente de todas. Essa mesclagem é feita com parte de asa retangular e parte trapezoidal, conseguindo obter os benefícios de ambas as asas, tais como o aumento da sustentação e diminuição do arrasto induzido nas pontas.

Figura 18 - Geometria de asa retotrapezoidal



Fonte: Autor (2022).

#### **3.7.5 Número de asas**

O projetista deve definir o número de asas, assim como outros componentes, citados na seção 3.7. Existem algumas opções no mercado aeronáutico que possuem características distintas e devem ser aplicadas conforme encargo do projeto.

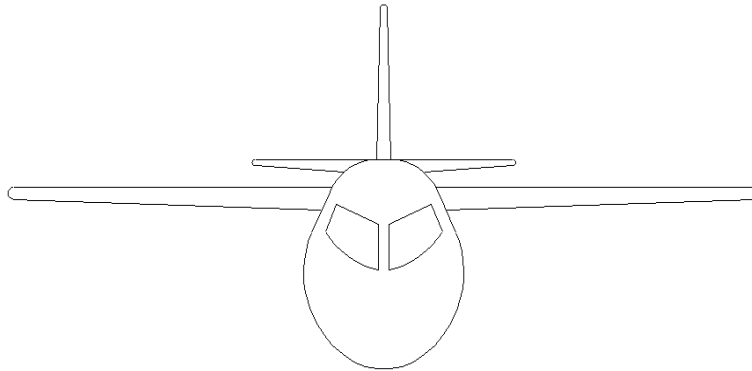
##### **3.7.5.1 Monoplano**

De acordo com Sandrey (2013), no mercado atual, os monoplanos (Figura 19) são mais utilizados e sempre o projeto deve dar preferência inicial a essa opção, se caso os requisitos não forem satisfeitos, pode se pensar em uma biplano ou até triplano. Devido os avanços tecnológicos, essa opção tornou-se mais viável e vem conseguindo promover uma maior estabilidade lateral.

As desvantagens dessa opção seria um maior inercia ao movimento de rotação, não sendo indicadas para aviões que necessitam de uma resposta imediata. Essa configuração deve se ater a uma estrutura mais reforçada por conta

de uma maior envergadura (SADRAEY, 2013).

Figura 19 - Monoplano

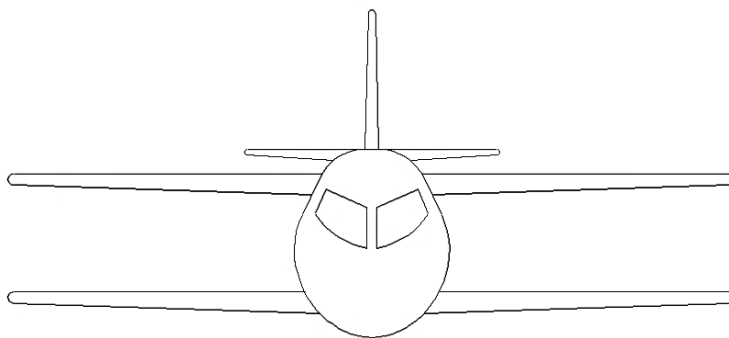


Fonte: Autor (2022).

### 3.7.5.2 Biplano

Segundo Raymer (2018), os biplanos (Figura 20) lideraram a aviação nos primeiros 30 anos. Os irmãos Wright aplicaram essa configuração no seu primeiro projeto, e devido os perfis serem muito finos, necessitavam de um reforço na estrutura e esse tipo tinha uma maior eficiência estrutural. Atualmente, com perfis mais grossos, eles são utilizados em aviões acrobatas por conta de permitir uma maior taxa de rotação e gerarem um menor arrasto induzido quando o *Gap* (distância vertical entre asas) for maior.

Figura 20 - Biplano



Fonte: Autor (2022).

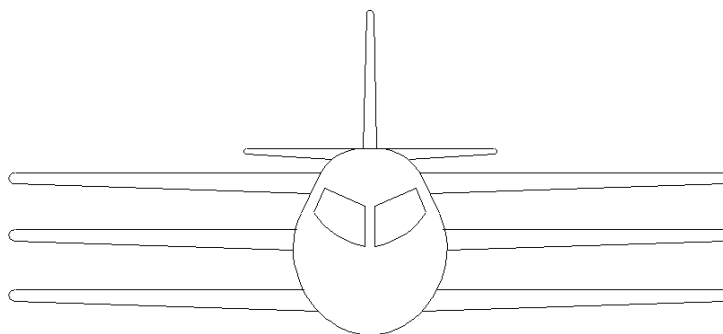
O lado negativo de utilizar essa configuração é o aumento de estruturas para fixação das duas asas. Essas ligações geram um maior arrasto e aumento no peso da aeronave. Outro ponto negativo seria por conta da interferência do escoamento entre as duas asas, aumentando o arrasto geral. A medida que o *Gap* aumenta, necessita de um reforço estrutural maior, por conta do maior arrasto gerado (RAYMER, 2018).

### 3.7.5.3 Triplano

Utilizados nos anos 1940 e 1950, os triplanos ofereciam uma maior agilidade em aeronaves manobráveis por possuírem uma envergadura mais curta. Essa configuração atendia melhor as propostas das aeronaves na época, por oferecerem uma melhor resposta às forças atuantes. Atualmente ela se destaca no quesito de maior controlabilidade (SADRAEY, 2013).

Com o avanço da tecnologia, foram surgindo novos materiais que oferecem uma maior resistência mecânica, entregando uma maior confiabilidade nos projetos de asa, e com isso, não necessitou de um reforço estrutural com suportes que eram tanto empregados em aviões com mais de uma asa. O uso com três ou mais asas se tornou inviável por conta do aumento de massa, atualmente nenhuma aeronave moderna emprega essa configuração (SADRAEY, 2013).

Figura 21 - Triplano



Fonte: Autor (2022).

### 3.7.6 Configuração de cauda

Operando com o mesmo princípio das asas, as caudas são superfícies geradoras de sustentação para garantir a estabilidade e controle da aeronave. Elas possuem grande importância de restaurar a posição ideal de voo causado pelo momento gerado pelas asas. Os modelos mais utilizados são divididos em estabilizadores horizontais que são responsáveis pelo movimento de arfagem (rolagem através do eixo lateral ao longo da asa) e os verticais pela guinada (rolagem através do eixo vertical). Existem diversas configurações de caudas e as principais utilizadas são do tipo convencional e T (RODRIGUES, 2014).

#### 3.7.6.1 Cauda convencional

O tipo convencional (Figura 22) possui menor massa em relação às demais, devido as configurações não necessitarem de um reforço estrutural. A sua posição deve ser um item dimensionado de acordo a localização da asa, pois pode-se ter grandes influências do escoamento, que reduz a controlabilidade do avião (SLONGO; MORAES; MANTOVANI; VENTURINI, 2019).

Figura 22 - Cauda convencional



Fonte: Modificado Gudmundsson (2014, p.93).

#### 3.7.6.2 Cauda em T

Essa configuração (Figura 23) é bastante utilizada nos projetos de aviação por possuírem algumas vantagens em relação à convencional. Esse tipo se torna mais

eficiente, pois se encontra em uma posição mais elevada em relação à asa e minimiza o efeito downwash, reduzindo os efeitos de fadiga. O fato do profundor se posicionar no final do leme, exclui a possibilidade de gerar arrasto induzido, aumentando sua eficiência e podendo reduzir seu volume. As desvantagens é que possui maior massa em relação a convencional e por necessitar de um maior reforço estrutural no leme para suportar as cargas atuantes no profundor (GUDMUNDSSON, 2014).

Figura 23 - Cauda em T



Fonte: Modificado Gudmundsson (2014, p.93).

### **3.7.7 Configuração do conjunto motopropulsor**

O sistema propulsivo da aeronave é responsável por gerar um empuxo suficiente para garantir a sustentação necessária para toda trajetória de voo e taxiamento, vencendo as forças indesejáveis de arrasto (TORENBEEK, 2013).

Segundo Torenbeek (2013) os motores tem um histórico bastante agradável em eficiência e economia. Essa evolução surgiu a partir da segunda guerra mundial com intuito de proporcionar maior impulso, confiabilidade e minimizar os efeitos de consumo de combustível. Por exemplo, o turbofan aumentou 25 toneladas sua capacidade de tração com redução de 30% em consumo específico de combustível.

#### **3.7.7.1 Localização e número de motores**

Para Gudmundsson (2014), a presença de qualquer componente que gera uma força na aeronave é uma grande preocupação. O sistema de tração só perde para a asa no quesito de geração de força e sua posição vertical deve ser definida

com cautela de acordo o centro de gravidade por conta de momentos gerados que provocam uma inclinação positiva ou negativa do nariz.

O número de motores tem impacto direto no projeto e deve ser definido com precisão por conta da natureza do problema. Deve se observar: taxa de falha, segurança, configuração geral da aeronave, potência, tração disponível e requerida pelo conjunto, relação de peso/potência, custos e outros (SADRAEY, 2013).

### 3.7.7.2 Monomotor

O monomotor trás uma vantagem em virtude da sua posição fornecer uma melhor distribuição de massa (Figura 24). São muito aplicados em aeronaves de pequeno porte e acrobáticos, com localização do motor na parte frontal da aeronave conhecidos como sistema “*tractor*”. São sistemas simples que restringem um pouco seu desempenho devido à presença da geometria da fuselagem logo atrás da hélice (GUDMUNDSSON, 2014).

Figura 24 - Configuração monomotora



Fonte: Modificado Gudmundsson (2014, p.90).

### 3.7.7.3 Bimotor

Disponíveis em aeronaves de pequeno e grande porte, apresenta uma configuração com dois motores localizados nas asas, e proporcionam uma maior tração e segurança por conta da presença de mais de um motor (Figura 25). As forças assimétricas podem ser um problema quando algum motor se tornar inoperante, necessitando de uma experiência do piloto para manter o controle da aeronave, além de aumentar consideravelmente a massa total do avião

(GUDMUNDSSON, 2014).

Figura 25 - Configuração bimotora

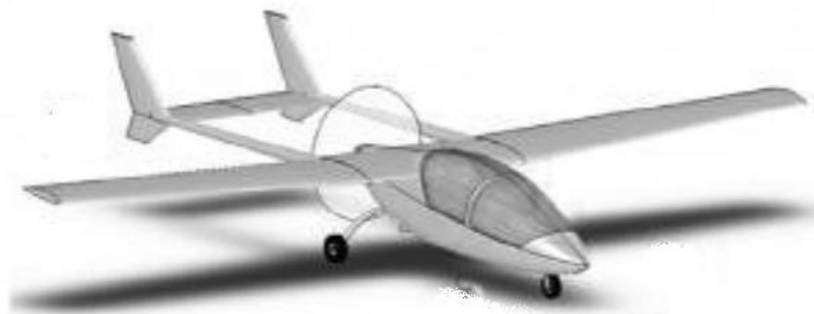


Fonte: Modificado Gudmundsson (2014, p.90).

#### 3.7.7.4 Monomotor *pusher*

Esta configuração é conhecida como *pusher*, onde o motor fica localizado na parte traseira da fuselagem, empurrando a aeronave através da força gerada pelo conjunto motopropulsor (Figura 26). Esse sistema muito empregado em aeronaves anfíbias que necessitam de uma altura vertical considerável para evitar contato com a água e em sistemas militares antigos para evitar comprometimento do motor em missões de risco. Geram problemas de estabilidade longitudinal, devido a sua posição pode encontrar regiões de escoamento perturbado (GUDMUNDSSON, 2014).

Figura 26 - Configuração de motor *pusher*



Fonte: Modificado Gudmundsson (2014, p.90).

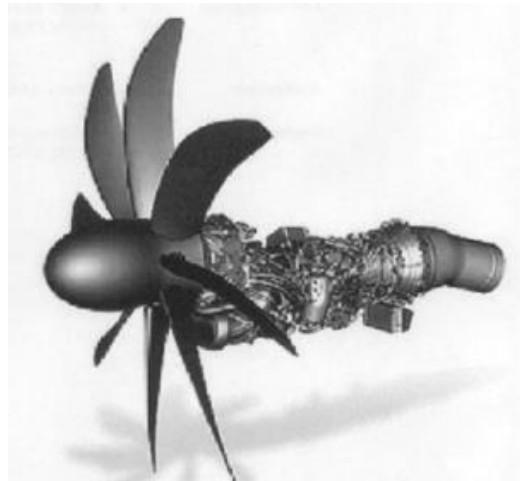
### 3.7.8 Tipos de motores

O tipo de motor selecionado irá ditar muitos passos para a configuração da aeronave e deve ser definido de acordo os requisitos operacionais e modelos disponíveis no mercado. Dentre alguns principais, estão: turboélice, turbofan, pistão e elétricos (SADRAEY, 2013).

#### 3.7.8.1 Turboélice

O turboélice funciona com uma hélice acionada por uma turbina a gás do motor (Figura 27). No quesito de eficiência, esse sistema fica entre o motor a pistão e o turbofan. São aplicados em aeronaves comerciais e de pequeno porte e garantem uma alta confiabilidade, e seu consumo é superior ao motor a pistão e inferior ao turbofan. Esse tipo de sistema propulsivo possui limitação de velocidades por conta das hélices (SADRAEY, 2013).

Figura 27 - Turboélice



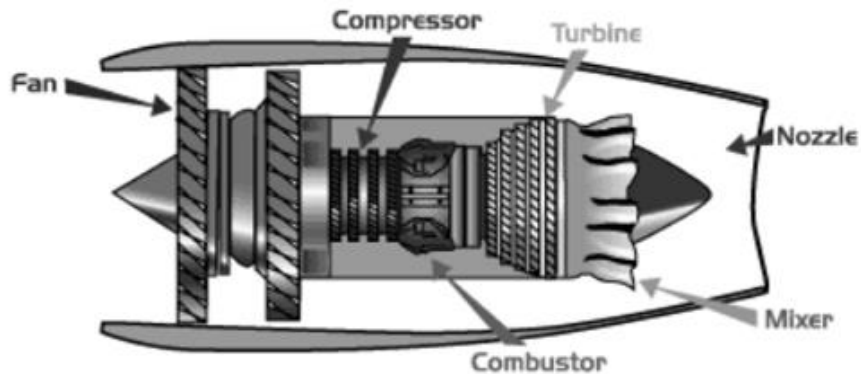
Fonte: Modificado Torrenbenk (2013, p.70).

#### 3.7.8.2 Turbofan

Os turbofans são bastantes conhecidos e funcionam à reação, retirando potência mecânica provenientes dos gases por uma turbina, e outra parte é destinada à compressão para gerar trabalho e empuxo (Figura 28). São de extrema confiabilidade, empregados em aviões comerciais e jatos executivos, operando em

altas velocidades de cruzeiro e possuem ótima eficiência em grandes altitudes, mas necessitam de um alto investimento (RAYMER, 2018).

Figura 28 - Turbofan

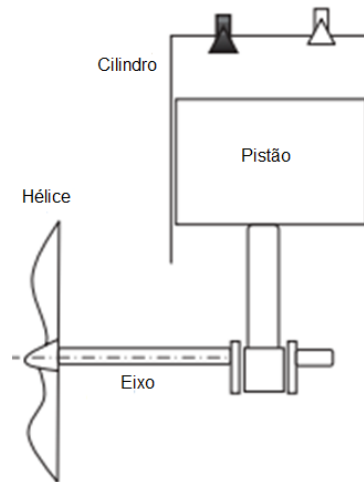


Fonte: Modificado de Nasa (2021, p.03).

### 3.7.8.3 Motores a pistão

Os motores a pistão, combinados com hélice, foi o primeiro sistema propulsivo utilizado em aeronaves (Figura 29). Esses motores funcionam com a queima de combustível dentro de um cilindro e realiza ciclos termodinâmicos que variam de acordo o combustível. São baratos e possuem menor consumo, foram responsáveis pela evolução do mercado aeronáutico e até hoje estão em progresso contínuo para proporcionar maior empuxo e garantir uma alta confiabilidade. Apresentam limitações e sua aplicação é direcionada a aeronaves leves e agrícolas (RAYMER, 2018).

Figura 29 - Motor a pistão



Fonte: (SADRAEY, 2013, p.424).

### 3.7.8.4 Motores elétricos

Os motores elétricos estão em constante evolução e sua aplicação vem crescendo de forma exponencial, a Figura 30 representa uma aeronave com um motor elétrico da fabricante Siemens. Esse sistema é composto de motor, hélice e bateria. Ainda não são empregados em aeronaves de grande porte e transportes comerciais, por conta de sua limitação quanto à autonomia, baixas velocidades e altitudes. Esse sistema não necessita de combustível, fator que promove uma diminuição nos custos operacionais. Os motores são mais leves, contudo, o peso das baterias são maiores que o sistema motor pistão (SADRAEY, 2013).

Figura 30 - Motor elétrico da Siemens



Fonte: Modificado de Sigler (2016, p.01).

### **3.7.9 Configuração de trem de pouso**

O trem de pouso é responsável por suportar o peso da aeronave no momento do pouso e decolagem, resiste às cargas estáticas e dinâmicas e taxiamento em solo. Seu projeto estrutural deve ser bem detalhista, pois é um dos pontos mais críticos da aeronave e deve ser projetado de maneira ideal para cada missão (GUDMUNDSSON, 2014).

O trem de pouso permite que a aeronave pouse sem danificar a estrutura. A resposta às forças substanciais e momentos, devem ser priorizadas, mas o efeito dentro da aeronave deve ser considerado, garantindo um bom amortecimento aos passageiros e cargas presentes. Deve permitir uma boa dinâmica no solo e possuir rodas suficientes para suportar as peso da aeronave em atividade (GUDMUNDSSON, 2014).

Existem diversas configurações disponíveis no mercado aeronáutico, e o que mais se destaca é o triciclo e o convencional. Cada um possui características distintas que serão abordadas nos itens 3.7.9.1 e 3.7.9.2.

#### **3.7.9.1 Triciclo**

O trem de pouso triciclo, representado na Figura 31, torna o avião mais dinâmico em solo por conta de uma menor distância entre o principal e o frontal; bom controle em pista com ventos cruzados; facilidade em realizar o pouso e boa visibilidade em solo. Essa configuração é muito utilizada, mas possui uma maior massa em relação o convencional, fator que torna o custo mais elevado. Essa configuração gera um maior arrasto por possuir três ou mais rodas, todas com estruturas eficientes, e mecanismos de maior complexidade (GUDMUNDSSON, 2014).

Figura 31 - Trem de pouso triciclo



Fonte: Modificado Gudmundsson (2014, p.549 )

Essa configuração pode optar por um sistema retrátil, conseguindo minimizar os efeitos do arrasto durante o voo, mas gerar um maior investimento e aumento na complexidade dos mecanismos e estrutural e conseqüentemente elevando sua massa, fator que torna o projeto mais suscetível a futuras falhas (GUDMUNDSSON, 2014).

### **3.7.9.2 Convencional**

Essa configuração possui menor dinâmica em solo, e são indicados para operar em pistas não preparadas (Figura 32). Geralmente usados em aviões pequeno porte, esse sistema é menos complexo e possui um menor peso e arrasto durante o voo. Possui um mecanismo de direção simples e são preferenciais para pilotos que operam em campo. Devido à roda ficar atrás, distante do trem de pouso principal, gera maior instabilidade em solo que também impede à dinâmica no taxiamento. Possui uma aceleração mais lenta por conta de sua posição inclinada em relação ao eixo longitudinal, e pelo mesmo motivo, dificulta a visão do piloto (GUDMUNDSSON, 2014).

Figura 32 - Trem de pouso convencional



Fonte: Modificado Gudmundsson (2014, p.549).

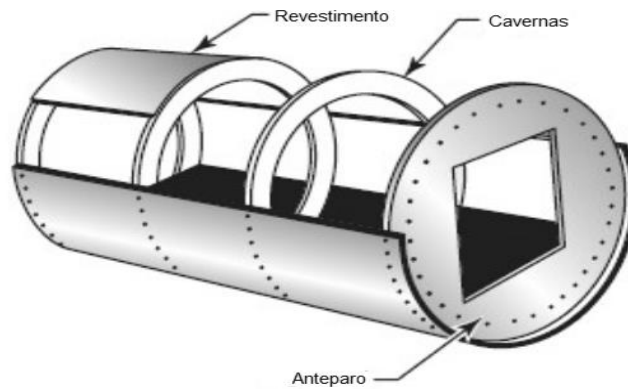
### **3.7.10 Configuração de fuselagem**

Sadraey (2013), diz que a fuselagem é a terceira componente mais importante no avião, depois da asa e empenagem. Ela possui a função de acomodar cargas e passageiros. E assim como os demais componentes, a configuração deve ser definida de acordo com prioridades do projeto. Sempre visando à segurança de voo, como é feito em todos os demais itens, para a fuselagem deve se alinhar ideias que diminuam o arrasto na superfície e tenha uma alta resistência mecânica contra as forças de cisalhamento, compressão, tração, flexão, torção. Esse item integra todos os componentes (SADRAEY, 2013).

#### **3.7.10.1 Monocoque**

Esse modelo é formado por um revestimento externo, anteparos e molduras (cavernas) que proporcionam a forma geométrica à fuselagem, conforme a Figura 33. Esse componente é responsável por suportar os esforços mecânicos e por esse motivo deve ser projetado de forma que se empreguem materiais que satisfaçam essa condição e consiga suportar todas as tensões atuantes (AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL, 2021).

Figura 33 - Fuselagem monocoque

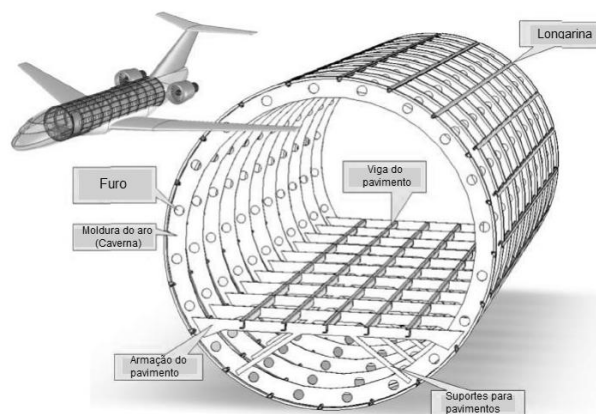


Fonte: Modificado Aeronautical handbook (2012, p.02).

### 3.7.10.2 Semi monocoque

Essa configuração consiste em uma sequência de armações unidas por longarinas e vigas de piso, que geralmente são enteladas com folhas de alumínio (Figura 34). Essa estrutura é uma derivação da monocoque, mas possuem membros longitudinais que reforçam o revestimento. As cargas primárias devem ser suportadas pelas longarinas ao longo do eixo longitudinal que geram uma maior resistência, os materiais empregados são geralmente: ligas de alumínio, aço, magnésio (SLONGO; MORAES; MANTOVANI; VENTURINI, 2019).

Figura 34 - Fuselagem semi-monocoque

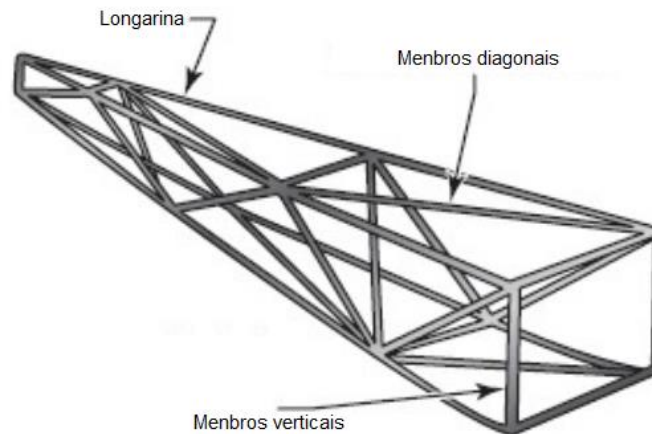


Fonte: Modificado Gudmundsson (2014, p.549).

### 3.7.10.3 Treliçada

Essa configuração consegue atender bem alguns projetos e garante uma alta resistência mecânica através da ligação de tubos que formam estruturas treliçadas (Figura 35). Uma das grandes vantagens dessa aplicação é redução de massa, pois consegue se destacar com as demais configurações e entregar uma alta resistência e eficiência. Os materiais empregados nesse tipo de estrutura é a fibra de carbono, aço e alumínio. Devido sua forma treliçada, acaba restringindo o espaço para armazenamento de cargas em seu interior (HANDBOOK, 2012).

Figura 35 - Fuselagem treliçada



Fonte: Modificado Aeronautical handbook (2012, p.02 )

## 3.8 Metodologia de projeto preliminar

Nesta fase será realizada a identificação das ferramentas para dimensionamento dos componentes e obter alguns dados (Figura 36), utilizando conceitos técnicos e uso de softwares. Partindo em direção de um caminho mais eficiente e tecnológico, essa etapa do processo é bastante interativa e será detalhada em cada subsistema a partir das referências disponíveis.

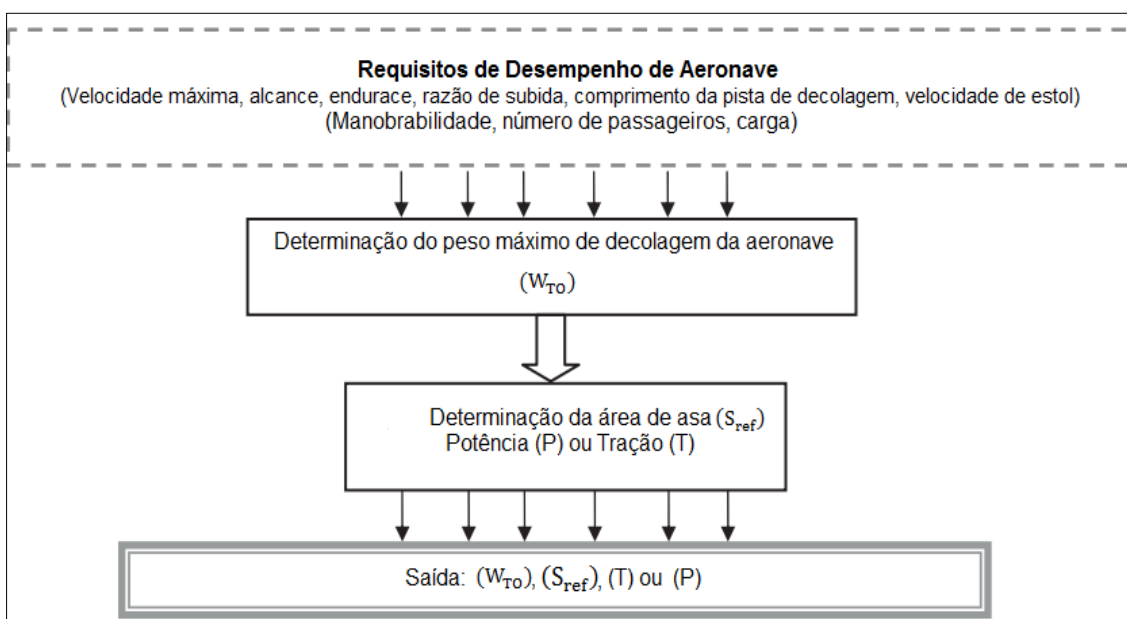
No intuito de empregar os resultados obtidos na fase conceitual, a etapa preliminar será desenvolvida em processo evolutivo com a finalidade de gerar características e determinar recursos mais fundamentados do sistema. Nessa etapa serão desenvolvidas medidas técnicas de desempenho dos subsistemas e técnicas

para conduzir às análises funcionais (SADRAEY, 2013).

As grandes alterações já foram feitas até essa etapa, e definido o tipo de asa, empenagem, trem de pouso e as demais configurações. Essa fase necessita de um tempo muito longo para seu desenvolvimento e os detalhes vão sendo expostos, de forma a garantir confiança para o desenvolvimento do projeto. Os testes precisos começam em todas as subáreas, como: aerodinâmica, estabilidade e controle, sistema motopropulsor, estruturas, e um protótipo pode ser elaborado em softwares de modelagem computacional ou físico. O uso do *lofting*, que é técnica de desenhos através de uma modelagem matemática do revestimento externo para uma interação entre seus componentes, será empregado nessa etapa. (RAYMER, 2018).

Segundo Torenbeek (2013), ao contrário do projeto conceitual que tem uma visão global, o projeto preliminar visa determinar os subsistemas. Essa fase realiza dimensionamento de componentes e melhorias. Refinando o processo de conceito, os especialistas de diferentes áreas contribuem para um resultado firme e eficiente, caminhando para a fase detalhada. Neste estágio preliminar, os profissionais elaboram análises específicas e equilibradas de volumes dos componentes, integrados às propriedades aerodinâmicas e estruturais (TORENBECK, 2013).

Figura 36 – Fluxograma de projeto preliminar



Fonte – Modificado de Sadraey (2013, p.94)

### 3.8.1 Determinação de peso máximo de decolagem

A determinação da estimativa do peso total da aeronave se dá antes mesmo da aeronave ser projetada ou construída. Essa fase pode acontecer com certas imprecisões que variam cerca de 20%, por conta de alguns fatores não conclusivos nessa etapa (SADRAEY, 2013).

O peso total de uma aeronave é dado pela soma aritmética de todos os componentes e combustíveis no momento de decolagem. Esse peso máximo é definido como *M<sub>tow</sub>*, e pode ser dividido e representado pela Equação 1, abaixo.

$$W_{TO} = W_{PL} + W_C + W_F + W_E \quad (1)$$

Em que:

- a) Peso da carga útil (*W<sub>PL</sub>*);
- b) Peso da tripulação (*W<sub>C</sub>*);
- c) Peso do combustível (*W<sub>F</sub>*);
- d) Peso vazio (*W<sub>E</sub>*).

### 3.8.2 Seleção de aerofólios

A definição de perfis a serem utilizados em um projeto está diretamente relacionada com a sua aplicação, pois existem diversas variáveis que afetam diretamente a eficiência e desempenho aerodinâmico da aeronave (TORENBECK, 2013).

Segundo Torenbeek (2013), a escolha de aerofólios é o segundo parâmetro mais importante para o projeto de uma superfície sustentadora, após a área plana da asa. O dimensionamento do perfil irá proporcionar a definição de pressão no intradorso e extradorso da asa para se relacionar com a força de sustentação. Uma grande observação é sempre para um menor custo aerodinâmico em relação ao arrasto e momento de arfagem.

Para Torenbeek (2014), a definição do aerofólio a ser utilizado pode ser feito por seleções a partir de:

- a) Projeto de aerofólio;
- b) Seleção de aerofólio.

O projeto de aerofólio é bastante complexo e exige especialistas para desenvolvimento e avaliação de diversos fatores influentes, além de altos investimentos em equipamentos e especialização. As empresas de grande porte no campo aeronáutico, como a *Boeing* e *Airbus*, possuem profissionais altamente qualificados e capitais para produzir aerofólios específicos para cada projeto, mas uma empresa de poder aquisitivo menor possui maior dificuldade e acaba sendo viável a seleção de aerofólios disponíveis no mercado (TORENBEEK, 2014).

### 3.8.2.1 Avaliação aerodinâmica dos perfis

Quando se quer analisar um perfil, o coeficiente de sustentação, arrasto e momento de arfagem, devem ser avaliados em relação ao ângulo de ataque. Essas quatro variáveis principais estão diretamente interligadas para que se consiga obter relações eficientes de aplicação.

O coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) é um número adimensional dado pelo quanto um corpo possui capacidade de gerar a força de sustentação. O coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) é a capacidade que um corpo tem em gerar de arrasto. O coeficiente de momento ( $C_M$ ) é a capacidade que o perfil possui em gerar o momento de arfagem. Outra componente bastante importante é a avaliação do ângulo de ataque ( $\alpha$ ), que é a inclinação formada pela linha da corda do perfil em relação à direção do vento relativo (RODRIGUES, 2014).

De acordo com Sadraey (2014), um avião tem naturalmente uma missão de decolagem, subida, cruzeiro, manobras e descida. A proporção maior do tempo de percurso de uma aeronave é no momento de voo de cruzeiro, então se necessita de uma atenção especial nessa etapa, pois acontece um equilíbrio entre as forças de sustentação ( $L$ ) e peso da aeronave ( $W$ ), e entre a força de empuxo dada pelo motor ( $E$ ) e a força de arrasto ( $D$ ). As Equações 2 e 3 dominantes em um voo de cruzeiro são:

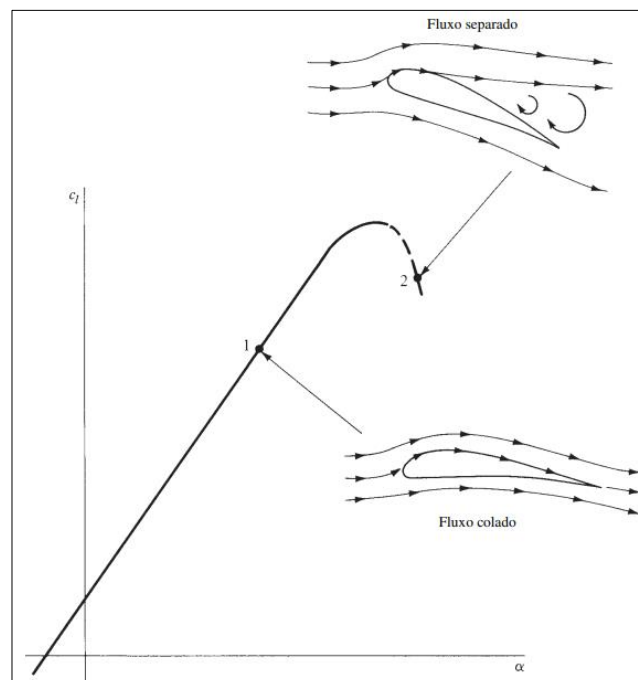
$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = mg \quad (2)$$

$$D = E = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{n \eta_p P_{max}}{V_c} \quad (3)$$

Em que:  $\rho$  - é a densidade do ar,  $V$  - a velocidade da aeronave,  $S$  - a área de asa,  $m$  - a massa da aeronave,  $g$  - a aceleração da gravidade,  $n$  - é uma variável que indica a porcentagem da potência do motor que será utilizada em velocidade de cruzeiro,  $\eta_p$  - é a eficiência da hélice,  $P_{max}$  - a potência máxima fornecida pelo motor,  $V_c$  - é a velocidade de cruzeiro.

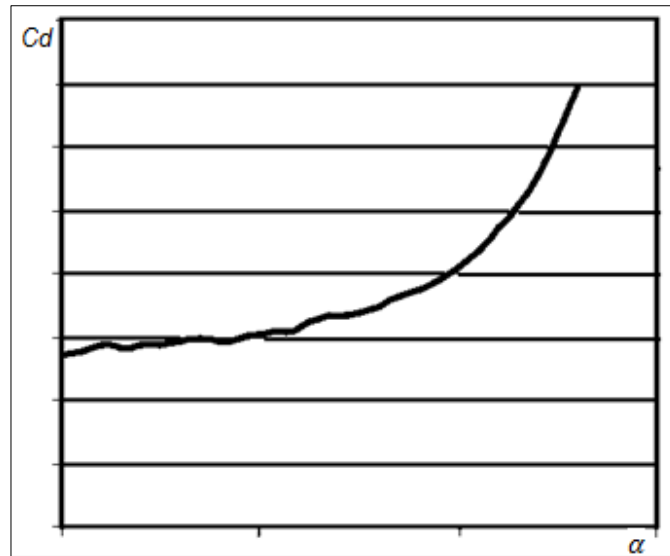
Nas Figuras 37, 38, 39 temos as curvas características de um perfil aerodinâmico bastante utilizado em projetos que necessitam de alta sustentação. O comportamento das curvas indica a variação dos coeficientes de sustentação e arrasto em relação à variação do ângulo de ataque. Esses gráficos auxiliam na definição do perfil a ser escolhido de acordo uma condição satisfatória para aumento do coeficiente de sustentação, e minimização do coeficiente de arrasto.

Figura 37 - Variação da sustentação versus o ângulo de ataque



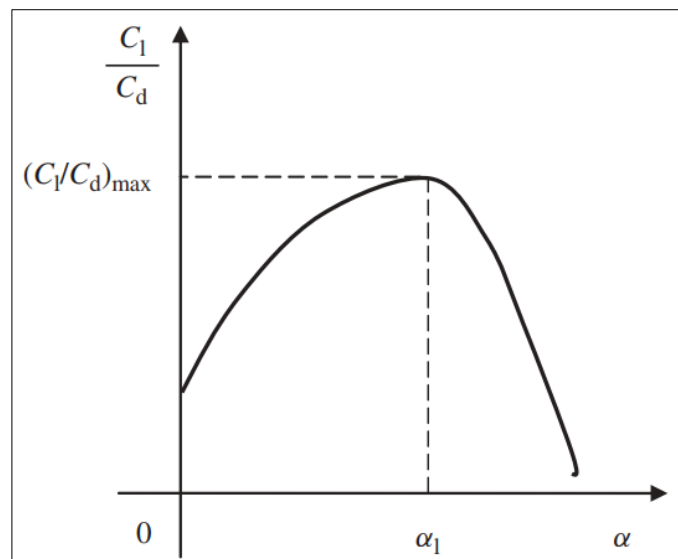
Fonte: (ANDERSON, 2015, p. 302).

Figura 38 - Variação do coeficiente de arrasto versus o ângulo de ataque



Fonte: Modificado de Miranda (2014, p. 31).

Figura 39 - Variação da sustentação-arrasto versus o ângulo de ataque

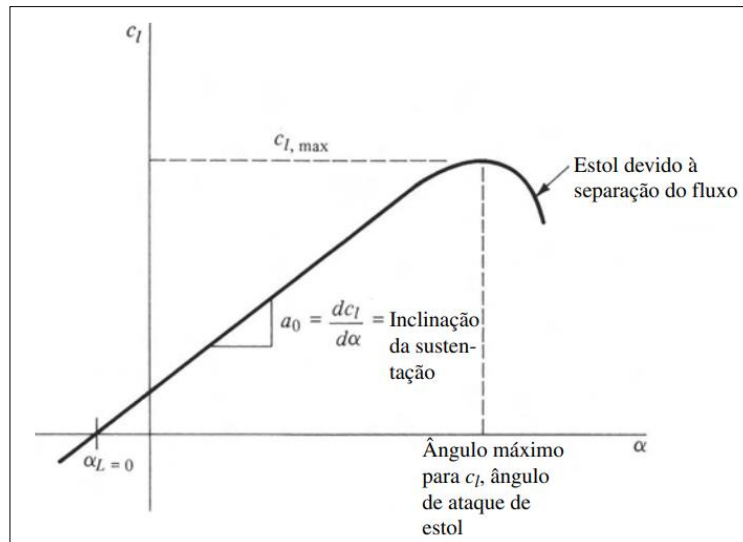


Fonte: (ANDERSON, 2015, p. 302).

As curvas citadas acima (Figuras 37, 38, 39) possuem interpretações idênticas para qualquer perfil, mas seus parâmetros podem variar de acordo o tipo de aerofólio e número de Reynolds utilizado. Ao analisar a curva de  $C_L$  versus  $\alpha$  temos como identificar um comportamento linear em determinada região, sendo possível encontrar o coeficiente angular da curva, expresso matematicamente pela Equação 4 e extraído da Figura 38 (RODRIGUES, 2014).

$$a_0 = \frac{dC_L}{d\alpha} \quad (4)$$

Figura 40 - Identificação do coeficiente angular da curva de  $C_L$  versus  $\alpha$



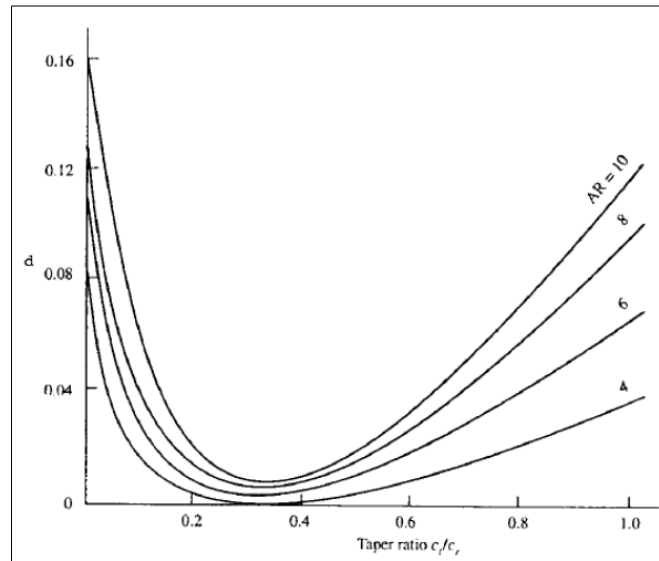
Fonte: Modificado de Anderson (2011, p. 301).

Toda asa possui um fator de eficiência da envergadura ( $e$ ) e pode ser definido conforme a Equação 5. Para asa com forma geométrica elíptica, que seria uma asa ideal, esse fator  $e = 1$ , para às demais geometrias, esse fator sempre vai corresponder a  $e < 1$ . Para aviões subsônicos, esse fator varia entre 0,85 e 0,95 (ANDERSON, 2011).

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (5)$$

A letra grega  $\delta$ , presente na Equação 5, representa o fator de arrasto induzido, que é uma relação da razão de aspecto (AR) e afilamento, podendo ser obtido através da Figura 41.

Figura 41– Determinação do fator de arrasto induzido



Fonte: Modificado de Rodrigues (2014, p. 67).

Segundo Rodrigues (2014), as configurações com asas para aeronaves subsônicas são indicados alongamentos maiores que quatro. O coeficiente angular da asa pode ser obtido a partir da Equação 6, e pode ser somente utilizada em asa de alto alongamento em regime incompressível para voos subsônicos. Com esses valores podemos determinar o coeficiente de sustentação da região linear do gráfico a partir da Equação 7.

$$a = \frac{a_0}{1 + (a_0/\pi \cdot a_0 \cdot AR)} \quad (6)$$

$$C_L = a \cdot (\alpha - \alpha_{CL=0}) \quad (7)$$

Em que:

$a$  : Coeficiente angular da asa;

$a_0$ : Coeficiente angular da curva da asa;

$AR$ : Razão de aspecto;

$\alpha_{CL=0}$ : Ângulo cujo coeficiente de sustentação seja 0;

$\alpha$  : Ângulo de ataque;

$C_L$  : Coeficiente de sustentação.

Para Anderson (2015), os fluidos são classificados em laminar ou turbulento

por um número adimensional chamado de Reynolds. O escoamento laminar ocorre quando se tem um fluxo ordenado ao longo de uma linha de corrente, e o turbulento quando o escoamento é desordenado. A faixa de transição é de aproximadamente na ordem de  $1 \times 10^7$ , e acima desse valor é considerado um escoamento turbulento e abaixo, um escoamento laminar. O número de Reynolds se descreve por uma relação entre forças inerciais e viscosas que pode ser representado pela Equação 8.

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot \bar{c}}{\mu} \quad (8)$$

Em que:

$v$  - é velocidade do escoamento;

$\rho$  - a densidade do ar;

$\bar{c}$  - a corda média aerodinâmica;

$\mu$  - a viscosidade dinâmica do ar.

### 3.8.3 Razão de aspecto e arrasto

A relação de aspecto ( $AR$ ) é definida com a razão entre envergadura ( $b$ ) e corda ( $c$ ) de uma superfície sustentadora, podendo ser expressa de acordo a Equação 9.

$$AR = \frac{b}{c} \quad (9)$$

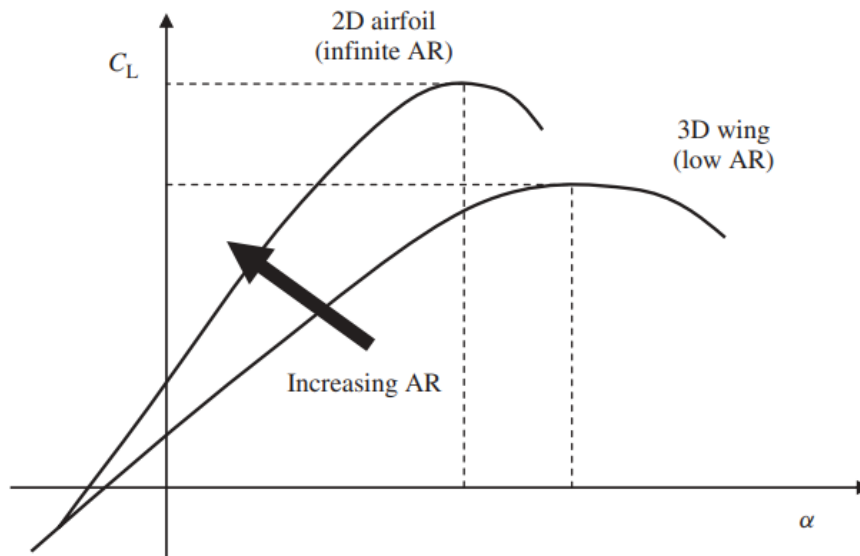
Considerando que a área de asa seja de geometria retangular, temos o produto da envergadura e corda representada pela Equação 10. Sendo assim a razão de aspecto pode ser reescrita pela Equação 11.

$$S = b \cdot \bar{c} \quad (10)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (11)$$

A Equação 11 pode ser utilizada para geometria de asa diferente de retangular. Para uma mesma área de asa plana, podemos obter diferentes relações de aspecto variando corda e envergadura e conseqüente alterando os coeficientes de sustentação da mesma (Figura 42). Essas relações são importantes e estão diretamente relacionadas com a eficiência aerodinâmica empregada de acordo o perfil e razão de alongamento. Os efeitos do aspecto devem ser observados de acordo o que se espera entregar em quesito de desempenho, controle, estabilidade, custos e capacidade de fabricação (SADRAEY, 2013).

Figura 42 – Efeito de AR em função  $C_L$  versus  $\alpha$



Fonte: (SADRAEY, 2013, p. 200).

De acordo com Sadraey (2013), as melhores relações positivas aerodinâmicas são para um maior alongamento. Isso acontece porque a asa tridimensional se aproxima de uma seção bidimensional do aerofólio, fazendo com que os vórtices de ponta de asa diminuam e conseqüentemente reduzindo o arrasto induzido que é inversamente proporcional ao alongamento (Equação 12). Um dos contras para uma maior razão de aspecto é a necessidade de um reforço estrutural, visto que a envergadura aumenta e a raiz terá uma curvatura de maior estresse, e assim acarretando em um aumento de massa significativo.

$$CD_i = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (12)$$

Em que:

$C_{D_i}$  - Arrasto induzido;

$C_L$  - Coeficiente de sustentação;

$e$  - Eficiência de Oswald;

AR - Razão de aspecto.

O arrasto total presente em uma aeronave pode ser representado pelo somatório do induzido com o parasita (Equação 13). O arrasto parasita (Equação 14) é considerado o arrasto total da aeronave completa dada pelo atrito viscoso e arrasto de pressão, menos a parcela do arrasto induzido, gerada pelo diferencial de pressão entre o intradorso e extradorso da asa (RODRIGUES, 2014).

$$C_D = C_{D0} + C_{D_i} \quad (13)$$

$$C_{D0} = \frac{S_{mol}}{S} \cdot C_F \quad (14)$$

Em que:

$C_D$  - Coeficiente de arrasto;

$C_{D0}$  - Arrasto parasita;

$C_{D_i}$  - Arrasto induzido;

$S_{mol}$  - Área molhada;

$C_F$  - Coeficiente de atrito;

$S$  - Área de asa.

O arrasto parasita pode ser reescrito pela Equação 15, onde 40% do arrasto corresponde ao escoamento laminar e 60% ao fluxo turbulento (ANDERSON, 1999).

$$C_{D0} = (0,4 \cdot C_{Flam} + 0,6 \cdot C_{Ftur}) \cdot \frac{S_{mol}}{S} \quad (15)$$

Em que:

$C_{Flam}$  - Coeficiente de atrito por escoamento laminar;

$C_{Ftur}$  - Coeficiente de atrito por escoamento turbulento.

Os coeficientes de atritos equivalentes podem ser obtidos para placas planas considerando um escoamento laminar e turbulento utilizando as Equações 16 e 17, respectivamente.

$$C_{Flam} = \frac{1,328}{\sqrt{R_e}} \quad (16)$$

$$C_{Ftur} = \frac{0,42}{\ln^2(0,056R_e)} \quad (17)$$

### 3.8.4 Velocidades de decolagem e de pouso

Segundo Nogueira (2016), a determinação da velocidade final pode ser obtida a partir da Equação 18, em função das forças exercidas.

$$V_f = \sqrt{\frac{[(C_1 V_0^2 + C_2) \exp \frac{2gC_1 S_0}{W}] - C_2}{C_2}} \quad (18)$$

Em que:

$R_e$  - Número de Reynolds;

$S_0$  - Comprimento de pista;

$W$  - Peso total da aeronave.

A velocidade de decolagem deve ser avaliada de acordo a categoria da aeronave para que apresente uma condição segura sob todas as condições que poderão ocorrer, incluindo turbulência ou até mesmo falha no motor. É indicado um acréscimo de 20% da velocidade de estol da aeronave (ADMINISTRATION, 2022).

Segundo Anderson (2015) a menor velocidade que um avião pode atingir em condições estáveis é a velocidade de estol. E em função do coeficiente de

sustentação máximo pode ser representada matematicamente pela Equação 19.

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2L}{\rho_{\infty} S C_L}} \quad (19)$$

Portanto a velocidade de decolagem pode ser obtida pela Equação 20.

$$V_{decol} = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{2L}{\rho_{\infty} S C_L}} \quad (20)$$

Em que:

$V_{estol}$  - Velocidade de estol;

$L$  - Sustentação;

$\rho_{\infty}$  - Densidade do fluido;

$S$  - Área de asa;

$C_L$  - Coeficiente de sustentação.

### 3.8.5 Determinação do conjunto motopropulsor

Segundo Sadraey (2013) a definição do sistema de propulsão a ser empregado em um projeto aeronáutico é umas das etapas cruciais para o dimensionamento inicial, sendo importante a identificação da potência ou empuxo necessário para a aplicação de acordo com cada projeto.

Através de ensaios e tentativas, pode-se obter o empuxo através de um dinamômetro para cada conjunto motopropulsor. E a partir do valor de tração obtido, determinar coeficientes de segunda ordem (A), e o coeficiente independente (B), para cada conjunto. Esses coeficientes podem ser obtidos através das Equações 21 e 22, abaixo (NOGUEIRA, 2016).

$$A = \frac{T_{med} \cdot \sum v^2 - \sum (v^2 \cdot T)}{\frac{(\sum v^2)^2}{N} - \sum v^4} \quad (21)$$

$$B = T_{med} - A \frac{\sum v^2}{N} \quad (22)$$

Em que:

$T_{med}$  - Tração Média;

$v$  - Velocidade (m/s);

$T$  - Tração;

$N$  - Número de interações.

### 3.8.6 Dimensionamento da empenagem

Segundo Rodrigues (2014) o dimensionamento das superfícies horizontal e vertical, pode ser um dos métodos mais imprecisos de todo projeto, por se tratar de métodos empíricos a serem utilizados. Todo projeto nessa etapa preliminar deve garantir de forma eficiente à estabilidade da aeronave em voo.

Utilizando as Equações 23 e 24, pode-se obter os volumes mínimos das superfícies horizontal e vertical, respectivamente. Os dados históricos dizem que para aviões monomotores, os volumes das empenagens estão compreendidos entre os seguintes intervalos:  $0,35 \leq V_{HT} \leq 0,5$  e  $0,04 \leq V_{VT} \leq 0,06$  (RODRIGUES, 2014).

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} \cdot S_{HT}}{\bar{c} \cdot S} \quad (23)$$

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} \cdot S_{VT}}{b \cdot S} \quad (24)$$

Em que:

$l_{HT}$  - Distância do CG do avião até o centro aerodinâmico da empenagem horizontal;

$S_{HT}$  - Área necessária para superfície horizontal;

$l_{VT}$  - Distância do CG do avião até o centro aerodinâmico do estabilizador vertical;

$S_{VT}$  - Área necessária para superfície vertical.

A posição vertical da cauda em reação a corda da asa é definida para que possa minimizar o efeito *downwash* causado pelo escoamento da asa que degrada

diretamente a eficiência da empenagem. Essa posição pode ser estimada através da Equação 25, que restringe a aplicação em determinada altura.

$$lht * \tan(a_s - I_w - 3) > h_t > lht * \tan(a_s - I_w + 3) \quad (25)$$

Em que:

$lht$ : Distância do CG do avião até o centro aerodinâmico da empenagem horizontal;

$a_s$ : Ângulo de estol;

$I_w$ : Ângulo de incidência da asa;

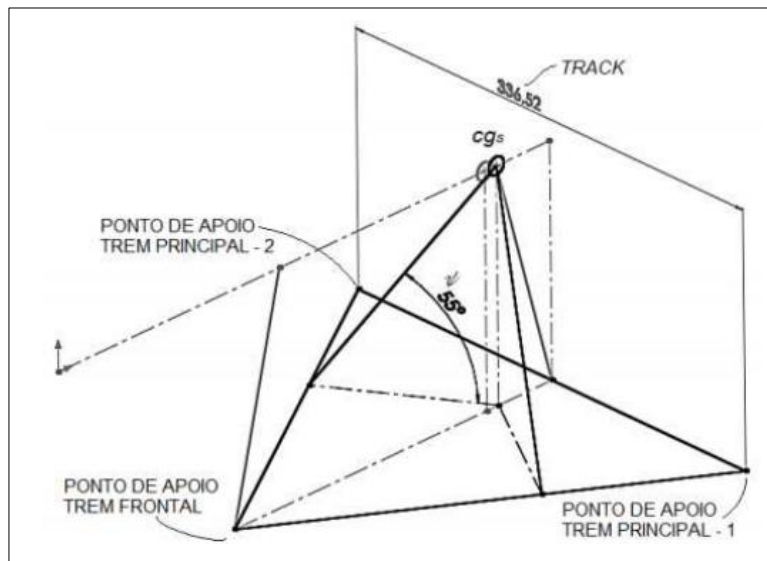
$h_t$ : Posição crítica de cauda.

### 3.8.7 Dimensionamento de trem de pouso

O trem de pouso é um dos pontos mais críticos de uma aeronave, e deve ser dimensionado de maneira que consiga garantir segurança no momento do taxiamento, decolagem e pouso (RODRIGUES, 2014).

Para obter as distâncias entre as rodas do trem de pouso principal e da bequilha de uma configuração do tipo triciclo, algumas coordenadas e o centro de gravidade da aeronave devem ser consideradas. Um procedimento iterativo para encontrar essas posições é utilizando o ângulo de *overturning*, representado na Figura 43 (MORAIS E SILVA, 2019).

Figura 43 - Representação do ângulo de *overturning*

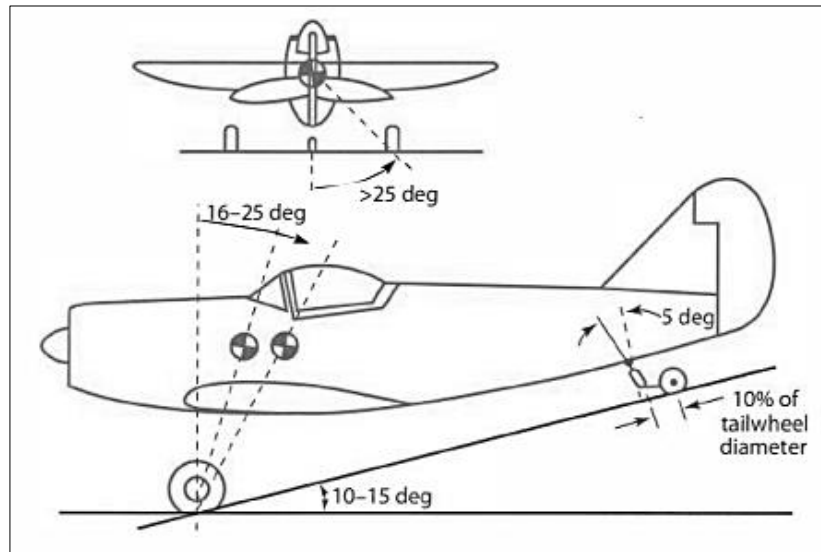


Fonte: Modificado de Moraes e Silva (p.05, 2019).

O ângulo de *overturning* é empregado para garantir uma estabilidade contra as forças dos ventos no momento do pouso, decolagem e taxiamento. Esse ângulo não deve ser superior a  $60^\circ$ , sendo ideal em uma faixa de  $55^\circ$  a  $57^\circ$ . Outro ângulo que deve ser observado é a posição das rodas do trem de pouso principal até o centro de gravidade em relação ao eixo longitudinal da aeronave, que deve estar compreendido entre  $14^\circ$  e  $17^\circ$  (TORENBEENK, 1982).

Para Raymer (2018) o trem de pouso com configuração convencional deve seguir parâmetros de acordo com a Figura 44. O ângulo do centro de gravidade do avião até as rodas do trem de pouso principal em relação ao eixo lateral não deve ser inferior a  $25^\circ$  para garantir uma estabilidade em solo.

Figura 44 - Relação de ângulos para trem de pouso convencional



Fonte: Modificado de Raymer (p.341, 2018).

O diâmetro das rodas deve ser calculado de forma que possam suportar cargas estáticas e dinâmicas. Quando se trata de pistas irregulares, os diâmetros e larguras devem ser aumentados em cerca de 30% para garantir uma boa eficiência e o tamanho das rodas da bequilha deve assumir de 60 a 100% do tamanho das rodas do trem de pouso principal. Os valores de diâmetro e largura podem ser definidos a partir da Tabela 1 (RAYMER, 2018).

Tabela 1- Dimensionamento de rodas

Tipo de avião	Diâmetro		Largura	
	A	B	A	B
Aviação geral	1,51	0,349	0,715	0,312
Comercial	2,69	0,251	1,17	0,216
Transportes	1,63	0,315	0,1043	0,48
Jatos	1,59	0,302	0,098	0,467
$W_D$ = Carga em uma roda	Diâmetro das rodas do trem de pouso principal (polegadas):			$W_D = A(P_t n)^B$

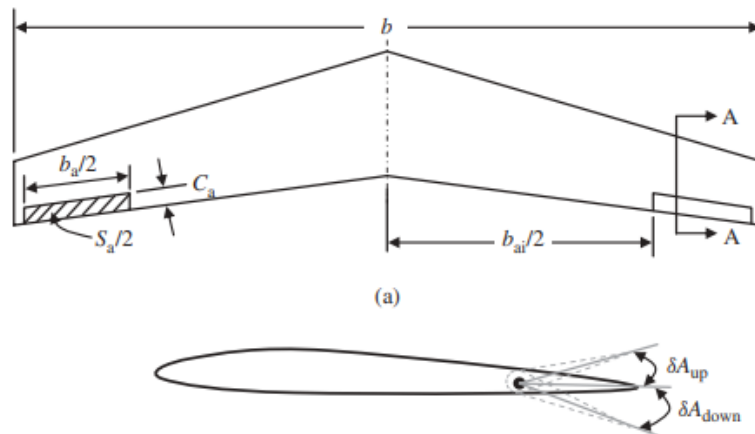
Fonte: Modificado de Raymer (p.344, 2018).

### 3.8.8 Dimensionamento dos ailerons

A função do aileron é o controle lateral da aeronave, e faz parte da estrutura da asa, sendo localizados nas extremidades com duas unidades simétricas. A

definição do aileron deve ser feita de maneira que possa minimizar custos aerodinâmicos, e que as forças de controle sejam as menores possíveis. Na Figura 45 podemos visualizar relações de vistas superior e lateral de um aileron (RAYMER, 2018).

Figura 45 – Relação de dimensões para definição de aileron



Fonte: Modificado de Raymer (p.341, 2018).

O dimensionamento do aileron na etapa preliminar de projeto ainda é feita de acordo os dados fornecidos, por conta disso é indicado à utilização da Tabela 2 com valores de referências e dados históricos, baseados em projetos já realizados.

Tabela 2 – Relação de áreas para dimensionamento de superfícies móveis

	Aileron	Profundor	Leme
Área	$S_a/S = 0.15-0.4$	$S_h/S = 0.03-0.12$	$S_r/S = 0.15-0.35$
Envergadura	$B_a/b = 0.8-1$	$B_h/b = 0.2-0.40$	$B_r/b = 0.7-1$
Corda	$C_a/C = 0.2-0.4$	$C_h/C = 0.15-0.3$	$C_r/C = 0.15-0.4$
Deflexão negativa máxima	$-25^\circ$ (para cima)	$-25^\circ$ (para cima)	$-30^\circ$ (direita)
Deflexão positiva mínima	$+20^\circ$ (para baixo)	$+20^\circ$ (para baixo)	$+30^\circ$ (esquerda)

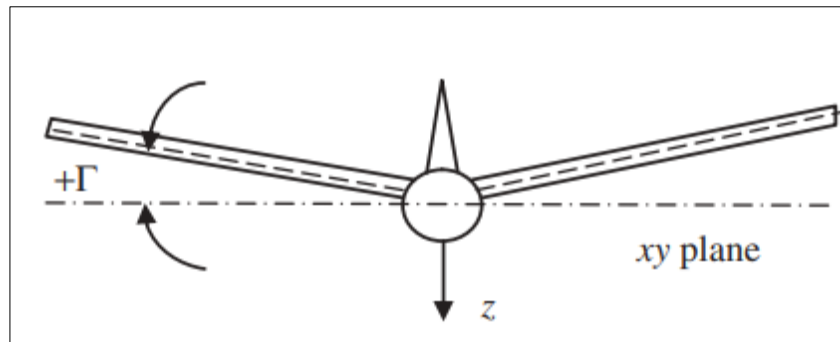
Fonte: Modificado de Sadraey (p.637, 2012).

### 3.8.9 Ângulo diedro

O ângulo diedro é uma inclinação da asa formada pelo plano imaginário unindo todas as linhas da corda e um plano xy. Quando essa inclinação for mais alta

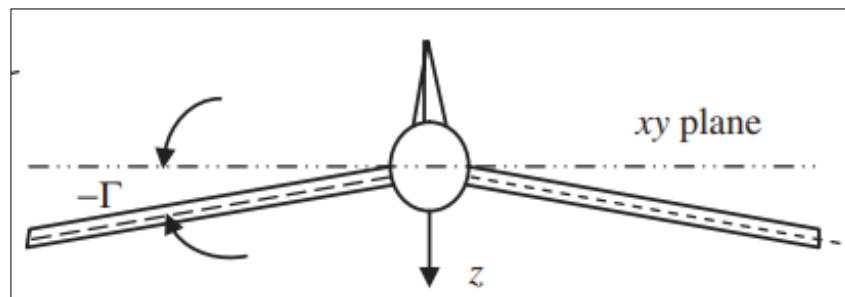
que o plano  $xy$ , chamamos de diedro positivo ou diedro (Figura 46), e quando o ângulo está abaixo do plano  $xy$  ângulo diedro negativo ou anédrico (Figura 47) (SADRAEY, 2013).

Figura 46 - Ângulo diedro



Fonte: Modificado de Sadraey (p.226, 2013).

Figura 47 - Ângulo anédrico



Fonte: Modificado de Sadraey (p.226, 2013).

Segundo Sadraey (2013), sempre aplicado de maneira simétrica, essa inclinação tem objetivo de aumentar a estabilidade ou instabilidade lateral da aeronave. À medida que esse ângulo é formado, acontece uma perda de sustentação devido à decomposição de forças atuantes, representada matematicamente pela Equação 26.

$$S_{efe} = S_{ref} * \cos(\Gamma) \quad (26)$$

O cálculo efetivo para aplicação do ângulo só pode ser feito após a análise de estabilidade e controle da aeronave, e diante disso, são sugeridos valores

experimentais apontados na Tabela 3.

Tabela 3 – Valores para aplicação de ângulo diedro

Asa	Asa baixa	Asa média	Asa alta	Asa Parasol
Sem enflechamento	5° a 10°	3° a 6	-4° a -10°	-5° a -12°
Enflechada de baixa velocidade	2° a 5°	-3° a +3°	-3° a +6°	-4° a -8°
Enflechada de alta velocidade	3° a 8°	-4° a +2°	-5° a -10°	-6° a -12°

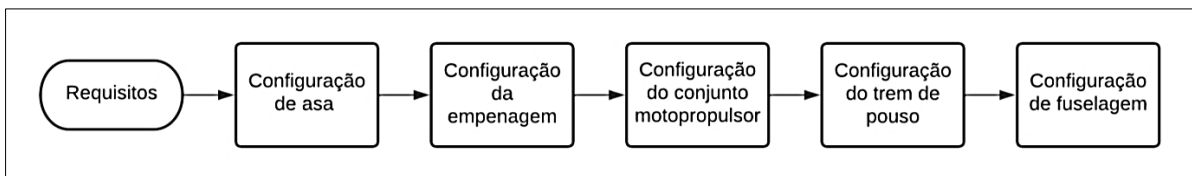
Fonte: Modificado de Sadraey (p.230, 2013).

## 4 MATERIAIS E MÉTODOS

Nesse capítulo foram descritos os passos para definição da aeronave para pulverização agrícola. Os procedimentos seguem todo o esquema metodológico descrito na Seção 3.8 do capítulo anterior. Foram adotados passos de um projeto aeronáutico para chegar a um conceito final com eficiência. Toda metodologia do projeto conceitual se resume conforme o fluxograma da Figura 48.

### 4.1 Definição de projeto conceitual

Figura 48 - Passos para metodologia de projeto conceitual



Fonte: Autor (2022).

#### 4.1.1 Requisitos de projeto

De acordo com a seção 3.7.1 toda aeronave deve ser empregada para alguma finalidade, e essa etapa deve ser definida tanto pelo projetista quanto pelo cliente. A fim de sanar as necessidades e atender os requisitos de um projeto aeronáutico. Para esse projeto, serão definidas as seguintes condições iniciais:

- a) O *Mtow* da aeronave foi estimado em 300 kg;
- b) Realizar operações em terrenos não ideais;
- c) Operar em baixas velocidades;
- d) Assegurar que o peso vazio do avião seja baixo;
- e) Priorizar o baixo custo operacional;
- f) Alta confiabilidade e segurança.

#### **4.1.2 Definição de configuração de asa**

De acordo a seção 3.7.3, a posição da asa deve se ater a algumas características distintas. E para o projeto da aeronave, foi viável uma posição de asa que atendesse os requisitos de operar em pistas com condições não favoráveis, e que conseguisse ter uma boa relação de estabilidade e controle durante a aplicação de produtos fitossanitários.

Devido à necessidade de uma maior controlabilidade nos momentos de aplicação dos defensivos agrícolas, foi utilizada uma posição que consiga fornecer uma maior eficiência de acordo a orientação de aplicação. A configuração do trem de pouso que foi empregada, também foi um fator influente para a escolha de asa, devido à fixação na estrutura acarretar em uma redução significativa de massa. A boa relação do efeito solo também foi uma condição avaliada.

A Geometria de asa empregada ao projeto foi eficiente para atender os requisitos impostos. O momento de inércia, a relação de eficiência e a redução do arrasto foram avaliados para proporcionar uma melhoria no desempenho aerodinâmico.

Em relação à quantidade de asas, foi adotado o tipo mais simples e que conseguisse realizar uma boa tarefa para finalidade da aeronave. Foi implementada uma configuração que conseguisse empregar barras de pulverização mais longas a fim de permitir maior escala de aplicação.

#### **4.1.3 Definição de configuração de cauda**

A definição da posição de asa que foi escolhida na seção 4.1.2, trouxe uma ideia de qual tipo de empenagem obteve a melhor relação no quesito de eficiência. Essa relação de asa e empenagem são consideradas devido ao efeito *downwash*. Com o intuito de minimizar este efeito, a empenagem é posicionada em altura inferior ou superior em relação à asa.

#### **4.1.4 Configuração de conjunto motopropulsor**

Diante das características de configurações citadas na seção 3.7.7, algumas se adequaram melhor para a aplicação na aeronave agrícola. A relação peso/potência foi de extrema importância nesse momento. Devido à alta quantidade de produtos para aplicação, foi necessário considerar um voo mais duradouro e que proporcionasse uma alta confiabilidade.

#### **4.1.5 Configuração de trem de pouso**

Diante da exposição da aeronave em terrenos não uniformes, onde a aeronave será destinada. A configuração definida teve que atender a todos esses requisitos para um melhor taxiamento e pouso. A escolha do modelo teve que apresentar um menor peso, bem como minimizar o arrasto.

#### **4.1.6 Definição de configuração de fuselagem**

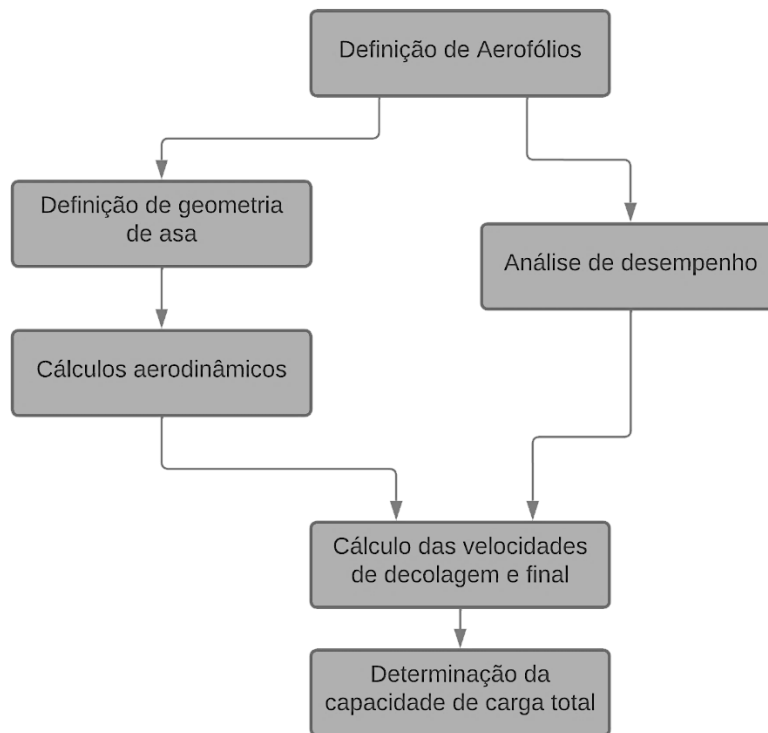
Foram analisadas algumas fuselagens utilizadas em aeronaves pulverizadoras em busca de um peso vazio menor possível, e foi definida uma configuração que apontasse uma menor massa. A estrutura teve que garantir uma boa resistência mecânica aos esforços solicitantes e atender aos requisitos do projeto com excelência.

### **4.2 Definição de projeto preliminar**

A partir do esboço inicial dado pela fase conceitual da seção 4.1, foi descrito nesta seção, os procedimentos, técnicas e equações matemáticas utilizadas para o dimensionamento da aeronave.

As etapas seguem o fluxograma (Figura 49).

Figura 49 - Passos para dimensionamento da aeronave



Fonte: Autor (2022).

#### 4.2.1 Determinação da carga de voo

A partir da análise do gráfico de variação da sustentação versus o ângulo de ataque, representado na Figura 37, foi utilizada a Equação 27 para encontrar o coeficiente angular da curva. Foram escolhidos dois pontos arbitrários da parte linear da curva e utilizando a Equação 4.

$$a_0 = \frac{C_{L2} - C_{L1}}{\alpha_2 - \alpha_1} \quad (27)$$

Foi necessária a identificação do ângulo para qual a sustentação do perfil utilizado fosse nulo. Esse dado foi extraído do gráfico da Figura 37.

A razão de aspecto foi calculada (Equação 9 e 11) com valores de envergadura e corda definidos de acordo à necessidade de área para sustentação ideal, priorizando alongamentos maiores com o intuito de reduzir o arrasto induzido. Logo os valores menores que quatro foram descartados.

O próximo passo foi obtenção do fator de eficiência da envergadura através da Equação 5, e com a identificação do fator de arrasto induzido que foi extraído do gráfico conforme foi apresentado na Figura 41. Foi obtido o coeficiente angular da asa utilizando a Equação 6. Determinou-se o coeficiente de sustentação da região linear do gráfico a partir da Equação 7. Para encontrar a sustentação máxima, foi variado o ângulo de ataque iniciando do ponto onde a sustentação é nula até onde a sustentação foi máxima.

O número de Reynolds foi obtido através da Equação 8, a fim de determinar a classificação do escoamento. O arrasto total da aeronave foi obtido através da Equação 13. O arrasto induzido foi definido de acordo a Equação 12. Os coeficientes de atritos foram obtidos com as Equações 16 e 17, e com eles definidos, encontrou-se a parcela de arrasto parasita utilizando a Equação 15.

A velocidade de decolagem foi calculada conforme a Equação 20. A velocidade final foi obtida de acordo a Equação 18, e as variáveis  $C_1$  e  $C_2$  foram calculadas com as Equações 28 e 29, respectivamente.

$$C_1 = \left\{ \left( A \cdot \frac{\rho}{\rho_0} \right) + \left[ \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\mu C_L - C_D) \right] \right\} \quad (28)$$

$$C_2 = \left[ \left( B \cdot \frac{\rho}{\rho_0} \right) - (\mu W) \right] \quad (29)$$

Os coeficientes,  $A$  e  $B$ , foram obtidos a partir das Equações 21 e 22, respectivamente. Esses valores foram determinados de acordo à tração disponível do conjunto motopropulsor que foi utilizado. A partir do empuxo obtido, foi desenvolvida uma planilha no *software* Excel para determinar esses coeficientes através de métodos iterativos. O comprimento de pista foi obtido através da Equação 30.

$$S_0 = \left[ \left( \frac{W}{2gC_1} \right) \ln \left| \frac{C_1 V_F^2 + C_2}{C_1 V_0^2 + C_2} \right| \right] \quad (30)$$

O critério que foi utilizado para garantir que exista uma configuração válida com valor máximo de carga transportada definida ocorreu quando as velocidades de

decolagem e final convergiram. Para isso, foram definidos os maiores valores dos coeficientes de sustentação e arrasto. Seguidamente, os valores foram armazenados para calcular os valores máximos dos coeficientes de segunda ordem ( $A$ ) e coeficiente independente ( $B$ ). Essa variação foi feita com incrementos dos valores de carga a ser transportada. Os valores de envergadura e corda sofreram uma modificação até que se chegasse à configuração desejada, satisfazendo todas as condições que foram impostas.

#### 4.2.2 Dimensionamento da empenagem

O dimensionamento do profundor foi feito utilizando a Equação 23 para encontrar a área mínima necessária. O coeficiente de volume da empenagem horizontal esteve compreendido entre 0,35 e 0,5. Portanto, quando definido, foi substituído na Equação 5, e assim, encontrou-se a área de asa para a superfície horizontal.

$$S_{HT} = \frac{\bar{c} \cdot S \cdot V_{HT}}{l_{ht}} \quad (31)$$

O mesmo foi feito para a superfície vertical, isolando a área para o leme, e utilizando o coeficiente de volume conforme indicado na seção 3.8.6, com valores entre 0,04 e 0,06.

$$S_{VT} = \frac{b \cdot S}{l_{VT} \cdot V_{VT}} \quad (32)$$

#### 4.2.3 Dimensionamento do trem de pouso

Para o trem de pouso, a definição foi de acordo com às orientações da seção 3.8.7. Foi avaliado o trem de pouso convencional e triciclo, verificando qual se adequava para aplicação. Analisando as características de menor geração de arrasto e maior desempenho em terrenos não preparados.

Para a configuração do tipo triciclo, foi dimensionada de acordo o ângulo de *Overtuning* apresentado na Figura 41. Essa representação nos trouxe dimensões

que garantiram estabilidade em solo. Já a configuração convencional, foi dimensionada de acordo a Figura 42, com relações de ângulos propostos por Raymer (2018).

#### **4.2.4 Dimensionamento de rodas**

As rodas foram dimensionadas conforme a Tabela 1, e foi realizado um acréscimo de 30% por operar em pistas irregulares. De acordo os coeficientes dados, foram encontrados os valores de diâmetro e largura.

#### **4.2.5 Dimensionamento de aileron**

Seguindo a Tabela 2, foram obtidas às relações para identificar através de dados históricos, valores para relacionar à área de asa definida. Essa relação mostrou as dimensões de áreas necessárias para os ailerons.

## **5 RESULTADOS E DISCURSÃO**

Neste capítulo será apresentado os resultados seguindo os procedimentos descritos na metodologia. Foram utilizados conceitos técnicos, sendo observados históricos de aeronaves convencionais agrícolas, e dimensionando os componentes de maneira que consiga atender os princípios de aplicabilidade do projeto. Os resultados serão divididos em projeto conceitual e preliminar, visto que às etapas de projeto detalhado e construção não será objeto de estudo.

### **5.1 Resultados de projeto conceitual**

Com os resultados apresentados nesse capítulo, será realizado um esboço inicial para ficar ciente de como seria a apresentação inicial da aeronave, conforme citado no item 3.6.2. Ainda nessa etapa, podendo ser feitas algumas modificações que forem necessárias para melhorias do projeto. Seguindo os procedimentos do capítulo 4, definiremos o conjunto completo da proposta de projeto conceitual.

#### **5.1.1 Configuração de asa**

A ideia inicial seria uma posição de asa alta, para atender as condições de aplicabilidade em pistas irregulares das fazendas, mas devido à alta estabilidade, que prejudicaria nos instantes de curvas necessárias para os tiros de pulverização, e a fixação do suportes das barras pulverizadoras. Será definida uma asa baixa, para que se empregue uma leve instabilidade em voo e consiga ter um bom desempenho devido à existência do efeito solo e rápida resposta em manobras. Para uma condição mais favorável à estabilidade, foi aplicado um ângulo diedro (Tabela 11), proporcionando um balanceamento da relação de estabilidade e controlabilidade da aeronave.

A geometria da asa aplicada foi retotrapezoidal, pois ela consegue entregar um resultado bastante eficiente, combinando à alta sustentação para o transporte de uma quantidade elevada de defensivos agrícolas, e uma redução do arrasto induzido. Otimizando o consumo de combustível e diminuindo os vórtices nas pontas de asa, podendo assim, aplicar barras de distribuição mais longas, associada com

uma configuração monoplana, ao qual foi definida.

### **5.1.2 Configuração de cauda**

Relacionando com as definições anteriores do item 5.1.1, foi empregada uma configuração de cauda do tipo convencional, por objetivo de reduzir a massa sem a necessidade de um maior reforço estrutural. A posição da asa que foi definida, influenciou nessa escolha, pois devido à configuração de asa baixa, conseguiu-se amenizar o efeito *downwash*, proporcionando alturas diferentes entre asa e cauda.

### **5.1.3 Configuração de conjunto motopropulsor**

Como o objetivo é projetar uma aeronave que tenha alta escala de aplicação, e relacionando à capacidade do *hooper* de defensivos. Aplicou-se um motor à combustão, de configuração monomotora, com empuxo suficiente para garantir um excelente desempenho e alta confiabilidade da aeronave em voo.

### **5.1.4 Configuração do trem de pouso**

Observando o tipo de configuração de asa que foi empregado, e o tipo de solo que será taxiada a aeronave, o trem de pouso que foi destinado ao projeto é do tipo convencional. Esse tipo de configuração possui uma menor massa e arrasto, e são preferenciais para aplicações em terrenos irregulares, segundo o item 3.7.9.3. Como será remotamente pilotado, o fato da má visibilidade não foi prejudicial. A fixação do trem de pouso na estrutura da asa foi um ponto positivo, pois reduziu-se material o garantiu-se um ângulo para satisfazer a estabilidade em solo.

### **5.1.5 Configuração de fuselagem**

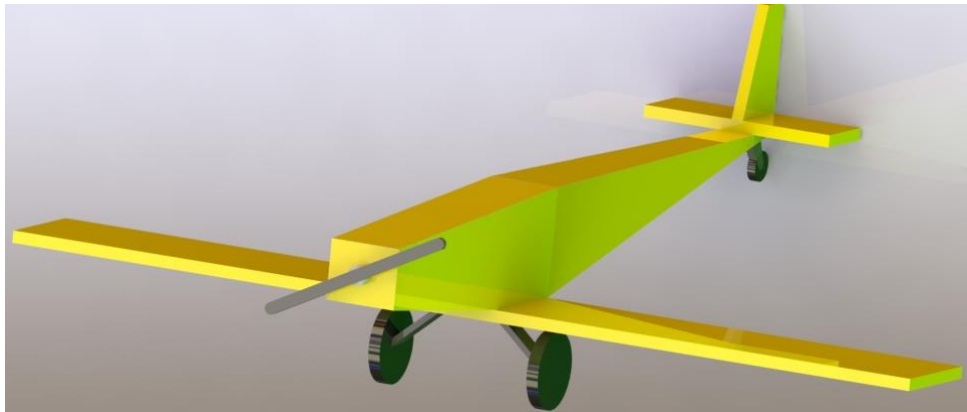
Como um dos requisitos do projeto é a redução de massa, a estrutura treliçada foi empregada. Esse tipo de fuselagem garantiu uma alta eficiência

estrutural com uma grande redução de massa e facilidade de fixação dos componentes.

### 5.1.6 Modelagem do projeto conceitual

A elaboração do projeto conceitual foi feita utilizando o *software Solid Works* (Figura 50), e contribuindo para uma visão física das escolhas de configurações e algumas noções de dimensionais.

Figura 50 – Modelagem do projeto conceitual



Fonte: Autor (2022).

## 5.2 Resultados do projeto preliminar

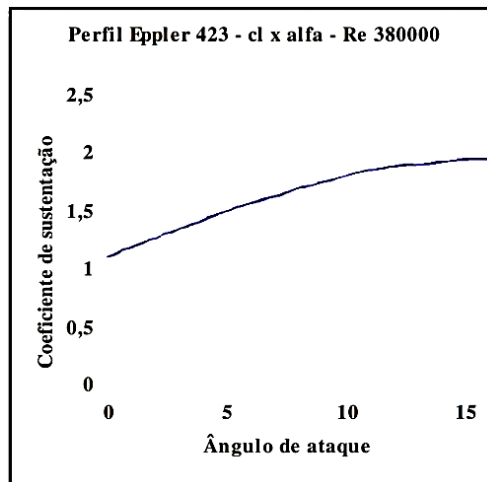
Os resultados do projeto preliminar foram definidos por etapas estratégicas citadas na seção 4. Utilizou-se as equações matemáticas para dimensionamento da aeronave e linguagem de programação C++ para realizar as interações. Cumprindo assim com os critérios de convergências das velocidades (Item 4.2.1).

### 5.2.1 Seleção de aerofólios

Para asa, foi selecionado o perfil *Eppler 423*, priorizando uma alta sustentação e redução de arrasto. Para o profundor foi selecionado o perfil *NACA 4412*, em busca de uma leve sustentação para correção do momento de arfagem. O

aerofólio do leme foi definido o NACA 0009, um perfil simétrico, que irá atender os requisitos de controlabilidade da aeronave com eficiência. O coeficiente angular do perfil foi determinado de acordo à Figura 40.

Figura 51 – Curva característica do perfil Eppler 423



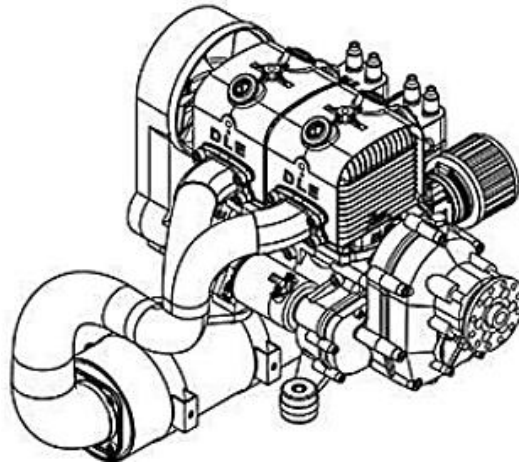
Fonte: Modificado de Miranda (2014, p.31).

Foram mapeados os valores apresentados na Figura 51 e com aplicação da Equação 3, foi encontrado o valor de  $a_0 = 0.09761$ .

### 5.2.2 Escolha do motor e determinação dos seus coeficientes

A escolha do motor foi definida considerando a tração disponível e peso. Essa relação é bastante importante, pois este é o componente que contém maior massa da aeronave. Diante de uma configuração monomotora, definiu-se um motor DLE 430, à combustão, dois cilindros, dois tempos, conforme Figura 52.

Figura 52 - Motor DLE 430



Fonte: Modificado de Dlengine (2014, p.1).

A potência do motor está diretamente relacionada com o peso máximo de decolagem da aeronave. Com isso, utilizando o *Software Excel*, pode-se encontrar os coeficientes  $aw$  e  $bw$ , conforme os dados fornecidos pelo fabricante (Tabela 4).

Tabela 4 – Especificações do motor DLE 430

Furo	70 mm
Deslocamento	430.8 CC
Potência	42 hp em 6800 rpm
Tensão estática	110 kg
Max. RPM	7000 Rpm
RPM ocioso	1000 Rpm
Vela de ignição	14 mm DLE-8
Combustível	Gasolina
Relação de mistura de óleo	50/1
Corrente do motor de partida	35A
Direção da volta	Sentido horário (face à hélice)
Refrigeração	Ventilador de refrigeração
Peso do Motor principal	27 kg
Peso do silenciador	4,1 kg

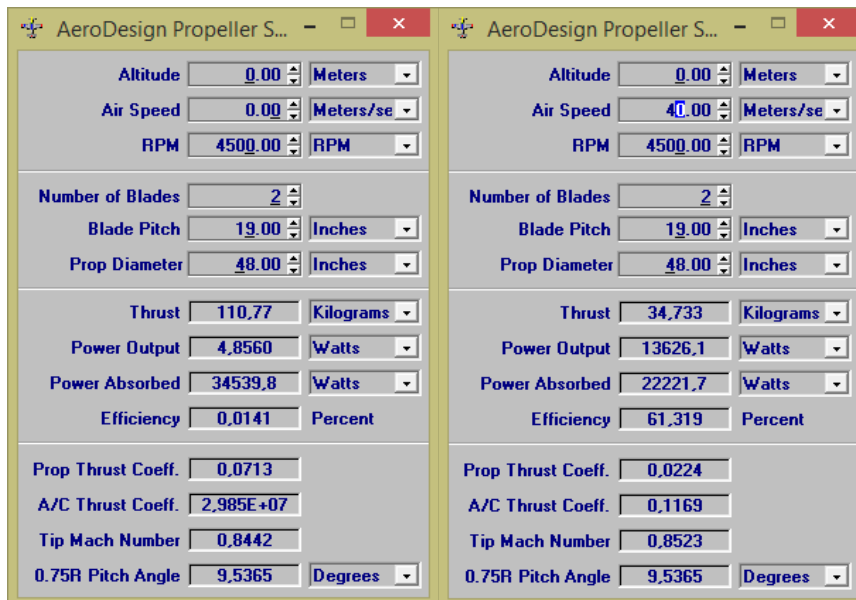
Fonte: Modificado de Dlengine (2014, p.1).

### 5.2.3 Dados de entrada

Para implementação do código de definição, foram necessários alguns dados de entrada, utilizados para determinação da carga útil a ser transportada em voo.

Utilizando o empuxo estático fornecido pela fabricante (Tabela 4), foi utilizado o *software Propeller Selector* (Figura 53), para verificação da variação de tração em função da velocidade. Aplicou-se as equações para definição dos coeficientes do motor. Foi inserido o valor do diâmetro e passo da hélice de 48X19, ajustando a rotação para o empuxo de 110 kg.

Figura 53 - Resultados do *software Propeller Selector*



Fonte: Modificado de Propeller Selector (2022).

Para definir as variáveis utilizadas nos cálculos dos coeficientes  $a_w$  e  $b_w$ , foi gerada a Tabela 5 com auxílio do *software Excel*. Inseriu-se velocidades com intervalos de 0,5 m/s, e verificou-se a variação da tração do motor em função da velocidade do escoamento.

Tabela 5 – Dados para definição dos coeficientes do motor

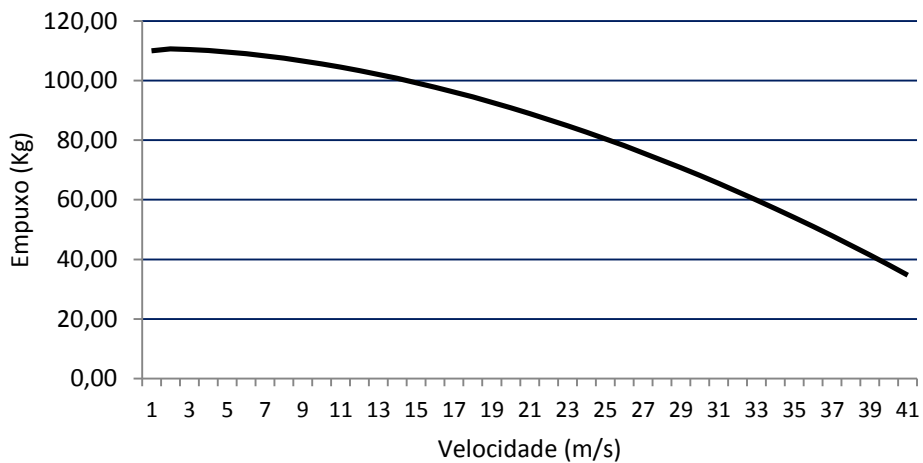
Velocidade	Velocidade <sup>2</sup>	Velocidade <sup>4</sup>	T motor (kg)	T motor (N)	Velocidade <sup>2</sup> * T
0,00	0,00	0,00	110,00	1079,10	0,00
0,50	0,25	0,06	109,97	1078,81	269,70
1,00	1,00	1,00	109,91	1078,22	1078,22
1,50	2,25	5,06	109,81	1077,24	2423,78
2,00	4,00	16,00	109,69	1076,06	4304,24
2,50	6,25	39,06	109,53	1074,49	6715,56
3,00	9,00	81,00	109,35	1072,72	9654,51
3,50	12,25	150,06	109,14	1070,66	13115,63
4,00	16,00	256,00	108,91	1068,41	17094,51
4,50	20,25	410,06	108,65	1065,86	21583,59
5,00	25,00	625,00	108,37	1063,11	26577,74
5,50	30,25	915,06	108,06	1060,07	32067,08
6,00	36,00	1296,00	107,73	1056,83	38045,93
6,50	42,25	1785,06	107,38	1053,40	44506,06
7,00	49,00	2401,00	107,01	1049,77	51438,64
7,50	56,25	3164,06	106,61	1045,84	58828,73
8,00	64,00	4096,00	106,19	1041,72	66670,33
8,50	72,25	5220,06	105,75	1037,41	74952,69
9,00	81,00	6561,00	105,29	1032,89	83664,49
9,50	90,25	8145,06	104,81	1028,19	92793,80
10,00	100,00	10000,00	104,31	1023,28	102328,11
10,50	110,25	12155,06	103,79	1018,18	112254,33
11,00	121,00	14641,00	103,25	1012,88	122558,78
11,50	132,25	17490,06	102,68	1007,29	133214,21
12,00	144,00	20736,00	102,10	1001,60	144230,54
12,50	156,25	24414,06	101,50	995,72	155580,47
13,00	169,00	28561,00	100,88	989,63	167247,94
13,50	182,25	33215,06	100,24	983,35	179216,34
14,00	196,00	38416,00	99,57	976,78	191449,21
14,50	210,25	44205,06	98,89	970,11	203965,82
15,00	225,00	50625,00	98,19	963,24	216729,88
15,50	240,25	57720,06	97,48	956,28	229745,98
16,00	256,00	65536,00	96,74	949,02	242948,97
16,50	272,25	74120,06	95,98	941,56	256340,74
17,00	289,00	83521,00	95,21	934,01	269928,92
17,50	306,25	93789,06	94,42	926,26	283667,19
18,00	324,00	104976,00	93,61	918,31	297533,77
18,50	342,25	117135,06	92,78	910,17	311506,30
19,00	361,00	130321,00	91,93	901,83	325561,82
19,50	380,25	144590,06	91,07	893,40	339714,10
20,00	400,00	160000,00	90,19	884,76	353905,56
20,50	420,25	176610,06	89,29	875,93	368111,64
21,00	441,00	194481,00	88,37	866,91	382307,18
21,50	462,25	213675,06	87,43	857,69	396466,42
22,00	484,00	234256,00	86,48	848,37	410610,50
22,50	506,25	256289,06	85,51	838,85	424669,38
23,00	529,00	279841,00	84,52	829,14	438615,69
23,50	552,25	304980,06	83,51	819,23	452421,48
24,00	576,00	331776,00	82,49	809,23	466114,69
24,50	600,25	360300,06	81,45	799,02	479614,46
25,00	625,00	390625,00	80,39	788,63	492891,19
25,50	650,25	422825,06	79,32	778,13	505978,51
26,00	676,00	456976,00	78,23	767,44	518786,94
26,50	702,25	493155,06	77,12	756,55	531285,27
27,00	729,00	531441,00	75,99	745,46	543441,73
27,50	756,25	571914,06	74,85	734,28	555298,12
28,00	784,00	614656,00	73,69	722,90	566752,74
28,50	812,25	659750,06	72,52	711,42	577851,87
29,00	841,00	707281,00	71,33	699,75	588487,48
29,50	870,25	757335,06	70,12	687,88	598625,13
30,00	900,00	810000,00	68,89	675,81	608229,81
30,50	930,25	865365,06	67,65	663,65	617357,16
31,00	961,00	923521,00	66,39	651,29	625885,75
31,50	992,25	984560,06	65,12	638,83	633876,29
32,00	1024,00	1048576,00	63,83	626,17	641200,44
32,50	1056,25	1115664,06	62,52	613,32	647820,52
33,00	1089,00	1185921,00	61,20	600,37	653805,11
33,50	1122,25	1259445,06	59,86	587,23	659015,05
34,00	1156,00	1336336,00	58,51	573,98	663524,46
34,50	1190,25	1416695,06	57,14	560,54	667186,78
35,00	1225,00	1500625,00	55,75	546,91	669961,69
35,50	1260,25	1588230,06	54,35	533,17	671931,90
36,00	1296,00	1679616,00	52,93	519,24	672939,32
36,50	1332,25	1774890,06	51,49	505,12	672941,99
37,00	1369,00	1874161,00	50,04	490,89	672031,70
37,50	1406,25	1977539,06	48,58	476,57	670176,28
38,00	1444,00	2085136,00	47,09	461,95	667059,99
38,50	1482,25	2197065,06	45,60	447,34	663063,79
39,00	1521,00	2313441,00	44,08	432,42	657718,12
39,50	1560,25	2434380,06	42,55	417,42	651272,53
40,00	1600,00	2560000,00	41,01	402,31	643692,96

Fonte: Autoria própria (2022).

A velocidade foi variada de 0 m/s até 40 m/s. Com a aplicação das equações 21 e 22, obteve-se o coeficiente de segunda ordem e coeficiente independente do motor, de acordo a tração fornecida pelo fabricante.

A Figura 54 apresenta o comportamento da tração do motor em relação à velocidade de escoamento.

Figura 54 – Comportamento do empuxo em relação à velocidade



Fonte: Autor (2022).

Para iniciar com a compilação do código, foram inseridas algumas variáveis necessárias para o dimensionamento inicial (Tabela 6).

Tabela 6 - Dados de entrada para dimensionamento

Ao	0,09761	ca (7)	0,0108
cte	0,66	ca (8)	0,0122
vht	0,45	cb (1)	0,0076
lht	3 m	cb (2)	0,0075
vvt	0,04	cb (3)	0,0093
lvt	3 m	cb (4)	0,0113
$\pi$	3,14	cb (5)	0,0124
$\lambda$ (1)	0,6	cb (6)	0,0125
$\lambda$ (2)	0,65	cb (7)	0,0132
$\lambda$ (3)	0,7	cb (8)	0,0146
$\lambda$ (4)	0,75	$\mu\rho$	0,000018 m <sup>2</sup> /s
$\lambda$ (5)	0,8	$\rho$	1,2 kg/m <sup>3</sup>
$\lambda$ (6)	0,85	$\rho_0$	1,1 kg/m <sup>3</sup>
$\lambda$ (7)	0,9	Aw	-0.424584
$\lambda$ (8)	0,95	Bw	1064.031
ca (1)	0,042	Vo	0 m/s
ca (2)	0,005	g	9,81 m/s <sup>2</sup>
ca (3)	0,0062	So	260 m
ca (4)	0,0074	$\alpha_{cl0}$	-11.3513
ca (5)	0,0086	$\mu$	0,1052
ca (6)	0,096		

Fonte: Autor (2022).

Como definição, tem-se as seguintes condições:

- a) Foi estabelecido uma distância entre do centro de gravidade do avião até o centro aerodinâmico da superfícies de controle horizontal (lvt) e vertical (lht) de 3 metros;
- b) O coeficiente do volume de trabalho para a superfície horizontal foi definido conforme recomendado para aeronaves agrícolas de 0.45, pois necessita de uma alta controlabilidade em velocidades baixas e indicado por Raymer (2018);
- c) O coeficiente de volume para a superfície vertical foi definido em 0,04 conforme indicado por Raymer (2018) para aeronaves agrícolas;

- d) Os afilamentos ( $\lambda$ ) foram utilizados valores de 60% a 95% da corda da asa, esses valores foram incrementados em 5% para cada laço de repetição;
- e) Os coeficientes  $c_a$  e  $c_b$  foram determinados de acordo à Figura 41, utilizados para definir o fator de arrasto induzido, com valores para o afilamento correspondente;
- f) A viscosidade do ar é representada pela letra grega  $\mu$ , e a viscosidade dinâmica pela letra  $\mu_r$ ;
- g) A densidade do ar foi utilizado de 1,2 kg/m<sup>3</sup> considerando a aeronave em voo de cruzeiro e de 1,1 kg/m<sup>3</sup> para o momento de decolagem e aplicação;
- h) O comprimento de pista, considerando a aeronave com a carga total no momento de decolagem, foi de 260 metros;
- i) O ângulo identificado no gráfico para o qual o coeficiente de sustentação seja zero, para o perfil *Eppler 423* é de: -11.3513°.

Com os dados de entrada definidos, a envergadura foi limitada em 8 metros, realizando um incremento de 10 cm em cada laço. A corda na raiz teve seu valor máximo de 1 metro, variando em 1 cm. A porcentagem de parte retangular da asa foi alterada em 0,5 % para cada *loop*.

Como foi definida uma asa de geometria retotrapezoidal, a envergadura da parte retangular foi obtida multiplicando a envergadura total pela porcentagem de asa reta (Equação 33). Da mesma maneira que a corda na ponta foi definida pelo produto da corda na raiz e afilamento (Equação 34), e corda média afilada definida pela (Equação 35).

$$b_{ret} = b * par \quad (33)$$

$$c_p = c_{ret} * lam \quad (34)$$

$$c_{maf} = c_{te} * c_{ret} \left( \frac{(1 + lam(k) + lam(k)^2)}{1 + lam(k)} \right) \quad (35)$$

Com as dimensões da asa retotrapezoidal definidas, utilizou-se o critério de conversão para calcular uma asa trapezoidal equivalente, com o intuito de obter os parâmetros aerodinâmicos e facilitar o levantamentos dos coeficientes.

Diante dessa definição, a envergadura trapezoidal foi definida pela Equação 36, bem como a área de asa, pela Equação 37.

$$beq = bret * baf \quad (36)$$

$$stra = \frac{(cret + cp) * baf}{2} \quad (37)$$

Para definir a corda média equivalente, a corda na ponta e corda e raiz, foram utilizadas as Equações 38, 39, 40, respectivamente.

$$cmeq = cret * par + cmaf(1 - par) \quad (38)$$

$$cpeq = \frac{lameq * 2 * st}{beq(1 + lameq)} \quad (39)$$

$$creq = \frac{cpeq}{lameq} \quad (40)$$

Diante das condições estabelecidas nos itens 3.8.3, foi calculado razões de aspecto com valores maiores ou iguais a quatro, para conseguir as configurações válidas e executar as equações aerodinâmicas. Valores de alongamentos menores que quatro, foram desconsiderados.

#### 5.2.4 Resultados do código de definição

A partir das condições estabelecidas, foi compilado o código em linguagem C++ (APÊNDICE B), sempre ajustando algumas dimensões para se obter os resultados mais adequados para projeto.

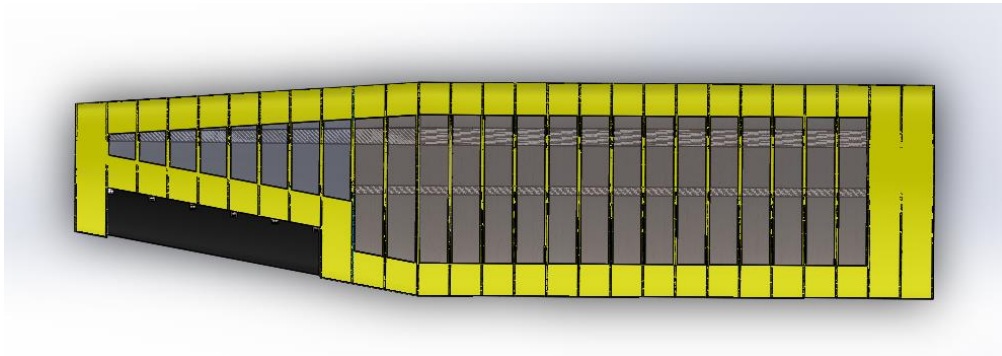
Com as limitações estabelecidas, foi definida a configuração conforme os dados da Tabela 7 e apresentado a modelagem na Figura 55.

Tabela 7– Resultados do código de definição para a asa

Envergadura da parte retangular	4,80 m
Envergadura da parte afilada	3,20 m
Corda na raiz	1 m
Corda na ponta	0,6 m
Percentual de asa retangular	60 %
Área de asa total	7,36 m <sup>2</sup>
Corda média afilada	0,82 m

Fonte: Autor (2022).

Figura 55 – Modelagem de asa retotrapezoidal



Fonte: Autor (2022).

Essa foi a configuração de asa de geometria retotrapezoidal definida de acordo as condições estabelecidas. Os valores são cabíveis para a aplicação no projeto. A envergadura em um comprimento considerável para aplicação das barras de pulverização.

Com os dados da asa retotrapezoidal definida, usando a conversão através de equações predefinidas, calculou-se a seguinte configuração de asa trapezoidal (Tabela 8), (Figura 56):

Tabela 8 – Dimensões da asa trapezoidal equivalente

Envergadura	8 m
Corda média equivalente	0,93 m
Corda na raiz	1,05 m
Corda na ponta	0,79 m
Afilamento equivalente	0,75

Fonte: Autor (2022).

Figura 56 – Modelagem de asa trapezoidal



Fonte: Autor (2022).

Com o critério de convergência das velocidades atendido. O  $M_{tow}$  foi calculado, e os resultados são apresentados na Tabela 9.

Tabela 9 – Resultados do código de definição

$M_{tow}$	303 kg
Velocidade final de pista	25,80 m/s
Velocidade de decolagem	25,80 m/s
Comprimento de pista	260 m

Fonte: Autor (2022).

Para facilitar na estruturação das equações, e utilizou-se os dados no próprio código de definição. A partir disso foram obtidas às áreas necessárias para a cauda, e dimensionamento do profundor e leme (Tabela 10).

Tabela 10 – Resultados dos dados da empenagem

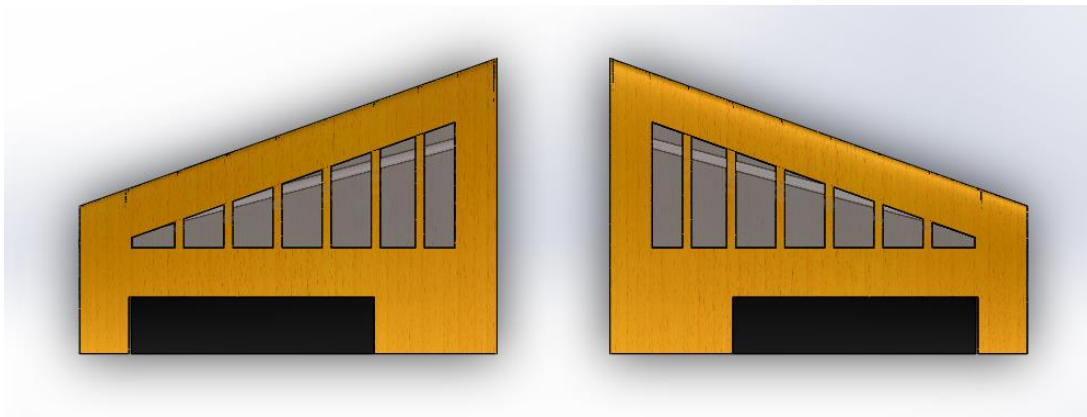
Área da empenagem horizontal	0,77 m <sup>2</sup>
Área da empenagem vertical	0,59 m <sup>2</sup>
Posição da cauda	0,49>Ht>0,93

Fonte: Autor (2022).

Com intuito de reduzir a massa para as superfícies horizontal e vertical, foi utilizado valores indicados por Raymer (2018). Usando os coeficientes para os volumes de cauda indicados para aviões monomotores agrícolas, conforme dispostos no item 3.8.6. Utilizando as Equações 23 e 24, foi possível encontrar a área necessária para a empenagem horizontal e vertical e utilizando a Equação 41. Definiu-se as dimensões da empenagem para um afilamento de 50 %. A modelagem da empenagem horizontal e vertical são representadas nas Figuras 57 e 58, respectivamente.

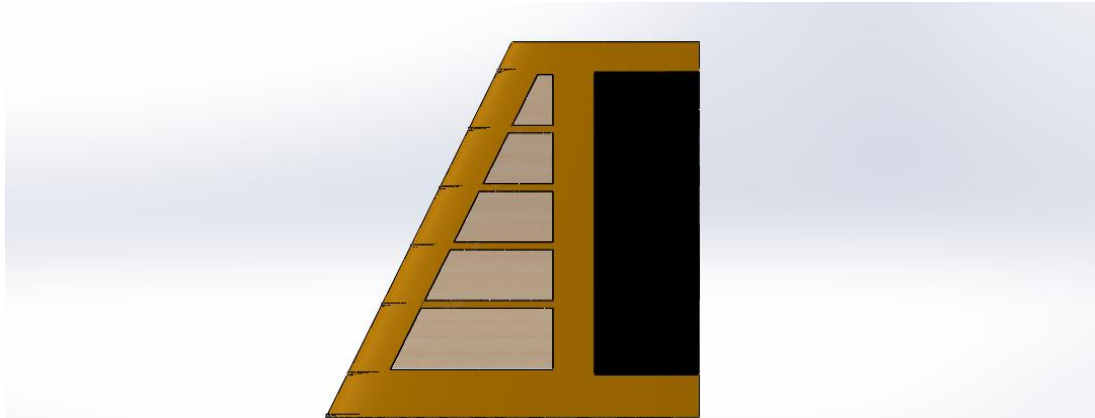
$$A_T = \frac{(b_{maior} + b_{menor}) * h}{2} \quad (41)$$

Figura 57 – Modelagem da empenagem horizontal



Fonte: Autor (2022).

Figura 58 – Modelagem da empingem vertical



Fonte: Autor (2022).

Os coeficientes aerodinâmicos extraídos do código, estão dispostos na Tabela 11.

Tabela 11 – Dados aerodinâmicos

Ângulo diedro	6
Razão de aspecto	8,7
Fator de arrasto induzido	0,07
Fator de eficiência	0,94
Coefficiente angular da curva da asa	0,1
Coefficiente de sustentação	1,59
Ângulo de ataque	5,5
Coefficiente de arrasto	0,16
Ângulo Downwash	5,44

Fonte: Autor (2022).

### 5.2.5 Dimensionamento do trem de pouso

O trem de pouso foi definido como configuração convencional, por conta da utilização da aeronave em pistas irregulares e redução de arrasto. O dimensionamento foi feito de acordo a Figura 44, adotando:

- a) Ângulo Rake do trem de pouso principal de 15°;
- b) Ângulo Rake do trem da bequilha de 5°;
- c) Ângulo entre roda do trem de pouso principal e eixo vertical de 38,91°;

- d) Ângulo da bequilha em relação ao solo de 15°;
- e) Altura maior que a hélice em relação ao solo.

### 5.2.6 Dimensionamento das rodas

O diâmetro e largura das rodas foi definida de acordo a Tabela 1, considerando que a carga esteja disposta em 90% no trem de pouso principal, sendo para um carga total de 303 kg. Como dimensionado, tem-se 136,35 kg em cada roda do trem de pouso principal e 30,3 kg na bequilha. Conforme a equação dada na Tabela 1, substituindo os valores para o trem de pouso principal, tem-se a Equação 43 para o diâmetro, e a Equação 44 para a largura.

$$D_r = 5,3 * 136,35^{0,315} = 29,92 \text{ cm} \quad (43)$$

$$L_r = 0,39 * 136,35^{0,480} = 4,12 \text{ cm} \quad (44)$$

Considerando a aplicação da aeronave em pistas irregulares, foi considerado um aumento de 20% nas dimensões para as rodas do trem de pouso. Para a dimensionamento da roda da bequilha, foi definido 60% de escala da roda do trem de pouso principal (Figura 59).

Figura 59 – Modelagem do trem de pouso principal



Fonte: Autor (2022).

### 5.2.7 Dimensionamento das superfícies móveis

Para o aileron, leme e profundor, foram dimensionados de acordo a Tabela 2, seguindo relações de áreas.

Coforme a Tabela 2, para o aileron foi considerado uma área de 10% da asa. Para o profundor, uma área que representa 15% da empenagem horizontal, e o leme representa 30% da área empenagem vertical. Os resultados são apresentados na Tabela 12.

Tabela 12– Cálculo das superfícies móveis

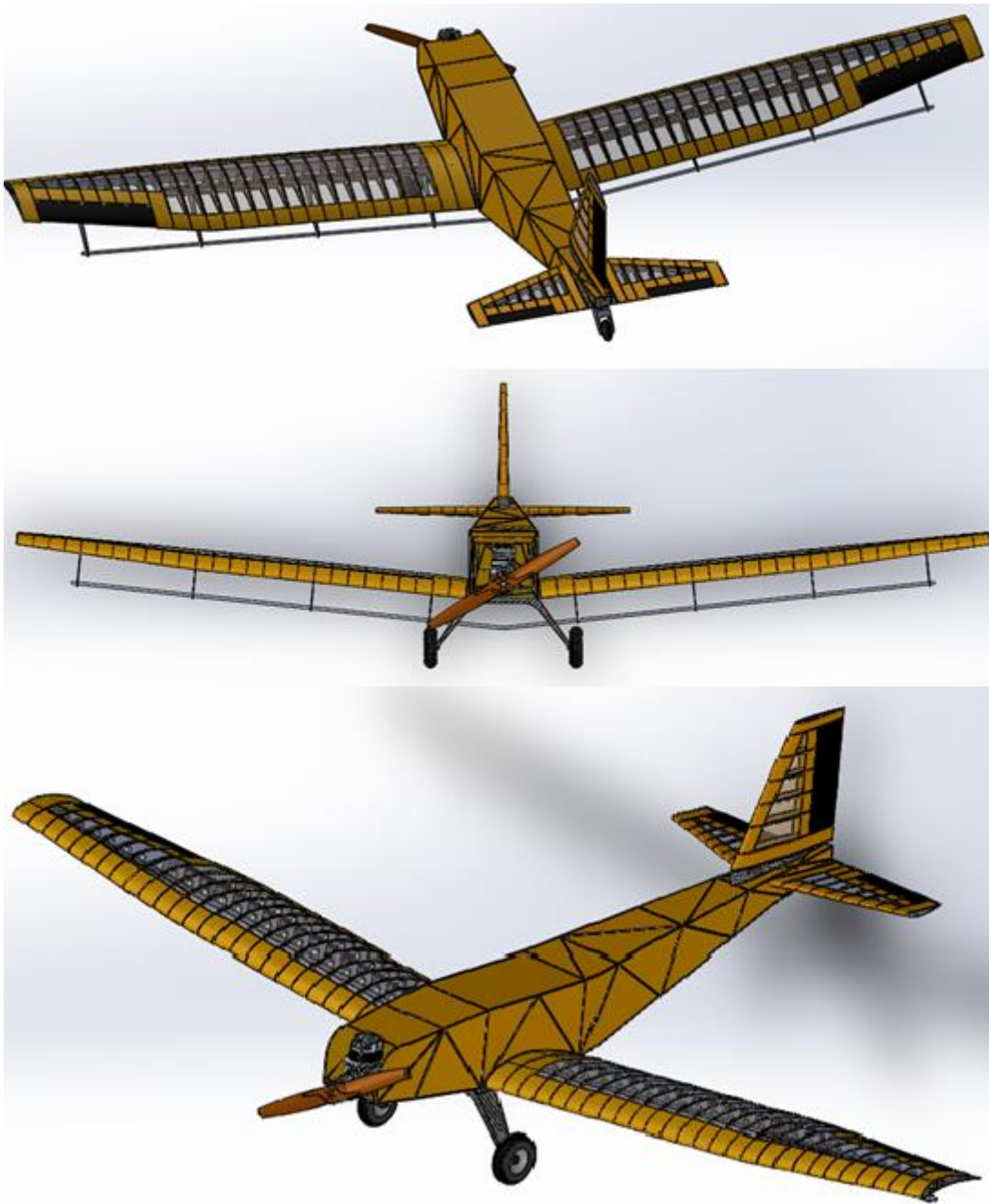
Envergadura do aileron	1 m
Corda do aileron	0,22 m
Área do profundor	0,115 m <sup>2</sup>
Envergadura da empenagem horizontal	1,7 m
Corda na raiz de empenagem horizontal	0,6 m
Afilamento do profundor	0,5
Envergadura do profundor	1,15 m
Afilamento do aileron	0,5
Área do leme	0,177 m <sup>2</sup>
Envergadura da Superfície vertical	0,87 m
Corda na raiz	0,9 m
Corda na ponta	0,45 m
Envergadura do leme	0,70 m
Corda do leme	0,253 m

Fonte: Autor (2022).

### 5.2.8 Modelagem do projeto preliminar

Foi desenvolvida a modelagem 3D do resultado final do dimensionamento da aeronave utilizando o software *Solid Works* (Figura 60). A modelagem proporcionou uma visão de todo projeto, relações de dimensões e a geração de uma planta, elaborada para reprodução do projeto em escala real.

Figura 60 – Modelagem em diferentes angulos de visualização do projeto



Fonte: Autor (2022).

## 6 CONCLUSÃO

O projeto da aeronave para pulverização de defensivos foi desenvolvido seguindo metodologia aeronáutica com fases específicas em cada etapa do processo de elaboração. Sempre priorizando a importância de seguir cada fase em seu determinado tempo para fornecer de maneira estratégica, um melhor gerenciamento.

Este trabalho explorou questões técnicas e particulares da aviação agrícola, abordando pontos estratégicos para definição de uma configuração que melhor se adequa aos requisitos de uma aeronave pulverizadora.

Através de bibliografias, aplicou-se melhorias para um maior desempenho das áreas de aerodinâmica, estruturas, estabilidade, cargas e desempenho. Foi elaborado um código de definição em linguagem C++ que contribuiu para realização dos cálculos e critério de convergência estabelecido. A elaboração da modelagem computacional através do *software SolidWorks* também pôde representar como ficou o projeto final, com todas etapas dimensionadas.

Através do código, a inserção de dados de entrada e algumas condições impostas para atender os requisitos, gerou-se vários conjuntos que através de limitações no código, foi possível verificar quais melhores atendiam aos requisitos do projeto e assim definindo uma melhor configuração possível de aeronave conceitual e preliminar.

Na fase conceitual priorizamos as características convencionais de aeronaves agrícolas, como: configuração de asa, conjunto de trem de pouso, conjunto motopropulsor, empenagem e fuselagem. Já o projeto preliminar, foram realizados diversos cálculos para dimensionamento de cada componente, sempre utilizando bibliografias aeronáuticas altamente reconhecidas.

Com a convergência das velocidades inicial e final, definiu-se uma configuração de aeronave válida diante das limitações estabelecidas. Os resultados apresentados foram satisfatórios e dentro dos padrões estimados para as condições predefinidas.

## REFERÊNCIAS

ADMINISTRATION, Federal Aviation. **Small Airplanes**: part 23, airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes. Part 23, Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes. 2022. Disponível em: [https://www.faa.gov/aircraft/air\\_cert/design\\_approvals/small\\_airplanes/small\\_airplane\\_s\\_regs](https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/small_airplanes/small_airplane_s_regs). Acesso em: 02 abr. 2022.

AGTECHER. **Helicóptero não tripulado Yamaha R-Max**. 2022. Disponível em: <https://agtecher.com/pt/produto/helicopteros-yamaha/>. Acesso em: 12 maio 2022.

ANACPÉDIA. **Veículo Aéreo Não tripulado**. 2017. Disponível em: [https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por\\_esp/tr1983.htm#:~:text=Aeronave%20projetada%20para%20operar%20sem,AG%C3%80NCIA%20NACIONAL%20DE%20AVIA%C3%87%C3%83O%20CIVIL..](https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_esp/tr1983.htm#:~:text=Aeronave%20projetada%20para%20operar%20sem,AG%C3%80NCIA%20NACIONAL%20DE%20AVIA%C3%87%C3%83O%20CIVIL..) Acesso em: 23 maio 2022.

ANDERSON JUNIOR, John D. **Fundamentos de engenharia aeronáutica**: introdução ao voo. 7. ed. Porto Alegre: Amgh, 2015. 944 p.

ANDERSON, John D.. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5. ed. New York: (McGraw-Hill Series In Aeronautical And Aerospace Engineering, 2011. 1131 p.

BARROS, Cláudio Pinto de. **INTRODUÇÃO AO PROJETO DE AERONAVES**. Belo Horizonte: [S.L.], 2001. 565 p.

BRASIL. CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS. . **RELATÓRIO FINAL A-068/CENIPA/2017**. 2017. Disponível em: [http://sistema.cenipa.aer.mil.br/cenipa/paginas/relatorios/rf/pt/PT-WVY\\_23\\_04\\_17\\_-\\_ACID.pdf](http://sistema.cenipa.aer.mil.br/cenipa/paginas/relatorios/rf/pt/PT-WVY_23_04_17_-_ACID.pdf). Acesso em: 08 out. 2021.

BRASIL. INSTITUTO BRASILEIRO DE GEOGRAFIA E ESTATÍSTICA. **Produção Agrícola - Lavoura Temporária**. 2017. Disponível em: <https://cidades.ibge.gov.br/brasil/ba/saodesiderio/pesquisa/14/10193?tipo=ranking&indicador=10368&ano=2017>. Acesso em: 04 out. 2021.

CIVIL, Agência Nacional de Aviação. **Aviação agrícola no Brasil completa 70 anos**. 2017. Disponível em: <https://www.gov.br/anac/pt-br/noticias/2017/aviacao-agricola-no-brasil-completa-70-anos>. Acesso em: 22 maio 2022.

CONFEDERAÇÃO DA AGRICULTURA E PECUÁRIA DO BRASIL (Brasília). **Panorama do Agro**. 2020. Disponível em: <https://www.cnabrazil.org.br/cna/panorama-do-agro>. Acesso em: 03 out. 2021.

COSTA, Marcos Ferreira da. **TECNOLOGIA DE APLICAÇÃO DE DEFENSIVOS AGRÍCOLAS**. UFMT. Campo Grande, p. 1-119. 01 ago. 2009.

DRONES, Sky. **O drone pulverizador**. 2021. Disponível em: <https://skydrones.com.br/>. Acesso em: 20 mar. 2022.

EMBRAPA. **Embrapa e Visiona assinam acordo de cooperação de tecnologia espacial aplicada à agricultura**. 2018. Disponível em: [https://www.embrapa.br/agricultura-digital/busca-de-noticias?p\\_p\\_id=buscanoticia\\_WAR\\_pcebusca6\\_1portlet&p\\_p\\_lifecycle=0&p\\_p\\_state=pop\\_up&p\\_p\\_mode=view&p\\_p\\_col\\_id=column-1&p\\_p\\_col\\_pos=1&p\\_p\\_col\\_count=2&\\_buscanoticia\\_WAR\\_pcebusca6\\_1portlet\\_groupId=10180&\\_buscanoticia\\_WAR\\_pcebusca6\\_1portlet\\_articleId=39912582&\\_buscanoticia\\_WAR\\_pcebusca6\\_1portlet\\_viewMode=print](https://www.embrapa.br/agricultura-digital/busca-de-noticias?p_p_id=buscanoticia_WAR_pcebusca6_1portlet&p_p_lifecycle=0&p_p_state=pop_up&p_p_mode=view&p_p_col_id=column-1&p_p_col_pos=1&p_p_col_count=2&_buscanoticia_WAR_pcebusca6_1portlet_groupId=10180&_buscanoticia_WAR_pcebusca6_1portlet_articleId=39912582&_buscanoticia_WAR_pcebusca6_1portlet_viewMode=print). Acesso em: 10 maio 2022.

EMPRESA BRASILEIRA DE AERONÁUTICA - EMBRAER. **Aviação agrícola**. 2021. Disponível em: <https://agricultural.embraer.com/br/pt>. Acesso em: 20 mar. 2022.

FAHLSTROM, Paul Gerin; GLEASON, Thomas James. **Introduction to UAV Systems**. 4. ed. New Delhi: Wiley, 2012. 287 p.

FLORES, João Antonio Brassanini. **METODOLOGIA DE PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES**. 2017. 150 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Aeroespacial, Centro Tecnológico de Joinville, Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2017. Cap. 1.

FREIRE, Francisco das Chagas Oliveira; AZEVEDO, Francisco Roberto de. **Tecnologia de Aplicação de Defensivos Agrícolas**. 2006. Disponível em: <https://www.infoteca.cnptia.embrapa.br/bitstream/doc/426350/1/Dc102.pdf>. Acesso em: 20 dez. 2022.

GLOBO, Editora. **Agricultura**. 2022. Disponível em: <https://globorural.globo.com/Noticias/Agricultura/noticia/2022/08/aviacao-agricola-completa-75-anos-no-brasil-2-maior-frota-do-mundo.html>. Acesso em: 21 maio 2022.

GUDMUNDSSON, Snorri. **GENERAL AVIATION AIRCRAFT DESIGN: applied methods and procedures**. United States: Elsevier, 2014. 1029 p.

HANDBOOK, Aeronautical. **Aeronautical Knowledge Handbook: fuselage. Fuselage**. 2012. Disponível em: <http://aeronauticalhandbook.blogspot.com/2012/07/fuselage.html>. Acesso em: 08 dez. 2021.

JACTO. **Confira os principais tipos de pulverizadores do mercado**. 2022.

Disponível em: Confira os principais tipos de pulverizadores do mercado. Acesso em: 22 dez. 2022.

JORGE, Lúcio André de Castro; INAMASU, Ricardo Y. (2014) **Uso de veículos aéreos não tripulados (VANT) em Agricultura de Precisão**. Embrapa Instrumentação, São Carlos, São Paulo.

MARCOS. **Marcos da Produção da Air Tractor**. 2020. Disponível em: <https://airtractor.com.br/marcos-da-producao-da-air-tractor/>. Acesso em: 25 maio 2022.

MEDEIROS, Fabricio Ardais. **DESENVOLVIMENTO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA APLICAÇÃO EM AGRICULTURA DE PRECISÃO**. 2007. 122 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Agrícola, Ciências Agrárias, Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, 2007.

MORAES<sup>1\*</sup>, F. A. B. D.; SILVA<sup>1</sup>, C. L.. ETAPAS DE DIMENSIONAMENTO DE TREM DE POUSOTRICICLO PARA AERONAVES RADIO CONTROLADAS SAE AERODESIGN. **The Journal Of Engineering And Exact Sciences**. Viçosa, p. 1-7. 22 maio 2022.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION - NASA. **Engines: how does a jet engine work**. How does a jet engine work. 2021. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/UEET/StudentSite/engines.html>. Acesso em: 07 dez. 2021.

NATIONAL AGRICULTURAL AVIATION ASSOCIATION (Alexandria). **The Industry's History**. 2021. Disponível em: <https://www.agaviation.org/industryhistory>. Acesso em: 18 out. 2021.

NOGUEIRA, Rodrigo Rodrigues. **DETERMINAÇÃO DA CARGA ÚTIL TRANSPORTADA DE UMA AERONAVE CARGUEIRA MONOMOTORA ATRAVÉS DA ANÁLISE DAS FORÇAS ATUANTES DURANTE A DECOLAGEM**. 2016. 52 f. TCC (Graduação) - Curso de Graduação em Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Caraúbas, 2016. Cap. 1.

O SINDICATO NACIONAL DA INDÚSTRIA DE PRODUTOS PARA DEFESA VEGETAL (São Paulo). **O QUE VOCÊ PRECISA SABER SOBRE DEFENSIVOS AGRÍCOLAS**. 2020. Disponível em: [https://sindiveg.org.br/wp-content/uploads/2020/08/SINDIVEG\\_Paper\\_REV\\_FINAL\\_2020\\_bxresolucao.pdf](https://sindiveg.org.br/wp-content/uploads/2020/08/SINDIVEG_Paper_REV_FINAL_2020_bxresolucao.pdf). Acesso em: 07 out. 2021.

PASSOS, Adriano Gonçalves dos; CAVALCANTI, Lucas Biazon; OLIVEIRA, Rafael Sato de. **PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO (VANT) AGRÍCOLA**. 2012. 221 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Departamento

Acadêmico de Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Curitiba, 2014. Cap. 1.

**RASI, José Roberto.** DESENVOLVIMENTO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA APLICAÇÃO EM PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA. 2008. 70 f. **Monografia (Doutorado) - Curso de Engenharia Rural, Departamento de Engenharia Rural, Universidade Federal de Pelotas, Pelotas, 2008.**

RAYMER, Daniel P.. **Aircraft Design: a conceptual approach.** 6. ed. California: A/Aa Education Series, 2018. 1097 p.

RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE- com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: aerodinâmica e desempenho.** Salto: [S.L.], 2014. 320 p.

ROSKAM, Jan. **AIRPLANE DESIGN: preliminary sizing of air.** 5. ed. Kansas: [S.L.], 1985. 2612 p.

SADRAEY, Mohammad H.. **AIRCRAFT DESIGN: a systems engineering approach.** New Hampshire: A John Wiley & Sons, 2013. 800 p.

SIGLER, Dean. **Sustainable Skies.** 2016. Disponível em: <http://sustainable skies.org/siemens-unveils-a-little-something-extra/>. Acesso em: 07 dez. 2021.

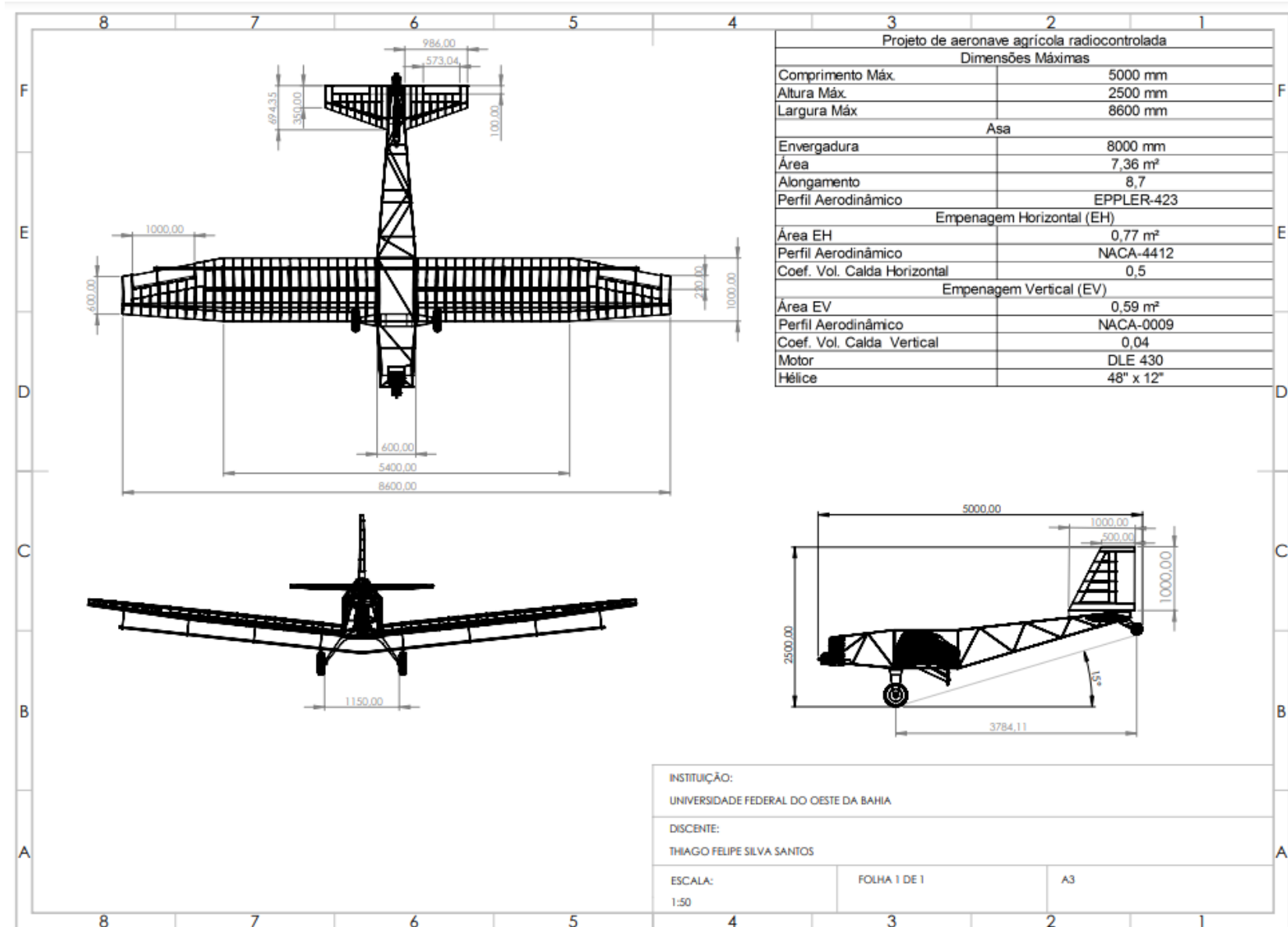
SINDICATO NACIONAL DAS EMPRESAS DE AVIAÇÃO AGRÍCOLA. **HOJE SE COMPLETAM 100 ANOS DE AVIAÇÃO AGRÍCOLA NO MUNDO.** 2021. Disponível em: [https://sindag.org.br/noticias\\_sindag/hoje-se-completam-100-anos-de-aviacao-agricola-no-mundo/](https://sindag.org.br/noticias_sindag/hoje-se-completam-100-anos-de-aviacao-agricola-no-mundo/). Acesso em: 20 maio 2022.

SLONGO, Artur Gustavo; MORAES, Deniel Desconzi; MANTOVANI, Lorenzo Quevedo; VENTURINI, Mateus Schmitz. DESENVOLVIMENTO DE UMA AERONAVE REMOTAMENTE PILOTADA PARA PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA. **Researchgate**, Santa Maria, v. 1, n. 1, p. 3-4, 23 abr. 2022.

TORENBEEK, Egbert. **ADVANCED AIRCRAFT DESIGN: conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes.** 2. ed. New Delhi: A John Wiley & Sons, Ltd., Publication, 2013. 425 p.

YAMAHA. **PRECISION AGRICULTURE.** 2021. Disponível em: <https://www.yamahamotorsports.com/motorsports/pages/precision-agriculture-rmax>. Acesso em: 03 abr. 2022.

## APÊNDICE A - PLANTA AERONÁUTICA



## APÊNDICE B - CÓDIGO DE DEFINIÇÃO DA AERONAVE

```

#include <stdio.h>
#include <stdlib.h>
#include <math.h>
int main() {
float b,cret,par,stra,st,ct;
float bret,baf,beq,cp,cmaf,cmeq,sret,lameq,lameq1,lameq2,cpeq,creq;
float lam[8]={0.6,0.65,0.7, 0.75, 0.8, 0.85, 0.9, 0.95};
int k,cont=0, contaero,conta=0;
float a,delta,s,cte=0.666;
float sht,vht=0.5,lht=3,svt,vvt=0.04,lvt=3,bh,ch;
float e,as,pi=3.14,del;
float ca[8]={0.008642, 0.005, 0.0062, 0.0074,0.0086,0.0096,0.0108,0.0122};
float cb[8]={0.0076,0.0075,0.0093,0.0113,0.0124,0.0125, 0.0132, 0.0146};
float AR,ARmax;
float x,y1,y2;
float alfa,cl,cll0=1,re;
float mir=1.8*pow(10,-5),ro=1.1,ro0=1.225,mi=0.1052;
float cflam,cftur,cd0,e0,cdi,cd;
float alfai,alfaef,alphacl0=-11.3513,ao=0.09761;
float w,c1,c2,aw=-0.467174078,bw=1069.625975,v0=0, g=9.81, s0=260, vdecol, vc,vf;
float stmax,shtmax,svtmax,bhmax,chmax,chwmax,creqmax,cpeqmax,beqmax;
float wmax,cmeqmax,contaeromax,clmax,alfamax;
float anervmax,armax;
float delmax,emax,asmax,cdmax,remax,alfaefmax,Mmax,M,lammax=0,vfmax,mentmax,xma
x,y1max,y2max;
float camax,cbmax,vdecolmax,cpmax,cretmax,lameqmax;
printf(" \n\n\n          AERONAVE PARA PULVERIZACAO AGRICOLA \n\n\n");
for(b=5;b<=8.05;b=b+0.05){
for(k=0;k<=7;k=k+1){
for(cret=0.3;cret<=1.05;cret=cret+0.05){
for(par=0.6;par<=0.61;par=par+0.05){
bret=b*par;
baf=b-bret;
cp=lam[k]*cret;
beq=bret+baf;
sret=bret*cret;
stra=((cret+cp)*baf)/2;
st=sret+stra;
cmaf=cte*cret*((1+lam[k]+pow(lam[k],2))/(1+lam[k]));
AR=pow(beq,2)/st;
if(AR>=4){
cmeq=cret*par+cmaf*(1-par);
delta=pow((6*cmeq*beq-4*st)/(3*cmeq*beq-4*st),2)-4;
lameq1=(-(6*cmeq*beq-4*st)/(3*cmeq*beq-4*st)+sqrt(delta))/2;
lameq2=(-(6*cmeq*beq-4*st)/(3*cmeq*beq-4*st)-sqrt(delta))/2;
if(lameq1>=0){
lameq=lameq1;}
if(lameq2>=0){
lameq=lameq2;}
cpeq=(lameq*2*st)/(beq*(1+lameq));
creq=cpeq/lameq;
del=(ca[k]*AR)-cb[k];

```

```

e=1/(1+del);
as=ao/(1+(ao/(pi*e*AR)));
sht=(vht*cmeq*st)/lht;
svt=(vvt*beq*st)/lvt;
for (alfa =-11.5; alfa<= 5; alfa=alfa+0.5){
cl= as*(alfa-alfacl0);
if(cl>=clmax){
clmax=cl;
alfamax=alfa;}}
re=(ro0*30*cpeq)/mir;
cflam=(1.328/(sqrt(re)));
cftur=(0.42/(pow(log(0.056*re),2)));
cd0=((0.4*cflam)+(0.6*cftur))*2.1;
e0=0.75*e;
cdi=(pow(cl,2))/(pi*e0*AR);
cd=(cd0+cdi)*1.2;
alfai=cl/(pi*AR);
alfaef=alfamax-alfai;
for (w=10;w<=10000;w=w+0.1){
c2=(bw*(ro/ro0)-(mi*w));
c1=(aw*(ro/ro0))+(0.5*ro*st*((mi*cll0)-cd));
vf=sqrt(((c1*pow(v0,2)+c2)*exp((2*g*c1*s0)/w)-c2)/c1);
vdecol=1.2*sqrt((2*w)/(ro*clmax*st));
vc=(vf-vdecol);
if((vf-vdecol)<=0.001){
if (w>=wmax){
cmeqmax=cmeq;
cpeqmax=cpeq;
cpmax=cp;
cretmax=cret;
beqmax=beq;
creqmax=creq;
wmax=w;
clmax=cl;
alfamax=alfa;
ARmax=AR;
stmax=st;
shtmax=sht;
svtmax=svt;
bhmax=bh;
chmax=ch;
vfmax=vf;
vdecolmax=vdecol;
emax=e;
asmax=as;
cdmax=cd;
remax=re;
alfaefmax=alfaef;
Mmax=M;
lameqmax=lameq;
lammax=lam[k];
camax=ca[k];
cbmax=cb[k];
xmax=x;
y1max=y1;

```

```

y2max=y2;
w=10001;}}}}}}}}
printf("\n DADOS DA ASA RETOTRAPEZOIDAL\n\n");
printf(" ENVERGADURA DA PARTE RETANGULAR: %.2f m\n", bret);
printf(" ENVERGADURA DA PARTE AFILADA: %.2f m\n", baf);
printf(" CORDA DA RAIZ: %.2f m\n", cretmax);
printf(" CORDA DA PONTA: %.2f m\n", cpmax);
printf(" PERCENTUAL DE ASA RETA: %.2f % \n", bret/b);
printf(" AREA DE ASA TOTAL: %.2f m^2\n", st);
printf(" CORDA MEDIA AFILADA: %.2f m\n", cmaf);
printf("\n DADOS DA ASA TRAPEZOIDAL EQUIVALENTE \n\n");
printf(" ENVERGADURA EQUIVALENTE: %.2f m\n", beqmax);
printf(" CORDA MEDIA EQUIVALENTE: %.2f m\n", cmeqmax);
printf(" AFILAMENTO EQUIVALENTE: %.2f m\n", lameqmax);
printf(" CORDA NA PONTA EQUIVALENTE: %.2f m\n", cpeqmax);
printf(" CORDA NA RAIZ EQUIVALENTE: %.2f m\n", creqmax);
printf(" PESO (W): %.2f kg \n VELOCIDADE FINAL: %.2f m/s\n
VELOCIDADE DE DECOLAGEM: %.2f m/s \n",wmax/g,vfmax,vdecol);
printf(" COMPRIMENTO DE PISTA: %.2f m\n", s0);
printf("\n DADOS DA EMPENAGEM\n\n");
printf(" AREA DA LEME: %.2f m^2\n",svtmax);
printf(" AREA DO PROFUNDOR: %.2f m^2\n",shtmax);
printf("\n DADOS DE AERODINAMICA\n\n");
printf(" AR: %.2f\n", ARmax);
printf(" DELTA: %.2f\n",delmax);
printf(" FATOR DE EFICIENCIA (e): %.2f\n", emax);
printf(" COEFICIENTE ANGULAR DA CURVA DA ASA (as): %.2f\n", asmax);
printf(" COEFICIENTE DE SUSTENTACAO (cl): %.2f\n O ANGULO (alpha): %.2f\n", clmax,
famax);
printf(" NUMERO DE REYNOLDS (re): %.2f\n", remax);
printf(" COEFICIENTE DE ARRASTO (cd): %.2f\n", cdmax);
printf(" ANGULO DOWNWASH: %.2f\n", alfaefmax);
return 0;}

```