

TERMO DE APROVAÇÃO

Por meio deste termo, aprovamos a monografia do Projeto de Pesquisa: PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO (VANT) AGRÍCOLA, realizado pelos alunos: **ADRIANO GONÇALVES DOS PASSOS, LUCAS BIAZON CAVALCANTI** e **RAFAEL SATO DE OLIVEIRA** como requisito para aprovação na disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso 2, do curso de Engenharia Mecânica da Universidade Tecnológica Federal do Paraná.

Prof. Dr. Claudio Tavares da Silva
DAMEC, UTFPR
Orientador

Prof. Dra. Ana Paula Carvalho da Silva
DAMEC, UTFPR
Avaliador

Prof. Maurizio Petruzziello
DAMEC, UTFPR
Avaliador

Curitiba, 11 de Abril de 2014.

O Termo de Aprovação assinado encontra-se em arquivo da coordenação

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ
DEPARTAMENTO ACADÊMICO DE MECÂNICA

ADRIANO GONÇALVES DOS PASSOS
LUCAS BIAZON CAVALCANTI
RAFAEL SATO DE OLIVEIRA

**PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO (VANT)
AGRÍCOLA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

CURITIBA

2014

ADRIANO GONÇALVES DOS PASSOS
LUCAS BIAZON CAVALCANTI
RAFAEL SATO DE OLIVEIRA

**PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO (VANT)
AGRÍCOLA**

Monografia do Projeto de Pesquisa apresentada à disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso do curso de Engenharia Mecânica da Universidade Tecnológica Federal do Paraná como requisito parcial para aprovação na disciplina.

Orientador: Prof. Dr. Cláudio Tavares da Silva

CURITIBA

2014

Adriano

A minha mãe, Sheila, que sempre me apoiou e sozinha me fez ser quem sou.

Ao meu amor, Vanessa, por ser minha companheira e me inspirar.

Aos meus professores, pelas lições de vida.

Lucas

A minha mãe, Nilza, por abrir mão de inúmeras coisas e por não medir esforços em sua vida em prol da minha formação. Algo que sou eternamente grato.

A minha querida irmã, Ludmila, pelas lições de vida. A minha formação pessoal não seria a mesma se não tivesse você em minha vida.

A Diane, pelo amor, carinho, compreensão e me fazer sempre seguir em frente nos meus objetivos além de me trazer paz na correria de cada semestre.

A minha tia Maria do Socorro, aos meus primos-irmãos Kenneth e Rarene e ao meu cunhado Rodrigo, pelos vários conselhos concedidos.

Aos meus professores pela formação acadêmica e pessoal durante a graduação.

Rafael

A minha mãe, Laíse Hiroko Sato, que sempre me apoiou e auxiliou em todas as minhas decisões.

Ao meu pai, Célio Wilson de Oliveira, por sempre acreditar e me inspirar à alcançar meus objetivos.

A Marina Izabelle Grabarski, pela paciência, amor, companheirismo, conselhos e suporte para tudo em minha vida.

Aos meus professores, pelos conselhos e ensinamentos diversos.

AGRADECIMENTOS

Agradecemos ao Prof. Tavares pela orientação e confiança neste trabalho.

Ao Prof. Fábio Martins por ter sido um coordenador de curso exemplar sendo um grande facilitador para diversos problemas encontrados durante o curso.

Agradecemos aos Professores Carlos Henrique, Júlio Klein e Márcio Mafra por proporcionar a cada um de nós o primeiro contato com a pesquisa científica, a qual foi de extrema importância em nossa formação acadêmica.

Agradecemos a Equipe Acalântis de Aerodesign que além de ter despertado o interesse no projeto aeronáutico e possibilitado um ambiente de aprendizado contínuo durante esses anos nos abriram oportunidades profissionais relacionadas a área.

Agradecemos a Diprofiber, nas pessoas de Felipe Garcia Amorim, por primeiramente nos despertar o interesse dos materiais compostos e por ter sido o responsável pelo nosso primeiro emprego, que resultou na abertura da nossa empresa. Uma experiência impagável.

Agradecemos ao Odiney Ribeiro, piloto das equipes paranaenses nas competições SAE Aerodesign a 16 anos, por ter nos ensinado tantas coisas quando não tínhamos conhecimento algum.

Agradecemos a IPE aeronaves, nas pessoas de João Carlos Boscardin, Nuno Cardoso e tantos outros funcionários com os quais apreendemos muito sobre técnicas avançadas na tecnologia dos materiais compostos.

Agradecemos aos diversos companheiros de curso, praticamente impossível de listá-los, que de alguma maneira sempre nos ajudaram.

Agradecemos ao Célio W. de Oliveira e ao Vando Sírio Borges Júnior e sua família, por além de tornar possível a viagem a Cuiabá-Primavera do Leste, nos trataram como um membro da família durante a estadia.

Agradecemos aos nossos amigos que, entusiastas, torceram por nós.

Agradecemos, acima de tudo, aos nossos familiares que sempre nos incentivaram a continuar, pela paciência nas horas difíceis e pela compreensão nos momentos que estivemos ausentes durante toda a graduação.

“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

PASSOS, A.G.; CAVALCANTI, L.B. e OLIVEIRA, R.S... PROJETO DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO (VANT) AGRÍCOLA. 218 f. Trabalho de Conclusão de Curso – Departamento Acadêmico de Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Curitiba, 2014.

O aumento da população mundial exige maior produtividade na produção de alimentos. Para isso, uma das técnicas mais importantes foi o desenvolvimento de defensivos agrícolas mais eficazes, o que causou a necessidade de uma aplicação mais precisa que pudesse ser empregada em grandes áreas. Essa necessidade alavancou o desenvolvimento da aviação agrícola que hoje atende cerca de 25% de toda a área plantada em território nacional. O projeto de uma aeronave agrícola não tripulada é pioneira em nível mundial e pode preencher lacunas existentes no mercado de aviação agrícola como: aplicação noturna; aplicação em pequenas e médias propriedades; aplicação em terrenos acidentados; e complementação à pulverização terrestre. O projeto apresentado segue a metodologia de projetos aeronáuticos apresentada por Sadraey (2012) e consiste em três etapas principais: projeto conceitual; projeto preliminar; e projeto detalhado. A aeronave proposta possui peso máximo de decolagem de 200 kg e velocidade de aplicação de 144 km/h conseguindo se equiparar as aeronaves agrícolas convencionais. O valor estimado de venda é de R\$ US\$ 35000,00.

Palavras-chave: VANT; Pulverização Agrícola; Projeto Aeronáutico

ABSTRACT

PASSOS, A.G.; CAVALCANTI, L.B. e OLIVEIRA, R.S... DESIGN OF AN AGRICULTURAL UNMANNED AIR VEHICLE (UAV). 218 f. Trabalho de Conclusão de Curso – Departamento Acadêmico de Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Curitiba, 2014.

The global population growth requires a greater productivity in food production. For this, one of the most important techniques was the development of more effective pesticides, which caused the need for more precise application that could be used in large areas. That need boosted the development of agricultural aircraft that now serves about 25 % of the planted area in the country. The design of an unmanned aircraft is a pioneer in agricultural world and can fill gaps in the agricultural market as nocturnal administration; application in small and medium farms; application in rough terrain, and to complement terrestrial spraying. The presented project follows the methodology of aeronautical projects by Sadraey (2012) and consists of three main stages: conceptual design, preliminary design, and detailed design. The proposed aircraft has a maximum takeoff weight of 200kg and application speed of 144km/h managing to equate conventional agricultural aircraft. The estimated production cost is US\$ 35000,00.

Keywords: UAV; Agricultural Spraying; Aircraft Design

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1.1 – Visões e interesses únicos dos grupos de desenvolvedores.	23
FIGURA 1.2 – Fluxograma do Projeto Conceitual	23
FIGURA 1.3 – Fluxograma do Projeto Preliminar	25
FIGURA 1.4 – Fluxograma do Projeto Detalhado	25
FIGURA 2.1 – Desenho esquemático das superfícies de controle primárias.	26
FIGURA 2.2 – Desenho esquemático das superfícies de controle secundárias.	27
FIGURA 2.3 – Atitude de uma aeronave	28
FIGURA 2.4 – Sistema de eixos adotados e direções positivas para momentos e rotações.	29
FIGURA 2.5 – Esquema representativo das forças aerodinâmicas atuantes em um aerofólio.	30
FIGURA 2.6 – VANT desenvolvidos durante a guerra no Iraque	31
FIGURA 2.7 – VANT de monitoramento e inspeção	32
FIGURA 2.8 – Sistema de controle genérico de um VANT	33
FIGURA 2.9 – Estação de controle e planejamento de missão	34
FIGURA 2.10– Diferentes tipos de lançamento de VANT	35
FIGURA 2.11– Carga paga de VANT	36
FIGURA 2.12– Terminal de dados terrestres	37
FIGURA 2.13– Diferentes tamanhos de VANT	40
FIGURA 2.14– Largura de deposição de defensivos agrícolas	44
FIGURA 2.15– Manobras e tipos de evolução	45
FIGURA 2.16– Definição de DMV	49
FIGURA 2.17– Cobertura do alvo biológico de acordo com o diâmetro de gotas	51
FIGURA 2.18– Fenômeno de deriva durante a aplicação aérea	52
FIGURA 2.19– Variações climáticas ocorrentes durante o dia	52
FIGURA 2.20– Bomba eólica para pressurização das barras	54
FIGURA 2.21– Barras de pulverização aérea de aço inox	55
FIGURA 2.22– Atomizador rotativo	56
FIGURA 2.23– Diferentes tamanhos de gotas para diferentes ângulos de posicionamento dos bicos	57
FIGURA 2.24– Influência da altura de voo sobre a deriva	59
FIGURA 2.25– Vórtice de ponta de asa	60
FIGURA 2.26– Influência da direção do vento a favor/contra na aplicação aérea	61
FIGURA 2.27– Influência da direção do vento de través na aplicação aérea	62
FIGURA 2.28– Principais aeronaves agrícolas no Brasil	69
FIGURA 2.29– Barras de pulverização terrestre em material composto	70
FIGURA 2.30– Sistema de comunicação em bordo de um VANT	71
FIGURA 2.31– Motores utilizados em aeronaves agrícolas	72
FIGURA 2.32– Componentes de aeronaves agrícolas	73
FIGURA 2.33– Fotos durante o curso AG-NAV	77
FIGURA 2.34– Barra de led para alinhamento da pulverização	78
FIGURA 2.35– Interface programa AG-NAV	79
FIGURA 3.1 – Parâmetros geométricos de um aerofólio	82

FIGURA 3.2 – Centro aerodinâmico, arrasto, sustentação e momento de arfagem	83
FIGURA 3.3 – Variação do coeficiente de sustentação versus o ângulo de ataque.	84
FIGURA 3.4 – Características do estol	86
FIGURA 3.5 – Gráfico típico da variação do momento de arfagem ao redor do quarto de corda versus o ângulo de ataque.	87
FIGURA 3.6 – Gráfico típico da variação do momento de arfagem ao redor do quarto de corda versus o coeficiente de sustentação.	87
FIGURA 3.7 – Gráfico típico da variação do coeficiente de arrasto versus o coeficiente de sustentação.	88
FIGURA 3.8 – Gráfico típico da variação do coeficiente de arrasto versus o coeficiente de sustentação para um aerofólio laminar.	89
FIGURA 3.9 – Gráfico típico da variação do coeficiente de arrasto versus o coeficiente de sustentação.	90
FIGURA 3.10– Ângulo de incidência da asa.	91
FIGURA 3.11– Ângulo de incidência corresponde ao coeficiente de sustentação ideal. .	92
FIGURA 3.12– Asas com várias razões de afilamento diferentes.	95
FIGURA 3.13– Corda média aerodinâmica e centro aerodinâmico em uma asa	96
FIGURA 3.14– Típico efeito da razão de afilamento na distribuição de sustentação.	97
FIGURA 3.15– Distribuição elíptica da sustentação sobre a asa.	98
FIGURA 3.16– Distribuição de carga sobre meia asa	99
FIGURA 3.17– Contribuição da fuselagem na distribuição da sustentação em uma aeronave com asa baixa.	100
FIGURA 3.18– Contribuição dos flaps na distribuição da sustentação em uma asa.	100
FIGURA 3.19– Quatro asas com diferentes ângulos de enflechamento.	101
FIGURA 3.20– Influência do ângulo de enflechamento no número de Mach normal. ...	102
FIGURA 3.21– Efeito típico do ângulo de enflechamento na distribuição da sustentação. 103	
FIGURA 3.22– Vista superior de uma asa com dois ângulos de enflechamento.	105
FIGURA 3.23– Envergadura efetiva em uma asa enflechada.	106
FIGURA 3.24– Torção na asa	107
FIGURA 3.25– Típico efeito do ângulo de torção (torção negativa) na distribuição da sustentação.	108
FIGURA 3.26– Tipos de diedro	109
FIGURA 3.27– Efeito do ângulo de diedro em uma rolagem por perturbação	109
FIGURA 3.28– Diferentes configurações de caudas	112
FIGURA 3.29– Três configurações para empenagem horizontal	114
FIGURA 3.30– Parâmetros da empenagem vertical.	115
FIGURA 3.31– Comparação entre os limites operacionais de vários motores	118
FIGURA 3.32– Comparação entre a eficiência propulsiva de vários motores	118
FIGURA 3.33– Comparação entre os consumos específicos de combustível de vários motores	119
FIGURA 3.34– Principais parâmetros do trem de pouso	120
FIGURA 3.35– Aplicação de materiais compostos em aplicações militares e civis.	123
FIGURA 3.36– Tipo de estrutura proposta para asa.	124
FIGURA 3.37– Estrutura treliçada da aeronave Curiango	125
FIGURA 3.38– Concepção do projeto após a conclusão da fase de projeto conceitual. ..	125
FIGURA 4.1 – Aeronave Cri-Cri, menor aeronave bi-motor tripulada do mundo.	126
FIGURA 4.2 – Contribuição da velocidade de estol para a determinação do tamanho mínimo de asa.	129

FIGURA 4.3 – Contribuição da velocidade de máxima para a determinação do tamanho mínimo de asa e potência do motor.	131
FIGURA 4.4 – Contribuição do comprimento de pista para a determinação do tamanho mínimo de asa e potência do motor.	132
FIGURA 4.5 – Contribuição da razão de subida para a determinação do tamanho mínimo de asa e potência do motor.	132
FIGURA 4.6 – Contribuição do teto de voo absoluto para a determinação do tamanho mínimo de asa e potência do motor.	134
FIGURA 4.7 – Combinação das regiões aceitáveis definidas pelos cinco requisitos de performance.	134
FIGURA 4.8 – Interface do software desenvolvido para o cálculo de carga alar e peso potência.	135
FIGURA 4.9 – Combinação das regiões aceitáveis definidas pelos cinco requisitos de performance definidos para este projeto.	136
FIGURA 4.10– Carga alar e peso/potência obtido e comparação com outras aeronaves. .	137
FIGURA 4.11– Coeficiente de sustentação máximo versus coeficiente de sustentação ideal para diversos aerofólios NACA.	140
FIGURA 4.12– Coeficientes aerodinâmicos para o aerofólio NACA 63 ₂ -615.	141
FIGURA 4.13– Seção transversal da asa com flap na posição horizontal e ângulo de montagem 0°	142
FIGURA 4.14– Seção transversal da asa com flap defletido 30° e ângulo de montagem 0°	142
FIGURA 4.15– Distribuição do coeficiente de sustentação local em função da posição Y (envergadura) na asa para ângulo de torção de -2°.	142
FIGURA 4.16– Coeficientes globais para projeto preliminar da asa.	143
FIGURA 4.17– Forças aerodinâmicas resultantes para o projeto preliminar da asa.	144
FIGURA 4.18– Distâncias entre o c_g , ac_t , ac_{wf} e a linha de referência.	146
FIGURA 4.19– Gráfico da eficiência aerodinâmica da empenagem horizontal em função da posição vertical.	148
FIGURA 4.20– Função da empenagem vertical na estabilização direcional de uma aeronave bimotor com um deles inoperantes.	149
FIGURA 4.21– Desenho esquemático da configuração de cone de cauda por placas paralelas.	151
FIGURA 4.22– Desenho esquemático da configuração de boom em forma de cone.	152
FIGURA 4.23– Gráfico comparativo entre concepções de fixação da empenagem e estimativa de comprimento ótimo de boom.	153
FIGURA 4.24– Volume ocupado na fuselagem pelo caixão da asa.	155
FIGURA 4.25– Gráfico da área molhada versus comprimento efetivo para a fuselagem em formato de paralelepípedo.	157
FIGURA 4.26– Desenho esquemático da concepção proposta para fuselagem durante etapa preliminar.	157
FIGURA 4.27– Gráfico da área molhada versus comprimento efetivo para a fuselagem em proposta.	159
FIGURA 4.28– Região na qual a cabine dos pilotos e/ou os controles aerodinâmicos não podem ser alojados.	161
FIGURA 4.29– Velocidade resultante na ponta da hélice.	162
FIGURA 4.30– Influência da altura do trem principal na rotação de decolagem	163
FIGURA 4.31– Distribuição das forças entre trem principal e secundário	163

FIGURA 4.32–	Ângulo de <i>overturn</i> baseado em vista frontal para aeronave com configuração em triciclo.	164
FIGURA 4.33–	Dimensões principais do trem de pouso selecionado.	165
FIGURA 4.34–	Desenho esquemático da estabilidade longitudinal da aeronave em condições de trimagem.	168
FIGURA 4.35–	Posições máximas para a carga paga em um voo trimado.	170
FIGURA 4.36–	Volume mínimo de cauda versus passeio do CG.	170
FIGURA 5.1 –	Diagrama $V - n$ previsto para o VANT.	173
FIGURA 5.2 –	Forças atuantes no flapeiron.	175
FIGURA 5.3 –	Modos de falha de um painel de material composto reforçado por longe- rons	178
FIGURA 5.4 –	Configuração do laminado estrutural usado na asa.	178
FIGURA 5.5 –	Resultado para deslocamento absoluto da asa com carregamento máximo	179
FIGURA 5.6 –	Aspecto do laminado estrutural usado na asa.	179
FIGURA 5.7 –	Tensões normais a direção de alinhamento principal do trem de pouso (eixo X)	180
FIGURA 5.8 –	Deflexão máxima do trem de pouso principal para fator de carga $n = 7,5$.	181
FIGURA 5.9 –	Estrutura preliminar da treliça da fuselagem e forças consideradas na simulação.	182
FIGURA 5.10–	Resultados obtidos para a simulação estrutural da fuselagem	182
FIGURA 5.11–	Tensão normal nos tubos da fuselagem final adotada.	183
FIGURA 5.12–	Desenho esquemático do mecanismo de acionamento dos flapeirons. ...	183
FIGURA 5.13–	Curvas de tração requerida e disponível.	184
FIGURA 5.14–	Curvas de potência requerida e disponível.	185
FIGURA 5.15–	Gráfico de razão de subida.	186
FIGURA 5.16–	Gráfico de razão de descida.	186
FIGURA D.1 –	Coefficiente de sustentação versus ângulo de ataque para o perfil aerodi- nâmico 63 ₂ -615.	201
FIGURA D.2 –	Coefficiente de arrasto versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63 ₂ -615.	202
FIGURA D.3 –	Razão CL/CD versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63 ₂ - 615.	202
FIGURA D.4 –	Coefficiente de momento versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâ- mico 63 ₂ -615.	203
FIGURA E.1 –	Coefficiente de sustentação versus ângulo de ataque para o perfil aerodi- nâmico 63 ₂ -615.	205
FIGURA E.2 –	Coefficiente de arrasto versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63 ₂ -615.	205
FIGURA E.3 –	Razão CL/CD versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63 ₂ - 615.	206
FIGURA E.4 –	Coefficiente de momento versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâ- mico 63 ₂ -615.	206

LISTA DE TABELAS

TABELA 1	– Classificação dos volumes de aplicação	43
TABELA 2	– Classificações das nuvens de gotas segundo DMV	50
TABELA 3	– Características principais de aeronaves agrícolas.	66
TABELA 4	– Características principais de pulverizadores terrestres.	67
TABELA 5	– Características principais de VANTs de médio e grande porte.	68
TABELA 6	– Vantagens e desvantagens da asa baixa.	81
TABELA 7	– Vantagens e desvantagens de diferentes configurações de caudas pós fuselagem em relação a convencional.	113
TABELA 8	– Parâmetros definidos para o conceito final adotado.	125
TABELA 9	– Características gerais e performance da aeronave Cri-Cri.	127
TABELA 10	– Razão de aspecto da asa para aeronaves agrícolas.	130
TABELA 11	– Valores médios de coeficiente de arrasto para sustentação nula.	130
TABELA 12	– Coeficientes de atrito para diferentes tipos de pista.	131
TABELA 13	– Valores obtidos de (W/P) e (W/S) tal como valores derivados (S_W) e (P_{eng})	136
TABELA 14	– Parâmetros de asa escolhidos na etapa de projeto conceitual.	137
TABELA 15	– Incremento de coeficiente de sustentação médio para diferentes tipos de dispositivos de alta sustentação.	139
TABELA 16	– Valores típicos para os coeficientes de volume de cauda vertical e horizontal.	150
TABELA 17	– Tabela comparativa entre motores a pistão para VANTs.	159
TABELA 18	– Velocidade de ponta de hélice máxima sugerida para diferentes materiais.	162
TABELA 19	– Definições dos termos básicos referentes ao controle de uma aeronave.	166
TABELA 20	– Convenções de sinais para deflexões das superfícies de controle.	166
TABELA 21	– Valores típicos para a geometria das superfícies de comando.	167
TABELA 22	– Geometria das superfícies de comando de diferentes aviões agrícolas.	167
TABELA 23	– Carregamentos nos trens de pouso para configurações básicas de aterrissagem.	174
TABELA 24	– Propriedades mecânicas estimadas para os materiais compostos laminares utilizados.	176
TABELA 25	– Propriedades mecânicas estimadas para os materiais compostos laminares utilizados.	177
TABELA 26	– Propriedades mecânicas dos tubos temperados de 4130 utilizados no projeto.	181
TABELA 27	– Características principais dos servos da marca XQ Power.	184
TABELA 28	– Resultados da análise de desempenho a nível do mar.	187
TABELA 29	– Custo estimado de produção do primeiro protótipo.	188
TABELA 30	– Carga prevista para a aeronave durante etapa de projeto preliminar.	199
TABELA 31	– Eficiência da hélice estimada durante etapa de projeto preliminar.	199
TABELA 32	– Coeficientes aerodinâmicos estimados durante etapa de projeto preliminar.	199

TABELA 33 – Requisitos de performance estimados durante etapa de projeto preliminar.	199
TABELA 34 – Coordenadas do Contorno do Aerofólio da Asa	200
TABELA 35 – Coeficientes aerodinâmicos para uma velocidade de corrente livre de 140km/h – Re: $1,286e^6$	201
TABELA 36 – Coeficientes aerodinâmicos para uma velocidade de corrente livre de 140km/h – Re: $1,286e^6$	204
TABELA 37 – Resumo dos Parâmetros geométricos Calculados para a Asa.	207
TABELA 38 – Resumo das Características Aerodinâmicas Simuladas para a Asa.	208
TABELA 39 – Resumo dos Parâmetros Calculados para a Cauda Horizontal.	209
TABELA 40 – Resumo dos Parâmetros Calculados para a Cauda Vertical.	210
TABELA 41 – Resumo das Dimensões das Superfícies de Comando.	211

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	17
1.1 CONTEXTO DO TEMA	17
1.2 CARACTERIZAÇÃO DA OPORTUNIDADE	20
1.3 OBJETIVOS	21
1.3.1 Objetivo Geral	21
1.3.2 Objetivos Específicos	21
1.4 METODOLOGIA	22
2 PROJETO INFORMACIONAL	26
2.1 DEFINIÇÕES DOS CONCEITOS E NOMENCLATURAS.	26
2.1.1 Elementos de controle principais	26
2.1.2 Elementos de controle secundários	27
2.1.3 Atitude	28
2.1.4 Eixos e movimentos de uma aeronave	28
2.1.5 Forças aerodinâmicas	29
2.2 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS	30
2.2.1 Conceitos fundamentais	32
2.2.2 Sistemas e Subsistemas	33
2.2.3 Classificação de VANT	38
2.3 TECNOLOGIA DE APLICAÇÃO AGRÍCOLA AÉREA	41
2.3.1 Características da Aeronave Agrícola	42
2.3.2 Parâmetros fundamentais da aplicação agrícola	42
2.3.3 Parâmetros climáticos de influência na aplicação	51
2.3.4 Equipamentos de pulverização de uma aeronave agrícola	53
2.3.5 Dinâmicas de voo na Aplicação Agrícola	58
2.3.6 Deriva	62
2.4 TRADE-OFF	64
2.5 LEVANTAMENTO DO ESTADO DA ARTE	69
2.5.1 Aeronaves Agrícolas	69
2.5.2 Pulverizadores Terrestres	70
2.5.3 Veículos Aéreos Não Tripulados	70
2.6 PESQUISA DE CAMPO	71
3 PROJETO CONCEITUAL	80
3.1 CONFIGURAÇÃO DA ASA	80
3.1.1 Número	80
3.1.2 Localização vertical	80
3.1.3 Seleção de aerofólio	81
3.1.4 Ângulo de incidência	90
3.1.5 Razão de aspecto	92
3.1.6 Afilamento	95
3.1.7 Distribuição elíptica	97
3.1.8 Ângulo de enflechamento	99

3.1.9	Ângulo de torção	106
3.1.10	Ângulo de diedro	108
3.2	CONFIGURAÇÃO DAS EMPENAGENS	110
3.3	CONFIGURAÇÃO DO SISTEMA MOTO PROPULSOR	115
3.4	CONFIGURAÇÃO DO TREM DE POUSO	118
3.5	ALTERNATIVAS DE MATERIAIS E TÉCNICAS DE FABRICAÇÃO	122
3.6	DEFINIÇÃO DA CONCEPÇÃO FINAL ADOTADA	123
4	PROJETO PRELIMINAR	126
4.1	ESTIMATIVA DE PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM	126
4.2	CARGA ALAR E RELAÇÃO PESO/POTÊNCIA	128
4.2.1	Velocidade de estol	129
4.2.2	Contribuição da velocidade máxima	130
4.2.3	Contribuição da distância de decolagem	131
4.2.4	Contribuição da razão de subida (ROC – <i>Rate of Climb</i>)	132
4.2.5	Contribuição do teto de voo	133
4.2.6	Combinação dos requisitos e busca da solução ótima	133
4.2.7	Software desenvolvido para cálculo de W/P versus W/S	134
4.2.8	Resultados obtidos e benchmarking	135
4.3	PROJETO PRELIMINAR DA ASA	136
4.3.1	Cálculo de coeficiente de sustentação ideal e máximo.	136
4.3.2	Seleção e simulação do perfil aerodinâmico	139
4.3.3	Análise computacional das características aerodinâmicas da asa	141
4.4	PROJETO PRELIMINAR DA CAUDA	144
4.4.1	Requisitos de trimagem	144
4.4.2	Trimagem longitudinal	145
4.4.3	Trimagem direcional e lateral	149
4.4.4	Seleção dos volumes de cauda	150
4.4.5	Comprimento ótimo do braço da cauda	151
4.4.6	Cálculo das áreas de referência para as empenagens	153
4.4.7	Seleção dos perfis aerodinâmicos	154
4.4.8	Razão de aspecto e afilamento	154
4.5	PROJETO PRELIMINAR DA FUSELAGEM	155
4.5.1	Cálculo do volume da fuselagem.	155
4.5.2	Determinação de comprimento ótimo para fuselagem	156
4.6	PROJETO PRELIMINAR DO SISTEMA DE PROPULSÃO	159
4.6.1	Comparação entre os motores disponíveis	159
4.6.2	Posição de montagem dos motores	160
4.6.3	Dimensionamento do diâmetro da hélice	161
4.7	PROJETO PRELIMINAR DO TREM DE POUSO	162
4.7.1	Altura do trem de pouso (<i>Ground Clearance.</i>)	162
4.7.2	Distância entre trens (<i>wheel base.</i>)	163
4.7.3	Distância entre rodas do trem principal.	164
4.7.4	Definição da configuração de trem de pouso escolhida	164
4.8	PROJETO PRELIMINAR DAS SUPERFÍCIES DE CONTROLE	165
4.9	REFINAMENTO DO VOLUME DE CAUDA E DETERMINAÇÃO ÓTIMA DE CG	167
5	PROJETO DETALHADO	171
5.1	DETERMINAÇÃO DAS CARGAS ESTRUTURAIS	171
5.1.1	Velocidades de projeto	171

5.1.2	Fatores de carga n	172
5.1.3	Diagrama $V - n$	172
5.1.4	Cargas no trem de pouso principal.	173
5.1.5	Fatores de carga em componentes críticos.	174
5.1.6	Carga aerodinâmica no flapeiron.	174
5.2	PREVISÃO DAS PROPRIEDADES MECÂNICAS DE MATERIAIS COMPOSTOS	
	LAMINARES	175
5.3	CARGAS E ESTRUTURAS	177
5.3.1	Projeto estrutural da asa	177
5.3.2	Projeto estrutural do trem de pouso	178
5.3.3	Projeto estrutural da fuselagem	180
5.4	DIMENSIONAMENTO DOS SERVOS DO FLAPEIRON	182
5.5	ESPECIFICAÇÕES DE DESEMPENHO	184
5.6	CUSTOS	187
6	CONCLUSÃO	189
7	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	190
	REFERÊNCIAS	192
	Apêndice A – QUESTIONÁRIO – SOMA	195
	Apêndice B – QUESTIONÁRIO – CLIENTES POTENCIAIS	196
	Apêndice C – CARGA ALAR E POTÊNCIA	199
C.1	PARÂMETROS DE ENTRADA	199
	Apêndice D – CARACTERÍSTICAS DO PERFIL AERODINÂMICO DA ASA	200
D.1	ESPECIFICAÇÕES GERAIS	200
D.2	CARACTERÍSTICAS DO PERFIL EM CRUZEIRO	201
D.3	GRÁFICOS DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS	201
	Apêndice E – CARACTERÍSTICAS DO PERFIL AERODINÂMICO DO FLAP ...	204
E.1	ESPECIFICAÇÕES GERAIS	204
E.2	CARACTERÍSTICAS DO PERFIL EM CRUZEIRO	204
E.3	GRÁFICOS DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS	204
	Apêndice F – RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS DA ASA	207
F.1	RESUMO DOS PARÂMETROS GEOMÉTRICOS CALCULADOS PARA A ASA	207
F.2	RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS SIMULADAS PARA A	
	ASA	207
	Apêndice G – RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS DO ESTABILIZADOR	209
	Apêndice H – RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS DA DERIVA	210
	Apêndice I – RESUMO DAS DIMENSÕES DAS SUPERFÍCIES DE COMANDO. .	211
	Apêndice J – CÓDIGO FONTE USADO NA SIMULAÇÃO DA FUSELAGEM	212
	Apêndice K – PLANTAS	216
	Índice Remissivo	217

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTO DO TEMA

Mecanização da agricultura

A mecanização da agricultura ocorreu juntamente com a revolução industrial em alguns países da Europa como França, Inglaterra e a antiga Prússia, no entanto só foi chegar ao Brasil em meados da década de 60 através da “revolução agrícola contemporânea”, mais conhecida como “revolução verde”, que aconteceu entre 1940 e 1970 no mundo inteiro (MAZOYER; ROUDART, 2008). Essa transformação da agricultura mundial representou uma série de pesquisas, desenvolvimento e transferência de tecnologia além de uma mudança de medidas políticas e econômicas mundiais para combater a fome mundial na época (aproximadamente 1,1 bi de pessoas), principalmente localizada na Ásia (HAZELL, 2009).

O ponto de reflexão foi que, estava tendo mais e mais pessoas vivendo enquanto a quantidade de terra para plantar continuava praticamente a mesma. Para se ter uma idéia, no Brasil, a produtividade da geração de alimentos subiu incrivelmente 213 %. Com esse grande crescimento de produtividade, o país se transformou de um país importador de alimentos para um dos maiores exportadores mundiais utilizando apenas 9% do seu território. Segue abaixo, alguns dos plantios que tiveram os mais significativos aumentos apresentados em ganhos de produto/hectare:

- Arroz: 3,51 vezes;
- Milho: 3,04 vezes;
- Feijão: 2,18 vezes;
- Soja: 1,90 vezes;
- Trigo: 2,92 vezes.

Toda essa evolução da agricultura se deve a revolução agrícola moderna (revolução verde) que, na verdade apenas espalhou tecnologias agrícolas que já existiam, porém não eram

amplamente implementadas em países não industrializados como o Brasil. Nessas tecnologias incluíram o uso extensivo de tecnologia no plantio, irrigação e colheita, o desenvolvimento de novos pesticidas, modelos de sementes geneticamente melhoradas, inovação de maquinários, tudo isso para um único objetivo: obter maior produtividade nas principais culturas de exportação como arroz, trigo e soja para o abastecimento de comida no planeta (HAZELL, 2009).

O desenvolvimento de produtos fitossanitários (agrotóxicos, defensivos agrícolas) avançou a evolução dos equipamentos de aplicação agrícola no Brasil. Foram desenvolvidos diversos tipos de bicos de pulverização, realizadas várias pesquisas sobre condições de aplicação, entre outros. Atualmente, o Brasil é referência em qualidade e produtividade na aplicação de defensivos agrícolas. Com o surgimento da EMBRAPA (Empresa Brasileira de Pesquisa Agropecuária), muito das pesquisas realizadas aqui, foram direcionadas para as condições de aplicação que se encontram no Brasil, encontrando soluções específicas para a pulverização para cada região do país e para cada cultivo.

A Fome Mundial

Do período entre 1970 e 2010 a população mundial dobrou, porém a área de plantio apenas cresceu 27% (FAOSTAT, 2014). Isto somente foi possível pelo avanço das tecnologias agrícolas. Segundo previsões da FAO (2014) (Organização das Nações Unidas para a Agricultura e Alimentação) a população mundial deve ser de aproximadamente 9 bilhões de habitantes em 2050. Para atender essa quantidade de pessoas será necessário produzir uma quantidade de alimentos semelhante a tudo o que foi produzido no mundo (a agricultura começou a 10.000 A.C) até hoje (FAO, 2014).

O Agronegócio Brasileiro

Segundo IBGE (2006) o agronegócio hoje representa aproximadamente 22% do produto interno bruto (PIB) do país. Ele é o principal responsável por manter o superavit da balança comercial (exportação menos importação) brasileira. Atualmente, um a cada três empregos são gerados no campo totalizando aproximadamente 37 % da mão de obra empregada (MDA, 2014). Crescimento da agricultura desde a revolução agrícola é muito significativa, todo o ano sempre existe a expectativa de bater recordes de safra. A tendência é continuar crescendo ainda mais pois um a cada quatro grãos são brasileiros e enquanto o Brasil ainda possui aproximadamente 70 % da vegetação nativa a Europa possui apenas 0,3%. Isto significa que o Brasil possui uma enorme área de fronteira agrícola para ser expandida, e como a agricultura é o motor da economia brasileira, naturalmente as áreas de plantio vão se expandir.

As Propriedades de Terra no Brasil

Na contra mão das vantagens e importância do agronegócio está no fato que maioria da população mundial atualmente está com deficit alimentício (passando fome), são pequenos produtores (camponeses) que não modernizaram os cultivos com compras de equipamentos. Quando houve o início da modernização agrícola, os valores dos alimentos eram mais rentáveis a todos os produtores, porém com a grande produtividade fornecida por esses equipamentos, os valores de venda de produtos como trigo e soja despencaram. Isto se traduziu em grandes prejuízos a esses agricultores familiares.

Atualmente esses produtores ainda sofrem pois, os equipamentos de pulverização, colheitadeiras, entre outros são muito caros. Por exemplo: em relação a pulverização, esses agricultores não tem condições de comprar um pulverizador autopropelido (aproximadamente 400 mil reais) e nem contratar serviços de pulverização aérea (fator 1: não existe prestadoras de serviço em regiões de pequenas e médias propriedades; fator 2: aplicação aérea inviável financeiramente para pequenas propriedades). Ou seja, falta um equipamento que possa suprir essa lacuna.

A desigualdade agrária é explicitada com o dado de que segundo IBGE (2006), aproximadamente 85% do total das propriedades rurais brasileiras são ocupados pela agricultura familiar, porém ocupavam apenas 24,3% da área destinada a agropecuária. Enquanto as propriedades não familiares representavam 15,6% do total e ocupavam 75,7% da área de produção. Ou seja, muitos dos grandes produtores cresceram investindo na modernização das lavouras e consequentemente comprando mais propriedades rurais falidas.

A agricultura familiar é responsável por cerca de 70% dos alimentos produzidos no Brasil. Compõe a economia de aproximadamente 90% dos municípios brasileiros, e representa 35% do PIB nacional e absorve 40% da população economicamente ativa do país. A agricultura familiar atualmente no Brasil produz:

1. 87% da mandioca;
2. 70% do feijão;
3. 46% do milho;
4. 34% do arroz;
5. 21% do trigo.

De acordo com IBGE (2006), a agricultura familiar é responsável por 37,8% do Valor Bruto da Produção Agropecuária. Como dito anteriormente, a agricultura é responsável por empregar aproximadamente 37% da população, só a agricultura familiar é responsável por 77% dessa população ocupada na agricultura.

O estado do Paraná, de acordo com o censo agropecuário (IBGE, 2006) das 362 mil propriedades, 310 mil são de agricultores familiares. O Paraná tem uma expectativa de aproximadamente 30 milhões de toneladas, e mais de 50% do valor bruto da produção a agricultura familiar é responsável. A maior parte dessas propriedades possuem menos de 100 hectares (IBGE, 2006).

Vistos antigamente como pobres camponeses, os pequenos produtores, os agricultores familiares são hoje referenciados como portadores de uma outra concepção de agricultura, diferente e alternativa à agricultura latifundiária dominante no país ((WNADERLEY, 2014).

Principais Cultivos no Brasil

De acordo com Ozeki (2006) e Conab (2006) as principais culturas que necessitam de aplicações de defensivos agrícolas e que são os principais alimentos plantados são:

1. Algodão: 2 milhões de toneladas (superior a dez aplicações durante o cultivo);
2. Soja: 55 milhões de toneladas (aproximadamente 6 aplicações);
3. Arroz: 11 milhões de toneladas (aproximadamente 8 aplicações);
4. Milho: 58 milhões de toneladas (aproximadamente 3 aplicações);

1.2 CARACTERIZAÇÃO DA OPORTUNIDADE

São dois os principais oportunidades deste projeto:

- Aumentar a produtividade dos agricultores familiares e médias propriedades;
- Aplicação noturna;

Produtividade

A produtividade das lavouras aumentou muito com a modernização dos equipamentos agrícolas porém, mesmo assim, segundo MDA (2014) em 2010 aproximadamente de 20 a 40 % da produção de alimentos potencial ainda são perdidos pelo ataque de pragas. A maioria dessas perdas está ligada ao fato de que os pequenos produtores não possuem dinheiro suficiente para adquirir equipamento ou serviços para diminuir essas perdas. Ou seja, as tecnologias de aplicação devem chegar a todos os produtores, não apenas aos grandes latifundiários.

Porém essa situação está mudando, uma vez que apenas para o plano safra 2013/2014 (safra atual) está sendo investido nos setores em que o projeto pode ser incluído e os respectivos valores são:

- Inovação tecnológica - 1 bilhão de reais;
- Empréstimos para máquinas e equipamentos agrícolas - 9 bilhões de reais;
- Programa nacional de apoio ao médio produtor rural (Pronamp) - 13,2 bilhões de reais;
- Programa Nacional de Fortalecimento da Agricultura Familiar (Pronaf) - 21 bilhões de reais;
- Total de investimento para o plano safra - 136 bilhões de reais.

Em relação a safra anterior, houve um aumento de 18%. Logo, o produto em questão pretende atender os custos de operação e implementação cabíveis aos pequenos e médios produtores.

Aplicação noturna

Durante esta última safra houve uma infestação de uma nova praga nas plantações, a *Helicoverpa armigera* (Seção 2.6). Por se tratar de uma nova praga e não existir nenhuma pesquisa desenvolvida de como controlar esse vetor, esta praga deu muito prejuízo as lavouras. No entanto, a primeira decisão tomada foi aplicar diversos defensivos juntos na lavoura. Por esse motivo estava sobrando demanda de prestação de serviços de aplicações aéreas na região de Primavera do Leste - MT. Durante uma visita da equipe na cidade, uma das empresas que prestam esse tipo de serviço comentou que produtores estavam pagando para realizar aplicações noturnas, que são atividades muito mais caras e menos eficientes. Tudo isso para tentar, de alguma maneira, diminuir as perdas do cultivo. Por ser uma aeronave não tripulada, comandada por sinal GPS ou através de uma estrutura de controle remoto, a pulverização noturna seria um nicho de mercado.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 OBJETIVO GERAL

Desenvolver o projeto aeronáutico de um veículo aéreo não tripulado para pulverização de produtos agrícolas.

1.3.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

1. Pesquisar e compreender o processo de pulverização agrícola aérea, tal como as necessidades dos possíveis clientes;

2. Seguir metodologia de projeto aeronáutico para desenvolvimento de uma concepção factível;
3. Desenvolver ferramentas que auxiliem no processo de melhoria iterativa do projeto;
4. Desenvolver projeto preliminar atendendo os seguintes critérios:
 - (a) Estimativa de peso de decolagem, carga alar e potência;
 - (b) Projeto dos sistemas principais: asa; cauda; fuselagem; sistema de propulsão; trem de pouso e superfícies de comando.
5. Determinação das cargas estruturais baseado em normas internacionais de certificação de aeronaves;
6. Especificações básicas de desempenho.

1.4 METODOLOGIA

Segundo Raymer et al. (1999), existe grande divergência, por parte dos envolvidos no processo de projeto de uma aeronave, de como iniciar o projeto. O projetista conceitual acredita que tudo parte de um conceito inicial, seja ele a posição das asas, forma da fuselagem, tipo de propulsão, etc. O especialista em dimensionamento acredita que nada pode ser feito antes de uma estimativa do peso. O cliente, seja militar ou civil, acredita que deve partir da prioridade das suas necessidades. O que o autor diz, é que, parcialmente, todos eles estão corretos e que o processo de projeto é altamente iterativo.

Internamente, os grupos de projeto também têm divergências com relação ao que deve ser feito, a Figura 1.1 ilustra essas divergências de maneira bem humorada.

A abordagem que será empregada em grande parte deste texto se baseia fielmente a desenvolvida por Sadraey (2012). Trata-se de uma abordagem sistemática (Engenharia de Sistemas) que tem como enfoque lidar com projetos complexos. Trabalha segmentando e integrando os sistemas até chegar em um projeto preliminar refinado e otimizado. A metodologia divide o processo de desenvolvimento em projeto conceitual, preliminar e detalhado. Além disso, a equipe incluiu uma etapa anterior a preliminar que consiste no estudo de mercado, pesquisa de campo para melhor entendimento do tema, levantamento do estado da arte e benchmarking, para essa etapa deu-se o nome de projeto informacional.

O projeto conceitual é a primeira etapa do desenvolvimento de uma aeronave, é nela que se define a concepção que passará para as etapas futuras, deve de antemão determinar a

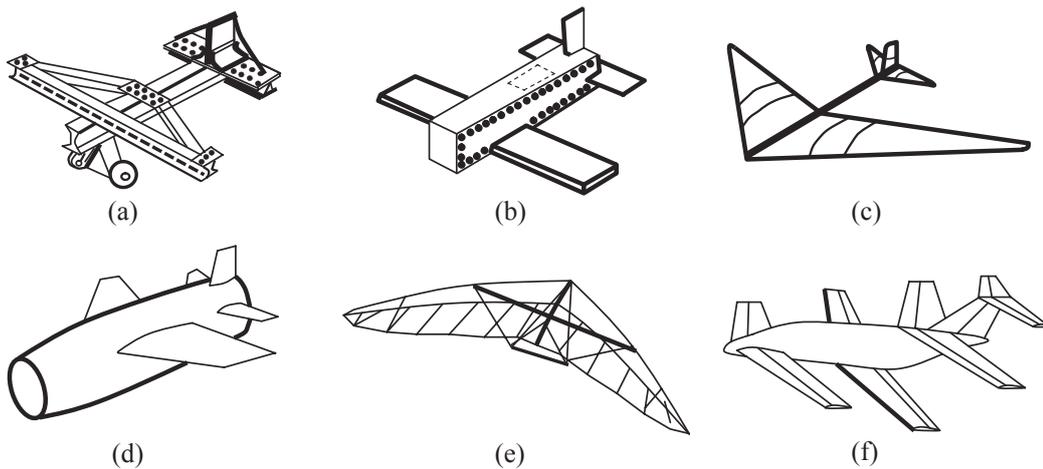


Figura 1.1: Visões e interesses únicos dos grupos de desenvolvedores. a) Estrutural; b) Fabricação; c) Aerodinâmica; d) Propulsão; e) Peso; f) Estabilidade e controle. (SADRAEY, 2012)

solução mais adequada para o problema. Um fluxograma que ilustra o processo é dado pela Figura 1.2.

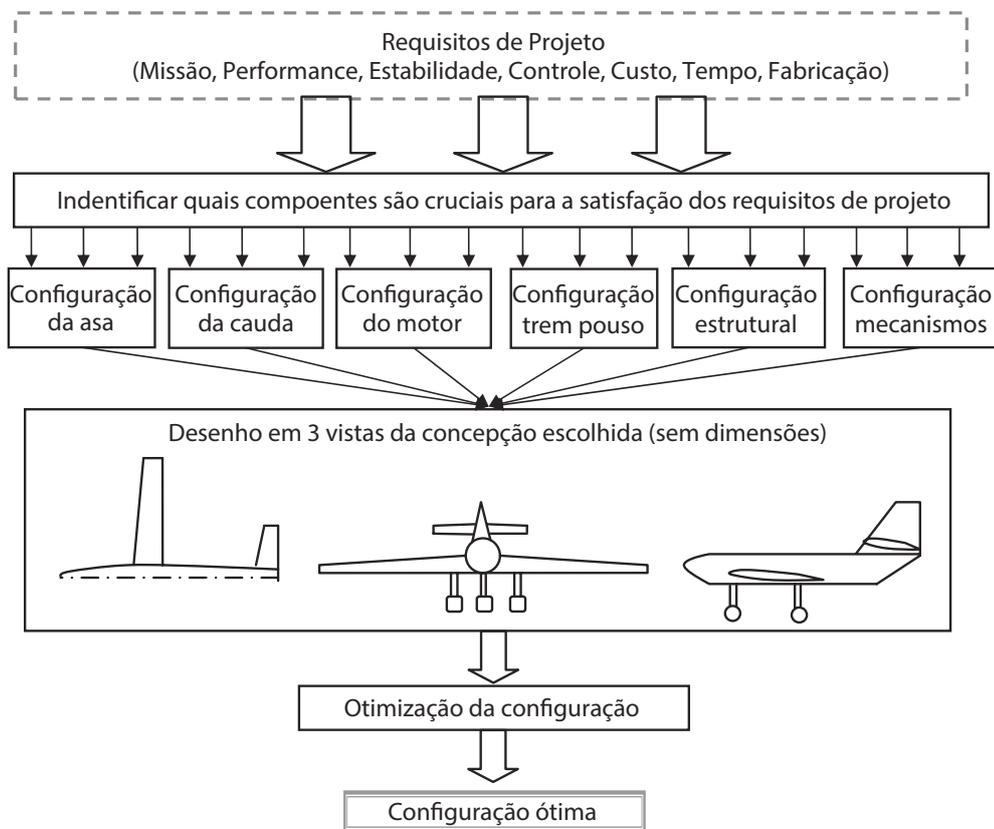


Figura 1.2: Fluxograma do Projeto Conceitual (SADRAEY, 2012)

É de grande importância o entendimento das funções primárias de cada componente

por parte do projetista. A seguir é apresentada uma análise funcional de cada componente principal de uma aeronave convencional.

Asa. A função principal da asa é de gerar sustentação mantendo a aeronave. A asa tende a gerar duas forças indesejáveis: o arrasto aerodinâmico; e o momento de arfagem (*Pitch*). Além disso, devido ao posicionamento usual dos ailerons a asa tem grande importância na determinação da estabilidade lateral.

Fuselagem. A função primária da fuselagem é de acomodar a carga paga, seja ela passageiros, carga comum, bagagem, etc. A fuselagem também oferece abrigo para o piloto e tripulação além de abrigar os tanques de combustível e em geral os motores. Além disso devido ao comprimento ela influencia significativamente na estabilidade direcional e longitudinal, em caso da escolha de uma fuselagem curta o cone de cauda deve ser previsto para o posicionamento correto da empenagem.

Cauda horizontal. A cauda horizontal tem como função principal gerar sustentação aerodinâmica para *trimar* a aeronave em uma condição constante e estável de voo. Além disso, na maioria das aeronaves, o profundor é uma parte móvel da cauda horizontal que, acoplado a empenagem horizontal, tem como finalidade prover controlabilidade longitudinal em voo.

Cauda vertical. A cauda vertical tem como função principal gerar força aerodinâmica para *trimar* a aeronave direcionalmente em uma condição constante e estável de voo. Além disso, na maioria das aeronaves, o leme é uma parte móvel da cauda que, acoplado a deriva, tem como finalidade prover controlabilidade direcional em voo.

Motopropulsor. O dispositivo motopropulsor tem como finalidade gerar potência e/ou tração para a aeronave se deslocar. Em geral toda aeronave possui um sistema de auto propulsão, porém planadores e asa deltas podem realizar a etapa de voo e aterrissagem necessitando apenas de auxílio externo para a decolagem.

Trem de pouso. A função primária do trem de pouso é facilitar operações de pousos e decolagem tornando as etapas de aceleração e desaceleração seguras e com baixo custo de combustível, além de possibilitar a controlabilidade e estabilidade em solo da aeronave.

Para o projeto preliminar, o fluxograma que mostra o procedimento a ser utilizado é mostrado na 1.3.

A etapa de detalhamento de projeto é responsável por receber as especificações preliminares como configuração e dimensões de referência da asa (área, corda, aerofólio, flap) e

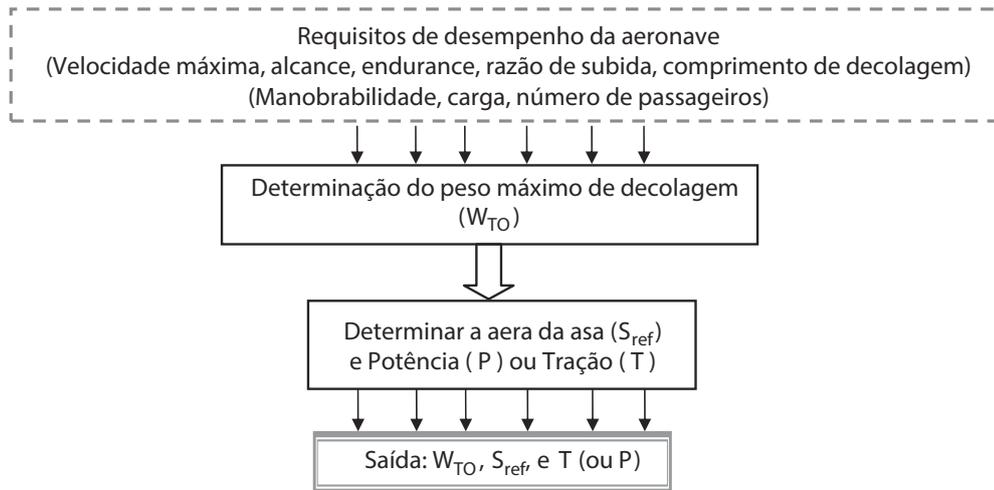


Figura 1.3: Fluxograma do Projeto Preliminar (SADRAEY, 2012)

gerar um modelo em CAD 3D de todos os sistemas e componentes necessários, assim como otimizar peso e realizar o dimensionamento estrutural. O fluxograma simplificado desse processo é mostrado na Figura 1.4

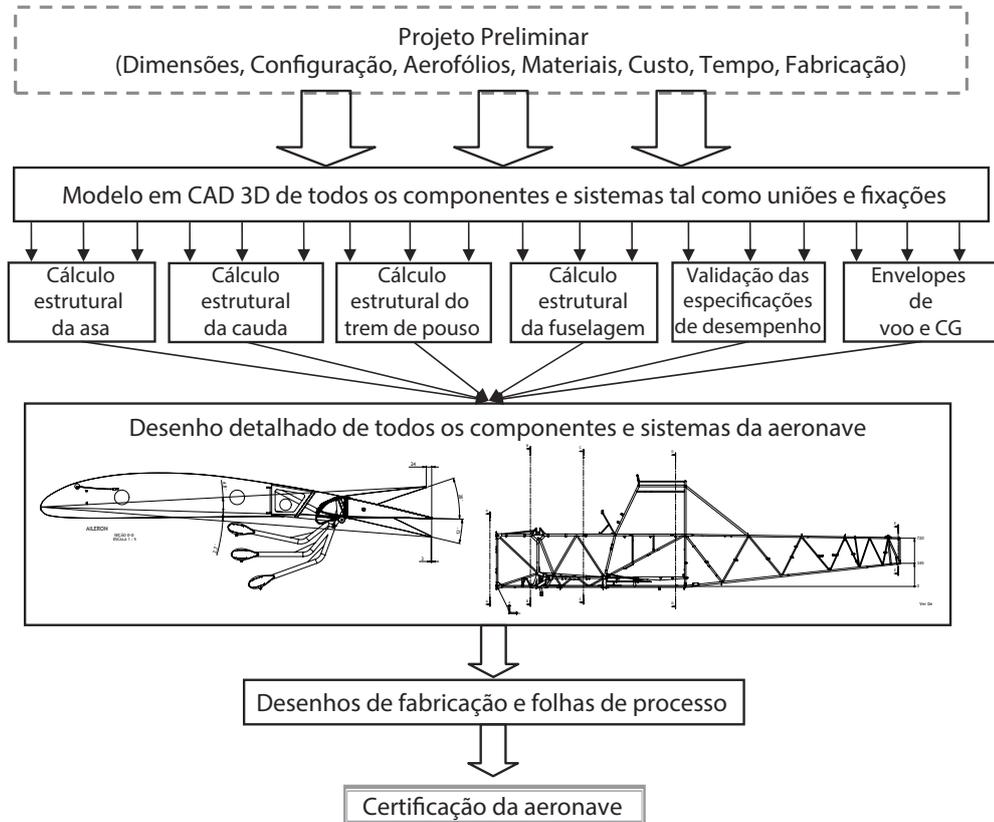


Figura 1.4: Fluxograma do Projeto Detalhado

2 PROJETO INFORMACIONAL

2.1 DEFINIÇÕES DOS CONCEITOS E NOMENCLATURAS.

Esta seção destina-se a expor de maneira ilustrativa os conceitos e nomenclaturas básicas utilizadas no desenvolvimento desse projeto.

2.1.1 ELEMENTOS DE CONTROLE PRINCIPAIS

Os elementos de controle principais de uma aeronave são apresentados na Figura 2.1.

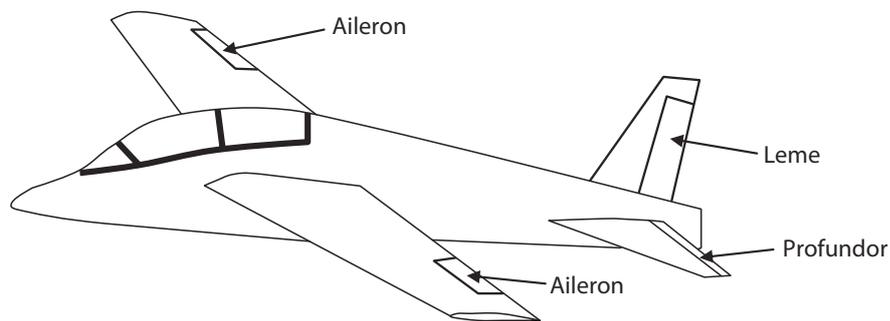


Figura 2.1: Desenho esquemático das superfícies de controle primárias. (SADRAEY, 2012)

Aileron

Ailerons são montados no bordo de fuga de cada asa próximo às pontas e se movem em direções opostas quando acionados. Quando um aileron é erguido, a sustentação é reduzida naquela asa, e na outra o aileron abaixado aumenta a sustentação naquela asa, fazendo com que a aeronave role para o lado em que o aileron está erguido.

Profundor

O profundor é a parte móvel do estabilizador horizontal, preso na parte de trás da cauda horizontal. Os profundores se movem juntos para cima e para baixo. Quando erguido, o profundor empurra a cauda para baixo fazendo com que o nariz da aeronave vá para cima.

Algumas aeronaves possuem um estabilizador horizontal móvel, chamado de *all-moving* ou *stabilator*.

Leme

O leme é montado no bordo de fuga do estabilizador vertical. É acionado para realizar o movimento de cabeceio da aeronave.

2.1.2 ELEMENTOS DE CONTROLE SECUNDÁRIOS

Os elementos de controle secundários de uma aeronave são apresentados na Figura 2.2:

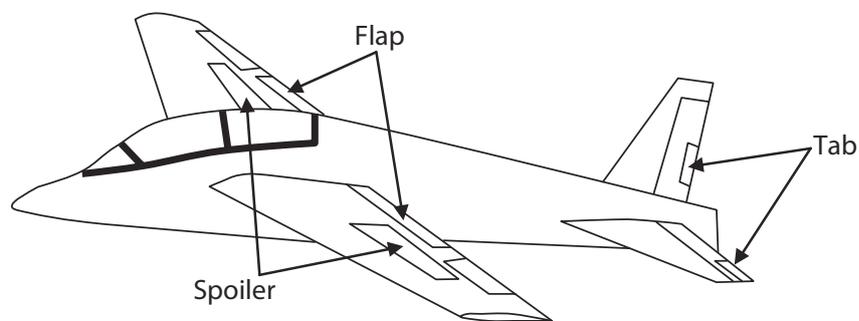


Figura 2.2: Desenho esquemático das superfícies de controle secundárias.
(SADRAEY, 2012)

Flap

Flaps são montados no bordo de fuga das asas, próximos à raiz. Eles são defletidos para baixo para aumentar a curvatura efetiva da asa, aumentando o coeficiente de sustentação máximo da aeronave e assim reduzindo a velocidade de estol. São acionados em situações de baixa velocidade, elevado ângulo de ataque incluindo decolagem e descida para pouso.

Spoiler

Spoilers são utilizados para quebrar o fluxo de ar sobre a asa e reduzir a sustentação significativamente. Isso permite que a aeronave perca altitude sem perder velocidade em excesso.

Tab de trimagem

Tabs de trimagem são pequenas superfícies utilizadas para balancear o arrasto e a sustentação produzidos pela asa e superfícies de controle sobre um grande raio de carga e velocidade, reduzindo os esforços requeridos para ajudar ou manter a altitude de voo desejada. Estas superfícies podem estar localizadas nos ailerons, profundores e lemes.

2.1.3 ATITUDE

Ângulo de ataque

É o ângulo entre a linha de corda de um aerofólio e o fluxo de ar que se aproxima.

Ângulo de incidência

É o ângulo entre a linha de corda e o eixo longitudinal da aeronave.

Ângulo de ataque crítico

É o ângulo de ataque em que a sustentação máxima é gerada, também chamado de ângulo de estol.

Ângulo de subida ou descida

É o ângulo entre a trajetória de voo da aeronave e o plano horizontal.

Ângulo de arfagem

É o ângulo entre o eixo longitudinal e o plano horizontal.

Momento de arfagem

Certas combinações de forças em uma aeronave fazem com que ela sofra uma variação no ângulo de arfagem. O comprimento do braço multiplicado pela força de arfagem é chamado de momento de arfagem e é equilibrado com o uso da cauda. O momento de arfagem é positivo caso ele mova o nariz da aeronave para cima, e negativo caso mova para baixo.

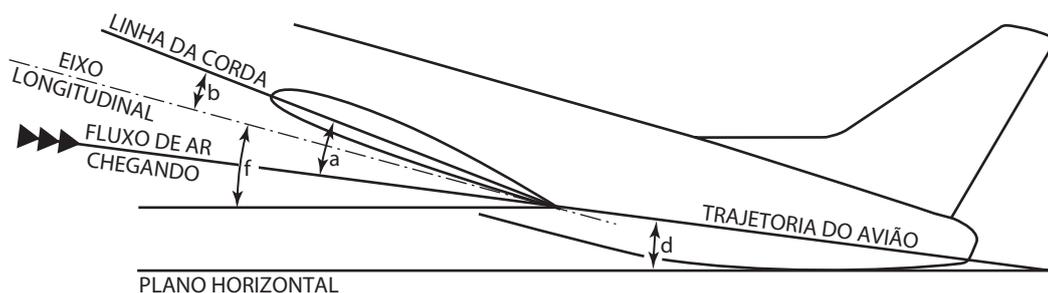


Figura 2.3: Atitude de uma aeronave
(SWATTON, 2011)

2.1.4 EIXOS E MOVIMENTOS DE UMA AERONAVE

Os eixos lineares e angulares adotados para todas equações e desenvolvimentos seguem a Figura 2.4.

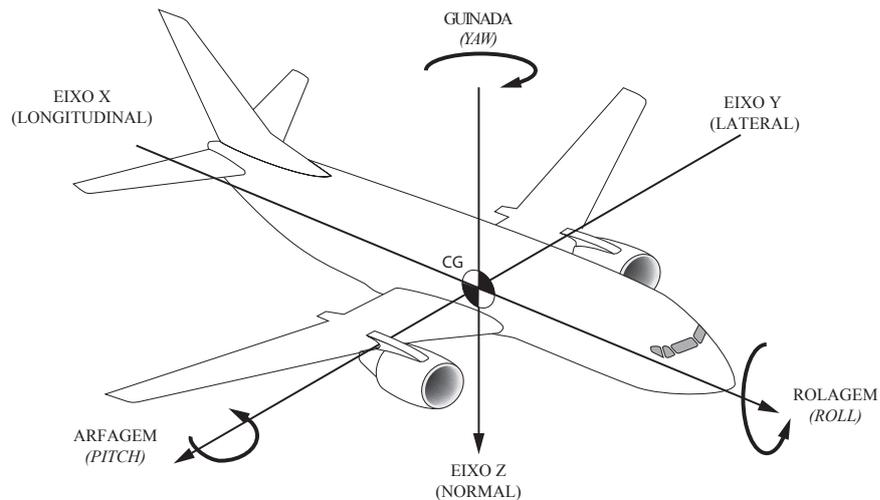


Figura 2.4: Sistema de eixos adotados e direções positivas para momentos e rotações. (SWATTON, 2011)

Eixo longitudinal ou de rolagem

A reta horizontal juntando o ponto mais a frente da fuselagem, o centro do nariz, até o centro do ponto mais atrás da fuselagem da aeronave é o eixo longitudinal, também chamado de eixo de rolagem.

Eixo lateral ou de arfagem

O eixo lateral é a reta horizontal que passa de um lado da aeronave ao outro, através do CG, perpendicular ao eixo longitudinal. Também chamado de eixo de arfagem.

Eixo normal ou de guinada

O eixo normal de uma aeronave é a reta vertical que passa através do CG e é perpendicular aos outros dois eixos. É o eixo de giro do movimento de guinada da aeronave.

2.1.5 FORÇAS AERODINÂMICAS

As definições da sustentação e arrasto aerodinâmicos são ilustradas na Figura 2.5

A sustentação é gerada por dois fenômenos: conservação da quantidade de movimento (Segunda Lei de Newton) e princípio de Bernoulli. No primeiro caso, a sustentação é gerada devido à deflexão da corrente de ar ao atingir o aerofólio, uma vez que o aerofólio deve exercer uma força sobre o ar a ser defletido, o ar exerce a reação desta força no aerofólio com mesma magnitude e direção contrária (Terceira Lei de Newton). Especificamente em uma asa de avião, a asa exerce uma força para baixo no ar e o ar reage com uma força para cima que gera a sustentação e o arrasto parasita.

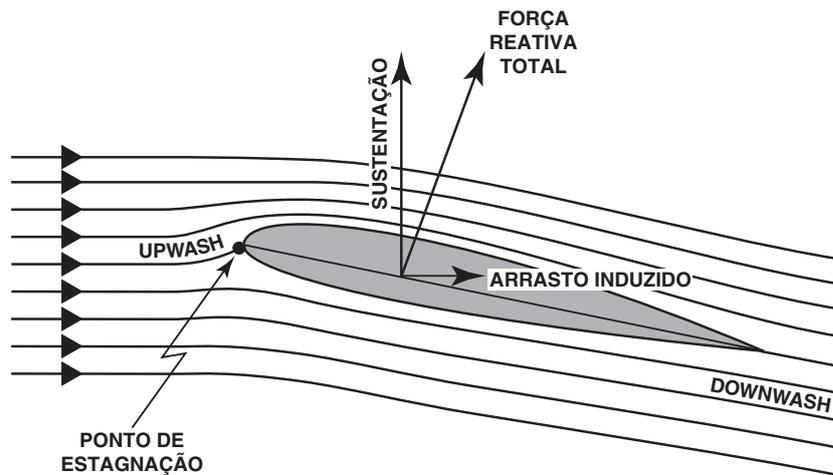


Figura 2.5: Esquema representativo das forças aerodinâmicas atuantes em um aerofólio. (SWATTON, 2011)

No segundo caso, a sustentação é gerada devido à diferença de pressão existente entre a superfície inferior e superior do aerofólio. Uma vez que, duas partículas partindo ao mesmo tempo do ponto de estagnação, uma percorrendo a superfície superior e outra percorrendo a superfície inferior do aerofólio devem chegar ao mesmo tempo no final do aerofólio. Devido à curvatura positiva do aerofólio apresentado na Figura 2.5, a partícula deve percorrer uma distância maior quando passando pela superfície superior do aerofólio em relação à superfície inferior. De acordo com o princípio de Bernoulli, para uma velocidade maior, a pressão será menor na superfície superior e maior na superfície inferior. Esta diferença de pressão resulta na geração de uma força perpendicular à linha de corda do aerofólio. Quando o aerofólio possuir um ângulo de ataque positivo, a decomposição desta força em duas forças, uma perpendicular e outra paralela ao fluxo de ar se aproximando. Sendo a força perpendicular chamada de sustentação e a paralela de arrasto induzido.

2.2 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

Nesta seção, será apresentada toda a visão global acerca da tecnologia dos sistemas de veículos aéreos não tripulados. Para uma leitura mais profunda sobre o tema, recomenda-se o livro intitulado “*Introduction to UAV Systems*” (FAHLSTROM; GLEASON, 2012). Ao longo da história, a utilização do VANT foi majoritariamente com objetivos militares, assim como muitos avanços tecnológicos. A maioria dos desenvolvimentos de VANTs foram para as seguintes missões (FAHLSTROM; GLEASON, 2012):

- **Reconhecimento:** Atividade de obter visualmente ou de outra forma métodos de infor-

mação sobre o que está presente ou acontecendo em algum local de alguma área;

- **Vigilância:** Observação sistemática do espaço aéreo, da área de superfícies ou subsuperfícies, de lugares, pessoas ou coisas, por meio visual, sonoro, eletrônico, ou outros;

Foi durante a guerra do Iraque que o *status* dos VANT's foi transformado de “veículos que possuíam pouco ou nenhum controle e que essencialmente seguiam uma trajetória balística” a armas militares de alto potencial e sistemas inteligentes capazes de realizar e controlar diversas operações (FAHLSTROM; GLEASON, 2012). Foram utilizados e desenvolvidos uma série de veículos aéreos não tripulados durante o conflito (Figura 2.6).

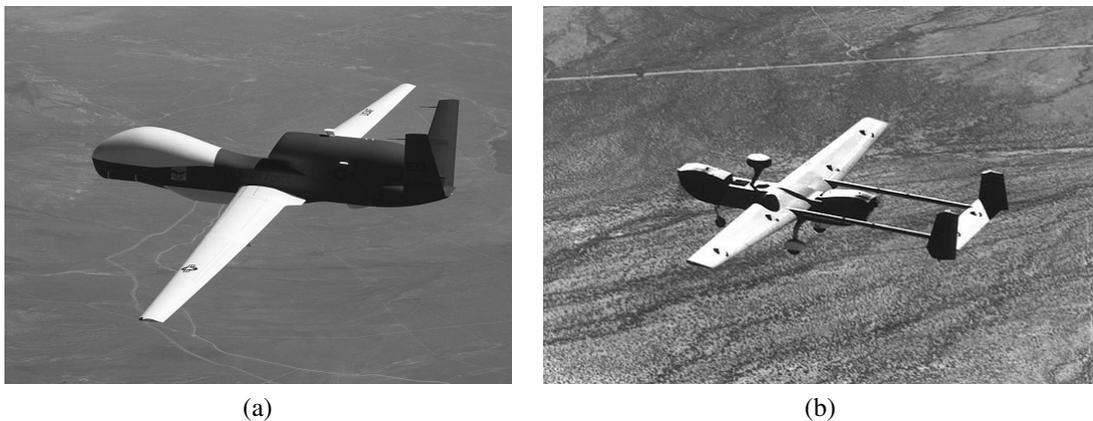


Figura 2.6: VANT desenvolvidos durante a guerra no Iraque. a) The Global Hawk b) The Hunter

(GOOGLE-IMAGES, 2014)

Porém, com o avanço na tecnologia de comunicação, não existem somente veículos não pilotados (VANT; VAR; *drones*) para combates, vigilância e de uso governamentais. Várias empresas encontraram aplicações desses veículos para atividades civis como segue a seguir (BOGDAWA, 2014):

- **Monitoramento e segurança:** Monitoramento de tráfego de veículos; monitoramento contínuo de incêndio; busca e resgate;
- **Indústria:** Inspeção de locais de difícil acesso; inspeções de tubulações e dutos; inspeções de linhas de transmissão; acompanhamento de construções;
- **Agricultura:** Imagens para monitoramento de áreas de plantação (mapeamento de áreas para aplicação de defensivos);
- **Meio ambiente:** Monitoramento de desmatamento; monitoramento de poluentes; avaliação ambiental e de dano ambiental;

- **Aerofotografia:** Fotografia aérea e filmagem; cobertura aérea de eventos.

Percebe-se que a maioria desses exemplos dados sobre a aplicabilidade dos veículos aéreos não pilotados estão ligados apenas a imagens, como monitoramento, inspeção, etc (Figura 2.7).



Figura 2.7: VANT de monitoramento e inspeção (GOOGLE-IMAGES, 2014)

Fora esses equipamentos militares, não existem produtos que tenham autonomia o suficiente para reconhecer e atuar em um problema. Esse nível de tecnologia ainda não está amplamente difundido como os sistemas de comunicação (GPS por exemplo). Porém, assim como ocorreu para esse tipo de sistema, o nível de autonomia e tomada de decisões dos VANT's será continuamente melhorado. Este, provavelmente, será o próximo nível dos VANT's comerciais.

2.2.1 CONCEITOS FUNDAMENTAIS

Existem três tipos de aeronaves não pilotados, excluindo-se os mísseis. São eles: veículos aéreo não tripulados (VANT), os veículos aéreos remotamente (VAR) controlados e os *drones*. Todos eles, por não serem tripulados, muitas vezes são chamados genericamente de "VANT". Mas independentemente da aeronave ser controlado manualmente ou via um sistema pré programado, o fato é que não se deve associá-lo à ideia de que está sendo pilotado ou controlado por alguém. Afinal, os VANT's utilizados hoje são controlados por pilotos automáticos ou sistemas de navegação, que são responsáveis por manter automaticamente o voo, a altitude e a rota em solo.

Desta forma, por controle manual, deve-se entender o ajuste manual da posição, da altitude, da velocidade, entre outros, sem desestabilizar a função do piloto automático, que assume o controle quando o curso desejado é alcançado (FAHLSTROM; GLEASON, 2012). Sistemas de navegação de vários tipos (sistema global de posicionamento (GPS), rádios) per-

mitem missões pré-programadas que, por sua vez, podem ou não aceitar ativação de controle manual.

2.2.2 SISTEMAS E SUBSISTEMAS

Sistema

Um sistema típico de VANT é basicamente composto de veículos aéreos, uma ou mais estações de controle terrestre (GCS) ou estações de planejamento de missão e controle (MPCS), compartimentos de carga e sistemas de transmissão de dados (FAHLSTROM; GLEASON, 2012). Alguns outros sistemas incluem também subsistemas de lançamento e recuperação, transportadores de veículos aéreos, assim como equipamentos de assistência em terra e manutenção (Figura 2.8).

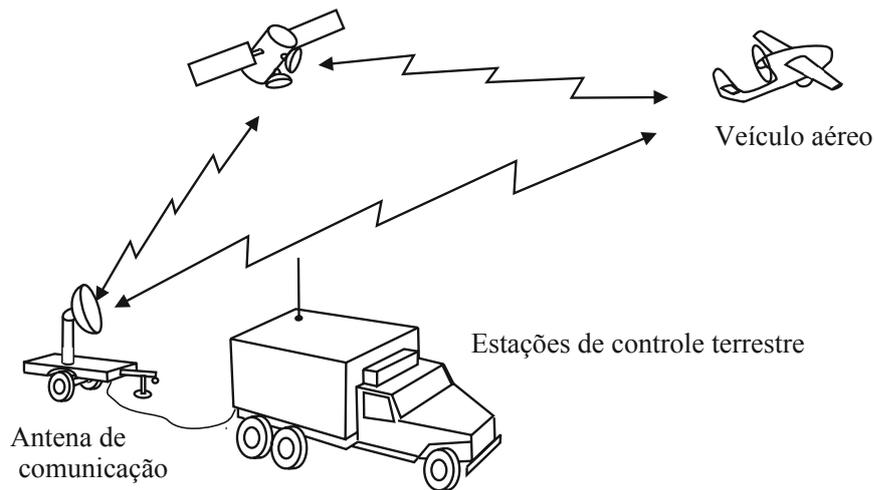


Figura 2.8: Sistema de controle genérico de um VANT (FAHLSTROM; GLEASON, 2012)

De acordo com Fahlstrom e Gleason (2012) os subsistemas presentes no sistema de um VANT são:

- Aeronave;
- Planejamento da missão e controle da estação;
- Equipamento de lançamento e recolhimento;
- Carga paga;
- Comunicação;
- Equipamentos de suporte terrestre.

Aeronave

O veículo aéreo é a parte que voa do sistema e pode ser tanto uma aeronave de asas fixas ou rotacionais, ou uma turbina. Ele inclui a estrutura, a unidade de propulsão, os controles de voo, bem como o sistema elétrico. Nele, estão montados os terminais de dados que fazem parte do sistema de comunicação. Também à bordo do veículo aéreo se encontra a carga paga (nome dado ao equipamento que justifica o uso do veículo para a missão), considerado como um subsistema, que é facilmente intercambiado com outros veículos aéreos e projetado unicamente para cumprir uma ou uma variedade de missões. A maioria dos veículos aéreos são de asa fixa (avião) e de asa rotativa (helicóptero).

Planejamento da Missão e Controle da Estação

O MPCS (planejamento da missão e controle da estação) é o centro de controle operacional do VANT, no qual imagens, comandos e dados de telemetria captados pela aeronave são processados e exibidos (Fig 2.9). Esse material é usualmente transmitido por um terminal terrestre, que corresponde à parte terrestre do sistema de comunicação.

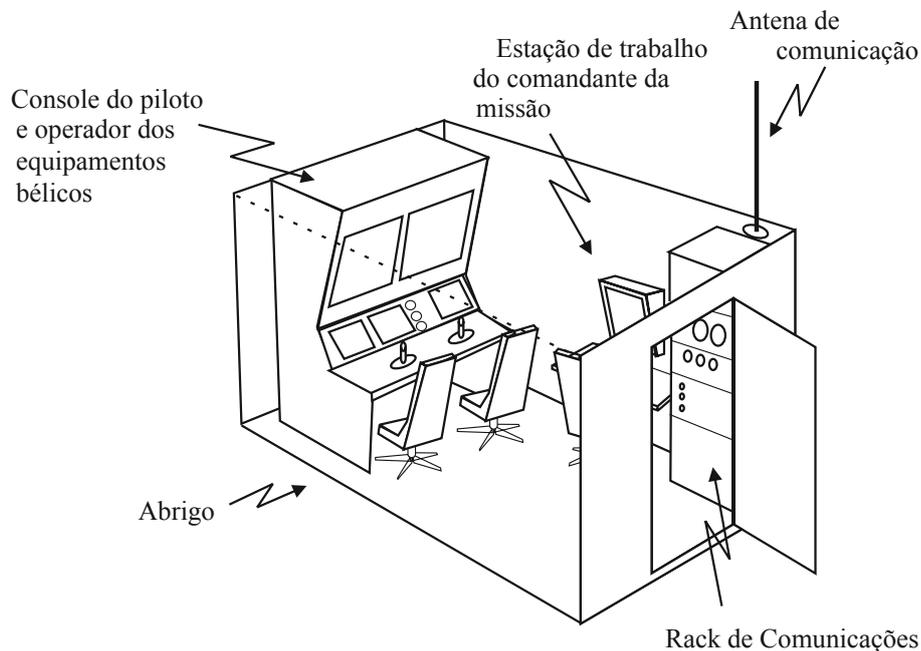


Figura 2.9: Estação de controle e planejamento de missão (FAHLSTROM; GLEASON, 2012)

O abrigo físico do MPCS é dotado de um ambiente de planejamento, consoles para controle e exibição, recursos de imagem e telemetria, um computador associado a um processador de sinal, um terminal terrestre de dados, equipamentos de comunicação, além de equipamentos de controle ambiental e primeiros-socorros (FAHLSTROM; GLEASON, 2012).

Geralmente, as estações tem lugar, ainda, para o operador do veículo aéreo e das missões de carga, visando o monitoramento e a execução de procedimentos durante a missão. Desta forma, os MPCS atuam como posto de comando para o responsável pelo planejamento da missão, que recebe tarefas das sedes de apoio e reporta dados e informações para a unidade apropriada, como, por exemplo, a direção de disparo do projétil (FAHLSTROM; GLEASON, 2012).

Segundo Fahlstrom e Gleason (2012) em alguns pequenos sistemas de aeronaves não tripuladas, a estação terrestre de controle está contida em uma caixa, pequena suficiente para ser carregada e montada no chão. Ela consiste basicamente de um controle remoto e uma espécie de tela de exibição, hospedada em um laptop ou ativada por meio de microprocessadores. Por outro lado, algumas estações terrestres ficam instaladas em estruturas permanentes muito distantes do voo do veículo aéreo, sendo necessário a utilização de satélites para manter a comunicação com o veículo. Nesse caso, o operador fica alocado em uma sala interna de um prédio, conectado a antenas parabólicas no telhado.

Equipamento de lançamento e recolhimento

De acordo com Fahlstrom e Gleason (2012) as operações de lançamento e recuperação de veículos aéreos podem ser realizadas por um número variado de técnicas, que vão desde decolagem e pouso convencionais à descidas verticais efetuadas por asas rotativas, catapultas, utilizando-se de propulsão por queima de gases (foguetes) ou de uma combinação de sistemas hidráulicos/pneumáticos também são técnicas populares para lançamentos desses veículos (Figura 2.10). Alguns veículos aéreos não tripulados de menor porte são essencialmente lançados à mão, jogados ao ar como planadores de brinquedos.



(a)



(b)

Figura 2.10: Diferentes tipos de lançamento de VANT. a) Catapulta b) Lançamento a mão (GOOGLE-IMAGES, 2014)

Redes e mecanismos de parada são empregados com o objetivo de capturar veículos aéreos de asas fixas em pequenos espaços. Já paraquedas são utilizados para pouso em pequenas

áreas, possibilitando uma recuperação pontual do veículo. Uma das vantagens de um veículo aéreo ter asas rotacionais ou turbinas é que não é necessário o desenvolvimento de equipamentos para o seu lançamento e sua recuperação.

Carga Paga

A principal razão da utilização dos VANTs atualmente se deve a sua possibilidade de transporte da carga paga. O equipamento da missão, no entanto, é um dos subsistemas mais custosos do VANT e inclui câmeras filmadoras de alta tecnologia (intensificadoras de imagem ou termográfica com infravermelho) para reconhecimento e vigilância durante as missões. Por exemplo, para uma aeronave de combate, os armamentos que ela tem disponível são considerados como carga paga, enquanto qualquer outro sistema (ex: comunicação GPS) são considerados como peso do avião. (Figura 2.11).



Figura 2.11: Carga paga do VANT de combate (Reaper)
(GOOGLE-IMAGES, 2014)

Caso a designação de alvos seja necessária, um laser pode ser associado ao dispositivo da câmera, o que aumenta significativamente os custos. Os sensores de radar são um tipo de equipamento muito importante na condução de missões de reconhecimento, e muitas vezes são dotados de um indicador de alvo em movimento (MTI) ou da tecnologia de um radar de abertura sintética (SAR). Outra grande categoria de carga paga são os sistemas militares eletrônicos (EW), que incluem toda a gama de sinais de inteligência e equipamentos de interferência. Outros sensores, como os meteorológicos e químicos vêm sendo propostos como uma nova classe de carga paga.

Os VANTs podem ser utilizados também como uma plataforma de dados e centro de comunicação, e para o carregamento de armas, explosivos ou outros tipos de projéteis.

Comunicação

A comunicação é considerada um subsistema chave dos VANTs, pois ela fornece, sob demanda ou continuamente de uma base, uma comunicação de duas vias.

Uma ligação ascendente com uma taxa de transmissão de dados de poucos kHz permite o controle da trajetória de voo do veículo aéreo e os comandos para o seu equipamento de bordo. Enquanto uma ligação descendente, por sua vez, fornece um canal de baixa taxa de dados para confirmar comandos e transmitir informações sobre a situação de voo do veículo aéreo, como também um canal de alta taxa de dados para os dados do sensor, tais como vídeo e radar.

A conexão de dados também pode ser utilizada para obter precisamente a posição do veículo aéreo, determinando seu azimute (ângulo de varredura) e seu alcance a partir da antena da estação terrestre. Assim, a conexão de dados precisa ser segura para que seja eficaz em combate. Desta forma, são necessárias algumas tecnologias de proteção contra tentativas de violação eletrônica (anti-sabotagem) e autenticidade (anti-fraude).

O terminal de dados terrestre é geralmente um computador associado a uma antena, que fornece um campo de comunicação, às vezes via satélite ou outros centros, entre os MPCS e o veículo aéreo (Figura 2.12). No caso de localização remota, ele é frequentemente conectado ao MPCS por cabos de fibra ótica ou outros fios duros.



Figura 2.12: Terminal de dados terrestre.
(GOOGLE-IMAGES, 2014)

A função principal do terminal de conexão de dados terrestre é transmitir orientação e comandos do sistema de comunicação e controle da aeronave, e receber informações sobre a situação do voo, como altitude, velocidade e direção, além de dados do sensor da missão, como

vídeos e alcance do alvo, entre outros.

Já o terminal de dados aéreo é a parte “aérea” da conexão de dados. Ele inclui o transmissor e a antena para a transmissão de vídeo e dados do veículo aéreo, e o receptor para receber comandos da estação terrestre.

Equipamentos de suporte terrestre

Equipamentos de Suporte Terrestre (GSE) são muito importantes, pois os sistemas de VANT's são sistemas eletronicamente sofisticados e mecanicamente complexos. Sendo assim, os GSE tem, dentre suas principais funções: a verificação e manutenção de equipamentos, o fornecimento de peças de substituição e outras indispensáveis ao veículo aéreo, o abastecimento de combustível, o fornecimento de qualquer equipamento de reabastecimento necessário a um veículo aéreo específico, assistência para mover os veículos aéreos em solo quando necessário, e o provimento, por meio de geradores, de toda a energia necessária aos equipamentos.

Caso o sistema terrestre dos VANTs seja móvel, e não uma estação fixa em um prédio, o GSE deve incluir também o transporte de todo e qualquer equipamento, o transporte dos veículos aéreos de reposição.

2.2.3 CLASSIFICAÇÃO DE VANT

O principal objetivo desta secção é introduzir e descrever, de maneira simples e clara, a larga variedade de sistemas que foram ou estão sendo projetados, testados, e usados em campo em todo o mundo.

O mercado dos pequenos VANTs não sofre competição dos veículos tripulados, já que ele visa a vantagem da miniaturização de sensores e eletrônicos para permitir que os humanos explorem imagens aéreas, incluindo as de locais não acessíveis à escala humana (FAHLSTROM; GLEASON, 2012).

O mercado dos grandes VANTs, por sua vez, tem motivação na grande resistência a altas altitudes desses veículos e na sua habilidade de voar longas distâncias, permanecendo, quando necessário, sob uma grande área por várias horas com intuito de busca ou vigilância. Nas forças armadas, são cada vez mais comuns VANTs que tem capacidade de transportar grandes cargas de armamento, durante longas distâncias, para um determinado local de destino (FAHLSTROM; GLEASON, 2012).

Atualmente, existe uma discussão sobre a realização de missões de transporte aéreo pesado, de aviões bombardeiros e até de pessoas por meio de sistemas não tripulados.

Como não se tem atualmente uma legislação especificamente nacional a respeito de VANTs e o pouco que se tem é baseado na FAA (Administração da Aviação Federal Americana). Portanto, as classificações a seguir foram tomadas em base de literatura americana sobre os VANTs. Segundo Fahlstrom e Gleason (2012) as aeronaves não tripuladas podem ser classificadas de acordo com dois parâmetros: dimensões e por alcance/autonomia.

Classificação por dimensão

- Micro VANTs: são veículos que variam aproximadamente do tamanho de um inseto até dimensões da ordem de 30-50 cm. Os modelos mais representativos dessa classe são: o Mosquito que possui uma autonomia de 40 minutos de voo e raio de ação de 1,2 km; o Skate que possui carga paga de 227 gramas e peso máximo de decolagem (MTOW) de 1,1 km e o CyberQuad Mini (Figura 2.13a);
- VANTs de pequeno porte: São VANTs que tem pelo menos uma dimensão superior a 50 cm até 1 ou 2 metros. Muito desses VANTs tem um modelo de configuração de aeronaves de asa fixas, sendo lançados ao ar pelas mãos de seu próprio operador. Dentre os modelos mais conhecidos dessa categoria estão: Raven que pesa aproximadamente 2 kg e o Bayraktar Mini que pesa aproximadamente 5 kg e o raio de ação de 20 m (Figura 2.13b);
- VANTs de médio porte: são veículos grandes demais para serem carregados por uma pessoa, mas ainda menores que aeronaves tripuladas leves. Não há uma certa exigência de rigor quanto à especificação formal das dimensões mínimas e máximas dessa categoria. Dentre os mais representativos da categoria estão: o Pioneer e o Skyeeye que possuem envergadura de 5 a 10 m e carga paga de aproximadamente 200kg; o Hunter que possui envergadura de 10 m, MTOW de 885 kg e autonomia de até 12 horas e o Watchkeeper (Figura 2.13c);
- VANTs de grande porte: Incluem-se nessa categoria todos os VANTs maiores que uma aeronave tripulada leve, e que, além disso, conseguem voar longas distâncias e permanecer longos períodos no ar executando missões de vigilância. Eles também são grandes o suficiente para o transporte de armamento em quantidades significativas. Vale notar ainda que, assim como para os veículos de médio porte, as especificações das dimensões dessa classe são informais e variam de veículo aéreo para veículo aéreo. Se enquadraram nessa classificação modelos: Predador que possui envergadura de 17 m, autonomia de 40 horas e raio de alcance de 1000 km; o Global Hawk que possui 40 m de envergadura, MTOW de 1460 kg e autonomia de 32 horas e o Harfang (Figura 2.13d).

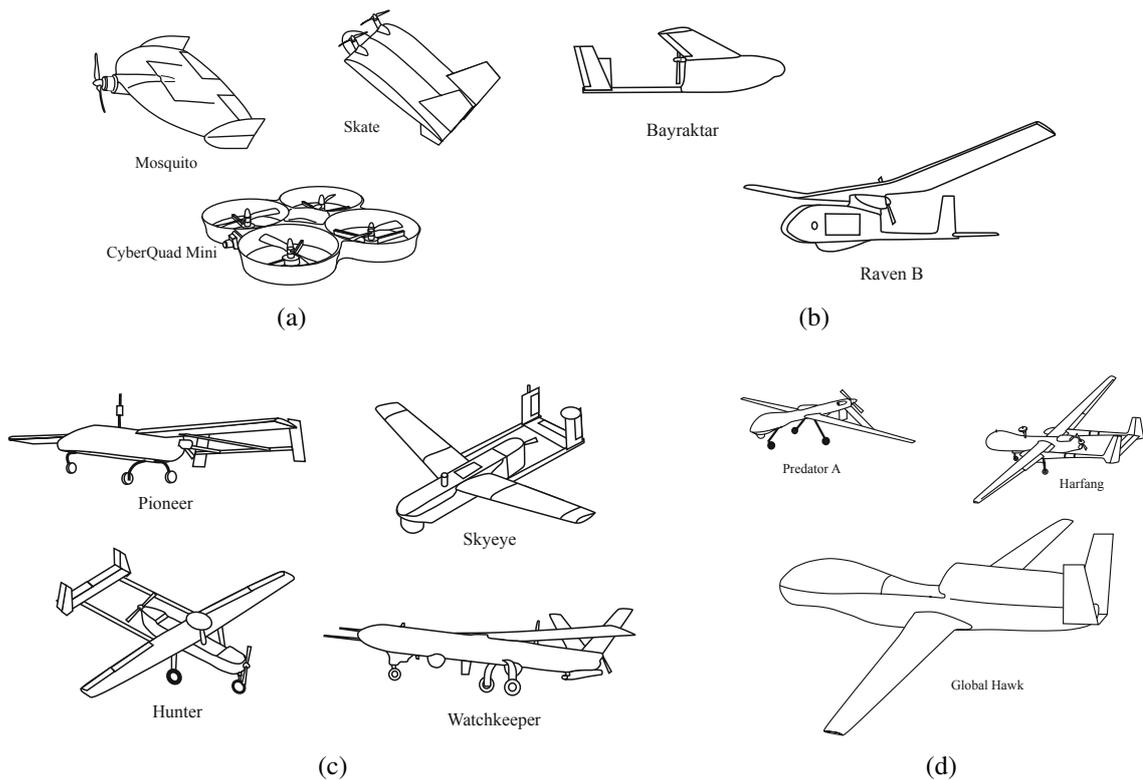


Figura 2.13: Diferentes tamanhos de VANT. a) micro; b) pequeno porte; c) médio porte; d) grande porte.

(FAHLSTROM; GLEASON, 2012)

Classificação por alcance e autonomia

- Pequeno alcance de baixíssimo custo: esse tipo de VANT tem um alcance de cerca cinco quilômetros e custa aproximadamente dez mil dólares. Sua viabilidade com relação a custo e desempenho só foram comprovadas a partir da demonstração de sistemas como o Raven e o Dragon Eye;
- Pequeno alcance: tem um variado conceito de operações, mas sua prioridade são missões diárias e noturnas de reconhecimento e vigilância. Desta forma, o VANT apresenta alcance mínimo de 50 km e uma autonomia que varia de uma a seis horas dependendo da missão;
- Curto alcance: assim como os VANTs de pequeno alcance, os VANTs de curto alcance tem como prioridade máxima missões diárias e noturnas de reconhecimento e vigilância. Essa classe tem requisito de alcance de 150 km e autonomia de oito a doze horas;
- Médio alcance: Tem a capacidade de ser lançado ao solo ou ao ar, sem a exigência de uma longa permanência de voo. Os requisitos dessa classe são alta velocidade subsônica

e raio de alcance de 650 km. Podem ser utilizados tanto para missões diárias e noturnas de reconhecimento e vigilância, como para a coleta de dados meteorológicos;

- Autônomo: essa classe tem requisitos de autonomia de pelo menos trinta e seis horas. Exige que o VANT tenha um raio de alcance de aproximadamente 300 km e possa operar tanto em solo quanto em mar. Não há requisitos para a velocidade do veículo aéreo, no entanto ele deve ser capaz de permanecer estável frente a fortes rajadas de vento, as quais estará submetido em altas altitudes (9 km ou mais). Sua prioridade de operação é em missões diárias e noturnas de reconhecimento, podendo também atuar em missões de comunicação quando necessário.

2.3 TECNOLOGIA DE APLICAÇÃO AGRÍCOLA AÉREA

Muito foi desenvolvido em produtos para aplicação de agroquímicos e seus efeitos nas pragas, porém pouco é comentado sobre como devem ser aplicados de forma segura e correta (COSTA, 2009). A incorreta pulverização aérea, normalmente ocorre devido a falta de treinamento e gera prejuízos além de aumentar os riscos de contaminação de pessoas e do ambiente. São operações mal ordenadas que geram casos como o do município de Lucas do Rio Verde (MT), em que durante uma aplicação aérea de defensivos sobre uma lavoura, acabou atingindo a região urbana da cidade promovendo intoxicação de pessoas e animais devido ao vento, que levou essas partículas para fora do campo tratamento (ARAUJO, 2014).

Sem dúvida, a aplicação aérea funciona e é uma ferramenta de extrema valia, quando é realizada dentro de critérios técnicos bem definidos e acompanhada por pessoal técnico especializado

Por ser uma atividade complicada e com muitas variáveis, a aplicação está condicionada a uma série de fatores os quais deverão estar equilibrado no aspecto de planejamento e do operacional. É importante constatar que para cada tipo de cultura, região, solo, alvo biológico, relevo, período do ano, ou seja, inúmeras variáveis vão existir diferentes soluções, não existe solução única para a pulverização, cada problema exige uma solução específica. A partir disso, esta seção aborda os principais elementos que influenciam a pulverização aérea como as condições meteorológicas, dinâmica do voo e as propriedades físico químicas das partículas pulverizadas (defensivos agrícolas).

É relevante comentar que dados a respeito de como são realizados os procedimentos para a pulverização como a sequência de passos para o serviço de pulverização, definições dos parâmetros da aplicação para um dado alvo biológico, comunicação entre prestador de serviço

e o agricultor e toda a logística envolvida são comentados na seção pesquisa de campo (seção 2.6).

2.3.1 CARACTERÍSTICAS DA AERONAVE AGRÍCOLA

O emprego de aviões para fins agrícolas iniciou-se de maneira improvisada, através de adaptações de aviões militares. Porém, com a maior demanda da pulverização aérea, projetistas passaram a desenvolver aeronaves especificamente agrícolas visando uma operação mais eficiente. A seguir são apresentadas as principais características desejáveis em uma aeronave agrícola, desconsiderando alguns atributos inerentes ao piloto, como célula de segurança e equipamentos de segurança (COSTA, 2009):

- Ser capaz de decolar atingindo 16 metros de altura a partir de pistas semi elaboradas, consumindo não mais de 400 metros de distância, ao nível do mar;
- Velocidade de cruzeiro em torno de 160 km/h, combinada com baixa velocidade de estol (65 - 100 km/h);
- Boa estabilidade e principalmente manobrabilidade em curvas;
- Os produtos líquidos devem ser colocados no tanque por tubulações a partir do fundo do tanque.
- O revestimento da fuselagem deve permitir fácil e rápida inspeção da estrutura, motor e equipamento agrícola assim como fácil e rápida limpeza e lavagem de todo o avião, internamente e externamente;
- O projeto e construção devem visar a facilidade de manutenção e os materiais utilizados devem ser resistentes á corrosão.

Além dessas características, existem algumas outras que são inerentes ao formato da aeronave em si, como ângulos de diedro, torção e flechamento da asa, posição da asa, trem de pouso entre outros itens que serão discutidos nos capítulos (3, 4 e 5).

2.3.2 PARÂMETROS FUNDAMENTAIS DA APLICAÇÃO AGRÍCOLA

Segundo Costa (2009), os principais parâmetros que interferem na tecnologia de aplicação são:

- Volume de pulverização;
- Faixa de deposição;

- Manobras de tiro e balão;
- Alvo biológico;
- Agrotóxico e calda de pulverização;
- Diâmetro de gotas;
- Espectro de gotas;
- Deriva.

Volume de aplicação

O volume para a pulverização é a quantidade total da solução, defensivo agrícola mais o misturante (normalmente água), distribuída por unidade de área (l/ha) (COSTA, 2009). Os volumes de aplicação podem ser classificados como: alto; médio; baixo; muito baixo e ultra baixo, no entanto a tendência atual para a pulverização aérea é reduzir o volume de pulverização para aumentar a eficiência do equipamento de aplicação tanto como reduzir o consumo de água. Essa redução tem um limite inferior que é o ultra baixo volume de operação, o que aumentam-se os riscos de deriva e exigem uma tecnologia mais apurada para a máquina de pulverização quanto por parte do técnico envolvido na aplicação. Na Tabela 1 é apresentado as classificações dos volumes de aplicação.

Tabela 1: Classificação dos volumes de aplicação

Designação	Culturas rasteiras (l/ha)	Árvores e arbustos (l/ha)
Volume alto	> 600	> 1000
Volume médio	200–600	500–1000
Volume baixo	50–200	200–500
Volume muito baixo	5–50	50–200
Volume ultra baixo	< 5	< 50

(CHAIM, 2006)

Faixa de deposição

A faixa de aplicação é a largura da área tratada relativa a uma passada da aeronave sobre a lavoura. Essa faixa de deposição não é necessariamente a largura das barras de pulverização acopladas a asa e variam de acordo com as propriedades físicas dos defensivos agrícolas e a altura da aplicação.

Baseado nos valores de faixa de aplicação da aeronave Ipanema e a respectiva envergadura encontramos uma relação de aproximadamente 1,63 vezes a envergadura da asa do avião. A Equação 2.3.1 apresenta a constante utilizada para o cálculo aproximado da largura de pulverização do projeto, onde b é a envergadura do aeronave a ser projetada.

$$L_{\text{faixa}} = b \times 1,63 \quad (2.3.1)$$

A largura de deposição define a quantidade do defensivo agrícola ou de gotas aplicadas por unidade de área. E essa distribuição de gotas é um importante dado para a análise do tratamento realizado (COSTA, 2009). A Figura 2.14 apresenta as diferenças entre a faixa total de deposição e a faixa efetiva de deposição devido a sobreposição das linhas de tiro (tópico a seguir).

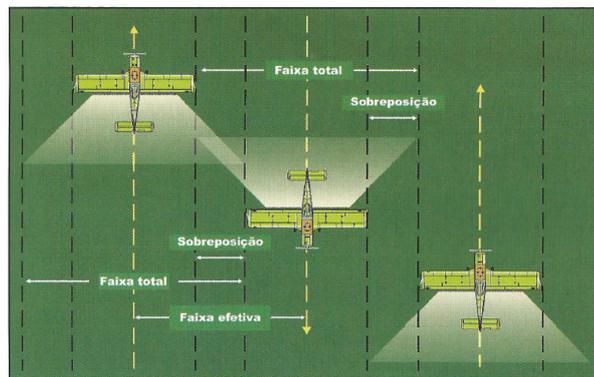


Figura 2.14: Largura de deposição de defensivos agrícolas (OZEKI, 2006)

Manobras de Tiro e balão

Essas manobras são conceitos importantes durante a aplicação pois estão diretamente ligadas com o tempo de duração da aplicação, ou seja, fator que influencia o rendimento da operação. Quanto maior for a razão do tempo de pulverização (bicos despejando defensivos) pelo tempo total de voo, menos onerosa e mais eficiente será a aplicação dos defensivos agrícolas.

Os tiros de pulverização representam cada passada da aeronave sobre a lavoura despejando o defensivo agrícola contra o alvo biológico. A direção dessas passadas geralmente estão alinhadas com o lado que possui o maior comprimento da propriedade. Isso é tido como uma preferência pois será necessário menos manobras para uma mesma área de aplicação. Já o balão, é a manobra que é realizada entre a saída de um tiro para a entrada de outro.

A distância entre esses tiros é definida por meio da faixa de aplicação e é de grande importância que este espaço se mantenha constante durante toda a aplicação para que não haja locais em que fique sem produto aplicado e em outros locais ocorra sobreposição. Existem equipamentos que auxiliam, no caso o piloto, a manter essas linhas de tiros paralelas uma as outras (DGPS e barra de luzes). Estes equipamentos são apresentados na sequência do texto.

Há vários arranjos composto por tiros e balões em que se pode cobrir uma área para pulverização. A Figura 2.15 exhibe duas das principais evoluções.

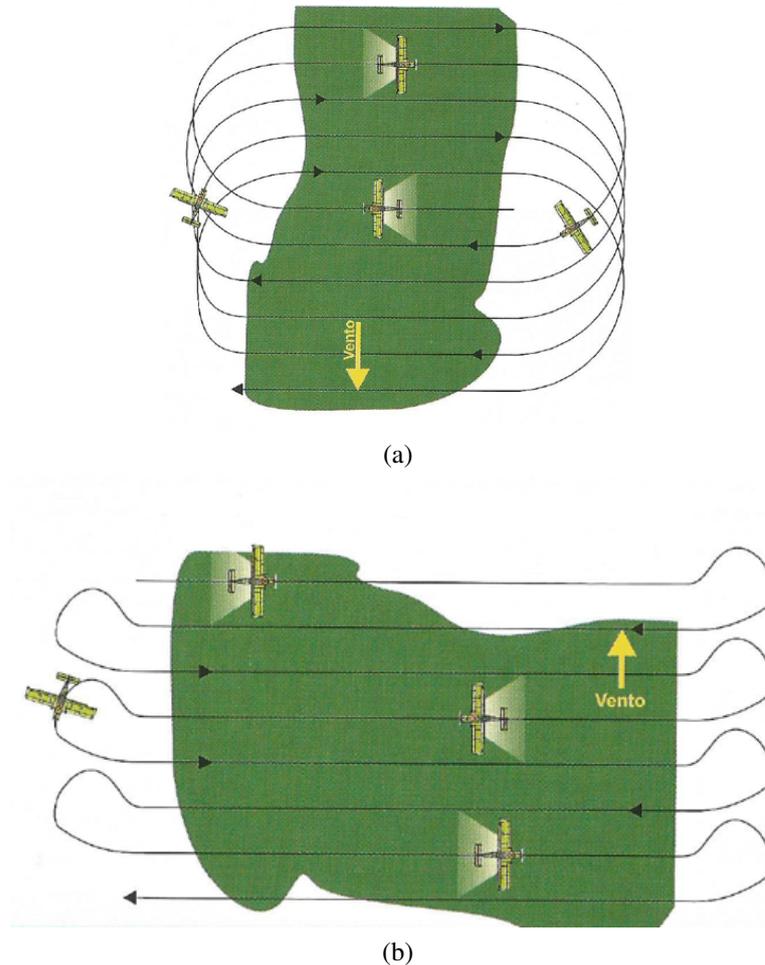


Figura 2.15: Tipos de evolução durante a pulverização a) evolução em carrossel b) evolução em ida e volta (*back to back*)

(OZEKI, 2006)

O que normalmente define qual será o tipo de evolução utilizado é a geometria da propriedade. Considerando que a forma geométrica da propriedade seja aproximada para a de um retângulo, quando um lado da propriedade é relativamente maior que o outro a evolução do tipo ida é vista como mais produtiva que a carrossel. Já no caso que os lados são aproximadamente iguais a evolução em carrossel é mais indicada pela facilidade das manobras de balão, por possuir um raio de manobra maior que a evolução ida e volta.

No entanto quando a intensidade do vento durante a aplicação for considerável (acima de 7 km/h) a evolução ideal será aquela em que o vento esteja na direção de través na aeronave devido as desvantagens de se ter a pulverização com ventos a favor/contra a aeronave.

Alvo biológico

O alvo é definido como o organismo que foi escolhido para ser atingido pelo processo de pulverização (plantas hospedeiras, infestantes, insetos, fungos, larvas, solo, etc.) (COSTA, 2009). Para se utilizar os pesticidas mais eficientemente, os alvos precisam ser bem definidos em para se estabelecer a quantidade necessária do produto para as doenças da lavoura (CHAIM, 2006). De acordo com Chaim (2006) a definição do alvo exige conhecimento da biologia da praga, de maneira que possa ser determinado em qual estágio ela é mais suscetível ao agrotóxico. A tecnologia de aplicação analisa e classifica o processo de pulverização de duas maneiras (SANTOS, 2006):

- Aplicação em pré emergência: deposição das gotas em uma superfície plana, na qual o objetivo é distribuir o agrotóxico específico sobre a área, como uma película uniforme e mais contínua possível, visando o controle de alvos biológicos indesejados. Ex: herbicidas em pré emergência e defensivos sobre o solo;
- Aplicação em pós emergência: distribuição do produto específico, em qualidade e quantidade de gotas, visando a sua deposição internamente e sobre as plantas, para o controle da praga. Ex: herbicidas de pós emergência, inseticidas, fungicidas, fito reguladores, dessecantes.

Dessa forma, a aplicação pré emergencial sobre o solo, é mais fácil de ser realizada quanto comparada com a de um inseticida de contato (pós emergência), quando o inseto a ser controlado fica na superfície inferior das folhas. Por outro lado, a praga (larva) pode estar exposta por um curto intervalo de tempo ou em diferentes locais durante o processo, dificultando a aplicação.

De maneira geral o controle que tem sido direcionado para o estágio larval dos insetos (pré emergência), tem mostrado resultados satisfatórios quando os tratamentos são precoces o suficiente para diminuir a quantidade de larvas do inseto que estão destruindo a lavoura. No entanto, esses tratamentos dirigidos aos estágios larvais têm pouco ou nenhum efeito sobre os ovos, pupa (antes do inseto) e adultos e pode ser necessário uma repetição dos tratamentos, à medida que se desenvolve outras larvas (CHAIM, 2006). Se o tratamento é tardio (pós emergência), é necessário uma maior quantidade de produto para controlar a praga, pois o dano já pode ter sido causado.

Quanto mais cedo forem realizados os tratamentos preventivos (pré emergência) e mais ágil for a reação contra uma infestação da praga (pós emergência) mais economicamente rentável serão as aplicações. Dessa maneira, as principais características a serem observadas referem-se ao local, tamanho, mobilidade e forma de propagação (COSTA, 2009). Com essas

observações sobre o alvo é possível escolher a técnica de aplicação, o equipamento, a periodicidade e o defensivo a ser utilizado.

Agrotóxicos

De acordo com a legislação vigente, agrotóxicos são produtos e agentes de processos físicos, químicos ou biológicos para uso no cultivo, armazenamento e beneficiamento de produtos agrícolas, para alterar a composição da flora ou da fauna, a fim de preservá-las da ação de seres vivos nocivos (MAPA, 2014).

Entre os agrotóxicos existe uma divisão que os classificam a partir da sua função. Seguem a seguir os defensivos agrícolas mais utilizados hoje na agricultura.

- Inseticidas;
- Fungicidas;
- Herbicidas.

Esses produtos podem ser aplicados em conjunto ou separados e quando são misturados com um diluente, normalmente água, é produzido o que normalmente se chama de calda para pulverização. O desenvolvimento de um agroquímico é o resultado de uma longa e caríssima pesquisa, que envolve o estudo da molécula, desenvolvimento biológico, químico, físico e toxicológico (COSTA, 2009). Por isso que existem inúmeros tipos e características de defensivos agrícolas no mercado. As características escolhidas para o uso do defensivo agrícola dependem primeiramente do alvo biológico, por exemplo: fungos (fungicida); ervas daninhas (herbicida) e insetos (inseticidas) e conseqüentemente das condições de contorno da aplicação como: volume de pulverização, pressão de trabalho, diâmetro de gotas, entre outros citados nessa seção. São inúmeras variáveis que definem um agrotóxico, no entanto aqui nesta seção serão abordadas apenas algumas dessas propriedades, para uma leitura completa, é recomendado a literatura de Costa (2009). Segue abaixo alguns dos componentes que influenciam a formulação das caldas de pulverização.

- Pressão de vapor: é a propriedade que define a transformação do defensivo agrícola em conjunto com a água (calda) a uma dada temperatura transformar-se em gás, podendo ser perder na atmosfera e por conseqüência diminuir a eficiência da aplicação;
- Solubilidade: é a concentração de saturação da substância em água pura para uma certa temperatura, no caso da pulverização entre 20 e 25°C, sendo fornecida em mg/L ou ppm (parte por milhão). Ela influencia a decantação ou não dos defensivos agrícolas além de

serem importantes para testes de degradação biológica e bioacumulação do produto no campo;

- pH: representa a concentração de íons de hidrogênio. Ela se relaciona com a corrosividade do produto, influenciando a escolha do melhor equipamento de pulverização além de referir-se a compatibilidade com outras substâncias e a absorção do produto;
- Meia vida no solo: representa a persistência do agrotóxico no solo. É uma propriedade importantes para os produtos que visam o solo e também para a previsão de contaminação ambiental. De maneira geral, a meia vida deve ser longa para permitir maior tempo de controle, porém não tão longa para influenciar culturas sucessivas;
- Adsorção: é definida como a adesão do agrotóxico nas interfaces solo-água e solo-ar. Essa retenção é um processo chave que garante que o defensivo agrícola está protegendo a planta contra as possíveis pragas;
- Fotodecomposição: Alguns defensivos agrícolas são suscetíveis a degradação por fotólise, o qual irá quebrar a molécula do ingrediente ativo. Os agrotóxicos que sofrem com esse tipo de fenômeno devem ser incorporados ao solo, de forma a evitar perdas e aumentar a eficiência da aplicação. Como a presença do sol é constante sobre uma lavoura, geralmente são utilizados aditivos para minimizar essa perda.
- Tensão superficial: A tensão superficial, consiste em forças que existem na interface de líquidos não miscíveis, impedindo que se misturem. Num líquido, como a água, a atração das moléculas são exercidas igualmente em todos os sentidos. Já numa superfície devido a descontinuidade da fase líquida (interface planta água), a atração é maior, o que gera uma tensão superficial. No caso de uma planta, a molhabilidade das folhas, desejado principalmente na aplicação de produtos de contato, depende dos constituintes da folha e das características do agrotóxico. A atração da superfície pela água precisa ser maior que a tensão superficial do líquido para se obter boa molhabilidade (KISSMAN K, 1997). Essa molhabilidade, juntamente com o diâmetro da gota, são os principais responsáveis sobre o escorrimento das gotas de pulverização. Atualmente existem os aditivos que auxiliam na tensão superficial da calda.
- Aditivos e inertes: A pulverização é afetada por diversos fatores que podem ser a solubilidade do produto, incompatibilidade com o meio, estabilidade química, formação de deriva dentre outros fatores que podem ser melhorados com a utilização dos aditivos. Existe uma variedade enorme de ingredientes inertes e aditivos que são utilizados em diversas formulações de calda. Por serem produtos inertes, eles não possuem propriedades

fitossanitárias (ingrediente ativo no combate a praga), então a aplicação deles influenciam na performance física e química (não biológica) do produto sanitário, entre eles são: anti espumante; anti evaporante; espessante (aumento da viscosidade); filtro solar (evita degradação pela luz do sol); defloculante (impede sedimentação das partículas) entre outros. São esses aditivos que potencializam a aplicação, que agregam maior probabilidade de que a aplicação será correta.

Diâmetro de gota

O diâmetro de gota é o tamanhos das gotas, expresso em microns e é uma propriedade chave para as aplicações de (COSTA, 2009). As pulverizações produzem um grande número de gotas e o tamanho dessas gotas é muito importante quando se reduz o volume de aplicação. Para se expressar numericamente o tamanho das gotas, utiliza-se geralmente como parâmetro o diâmetro da mediano volumétrica (DMV). O DMV é o diâmetro que divide o volume de todas as gotas aplicadas por uma ponta de pulverização em duas partes iguais, uma constituída de gotas menores e a outra de gotas maiores que o DMV (COSTA, 2009). Neste caso algumas gotas grandes podem ser responsáveis por uma grande proporção do volume total da amostra e isso aumenta o DMV, que sozinho não serve para indicar a variação do tamanho das gotas. A Figura 2.16 apresenta um esquema representativo do DMV enquanto a Tabela 2 apresenta como são classificadas as nuvens de gotas de acordo com o DMV.

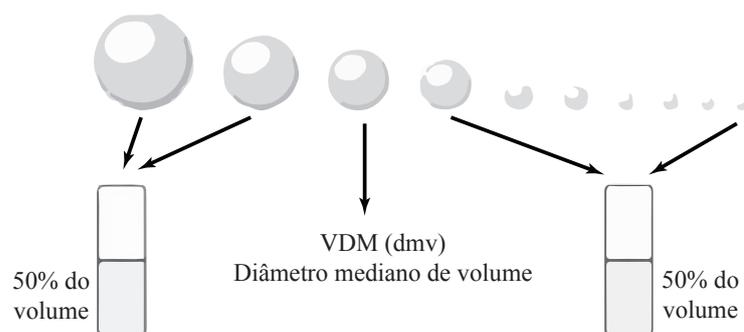


Figura 2.16: Definição de DMV (COSTA, 2009)

Para isso, um outro parâmetro, o diâmetro mediano numérico (DMN), divide a amostra de gotas em duas partes iguais pelo número, sem considerar os volumes, de maneira que metade do número de gotas é menor que o DMN e a outra metade é maior. Com isso, esse parâmetro enfatiza as menores gotas, as quais quase sempre estão em maior proporção numa amostra. Pelo fato de o DMV e DMN serem afetados pelas proporções de gotas pequenas e grandes, a relação entre esses parâmetros é utilizada para expressar o grau de uniformidade dos tamanhos. Assim,

Tabela 2: Classificações das nuvens de gotas segundo DMV

Diâmetro μm	Classificação
< 50	Aerossol
50–100	Neblina
100–200	Pulverização fina
200–400	Pulverização média
> 400	Pulverização grossa

(CHAIM, 2006)

quanto mais a relação DMV/DMN estiver mais próxima de 1, mais uniforme é o tamanho das gotas.

Uma aplicação eficiente requer cobertura adequada da superfície alvo com o tamanho de gotas apropriado. Por exemplo, para gotas muito grandes não há uma cobertura apropriada do produto e nem uma uniformidade de distribuição, isso se deve ao maior peso das gotas que acabam por não aderir a superfície da folha (tensão superficial do fluido) e escorrem para o solo. Já para o caso das gotas muito pequenas, realmente ocorre boa cobertura superficial e uniformidade da calda, porém essas gotas são facilmente evaporadas ou são levadas pela corrente de ar deixando a aplicação de produtos insuficiente (COSTA, 2009). A Figura 2.17 representa a diferença entre os tamanhos de gotas e a cobertura de aplicação para um mesmo volume de calda de defensivos. o segundo quadrante existe apenas uma gota com o diâmetro de 400 micra, já no segundo existem 8 gotas com o diâmetro de 200 micra e assim por diante. Como o volume de uma gota pode ser aproximado ao de uma esfera, o diâmetro está relacionado a potência de 3 para o cálculo do volume. Logo quando o diâmetro de gota cai pela metade, o número de gotas aumenta em 8x.

Espectro de gotas

Espectro das gotas representam a variabilidade no tamanho das gotas produzidas pelo equipamento de pulverização. Ele representa a classificação das gotas por tamanho, em porcentagem de volume ou de número de gotas, o qual t'pode ser homogêneo, quando todas as gotas são do mesmo tamanho, ou heterogêneo, quando o tamanho das gotas são diferentes. Uma pulverização heterogênea resultará, por um lado, gotas grandes que tenderão a escorrer, gerar desperdício e poluição enquanto por outro lado, gotas pequenas que tenderam a ser levadas pelo vento (deriva) e por fim uma quantidade reduzida de gotas que será aproveitada. Os fatores que determinam o espectro de gotas produzidas são:

- Vazão nominal; (m/s^3);

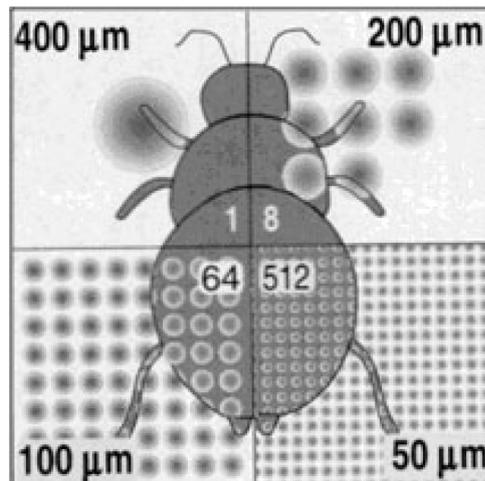


Figura 2.17: Cobertura do alvo biológico de acordo com o diâmetro de gotas (COSTA, 2009)

- Ângulo de pulverização;
- Pressão do líquido (kPa)
- Propriedades da calda;
- Tipo de ponta.

Deriva

Deriva é o deslocamento que as gotas sofrem desde o ponto de lançamento até atingir o alvo. Quando a distância que a gota percorre não é grande o suficiente para ela sair da área de tratamento ou evaporar durante o caminho, pode-se dizer que a deriva é tolerável. No entanto quando a deriva conduz essas gotas para fora dessa área, a deriva é considerada intolerável, principalmente se o produto aplicado puder causar danos a pessoas, culturas e animais fora da área de tratamento (AGROTEC, 2004). Este fenômeno é muito importante e é uma das principais preocupações quando se fala da aviação agrícola, portanto será apresentado uma seção somente sobre os fatores que influenciam a deriva. A Figura 2.18 exemplifica a deriva durante um voo de um avião agrícola.

2.3.3 PARÂMETROS CLIMÁTICOS DE INFLUÊNCIA NA APLICAÇÃO

As partículas geradas pela pulverização até chegarem ao solo são interferidas principalmente por três fatores climáticos:

- Temperatura;
- Umidade relativa;



Figura 2.18: Fenômeno de deriva durante a aplicação aérea (OZEKI, 2006)

- Velocidade do vento;

Como as condições climáticas variam ao longo do dia, tão importante quanto saber quais são as condições ideais de aplicação, é saber os momentos do dia que são mais propício para a pulverização. A Figura 2.19 apresenta as variações da temperatura, umidade relativa e velocidade dos ventos durante o dia.

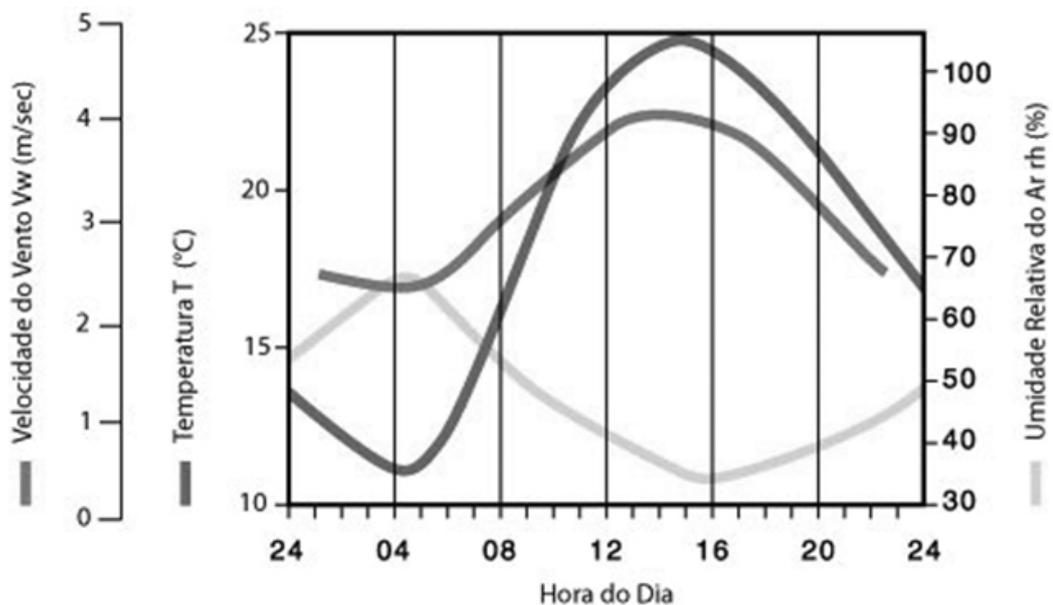


Figura 2.19: Variações climáticas ocorrentes durante o dia (COSTA, 2009)

Temperatura

Temperaturas muito altas tendem a evaporar rapidamente a umidade das plantas e do solo, formando correntes térmicas ascendentes que deslocam as partículas pulverizadas permitindo que elas fiquem em suspensão por muito tempo. No entanto, temperaturas abaixo de 15 °C diminuem a atividade fisiológica das plantas, reduzindo a absorção de produtos como os defensivos (AZEVEDO; FREIRE, 2006). A temperatura ideal deve estar abaixo de 32 °C.

Umidade relativa do ar

A velocidade da evaporação das gotas pulverizadas aumentam de acordo com a diminuição da umidade relativa devido a grande quantidade de água presente na calda. Em baixa umidade, a gota ao ser pulverizada perde líquido e peso pela evaporação, tornando-se cada vez mais leve, sendo facilmente desviada da trajetória pelas correntes de ar. A umidade mínima deve estar em torno de 50-55% (AZEVEDO; FREIRE, 2006).

Intensidade do vento

A influência da velocidade dos ventos na pulverização está diretamente relacionada na quantidade de tempo que as gotas permanecem em suspensão. Quando a velocidade do vento é nula (estagnado), pode ocorrer formação das inversões térmicas, o que é prejudicial a aplicação já que as partículas não são depositadas em quantidade e no local planejado. Realizar a aplicação sem correntes de ar é tão não recomendado quanto pulverizar a velocidades superiores a 10 km/h, pois a aplicação durante a alta velocidades do vento tendem a aumentar a deriva. As condições mais seguras e ideais para a pulverização são a velocidades constantes de 3 a 7 km/h, a qual corresponde a uma brisa.

2.3.4 EQUIPAMENTOS DE PULVERIZAÇÃO DE UMA AERONAVE AGRÍCOLA

Tomando como base a aeronave Ipanema com todos os opcionais (equipamento de pulverização), é possível considerar que os principais componentes em uma aeronave agrícola são (SANTOS, 2006):

- Tanque de produtos;
- Bomba eólica;
- Fluxômetro;
- Barras de pulverização;
- Bicos de pulverização;
- Sistema DGPS e barra de luzes.

Tanque de produtos

Os aviões agrícolas tripulados apresentam na sua maioria tanques entre 250 a 3200 litros. Normalmente fabricados em fibra de vidro ou resina plástica devido a boa resistência a corrosão, tendo a sua parte interna sem rugosidades ou superfícies que possam reter resíduos. Esses tanques são posicionados na dianteira do avião entre a cabine e o motor por motivos de segurança. Deve-se possuir uma tampa superior bastante ampla, para facilitar a limpeza interna, enquanto existem tomadas laterais, a qual é realizada o abastecimento dos líquidos. Alguns aviões apresentam uma escala graduada em litros posicionada lateralmente e externamente ao tanque, sobre uma faixa translúcida da própria resina (acima do revestimento da entelagem), permitindo a visualização do volume de calda que está sendo inserido.

Bomba eólica

A bomba que transfere e pressiona o produto a ser pulverizado é do tipo centrífugo e normalmente acionada por sistema eólico ou hidráulico (Figura 2.20). A pressão gerada por ela deve-se a quantidade de pás, diâmetro e velocidade de voo. Quanto maior for a velocidade do avião, maior pressão e vazão a bomba fornecerá e mais quantidade de produtos será necessário pulverizar. Quando não se possui um fluxômetro automático, essas variáveis fecham um ciclo de controle natural de fluxo (Quanto mais velocidade de voo, maior a vazão/pressão entregue ao líquido a ser pulverizado).

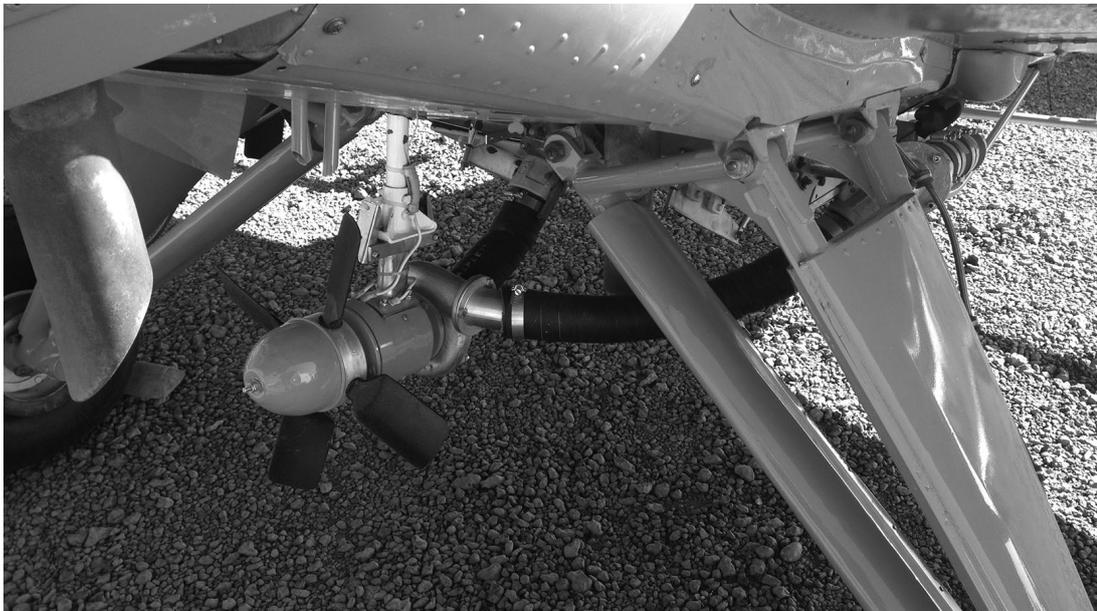


Figura 2.20: Bomba eólica para pressurização das barras

Fluxômetro

Está válvula é responsável pelo controle e ajuste da pressão do líquido que vai para as barras de pulverização, e também permite a agitação das misturas da calda presente no tanque. O acionamento normalmente é realizado pelo piloto através de comandos dentro da cabine, podendo apenas controlar a abertura da válvula. No entanto, atualmente já existem controladores de fluxo automático (fluxômetro), garantindo variações de fluxo a taxas menores do que 2%. Esse processo automatizado permitiu que o pilotos focassem mais nas manobras aumentando a eficiência da aplicação.

Por meio do dispositivo, o volume de aplicação permanece constante em qualquer situação de voo, seja em aplicação contra ou a favor do vento, terrenos inclinados, diferentes alturas e velocidades de voo, etc. A única informação que deve ser dada ao fluxômetro é onde inicia a aplicação (uma espécie de trimagem da propriedade) e o volume desejado. Quando o sistema é conectado ao GPS, ele identifica o local da área de aplicação e no momento exato abre e fecha as barras de pulverização, tornando todo o funcionamento do equipamento de pulverização automático, facilitando o trabalho do piloto agrícola nas operações. As informações de vazão são mostradas diretamente na barra de luzes ou no *display* interno.

Barras de pulverização

As barras de pulverização, tem como principal objetivo servir de suporte para os bicos. Porém, eles também são responsáveis por interligar o líquido do tanque de produto até esses bicos (Figura 2.21). A barra pode ser de seção circular ou com formato aerodinâmico (influência no arrasto) e normalmente são posicionadas atrás e abaixo do bordo de fuga das asas.



Figura 2.21: Barras de pulverização aérea de aço inox

Segundo Costa (2009), a distribuição dos bicos ao longo da barra não deve ser superior a 75 % da semi envergadura (um lado da asa), a fim de evitar os vórtices que ocorrem nas pontas de asa, diminuindo a probabilidade de deriva. Os bicos devem ser posicionadas na barra com espaçamentos iguais entre si, que podem ser de 350, 400 e 500 mm. As aeronaves agrícolas aparentam barras também sob a fuselagem, para compensar a amplificação dos efeitos de turbulência gerada pelos componentes e acessórios do sistema de pulverização. É comum em um avião agrícola sobrar um restante de líquido (líquido residual, “lastro”), a qual somente irá sair com a limpeza e manutenção do equipamento. É necessário manter o equipamento agrícola sempre revisado, para não entupir (encrostar) o sistema.

Bicos e atomizadores rotativos ara pulverização

Os bicos de pulverização são dispositivos que subdividem o líquido (calda agrícola) em gotas. Existem diferentes tipos de bicos pulverizadores no mercado, cada um possui características específicas para uma determinada aplicação. Essas variações são importantes, pois permitem utilizar aquele que seja mais adequado a cada situação, minimizando as perdas de defensivos agrícolas e melhorando a qualidade da aplicação. Normalmente esses tipos de bicos são mais encontrados nos pulverizadores terrestres, porém com algumas adaptações eles podem ser incorporados na aeronave para diminuir as chances de deriva, exemplo: angulação do bico em relação ao ar (Figura 2.23).



Figura 2.22: Atomizador rotativo

Segue abaixo algumas das características dos diferentes tipos de bicos:

- Bico de jato em leque: apresentam o jato de pulverização em um plano apenas, esse

tipo de aplicação é indicado para condições pré emergenciais (aplicação no solo) (AZEVEDO; FREIRE, 2006). Podem depositar continuamente (distribuição uniforme na faixa de deposição) quanto de maneira descontínua (deposição é maior no centro, decrescendo no bordos).

- Bico de jato cônico: segundo Azevedo e Freire (2006) esses tipos de bicos são divididos em duas categorias: jato cônico cheio e vazio, sendo o último o mais requisitado. O cone vazio dispõe do jato somente na periferia do cone, não havendo gotas no centro. Esses bicos trabalham com alta pressão (acima de 4 bar chegando até 20 bar), e por isso são normalmente recomendados para aplicações que exigem deposição de gotas internamente (maior penetração das partículas na cultura) (SANTOS, 2006);
- Bico de jato em leque de impacto: parecido com o jato em leque, porém são utilizadas em menores pressões de trabalho (a partir de 0,7 bar). Normalmente são de alta vazão e produzem gotas grandes devido ao impacto do líquido em um plano inclinado, porém em casos de baixas vazões, chegam a produzir gotas relativamente pequenas. O padrão de deposição dos bicos não é muito regular, por isso, a utilização em barras apresenta problemas de sobreposição, tornando a deposição bastante irregular (AZEVEDO; FREIRE, 2006).

Com a introdução dos métodos de ultra baixo volume de aplicação (1 a 20 l/ha), tem se recorrido a outro tipo de equipamento, os atomizadores rotativos (Figura 2.22). Esses equipamentos tem sido predominante usados nas aeronaves agrícolas. Neste processo, a divisão das gotas é obtida por meio da introdução do líquido a baixa pressão (2 bar) no interior de um mecanismo giratório, podendo ser uma tela, escova circular ou mesmo um rotor ranhurado.

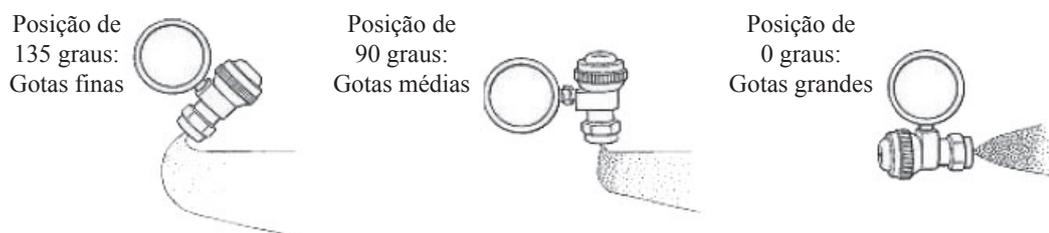


Figura 2.23: Diferentes tamanhos de gotas para diferentes ângulos de posicionamento dos bicos (COSTA, 2009)

Esses pulverizadores produzem gotas amplamente constantes em relação aos bicos hidráulicos e possibilitam pequenos diâmetros. Com a utilização de gotas muito pequenas é possível obter uma boa cobertura, porém com grandes dificuldades para controlar a direção das gotas em condições atmosféricas desfavoráveis (deriva). A escolha do tipo do atomizador depende da velocidade de voo.

Sistema DGPS e barra de luzes

O sistema DGPS (GPS diferencial) utiliza geralmente outro receptor GPS fixo. O receptor do usuário recebe dois tipos de sinais: um, fornecido por quatro ou mais satélites; outro o sinal diferencial, que contém as informações dos erros de cada satélite, calculados pela estação de referência. Quando os dois tipos de informação são processados o resultado final é o sinal DGPS, possuindo uma precisão acerca de 1 a 5 metros, podendo chegar a 30 centímetros. Esse sinal é ligado a uma tela de exibição dentro da cabine e em tempo real possibilita acompanhar o resultado da aplicação no momento em que ela está sendo realizada. Os mapas digitais de aplicação funcionam como certificados de garantia das aplicações aéreas, pois ficam registrados neles todo o trabalho realizado e possibilitam aos pilotos e contratantes do serviço verificar nesses mapas possíveis falhas nas aplicações.

Com o sistema DGPS é possível gravar todas as informações do voo, para posterior reprodução e análise em computador; Memorização de áreas inacabadas, para posterior finalização; Planejamento do trabalho pré voo; Delimitação e cálculo da área, antes da aplicação; Funções de navegação para pontos de referência; Alarme de faixas já aplicadas e não aplicadas; Memorização das coordenadas do ponto de interrupção de uma faixa, permitindo sua continuação posteriormente; Monitoramento como taxa de aplicação, vazão, volume aplicado, saldo do produto no tanque; Gerenciamento de controles automáticos de vazão.

Para conseguir aplicar corretamente sobre as linhas de tiro estipuladas para a missão, o piloto é orientado por uma “barra de luzes” posicionada em algum lugar na frente do operador podendo ser posicionada internamente, no painel ou, do lado de fora da cabine. Essas luzes, controlada pelo GPS, é um conjunto de pequenas luzes (LEDS) que acendem na medida em que a aeronave se afasta do alinhamento determinado. Esse alinhamento é gerado pelo piloto na primeira passada e as demais serão sempre paralelas a primeira e afastadas da distância equivalente à largura de uma faixa de deposição.

2.3.5 DINÂMICAS DE VOO NA APLICAÇÃO AGRÍCOLA

Diferentemente de qualquer equipamento de pulverização terrestre, a aeronave agrícola, possui características próprias e específicas, principalmente ligadas a turbulências aerodinâmicas geradas quando em voo pelos componentes do avião como: asa, fuselagem, hélice e equipamento de pulverização. Além das outras características que influenciam a pulverização já citadas anteriormente, esses fenômenos dinâmicos serão responsáveis na geração, dispersão, deposição das gotas de pulverização, sobre o alvo desejado. Podem ser citados os seguintes efeitos provocados pelo avião que influenciam o direcionamento do líquido pulverizado.

- Efeito *downwash*;
- Vórtice de ponta de asa.

Além dos efeitos que a aeronave provoca durante a pulverização, existem outras resultantes que influenciam a aplicação aérea. O maior caso é a direção do vento durante o emprego dos defensivos agrícolas. Existem três situações de voo que podem ocorrer durante a atividade:

- Vento a favor ou contra;
- Vento de través.

Altura de voo e o efeito *downwash*

A maior influência sobre as gotas ocorre pela asa. Os efeitos aerodinâmicos apresentados na Figura 2.5 determinam o diferencial entre as aplicações aéreas e terrestres. O direcionamento das linhas de corrente do ar que passam pelas superfícies do extradorso e intradorso do perfil aerodinâmico quando se encontram no bordo de fuga (efeito *downwash*) tendem a ser apontados para o solo, fazendo com que as partículas geradas pela pulverização tenham o mesmo caminho quando a aeronave estiver em voo paralelo ao solo. Normalmente essas linhas no fim do escoamento do perfil já apresentam turbulências que são formadas devido as diferenças pressão que existem entre o intradorso e extradorso, fazendo com que a zona de alta pressão (intradorso) seja deslocada para a zona de baixa pressão (extradorso). De acordo com Santos (2006) a tendência é que essa esteira (*downwash*) ajude a aplicação, porém o que irá definir se será prejudicial ou não será a altura de voo. Dependendo dessa altura, a esteira poderá ter uma dissipação suave, normal e uniforme, sem choques violentos sobre o solo ou cultura ou será bastante turbulenta e com irregularidades na distribuição do produto se o voo for realizado muito próximo ou colado á cultura/solo Figura 2.24.

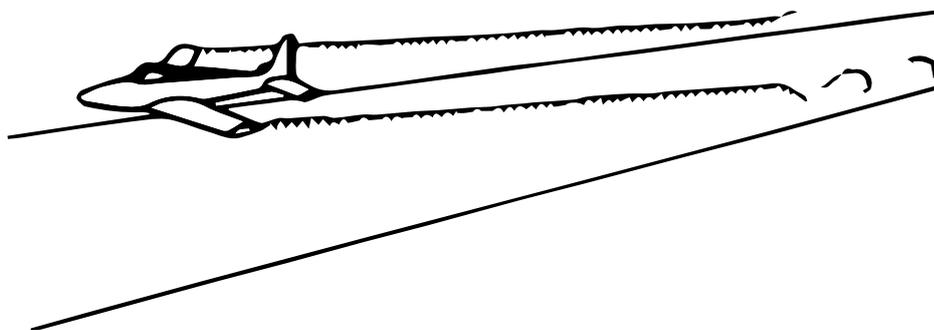


Figura 2.24: Influência da altura de voo sobre a deriva
(SANTOS, 2006)

Durante o voo muito baixo, as partículas pulverizadas sofreram uma componente vertical para baixo devido o efeito de *downwash*, no entanto devido a baixa altura elas sofrerão uma componente de reação de aproximadamente a mesma intensidade (efeito solo), fazendo com que essas gotas permaneçam mais tempo no ar e podendo se evaporar antes de atingir o alvo (SANTOS, 2006). A

Por outro lado um voo muito alto sem a correção adequada para os parâmetros da aplicação como tamanho de gotas e volume de aplicação, resultará em perda das gotas por evaporação também, devido ao longo percurso até atingir o alvo. Como um exemplo de caso, para o avião Ipanema é recomendado uma altura de 4 a 5m em relação ao alvo desejado (SANTOS, 2006).

Por fim, o ponto ideal é aquele em que se consegue conciliar a maior faixa de deposição possível com volumes de aplicação tão reduzido e tecnicamente efetivo que resulte em uma deposição sobre o alvo biológico desejado com a densidade de gotas recomendadas para cada tipo de aplicação conforme a seção (Densidade de gotas).

Vórtices de ponta de asa

Os vórtices são turbulências que aparecem nas pontas da asa são gerados de acordo com o que foi explicado para o fenômeno de *downwash*. Porém neste caso, a extremidade em questão não apenas o bordo de fuga e sim as extremidades laterais. As linhas de corrente do ar quando se aproximam a ponta da asa tendem, devido a diferença de pressão provocada pelo perfil aerodinâmico, a escapar pela extremidade da asa conforme é apresentado a Figura 2.25

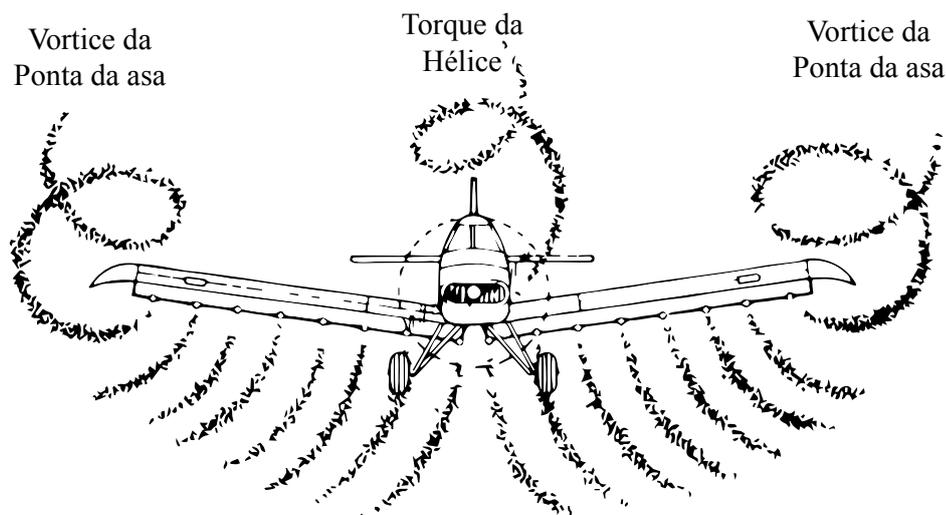


Figura 2.25: Vórtice de ponta de asa
(OZEKI, 2006)

Esse efeito pode ser aproveitado para se obter uma faixa de deposição mais larga, maior uniformidade de distribuição e deposição adequada das gotas sobre o alvo desejado. No entanto deve se evitar que as gotas pulverizadas sejam “sugadas” por este efeito (COSTA, 2009). Normalmente é reduzido a extensão da barra e o número de bicos de pulverização para evitar o arrasto das partículas e conseqüentemente perdas pelo efeito dos vórtices (SANTOS, 2006). A recomendação geral é que a distribuição dos bicos ao longo da barra não deve ser superior a 75% da semi envergadura (COSTA, 2009). Essa redução nos equipamentos de pulverização não influencia a faixa de deposição da aeronave, na verdade, contribui para a redução das perdas do defensivo agrícola além de evitar riscos de poluição ambiental, transformando em economia, eficiência e segurança para a aplicação.

Para auxiliar na redução desses vórtices indesejáveis na ponta da asa é empregado o uso dos *winglets*. São dispositivos que tem por função diminuir o arrasto induzido, que é função dos vórtices da ponta de asa. Em geral, tem a forma de uma aba vertical ou inclinada. Esses dispositivos são muito importantes em uma aeronave agrícola, porém se tratam de projetos complexos e de difícil desenvolvimento.

Vento a favor/contra

Não é recomendado realizar a aplicação aérea com estes tipos de vento devido alguns problemas que podem ocorrer durante a pulverização. Na Figura 2.26 o eixo da abscissa representa a posição relativa da asa de ponta a ponta, o qual a linha que é apresentada representa a linha média da aeronave.

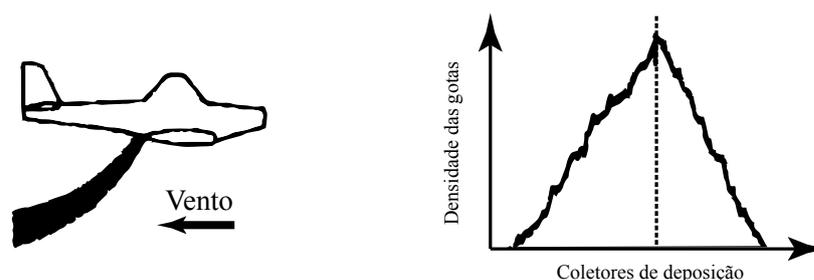


Figura 2.26: Influência da direção do vento a favor/contra na aplicação aérea (SANTOS, 2006)

Segue abaixo os fatores de risco que podem acontecer nesta situação ((SANTOS, 2006).

- Faixa de deposição mais estreita;
- Irregularidade de vazão por área, para mais ou para menos (vento contra ou a favor);
- Densidade de gotas muito grande sob a fuselagem do avião (entre asas).

Entretanto, existem algumas possibilidades em que é necessário pulverizar com este tipo de vento em consequência de algumas condições como a extensão do “tiro” mais longa na direção do vento, para maior rendimento e menor custo operacional. Porém nestes deve-se considerar sempre que os resultados da aplicação podem ser um fracasso.

Vento de través

Ao contrário do voo com o vento a favor/contra, o vento do tipo través permite algumas vantagens quando a operação estiver com a altura de voo e os bicos de pulverização corretos. Assim como a Figura 2.26, o gráfico apresentado na Figura 2.27 representa a mesma idéia.

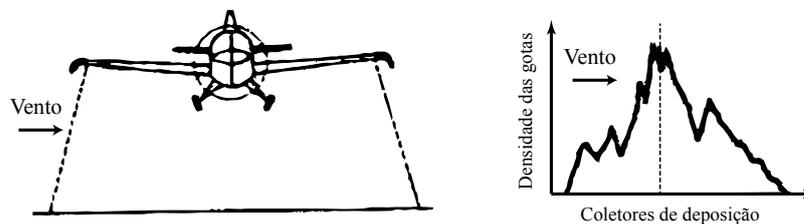


Figura 2.27: Influência da direção do vento de través na aplicação aérea (SANTOS, 2006)

As características mais importantes relacionada a esse tipo de vento são:

- Faixa de deposição mais larga;
- Melhor distribuição das gotas;
- Densidade de gotas mais uniforme;

Através dessas vantagens é possível diminuir o custo operacional, executar o serviço mais rapidamente e obter um melhor rendimento operacional. Porém existe um grande problema associado a esses ventos laterais que é a deriva.

2.3.6 DERIVA

A deriva consiste no desvio das partículas liberadas pelo equipamento de pulverização. Este fenômeno ocorre devido a uma série de fatores como: propriedades físico químicas das gotas e calda; tipos de equipamento utilizados; falta de manutenção dos mesmos. A deriva é uma das principais responsáveis pela evolução na tecnologia de aplicação aérea. Portanto essa seção do texto juntará todas as informações já comentadas para apresentar um passo a passo sobre a influência de cada parâmetro a respeito da deriva.

São considerados como principais parâmetros que podem ocasionar a deriva os seguintes parâmetros (AGROTEC, 2004):

1. **Diâmetro e peso das gotas:** São os fatores que mais afetam a deriva para uma determinada condição climática. O controle da deriva deve passar obrigatoriamente pelo controle de diâmetro das gotas. O diâmetro e o peso das gotas contribuem com uma maior área superficial em contato com o ar, dificultando a evaporação, e aumentando o peso da gota, que evita a gota ser arrastada pelas correntes de ar durante o voo. De um modo geral é considerado que diâmetros de gotas inferiores a 150 micra são altamente sucessíveis a deriva. Quando é necessário trabalhar com diâmetros próximo ao crítico, geralmente é utilizado aditivos na calda para que aumentem a densidade das gotas para que fique atinja o alvo desejado.
2. **Vento:** Como as partículas são normalmente muito pequenas, elas não são capazes de ir contra o vento, ou seja, a direção do vento é vital para o controle da deriva. O grande problema da direção é quando se tem áreas sensíveis ao redor, onde não se pode ultrapassar uma fronteira devido a contaminação do produto fitossanitário. Já em relação a velocidade, a deriva é, via de regra proporcional a velocidade do vento. Quanto maior a velocidade, pior. Porém a velocidade aproximadamente nula, ou estagnada, facilita fenômenos como o da inversão térmica, que são correntes ascendentes de ar que deslocam as partículas de pulverização no sentido contrário ao do alvo.
3. **Temperatura e Umidade relativa do ar:** Basicamente, temperaturas altas e umidade relativa baixa podem causar grande evaporação, reduzindo o diâmetro das gotas antes que atinjam o alvo, de maneira que a aplicação seja insuficiente em cobertura de área. Essas são as principais influências, porém paralelamente são responsáveis pela inversão térmica, já que a alta temperatura no solo, fazem que o ar mais quente (próximo do solo) seja direcionado para cima, devido a diferenças de propriedades físico químicas do ar quente em relação ao mais frio.
4. **Altura do voo:** Quanto maior a altura, maior o tempo necessário das gotas atingirem o alvo biológico, logo aumenta a possibilidade dessas partículas serem levadas pela corrente de ar, evaporarem, etc. No entanto, as alturas de voo muito baixas, podem ocasionar um tipo de turbulência chamada de “rebote” devido ao choque das linhas de corrente do ar após passarem pelo perfil aerodinâmico da asa (downwash) se chocarem com a plantação, de maneira que esse ar leve as gotas no sentido contrário (para cima).
5. **Equipamento de pulverização:** O equipamento é um dos grandes responsáveis pelas características das gotas como: DMV (Diâmetro médio volumétrico; espectro de gotas; velocidade de aplicação; entre outros, fazendo com que os equipamentos sejam diretamente responsáveis pela deriva também. Dentre eles, podemos citar

6. **Volume de aplicação:** Como a deriva é relacionado ao diâmetro das gotas, o volume de aplicação interfere no fenômeno de deriva no sentido de compensar a quantidade de gotas por unidade de área (densidade de gotas) aumentando ou diminuindo. Quando a densidade de gotas está muito baixa, é necessário aumentar o volume de aplicação, o mesmo se para situações contrárias.
7. **Aditivos dos defensivos agrícolas:** Por conter inúmeros tipos de aditivos, vários deles influenciam diretamente ou indiretamente em relação a deriva. No entanto, podemos citar alguns mais relevantes: Aditivos que aumentam a densidade das gotas (aumenta o peso, diminui o tempo de suspensão no ar); aditivos que aumentam a tensão superficial do líquido (normalmente aumentam o diâmetro das gotas, maior peso, menor risco de evaporação, etc.). Na contramão disso, alguns aditivos são “prejudiciais” ao controle da deriva, entre eles estão: aditivos que diminuem a tensão superficial e/ou a viscosidade do líquido (formação de gotas menores); aditivos que reduzem a evaporação, sem regular o diâmetro das gotas. (aumentam a resistência a evaporação, porém não se preocupam com o peso, tensão superficial que são os principais fatores de controle da deriva).

2.4 TRADE-OFF

O desenvolvimento de projetos aeronáuticos, segundo Barros et al. (2000), é diretamente influenciado pelas características e desempenho dos aviões existentes disponíveis. Fundamentado nisso, nesta seção é realizado um estudo comparativo dos equipamentos de pulverização terrestre (autopropelido), pulverização aérea (aeronaves agrícolas) e os veículos aéreos não tripulados já construídos. A Tabela 3 correlaciona 35 aeronaves agrícolas de 7 diferentes fabricantes com vários importantes de cara avião.

Pode-se perceber que a quantidade de aviões agrícolas é muito extensa, contando muito também a variedade de tamanhos para uma mesma fabricante. O que podemos perceber é que a grande maioria das aeronaves possuem um *hooper* entre 700 e 1200 litros, com a ressalva das fabricante Air Tractor (prefixo AT), PAC (prefixo 08-600 e 750XL) e Ayres (próprio nome) que possuem *hoopers* acima da média. No entanto os dois últimos não são comumente encontrados no país. Um outro dado relevante é a proximidade das velocidade de cruzeiro de todas as aeronaves que variam do mínimo de 209km/h (Ag-Cat) até o máximo de 254km/h (08-600 LTP). Como a velocidade de cruzeiro está ligada diretamente a velocidade de pulverização, este é um dado a se levar adiante no projeto. O peso vazio das aeronaves também é um diferencial do projeto, uma vez que de acordo com a Tabela 3 quanto mais pesado for o avião menor será sua eficiência estrutural (peso total sobre peso em vazio) e mais potência no grupo motor propulsor

será necessário. Isso é algo indesejável ao projeto. A Tabela 4 apresenta um comparativo de vários autopropelidos de grandes fabricantes.

Assim como foi notado nos casos dos aviões agrícolas, os pulverizadores terrestres também apresentam um certo padrão. Neste caso é a capacidade de produto que se pode carregar, variando de 2000 até 3000 litros. Isto se deve ao fato que a velocidade de aplicação, vazão de agrotóxico, capacidade de produto e comprimento de barra são diretamente relacionados. Obviamente quanto maior o comprimento da barra de pulverização, maior será o volume do reservatório de produtos. Normalmente a velocidade de pulverização não muda para os terrestres, pois é limitada pela inércia do autopropelido e as vazões de pulverização são bem próximas, entre 30 a 40km/h, então para um mesmo comprimento de barra, os volumes do compartimento dos autopropelidos são bem próximos como é mostrado na Tabela 4. A Tabela 5 apresenta diferentes tipos de VANT's já desenvolvidos.

No caso dos veículos aéreos não tripulados (Tabela 5), não temos como compará-los como foi feito para os dois itens anteriores, já que possuem diferentes funções como vigilância, combate, entre outros. Porém, podemos observar que para os VANT's que são de combate como o Pioneer, Predator, Predator B possuem um alto valor de eficiência estrutural (E.E), o qual é o principal razão para se utilizar um sistema de aeronave não tripulada. Nos casos citados na Tabela 5, as cargas pagas são normalmente câmeras, sensores, centro de comunicação (GPS) e armamentos, porém nesse projeto colocará tanques de defensivos agrícolas no lugar das armas.

Tabela 3: Características principais de aeronaves agrícolas.

Name	WE [N]	MCTOW [N]	g limit –	Engine –	Power [kN]	MCP [kW]	W/P [N/HP]	S [m ²]	W/S [N/m ²]	Hooper [m ³]	Hooper [N]	Hooper [kg]	E.E. –	Vs [km/h]	Vc [km/h]
FU24 (220)	8802	15797	3,80	O-470-E	167,8	167,8	70,2	24,71	639,2	0,708	7120	726	0,809	178	–
FU24 (240)	8802	16642	3,80	O-470-M/N	179,0	179,0	69,3	24,71	673,4	0,708	7120	726	0,809	178	–
FU24 (250)	8802	17043	3,80	IO-470-G	186,4	186,4	68,2	24,71	689,6	0,708	7120	726	0,809	178	–
FU24 (260)	8899	17354	3,80	IO-470-D	193,9	193,9	66,7	24,71	702,2	0,708	7120	726	0,800	178	–
FU24 (285)	10279	17799	3,80	IO-520-A	212,5	212,5	62,5	24,71	720,3	0,708	7120	726	0,693	106	211
FU24 (300)	10279	17799	3,80	IO-520-F	212,5	223,7	62,5	24,71	720,3	1,048	8232	839	0,801	106	211
FU24 (310)	9678	17799	3,80	GIO-470-A	231,2	231,2	57,4	24,71	720,3	1,048	8232	839	0,851	106	211
FU24 (1060)	11569	21626	3,80	PT6A-20	372,8	372,8	43,3	24,71	875,1	1,048	13349	1361	1,154	117	248
FU24-954	12459	21626	3,80	IO-720-A1A	298,3	298,3	54,1	24,71	875,1	1,218	12459	1270	1,000	117	215
FU24-950 FC	13403	21626	3,80	PT6A-15AG	410,1	292,3	39,3	24,71	875,1	1,869	15819	1613	1,180	215	–
FU24-950TCL	13483	21626	3,80	M601D-11NZ	410,1	320,7	39,3	24,71	875,1	1,869	12459	1270	0,924	113	215
08-600 LTP	13153	28701	3,56	LTP101-600A	446,7	421,3	47,9	24,71	1161,4	1,869	18244	1860	1,387	124	254
08-600 PT6	13153	28701	3,56	PT6A-34AG	559,3	472,0	38,3	24,71	1161,4	1,869	18244	1860	1,387	124	254
750XL AG	17020	33373	3,47	PT6A-34AG	559,3	472,0	44,5	24,88	1341,4	2,633	19623	2000	1,153	128	261
AT-402A	17799	26698	3,80	PT6A-11	410,1	410,1	48,5	28,43	939,1	1,512	14462	1474	0,813	120	226
AT-402B	17799	26698	3,80	PT6A-15	507,1	507,1	39,3	28,43	939,1	1,512	14462	1474	0,813	120	226
AT-402B	17799	31148	3,80	PT-6A-15	507,1	507,1	45,8	28,99	1074,6	1,512	14462	1474	0,813	226	226
AT-502B	18244	35598	3,80	PT6A-34	559,3	559,3	47,5	28,99	1228,1	1,892	14462	1474	0,793	–	–
AT-502A	18244	35598	3,80	PT6A-45	820,3	559,3	32,4	28,99	1228,1	1,892	18244	1860	1,000	–	–
GA-200	7671	12904	3,80	IO-540A1D5	186,4	186,4	51,6	17,87	721,9	0,800	8299	846	1,082	98	200
GA-200C	8339	14951	3,80	IO-540K	223,7	223,7	49,8	19,60	762,7	0,800	10301	1050	1,235	104	209
Ayres	16019	26698	3,80	PT6-34AG	559,3	522,0	35,6	30,29	881,5	1,876	20638	2104	1,288	143	202
Cessna A188	8570	16918	3,80	IO-520-D	223,7	212,5	56,4	18,77	901,5	0,759	7431	757	0,867	104	232
PA-25	6924	12900	3,80	O-540	175,2	175,2	54,9	17,00	758,8	0,566	5340	544	0,771	–	–
Ag-Cat	10924	20024	4,20	R-985-AN1	410,1	372,8	36,4	30,47	657,1	1,512	8899	907	0,815	107	209
Zlin Z-137T	12904	24767	3,70	M601Z	447,4	447,4	41,3	36,42	680,1	0,991	8828	900	0,684	–	–
Zlin Z-37T	12263	24767	3,70	M601Z	447,4	447,4	41,3	36,42	680,1	0,991	8828	900	0,720	219	–
AirTruk PL-12	8232	16909	3,80	IO-540K	223,7	223,7	56,4	23,50	719,4	0,759	8566	873	1,041	0	194
Beaver	14017	22689	3,80	P&W R-985	335,6	335,6	50,4	23,23	976,9	0,991	11182	1140	0,798	–	–
Ipanema	–	17640	3,80	IO-540-K1J5	240	240	55,12	19,90	886,4	0,950	9310	950	–	88	228

(CAA, 2008)

Tabela 4: Características principais de pulverizadores terrestres.

Fabricante	Nome	Larg. Aplic. [m]	Capacidade [l]	Peso vazio [kg]	Bomba [l/min]	Potência [HP]	Altura de trabalho [m]	Obs
Jacto	Uniport 3030	32	3000	9900	500	243	0.50 a 2.70	–
Jacto	Uniport 2000+	24	2000	6600	190	128	0.45 a 1.85	–
Jacto	Uniport 2500s	28	2500	8070	190	139	0.40 à 2.00	–
CNH	Patriot 350	30	3500	10100	–	200	–	–
CNH	Patriot 250	27	2500	8200	473	138	0.60 a 2.20	–
Montana	Parruda 3030 ST	30	3000	9300	500	–	0.78 a 2.65	–
Montana	Parruda 2027 H	25	2000	8350	160	–	–	–
Montana	Parruda 3027 H	27	3000	8900	430	–	–	–
PLA	H3500F	31	3500	–	–	220	–	–
PLA	H3000T	25	3000	–	–	220	–	–
PLA	M2500S	28	2500	–	–	132	–	–
PLA	M3000S	31	3000	–	–	177	–	–
John Deere	4730	–	3028	–	–	245	–	–
John Deere	4630	–	2270	–	–	165	–	–
King Agro	King 45M	45	–	836	–	–	–	Apenas Barra
King Agro	King 36M	36	–	424	–	–	–	Apenas Barra
King Agro	King 32M	32	–	384	–	–	–	Apenas Barra

Tabela 5: Características principais de VANTs de médio e grande porte.

Nome	MOTW [kg]	Carga [kg]	E.E. –	Endu. [h]	Alcance [km]	Ceiling [m]	Speed [km/h]	Env. [m]	W/S [kg/m ²]	Potência [kN]	Wto [N]	S [m ²]	P [HP]	W/S [N/m ²]	W/P [N/HP]
Pioneer	125	64	0,512	5	373	4572	175	5	34	22	1226	3,68	30	333,54	41,56
Predator	1020	600	0,588	20	74	7920	217	15	89	86	10006	11,46	115	873,09	86,76
Hunter	800	226	0,283	15	200	6100	222	7	152	–	7848	5,26	–	1491,12	–
Outrider	227	50	0,220	3	200	4570	203	4	72	31	2227	3,15	42	706,32	53,57
Shadow	149	75	0,503	5	125	4270	204	4	79	29	1462	1,89	39	774,99	37,59
Fires Scout	1159	90	0,078	6	400	6096	231	9	69	315	11370	16,80	422	676,89	26,92
Predator B	4500	3000	0,667	24	1500	15200	405	20	83	670	44145	54,22	898	814,23	49,13
Npptune	36	10	0,278	4	75	2440	156	2	74	11	353	0,49	15	725,94	23,94
Dragon Drone	41	11	0,268	3	148	3048	160	2	22	–	402	1,86	–	215,82	–
LEWK	364	91	0,250	8	1600	4572	278	5	117	–	3571	3,11	–	1147,77	–
Finder	26	6	0,231	10	648	4570	70	3	28	–	255	0,93	–	274,68	–
Dragon Eye	2	0	0,000	1	5	305	65	1	5	–	20	0,40	–	49,05	–
Desert Hawk	3	1	0,333	1	10	300	92	1	18	–	29	0,17	–	176,58	–
A160	818	136	0,166	30	4625	9144	225	11	18	300	8025	45,44	402	176,58	19,95
SilentEyes	5	2	0,400	0	122	7620	–	1	93	–	49	0,05	–	912,33	–
Dragon Warrior	91	11	0,121	1	90	5486	185	3	66	29	893	1,38	39	647,46	22,95
GNAT	516	63	0,122	40	4818	8000	130	11	74	60	5062	6,97	80	725,94	62,91
Silver Fox	12	0	0,000	9	41	3657	203	2	34	–	118	0,35	–	333,54	–
Herron	1087	227	0,209	40	3300	10000	207	17	70	115	10663	15,53	154	686,70	69,15
Phoenix	177	50	0,282	4	100	2700	155	6	32	19	1736	5,53	25	313,92	68,15
POR Midget	45	20	0,444	4	100	–	150	2	6	11	441	7,50	15	58,86	29,93
Pointer	4	0	0,000	1	2	300	73	3	79	–	39	0,05	–	774,99	–
X-45	3636	681	0,187	3	920	10668	950	10	212	–	35669	17,15	–	2079,72	–
X-50	811	91	0,112	4	400	3048	741	4	9	–	7956	90,11	–	88,29	–
Crecerelle	120	35	0,292	6	59	3353	246	3	57	20	1177	2,11	27	559,17	43,89
Raven	84	17	0,202	4	100	4267	204	3	40	10	824	2,10	13	392,40	61,45
Luna	40	10	0,250	4	80	4000	160	4	146	5	392	0,27	7	1432,26	58,52
Sperwer	350	45	0,129	5	193	5182	256	4	29	53	3434	12,07	71	284,49	48,31
Seeker	255	50	0,196	12	200	4877	222	7	88	–	2502	2,90	–	863,28	–

(ARJOMANDI et al., 2006)

2.5 LEVANTAMENTO DO ESTADO DA ARTE

Assim como se foi realizado para o *benchmarking*, esta seção apresentará alguns componentes e sistemas interessantes já desenvolvidos nos seguintes tipos de equipamentos: aeronaves agrícolas, pulverizadores terrestres e veículos aéreos não tripulados

2.5.1 AERONAVES AGRÍCOLAS

No ramo das aeronaves agrícolas, é preciso citar os dois principais aviões agrícolas presentes no mercado brasileiro: Ipanema e Air Tractor. A Figura 2.28 apresenta os dois aviões durante um voo.



Figura 2.28: Principais aeronaves agrícolas no Brasil. a) Aeronave Ipanema b) Aeronave Air-Tractor

(GOOGLE-IMAGES, 2014)

O Ipanema, da fabricante NEIVA, apresentou uma solução muito bem viável no país, a utilização de um motor a etanol, já que o país é um grande produtor de cana de açúcar e que foi aqui no Brasil, em meados dos anos 70, que surgiu o programa Pró álcool com o objetivo de utilizar este combustível como uma alternativa a gasolina. Um dos combustíveis de avião, o querosene no caso do Air Tractor custa aproximadamente duas vezes mais que o etanol e como este custo representa aproximadamente 50% (ver seção 2.6) do custo total de operação, isso significa que manter o avião Ipanema em operação tem menor custo comparado as concorrentes.

O Air Tractor é conhecido mundialmente pela robustez das aeronaves, assim como a grande potência gerada pelo motor turbo hélice que são utilizados. No entanto o que faz deles um dos gigantes do mercado é o grande *hooper* que pode ser encontrado em diferentes modelos da fabricante. Existem capacidades de 1000 litros para os menores (equivalente ao do Ipanema) para até 3000 litros que incluem não somente operações de pulverização como também de combates a incêndio.

2.5.2 PULVERIZADORES TERRESTRES

Os pulverizadores terrestres são normalmente feitos de aço e são treliçados para tentar diminuir ao máximo o peso das barras. No entanto, com a evolução dos materiais, uma maior inserção dos materiais compostos na indústria, a empresa King Agro projetou barras pulverizadoras em sua maioria de fibra de carbono. Com isso o componente apresenta uma redução de até 50% de peso o que promove uma menor quantidade de combustível utilizada durante a operação. As vantagens do material composto se estendem para a resistência a corrosão devido aos produtos agrotóxicos e menor tendência a danos por fadiga que os aços comumente utilizados para as barras pulverizadoras. A Figura 2.29 apresenta o componente instalado em um autopropelido.



Figura 2.29: Barras de pulverização terrestre em material composto (GOOGLE-IMAGES, 2014)

2.5.3 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

Os VANT's revolucionaram o conceito de aeronave, uma vez que substituíram a necessidade de uma pessoa estar a bordo para controlar a aeronave. Isso só foi possível com a grande evolução dos sistemas de comunicação, através de sistemas como mostrado pela Figura 2.30, que apresenta um VANT de combate dos EUA.

Esses sistemas são capazes de cobrirem um raio de ação de até 300km e uma altitude de aproximadamente 9km (UAV systems). Essas características são essenciais para aeronaves de combate, devido a distância segura que a estação de controle terrestre deve estar do combate e para o sistema de vigilância que deve estar a uma altitude em que não possa ser reconhecido.



Figura 2.30: Sistema de comunicação em bordo VANT (GOOGLE-IMAGES, 2014)

2.6 PESQUISA DE CAMPO

Durante o período de elaboração deste trabalho, a equipe realizou uma viagem para a cidade de Primavera do Leste - MT afim de entender mais a fundo as variáveis da pulverização agrícola aérea, além de descobrir a viabilidade e a aceitação dos futuros consumidores do produto como este em desenvolvimento. Para reforçar o que já foi citado anteriormente, este projeto não foi desenvolvido através de nenhuma metodologia de projeto de produto e nem realizado um plano de negócio, ou seja, todos esses dados levantados servem apenas para direcionar e dar enfoque ao projeto de conclusão de curso.

Por se tratar de uma cidade com forte economia agrícola e tendo a maior frota de aeronave agrícola do país, tendo tanto empresas de manutenção de aeronaves quanto empresas prestadoras de serviço de pulverização aérea, foram produzidos dois questionários (Apêndice A) a fim de conseguir informações que auxiliassem o projeto.

Por se tratarem de empresas relativamente pequenas e simples, as visitas foram realizadas sem a burocracia existente nas empresas de grande porte. Devido a isso, a equipe em vez de deixar os questionários nos locais para serem respondidos decidiu por aplicar o questionário através de uma conversa informal com os funcionários das empresas visitadas. Segue as atividades realizadas pela equipe durante a viagem de acordo com a sequência cronológica dos eventos.

Visita a mecânica aeronáutica SOMA

A visita na mecânica aeronáutica SOMA (Serviços, Oficina e Manutenção Aeronáutica Ltda.) através de uma conversa com o dono Cleber Coelho, não teve contato direto com os possíveis clientes (donos de terra, engenheiros agrônomos, etc), porém por ter em sua grande maioria aviões agrícola, auxiliou a equipe com dados de revisões obrigatórias, assim como os custos de cada uma. Seguem os tópicos mais relevantes discutidos:

1. Revisão por horas de voo (aproximadamente 40h)
2. Revisão por tempo (6 meses)
3. Revisão obrigatória anual (Legislação)

Para o item 1 e 2, a revisão será obviamente realizada para o caso que acontecer primeiro. Normalmente ela está associada com a verificação do grupo propulsor, a não ser que exista alguma anomalia registrada em diário de bordo. Por ser uma revisão preventiva em que se desmonta o motor para análise de problemas, o custo desta revisão é aproximadamente o mesmo para as aeronaves que são levadas a mecânica. O custo dessa revisão gira em torno de R\$ 20 mil, caso exista a necessidade de realizar alguma troca de peça, o valor irá depender do tipo de motor que é utilizado, por exemplo, no caso da aeronave Ipanema que utiliza um motor a pistão é mais barato do que o turbo-hélice encontrado no Air Tractor devido a sua complexidade (Figura 2.31).

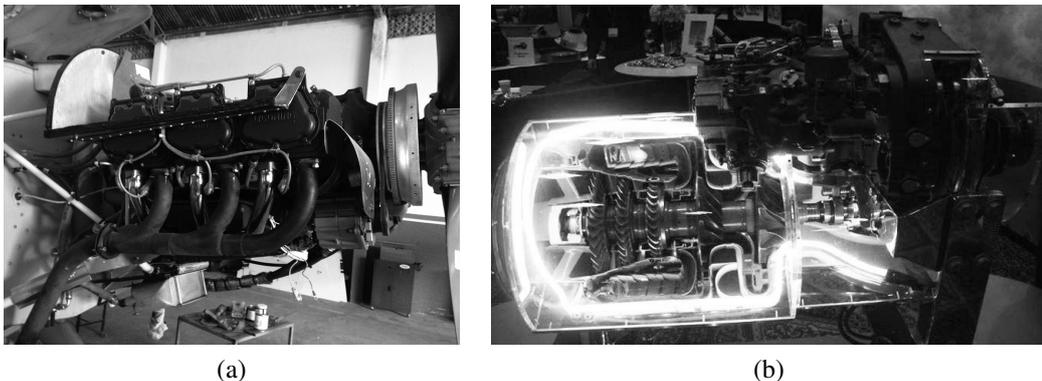


Figura 2.31: Motores utilizados em aeronaves agrícolas. a) Motor a Pistão Lycoming Série 540 (Ipanema) b) Motor Turbohélice Pratt & Whitney PT6A-67F (Air Tractor)

A revisão anual obrigatória (item 3.) consiste em desmontar o avião inteiro a fim de rever todos os componentes, mecanismos e sistemas. Caso haja algum problema, a peça será repostada ou consertada e então a aeronave é remontada. No entanto, essas revisões são realizadas por estarem em legislação, e como esse trabalho apresenta o projeto de um VANT, não existe legislação para tal aeronave o que torna difícil comparar ou imaginar o preço dessas revisões. A única coisa que se pode afirmar é que o motor será de menor volume e a pistão

logo, teoricamente, as peças de reposição e as revisões não serão tão caras quanto as aeronaves pilotadas.

Além dessa conversa com o dono da Soma, a equipe fez uma visita completa por toda a mecânica. Lá, foi observado que os principais materiais utilizados hoje nos aviões agrícolas são as ligas de alumínio 2024-T3 para entelagem e nervuras devido a alta tensão última e boa conformabilidade, aço ligas 4130/4340 para a fuselagem, longarina, trem de pouso e outros componentes altamente solicitados e os aços inoxidáveis para tubulações e conexões para o sistema de pulverização do avião. A Figura 2.32 apresenta algumas das fotos tiradas pela equipe durante visita a pela mecânica. Por maior que seja a quantidade de aviões para a revisão, o local não conta com equipamentos sofisticados, como máquinas CNC e nem um gestor de logística dos processos de manutenção. Tudo lá é organizado e feito de acordo com o Cleber Coelho devido a experiência de 30 anos na aeronáutica (Embraer).

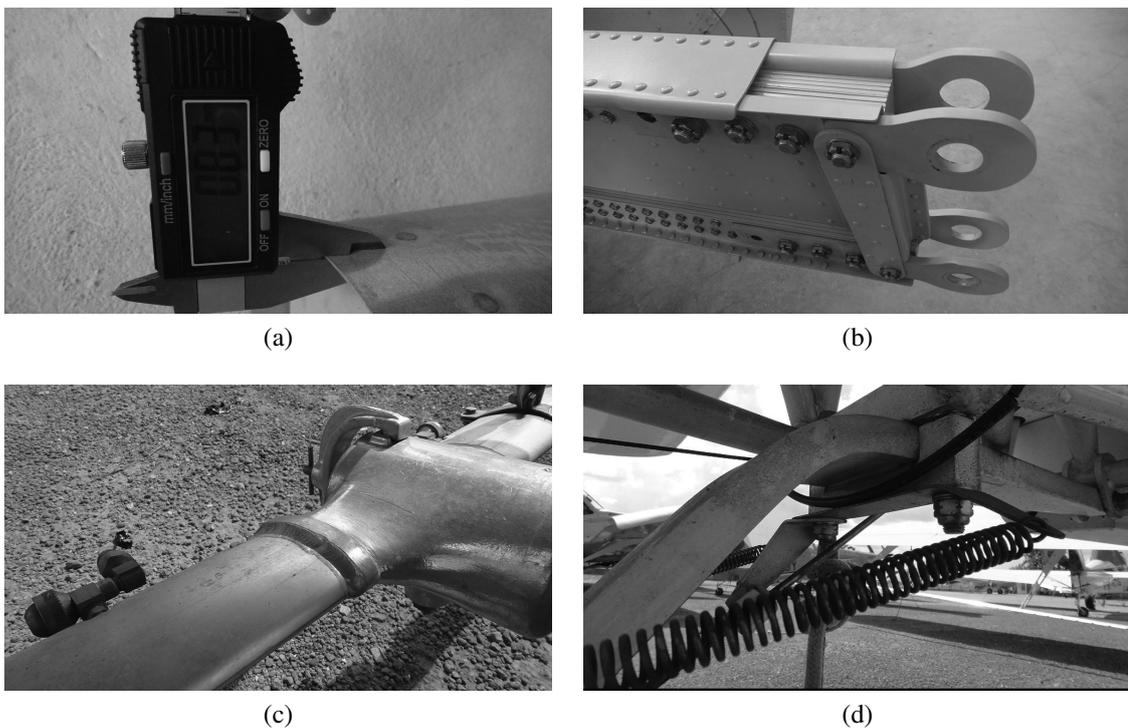


Figura 2.32: Componentes de aeronaves agrícolas. a) entelagem; b) longarina (ipanema); c) sistema de pulverização; d) bequilha.

Com o fim da visita, a equipe acredita que existe a necessidade de se ter mais mecânicas como a SOMA ao redor do país para que se possa difundir a aviação agrícola, e que, mesmo a SOMA, possa ter uma melhor infraestrutura para atender mais aeronaves. Por fim, a equipe foi instruída por Cleber a procurar as empresas prestadoras de serviços que ficam instaladas na mesma rua em que a SOMA se encontra.

Visita a prestadores de serviço de pulverização

Houveram visitas em três empresas de pulverização agrícola aérea: Pulveriza; Aliança e Flórida. Em todas elas foram realizadas perguntas tanto para os donos quanto para os pilotos que se encontravam nos locais sobre como são realizados os serviços, responsabilidades do prestador assim como preços e custos. De acordo com o Cléber (SOMA) essas empresas normalmente são de pequeno porte e não possuem nível organizacional elevado o que limita o número de aeronaves em torno de quatro, enquanto o mercado muitas vezes exige mais aeronaves disponíveis. Na primeira empresa, a Pulveriza, eles possuem uma frota de quatro aeronaves: Um Cessna, dois Ipanemas e um Air Tractor. Lá foi possível levantar os seguintes dados:

- Preço por hectare de aplicação
- As obrigações do aplicador (empresa) e do contratante (fazenda)
- Os preparativos para a missão (Já no local)
- Os parâmetros de aplicação
- As mudanças de condições climáticas inerentes de cada voo.

Um dos parâmetros mais importantes do produto final será o preço da aplicação. Com essa ideia em mente a equipe conversou com o dono da empresa, Edynelson e mais dois pilotos agrícolas, Fábio e Marcel. Segundo eles o preço de aplicação varia primeiramente com a aeronave utilizada, ou seja tanto o preço do combustível que o avião utiliza quanto o volume máximo de defensivo que ele pode carregar influencia o preço. Os pilotos afirmam que o combustível é o maior gargalo de máquinas agrícolas representando aproximadamente 50% do custo de operação, que mostra o potencial da aeronave Ipanema que utiliza o motor a etanol frente ao Air Tractor que utiliza querosene. Uma outra variável é a quantidade de área a ser aplicada, ou seja, quanto maior a o terreno de aplicação menor será o preço por hectare coberto.

Como prestadora de serviços, a empresa é responsável apenas pelo combustível e os equipamentos de pulverização como bicos, sistema de reabastecimento, etc. Com isso, o dono da propriedade é obrigado a fornecer a calda dos defensivos, a vazão a ser utilizada na aplicação, a região de aplicação (talhões) e o trajeto a ser realizado entre os talhões. Basicamente eles são os únicos responsáveis para a definição da missão. Como a pulverização aérea é muito sensível às condições do ambiente durante a aplicação, o dono da propriedade, principalmente em grandes propriedades, conta com um engenheiro agrônomo e uma equipe de técnicos agrícolas para auxiliar e definir esses os parâmetros de aplicação. Porém, a avaliação das condições do ar muitas vezes se reduz a uma biruta (direção e intensidade) e um medidor de temperatura e umidade em solo. Em alguns casos são instalados mini centros de meteorologia para dados mais apurados.

Segundo o Edynelson, eles se organizam da seguinte maneira para uma operação de pulverização:

1. O piloto realiza o traslado com o avião enquanto um assistente vai de camionete levando o combustível e os equipamentos de pulverização;
2. No local, o piloto realiza um voo de reconhecimento da propriedade e eventualmente auxiliar os pontos de infestação na plantação;
3. Em solo, abastecem o avião com o combustível necessário para a missão e inserem a calda no tanque de produtos do avião;
4. Decolagem e início da missão.

Existem casos, segundo os pilotos da empresa em que se pulveriza por até 9 horas seguidas de voo para aproveitar as condições climáticas. O que faz com que as áreas médias cobertas por um dia de pulverização mude de acordo com o clima no local. Eles reportaram que tem casos que se consegue cobrir 1000 ha enquanto outras vezes não chega a 200 ha. Outro item que o pilotos comentaram foi que por mais que a CENIPA (Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes) insista em convencer a se voar dentro do envelope da aeronave, porém a empresa define o envelope pela experiência do piloto, fazendo com que normalmente fique fora do envelope de voo.

Em relação a utilização do VANT para se pulverizar tanto o dono da empresa quanto os pilotos se mostraram céticos. Eles comentaram os seguintes pontos sobre a dificuldade de se implementar um voo autônomo para a aplicação de defensivos:

1. O piloto sente as mudanças do clima durante o voo para uma possível tomada de decisão durante uma manobra;
2. São inúmeros obstáculos durante a pulverização aérea, não somente cabos de energia;

De acordo com as próprias palavras deles, o piloto sente no assento todas as mudanças que ocorrem na aeronave, como ventos de través durante um balão ou quando bate um rajada quando está bem próximo do solo. Outro ponto comentado é que a topografia é um outro inimigo da pulverização aérea, por mais que na cidade de Primavera do Leste tenha uma geografia de planalto, pequenas inclinações no terreno forçam o piloto a estar regularmente controlando a altura do avião durante a aplicação. O último item discutido por eles sobre utilizar um VANT para aplicação de defensivos é que atualmente, pelo menos na região do Mato Grosso, estão precisando de aviões com capacidade de carga cada vez maiores. Segundo eles, quanto maior o

tanque de produtos da aeronave melhor. Por exemplo, um Air Tractor que possui um tanque de 1512 l eles consideram que é pouco para algumas aplicações.

Durante a visita as outras duas empresas, Flórida e Aliança, muitas das discussões realizadas se repetiram ao que foi dito na Pulveriza Ltda. com a ressalva de dois tópicos abordados, um pela Flórida Aviação Agrícola Ltda. e outro pela Aliança Aviação Agrícola Ltda.

1. Para propriedades com menos de 200 ha, a pulverização não é lucrativo e normalmente é cobrado o traslado até a propriedade (Aliança);
2. Possibilidade de pulverização noturna devido a demanda local estar acima da capacidade das empresas durante a safra (Flórida);

De acordo com Aduino Andrade (Pulveriza aviação agrícola), uma espécie de gerente da empresa explicou que para propriedades menores que 200 ha não se compensa utilizar a pulverização aérea. No caso dessa empresa pode ser justificado por se ter apenas aviões Air Tractor, os quais possuem um maior volume de defensivos no hopper do que o Ipanema. Outro dado levantado é que o traslado também é embutido no preço do serviço, uma vez que as revisões das aeronaves são diretamente ligadas as horas de voo e esse deslocamento da empresa até a propriedade são horas de voo em que a aeronave não está em atividade, ou seja, um “desperdício” de tempo de voo. O custo cobrado por eles gira em torno de R\$ 1200,00 a hora de viagem.

Durante o período da viagem da equipe, houve um surto de uma nova praga, a lagarta *Helicoverpa armigera* que atingiu diversos produtores de vários segmentos (MAPA, 2014). De acordo com Cleiton (Flórida aviação agrícola) Por ser uma nova praga e não possuir uma calda padrão para combater-la, nesta primeira safra em que ela atingiu as plantações ocorreu uma enorme procura para a pulverização aérea devido a sua agilidade de aplicação para tentar salvar o cultivo. Com isso para muitas dessas empresas estavam sobrando serviços, o que fez gerar o interesse em se pulverizar a noite, o que não é comum devido a falta de visibilidade do piloto, algo que não seria um problema para o equipamento de voo autônomo.

Com esses dados levantados durante essas visitas a equipe pode concluir alguns requerimentos do projeto:

- Sensores que possibilitem um voo de reconhecimento da topografia do terreno assim como possíveis obstáculos;
- Sensores para medições meteorológicas a fim de definir a altura de voo durante a missão

- Possuir um veículo que possa transportar a aeronave, os equipamentos de pulverização e servir como uma cabine para pilotar o avião e realizar a transmissão do solo com a aeronave.
- Tanque de produtos de pequeno porte não se encaixa no perfil de grande propriedades como foi encontrado em Primavera do Leste.

Visita e curso do equipamento de agricultura de precisão - GPS (AGNAV)

No decorrer de mais uma visita a uma empresa de pulverização aérea, a equipe acabou se comunicando com um integrante de uma empresa, DGPS & CIA, uma representante da empresa AGNAV no Brasil. Os produtos AGNAV são utilizados para a agricultura de precisão, contando com comunicação por GPS e válvulas que realizam o controle da vazão do defensivo agrícola. Durante esse primeiro contato, a equipe comentou sobre o projeto que está sendo desenvolvido e por muita coincidência estava tendo um curso para pilotos e empresários da AGNAV durante aquela semana e o então integrante da DGPS & CIA, Augusto Santana, convidou o grupo para participar do evento. Este curso estava introduzindo uma nova versão do programa AG-NAV (Comunicação por GPS) para agricultura de precisão e um novo controle de fluxo automático (fluxômetro) para a aviação agrícola. A Figura 2.33 apresenta alguns dos registros do evento.

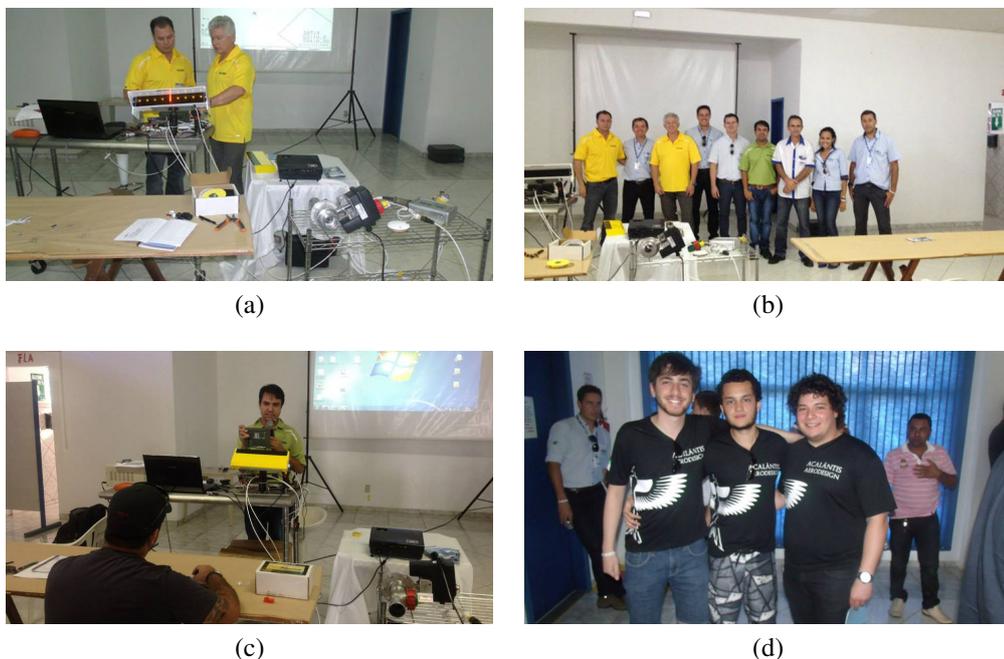


Figura 2.33: Fotos durante o curso AG-NAV. a) Barra de luz e fluxômetro; b) Equipe AG-NAV e DGPS; c) Curso ministrado por Ramom Lopes; d) Equipe presente durante o curso.

Durante o curso, o grupo foi apresentado ao presidente da AG-NAV, o Sr. Fred Ramirez, através do Augusto Santana. Durante a conversa constatou-se que o programa em questão

auxilia o planejamento da aplicação e permite tanto ao operador quanto ao dono da propriedade a aquisição de dados importantes a respeito da aplicação dos produtos agrícolas como:

- Volume de aplicação;
- Área total de aplicação;
- Velocidade de aplicação;
- Averiguar as linhas de tiro realizada;
- Manobras de balão;
- Tempo de aplicação;
- Comprimento percorrido pela aeronave.

O programa é utilizado para a aplicação aérea com o intuito de orientar o piloto no campo durante a pulverização, evitando falhas e sobreposições na aplicação. A antena GPS é conectada a um receptor e a uma barra de luzes que é um dispositivo com linhas de LEDs que indica o operador o caminho a seguir (Figura 2.34). Todo o percurso durante a aplicação, assim como as manobras de balão, o alinhamento dos tiros, distância entre os tiros (faixa de aplicação) são exportada para programa para uma posterior análise.

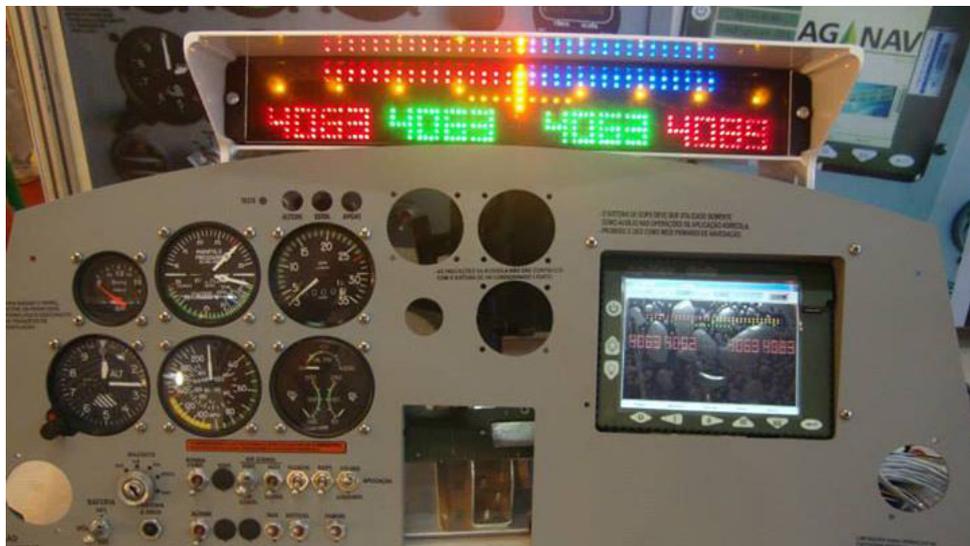
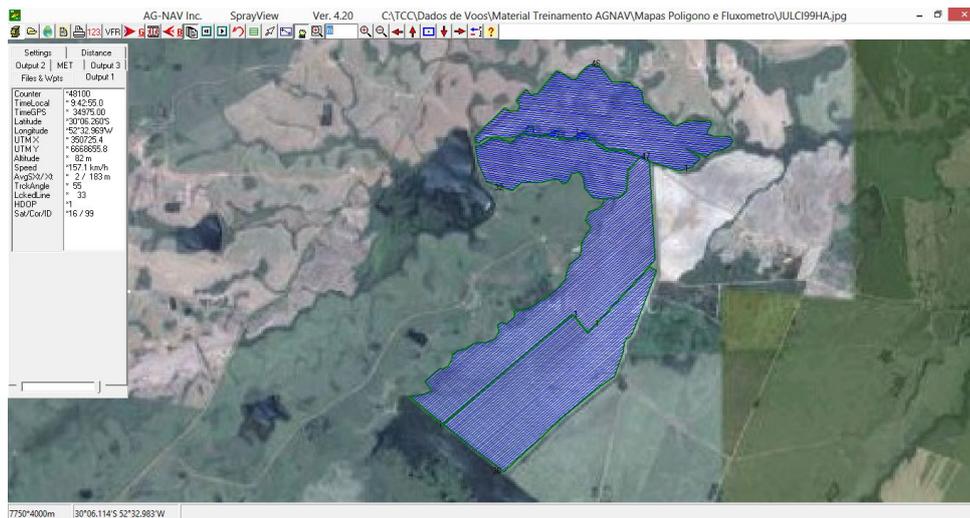
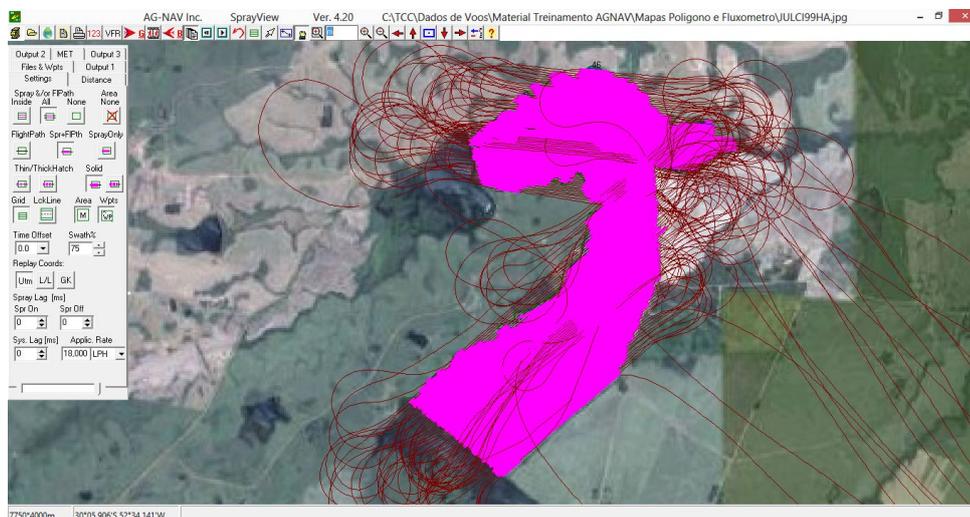


Figura 2.34: Barra de led para alinhamento da pulverização (GOOGLE-IMAGES, 2014)

Assim como é realizado com a barra de luzes, o sistema GPS consegue se comunicar com o programa, apresentando valores de dados como: vazão de produto e volume aplicado durante todos os momentos da aplicação. A Figura 2.35 apresenta a interface do programa durante as etapas de planejamento de missão e dados da aplicação para futuro relatório.



(a)



(b)

Figura 2.35: a) Pré aplicação (planejamento) b) Pós aplicação (relatório) (AG-NAV, 2013)

3 PROJETO CONCEITUAL

3.1 CONFIGURAÇÃO DA ASA

3.1.1 NÚMERO

As opções para o número de asas são:

1. Monoplano (uma asa);
2. Biplano (duas asas);
3. Três asas.

Uma configuração com mais de três asas não é conveniente. O critério para definir a quantidade de asas vem de alguma limitação de medida da envergadura. Uma vez que este projeto não apresenta qualquer limitação dimensional, então, por praticidade de fabricação, definiu-se a aeronave como monoplano.

3.1.2 LOCALIZAÇÃO VERTICAL

Existem quatro possíveis configurações para a localização vertical da asa:

1. Asa alta;
2. Asa média;
3. Asa baixa;
4. Asa parasol.

Este é um parâmetro definido de acordo com a função da aeronave, uma vez que utiliza-se a asa para fixar a tubulação dos bicos de pulverização, afastá-los o máximo possível da fuselagem da aeronave é uma vantagem. Define-se a configuração de asa baixa, que tem as suas vantagens e desvantagens apresentadas na Tabela 6.

Tabela 6: Vantagens e desvantagens da asa baixa.

Vantagens	Desvantagens
<ul style="list-style-type: none"> • Melhor desempenho de decolagem em comparação com asa alta devido ao <i>ground effect</i>; • A aeronave é mais leve comparada com uma aeronave de asa alta; • Área frontal da aeronave é menor; • Passa a não ser necessária a utilização de estrutura na asa; • Devido ao item anterior o arrasto da aeronave é menor; • A asa tem menor arrasto induzido; • A aeronave tem maior controle lateral comparada com uma aeronave de asa alta; • A asa tem menor influência no <i>downwash</i> (representado na Figura 2.5) da cauda, tornando-a mais efetiva; • A cauda é mais leve comparada com uma aeronave de asa alta . 	<ul style="list-style-type: none"> • A asa gera menor sustentação comparada com uma asa alta • Devido ao item anterior, a aeronave possui maior velocidade de estol • Devido ao item anterior, a corrida de decolagem é mais longa • A aeronave possui uma menor aeronavegabilidade devido à maior velocidade de estol • A asa possui menor contribuição para efeito de diedro da aeronave, diminuindo sua estabilidade lateral • A aeronave tem um desempenho de pouso menor

(SADRAEY, 2012)

3.1.3 SELEÇÃO DE AEROFÓLIO

A seleção do aerofólio é, segundo Sadraey (2012), o segundo mais importante parâmetro de uma asa, sendo a área projetada da asa o primeiro. A principal função da asa é gerar sustentação. Tal sustentação é gerada por uma seção transversal específica da asa, chamada de aerofólio, que além da sustentação, gera também arrasto e momento de arfagem. A sustentação é gerada devido à diferença de pressão existente entre a linha inferior (alta pressão) e a linha superior (baixa pressão) do aerofólio. Existem duas formas de se determinar o aerofólio:

1. Projeto de aerofólio;
2. Seleção de aerofólio.

Utilizou-se a seleção, uma vez que para realizar um projeto o custo é elevado e exige um alto investimento de tempo em testes em túnel de vento e simulações.

Uma operação de voo consiste em decolagem, subida, cruzeiro, curva, manobra, descida, aproximação e aterrissagem. Basicamente o ponto de operação ótimo do aerofólio é no voo de cruzeiro, onde a sustentação (L) é igual ao peso (W) e o arrasto (D) é igual à tração (T). Assim a asa deve produzir um coeficiente de sustentação suficiente enquanto o coeficiente de arrasto deve ser mínimo em cruzeiro. Ambos os coeficiente dependem principalmente do aerofólio e as duas equações governantes para um voo em cruzeiro são:

$$L = W \Rightarrow \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L = mg, \quad (3.1.1)$$

$$D = T \Rightarrow \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D = \frac{n\eta P_{max}}{V_C}, \quad (3.1.2)$$

onde ρ é a massa específica do ar, V é a velocidade relativa do ar, C_L é o coeficiente de sustentação da asa, S é a área projetada da asa, C_D é o coeficiente de arrasto da asa, P_{max} é a potência máxima fornecida pelo motor e V_C é a velocidade de cruzeiro. Sendo que a variável “n” varia entre 0.6 e 0.9, isso significa que apenas uma parte da potência do motor é utilizada em voo de cruzeiro e a potência máxima não é empregada. O valor de “n” será determinado em passos futuros do projeto, porém, inicialmente é sugerido por Sadraey (2012) utilizar 0.75. A potência máxima do motor somente é utilizada em procedimentos de decolagem ou em voo de cruzeiro com velocidade máxima.

A Figura 3.1 mostra um aerofólio com alguns parâmetros dimensionais representados. Quando a linha de curvatura média coincidir com a linha de corda, tem-se um aerofólio simétrico.

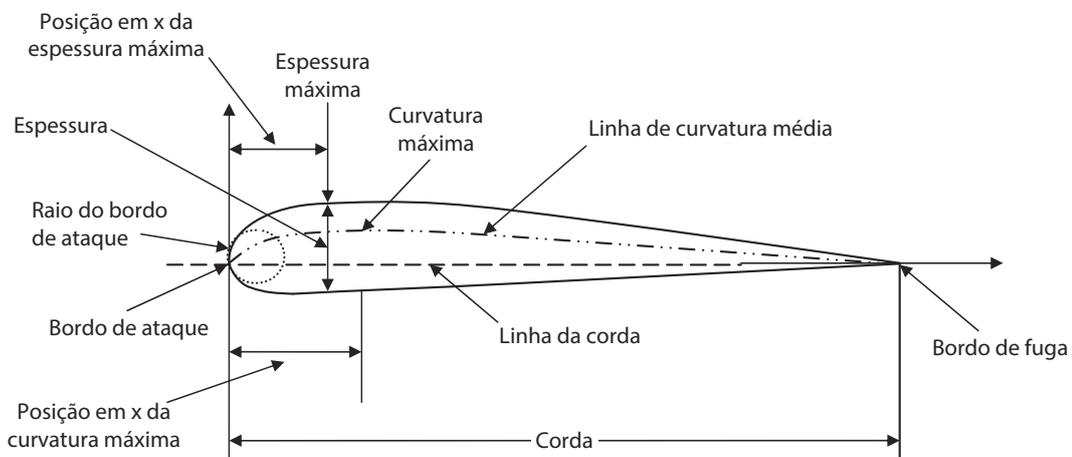


Figura 3.1: Parâmetros geométricos de um aerofólio (SADRAEY, 2012)

A teoria do aerofólio subsônico mostra que a sustentação devido ao ângulo de ataque atua em um ponto com distância de 25% da corda a partir do bordo de ataque, chamada de *quarter-chord point* (SADRAEY, 2012). O ponto pelo qual esta sustentação atua é chamado de centro aerodinâmico, mostrado na Figura 3.2.

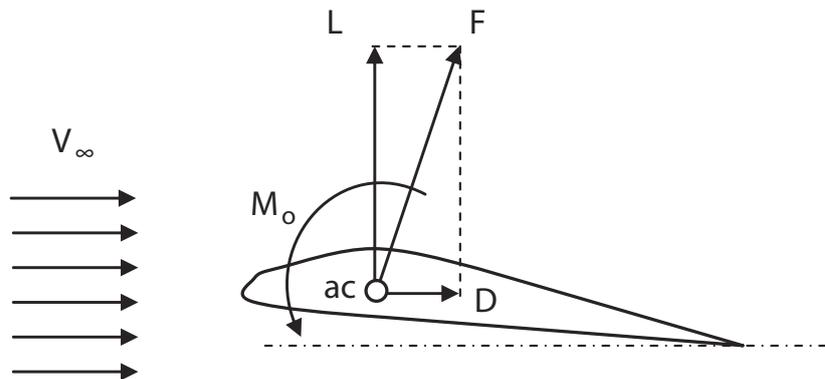


Figura 3.2: Centro aerodinâmico, arrasto, sustentação e momento de arfagem (SADRAEY, 2012)

Assim, as distribuições de pressão e tensão de cisalhamento geram uma força aerodinâmica (F) que é decomposta em duas forças aerodinâmicas: arrasto (D) e sustentação (L) e um momento aerodinâmico (momento de arfagem (M_o)). Sendo sempre a força de sustentação perpendicular ao vento relativo e a força de arrasto paralela.

Para selecionar um perfil aerodinâmico, não é analisada a sua forma ou distribuição de pressão, mas sim as características operacionais que fornecem melhores condições na síntese do projeto. Os principais gráficos analisados são os que relacionam sustentação, arrasto e momento de arfagem adimensionalizados com o ângulo de ataque. As adimensionalizações são feitas de acordo com as seguintes equações:

$$C_l = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho V^2(Cx1)}, \quad (3.1.3)$$

$$C_d = \frac{d}{\frac{1}{2}\rho V^2(Cx1)}, \quad (3.1.4)$$

$$C_m = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho V^2(Cx1)x_C}, \quad (3.1.5)$$

onde l , d e m são a sustentação, o arrasto e o momento de arfagem, respectivamente, de um aerofólio bidimensional, e área representada por $(Cx1)$ é considerada como sendo a corda do

aerofólio (C) multiplicado por comprimento unitário de envergadura ($b=1$).

Assim a performance e as características de um aerofólio são avaliadas observando os seguintes gráficos:

1. Variação do coeficiente de sustentação versus o ângulo de ataque;
2. Variação do coeficiente do momento de arfagem ao redor do *quarter-chord point* versus o ângulo de ataque;
3. Variação do coeficiente do momento de arfagem ao redor do centro aerodinâmico versus o coeficiente de sustentação;
4. Variação do coeficiente de arrasto versus o coeficiente de sustentação;
5. Variação da razão sustentação-arrasto versus o ângulo de ataque.

1. O Gráfico de Sustentação versus o Ângulo de Ataque:

A Figura 3.3 mostra a típica variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para um aerofólio com curvatura positiva, como o mostrado na Figura 3.2.

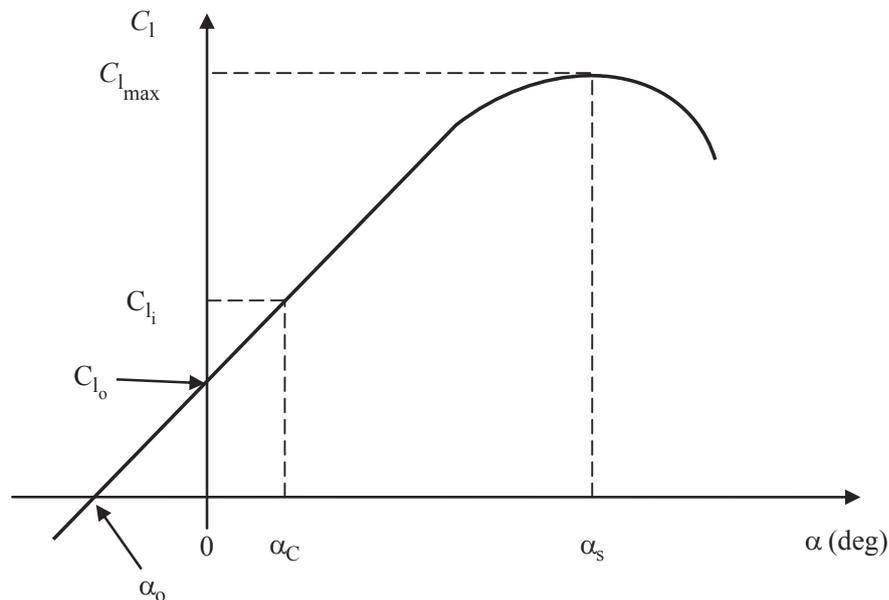


Figura 3.3: Variação do coeficiente de sustentação versus o ângulo de ataque. (SADRAEY, 2012)

Existem sete parâmetros a serem analisados neste gráfico:

1. O ângulo de estol (α_s);
2. O máximo coeficiente de sustentação ($C_{l_{max}}$);
3. O ângulo de ataque com sustentação nula (α_0);

4. O coeficiente de sustentação ideal (C_{l_i});
5. O ângulo de ataque do C_{l_i} ($\alpha_{C_{l_i}}$);
6. O coeficiente de sustentação para ângulo de ataque zero (C_{l_0});
7. A inclinação da curva de sustentação (C_{l_α}).

O ângulo de estol é o ângulo de ataque em que o coeficiente de sustentação não mais aumenta com o aumento do ângulo de ataque. Quanto maior for o ângulo de estol, maior será a segurança da aeronave. Tipicamente, para grande parte dos aerofólios, o ângulo de estol varia de 12 a 16 graus.

O máximo coeficiente de sustentação é a máxima capacidade do aerofólio sustentar uma carga (no caso, o peso do avião). Normalmente o coeficiente de sustentação máximo ocorre no ângulo de estol. A velocidade de estol (V_S) é inversamente proporcional ao coeficiente de sustentação máximo, ou seja, quanto maior for o coeficiente de sustentação máximo, menor será a velocidade de estol e maior será a segurança da aeronave.

O ângulo de ataque com sustentação nula é o ângulo de ataque em que o coeficiente de sustentação é zero. Um valor típico para este ângulo é de -2 graus. O objetivo de um projeto é possuir um valor mais negativo possível de α_0 , uma vez que isso aumenta o coeficiente de sustentação para um ângulo de ataque nulo.

O coeficiente de sustentação ideal é aquele em que o coeficiente de arrasto não varia significativamente com pequenas variações do ângulo de ataque. É normalmente correspondido com o menor coeficiente de arrasto. Este é um parâmetro crítico a ser analisado, uma vez que com menor coeficiente de arrasto, menor será o custo de voo. Assim, o objetivo de projeto é possuir o coeficiente de sustentação ideal o mais próximo possível do coeficiente de sustentação em voo de cruzeiro.

O ângulo de ataque correspondente ao coeficiente de sustentação ideal é auto explicativo. Frequentemente, utiliza-se este ângulo como o ângulo da asa, uma vez que corresponde ao menor coeficiente de arrasto.

O coeficiente de sustentação com ângulo de ataque nulo também é auto explicativo. Quanto maior for este coeficiente, melhor para o projeto, pois significa que a aeronave terá sustentação mesmo quando o ângulo de ataque for zero.

A inclinação da curva de sustentação é outro parâmetro de desempenho importante de um aerofólio. Representa a variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque (unidade em 1/grau ou 1/rad). Como a principal função de um aerofólio é produzir sustentação, quanto maior for a inclinação, melhor será o aerofólio. A inclinação da curva de

sustentação pode ser encontrada de acordo com a seguinte equação empírica:

$$C_{l_\alpha} = \frac{dC_l}{d\alpha} = 1,8\pi(1 + 0,8\frac{t_{\max}}{c}), \quad (3.1.6)$$

onde $(\frac{t_{\max}}{c})$ é a razão entre a espessura máxima (t_{\max}) pela corda (c) do aerofólio.

Outra característica importante do aerofólio é o formato da curva de sustentação no ângulo de estol e após o ângulo de estol (comportamento em estol, Figura 3.4). Um aerofólio com uma queda suave da sustentação após o estol, em relação a uma queda abrupta, leva a um estol mais seguro que pode ser mais facilmente recuperado. Um comportamento abrupto no aerofólio não significa um comportamento abrupto na asa. Um trabalho cuidadoso de projeto da asa pode melhorar este comportamento abrupto de estol do aerofólio. Porém, os melhores aerofólios nesta característica tendem a ter um coeficiente de sustentação máximo menor.

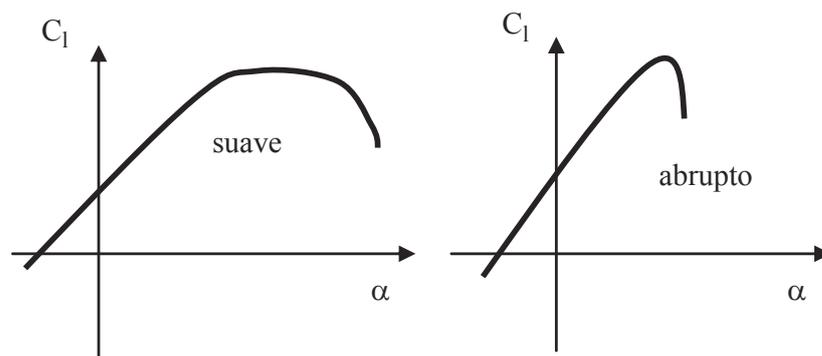


Figura 3.4: Características do estol
(SADRAEY, 2012)

2. Variações no momento de arfagem versus o ângulo de ataque:

A Figura 3.5 mostra a típica variação do momento de arfagem ao redor do quarto de corda pelo ângulo de ataque, para um aerofólio com curvatura positiva. A inclinação do gráfico é geralmente negativa. A inclinação negativa é desejada uma vez que ela estabiliza o voo caso o ângulo de ataque seja perturbado por uma rajada.

A Figura 3.6 mostra a típica variação do momento de arfagem ao redor do centro aerodinâmico pelo coeficiente de sustentação para um aerofólio com curvatura positiva. A magnitude do coeficiente de momento de arfagem é constante (relembrando a definição de centro aerodinâmico) para uma certa faixa de coeficiente de sustentação. O objetivo de projeto é ter o coeficiente de momento de arfagem o mais próximo de zero possível. A razão disso é para manter o equilíbrio da aeronave em voo de cruzeiro. Este momento de arfagem deve ser anulado por um outro componente da aeronave, como a empenagem. Assim, quanto maior (mais negativo) for o momento de arfagem, maior terá que ser a empenagem, conseqüentemente,

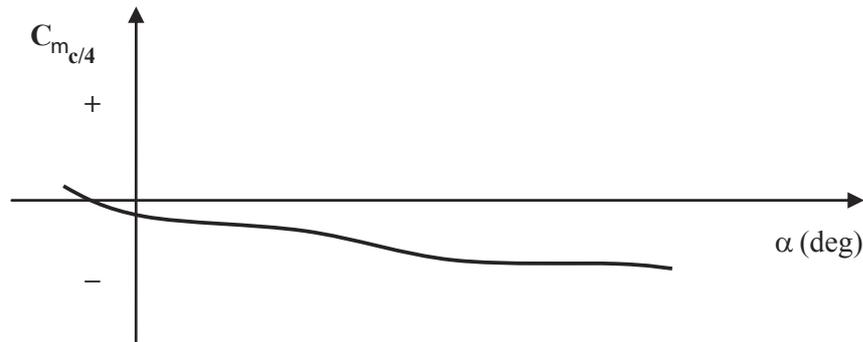


Figura 3.5: Gráfico típico da variação do momento de arfagem ao redor do quarto de corda versus o ângulo de ataque.

(SADRAEY, 2012)

mais pesada será a aeronave. Ou seja, é desejado o menor valor de C_m .

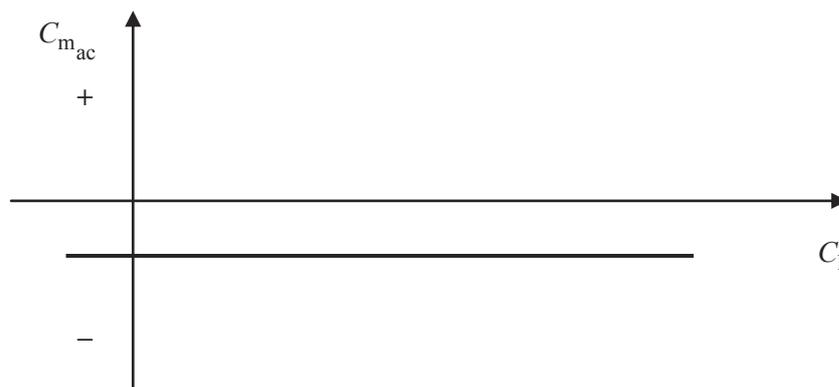


Figura 3.6: Gráfico típico da variação do momento de arfagem ao redor do quarto de corda versus o coeficiente de sustentação.

(SADRAEY, 2012)

3. Variações do coeficiente de arrasto como função do coeficiente de sustentação:

A Figura 3.7 mostra a variação típica do coeficiente de arrasto como função do coeficiente de sustentação para um aerofólio com curvatura positiva. O menor ponto deste gráfico é chamado coeficiente de arrasto mínimo ($C_{d_{\min}}$). O coeficiente de sustentação relacionado ao coeficiente de arrasto mínimo é chamado $C_{l_{\min}}$. Como o arrasto está diretamente relacionado com o custo do voo, o $C_{d_{\min}}$ é de grande importância na seleção do aerofólio. Assim, um aerofólio com menor $C_{d_{\min}}$ é desejado.

Uma linha traçada da origem e tangente ao gráfico localiza o ponto de inclinação mínima. Este ponto é também de grande importância, uma vez que indica a situação de voo com máxima razão entre C_l e C_d , uma vez que $(\frac{C_d}{C_l})_{\min} = (\frac{C_l}{C_d})_{\max}$. Em adição ao requerimento do menor $C_{d_{\min}}$, o maior $(\frac{C_l}{C_d})_{\max}$ é também desejado. Estes dois objetivos talvez não aconteçam ao

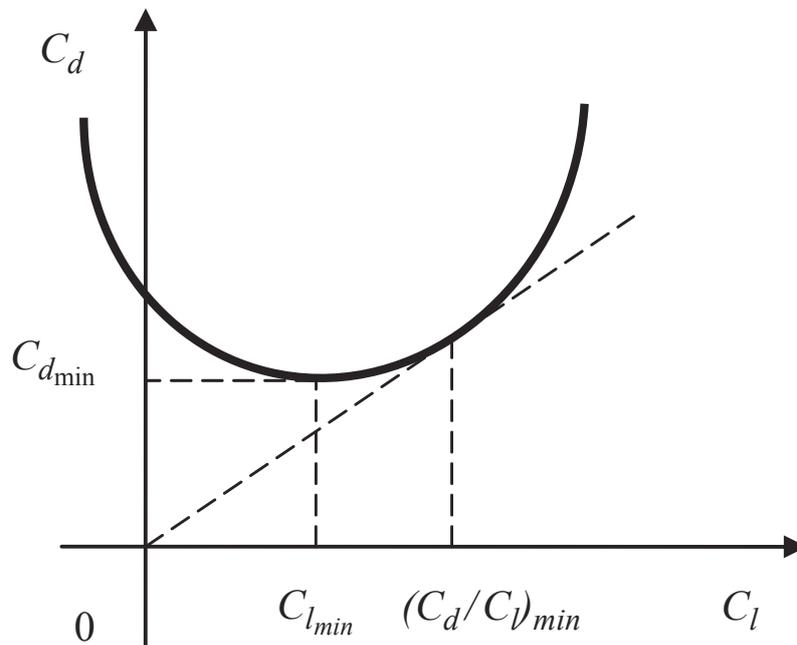


Figura 3.7: Gráfico típico da variação do coeficiente de arrasto versus o coeficiente de sustentação.

(SADRAEY, 2012)

mesmo tempo em um aerofólio, mas baseado na missão e peso de cada requerimento de projeto, um deles chamará mais atenção.

A variação do coeficiente de arrasto em função do coeficiente de sustentação pode ser matematicamente modelado conforme a seguinte equação:

$$C_d = C_{d_{min}} + K(C_l - C_{l_{min}})^2, \quad (3.1.7)$$

onde K é chamado de fator de arrasto da seção, e pode ser determinado selecionando um ponto no gráfico (Figura 3.7) e empregando-se à Equação 3.1.7.

A Figura 3.8 mostra a variação típica do coeficiente de arrasto em função do coeficiente de sustentação para um aerofólio laminar, como nos aerofólios *6-series NACA*, aprimorados para maximizar o escoamento laminar sobre o perfil do aerofólio. Este gráfico apresenta uma condição única, que é um coeficiente de arrasto constante para uma certa faixa de coeficiente de sustentação, o que significa que o piloto pode alterar o ângulo de ataque da aeronave e manter o coeficiente de arrasto mínimo ($C_{d_{min}}$).

O ponto médio da reta é chamado de coeficiente de arrasto ideal (C_{l_i}) e o maior coeficiente de sustentação na reta é chamado de coeficiente de sustentação de projeto (C_{l_j}). Estes pontos estão dentre os fatores importantes para seleção do aerofólio, lembrando que o coefici-

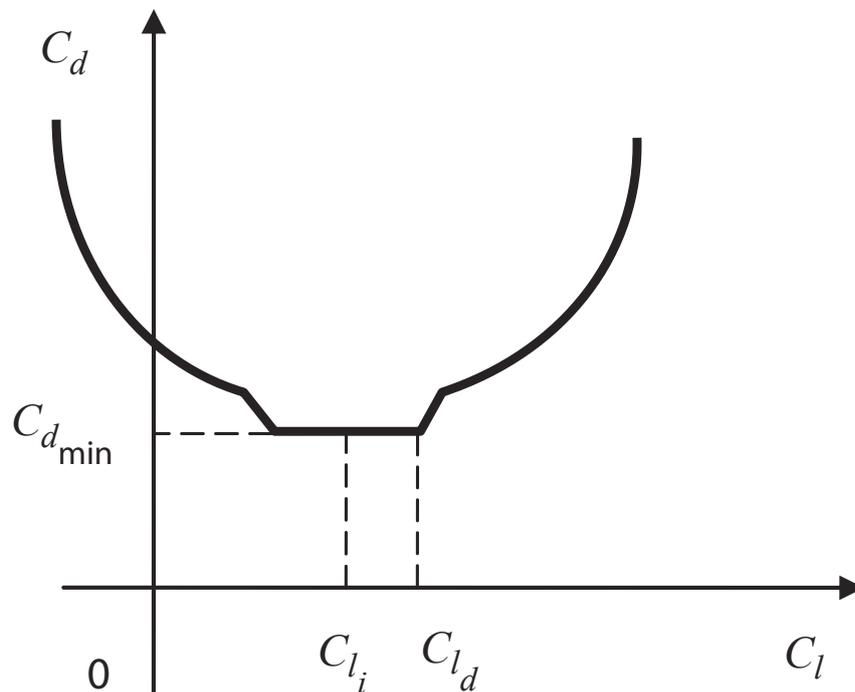


Figura 3.8: Gráfico típico da variação do coeficiente de arrasto versus o coeficiente de sustentação para um aerofólio laminar.

(SADRAEY, 2012)

ente de sustentação de projeto é aquele em que a razão $\frac{C_l}{C_d}$ é máxima ($\frac{C_d}{C_l}$ é mínima).

4. As variações da razão ($\frac{C_l}{C_d}$) como função do ângulo de ataque:

O último gráfico a ser utilizado no processo de seleção de aerofólio é o que apresenta a variação da razão sustentação/arrasto como função do ângulo de ataque (α). Como apresentado na Figura 3.9. Este possui um único ponto de máximo onde tem-se o maior valor de ($\frac{C_l}{C_d}$). O ângulo de ataque nesse ponto é um ótimo candidato para um voo de espera.

A lista a seguir apresenta os critérios que devem ser analisados no momento de se selecionar um aerofólio apropriado para a aeronave:

1. O aerofólio com o maior coeficiente de sustentação máximo ($C_{l_{máx}}$);
2. O aerofólio com coeficiente de sustentação ideal ou de projeto adequado (C_{l_i}) ou (C_{l_d});
3. O aerofólio com o menor coeficiente de arrasto mínimo ($C_{d_{min}}$);
4. O aerofólio com a maior razão sustentação/arrasto ($(\frac{C_l}{C_d})_{max}$);
5. O aerofólio com a maior inclinação da curva de sustentação ($C_{l_{\alpha_{max}}}$);
6. O aerofólio com o momento de arfagem mais próximo de zero (C_m);
7. A característica de estol adequada na região de estol;
8. O aerofólio tem que ser tal que a seção transversal seja manufaturável;

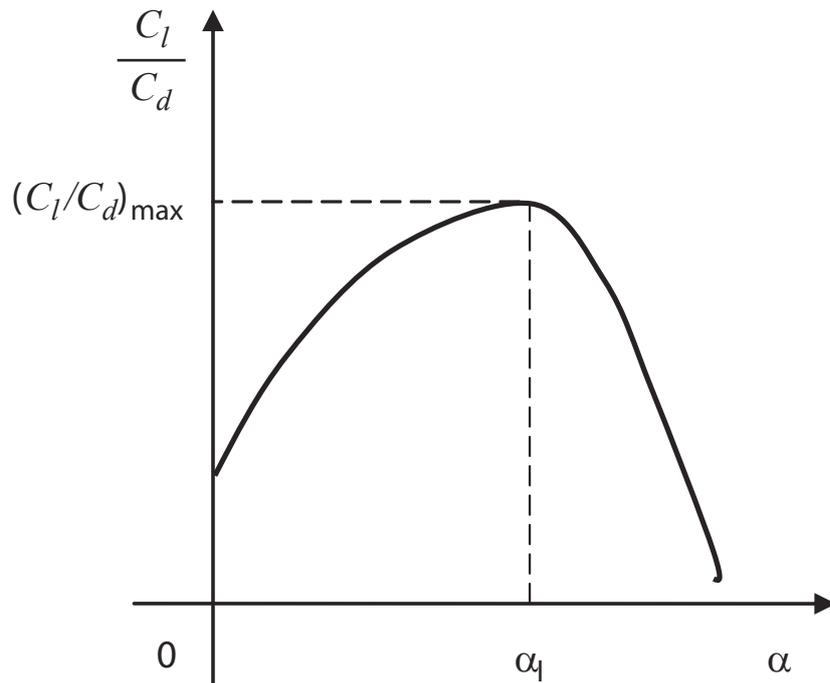


Figura 3.9: Gráfico típico da variação do coeficiente de arrasto versus o coeficiente de sustentação.

(SADRAEY, 2012)

9. Os custos dos requerimentos devem ser considerados;
10. Outros critérios de projeto devem ser considerados, por exemplo se o tanque de combustível for localizado na asa, etc.;
11. Se mais de um aerofólio é considerado para uma asa, a integração dos dois aerofólios em uma asa deve ser observada.

Normalmente, não existe um único aerofólio que possua todos os valores ótimos para todos os requerimentos acima mencionados. Neste caso, deve-se realizar um estudo a fim de ponderar cada um dos requerimentos.

3.1.4 ÂNGULO DE INCIDÊNCIA

O ângulo de incidência (i_w), também chamado de ângulo de posição da asa (α_{set}) é o ângulo entre a linha de centro da fuselagem e a linha da corda na raiz da asa (Figura 3.10).

A linha de centro da fuselagem encontra-se no plano de simetria da aeronave e é usualmente definida paralela ao chão da cabine. Esse ângulo pode ser selecionado para ser variável ou ser constante durante todas as operações de voo. Caso seja selecionado para que este ângulo varie durante o voo, devem ser calculados todos os valores deste ângulo para cada etapa

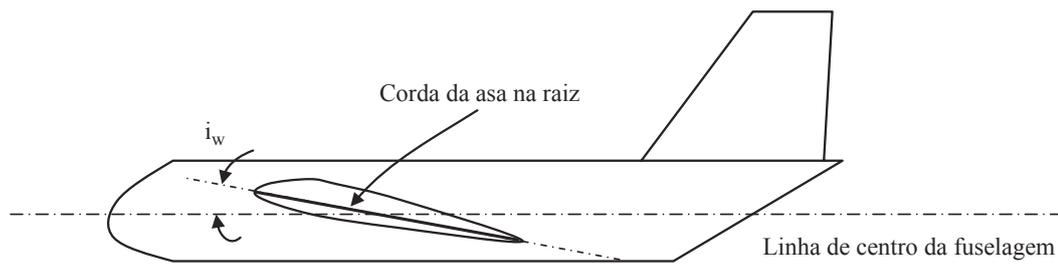


Figura 3.10: Ângulo de incidência da asa.
(SADRAEY, 2012)

de voo, e deve-se também projetar o mecanismo de variação. Segundo Sadraey (2012), não recomenda-se a utilização deste ângulo variável uma vez que existe uma grande preocupação com a segurança e operação. Para permitir-se que a asa possua um ângulo de incidência variável, deve haver um único eixo de rotação para que a asa gire ao redor. Tal mecanismo não é recomendável para uso na aviação devido a problemas de fadiga, peso e concentração de tensões.

Para a utilização do ângulo de incidência constante a asa pode ser fixada à fuselagem através de solda, parafusos ou qualquer outra técnica de fabricação, no ângulo especificado. Sendo esta opção muito mais segura do que a opção variável. Para se determinar qual deve ser o valor do ângulo de incidência, Sadraey (2012) sugere que o ângulo de incidência deve satisfazer as seguintes condições:

1. A asa deve ser capaz de gerar a sustentação suficiente em voo de cruzeiro;
2. A asa deve produzir arrasto mínimo em voo de cruzeiro;
3. O ângulo deve ser tal que seja possível o aumento seguro do ângulo de ataque durante a decolagem;
4. O ângulo deve ser tal que o ângulo de ataque da fuselagem seja nulo em voo de cruzeiro (arrasto mínimo da fuselagem).

Estas condições, naturalmente, condizem com o ângulo de ataque correspondente ao coeficiente de sustentação ideal, como mostra a Figura 3.11.

Segundo Sadraey (2012) o valor típico do ângulo de incidência para a maioria das aeronaves está entre 0 e 4 graus. Mais especificamente para aviação geral, este valor é na faixa de 2 a 4 graus.

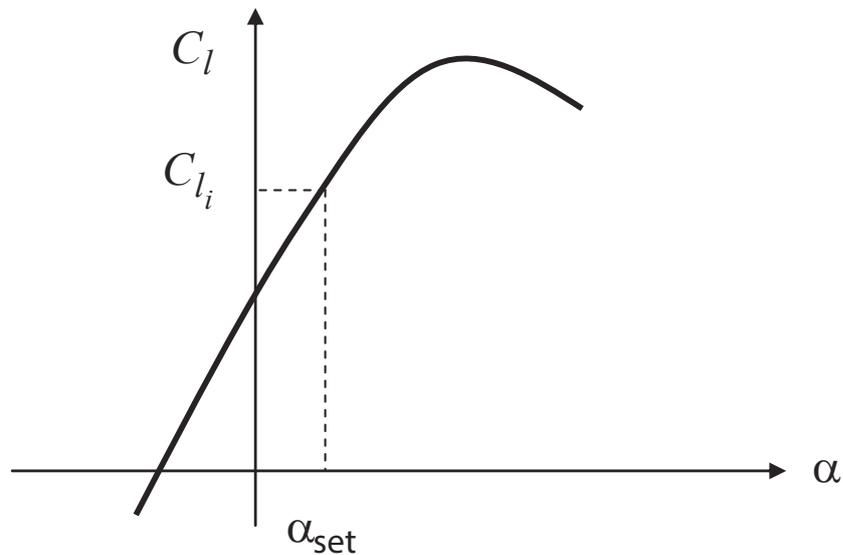


Figura 3.11: Ângulo de incidência corresponde ao coeficiente de sustentação ideal.
(SADRAEY, 2012)

3.1.5 RAZÃO DE ASPECTO

A razão de aspecto (AR) é definida como a razão entre a envergadura (b) e a corda média aerodinâmica (MAC ou \bar{C}),

$$AR = \frac{b}{\bar{C}}, \quad (3.1.8)$$

A área da asa projetada como um retângulo é definida como a envergadura multiplicada pela corda média aerodinâmica:

$$S = b\bar{C}, \quad (3.1.9)$$

Assim, a razão de aspecto pode ser redefinida como:

$$AR = \frac{bb}{\bar{C}b} = \frac{b^2}{S}, \quad (3.1.10)$$

Essa equação não deve ser utilizada para uma asa com geometria diferente de um retângulo. Neste ponto, apenas a área plana da asa é conhecida. O projetista tem infinitas opções de selecionar a geometria da asa. Tomando como exemplo, dado por Sadraey (2012), considerando uma área de asa projetada de $30m^2$, algumas possibilidades são as seguintes:

1. Uma asa retangular com 30m de envergadura e um metro de corda (AR=30);

2. Uma asa retangular com 20m de envergadura e 1,5m de corda (AR=13,333);
3. Uma asa retangular com 15m de envergadura e 2m de corda (AR=7,5);
4. Uma asa retangular com 10m de envergadura e 3m de corda (AR=3,333);
5. Uma asa retangular com 7,5m de envergadura e 4m de corda (AR=1,875);
6. Uma asa retangular com 6m de envergadura e 5m de corda (AR=1,2);
7. Uma asa retangular com 3m de envergadura e 10m de corda (AR=0,3);
8. Uma asa triangular (Delta) com 20m de envergadura e 3m de corda na raiz (AR=13,33);
9. Uma asa triangular (Delta) com 10m de envergadura e 6m de corda na raiz.

Estas asas possuem a mesma área, porém suas envergaduras e cordas são diferentes. Em termos de sustentação, todas são esperadas de possuir a mesma sustentação, considerando que elas possuem o mesmo coeficiente de sustentação. Entretanto, o coeficiente de sustentação de uma asa não é função da área da asa, ele está relacionado com aspectos não-dimensionais de uma asa, como a razão de aspecto e o aerofólio.

O desafio do projetista é: como selecionar a razão de aspecto, ou qual geometria de asa é a melhor. Para responder esta questão, devem ser discutidos os efeitos da razão de aspecto em vários aspectos de voo, como performance, estabilidade, controle, custo e fabricação.

1. Do ponto de vista aerodinâmico, com o aumento da razão de aspecto, as condições aerodinâmicas de uma asa tri-dimensional se aproximam das condições de uma seção de aerofólio bi-dimensional. Isso ocorre devido à redução da influência da vorticidade na ponta da asa.
2. Devido ao primeiro item, quando se aumenta a razão de aspecto, a inclinação da curva de sustentação é aumentada em direção ao limite teórico de 2π 1/rad. A relação entre a inclinação da sustentação de uma asa 3D ($C_{L\alpha}$) e uma 2D ($C_{l\alpha}$) é a seguinte:

$$C_{L\alpha} = \frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{C_{l\alpha}}{\pi \cdot AR}} \quad (3.1.11)$$

Por esta razão, uma asa com maior AR (mais longa) é desejada.

3. Com o aumento de AR, o ângulo de estol (α_s) diminui em direção ao ângulo de estol do aerofólio uma vez que o ângulo de ataque efetivo da asa aumenta. Por esta razão, a empenagem horizontal deve ter uma razão de aspecto menor do que a razão de aspecto da asa para possuir um ângulo de estol maior na empenagem. Isso fará com que a empenagem estole depois da asa, e permitir uma recuperação de estol segura.
4. Devido ao terceiro item, com o aumento de AR, o máximo coeficiente de sustentação da asa ($C_{L_{max}}$) aumenta em direção ao máximo coeficiente de sustentação do aerofólio

($C_{l_{\max}}$). Isto devido ao fato de que o ângulo de ataque efetivo da asa aumenta. Por esta razão, uma razão de aspecto maior é desejada.

5. Com o aumento de AR, a asa será mais pesada. A razão é devido aos requerimentos para a rigidez estrutural. Quanto mais longa a asa for, o momento gerado pelo peso da asa será maior, gerando uma tensão de flexão maior na raiz da asa. Assim, a raiz da asa deve ser mais resistente para suportar uma asa mais longa, o que fará a asa mais pesada e conseqüentemente mais cara. Para esta razão, uma razão de aspecto maior é desejada.
6. Com o aumento de \sqrt{AR} , a máxima razão sustentação-arrasto da aeronave aumenta. Uma vez que:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}} \quad (3.1.12)$$

onde:

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (3.1.13)$$

Sendo K o fator de arrasto induzido da asa, e o fator de eficiência da envergadura de Oswald e C_{D_0} é o coeficiente de arrasto com sustentação nula da aeronave. Por esta razão, uma razão de aspecto maior é desejada.

7. Com o aumento de AR, o arrasto induzido da asa é reduzido, uma vez que o arrasto induzido (C_{D_i}) é inversamente proporcional à razão de aspecto. Por esta razão, uma razão de aspecto menor é desejada.

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (3.1.14)$$

8. Com o aumento de AR, o braço do aileron será maior, uma vez que o aileron é instalado próximo às extremidades da asa. Isso faz com que a aeronave tenha maior controle lateral.
9. Com o aumento de AR, o momento de inércia de massa da aeronave ao redor do eixo-x será aumentado. Isso significa que a aeronave leva mais tempo para rolar. Em outras palavras, isto irá reduzir a manobrabilidade da aeronave em rolagem.
10. Caso o tanque de combustível seja projetado para estar dentro da asa, é desejável que se possua uma asa com baixa razão de aspecto, para que o sistema de combustível esteja mais concentrado.
11. Com o aumento da razão de aspecto, a rigidez da asa ao redor do eixo-y diminui. Isso significa que a tendência da ponta da asa cair em situação de decolagem e subir em situação de voos em alta velocidade é maior. Na prática, a construção de uma asa longa com rigidez suficiente é difícil. Por esta razão, uma asa com razão de aspecto baixa é desejada.

12. Uma asa curta é mais barata de se construir do que uma asa longa, sendo assim, para o custo, uma asa com menor razão de aspecto é desejada.

Percebe-se que a razão de aspecto possui várias influências sobre as características da aeronave. Para alguns requisitos ela deve possuir um valor baixo e para outros um valor alto. Sendo assim, é necessário realizar uma investigação criteriosa abordando cálculos de desempenho, estabilidade, controle, manufatura e custos para se determinar o valor exato da razão de aspecto a ser utilizado.

3.1.6 AFILAMENTO

A razão de afilamento (λ) é definida como a razão entre a corda na ponta da asa (C_t) e a corda na raiz da asa (C_r), mostradas na Figura 3.13. Esta definição é aplicada para a asa, assim como para as empenagens vertical e horizontal.

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (3.1.15)$$

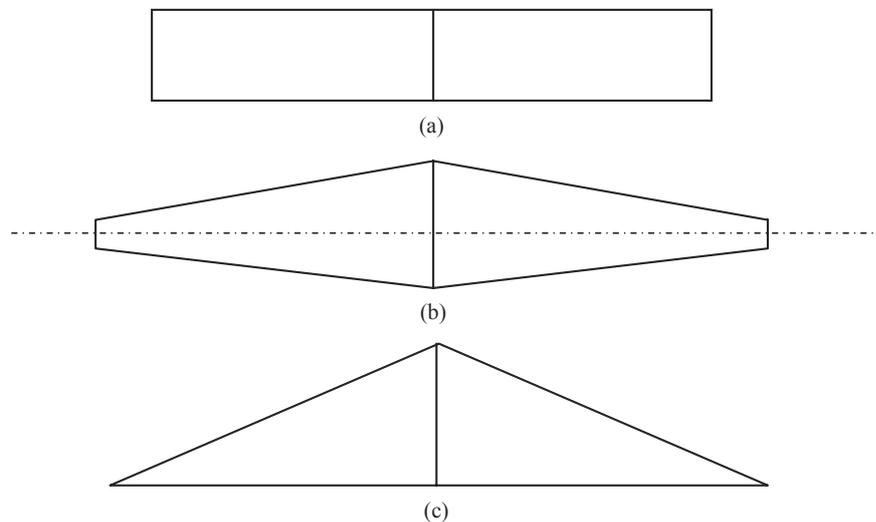


Figura 3.12: Asas com várias razões de afilamento diferentes: (a) Retangular ($\lambda = 1$); (b) Trapezoidal ($0 < \lambda < 1$) e (c) Triangular (Delta) ($\lambda = 0$).

(SADRAEY, 2012)

O resultado geométrico de um afilamento é uma menor corda na ponta da asa. Em geral, a razão de afilamento varia entre zero e um. Sendo as três principais geometrias relacionados a razão de aspecto a retangular, trapezoidal e a em delta (Figura 3.12).

Em geral, uma asa retangular é ineficiente aerodinamicamente, porém possui algumas vantagens em desempenho, custo e facilidade de fabricação. Possui um ângulo de *downwash*

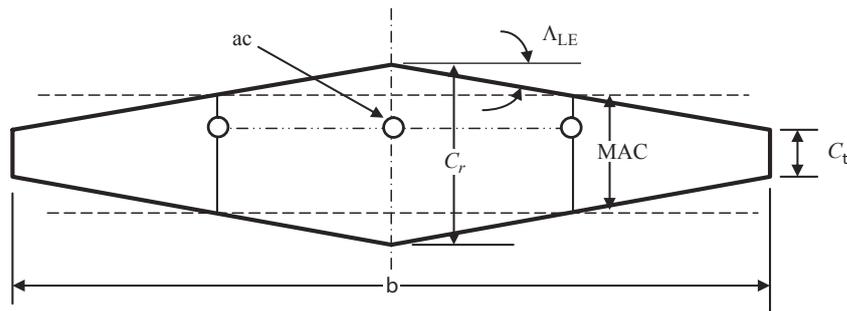


Figura 3.13: Corda na raiz (C_r), corda na ponta (C_t), envergadura (b), corda média aerodinâmica (MAC), centro aerodinâmico (ac) e ângulo de enflechamento (Λ_{LE}).
(SADRAEY, 2012)

maior na ponta da asa do que na raiz. Conseqüentemente, o ângulo de ataque efetivo na ponta da asa é reduzido em relação àquele na raiz. Com isso a ponta tende a estolar depois da raiz, mantendo a funcionalidade dos ailerons por mais tempo. A distribuição de sustentação é longe de ser elíptica, que reduz o arrasto induzido. Ou seja, uma das razões de se aplicar o afilamento é reduzir o arrasto induzido.

Em adição, uma vez que a corda na ponta da asa é menor do que na raiz, o valor do número de Reynolds na ponta será menor, assim como um ângulo de *downwash* menor na ponta. Estes dois efeitos irão reduzir o ângulo de estol na ponta da asa, o que é indesejável do ponto de vista da estabilidade e controle laterais. Em contraste, uma asa retangular é estruturalmente ineficiente, uma vez que possui uma grande área com pouca sustentação. O afilamento ajuda a resolver este problema também, e seus efeitos são mostrados a seguir:

1. O afilamento da asa irá alterar a distribuição da sustentação. Isso é considerado como sendo uma vantagem do afilamento uma vez que é considerada uma ferramenta técnica para melhorar a distribuição da sustentação. Um dos objetivos do projeto da asa é gerar sustentação de forma que sua distribuição seja elíptica. Baseado neste item, a determinação do valor da razão de afilamento ocorrerá de acordo com o requerimento da distribuição da sustentação;
2. O afilamento irá aumentar o custo de produção da asa, uma vez que as nervuras possuirão tamanhos diferentes. Caso o custo seja um fator crítico no projeto, não recomenda-se utilizar afilamento (Sadraey (2012));
3. O afilamento reduzirá o peso da asa, uma vez que o centro de gravidade de cada seção da asa se moverá para frente na linha de centro da fuselagem. Isso resulta num menor momento fletor na raiz da asa. Isto é uma vantagem do afilamento. Assim, para redução de peso, quanto menor o valor da razão de afilamento, melhor;

4. Devido ao item 3, o momento de inércia da asa ao redor do eixo-x será reduzido. Consequentemente, isso melhorará o controle lateral. Neste caso, a melhor razão de afilamento é $\lambda = 0$;
5. O afilamento influenciará a estabilidade lateral estática da aeronave ($C_{l\beta}$), uma vez que o afilamento normalmente gera um ângulo de enflechamento, que será definido ainda neste capítulo.

Como percebe-se, o afilamento possui múltiplas influências sobre as características da aeronave, sendo um conflito entre requerimentos de aerodinâmica, estrutural, desempenho, estabilidade, custo e manufaturabilidade. Para alguns requisitos de projeto, como custo e manufaturabilidade, uma asa sem afilamento é mais vantajosa. E para outros requisitos, como estabilidade, desempenho e segurança, uma asa com afilamento é desejável. A primeira estimativa da razão de afilamento deve ser determinada pelos cálculos de distribuição da sustentação. O valor exato da razão de afilamento será definido através de uma investigação criteriosa sobre desempenho, estabilidade, controle, manufaturabilidade e custo da aeronave. O típico efeito da razão de afilamento na distribuição da sustentação é mostrado na Figura 3.14.

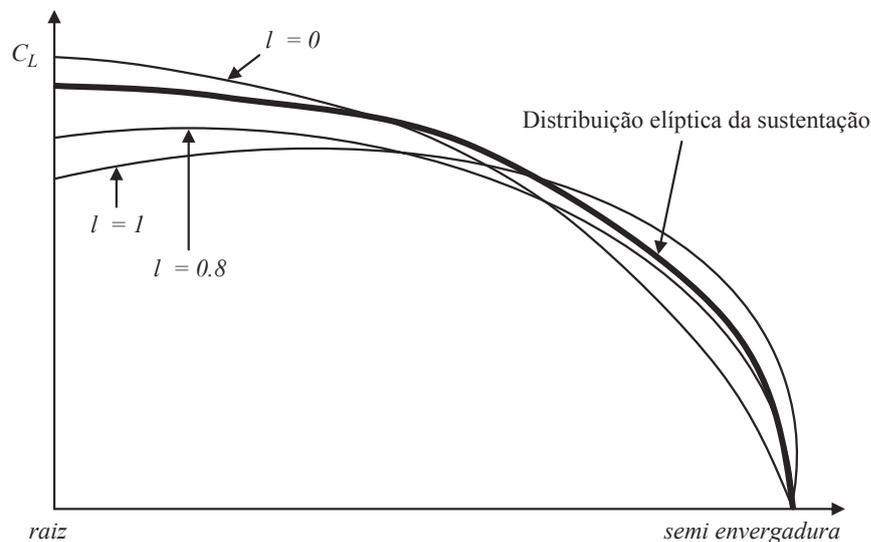


Figura 3.14: Típico efeito da razão de afilamento na distribuição de sustentação. (SADRAEY, 2012)

3.1.7 DISTRIBUIÇÃO ELÍPTICA

A distribuição da sustentação não-dimensional da asa (coeficiente de sustentação C_L) por unidade de comprimento de envergadura ao longo da asa é referido como distribuição da sustentação. Cada unidade de área da asa ao longo da envergadura produz uma quantidade

específica de sustentação. A sustentação total é igual ao somatório destas sustentações individuais. A distribuição de sustentação tende a zero nas pontas da asa devido à uma equalização de pressão de baixo para cima da asa, precisamente em $y = -b/2$ e $+b/2$. Assim, nenhuma sustentação é gerada nestes dois pontos. Outro parâmetro importante a ser analisado é a distribuição de carga, definida como a variação do coeficiente de sustentação multiplicado pela corda da seção ($C * C_L$).

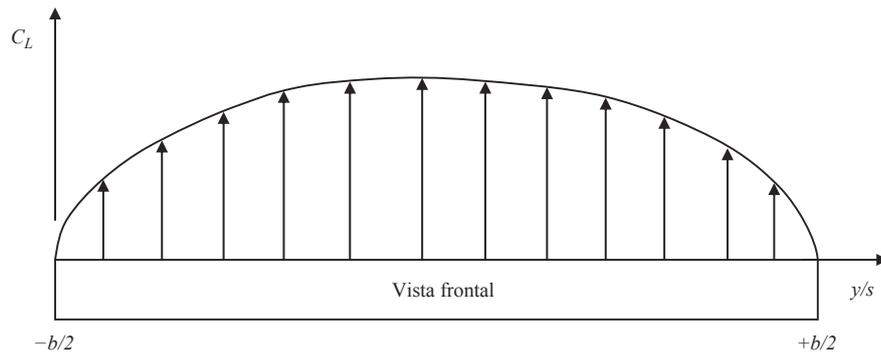


Figura 3.15: Distribuição elíptica da sustentação sobre a asa.
(SADRAEY, 2012)

O tipo de ambas as distribuições de sustentação e carga são importantes no projeto da asa e influenciarão o desempenho, aeronavegabilidade, estabilidade, controle e custo. É preferível que estas duas distribuições sejam elípticas, o que faz com que estas sejam os objetivos de projeto da asa. Uma distribuição elíptica de sustentação na asa é mostrada na Figura 3.15, onde o eixo horizontal é y/s , sendo y é a posição no eixo- y e s representa a semi-envergadura ($s = b/2$). As distribuições elípticas de sustentação e de carga possuem as seguintes características desejáveis:

1. Se a asa tender a estolar ($C_{L_{\max}}$), a raiz da asa estolará antes da ponta da asa ($C_{L_{\text{raiz}}} = C_{L_{\max}}$ enquanto que $C_{L_{\text{ponta}}} < C_{L_{\max}}$). Assim, em uma aeronave convencional, o aileron permanece ativo, o que é de grande importância para a recuperação de parafuso, para conter a auto-rotação. Assim, uma distribuição elíptica aumenta a segurança em caso de estol;
2. O momento fletor na raiz da asa é função da distribuição de carga. Caso a distribuição de carga esteja concentrada na raiz, o momento fletor será consideravelmente menor do que se estivesse concentrada na ponta. O centro de uma distribuição elíptica de carga fica mais próxima da raiz da asa, reduzindo o momento fletor, o que resulta numa tensão de flexão e concentração de tensão menores na raiz, como mostra a Figura 3.16;
3. O centro de gravidade de cada seção da asa para uma distribuição elíptica de carga é mais próximo à linha de centro da fuselagem, isso significa um menor momento de inércia

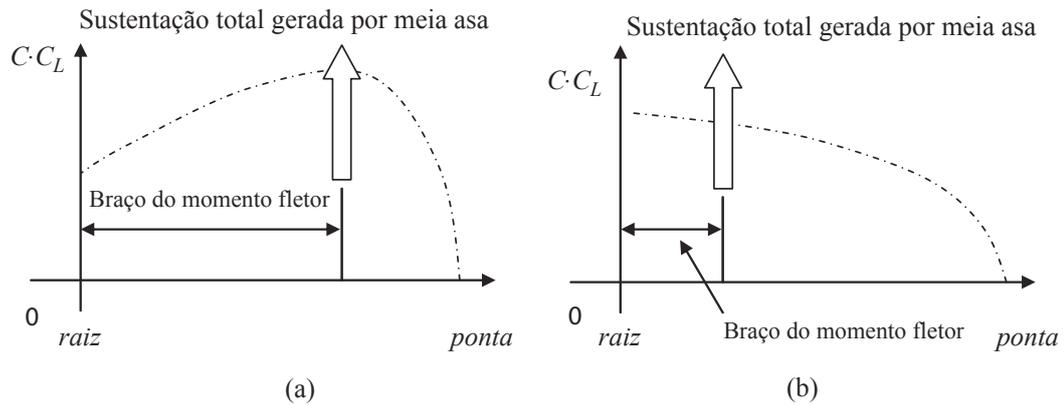


Figura 3.16: Distribuição de carga sobre meia asa: (a) não-elíptica e (b) elíptica. (SADRAEY, 2012)

de massa ao redor do eixo-x, o que é uma vantagem uma vez que uma aeronave com momento de inércia de massa menor rola mais rápido;

4. O *downwash* é constante sobre toda a envergadura para uma distribuição elíptica de sustentação, isto afeta o ângulo de ataque efetivo da empenagem horizontal;
5. Para uma distribuição elíptica da sustentação, o ângulo de ataque induzido também é constante ao longo da envergadura. Além de produzir o mínimo arrasto induzido;
6. A variação da sustentação ao longo da envergadura para uma distribuição elíptica de sustentação é permanente (aumenta gradualmente da ponta até a raiz), o que facilita o projeto da longarina da asa;

Caso seja adicionado a contribuição da fuselagem na distribuição da sustentação, nota-se que a distribuição não será mais elíptica devido à contribuição desprezível da fuselagem na sustentação. Uma vez que em uma aeronave convencional a asa está fixada na fuselagem, esta é a consideração mais realista, mostrada na Figura 3.17.

Porém, a princípio, o objetivo é obter uma distribuição elíptica de sustentação na asa sem considerar as contribuições da fuselagem, *flap* ou outros componentes (Figura 3.18).

3.1.8 ÂNGULO DE ENFLECHAMENTO

Considerando a vista superior de uma aeronave, o ângulo formado entre o bordo de ataque e o eixo-y da aeronave é chamado de ângulo de enflechamento do bordo de ataque (Λ_{LE}). Similarmente, o ângulo formado entre o bordo de fuga da asa e o eixo-y da aeronave é chamado de ângulo de enflechamento do bordo de fuga (Λ_{TE}). Da mesma forma, o ângulo formado entre a linha de um quarto de corda da asa e o eixo-y da aeronave é chamado de ângulo

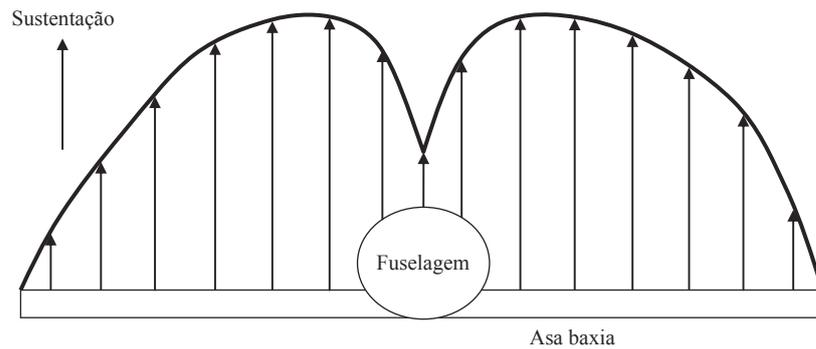


Figura 3.17: Contribuição da fuselagem na distribuição da sustentação em uma aeronave com asa baixa.

(SADRAEY, 2012)

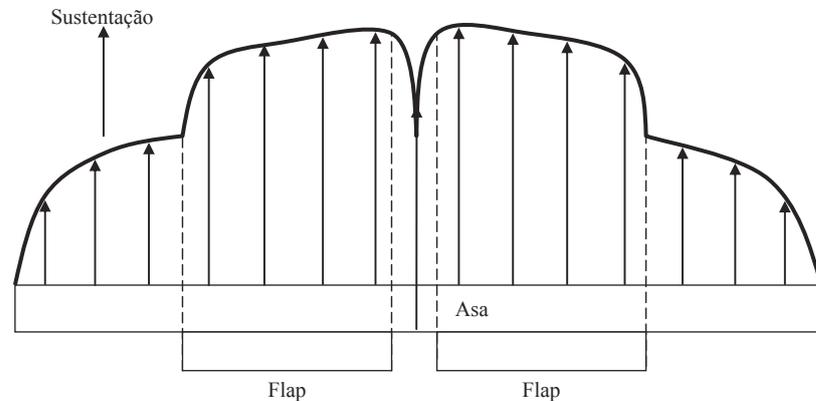


Figura 3.18: Contribuição dos flaps na distribuição da sustentação em uma asa.

(SADRAEY, 2012)

de enflechamento do quarto de corda ($\Lambda_{C/4}$)

Caso o ângulo seja maior que zero, a asa é inclinada em direção à cauda, e é chamado de *aft sweep* (enflechamento para trás) ou apenas *sweep* (enflechamento), caso contrário será chamado de *forward sweep* (enflechamento para frente).

Com referência à definição do ângulo de enflechamento, uma asa pode ter enflechamento do bordo de ataque para trás e enflechamento do bordo de fuga para frente (Figura 3.19d). Em meio aos tipos de enflechamento os mais importantes são: o enflechamento do bordo de ataque e o enflechamento do quarto de corda, uma vez que a sustentação subsônica ocorre sobre a linha do quarto de corda. Basicamente, uma asa recebe o enflechamento pelos cinco seguintes motivos:

1. Melhorar as características aerodinâmicas da asa (sustentação, arrasto e momento de arfagem) em voos transônicos, supersônicos e hipersônicos, retardando os efeitos da compressibilidade;

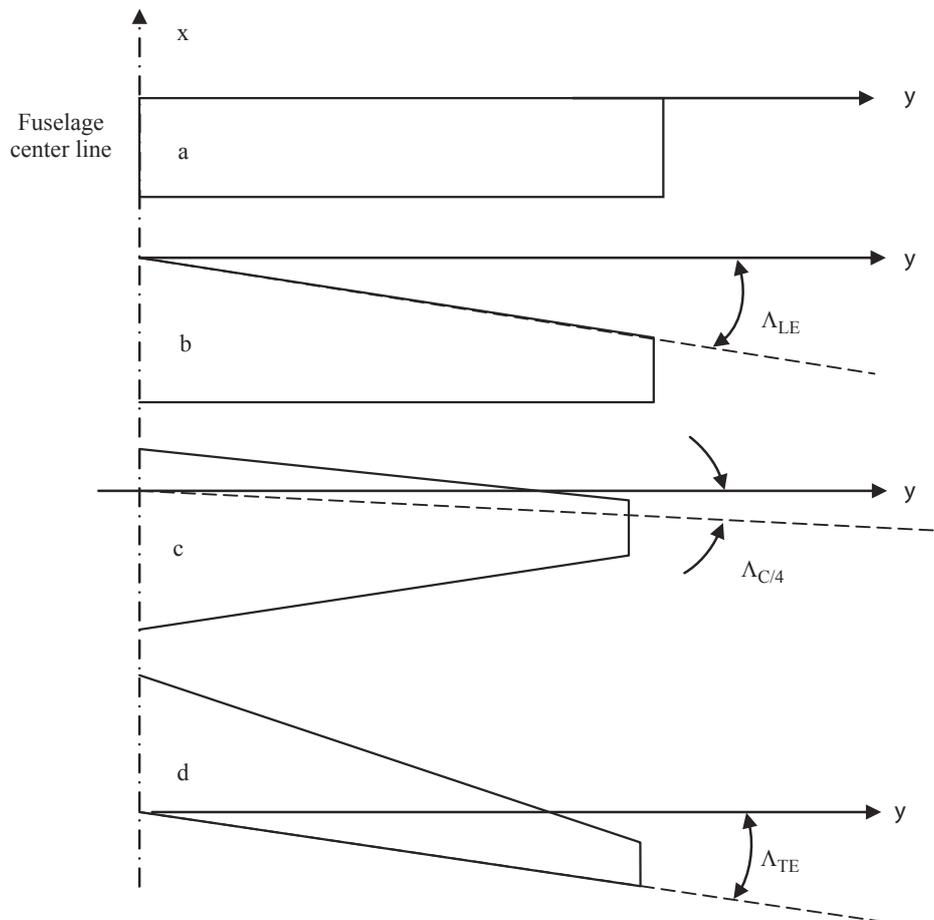


Figura 3.19: Quatro asas com diferentes ângulos de enflechamento.
(SADRAEY, 2012)

2. Ajustar o centro de gravidade;
3. Melhorar estabilidade lateral estática;
4. Influenciar a estabilidade longitudinal e direcional;
5. Melhorar a visão do piloto.

A influência do enflechamento em várias características de voo são as seguintes:

1. O ângulo de enflechamento, na prática, tende a aumentar a distância entre o bordo de ataque e o bordo de fuga. Assim, a distribuição de pressão irá variar;
2. O comprimento de corda efetivo de uma asa enflechada é maior por um fator de $1/\cos(\Lambda)$. Isso faz com que a razão da espessura pela corda seja menor;
3. O item 2 também pode ser traduzido como a redução do número de Mach (M_n), que é a razão entre a velocidade da aeronave e a velocidade do som, normal ao bordo de ataque da asa para $M\cos(\Lambda)$. Assim, ao enflechar uma asa, o escoamento se comporta como se

a espessura do aerofólio fosse menor, com um consequente aumento no número de Mach crítico da asa;

4. O efeito de uma asa enflechada é curvar a linha de fluxo sobre a asa como mostrado na Figura 3.20. A curvatura ocorre devido à desaceleração e aceleração do escoamento no plano perpendicular à linha de quarto de corda;

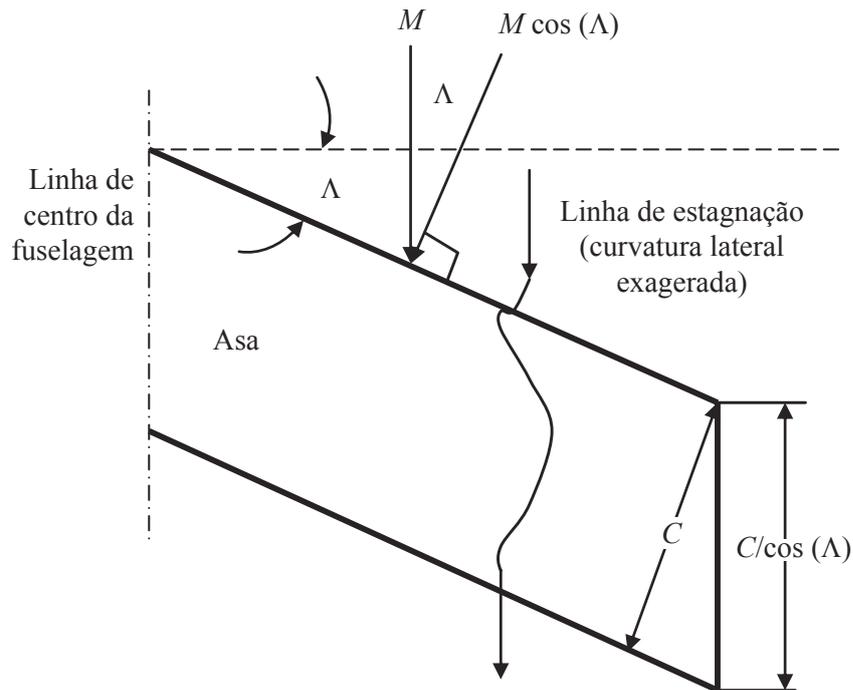


Figura 3.20: Influência do ângulo de enflechamento no número de Mach normal. (SADRAEY, 2012)

5. O centro aerodinâmico da asa é movido para trás com um enflechamento para trás;
6. A pressão dinâmica efetiva é reduzida, porém não tanto quanto em cruzeiro;
7. O ângulo de enflechamento tende a mudar a distribuição da sustentação como mostrado na Figura 3.21. Com o aumento do ângulo de enflechamento, o fator de eficiência de Oswald (e) irá diminuir. O fator de eficiência de Oswald para uma asa reta e enflechada é dado pelas Equações 3.1.16 e 3.1.17 (CAVALLOK, 1966), sendo a Equação 3.1.17 para um ângulo de enflechamento maior que 30 graus;

$$e = 1,78(1 - 0,045AR^{0,68}) - 0,64 \quad (3.1.16)$$

$$e = 4,61(1 - 0,045AR^{0,68})[\cos(\Lambda)]^{0,15} - 3,1 \quad (3.1.17)$$

Quando o fator de eficiência de Oswald for igual a 1, significa que a distribuição é elíptica,

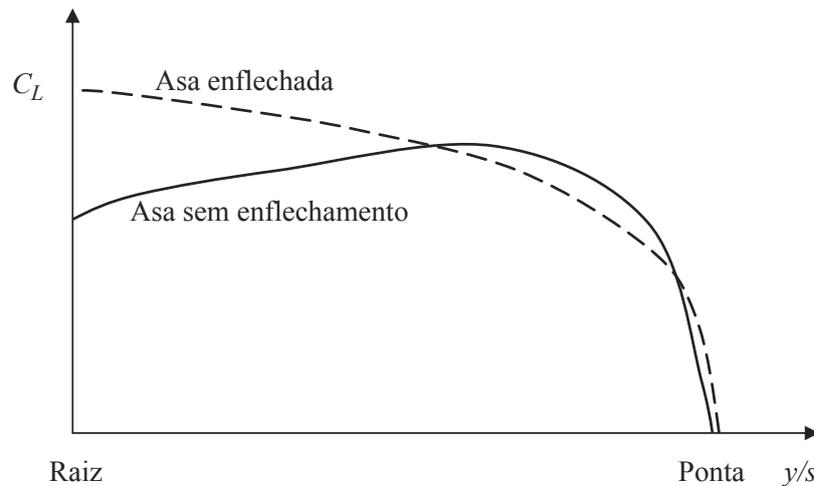


Figura 3.21: Efeito típico do ângulo de enflechamento na distribuição da sustentação. (SADRAEY, 2012)

caso contrário, ela é não-elíptica. As equações acima não são válidas para razões de aspecto menores que 6 (SADRAEY, 2012).

8. O máximo coeficiente de sustentação da asa pode aumentar com o aumento do ângulo de enflechamento. Entretanto o coeficiente de sustentação útil máximo diminui, devido à perda de controle em uma situação de cabragem (levantamento do nariz da aeronave). Assim, o ângulo de enflechamento tende a aumentar a velocidade de estol (V_s);
9. O enflechamento tende a reduzir a inclinação da curva de sustentação ($C_{L\alpha}$). A Equação 3.1.18 é uma equação modificada baseada na aproximação de Prandtl-Glauert e introduzida por Shevell (1989) como segue:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi \cdot AR}{2 + \sqrt{AR^2 \cdot (1 + \tan^2 \Lambda - M^2) + 4}} \quad (3.1.18)$$

10. O momento de arfagem será aumentado, uma vez que o centro de gravidade da aeronave está à frente do centro aerodinâmico da aeronave. O motivo é que o centro aerodinâmico da asa move-se para trás com o aumento do ângulo de enflechamento;
11. Devido à posição das pontas da asa ser atrás do centro de gravidade da aeronave em uma aeronave com ângulo de enflechamento positivo, qualquer perda de sustentação na ponta da asa fará com que o centro de pressão avance para frente fazendo com que o nariz da aeronave sofra um arfagem. Isto pode resultar em uma perda do controle longitudinal. Em uma aeronave com enflechamento para frente, o resultado seria oposto, o nariz da aeronave tenderia a mergulhar.

Os critérios para definir inicialmente o ângulo de enflechamento, segundo Sadraey

(2012), são os seguintes:

1. **Aeronaves subsônicas de baixa velocidade:** Se a velocidade máxima da aeronave for inferior à Mach 0,3 (a fronteira para se incluir os efeitos compressíveis), não recomenda-se a utilização de enflechamento na asa, uma vez que suas desvantagens irão prevalecer sobre todas as vantagens.
2. **Aeronaves supersônicas e subsônicas de alta velocidade:** O valor inicial pode ser determinado pela Equação 3.1.19 como função da velocidade de cruzeiro da aeronave.

$$\Lambda = 1,2 \cdot (90 - \mu) \quad (3.1.19)$$

Sendo μ o ângulo de Mach, definido por:

$$\mu = \text{sen}^{-1} \left(\frac{1}{M} \right) \quad (3.1.20)$$

Os comentários a seguir são feitos por Sadraey (2012) para auxiliar o projetista a fazer a decisão correta no ângulo de enflechamento da asa:

1. **Enflechamento variável:** Caso a aeronave necessite ter diferentes ângulos de enflechamento em várias condições de voo, a opção ideal é de selecionar uma asa com enflechamento variável. Entretanto, as dificuldades encontradas neste projeto são grandes, uma vez que a asa deve permitir a mudança do enflechamento da asa em voo. Sendo assim, somente deve-se utilizar esta alternativa para aeronaves específicas que devem operar em altas e também em baixas velocidades. Porém, avanços tecnológicos em controle de voo e materiais estruturais têm permitido alcançar o desempenho requerido sem a utilização do enflechamento variável;
2. **Interferência da asa/fuselagem:** É na raiz da asa que ocorre a maior degradação dos efeitos do enflechamento devido à fuselagem, interferindo na curvatura do escoamento mostrado na Figura 3.18. Para amenizar este problema, normalmente, modifica-se o perfil aerodinâmico da asa na raiz;
3. **Enflechamento não-constante:** Em alguns casos, apenas um ângulo de enflechamento não é capaz de satisfazer todas as necessidades do projeto. Por exemplo (SADRAEY, 2012) um elevado ângulo de enflechamento satisfaz condições de voo de cruzeiro de alta velocidade, entretanto em velocidades subsônicas baixas, a aeronave não possui controlabilidade e estabilidade lateral satisfatórios, sendo necessário projetar uma asa com elevado ângulo de enflechamento próximo da fuselagem, e menor ângulo de enflechamento próximo da ponta da asa, como mostra a Figura 3.22;

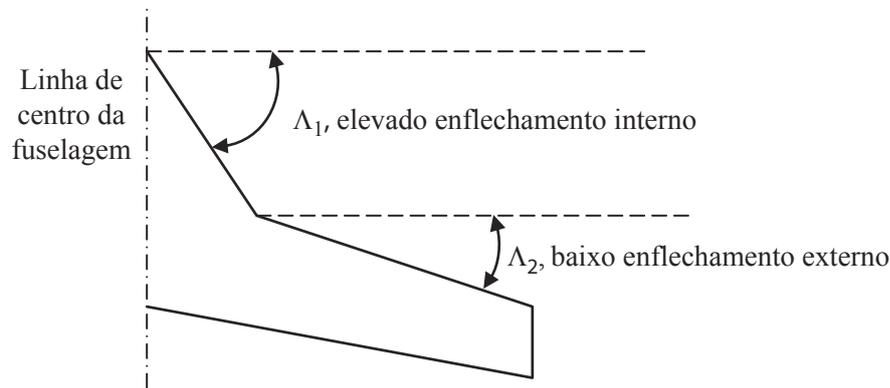


Figura 3.22: Vista superior de uma asa com dois ângulos de enflechamento.
(SADRAEY, 2012)

4. Superfícies de controle: O enflechamento irá influenciar o desempenho de dispositivos de alta sustentação (como flaps) assim como superfícies de controle (como aileron) e ná prática, uma vez que estes dois dispositivos devem possuir ângulos de enflechamento, suas sustentações serão prejudicadas. Conseqüentemente, a contribuição de um dispositivo de alta sustentação será menor e o aileron produzira menor controle lateral. Para compensar tais perdas, estas duas superfícies devem possuir uma área maior em asas com enflechamento;
5. Longarina: Em uma asa enflechada, a longarina da asa não pode mais ser construída em uma única peça, uma vez que cada seção da asa possui ângulos de enflechamento opostos, reduzindo assim a integridade estrutural da asa além de adicionar maior complexidade na fabricação.
6. Envergadura efetiva (b_{eff}) e razão de aspecto efetiva (AR_{eff}): Com a presença do enflechamento, a envergadura da asa (b) terá um significado um pouco diferente e um novo parâmetro é introduzido, a envergadura efetiva (b_{eff}). Quando o ângulo de enflechamento da linha de 50% da corda é diferente de zero, a envergadura será maior do que a envergadura efetiva. Em uma asa enflechada, a envergadura é definida como o dobro do valor da distância entre a ponta da asa e a raiz da asa em uma linha paralela à linha de 50% da corda, como mostrado na Figura 3.23 e a razão de aspecto efetiva é definida por:

$$AR_{\text{eff}} = \frac{b_{\text{eff}}^2}{S} \quad (3.1.21)$$

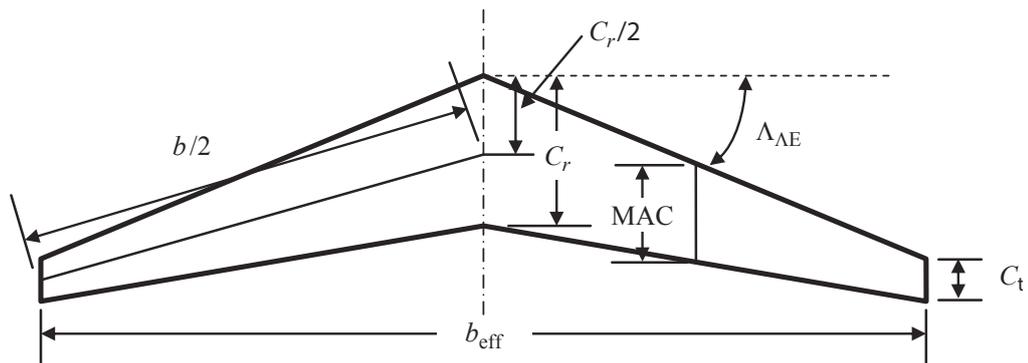


Figura 3.23: Envergadura efetiva em uma asa enflechada.
(SADRAEY, 2012)

3.1.9 ÂNGULO DE TORÇÃO

Caso a ponta da asa possua uma incidência menor do que a raiz da asa, diz-se que a asa possui uma torção negativa ou simplesmente torção (α_t) ou *washout*. Em contraste, se a ponta da asa estiver com uma incidência maior do que a raiz, diz-se que a asa possui uma torção positiva ou *washin*. Normalmente a torção é negativa, ou seja, o ângulo de ataque na ponta da asa é menor do que na raiz, como mostrado na Figura 3.24. Nestes casos citados acima, a torção é chamada de torção geométrica. Existe também a torção aerodinâmica, que consistem em um perfil aerodinâmico na ponta da asa diferente do perfil aerodinâmico na raiz da asa. Normalmente o perfil da ponta da asa possui uma espessura menor do que o perfil na raiz da asa, ou se não, os perfis possuem a mesma razão espessura-corda, porém o aerofólio da raiz da asa possui um ângulo de ataque de sustentação nula maior que o perfil da ponta da asa. Nesta seção são discutidas as razões de se utilizar ou não um ângulo de torção e como calcular o quanto torcer a asa.

Na prática, a aplicação da torção aerodinâmica é mais conveniente do que a torção geométrica, devido ao fato de que na torção aerodinâmica uma parte da asa tem perfil aerodinâmico de outra enquanto todas as partes possuem a mesma incidência. Já a torção geométrica possui uma dificuldade no ponto de vista de fabricação, pois cada porção da asa tem uma incidência única, uma vez que o ângulo de ataque deve reduzir, quase que, linearmente do ângulo de incidência da raiz (i_w) a um novo ângulo de incidência na ponta da asa. Uma solução alternativa, segundo Sadraey (2012), é dividir cada seção (esquerda e direita) da asa em duas porções, uma interna e uma externa, fazendo o ângulo de incidência da porção interna igual ao ângulo de posição da asa, enquanto que a porção externa possui o ângulo de incidência para formar o ângulo de torção desejado. Caso seja necessário, as torções geométrica e aerodinâmica podem ser aplicadas simultaneamente.

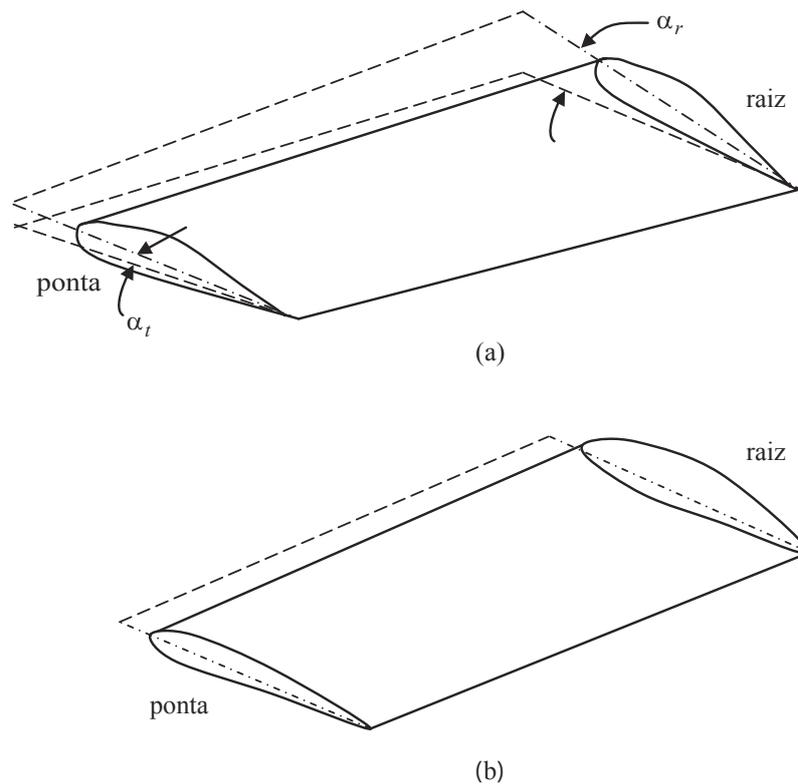


Figura 3.24: Torção na asa: (a) torção geométrica e (b) torção aerodinâmica. (SADRAEY, 2012)

Segundo Sadraey (2012), existem dois objetivos para se empregar torção no projeto da asa:

1. Evitar que a ponta da asa estole antes da raiz;
2. Modificar a distribuição de sustentação para uma distribuição elíptica;

Porém, além destes dois objetivos, existe um terceiro item que é causado pela torção mas é indesejável no projeto:

3. Redução da sustentação.

A maior desvantagem da torção é a perda de sustentação, pois com a diminuição do ângulo de ataque, a sustentação também diminui. O limite máximo da torção é aquele em que não resulte em uma sustentação negativa nas regiões mais externas da asa. Uma vez que cada seção de asa possui um ângulo de ataque com sustentação nula, o critério é o seguinte (SADRAEY, 2012):

$$|\alpha_t| + i_w \geq |\alpha_0| \quad (3.1.22)$$

Quando uma parte externa da asa gera uma sustentação negativa, a sustentação total é reduzida e isso não é desejável e deve ser evitado na determinação do ângulo de torção. Sadraey (2012) sugere um ângulo de torção entre -1 e -4 graus, porém o valor exato deve ser determinado tal que a ponta da asa estole depois da raiz, assim como a distribuição de sustentação seja elíptica, a Figura 3.25 representa a típica variação de uma torção na distribuição da sustentação.

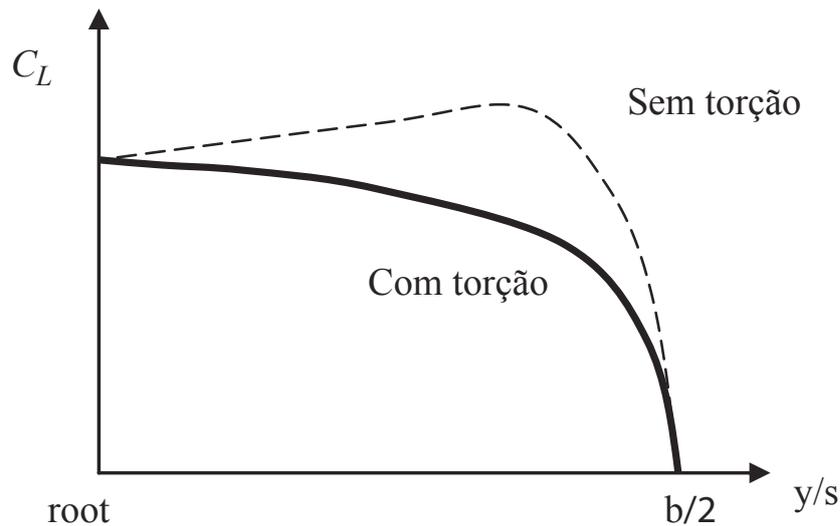


Figura 3.25: Típico efeito do ângulo de torção (torção negativa) na distribuição da sustentação. (SADRAEY, 2012)

3.1.10 ÂNGULO DE DIEDRO

Quando se olha uma aeronave da vista frontal, o ângulo formado entre a linha da corda de um avião com o plano xy é chamado de diedro da asa (Γ). Caso a ponta da asa esteja acima do plano xy, o ângulo é chamado de diedro positivo ou simplesmente diédrico, caso a ponta da asa esteja abaixo do plano xy, o ângulo é chamado de diedro negativo ou anédrico. Para efeitos de simetria da aeronave, as partes direita e esquerda da asa devem possuir o mesmo ângulo de diedro. Nesta seção, serão discutidas as vantagens e as desvantagens da utilização de diedro no projeto da aeronave e como determinar tal valor.

O principal motivo do diedro é aumentar a estabilidade lateral da aeronave, sendo essa a tendência da aeronave retornar à posição original de voo caso seja perturbada por uma rajada e rolagens ao redor do eixo-x. A estabilidade lateral é inicialmente representada pela derivada da estabilidade chamada de efeito diédrico da aeronave ($C_{l\beta} = \frac{dC_l}{d\beta}$) que representa a mudança do coeficiente do momento de rolagem da aeronave devido à uma mudança no ângulo de derrapagem da aeronave (β).

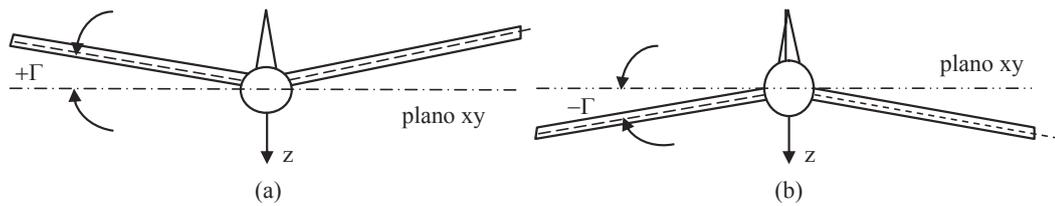


Figura 3.26: Tipos de diedro: (a) Diédrico e (b) anédrico. (SADRAEY, 2012)

A Figura 3.27 mostra como funciona o aumento da estabilidade lateral através do diedro positivo. A Figura 3.27(a) mostra a aeronave em voo nivelado recebendo uma rajada de ar sob um dos lados da asa, isso faz com que este lado suba e o outro lado desça, rolando a aeronave ao redor do eixo-x. O lado da asa que subiu perde uma parte da sustentação, e o lado oposto, conseqüentemente, aumenta sua sustentação, gerando um momento contrário à rolagem da aeronave fazendo com que esta retorne à sua posição nivelada de voo.

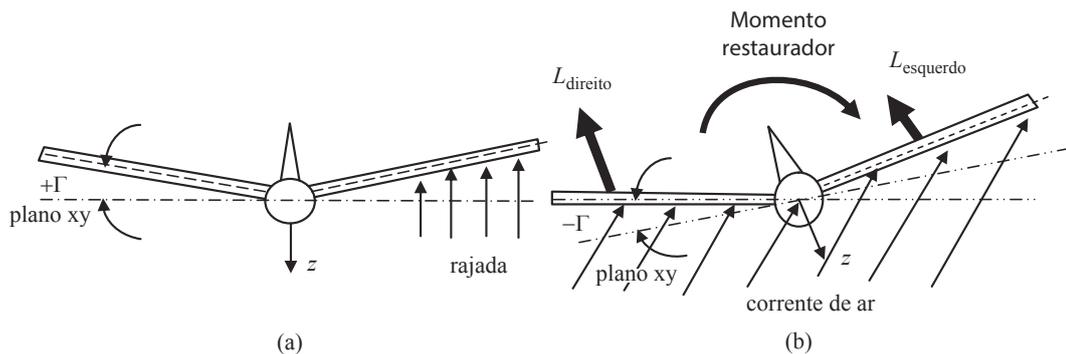


Figura 3.27: Efeito do ângulo de diedro em uma rolagem por perturbação: (a) antes de uma rajada e (b) após a rajada.

(SADRAEY, 2012)

Porém, um excesso de diedro na aeronave faz com que a estabilidade lateral seja muito elevada dificultando a ação das superfícies de comando.

Já o anédrico possui a função exatamente oposta, ou seja, o anédrico desestabiliza lateralmente a aeronave. A razão para se utilizar o anédrico é para, em algumas configurações, equilibrar a estabilidade lateral fornecida por algumas configurações de asa (como ângulo de flechamento e posição vertical da asa). Lembrando que uma aeronave mais estável, é uma aeronave menos controlável. Sendo assim, deve-se ter cuidado ao determinar os parâmetros da asa a fim de equilibrar estabilidade e controlabilidade da aeronave. Deve-se lembrar de levar em conta a deformação elástica da asa no ângulo de diedro.

Quando o ângulo de diedro é utilizado no projeto, a área projetada efetiva da asa é

reduzida. Este fato resulta em uma redução da sustentação gerada pela asa, o que é indesejável. Quanto maior for o ângulo de diedro, maior será a perda de sustentação, ou seja, ao aplicar o diedro, deve-se utilizar o menor valor possível para reduzir a perda da sustentação. A área efetiva da asa em função do ângulo de diedro é determinada como:

$$S_{\text{eff}} = S_{\text{eff}} \cos(\Gamma) \quad (3.1.23)$$

3.2 CONFIGURAÇÃO DAS EMPENAGENS

Usualmente, a cauda de uma aeronave é dividida em uma componente vertical e uma horizontal e possuem as seguintes funções:

1. Trimagem (Longitudinal e Transversal);
2. Estabilidade (Longitudinal e Transversal);
3. Controle (Longitudinal e Transversal).

Segundo Sadraey (2012) a trimagem horizontal de uma aeronave convencional é dada pela empenagem horizontal. A sustentação e momento gerados pela asa e o sistema de propulsão causam um momento de arfagem (*pitch*) em relação ao CG da aeronave. A soma desses momentos é em geral negativo (tende a abaixar o nariz do avião) e deve ser compensado por um coeficiente de sustentação negativo da empenagem horizontal.

Em relação a empenagem vertical a trimagem não é muito significativa pois em geral todas as aeronaves são construídas de maneira a ter simetria em relação ao plano XZ. Porém, para aeronaves com mais de um motor é importante que o projeto do estabilizador vertical preveja a possível falha parcial ou total de um deles devendo gerar um momento de guinada (*yaw*) para manter o avião alinhado em voo. (SADRAEY, 2012)

Além disso, as empenagens verticais e horizontais tem como função secundaria de fornecer estabilidade lateral e longitudinal (respectivamente) para a aeronave. Segundo (SADRAEY, 2012) estabilidade é definida como a tendência de uma aeronave voltar a posição original após sofrer uma perturbação.

A terceira função da cauda é de controle. O profundor (parte integrante da empenagem horizontal) provê controle longitudinal possibilitando a aeronave movimentos de arfagem que são especialmente úteis na decolagem e aterrissagem.

O autor Sadraey (2012) sugere que uma lista de requisitos sejam avaliados inicialmente no projeto de uma cauda. Pontuações de 0 a 5 estrelas foram dadas para cada característica e servirão de guia para o projeto das empenagens.

1. Trimagem longitudinal (★★★★);
2. Trimagem direcional (★★★★);
3. Trimagem lateral (★★★★);
4. Estabilidade longitudinal (**);
5. Estabilidade direcional (**);
6. Estabilidade lateral (**);
7. Manufatura (**);
8. Manobrabilidade (★★★★);
9. Furtividade (*);
10. Aeronavegabilidade (★★);
11. Capacidade de recuperação (★★★★);
12. Custo (**);
13. Competitividade no mercado (*);
14. Limitação de tamanho (**).

O posicionamento escolhido para a cauda é no final da aeronave, posterior a fuselagem. Para essa posição, existem diversas sub-configurações possíveis e são mostradas na Figura 3.28. Sadraey (2012) descreve detalhadamente os prós e contras de cada configuração de cauda. A Tabela 7 traz um resumo das vantagens e desvantagens de cada configuração.

Um dos parâmetros que também deve ser determinado durante o projeto da cauda é o braço da cauda (l_t), que consiste na distância entre o centro aerodinâmico da cauda e o centro de gravidade da aeronave e serve para gerar o momento de arfagem da cauda ao redor do cg da aeronave para manter a trimagem longitudinal. O braço da cauda está diretamente ligado com a área da cauda de forma que, com um aumento do braço, deve-se diminuir a área, e vice-versa. Ajustando a área e o braço da cauda, é possível satisfazer as condições de projeto, porém, existe um valor de braço de cauda que é ótimo e deve ser encontrado.

Este valor é aquele em que a configuração da aeronave possua o menor valor de arrasto, ou seja, reduzir a área molhada total da parte traseira da aeronave. Sadraey (2012) apresenta uma abordagem que deve ser utilizada como base para se desenvolver uma técnica para tornar a Equação 3.2.1 sugerida mais precisa:

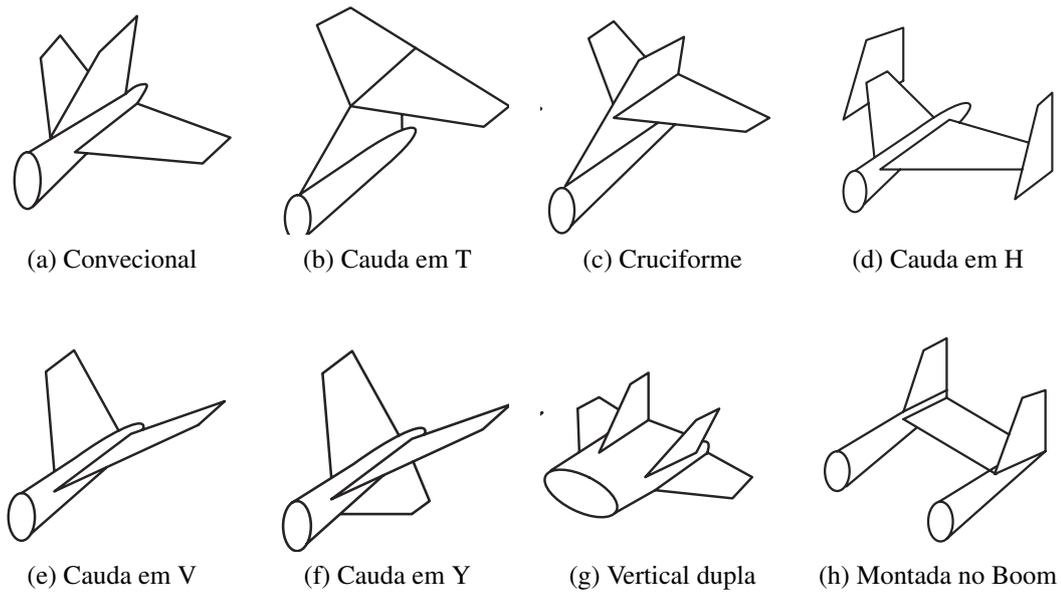


Figura 3.28: Diferentes configurações de caudas
(RAYMER et al., 1999)

$$l_{\text{opt}} = K_c \sqrt{\frac{4\bar{C}S\bar{V}_H}{\pi D_f}}, \quad (3.2.1)$$

onde K_c é um fator de correção que varia entre 1 e 1,4 dependendo da configuração da aeronave, sendo 1 para quando a porção traseira da aeronave é cônica e tendendo a 1,4 quando se afasta da forma cônica, \bar{C} é a corda média aerodinâmica, S é a área da asa projetada, \bar{V}_H é o coeficiente de volume da empenagem horizontal, definido por $\bar{V}_H = \frac{1}{C} \cdot \frac{S_h}{S}$, onde S_h é a área projetada da empenagem horizontal e S é a área projetada da asa, e D_f é o diâmetro máximo da fuselagem.

Após determinar a configuração das empenagens da aeronave, deve-se determinar os parâmetros das empenagens horizontal e vertical, como perfil aerodinâmico, razão de aspecto, incidência, razão de afilamento, ângulo de enflechamento, ângulo de diedro, entre outros. A trimagem longitudinal requer que o somatório de todos os momentos ao redor do eixo-y seja zero:

$$\sum M_{cg} = 0 \Rightarrow M_{O_{wf}} + M_{L_{wf}} + M_{L_h} + M_{O_h} + M_{T_{eng}} + M_{D_w} = 0, \quad (3.2.2)$$

onde $M_{O_{wf}}$ representa o momento restaurador de arfagem da asa/fuselagem, M_{L_h} representa o momento de arfagem gerado pela sustentação da empenagem horizontal, M_{O_h} representa o momento de arfagem aerodinâmico de *nose-down* da empenagem horizontal, $M_{T_{eng}}$ representa o momento de arfagem gerado pela tração do motor, M_{D_w} representa o momento de arfagem gerado pelo arrasto da asa e $M_{L_{wf}}$ representa o momento de arfagem gerado pela sustentação da

Tabela 7: Vantagens e desvantagens de diferentes configurações de caudas pós fuselagem em relação a convencional.

Configuração	Vantagens	Desvantagens
Cauda em T	Mais afastado da esteira turbulenta da asa o que causa maior eficiência e menor tamanho; menor vibração causada pela turbulência causando maior durabilidade relativa a menor fadiga dos componentes	Momento fletor transmitido para a fuselagem mais acentuado tornando a estrutura da cauda mais pesada; estol de cauda para grandes ângulos de ataque.
Cauda em H	Não influenciado pela turbulência gerada pela fuselagem; Maior eficiência para aeronaves multipropelidas operando com apenas um motor; Diminui o volume ocupado pela aeronave; Menor tamanho da fuselagem.	Maior peso.
Cauda em V	Menor área de empenagens; Maior agilidade	Deficiência na estabilidade longitudinal e direcional; Mínima redução no arrasto.
Cauda em Y	Maior simplicidade de projeto em relação a cauda em V; Menor área de empenagens em relação a convencional.	Limitação do ângulo de rolagem durante a decolagem devido ao risco de colisão da porção vertical com o solo.
Dupla Vertical	Melhora amplamente a controlabilidade direcional; Para uma mesma área de comando causa menor momento de rolagem; Não sofre com efeitos de turbulência da fuselagem	Mais pesado do que a configuração convencional.
Montada	Fuselagem mais curta; Possibilidade de configuração <i>pusher</i> ;	Mais pesado do que configuração convencional.

(SADRAEY, 2012)

asa/fuselagem.

Outro requerimento para a trimagem longitudinal é que o somatório de todas as forças atuando nos eixos x e z deve ser zero, porém apenas o somatório de forças no eixo-z contribui no projeto da empenagem:

$$\sum F_z = 0 \Rightarrow L_{wf} + T \sin(i_T) + L_h = 0, \quad (3.2.3)$$

onde T é a tração do motor e i_T é o ângulo entre a linha de tração e o eixo-x.

Uma vez que a empenagem horizontal possui uma área plana fixa e uma seção de aerofólio fixa, a única maneira de se mudar a sustentação é variando o ângulo de ataque. Existem três configurações para realizar tal mudança:

1. Empenagem horizontal fixa;
2. Empenagem ajustável;
3. Empenagem *all-moving*.

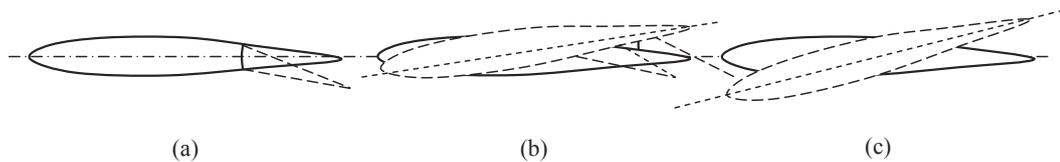


Figura 3.29: Três configurações para empenagem horizontal: (a) fixa; (b) ajustável e (c) *all-moving*

(SADRAEY, 2012)

Algumas das diferenças básicas entre as empenagens fixas e as *all-moving* é que uma empenagem fixa é muito mais leve, barata e estruturalmente mais fácil de projetar, além de ser mais segura devido à possibilidade de falha em algum mecanismo de movimento. Por outro lado, uma aeronave com uma empenagem *all-moving* é mais controlável e manobrável e não possui nenhuma área móvel separada.

Uma opção de empenagem que possui algumas vantagens da empenagem fixa e da *all-moving* é chamada de empenagem ajustável, como o nome implica, ela permite ao piloto ajustar o ângulo de incidência por um longo período de tempo. A desvantagem está no tempo do processo de ajuste do ângulo de ataque, que pode levar até alguns segundos.

Já para a empenagem vertical, os parâmetros e serem determinados são:

1. Localização;
2. Área plana (S_v);
3. Braço da empenagem (L_{vt});
4. Perfil aerodinâmico;
5. Razão de aspecto (AR);
6. Razão de afilamento (λ_v);
7. Corda na ponta ($C_{v_{tip}}$);
8. Corda na raiz ($C_{v_{root}}$);
9. Corda aerodinâmica média (MAC_v ou C_v);

10. Envergadura (b_v);
11. Ângulo de enflechamento (Λ_v);
12. Ângulo de diedro (Γ_v);
13. Incidência (i_v).

A Figura 3.30 apresenta alguns destes parâmetros. A empenagem vertical é uma superfície que gera sustentação em alguma direção no eixo-y, tal sustentação gera um momento de guinagem ao redor do eixo-z.

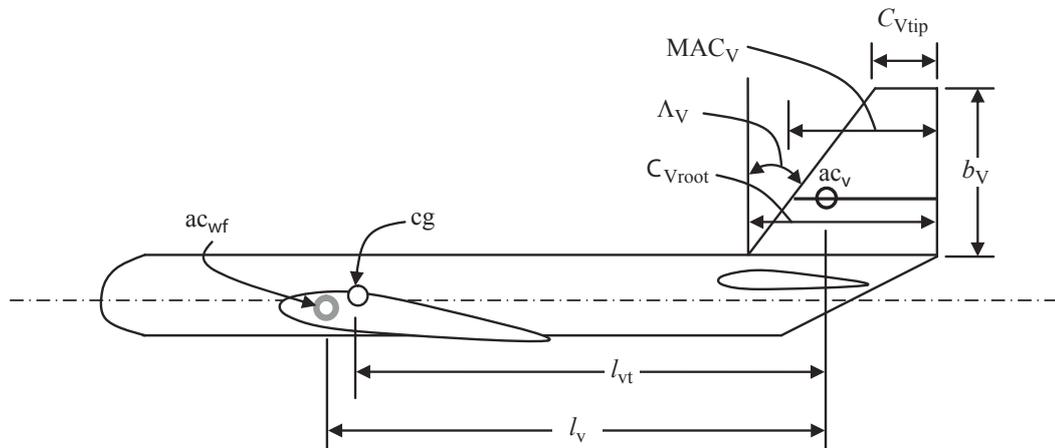


Figura 3.30: Parâmetros da empenagem vertical.
(SADRAEY, 2012)

$$N_{cg} = L_v l_v, \quad (3.2.4)$$

onde

$$L_v = \frac{1}{2} \rho V^2 S_v C_{L_v} \quad (3.2.5)$$

Este momento deve ser grande o suficiente para manter a trimagem direcional e deve ter uma contribuição positiva na estabilidade direcional.

3.3 CONFIGURAÇÃO DO SISTEMA MOTO PROPULSOR

A seguinte seção irá apresentar aspectos como seleção do motor, número de motores e localização dos motores.

A principal função da motorização é gerar força propulsiva para o sistema necessária para vencer o arrasto da aeronave e produzir sustentação suficiente.

A segunda função do sistema propulsor é fornecer energia ou potência para outros subsistemas da aeronave, como sistema hidráulico, sistema elétrico, sistema de pressão entre outros. Em aeronaves de maior porte, um sistema de potência auxiliar (APU) é utilizado para produzir energia para tais subsistemas, que consiste normalmente em um pequeno motor ligado à um gerador elétrico.

Uma vez que o motor está queimando combustível, uma grande quantidade de calor é gerado, calor este que será transferido para a fuselagem e para o *cockpit*. Deve-se levar em conta esta transferência de calor para definir a posição do(s) motor(es).

A estrutura da aeronave é bastante impactada pelo motor e sua operação, através de forças e momentos gerados pelo peso do motor, tração, troca de calor e vibração. O integridade estrutural deve ser analisada como parte da metodologia de projeto, que consiste dos seguintes itens (SADRAEY, 2012):

- Desempenho da aeronave;
- Custo do motor;
- Custo de operação;
- Restrições do peso do motor;
- Restrições de tamanho;
- Segurança do voo;
- Eficiência do motor;
- Estabilidade da aeronave;
- Troca de calor;
- Requerimentos estruturais;
- Restrições de instalação;
- Restrições de barulho;
- Restrições de discricção;
- Manutenção;
- Fabricação;
- Disponibilidade.

Deve-se realizar um estudo para determinar quais destes parâmetros são os mais importantes, que devem ser numerados e pesados. O papel do projetista é determinar os seguintes itens (SADRAEY, 2012):

1. Tipo de motor;

2. Número de motores;
3. Localização da motorização;
4. Selecionar o motor de catálogos de fabricantes;
5. Tamanho da hélice;
6. Projetar a instalação do motor;
7. Iterar e otimizar.

Inicia-se então o projeto definindo o tipo de motor a ser utilizado na aeronave, como por exemplo: motor elétrico, pistão-hélice, turbo-hélice, foguetes, entre outros.

Um sistema de propulsão elétrico inclui um motor elétrico, bateria e hélice, ou seja, a alimentação é através da bateria. Esta é uma das desvantagens da motorização elétrica, uma vez que uma bateria possui uma carga limitada e de pouca duração. Este tipo de sistema de propulsão não é muito utilizado na aviação geral. E, segundo Sadraey (2012), este tipo de sistema propulsor é mais apropriado para aeronaves com massa inferior à 30kg.

Já um sistema de propulsão pistão-hélice é formado por um motor de combustão interna e uma hélice, sendo a potência gerada através da queima de combustível. O movimento rotacional do motor é transformado em força de tração através da hélice. A potência gerada por motores de combustão interna variam de 0,5 a 2000 hp e a maioria das aeronaves construídas artesanalmente recebem este sistema de propulsão (SADRAEY, 2012). Devido à utilização de uma hélice para gerar a tração, aeronaves equipadas com este sistema, geralmente, não ultrapassam a velocidade máxima de Mach 0,5. Esta motorização é a utilizada por 90% da frota brasileira de aeronaves agrícolas.

Devido ao elevado custo e por ser mais usual em aeronaves de elevada velocidade de cruzeiro, não será abordado neste trabalho um estudo sobre turbinas e foguetes como sistema de propulsão. A Figura 3.31 representa as faixas de altitude e velocidade em que se recomenda a utilização de cada tipo de sistema propulsor.

Os parâmetros mais importantes na seleção do sistema propulsor são o teto absoluto de voo e o número de Mach (velocidade máxima). Outros parâmetros analisados são a eficiência propulsiva, mostrada na Figura 3.32 e o consumo específico de combustível (Figura 3.33).

Outro parâmetro a ser estudado é a quantidade de motores a ser utilizada. Em geral, o principal fator influencia este parâmetro é a segurança do voo. Mais motores significa uma menor chance de perda total de tração. Os outros aspectos como custo de operação, peso e custo de manutenção, são desfavoráveis à um sistema multi-motor.

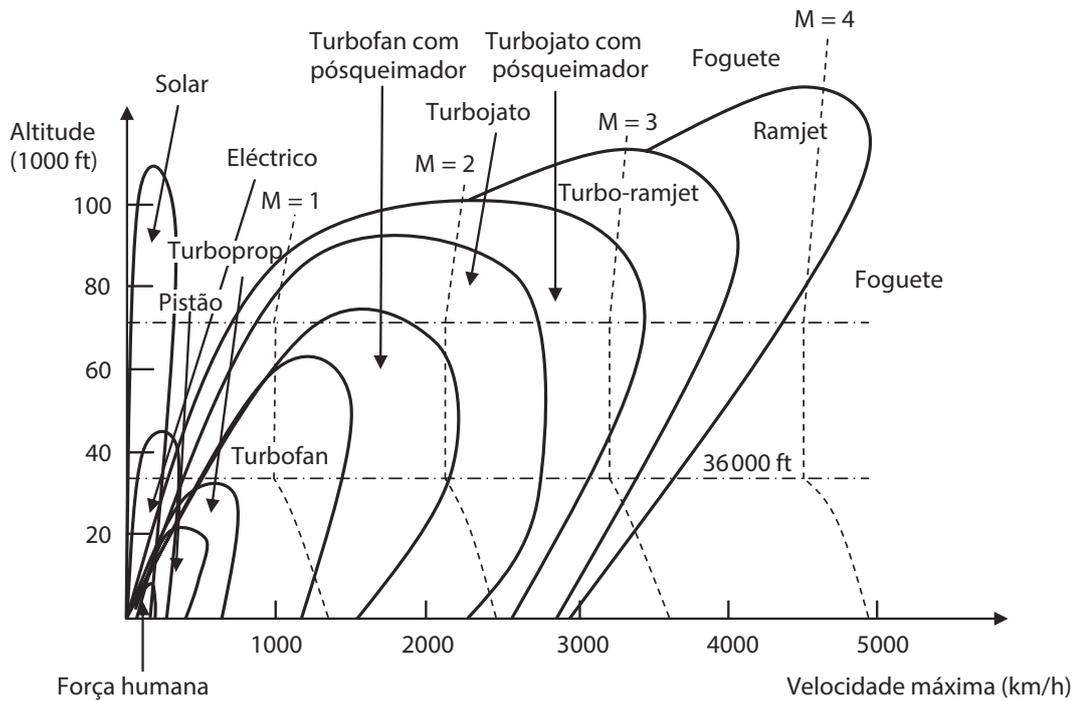


Figura 3.31: Comparação entre os limites operacionais de vários motores (SADRAEY, 2012)

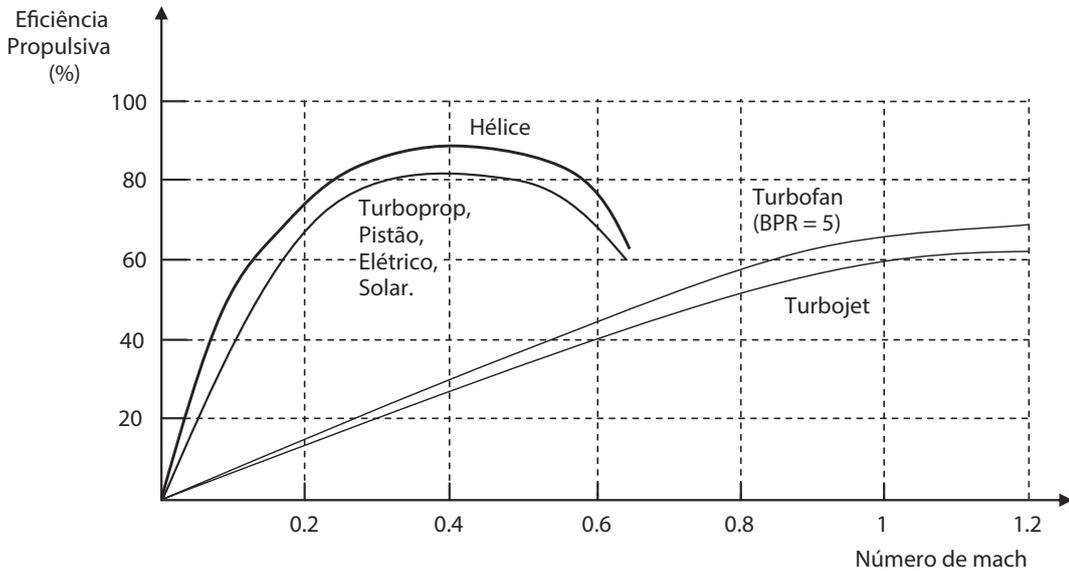


Figura 3.32: Comparação entre a eficiência propulsiva de vários motores (SADRAEY, 2012)

3.4 CONFIGURAÇÃO DO TREM DE POUSO

Outro componente da aeronave que deve ser projetado é o trem de pouso, que é a estrutura que suporta a aeronave no solo e permite as ações de táxi, decolagem e aterrissagem. Os parâmetros do trem de pouso que devem ser determinados, nesta ordem, segundo Sadraey

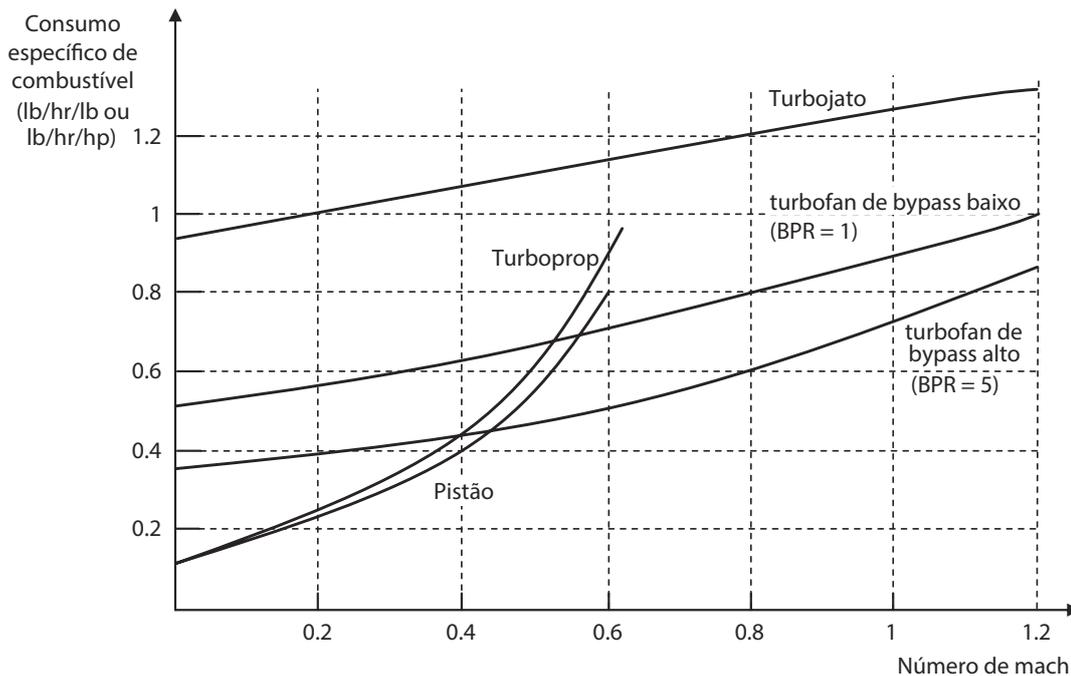


Figura 3.33: Comparação entre os consumos específicos de combustível de vários motores (SADRAEY, 2012)

(2012) são:

1. Tipo (triciclo, convencional, biciclo);
2. Fixo, retrátil, parcialmente retrátil;
3. Altura;
4. Distância entre trem de pouso principal e centro de gravidade da aeronave;
5. Distância entre eixos;
6. Distância entre rodas;
7. Diâmetro da perna;
8. Dimensões do pneu (diâmetro, largura);
9. Carga em cada perna.

A Figura 3.34 ilustra alguns destes parâmetros do trem de pouso. O trem de pouso principal é àquele mais próximo do cg da aeronave, e é o primeiro a tocar o solo numa situação de pouso e o último a sair do solo numa situação de decolagem.

No processo de projetar uma aeronave, o trem de pouso é o último grande componente a ser projetado, ou seja, deve-se ter o projeto de todo o avião antes de se projetar o trem de pouso. As principais funções do trem de pouso são manter a aeronave estável em solo durante carregamento, descarregamento e táxi, permitir que a aeronave se mova livremente e manobre

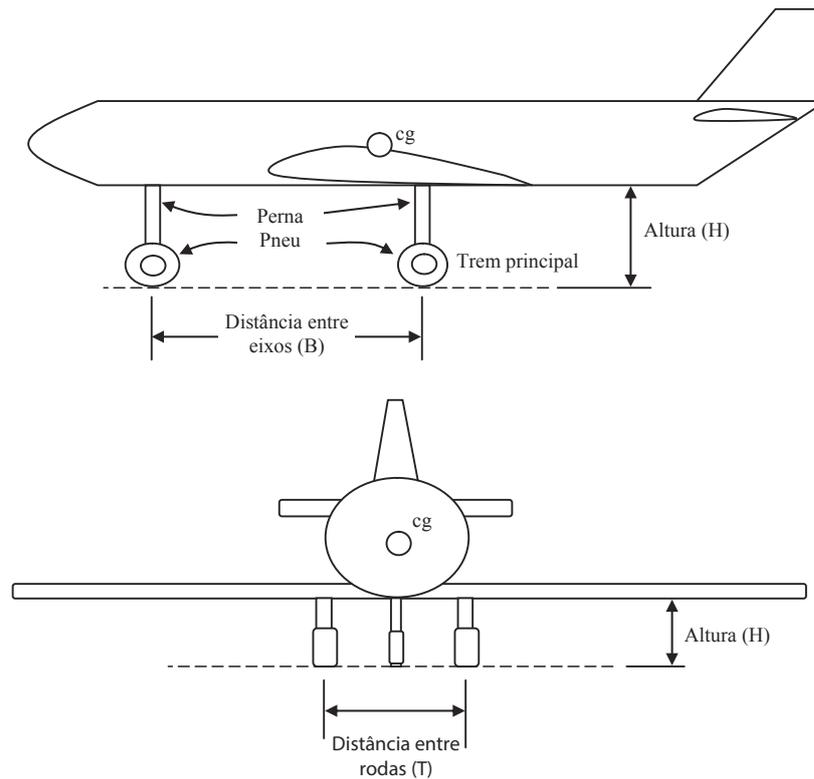


Figura 3.34: Principais parâmetros do trem de pouso (SADRAEY, 2012)

durante o taxiamento, fornecer uma distância segura entre componentes do avião e o solo, absorver impactos do pouso e facilitar a decolagem permitindo a aeronave acelerar e rodar com o menor atrito.

Para um funcionamento efetivo do trem de pouso, os seguintes requisitos de projeto devem ser definidos (SADRAEY, 2012):

1. Requerimento de distância do solo;
2. Requerimento de direção;
3. Requerimento de rotação de decolagem;
4. Requerimento de prevenção de contato da cauda com o solo;
5. Requerimento de prevenção de tombamento;
6. Requerimento de primeiro contato com solo;
7. Requerimento de aterrissagem;
8. Requerimento das cargas estática e dinâmica;
9. Integridade estrutural da aeronave;
10. Estabilidade lateral em solo;

11. Baixo custo;
12. Baixo peso;
13. Manutenção;
14. Fabricação.

Apesar do trem de pouso ser um componente crucial durante as operações de pouso e decolagem, durante as operações de voo ele é um peso morto na aeronave, uma vez que, por via de regra, segundo Sadraey (2012), o peso do trem de pouso varia entre 3-5% do peso de decolagem da aeronave. Por esta razão, Sadraey (2012) recomenda que o trem de pouso seja retraído para dentro da aeronave a fim de reduzir o arrasto gerado pelo trem de pouso e melhorar o desempenho da aeronave. O processo de projeto inicia-se com os requerimentos do trem de pouso e termina com iteração e otimização. Apresenta-se neste trabalho apenas dois dos tipos de trem de pouso, pois são os mais comuns utilizados e de maior simplicidade.

Aeronaves agrícolas como o Ipanema (Neiva) e o Air-Tractor possuem trem de pouso do tipo convencional. Nesta configuração, as rodas à frente do cg estão bem próximos a ele e suportam entre 80 e 90% do peso da aeronave. Uma das desvantagens do trem de pouso convencional é que, devido à bequilha posicionada na cauda, a aeronave não fica nivelada com o solo, fazendo com que o ângulo de ataque enquanto no solo seja alto. Isto faz com que seja necessário que, durante a corrida de decolagem, a cauda suba para que o ângulo de ataque seja reduzido. Consequentemente, a corrida de decolagem com um trem de pouso convencional é maior comparada à uma aeronave com trem de pouso triciclo, por exemplo.

Uma vez que esta configuração possui três rodas, duas no trem de pouso principal (à frente e próximo do cg) e uma na cauda, ela faz com que a aeronave seja estável em solo, exceto quando em altas velocidades, ou seja, uma das limitações desta configuração é a velocidade de taxiamento, além de um cuidado extra que deve ser tomado pelo piloto nas situações de pouso e durante o primeiro contato da aeronave com o solo.

Já o trem de pouso do tipo triciclo é o mais utilizado, e possui o trem de pouso principal atrás do cg e mais próximo à ele do que a roda à frente dele. Assim como no trem de pouso convencional, o trem de pouso principal da configuração triciclo suporta entre 80 e 90% do peso da aeronave. Nesta configuração, a aeronave permanece alinhada com o solo e, ao contrário do trem de pouso convencional, a aeronave é estável no solo inclusive em situações de taxiamento.

Uma das desvantagens da configuração triciclo é que, diferentemente do convencional, a bequilha deve ter um mecanismo para mantê-la alinhada e realizar as manobras necessárias. O que torna o projeto mais elaborado e mais pesado.

A escolha do tipo de trem de pouso depende de vários fatores, como custo, peso, desempenho, corrida de decolagem, corrida de pouso, estabilidade estática em solo, estabilidade de taxiamento e manutenção.

3.5 ALTERNATIVAS DE MATERIAIS E TÉCNICAS DE FABRICAÇÃO

A seleção de materiais foi feita de acordo com o estudo de levantamento do estado da arte e benchmarking realizado pela equipe e apresentado no Capítulo 2 e experiência do grupo obtida em trabalhos anteriores.

No começo dos anos 80, com o aumento do preço do combustível, materiais compostos com seu peso reduzido se tornaram uma alternativa muito atrativa em relação às estruturas de metais. Como por exemplo o estabilizador horizontal do Boeing 737, que era uma estrutura sanduíche, que também foi utilizada no Airbus A-320, nos estabilizadores vertical e horizontal, assim como em suas superfícies de controle. A aplicação de materiais compostos continuou nos anos 90 quando no Boeing 777, além das empenagens e superfícies de controle, as vigas do piso principal também são de materiais compostos. Entretanto, o preço necessário para desenvolver e aplicar materiais compósitos não permitiu que fossem utilizados em maior escala. Na primeira década dos anos 2000, a Boeing lançou o primeiro avião com fuselagem e asa de materiais compósitos, o Boeing 787. E o grande número de pedidos do Boeing 787, que obteve melhoras significativas com a maior aplicação de materiais compostos, obrigou a Airbus a investir e lançar o A-350, com asas e fuselagem feitas toda de material composto. A Figura 3.35 apresenta a evolução da utilização de materiais compostos na fabricação (KASSAPOGLOU, 2011)

Para a estrutura da asa, a equipe optou por um conceito novo desenvolvido em trabalhos anteriores. A estrutura é composta de apenas uma casca feita em material composto tipo sanduíche de carbono ou fibra de vidro com núcleo de espuma de PET ou PVC fabricados pelo processo de laminação à vácuo. A Figura 3.36 mostra os ensaios da asa da aeronave CuriaGo (Planair) e ilustra a resistência proporcionada por este tipo construtivo. Utilizando esta mesma técnica e materiais, para uma envergadura de 6 metros, estimou-se que o peso total da asa seja de no máximo 25kg. Este será o mesmo tipo de estrutura e processo de fabricação das empenagens.

Para a estrutura da fuselagem, decidiu-se pela utilização do aço SAE 4130, o mesmo utilizado em aviões como o Ipanema da Embraer (Figura 3.37). A estrutura é treliçada e as uniões são feitas pelo processo de soldagem do tipo TIG.

Além da asa e das empenagens, o trem de pouso também será fabricado com material

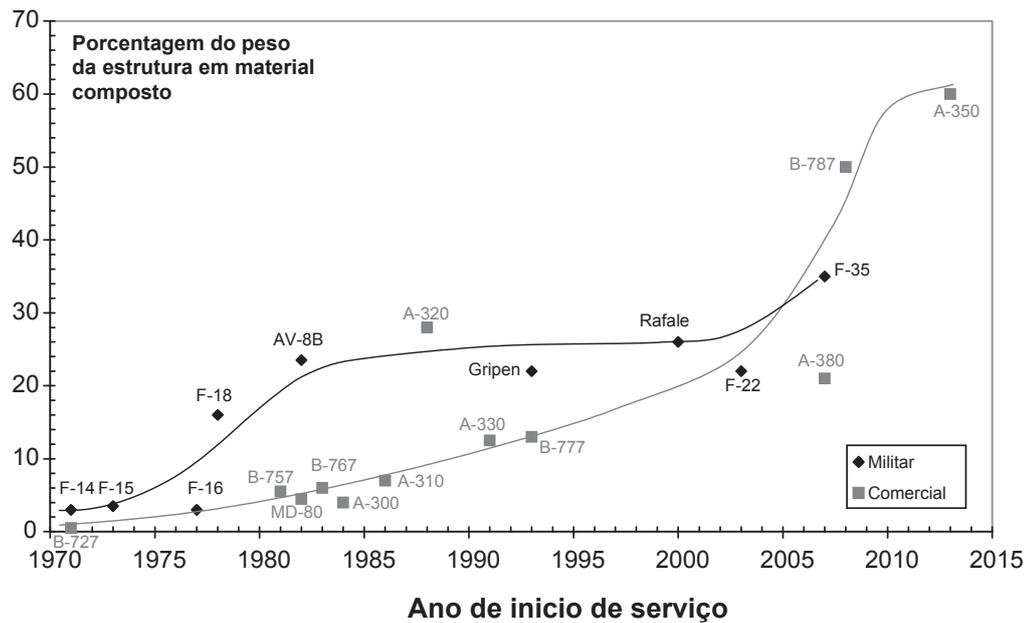


Figura 3.35: Aplicação de materiais compostos em aplicações militares e civis. (KASSAPOGLOU, 2011)

composto e fixado diretamente à treliça da fuselagem. Assim como a entelagem de toda a aeronave será fabricada em material composto.

3.6 DEFINIÇÃO DA CONCEPÇÃO FINAL ADOTADA

A concepção final adotada após esta etapa do projeto está representada na Figura 3.38. Esta concepção representa algumas das escolhas iniciais baseadas no estudo apresentado anteriormente neste capítulo de acordo com os objetivos, necessidades dos clientes e missão de voo apresentados nos capítulos 1 e 2.

Como esta é a primeira etapa de projeto, não foram dimensionados os componentes da aeronave. Apenas alguns aspectos foram inicialmente escolhidos, como a localização dos tanques de produto e de combustível, configurações do sistema motopropulsor, número de asas, posição da asa, configuração do trem de pouso, entre outros. A Tabela 8 apresenta as principais decisões tomadas para este modelo.

Aspectos como o ângulo de torção da asa, dimensões de envergadura, corda, entre outros, serão definidos nas próximas etapas de projeto, apresentadas nos capítulos seguintes.



Figura 3.36: Tipo de estrutura proposta para asa. (a) Estrutura construída em fibra de vidro, espuma PET e bordos de alumínio com objetivo de teste da técnica; (b) estrutura em ensaio de flexão em 4 pontos.

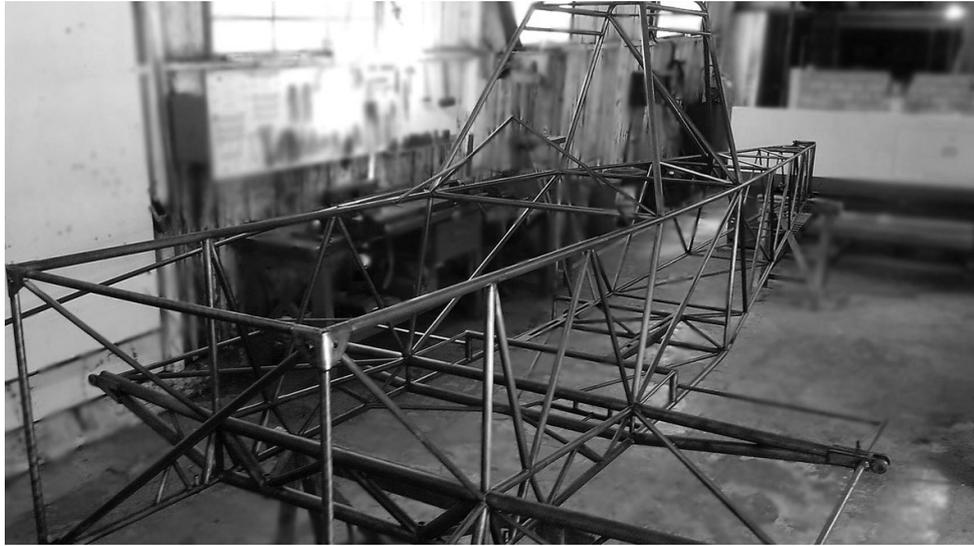


Figura 3.37: Estrutura treliçada da aeronave Curiango (cortesia de Planair/IPE).



Figura 3.38: Concepção do projeto após a conclusão da fase de projeto conceitual.

Tabela 8: Parâmetros definidos para o conceito final adotado.

	Parâmetro	Determinado
1	Número de asas	Uma asa
2	Localização vertical da asa	Asa baixa
3	Ângulo de torção da asa	Ângulo de torção a ser definido
4	Ângulo de diedro	Com ângulo de diedro
5	Número de motores	Dois motores
6	Posição dos motores	Próximos à fuselagem
7	Configuração do trem de pouso	Triciclo
8	Localização do tanque de combustível	Interior das asas
9	Localização do tanque de produto (Hopper)	Interior da fuselagem

4 PROJETO PRELIMINAR

4.1 ESTIMATIVA DE PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM

O peso máximo de decolagem (MTOW) de projeto do VANT é decomposto em 4 parcelas: peso da carga paga (W_{PL}); peso da tripulação (W_C); peso do combustível (W_F); e o peso em vazio (W_E).

Deseja-se que o VANT projetado se enquadre na categoria de aeronave esportiva leve (Light Sport Aircraft – LSA). Dessa maneira o MTOW deve ser menor do que 600 kg e a velocidade máxima deve ser 222,24 km/h. Além disso, deseja-se que a aeronave utilize motorização compatível com aeromodelos, pois reduziria imensamente os custos de produção e manutenção. Assim, grande parte das definições preliminares se basearão na aeronave Colomban Cri-Cri (Fig. 4.1), LSA que possui dois motores de 15HP.



Figura 4.1: Aeronave Cri-Cri, menor aeronave bi-motor tripulada do mundo. (CRICRI-ZOOMSHARE, 2013)

Como estimativa inicial estipulou-se o peso da carga paga de 150 kg, valor que pela pesquisa de campo executada em primavera do leste parece ser a quantidade mínima operacional para o serviço. A velocidade de aplicação V_a foi estipulada em 144 km/h (30% inferior ao praticado por aeronaves agrícolas).

Tabela 9: Características gerais e performance da aeronave Cri-Cri.

Características gerais:	Performance:
Tripulação: 1 (piloto);	Velocidade máxima 220km/h;
Comprimento: 3,9m;	Velocidade de Cruzeiro 185km/h;
Envergadura: 4,9m;	Alcance 463km;
Area alar: 3,1m ² ;	Teto de voo 3700m;
Aerofólio: Wortmann 21.7%mod;	Razão de subida 6,6m/s.
Peso Vazio: 78kg;	
MTOW: 170 kg.	

(WIKIPEDIA, 2013)

Estima-se a massa de combustível necessária para uma missão calculando o tempo máximo de voo esperado t_v . As piores condições (condições que estenderiam ao máximo o tempo de voo) estimadas são: Densidade do produto $\rho_p = 1,0$ kg/l; Vazão de aplicação $Q_a' = 5$ l/ha = 5/10000 l/m²; e faixa de aplicação $L_a = 10$ m. Além disso, com base nos dados de voo fornecidos pela AG-nav, estima-se que devido a trajetória com diversas curvas e balões o tempo de voo seja 60% mais longo do que o tempo de aplicação (t_a) que é dado por:

$$t_a = \frac{W_{PL}}{\rho_p} \cdot \frac{1}{Q_a \cdot L_a \cdot V_a} = \frac{150}{1} \cdot \frac{10000}{60 \cdot 5 \cdot 10 \cdot 40} = 12,5 \text{min} \quad (4.1.1)$$

portanto:

$$t_v = 1,6 \cdot t_a = 1,6 \cdot 12,5 = 20 \text{min} \quad (4.1.2)$$

Sadraey (2012) recomenda que o consumo específico de combustível (Specific Fuel Consumption – SFC) de um motor a pistão varia de 0,4 a 0,8 lb/(HP h), considerando o pior caso (SFC = 0,4535 kg/(HP h)) e estimando que o motores tenham uma potência total (P_{eng}) de cerca de 35 HP a massa de combustível pode ser calculada por:

$$W_F = \text{SFC} \cdot t_v \cdot P_{eng} \cdot \text{CS}_F = 0,4535 \cdot \frac{20}{60} \cdot 35 \cdot 1,25 = 6,6 \text{kg} \quad (4.1.3)$$

Um coeficiente de segurança (CS_F) de 25% é empregado para garantir que em caso de emergência o VANT tenha combustível suficiente para um pouso seguro.

Para o calculo do peso em vazio, acredita-se que seja possível atingir uma eficiência estrutural (MTOW/W_E) de aproximadamente 4 (principalmente devido ao uso de praticamente 100% de material compósito e da não necessidade da robustez que uma aeronave tripulada precisa). Dessa maneira, o peso inicial para a aeronave vazia será estimado em 50 kg e o a

carga paga reduzida para 143,4 kg totalizando um MTOW de projeto de 200 kg.

4.2 CARGA ALAR E RELAÇÃO PESO/POTÊNCIA

A determinação da razão Peso - Área Alar (W/S) e Peso - Potência (W/P) é a etapa mais importante do projeto preliminar de qualquer aeronave, a partir desses dois parâmetros, a equipe desenvolvedora sabe o tamanho da aeronave tal como os espaços disponíveis para carga, trem de pouso, tanques de combustível, e estruturas (RAYMER et al., 1999).

A metodologia empregada para o cálculo da área alar e seleção do sistema motor-propulsor é muito consolidada em projetos aeronáuticos, Raymer et al. (1999) e Sadraey (2012) exploram de maneira muito didática os conceitos associados a esta metodologia e serão as referências principais para essa etapa.

Essa seção tem como objetivo resumir a metodologia empregada, apresentar o software criado e mostrar os resultados obtidos.

Inicialmente, deve-se definir os seguintes parâmetros requeridos de performance para a aeronave:

- Velocidade de estol (V_S);
- Velocidade Máxima (V_{\max});
- Razão de Subida (ROC_{\max});
- Distância de Decolagem (S_{TO});
- Teto de Voo (h_c)

O primeiro passo é encontrar equações para (W/P) que sejam funções de (W/S) e de cada um dos requisitos de performance:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_S} = f_1\left(\frac{W}{S}, V_S\right) \quad (4.2.1)$$

;

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{\max}} = f_2\left(\frac{W}{S}, V_{\max}\right) \quad (4.2.2)$$

;

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = f_3\left(\frac{W}{S}, S_{TO}\right) \quad (4.2.3)$$

;

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC_{\max}} = f_4\left(\frac{W}{S}, ROC_{\max}\right) \quad (4.2.4)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{h_c} = f_5\left(\frac{W}{S}, h_c\right) \quad (4.2.5)$$

A dedução de cada equação pode ser encontrada em (SADRAEY, 2012). Um software baseado em Visual Basic foi desenvolvido para maior agilidade nos cálculos devido a constante variação dos parâmetros de entrada. As equações 4.2.6 à 4.2.11 correspondem as usadas no programa.

4.2.1 VELOCIDADE DE ESTOL

Uma das mais importantes restrições de uma aeronave de asa fixa é o fato de não ser possível se manter em voo sem uma velocidade relativa do escoamento do ar com a asa. Dessa maneira, é importante definir, para uma dada aeronave, qual a menor velocidade na qual ela tem sustentação o bastante para voar (velocidade de estol).

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_S} = \frac{1}{2}\rho V_S^2 S C_{L_{\max}} \quad (4.2.6)$$

Na qual ρ é a densidade do ar e $C_{L_{\max}}$ é o coeficiente de sustentação máximo da aeronave. Avaliando a equação, nota-se a independência entre (W/S) e (W/P) , sendo (W/S) função apenas da velocidade de estol. Devido o fato de um avião não poder voar abaixo da velocidade de estol a região aceita é a porção a esquerda da curva.

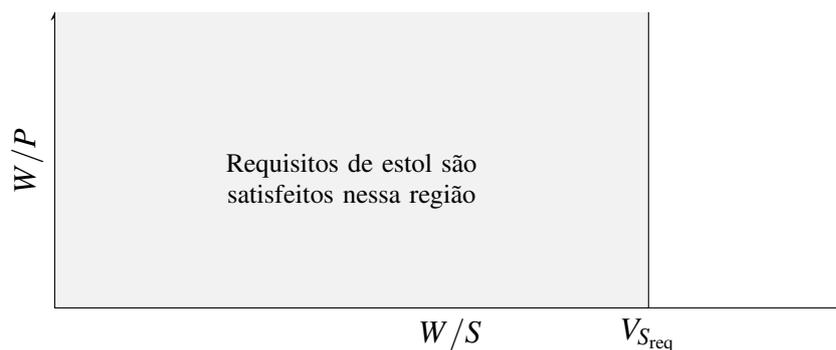


Figura 4.2: Contribuição da velocidade de estol para a determinação do tamanho mínimo de asa.

Em geral, deseja-se uma baixa velocidade de estol, pois uma velocidade baixa de estol resulta em um voo mais seguro tanto em pousos quanto em decolagens. Para aeronaves comerciais o capítulo 23 da (FAR, 1996) (Federal Aviation Regulation) determina que, para aeronaves com MTOW menor do que 2700kg, a velocidade de estol deve ser menor ou igual a

113km/h.

4.2.2 CONTRIBUIÇÃO DA VELOCIDADE MÁXIMA

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{\max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2}\rho_0 V_{\max}^3 C_{D_0} \left(\frac{W}{S}\right) + \frac{2K}{\rho \sigma V_{\max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (4.2.7)$$

na qual, K é o fator de arrasto induzido e é determinado por:

$$K = \frac{1}{\pi, e, AR} \quad (4.2.8)$$

sendo e a eficiência de Oswald (usualmente entre 0.7 e 0.95) e AR a razão de aspecto da asa, a Tabela 10 mostra valores para a razão de aspecto de aeronaves agrícolas reais.

Tabela 10: Razão de aspecto da asa para aeronaves agrícolas.

Nome da Aeronave	AR
Curiango	7,8
Ipanema	6,9
Cessna 188	8,5
AT-502	8,0
AT-602	9,3
AT-802	8,7

Já C_{D_0} é o coeficiente de arrasto a sustentação nula para a aeronave inteira, obviamente, esse valor não é conhecido ainda, então, para esta etapa, estima-se um valor adequado baseando-se em aeronaves similares. A Tabela 11 mostra valores de C_{D_0} para diferentes categorias de aeronaves e empregada como referência para esse projeto.

Tabela 11: Valores médios de coeficiente de arrasto para sustentação nula. (SADRAEY, 2012)

N°	Tipo de Aeronave	C_{D_0}
1	Transporte de Passageiros (a jato)	0,015 – 0,020
2	Transporte de Passageiros (Turbo Prop)	0,018 – 0,024
3	Motor Duplo a pistão	0,022 – 0,028
4	Aplicação Geral de pequeno porte com trem de pouso retrátil	0,020 – 0,030
5	Aplicação Geral de pequeno porte sem trem de pouso retrátil	0,025 – 0,040
6	Agrícola	0,040 – 0,070
7	Planador	0,012 – 0,015
8	Caça Supersônico	0,018 – 0,035
9	"Feito em Casa"	0,025 – 0,040
10	Ultraleve	0,020 – 0,035

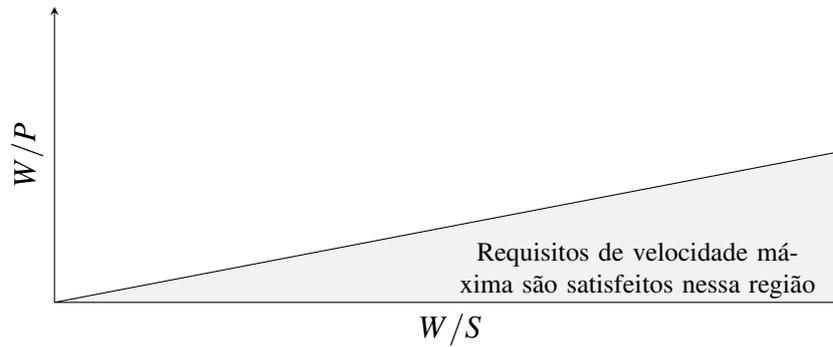


Figura 4.3: Contribuição da velocidade de máxima para a determinação do tamanho mínimo de asa e potência do motor.

Pelo fato da velocidade máxima refletir diretamente em características de desempenho, como a velocidade de cruzeiro, a aeronave deve possuir V_{\max} no mínimo igual a V_{\max} especificada pelos requisitos de desempenho essa etapa ou maior (aeronave tem potência para percorrer os trajetos em menor tempo). A Figura 4.3 mostra a região na qual a velocidade máxima é de no mínimo a especificada no projeto. Nota-se que para valores a baixo da curva, a potência da aeronave é maior (W/P) por tanto a velocidade máxima também será maior.

4.2.3 CONTRIBUIÇÃO DA DISTÂNCIA DE DECOLAGEM

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0,6 \cdot \rho \cdot g \cdot C_{D_G} \cdot S_{TO} \frac{1}{w/s}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp\left(0,6 \cdot \rho \cdot g \cdot C_{D_G} \cdot S_{TO} \frac{1}{w/s}\right)\right]} \frac{\eta_P}{V_{TO}} \quad (4.2.9)$$

na qual: η_P é a eficiência da hélice durante a decolagem que, segundo (SADRAEY, 2012), é de 0,5 para uma hélice de passo fixo e 0,6 para uma hélice com passo variável; μ é o coeficiente de rolagem na pista (Tab 12) e V_{TO} é a velocidade de decolagem, que é regulamentada pela FAR (1996) e varia entre 110% e 130% da velocidade de estol.

Tabela 12: Coeficientes de atrito para diferentes tipos de pista. (SADRAEY, 2012)

Nº	Tipo de Superfície	μ
1	Concreto/Asfalto Seco	0,03 – 0,05
2	Concreto/Asfalto Molhado	0,05
3	Concreto/Asfalto Congelado	0,02
4	Gramma Aparada	0,04 – 0,07
5	Gramma Alta	0,05 – 0,1
6	Terra Macia	0,1 – 0,3

A aeronave deve decolar em no máximo o comprimento de pista especificado, portanto

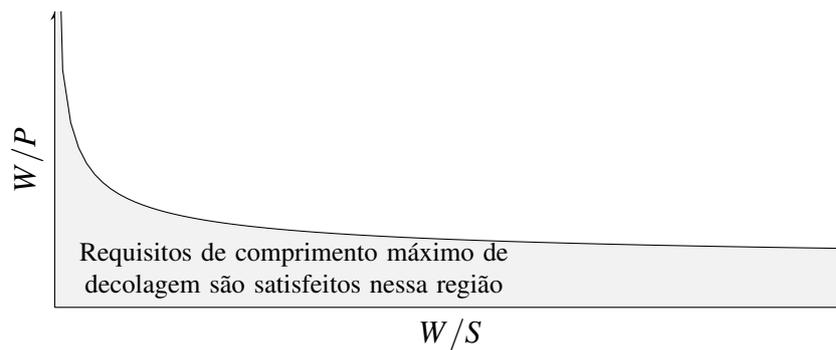


Figura 4.4: Contribuição do comprimento de pista para a determinação do tamanho mínimo de asa e potência do motor.

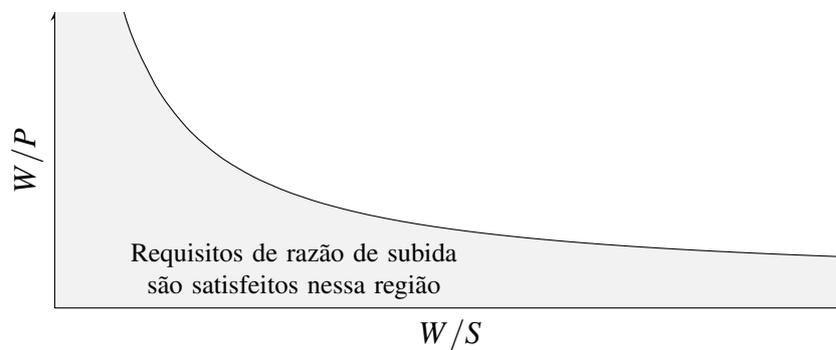


Figura 4.5: Contribuição da razão de subida para a determinação do tamanho mínimo de asa e potência do motor.

analisando a Equação 4.2.9 para comprimentos menores de pista a equação é deslocada para mais próximo da origem. Para a Figura 4.4 qualquer região a baixo da curva atende o requisito de comprimento máximo de decolagem.

4.2.4 CONTRIBUIÇÃO DA RAZÃO DE SUBIDA (*ROC – RATE OF CLIMB*)

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC_{max}} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{1,155}{\sqrt{3C_{D_0}} K} \left(\frac{W}{S}\right) \frac{1}{(L/D)_{extmax}\eta}}} \quad (4.2.10)$$

Sendo que a eficiência da hélice em subida é de aproximadamente 0,7. O valor da razão sustentação-arrasto deve ser estimada usando valores de aeronaves com características similares.

De maneira análoga a realizada anteriormente, qualquer valor de *ROC* maior do que a especificada é aceitável, portanto, qualquer valor a baixo da curva é aceitável (Fig. 4.5).

4.2.5 CONTRIBUIÇÃO DO TETO DE VOO

Existem 4 tipos de tetos de voo definidos pela FAR (1996): Absoluto, no qual $ROC = 0$; de Serviço, no qual $ROC = 0,5m/s$; de Cruzeiro, no qual $ROC = 1,5m/s$; de Combate, no qual $ROC = 2,5m/s$;

A Equação 4.2.11 leva em conta o teto de voo absoluto, por tanto elimina-se o termo da razão de subida da Equação 4.2.10 e têm-se:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{hc} = \frac{\sigma_{AC}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_{AC}} \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right) \frac{1,155}{(L/D)_{max} \eta}}} \quad (4.2.11)$$

Na qual: ρ_{AC} é a densidade do ar na altitude definida com teto absoluto de voo e pode ser estimada em função da altitude pela correlação:

$$\rho = \frac{pM}{RT} \quad (4.2.12)$$

na qual p e T são calculados por:

$$p = p_0 \left(1 - \frac{Lh}{T_0}\right)^{\frac{gM}{RL}} \quad (4.2.13)$$

e

$$T = T_0 - Lh \quad (4.2.14)$$

respectivamente. Os símbolos usados nas equações anteriores significam: p_0 = pressão atmosférica a nível do mar; T_0 = Temperatura a nível do mar; $L = 0,0065$ K/m (gradiente adiabático); $R = 8,31447$ J/(mol K) (Constante universal dos gases; e $M = 0,0289644$ kg/mol (Massa molar do ar seco).

A Figura 4.6 mostra a região aceitável para as condições de teto de voo especificadas.

4.2.6 COMBINAÇÃO DOS REQUISITOS E BUSCA DA SOLUÇÃO ÓTIMA

Combinando-se as regiões aceitáveis de projeto em um único gráfico obtêm-se as combinações possíveis de w/s e w/p que atendem todos os cinco requisitos de performance. Cabe ao projetista avaliar e escolher qual a melhor combinação para a missão da aeronave, por exemplo, Figura 4.7 mostra dois pontos de mínimo, em um deles a potência do motor instalado é mini-

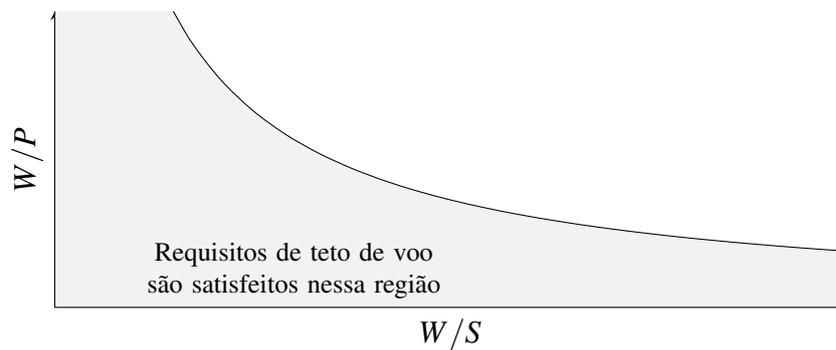


Figura 4.6: Contribuição do teto de voo absoluto para a determinação do tamanho mínimo de asa e potência do motor.

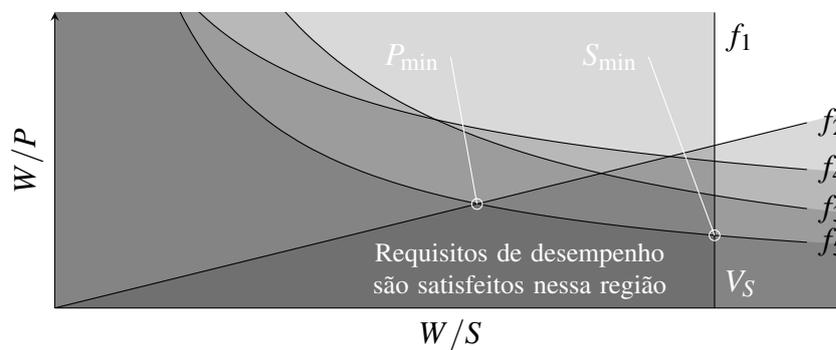


Figura 4.7: Combinação das regiões aceitáveis definidas pelos cinco requisitos de performance.

mizada (P_{min}) quanto na outra a área da asa é minimizada (S_{min}). Para este projeto escolheu-se a minimização da área da asa devido ao fator transporte.

Deve-se ressaltar que pode ocorrer não compatibilidade dos requisitos, por exemplo: uma aeronave com grande razão de subida, necessariamente terá um valor elevado para o teto de voo; um comprimento de pista pequeno tenderá a causar a necessidade de velocidade de estol baixa; etc. Dessa maneira, o projetista deve ter a possibilidade de compatibilizar os requisitos de desempenho de modo a obter uma região válida de solução.

4.2.7 SOFTWARE DESENVOLVIDO PARA CÁLCULO DE W/P VERSUS W/S

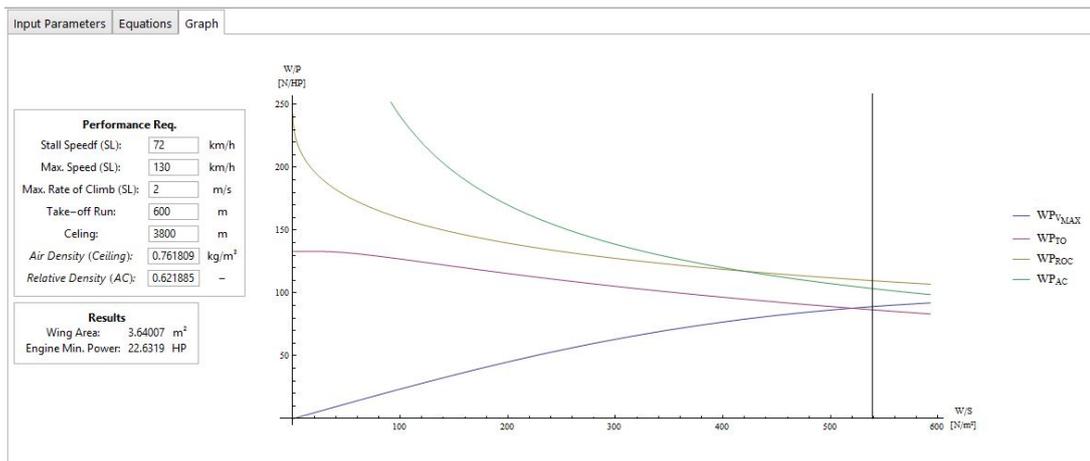
Inicialmente, uma ferramenta desenvolvida em Excel foi criada e usada para teste preliminar, com os resultados positivos da metodologia e a facilidade de implementação da técnica em uma ferramenta computacional, desenvolveu-se o mesmo algoritmo para uma plataforma com melhor interface com o usuário. A versão final foi feita em Wolfram Mathematica e um aplicativo que pode ser usado sem a necessidade do Mathematica foi criado, o usuário deve apenas fazer o download do CDF player, gratuito no site da Wolfram. O software desenvolvido pode ser baixado gratuitamente em “<https://www.dropbox.com/s/8ts8ozodr2et596/PDV1.1.cdf>”

e sua interface pode ser vista na Figura 4.8.

The screenshot shows a software interface with several panels:

- Input Parameters:** Equations, Graph tabs.
- Weight:** Payload: 148 kgf, Crew: 0 kgf, Fuel: 2 kgf, Empty: 50 kgf, MTOW: 200 kgf.
- Performance Req.:** Stall Speed (SL): 72 km/h, Max. Speed (SL): 130 km/h, Max. Rate of Climb (SL): 2 m/s, Take-off Run: 600 m, Ceiling: 3800 m, Air Density (Ceiling): 0.761809 kg/m³, Relative Density (AC): 0.621885.
- Derived Values:** Drag Factor: 0.0568411, Relative Density (TO): 0.906122, Zero-Lift Drag Coef. (TO): 0.079, Rotation Lift Coef. (TO): 1.81818, Lift Coef. (TO): 0.6, Drag Coef. (TO): 0.0994628, Drag Coef. (Ground): 0.0394628, Take-Off Speed: 23. m/s, Take-Off Rotation Speed: 22. m/s.
- Lift Coefficients:** Max. (FlapsON): 2.2, Take-off (Cruise): 0.3, Take-off Flaps (Δ): 0.3.
- Drag Coefficients:** Landing Gear (TO): 0.001, Flaps (TO): 0.008, Zero-lift: 0.07.
- Configuration:** Aspect Ratio: 8, Oswald Eff.: 0.7.
- Propeller Efficiency:** Cruise: 0.65, Climbing: 0.7, Ground: 0.5.
- External Conditions:** Air Density (SL): 1.225 kg/m³, Air Density (Runway): 1.11 kg/m³, Runway COF: 0.1, Gravity: 9.81 m/s².
- Ratio:** Lift to Drag (MAX): 10.
- Buttons:** Load Default Design (TCC), Load Selected Design, Write Current Design, designName, AddOns, Delete Design Point file, Refresh List.

(a)



(b)

Figura 4.8: Interface do software desenvolvido para o cálculo de carga alar e peso potência.

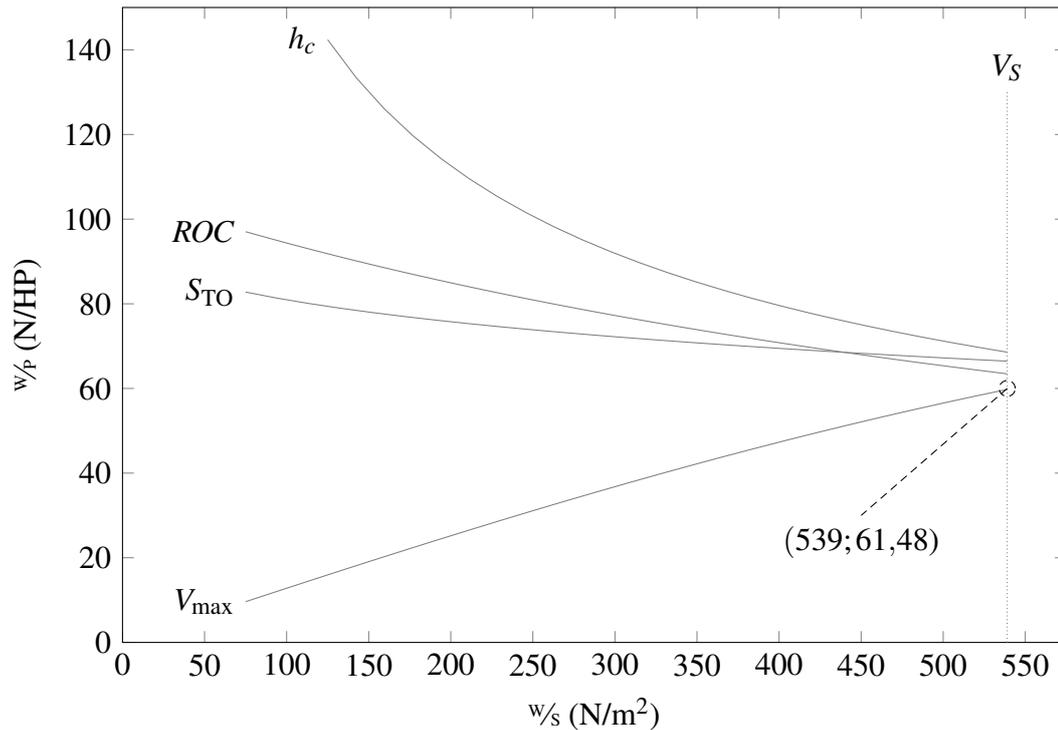
4.2.8 RESULTADOS OBTIDOS E BENCHMARKING

Os principais resultados obtidos podem ser vistos na Tabela 13 e o gráfico combinado das restrições de desempenho na Figura 4.9. Os parâmetros de entrada podem ser vistos com maior detalhamento no Apêndice C.

Comparou-se os valores encontrados com 35 aeronaves agrícolas de 7 fabricantes e 15 VANTS de diversas aplicações (desde combate até reconhecimento e fotometria). A Figura 4.10 mostra os dados coletados e compara com os obtidos (as aeronaves AirTractor foram isoladas do agrupamento principal de aeronaves agrícolas por serem aeronaves da nova geração de pulverizadoras e terem MTOWs muito superiores as demais).

Tabela 13: Valores obtidos de (W/P) e (W/S) tal como valores derivados (S_W) e (P_{eng})

Nome:	Simbolo	Valor	Unid.
Carga Alar	$(W/S)_{max}$	539	[N/m ²]
Peso / Potência	$(W/P)_{max}$	61.48	[N/HP]
Área de plataforma da asa	S_W	3.64	[m ²]
Potência requerida	P_{eng}	31.912	[HP]

**Figura 4.9:** Combinação das regiões aceitáveis definidas pelos cinco requisitos de performance definidos para este projeto.

4.3 PROJETO PRELIMINAR DA ASA

A metodologia prática utilizada para o projeto da asa segue a metodologia sugerida por (SADRAEY, 2012) e define a função primária da asa como a de produzir sustentação.

Inicialmente, recapitulemos os parâmetros definidos na etapa de projeto conceitual usando a Tabela 14.

4.3.1 CÁLCULO DE COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO IDEAL E MÁXIMO.

Deve-se então calcular o peso médio da aeronave durante cruzeiro:

$$W_{ave} = \frac{1}{2}(W_i + W_f) \quad (4.3.1)$$

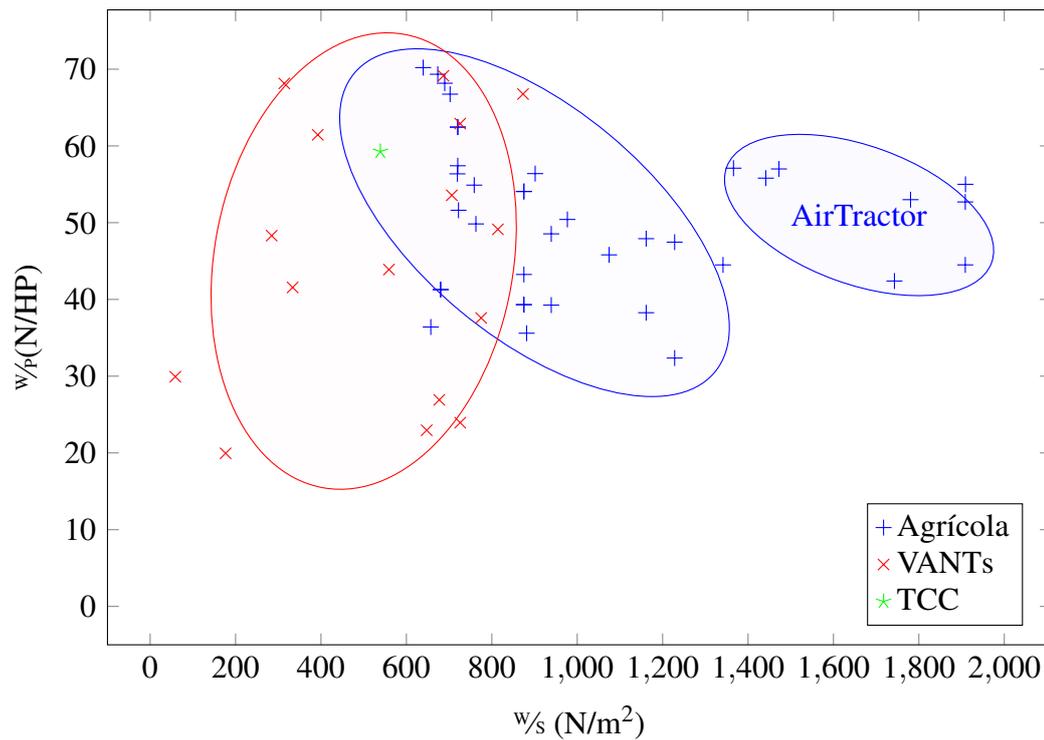


Figura 4.10: Carga alar e peso/potência obtido e comparação com outras aeronaves.

Tabela 14: Parâmetros de asa escolhidos na etapa de projeto conceitual.

Parâmetro	Valor	Unidade
Número de asas	1	[N.A.]
Posicionamento vertical	Baixa	[N.A.]
Forma	Retangular	[N.A.]
Enflechamento	0	[°]
Afilamento	0	[A.D.]
Diedro	de 3 a 6	[°]
Razão de aspecto	de 6 a 10	[A.D.]

, no qual W_i e W_f são os pesos iniciais e finais da aeronave;

$$W_{ave} = \frac{1}{2}(200 + 50)9,81 = 1226,25N \quad (4.3.2)$$

Calcular o coeficiente de sustentação requerido pela aeronave usando o peso médio:

$$C_{L_c} = \frac{2W_{ave}}{\rho V_c^2 S} \quad (4.3.3)$$

, sendo que S é a área da asa é estimado na seção 4.2;

$$C_{L_c} = \frac{2 \times 1226,25}{1,225 \times \left(\frac{100}{3,6}\right)^2 \times 3,7} = 0,701 \quad (4.3.4)$$

Estima-se que a asa gere 105% da sustentação positiva requerida pelo avião, isto é, outros componentes do avião usualmente contribuem negativamente para a sustentação, assim a sustentação requerida pela asa é dada por:

$$C_{L_{c_w}} = 1,05C_{L_c} = 0,735 \quad (4.3.5)$$

Para a seleção do perfil aerodinâmico, deve conhecer qual o coeficiente de sustentação ideal em cruzeiro do perfil e não o da asa. Teoricamente, para uma asa retangular e de comprimento infinito, o coeficiente de sustentação da asa e do perfil seriam idênticos, porém não é isso o que acontece. Como a asa ainda não é conhecida, uma relação aproximada é adotada assumindo que a asa tenha apenas 90% de efetividade. Dessa maneira, o Coeficiente de sustentação ideal para o perfil é dado por:

$$C_{l_i} = \frac{C_{L_{c_w}}}{0,9} = 0,816 \quad (4.3.6)$$

Posteriormente, esse valor será verificado utilizando ferramentas mais precisas.

Deve-se ressaltar que o sub-índice L (maiúsculo) é usado para denominar a asa (3D) como um todo enquanto o sub-índice l (minúsculo) é usado para denominar o perfil aerodinâmico (2D ou asa de envergadura infinita).

O valor requerido do coeficiente de sustentação máximo do avião ($C_{L_{\max}}$) é dado de maneira análoga a Equação 4.3.3.

$$C_{L_{\max}} = \frac{2MTOW}{\rho V_S^2 S} \quad (4.3.7)$$

$$C_{L_{\max}} = \frac{2 \times 1962}{1,225 \times \left(\frac{72}{3,6}\right)^2 \times 3,7} = 2,107 \quad (4.3.8)$$

E de maneira análoga as Equações 4.3.5 e 4.3.6 os coeficientes de sustentação máximos

da asa e do aerofólio são dados por:

$$C_{L_{\max_w}} = 1,05C_{L_{\max}} = 2,213 \approx 2,2 \quad (4.3.9)$$

e

$$C_{l_{\max_{\text{gross}}}} = \frac{C_{L_{\max_w}}}{0,9} = 2,459 \approx 2,5 \quad (4.3.10)$$

No qual $C_{l_{\max_{\text{gross}}}}$ é o coeficiente de sustentação máximo do perfil aerodinâmico auxiliado pelo dispositivo de alta sustentação (Flaps) em deflexão máxima. Da Tabela 15, estima-se que o dispositivo de alta sustentação contribua com 1.0 para o coeficiente de sustentação máximo.

Tabela 15: Incremento de coeficiente de sustentação médio para diferentes tipos de dispositivos de alta sustentação. (SADRAEY, 2012)

No	Dispositivo	ΔC_L
1	Plain flap	0,7-0,9
2	Split flap	0,7-0,9
3	Fowler flap	1-1,3
4	Slotted flap	1,3 C_f/C
5	Slotted flap (Duplo)	1,6 C_f/C
6	Slotted flap (Triplo)	1,9 C_f/C
7	Flap de Bordo de Ataque	0,2-0,3
8	Flap de Bordo de Fuga	0,3-0,4
9	Kruger Flap	0,3-0,4
10	Junkers Slotted Flap	0,9-1.2

Devido a facilidade construtiva e alta efetividade optou-se pelo uso de um sistema de Flapeiron do tipo Junkers o qual será detalhado no capítulo de Projeto Detalhado.

Determinando assim o coeficiente de sustentação máximo do aerofólio dado por:

$$C_{l_{\max}} = C_{l_{\max_{\text{gross}}}} - \Delta C_{l_{\text{HLD}}} = 2,5 - 0,9 = 1,6 \quad (4.3.11)$$

4.3.2 SELEÇÃO E SIMULAÇÃO DO PERFIL AERODINÂMICO

Abbott (1959), fornece um gráfico de grande utilidade que auxilia na escolha do perfil aerodinâmico mais indicado em função de $C_{l_{\max}}$ e C_{l_i} (Fig. 4.11). Como os valores encontrados para $C_{l_{\max}}$ e C_{l_i} (1,6 e 0,816 respectivamente) encontram-se fora do domínio do gráfico, escolheu-se o perfil que atenda o $C_{l_{\max}}$ e possua o C_{l_i} mais próximo (NACA 63₂-615)

Com o aerofólio NACA 63₂-615 escolhido, análises computacionais de escoamento

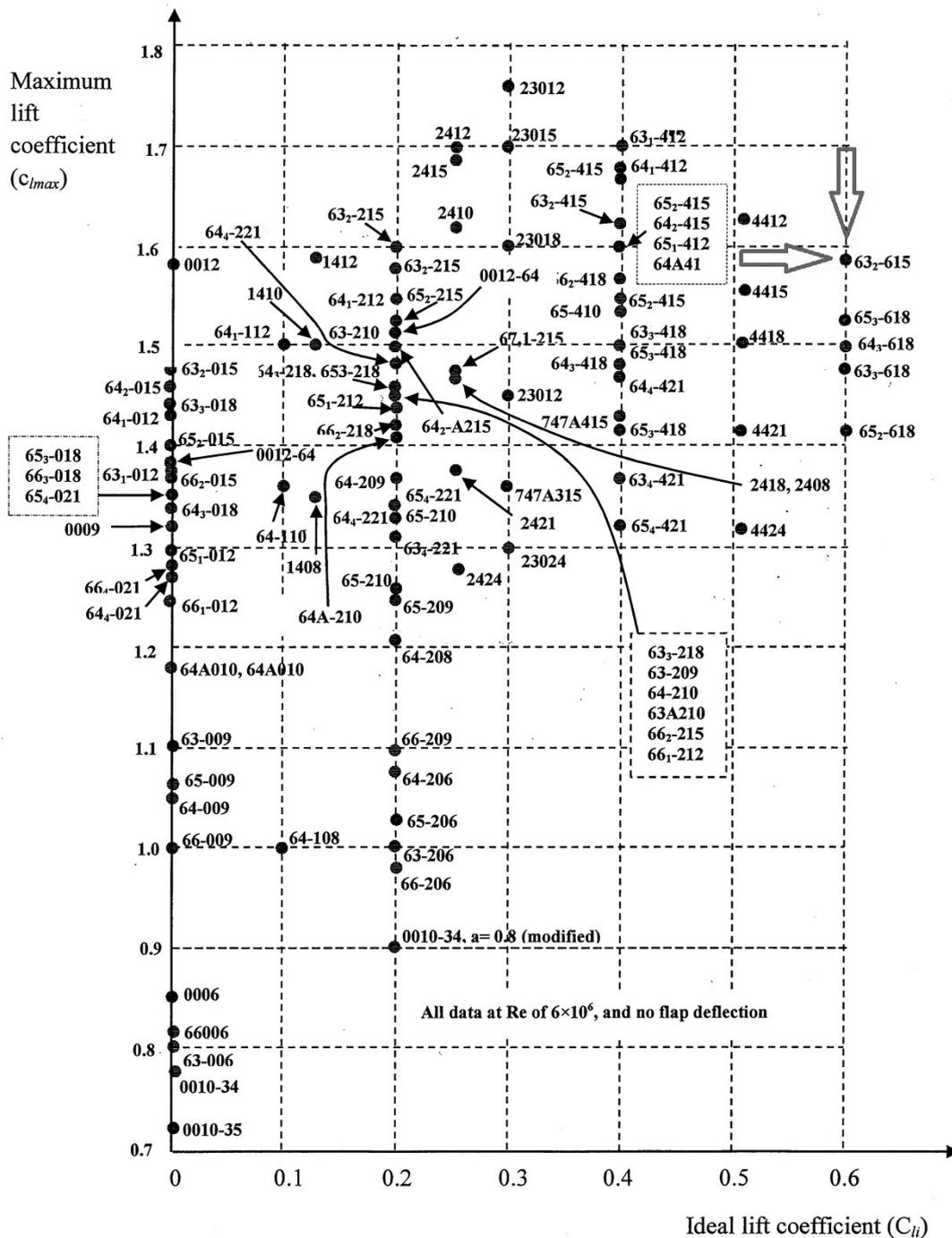


Figura 4.11: Coeficiente de sustentação máximo Versus Coeficiente de sustentação ideal para diversos aerofólios NACA. (ABBOTT, 1959)

são realizadas para levantar as características do perfil para diferentes condições de voo e tamanho de cordas (diferentes números de Reynolds). O software utilizado é o XFLR5 que apesar de basear-se em uma plataforma *Open-Source* é de grande confiabilidade e amplamente usada para projetos aeronáuticos de pequena escala, de aeromodelos e até mesmo ultraleves. A Figura 4.12 mostra as características básicas do perfil selecionado.

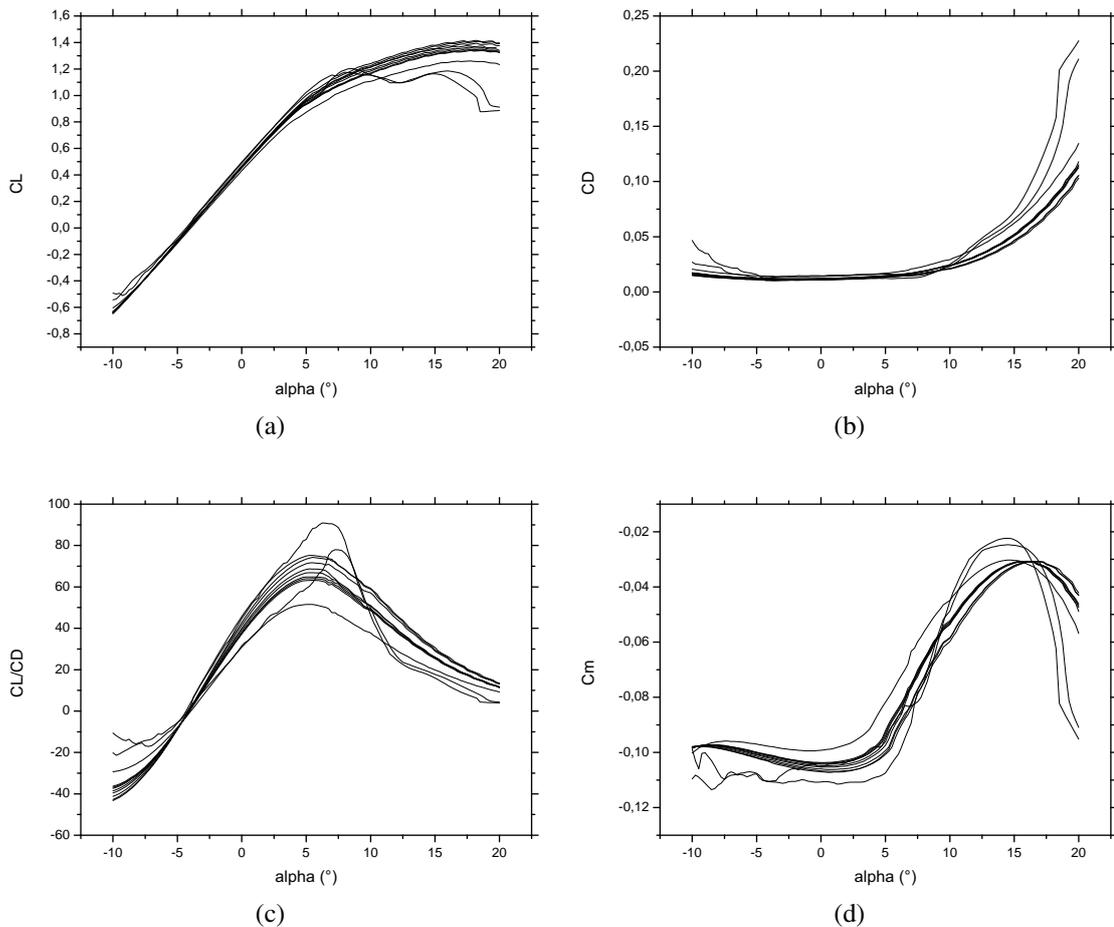


Figura 4.12: Coeficientes aerodinâmicos para o aerofólio NACA 63₂-615. a) Coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque; b) Coeficiente de arrasto versus ângulo de ataque; c) Razão CL/CD versus ângulo de ataque; d) Coeficiente de momento versus ângulo de ataque. (Reynolds entre $1,1e^5$ e $1,8e^6$)

4.3.3 ANÁLISE COMPUTACIONAL DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DA ASA

A asa, na configuração proposta anteriormente, foi modelada e simulada no XFLR5. Com objetivo de simplificar o processo de projeto da asa o flap usado tem mesma configuração e perfil aerodinâmico do da aeronave Cri-Cri. Além disso, a asa é modelada sem diedro para evitar erros de posicionamento dos flaps na simulação, o dimensionamento do diedro da asa será abordado na análise de estabilidade da aeronave. A vista secção transversal da asa com o flap não defletido é ilustrada na Figura 4.13 e com o flap defletido de 30° na Figura 4.14.

Devido a dificuldade na convergência da solução numérica com a inclusão da viscosidade, todas as simulações realizadas consideram um escoamento não viscido. Não é do escopo deste trabalho abordar detalhes do método de solução numérica utilizado pelo software XFLR5, contudo informações detalhadas podem ser encontradas em XFLR5 (2013).

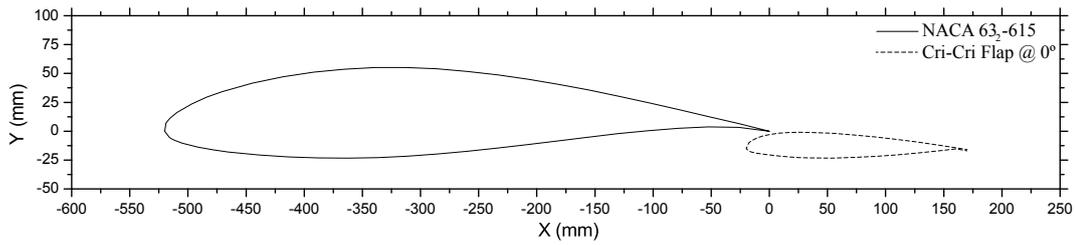


Figura 4.13: Seção transversal da asa com flap na posição horizontal e ângulo de montagem 0°

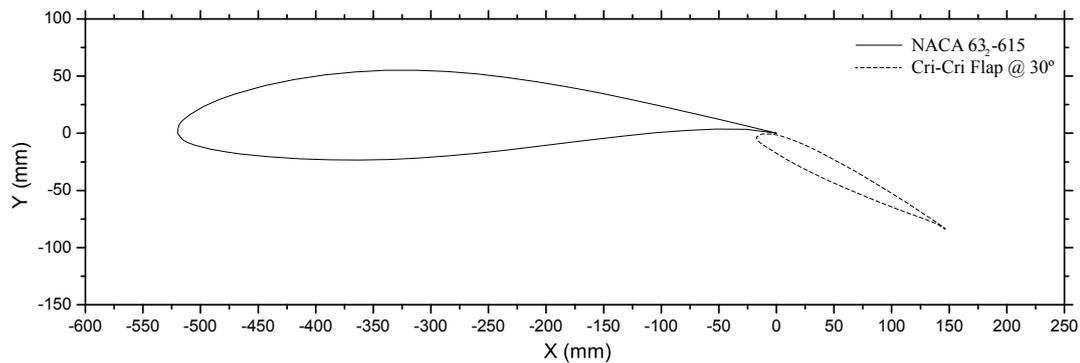


Figura 4.14: Seção transversal da asa com flap defletido 30° e ângulo de montagem 0°

Conhecendo-se o ângulo de ataque com maior rendimento do perfil (ângulo cuja relação CL/CD é máxima) define-se o ângulo de montagem da asa como sendo o de 5° .

Para obtenção de uma distribuição elíptica de sustentação em uma asa retangular, deve-se empregar um ângulo de torção adequado. Inicialmente emprega-se -2° e a distribuição do coeficiente de sustentação local obtida pode ser visualizada na Figura 4.15.

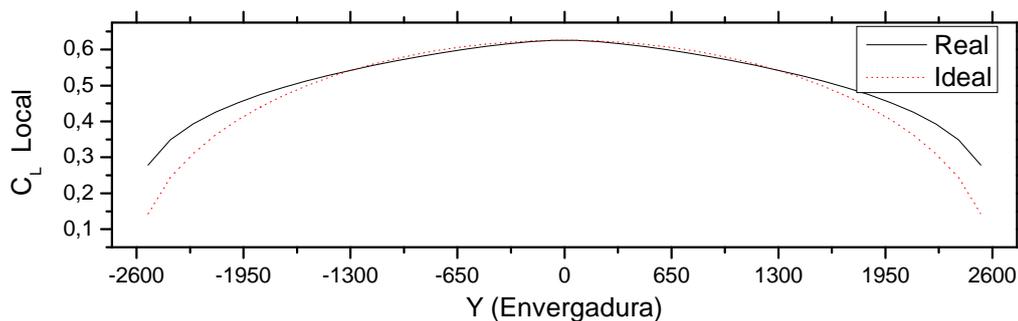


Figura 4.15: Distribuição do coeficiente de sustentação local em função da posição Y (envergadura) na asa para ângulo de torção de -2° .

Com o requisito de distribuição elíptica atendido de maneira satisfatória analisa-se a sustentação gerada pela asa, valor estimado anteriormente pela Equação 4.3.5. Além disso, nesta etapa, obtêm-se o primeiro esboço mais realista dos valores de coeficiente de arrasto da asa (estimados na etapa de Projeto Preliminar). Os gráficos contidos na Figura 4.16 mostram

respectivamente os coeficientes de sustentação e arrasto obtidos para diferentes deflexões de flap.

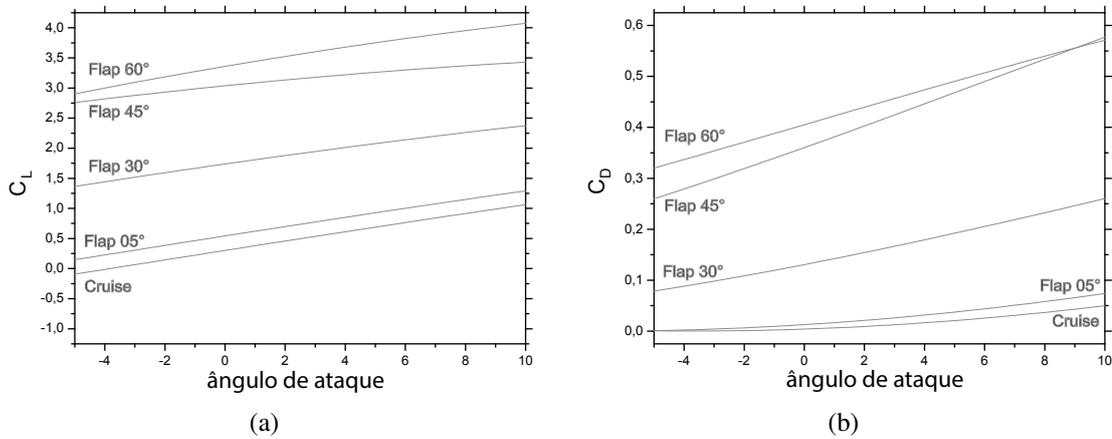


Figura 4.16: Coeficientes globais para projeto preliminar da asa. a) Coeficiente global de sustentação; b) Coeficiente global de arrasto.

Analisando a asa de maneira integral, ou seja, integrando os coeficientes de sustentação e de arrasto por toda a extensão da asa pode-se obter as forças globais de sustentação e de arrasto geradas pela asa durante a decolagem à velocidade de 22m/s (Fig. 4.17. As Equações 4.3.12 e 4.3.13 foram usadas para o cálculo das forças.

$$F_z(\alpha) = \frac{1}{2}\rho \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} V(y)^2 \cdot C_l(y, \alpha) \cdot c(y) \cdot y dy \quad (4.3.12)$$

$$F_x(\alpha) = \frac{1}{2}\rho \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} V(y)^2 \cdot C_d(y, \alpha) \cdot c(y) \cdot y dy \quad (4.3.13)$$

Na qual: $C_l(y)$ e $C_d(y)$ são os coeficientes locais de sustentação e arrasto em uma posição arbitraria y respectivamente, $c(y)$ é a corda em uma posição arbitraria y e $b/2$ é a semi-envergadura da aeronave.

Avaliando superficialmente a força de sustentação obtida nota-se que para uma configuração de flap com 30° de deflexão é suficiente para a decolagem com um baixo ângulo de ataque ($\alpha \approx 5^\circ$).

Para verificar a efetividade dos flaps no direcionamento do escoamento uma análise computacional de linhas de corrente, ainda usando o software XFLR5, é executada. A condição usada é de velocidade do ar de 22m/s e aumentando gradativamente o ângulo de deflexão do dispositivo de alta sustentação com objetivo de visualizar o ângulo crítico no qual ocorre a separação do escoamento (estol). Os resultados das simulações realizadas podem ser vistos

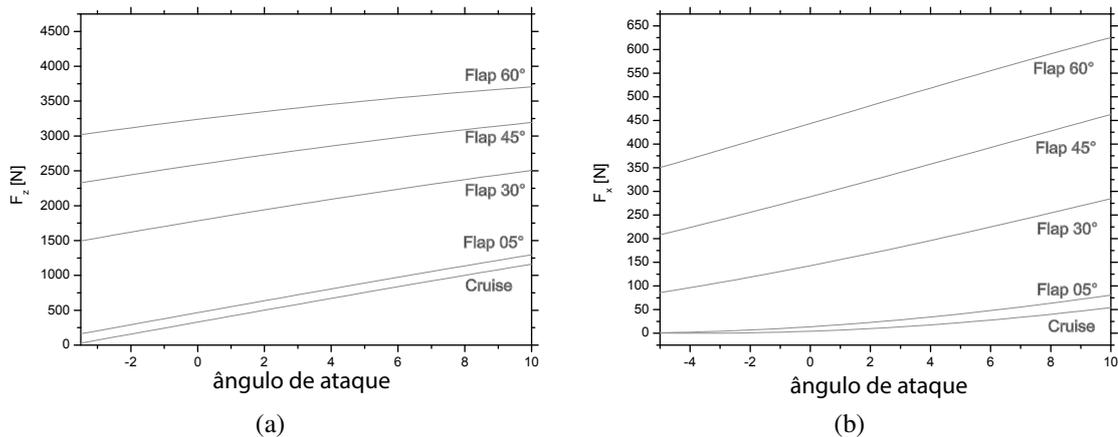


Figura 4.17: Forças aerodinâmicas resultantes para o projeto preliminar da asa. a) Força de sustentação; b) Força de arrasto.

com maior detalhamento no Apêndice F.

4.4 PROJETO PRELIMINAR DA CAUDA

4.4.1 REQUISITOS DE TRIMAGEM

Segundo Sadraey (2012) a trimagem é um dos requisitos principais para uma aeronave voar de maneira segura. Uma aeronave é dita estar em ponto de trimagem quando ela não tem tendência de rotacionar em torno do centro de gravidade e de permanecer em movimento em uma determinada direção. Em outras palavras, a aeronave se encontra estaticamente estável quando:

$$\sum F = 0 \quad (4.4.1)$$

e

$$\sum M = 0 \quad (4.4.2)$$

A *Federal Aviation Regulation* (FAR) determina alguns requerimentos mínimos de projetos em relação a trimagem da aeronave. A seguir, uma tradução simplificada da seção referente a trimagem da seção 161 da PAR 23.

1. **Geral.** Cada avião deve atender aos requisitos de trimagem desta seção após ter sido trimado e sem qualquer movimento dos controles primários correspondentes por parte do piloto, ou piloto automático. Além disso, deve ser possível, em outras condições de carga, configuração, velocidade e potência para garantir que o piloto não será excessivamente fatigado ou distraído com a

necessidade de aplicar forças de controle residual por tempo prolongado. Isto aplica-se, em funcionamento normal do avião e, se aplicável, em condições associadas com a falha de um motor.

2. **Trimagem Lateral e Direcional.** O avião deve manter trimagem lateral e direcional em voo nivelado com o trem de pouso e dispositivos de alta sustentação recolhidos conforme o seguinte:
 - (a) Para aeronaves normais, utilitárias, e acrobáticas, a uma velocidade de $0,9V_H^1$, V_C^2 , ou V_{MO}/M_{MO}^3 , a qual for menor; e
 - (b) Para aeronaves de transporte de passageiros de pequeno porte, para todas as velocidades de $1,4V_{S1}^4$ até o menor entre V_H e V_{MO}/M_{MO} .
3. **Trimagem Longitudinal.** A aeronave deve manter trimagem longitudinal sobre as seguintes condições: (1) Subida, (2) Voo nivelado em todas as velocidades de voo, (3) descida e (4) Aproximação da pista.

Durante essa etapa do projeto preliminar, não é considerada a existência de superfícies de comando como profundor e leme. O dimensionamento será desenvolvido considerando apenas o requerimento de trimagem durante cruzeiro.

4.4.2 TRIMAGEM LONGITUDINAL

O projeto da empenagem horizontal leva em conta sua função principal, a trimagem longitudinal. Para isso, a Equação 4.4.3 deve ser satisfeita de acordo com a Figura 4.18.

$$\sum M_{cg} = 0 \Rightarrow M_{0_{wf}} + M_{L_{wf}} + M_{0_h} + M_{L_h} + M_{T_{eng}} + M_{D_w} + M_{D_h} = 0 \quad (4.4.3)$$

na qual: $M_{0_{wf}}$ é o momento aerodinâmico gerado pela arfagem do conjunto asa-fuselagem em relação ao centro aerodinâmico do sistema; $M_{L_{wf}}$ é o momento causado pela sustentação gerada do sistema asa-fuselagem; M_{0_h} é o momento aerodinâmico gerado pela arfagem da empenagem horizontal em relação ao centro aerodinâmico da empenagem; M_{L_h} é o momento causado pela sustentação gerada pela empenagem horizontal; $M_{T_{eng}}$ é o momento gerado pelo sistema motor-propulsor, é M_{D_w} o momento gerado pelo arrasto da asa e M_{D_h} é o momento gerado pelo arrasto da empenagem horizontal.

¹Velocidade máxima em voo nivelado com potência máxima contínua.

²Velocidade de cruzeiro de projeto.

³Velocidade máxima de operação

⁴Velocidade mínima de voo em condição específica 1

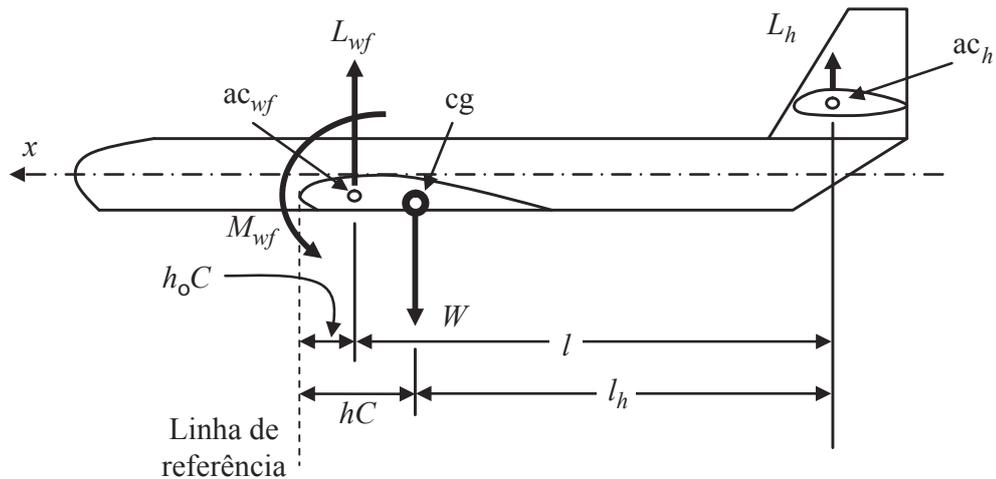


Figura 4.18: Distâncias entre o cg , ac_t , ac_{wf} e a linha de referência. (SADRAEY, 2012)

Para o caso deste projeto, não são considerados os momentos gerados pelo arrasto, tanto da asa quanto da empenagem horizontal, por estarem praticamente alinhados com o CG do avião e as forças que geram esses momentos serem de ordens de grandeza inferiores as demais. Além disso será desconsiderado o momento de arfagem da empenagem horizontal pois o perfil escolhido é simétrico ou praticamente simétrico.

Dessa maneira, a equação do balanço de momentos se resume a:

$$M_{0_{wf}} + M_{L_{wf}} + M_{0_h} + M_{L_h} + M_{T_{eng}} = 0 \quad (4.4.4)$$

Para um voo em cruzeiro, o momento gerado pelo motor é constante e depende apenas da posição vertical de montagem, da tração disponível e do ângulo de incidência. e pode ser definida por:

$$M_{T_{eng}} = Z_{eng} T \cdot \cos(i_T) \quad (4.4.5)$$

Escrevendo os comprimentos (Fig. 4.18) em função da corda média aerodinâmica (MAC ou apenas \bar{C}), adotando um referencial no bordo de ataque da asa, aplicando o sinal referente a cada momento e substituindo a Equação 4.4.5 com o valor de $\cos(i_T) = 1$ a Equação 4.4.4 é reescrita como:

$$M_{0_{wf}} + L_{wf}(h\bar{C} - h_0\bar{C}) + L_h \cdot l_h + T \cdot Z_{eng} = 0 \quad (4.4.6)$$

Expandindo as forças de sustentação e momento de arfagem em função dos coeficientes de sustentação da asa-fuselagem ($C_{L_{wf}}$), da empenagem horizontal (C_{L_h}) e momento de arfagem asa-fuselagem ($C_{m_{0_{wf}}}$).

$$M_{0_{wf}} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_{0_{wf}}} \bar{C} \quad (4.4.7)$$

$$L_{wf} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{wf}} \quad (4.4.8)$$

$$L_h = \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{L_h} \quad (4.4.9)$$

Para um voo nivelado em cruzeiro, com a somatória das forças igual a zero, as componentes horizontais (tração e arrasto) se anulam, portanto:

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{pl} C_{D_0} \quad (4.4.10)$$

e substituindo em 4.4.4:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_{0_{wf}}} \bar{C} + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{wf}} (h \bar{C} - h_0 \bar{C}) + \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{L_h} \cdot l_h + \frac{1}{2} \rho V^2 S_{pl} C_{D_0} \cdot Z_{eng} = 0 \quad (4.4.11)$$

Dividindo todos os termos da Equação 4.4.11 por $\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C}$ têm-se que:

$$C_{m_{0_{wf}}} + C_{L_{wf}} (h - h_0) - C_{L_h} \frac{l_h S_h}{\bar{C} S} + C_{D_0} \frac{Z_{eng} S_{pl}}{\bar{C} S} = 0 \quad (4.4.12)$$

Reescrevendo as distâncias características obtêm-se que:

$$\frac{l_h}{\bar{C}} = \frac{l}{\bar{C}} - (h_0 - h) \quad (4.4.13)$$

Substituindo:

$$C_{m_{0_{wf}}} + \left(C_{L_{wf}} + C_{L_h} \frac{S_h}{S} \right) (h - h_0) - \frac{l}{\bar{C}} \frac{S_h}{S} C_{L_h} + C_{D_0} \frac{z_{eng} S_{pl}}{\bar{C} S} = 0 \quad (4.4.14)$$

Reescrevendo a sustentação total em função das parcelas da asa-fuselagem e da empenagem horizontal, expandindo os termos em função dos coeficientes de sustentação e adimensionalizando:

$$\begin{aligned} L &= L_{wf} + L_h \\ \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{wf}} + \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{L_h} \\ C_L &= C_{L_{wf}} + C_{L_h} \frac{S_h}{S} \end{aligned} \quad (4.4.15)$$

Substituindo:

$$C_{m_{0_{wf}}} + C_L (h - h_0) - \frac{l}{\bar{C}} \frac{S_h}{S} C_{L_h} + C_{D_0} \frac{z_{eng} S_{pl}}{\bar{C} S} = 0 \quad (4.4.16)$$

O parâmetro $\frac{l}{\bar{C}} \frac{S_h}{S}$ é o volume de cauda (\bar{V}_H), previamente selecionado em função do tamanho, peso e classe da aeronave. O termo $\frac{z_{eng} S_{plane}}{\bar{C} S}$ será analogamente chamado de Volume Propulsor

(\bar{V}_P). Dessa maneira, a equação de trimagem longitudinal da aeronave para qualquer condição de voo é dada por:

$$C_{m_{0_{wf}}} + C_L(h - h_0) - \eta_h C_{L_h} \bar{V}_H + C_{D_0} \bar{V}_P = 0 \quad (4.4.17)$$

Segundo Sadraey (2012) o valor do momento de arfagem do grupo asa-fuselagem pode ser estimado por:

$$C_{m_{0_{wf}}} = C_{m_{af}} \frac{AR \cdot \cos^2(\Lambda)}{AR + 2\cos(\Lambda)} + 0,01\alpha_t \quad (4.4.18)$$

Na qual, $C_{m_{af}}$ é o coeficiente de momento aerodinâmico aerofólio, α_t é o ângulo de torção da asa em graus, Λ é o ângulo de *sweep* da asa e AR é a razão de aspecto.

Além disso, devido a perturbação do escoamento sobre a cauda causado pela asa (*downwash* e *sidewash*), um parâmetro de eficiência da empennagem (η_h) é adicionado a equação. Rosa (2006) fornece um gráfico simplificado para a eficiência da empennagem em função da posição vertical da empennagem adimensionalizada ($|Z| = h_V/\bar{c}$) (Fig. 4.19, Sadraey (2012) afirma que valores usuais estão entre 0,85 e 0,95, Hull (2007) considera 0,9 como valor preliminar.

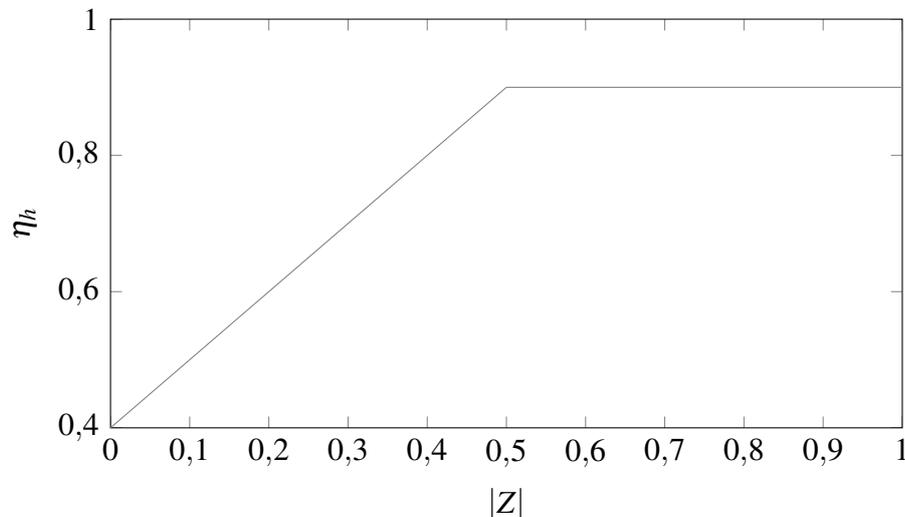


Figura 4.19: Gráfico da eficiência aerodinâmica da empennagem horizontal em função da posição vertical.

Será adotado o valor de 0,9 para a eficiência durante a etapa de projeto preliminar. Esse valor deve ser avaliado futuramente usando a Equação 4.4.19.

$$\eta_h = \frac{q_t}{q} \quad (4.4.19)$$

Na qual q_t e q são as pressões dinâmicas atuantes nos bordos de ataque atuante na cauda e na asa (corrente livre) respectivamente.

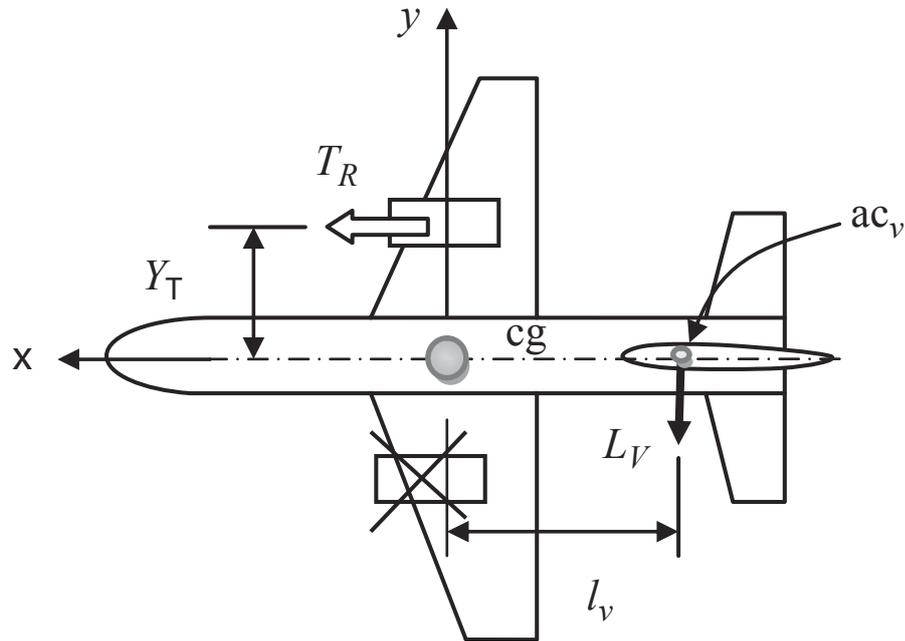


Figura 4.20: Função da empenagem vertical na estabilização direcional de uma aeronave bimotor com um deles inoperantes.

(SADRAEY, 2012)

4.4.3 TRIMAGEM DIRECIONAL E LATERAL

Segundo Sadraey (2012), a principal função da empenagem vertical é de prover trimagem direcional. Contudo, a cauda vertical também tem considerável contribuição na estabilidade lateral. A Figura 4.20 mostra a importância da empenagem vertical para um avião bimotor. Em caso de perda de uma das turbinas a empenagem vertical deve exercer força suficiente para neutralizar o momento de cabeceio gerado pela turbina operante mantendo o avião em voo alinhado.

Para o voo em cruzeiro a necessidade da somatória de forças e momentos igual a zero deve ser obedecida para todos os eixos. Portanto:

$$\sum N_{cg} = 0 \Rightarrow T_R Y_T + L_V l_v = 0 \quad (4.4.20)$$

na qual L_V pode ser calculado pela seguinte equação:

$$L_V = \frac{1}{2} \rho V^2 S_V C_{L_V} \quad (4.4.21)$$

4.4.4 SELEÇÃO DOS VOLUMES DE CAUDA

Tanto a área de referência das empenagens quanto o comprimento ótimo de cauda usam o conceito de volume de cauda como parâmetro principal para os cálculos. Autores como Sadraey (2012), Anderson (1999), Roskam (1985) e Rosa (2006) apresentam metodologias semelhantes que se baseiam no uso de coeficientes usuais para classes de aeronaves. A Tabela 16 mostra os valores do volume de cauda horizontal \bar{V}_H e vertical \bar{V}_V para diversas classes de aviões.

Tabela 16: Valores típicos para os coeficientes de volume de cauda vertical e horizontal.

Tipo de Aeronave	\bar{V}_H	\bar{V}_V
Planadores	0,60	0,03
Home-built	0,50	0,04
CriCri	0,72	0,06
Aviação Geral mono-prop.	0,70	0,04
Aviação Geral dual-prop.	0,80	0,07
Agrícola	0,50	0,04
Curiango	0,37	0,02
Ipanema	0,37	0,025
Cessna 188	0,37	0,025
AT-502	0,51	0,03
AT-602	0,51	0,03
AT-802	0,51	0,03
Avião de combate	0,40	0,07
Bombardeiro / Transporte	1,00	0,06
Transporte a jato	1,10	0,09

Os adimensionais de volume de cauda são definidos por:

$$\bar{V}_H = \frac{l_h S_h}{\bar{C}_w S_w} \quad (4.4.22)$$

$$\bar{V}_V = \frac{l_v S_v}{b_w S_w} \quad (4.4.23)$$

na qual: \bar{V}_H e \bar{V}_V são os volumes das empenagens horizontal e vertical respectivamente e são obtidos da Tabela 16; l é o comprimento do braço da cauda; S_h e S_v são as áreas de referência das empenagens horizontal; \bar{C}_w é a corda média aerodinâmica, b_w é a envergadura e S_w é a área de referência da asa.

Os volumes de cauda adotados são de 0,36 para horizontal e 0,025 para a vertical. Os valores foram selecionados com base em aeronaves já existentes (Ipanema, Cessna 188 e Curiango). Porém, para a empenagem horizontal usa-se valor levemente inferior com objetivo de obter maior manobrabilidade e para a empenagem vertical um valor ligeiramente maior para

compensar o fato da aeronave proposta ser bimotor.

4.4.5 COMPRIMENTO ÓTIMO DO BRAÇO DA CAUDA

O comprimento do braço da cauda é definido como a distância entre o centro aerodinâmico da empenagem (vertical ou horizontal) e o centro de gravidade da aeronave. Essa distância é o braço de “alavanca” usada para gerar o momento de controle e comando (longitudinal ou direcional respectivamente). Dois parâmetros interagem para gerar a sustentação necessária: comprimento do braço; e área da cauda. Assim, para qualquer comprimento de braço é possível gerar a sustentação necessária para o controle e estabilidade da aeronave dada uma área de empenagem de tamanho adequado. (SADRAEY, 2012)

O comprimento ótimo do braço da cauda será definido por dois critérios: aerodinâmico; e peso. Para o critério aerodinâmico deseja-se minimizar o coeficiente de arrasto para sustentação nula (C_{D_0}) que é proporcional a área molhada (S_{wet}) sendo analisada. Para o critério de peso, estima-se de maneira simplificada que, devido sua construção em casca, o peso dos componentes é também diretamente proporcional a área molhada. Dessa maneira, a Equação 4.4.24 referente a superfície molhada posterior a asa ($S_{wet_{aft}}$) deve ser minimizada.

$$S_{wet_{aft}} = S_{wet_{aft_{fus}}} + S_{wet_h} + S_{wet_v} \quad (4.4.24)$$

Para uma concepção de cone de cauda do tipo placas laterais paralelas (Fig. 4.21) a área molhada da fuselagem da cauda ($S_{wet_{aft_{fus}}}$) é dada por:

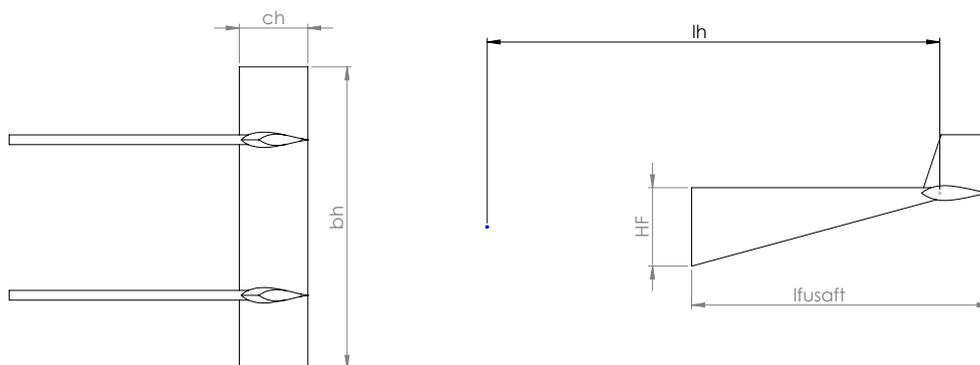


Figura 4.21: Desenho esquemático da configuração de cone de cauda por placas paralelas.

$$S_{wet_{aft_{fus}}} = 2 \cdot 2 \cdot \frac{1}{2} l_{fus_{aft}} \cdot H_F \quad (4.4.25)$$

A área molhada das empenagens podem ser aproximadas para duas vezes a área de

referência:

$$S_{\text{wet}_h} \approx 2S_h \quad (4.4.26)$$

e

$$S_{\text{wet}_v} \approx 2S_v \quad (4.4.27)$$

Das Equações 4.4.22 e 4.4.23 as áreas de referência podem ser isoladas obtendo-se:

$$S_h = \frac{\overline{C_w} S_w V_h}{l_h} \quad (4.4.28)$$

e

$$S_v = \frac{b_w S_w V_v}{l_h} \quad (4.4.29)$$

Substituindo na Equação 4.4.24:

$$\begin{aligned} S_{\text{wet}_{\text{aft}}} &= 2 \left(l_h - \frac{l_c}{2} \right) H_F + 2 \frac{\overline{C_w} S_w V_h}{l_h} + \frac{b_w S_w V_v}{l_h} \\ &= 2(l_h - 0,75)0,3 + 2 \frac{0,7 \cdot 3,7 \cdot 0,35}{l_h} + 2 \frac{5,3 \cdot 3,7 \cdot 0,03}{l_h} \\ &= 0,6l_h + \frac{1,813 + 1,177}{l_h} - 0,45 \end{aligned} \quad (4.4.30)$$

Para uma concepção de cauda do tipo cone (Fig. 4.22) a área molhada da fuselagem da cauda ($S_{\text{wet}_{\text{aftfus}}}$) é dada por:

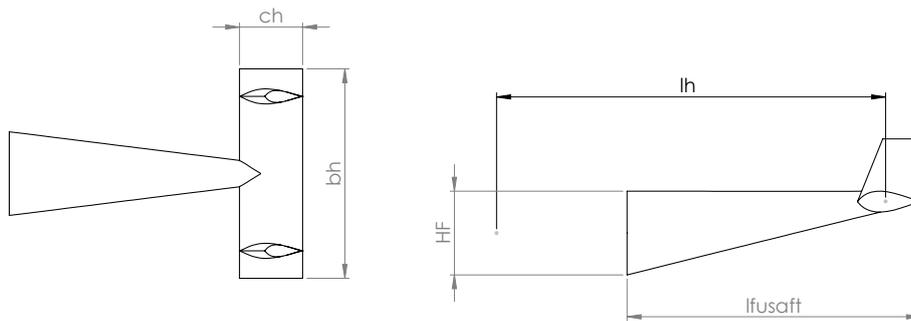


Figura 4.22: Desenho esquemático da configuração de boom em forma de cone.

$$S_{\text{wet}_{\text{aftfus}}} = \frac{1}{2} \pi \cdot H_f \cdot l_{\text{fus}_{\text{aft}}} \quad (4.4.31)$$

E de maneira análoga, a equação da área molhada total é dada por:

$$\begin{aligned} S_{\text{wet}_{\text{aft}}} &= \frac{\pi}{2} \cdot 0,35 \cdot (l_h - 0,75) + \frac{2(0,7 \cdot 3,65 \cdot 0,5)}{l_h} \\ &= 0,55l_h + \frac{1,813 + 1,177}{l_h} - 0,41 \end{aligned} \quad (4.4.32)$$

A área molhada em função do comprimento de cauda das duas concepções são plotadas em um mesmo gráfico para comparação, nota-se que ambas possuem praticamente a mesma resposta.

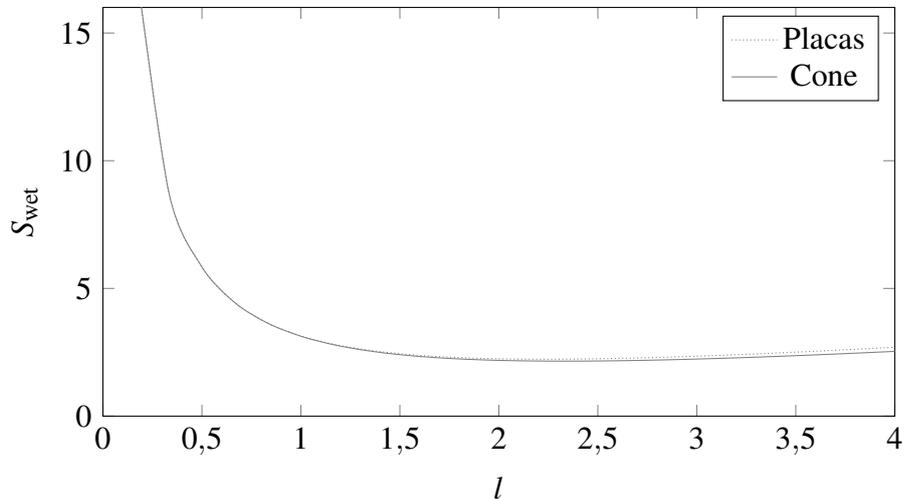


Figura 4.23: Gráfico comparativo entre concepções de fixação da empenação e estimativa de comprimento ótimo de boom.

Levando em consideração a pequena diferença entre as duas concepções, a escolhida foi a em formato de cone, pois possibilita o armazenamento de componentes eletrônicos e de controle em seu interior, transformando o cone da cauda em área útil para carregamento de eletrônica embarcada. Para comprimentos acima de 1,6m não nota-se variação significativa na área molhada, dessa maneira, o comprimento escolhido para o braço da cauda é de 1,6m.

4.4.6 CÁLCULO DAS ÁREAS DE REFERÊNCIA PARA AS EMPENAGENS

Dada as Equações 4.4.22 e 4.4.23, isola-se as áreas de referência e substitui-se os valores conhecidos. As equações se resumem a:

$$S_h = \frac{\bar{V}_H \cdot \bar{C}_w \cdot S_w}{l_h} \quad (4.4.33)$$

$$S_h = \frac{0,36 \cdot 0,7 \cdot 3,7}{1,6}$$

$$S_h \approx 0,59\text{m}^2$$

e

$$S_v = \frac{\bar{V}_V \cdot b_w \cdot S_w}{l_h} \quad (4.4.34)$$

$$S_v = \frac{0,025 \cdot 5,3 \cdot 3,7}{1,6}$$

$$S_v \approx 0,30\text{m}^2$$

4.4.7 SELEÇÃO DOS PERFIS AERODINÂMICOS

Segundo Sadraey (2012) a escolha do perfil aerodinâmico da cauda deve levar em consideração dois requisitos básicos:

1. Ter curva de sustentação versus ângulo de ataque o mais ampla possível, para fornecer grande amplitude de posicionamento;
2. Deve gerar sustentação positiva de maneira tão eficiente quanto negativa;
3. Deve ser livre de efeitos de compressibilidade, portanto, deve operar em um número de *mach* inferior ao da asa.

Para atender o requisito 2 foi escolhido um perfil simétrico NACA da série 00XX e para atender o requisito 3 escolheu-se um aerofólio com no máximo 12% de espessura. Assim, a escolha final para etapa de projeto preliminar é a do aerofólio NACA 0012, tanto para a vertical quanto horizontal.

4.4.8 RAZÃO DE ASPECTO E AFILAMENTO

Para as empenagens horizontal e vertical, uma distribuição elíptica não é necessária, portanto, uma razão aspecto baixa e um ângulo de afilamento são apenas recomendados do ponto de vista estrutural, pois resultam em uma estrutura mais leve e com menor esforços de momento fletor.

Recomenda-se que para uma abordagem inicial o valor da razão de aspecto seja dois terços o da asa:

$$AR_h = \frac{2}{3}AR_w = \frac{2}{3}7,6 = 5,0 \quad (4.4.35)$$

E que o afilamento seja um valor entre 0,7 e 1,0 de aviação geral e entre 0,4 e 0,7 para aeronaves de transporte. Portanto a razão de aspecto escolhida é de 5,0 e o afilamento é de 0,7

Não encontrou-se recomendações para a empenagem vertical, dessa maneira será adotado relações encontradas em soluções já existentes de aeronaves agrícolas. Usualmente utiliza-se uma corda da raiz cerca de 30% maior para a empenagem vertical.

4.5 PROJETO PRELIMINAR DA FUSELAGEM

4.5.1 CÁLCULO DO VOLUME DA FUSELAGEM.

Dada a carga líquida total estimada (Produto + Combustível) de 150,0kg e a densidade mínima dos produtos de $860,0 \text{ kg/m}^3$ o volume mínimo do *hooper* deve ser de aproximadamente $V_{\text{hop}} = 0,175 \text{ m}^3$.

Sadraey (2012) recomenda que a estrutura principal das asas sejam contínuas e atravessem a fuselagem, conectando-se entre si como mostra a Figura 4.24

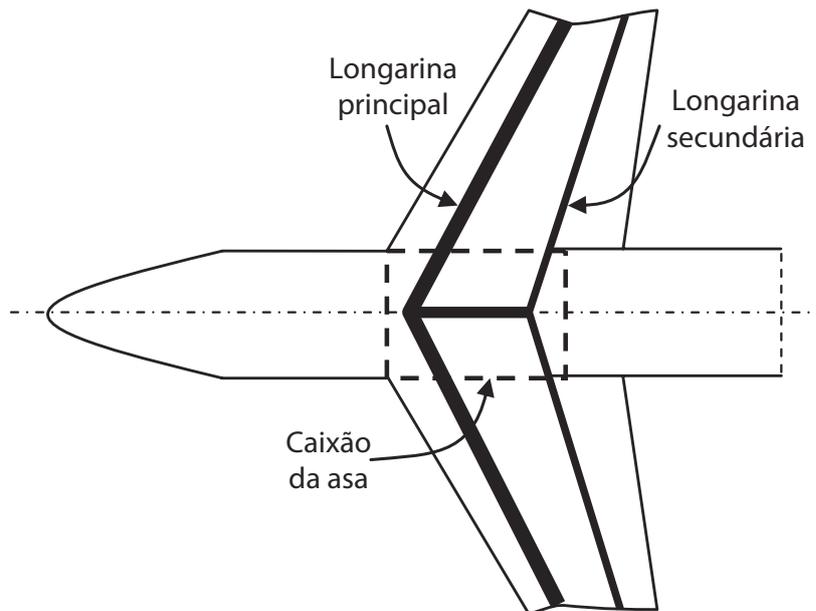


Figura 4.24: Volume ocupado na fuselagem pelo caixão da asa. (SADRAEY, 2012)

Estimando que o volume ocupado pela estrutura da asa seja dado por:

$$\begin{aligned}
 V_{\text{wb}} &= \frac{2}{3} C_r \cdot t_r \cdot w_f & (4.5.1) \\
 &= \frac{2 \cdot 0,71}{3} \cdot \frac{15 \cdot 0,71}{100} \cdot w_f \\
 &= 0,05 w_f \\
 &\approx 0,025
 \end{aligned}$$

na qual: C_r é a corda na raiz, t_r é a espessura na raiz (15% de C_r para o perfil 63₂615) e w_f a

largura ou diâmetro da fuselagem na intersecção com a asa.

Estima-se que os componentes eletrônicos ocupem não mais de um gabinete com dimensões de 350mm × 250mm × 400mm e que não pese mais do que 5kg portanto, é razoável considerar que eles possam ocupar o espaço vazio do cone de cauda.

Um possível sistema de visão também pode ser facilmente instalado no nariz da aeronave que terá volume útil superior ao de um sistema de aquisição de imagens industrial.

Será estimado um valor de eficiência volumétrica de 90% que leva em conta espessura da casca, estruturas internas, raios de suavização, etc. Dessa maneira, o volume estimado da fuselagem deve ser:

$$V_{\text{fus}} \approx \frac{0,175 + 0,025}{0,9} \quad (4.5.2)$$

4.5.2 DETERMINAÇÃO DE COMPRIMENTO ÓTIMO PARA FUSELAGEM

Há dois critérios principais para a determinação da razão de esbeltez ótima para a fuselagem: Coeficiente de arrasto a sustentação nula e peso total da fuselagem.

O coeficiente de arrasto ($C_{D_{0_{\text{fus}}}}$) de uma fuselagem cilíndrica, que é usada como aproximação, é dado por (HOAK et al., 1978) como:

$$C_{D_{0_{\text{fus}}}} = C_f \cdot f_{LD} \cdot f_M \frac{S_{\text{wet}_{\text{fus}}}}{S_{\text{ref}}} \quad (4.5.3)$$

na qual: C_f é o coeficiente de atrito casca com o ar; f_M é um fator de atrito que só depende da velocidade do escoamento; S_{ref} é a área da seção transversal da fuselagem; e f_{LD} é definido pela seguinte correlação:

$$f_{LD} = 1 + \frac{60}{(L/D)^3} + 0,0025 \frac{L}{D} \quad (4.5.4)$$

Substituindo 4.5.4 em 4.5.3 e simplificando os termos referentes as áreas, têm-se que:

$$C_{D_{0_{\text{fus}}}} = K_1 \left(1 + \frac{60}{(L/D)^3} + 0,0025 \frac{L}{D} \right) \cdot \left(\frac{L}{D} \right) \quad (4.5.5)$$

que é minimizada para a razão de esbeltez $(L/D)_{\text{opt}} = 5,1$.

Segundo Raymer et al. (1999), para voo subsônico, usualmente uma razão de esbeltez maior do que 3 minimiza de maneira suficiente o arrasto gerado pela fuselagem.

O segundo critério a ser levado em consideração é o do peso da fuselagem, pela estrutura proposta ser do tipo coquilhada (casca), o peso pode ser considerado diretamente proporci-

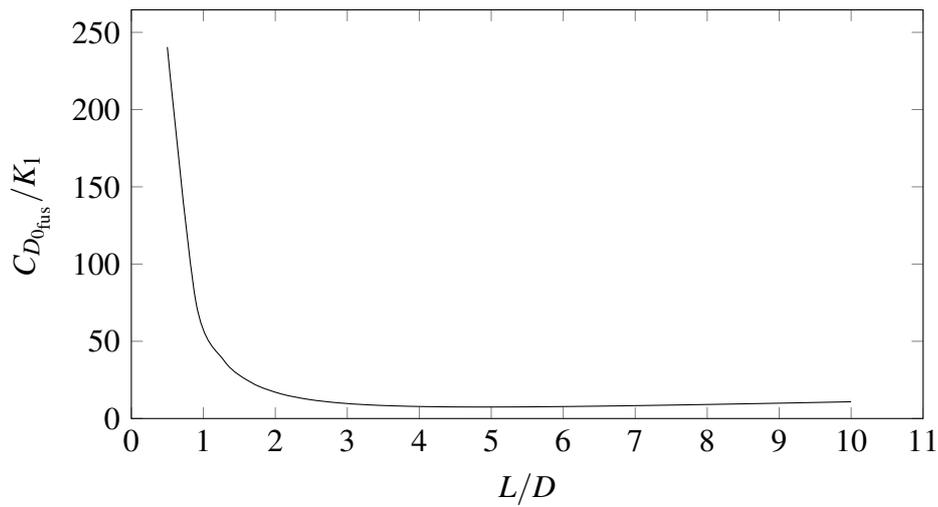


Figura 4.25: Gráfico da área molhada versus comprimento efetivo para a fuselagem em formato de paralelepípedo.

onal a área molhada.

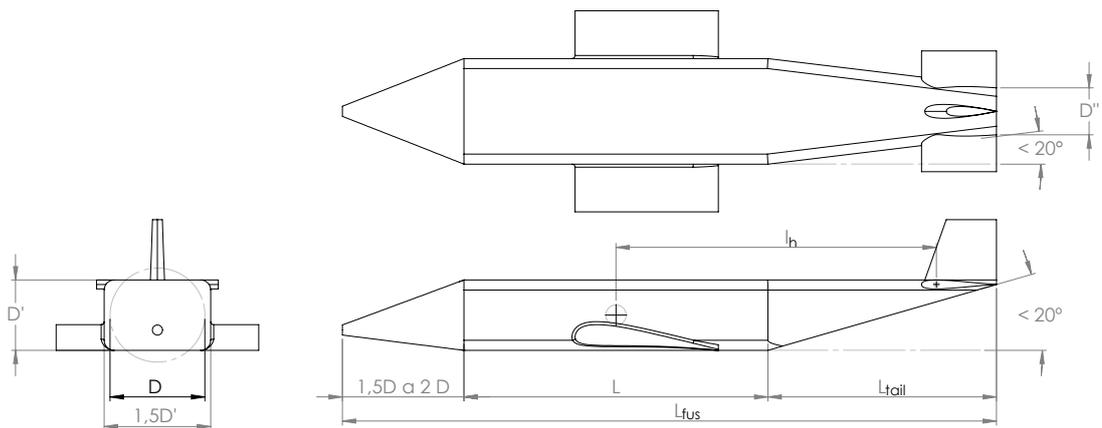


Figura 4.26: Desenho esquemático da concepção proposta para fuselagem durante etapa preliminar.

Aproximando-se a seção central da fuselagem para um paralelepípedo e o nariz e a cauda para um cones (Fig. 4.26) a área molhada pode ser calculada por:

$$S_{W_{fus}} = S_I + S_{II} + S_{III} \quad (4.5.6)$$

$$S_{W_{fus}} = \underbrace{\frac{\pi D}{2} \sqrt{\frac{D^2}{4} + (1,5D)^2}}_{S_I} + \underbrace{2L(D' + 1,5D')}_{S_{II}} + \underbrace{\frac{\pi D}{2} \sqrt{\frac{D^2}{4} + L_{tail}^2}}_{S_{III}} \quad (4.5.7)$$

Sadraey (2012) recomenda que para não haver separação do escoamento na parte pos-

terior da fuselagem, a inclinação da parede da cauda não deve ser maior do que 20° . Portanto, $L_{\text{tail}} \geq 2,8D'$.

Considerando que apenas a porção central da fuselagem seja capaz de armazenar a carga paga (produtos agrícolas) e adotando uma eficiência volumétrica de 90% a equação para o volume (Eq: 4.5.2) se resume à:

$$V_{\text{fus}} = \frac{0,2}{0,9} = 1,5D'^2L \quad (4.5.8)$$

isolando D' :

$$D' = \sqrt{\frac{0,148}{L}} = 0,385\sqrt{\frac{1}{L}} \quad (4.5.9)$$

E definindo D como o raio de giração da porção central da fuselagem:

$$D = D' \sqrt{\frac{1,5 \cdot 4}{\pi}} = 1,382D' \quad (4.5.10)$$

$$D = 1,382 \sqrt{\frac{0,148}{L}} = 0,532 \sqrt{\frac{1}{L}}$$

Simplificando a Equação 4.5.7, escreve-se $S_{W_{\text{fus}}}$ em função do comprimento central L .

$$S_{W_{\text{fus}}} = 2,483D^2 + 5D'L + 1,571 \sqrt{\frac{D^2}{4} + (2,748D')^2} \quad (4.5.11)$$

$$S_{W_{\text{fus}}} = 0,703 \frac{1}{L} + 1,925\sqrt{L} + 1,571 \sqrt{\frac{0,071}{L} + \frac{1,119}{L}}$$

Para avaliar o comprimento ótimo, levando em consideração ambos os critérios, reescreve-se a Equação 4.5.5 apenas em função de L usando a Equação 4.5.11.

$$C_{D_{0_{\text{fus}}}} = K_1 \left(1 + \frac{60}{\left(\sqrt{L^3}/0,148\right)^3} + 0,0025 \sqrt{\frac{L^3}{0,148}} \right) \left(\sqrt{\frac{L^3}{0,148}} \right) \quad (4.5.12)$$

Ambos os critérios minimizam seus resultados para comprimentos próximos de $L = 1,5$ m (Fig. 4.27), valor que será adotado nesta etapa.

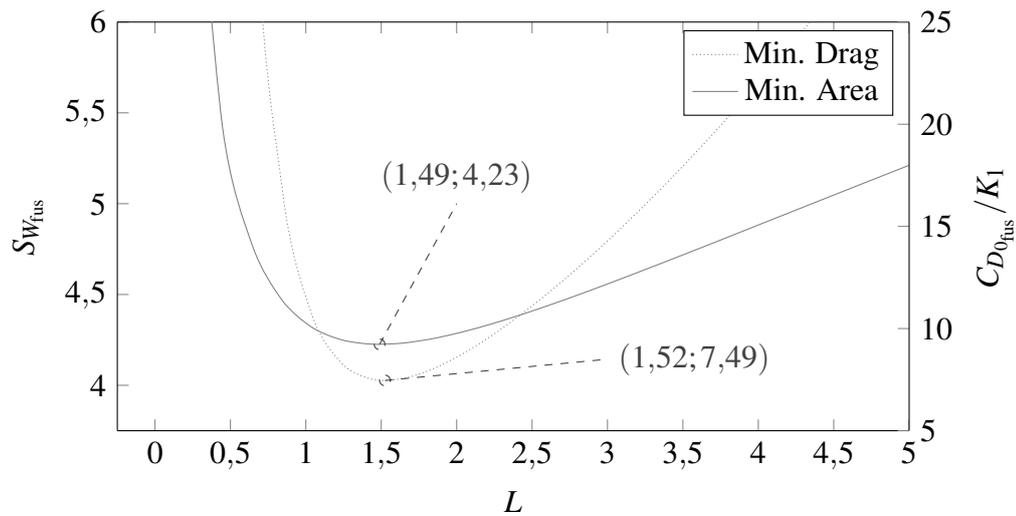


Figura 4.27: Gráfico da área molhada versus comprimento efetivo para a fuselagem em proposta.

4.6 PROJETO PRELIMINAR DO SISTEMA DE PROPULSÃO

4.6.1 COMPARAÇÃO ENTRE OS MOTORES DISPONÍVEIS

Como previsto anteriormente a potência total requerida é de no mínimo 31,912 HP e também deseja-se motores que se enquadrem na categoria de aeromodelos. Os fabricantes que fabricam motores a pistão para aeromodelos de alta performance são: DLE (2,5 à 21,5 HP); DA (5,0 à 19,0 HP) e 3W (3,3 à 61,0 HP). Optou-se pelo uso de dois motores de 170cc que, para todos os fabricantes, fornecem de 17,5 a 19,7 HP. A Tabela 17 mostra uma comparação entre os motores selecionados.

Tabela 17: Tabela comparativa entre motores a pistão para VANTs.

Nome:	DLE-170	DA-170	3W-170 XiB2 TS CS
			
Cilindradas [cc]	170	170	170
Potencia [HP]	17,5	18,0	19,7
Massa [kg]	4,11	3,92	4,10
Preço (US\$)	1100,00	1800,00	2200,00

Devido a disponibilidade e baixo custo, optou-se pelo uso de dois motores DLE-170

que combinados resultam em 35 HP de potência (cerca de 10% a mais do que o estimado anteriormente).

4.6.2 POSIÇÃO DE MONTAGEM DOS MOTORES

Em relação a posição de montagem dos motores a FAR 25 Seção 25.1191 determina requisitos mínimos de espaçamento para as sistemas propelidos por hélices. Os requisitos abaixo devem ser satisfeitos para as piores condições de posição de CG e passo da hélice:

1. **Distância do solo.** Deve existir uma distância de pelo menos 7 polegadas (para aeronaves na configuração de trem de pouso tipo triciclo ou similar) ou 9 polegadas (para aeronaves com configuração de trem de pouso tipo convencional ou similar) entre cada hélice e a pista com o trem de pouso estaticamente defletido, com o avião nivelado, em ângulo de decolagem ou em taxiamento. Além disso, aeronaves com sistemas de amortecimento no trem principal do tipo convencional devem prever uma deformação referente a 1,5g.
2. **Configuração Pusher.** Em adição, a distância mínima deve levar em conta o ângulo máximo de atitude que pode ser obtida durante pousos e decolagens.
3. **Água.** Quando aplicável, deve haver ao menos 18 polegadas de distância entre a hélice e a água.
4. **Estruturas.** Deve existir (i) ao menos 1 polegada de distância radial entre a ponta das hélices e qualquer estrutura do avião; (ii) ao menos 0,5 polegadas de espaçamento longitudinal entre as hélices ou “spinners” de qualquer parte estacionária do avião. e (iii) deve haver folga positiva entre as hélices para o caso de avião multi-hélice.

Alem disso, a FAR 23 Seção 23.771 requer que para cada compartimento dos pilotos ou compartimento dos controles aerodinâmicos (situação aplicável para este projeto) devem ser posicionados em relação as hélices de maneira que não fiquem em uma região delimitada por pelo plano de rotação da hélice adicionado a uma folga angular de $\pm 5^\circ$ (Fig. 4.28).

Segundo Sadraey (2012), uma das razões por traz desse requerimento é a precaução em caso de colisão entre a hélice e objetos estranhos como gelo, pedras, aves, etc. Por esta razão a recomenda-se que a estrutura da fuselagem seja ligeiramente reforçada nessa região.

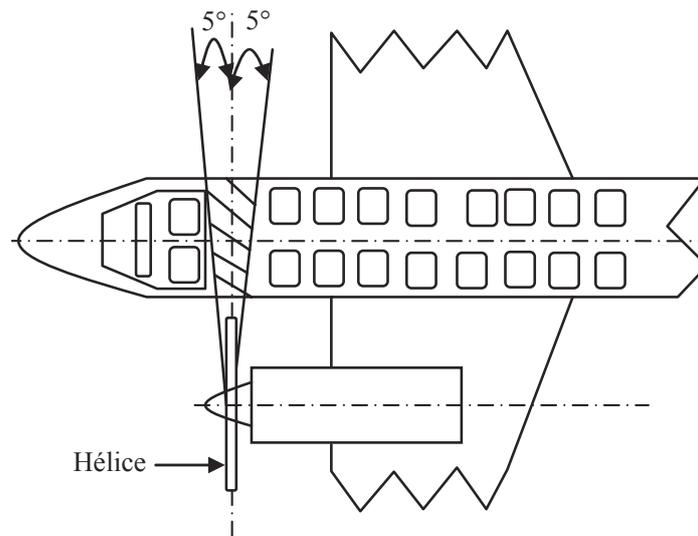


Figura 4.28: Região na qual a cabine dos pilotos e/ou os controles aerodinâmicos não podem ser alojados. (SADRAEY, 2012)

4.6.3 DIMENSIONAMENTO DO DIÂMETRO DA HÉLICE

A tração gerada pelo sistema de propulsão, voando em cruzeiro com uma velocidade V_C com eficiência da hélice de η_P , pode ser escrita em função da potência P como:

$$T = \frac{P \cdot \eta_P}{V_C} \quad (4.6.1)$$

$$V_{\text{tipcruise}} = \sqrt{V_{\text{tipstatic}}^2 + V_C^2} \quad (4.6.2)$$

Sendo que a velocidade de rotação é dada por:

$$V_{\text{tipstatic}} = \frac{D_P}{2} \omega = \frac{D_P}{2} \frac{2\pi \cdot n}{60} \quad (4.6.3)$$

A velocidade máxima de ponta de hélice depende do material da hélice e no grau de qualidade do processo de fabricação, Sadraey (2012) fornece uma tabela com valores de referência para as velocidades máximas permitidas para cada tipo de hélice.

Segundo o fabricante do motor selecionado, a hélice recomendada é a **XOAQ3012** “Xoar 30 × 12 Beech Propeller” que possui diâmetro de 30 polegadas. Calculando a velocidade máxima recomendada para esta hélice têm-se que a rotação não deve passar de :

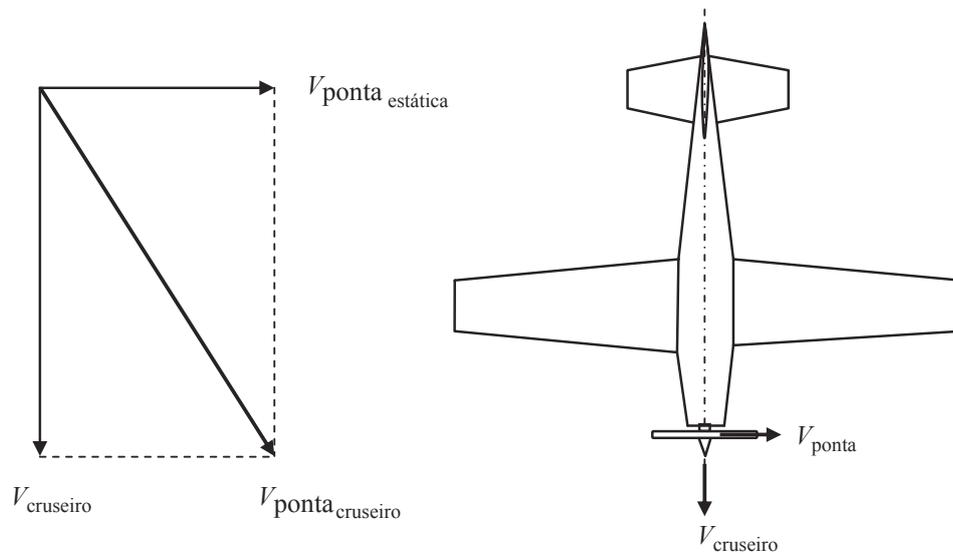


Figura 4.29: Velocidade resultante na ponta da hélice. (SADRAEY, 2012)

Tabela 18: Velocidade de ponta de hélice máxima sugerida para diferentes materiais. (SADRAEY, 2012)

Velocidade da ponta [m/s]	Tipo de hélice
310 (mach 0,91)	Metal (alta performance)
270 (mach 0,79)	Metal (comum)
250 (mach 0,74)	Material compósito
210 (mach 0,62)	Madeira
150 (mach 0,44)	Plástico

$$210^2 = \frac{30 \cdot 25,4}{2000} \left(\frac{2\pi \cdot n}{60} \right)^2 + 40^2 \Rightarrow n \approx 5200\text{RPM} \quad (4.6.4)$$

4.7 PROJETO PRELIMINAR DO TREM DE POUSO

4.7.1 ALTURA DO TREM DE POUSO (*GROUND CLEARANCE.*)

Segundo Sadraey (2012), a altura do trem de pouso é definida como a distância do solo ao elemento de união que acopla o trem de pouso principal com o restante da aeronave com a fuselagem na posição horizontal.

A altura do trem principal influencia principalmente em:

1. Distância ao solo e obstáculos durante taxiamento;
2. Distância ao solo da cauda durante rotação de decolagem;
3. *tipback*;

4. *overturn*;
5. Operação de carga e descarga.

O parâmetro que se define nessa etapa é o ângulo de *clearance* α_C que é definido por:

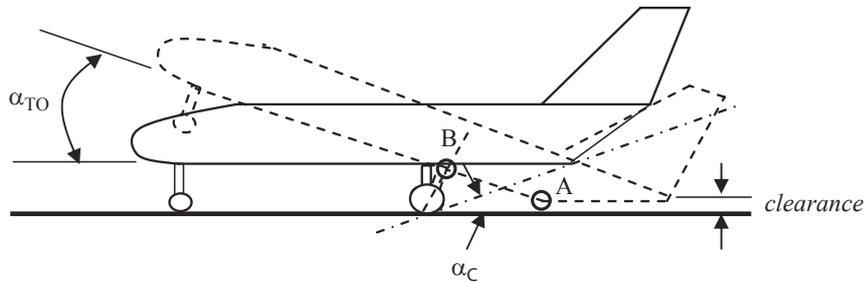


Figura 4.30: Influência da altura do trem principal na rotação de decolagem

$$\alpha_C = \tan^{-1} \left(\frac{H_f}{AB} \right) \quad (4.7.1)$$

Nota-se que o ângulo de *clearance* (α_C) deve ser maior do que o ângulo de rotação na decolagem (α_{TO}), caso contrário a cauda da aeronave atingirá o solo.

4.7.2 DISTÂNCIA ENTRE TRENS (*WHEEL BASE*.)

Wheel base (B) é um importante parâmetro e define a distribuição das cargas entre os trens principal e secundário. Este parâmetro influencia diretamente a estabilidade e a controlabilidade em solo. A Figura 4.31 mostra as distâncias relevantes para o exemplo de um avião com a configuração de triciclo.

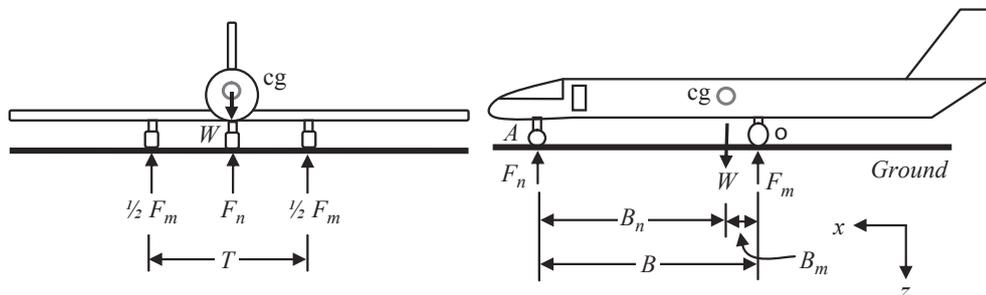


Figura 4.31: Distribuição das forças entre trem principal e secundário

Devido a requisitos de controlabilidade, o trem dianteiro não deve suportar menos do que cerca de 5% do peso total da aeronave, e por requisitos estruturais, não deve suportar mais do que 20% (SADRAEY, 2012).

Aplicando as equações do equilíbrio estático para essa configuração obtêm-se que:

$$\sum F_z = 0 \Rightarrow F_n = F_m = W \quad (4.7.2)$$

$$\sum M_o = 0 \Rightarrow F_n B - W B_m = 0 \quad (4.7.3)$$

Portanto:

$$F_n = \frac{B_m}{B} W \quad (4.7.4)$$

$$F_m = \frac{B_n}{B} W \quad (4.7.5)$$

4.7.3 DISTÂNCIA ENTRE RODAS DO TREM PRINCIPAL.

A distância entre eixos tem como funcionalidade principal a prevenção do *overturn* da aeronave em solo. *Overturn* é a desestabilização lateral da aeronave, e pode ser causado por: (a) curvas durante o taxiamento e (b) rajada de vento lateral, os quais são requisitos de controlabilidade e estabilidade em solo respectivamente. Sadraey (2012) recomenda que o uso de um ângulo de *overturn* (Φ_{ot}) maior do que 25° seja adotado como valor inicial (Fig. 4.32

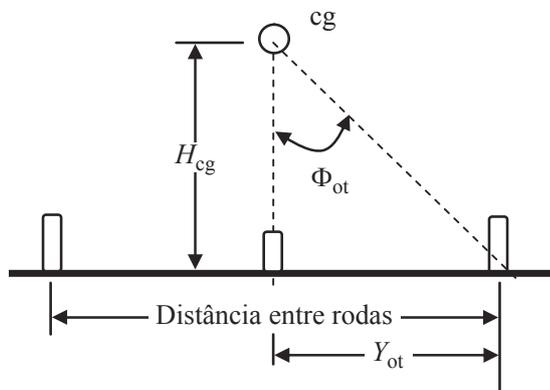


Figura 4.32: Ângulo de *overturn* baseado em vista frontal para aeronave com configuração em triciclo.

4.7.4 DEFINIÇÃO DA CONFIGURAÇÃO DE TREM DE POUSO ESCOLHIDA

Devido a simplicidade construtiva, baixo custo e robustez, a configuração escolhida para o trem de pouso é a convencional, com duas rodas no trem principal e uma bequilha sem comando na cauda. A Figura 4.33 mostra a configuração adotada tal como as dimensões principais definidas para o projeto preliminar.

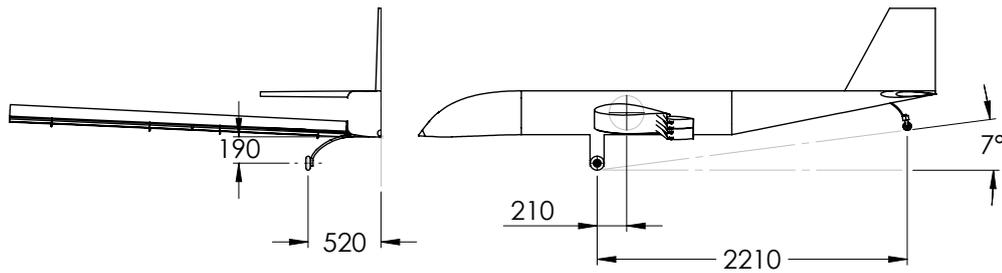


Figura 4.33: Dimensões principais do trem de pouso selecionado.

A controlabilidade em solo será dada apenas pela tração desigual dos motores e do sistema de freio do trem principal, pois a bequilha não terá volante de comando (bequilha com giro livre).

Utilizando as Equações 4.7.4 e 4.7.5 calcula-se o carregamento em cada roda para a aeronave em solo:

$$F_n = \frac{210}{2210} \cdot 1962 = 186\text{N} \quad (4.7.6)$$

$$F_m = \frac{2000}{2210} \cdot 1962 = 1775\text{N} \quad (4.7.7)$$

Portanto, a força estática na roda da bequilha é de 186 N e a força em cada roda do trem principal é de 887,5 N.

4.8 PROJETO PRELIMINAR DAS SUPERFÍCIES DE CONTROLE

Em uma aeronave, existem dois grupos de superfícies: (i) as superfícies de sustentação e (ii) as de controle. Para uma aeronave convencional, a asa, a empenagem vertical e horizontal são as únicas superfícies de sustentação. As superfícies de controle se classificam como primárias (aileron, profundor e leme) (Fig. 2.1 e secundárias (flaps, spoilers e tabs) (Fig. 2.2) (SADRAEY, 2012).

A Tabela 19 sumariza os termos que serão usados nessa seção.

As superfícies de comando primária tem como principal função controlar a rota do avião e alterar de uma posição de trimagem para outra. Já as superfícies de comando secundárias tem como função reforçar a atuação das superfícies primárias e/ou atuar em pequenos ajustes de rota.

Para analisar a controlabilidade de uma aeronave, deve-se inicialmente definir um sistema de coordenadas adequado. Usualmente, é empregado um sistema ortogonal, cuja origem

Tabela 19: Definições dos termos básicos referentes ao controle de uma aeronave.

(SADRAEY, 2012)

Termo	Definição
Trimagem e equilíbrio	Quando a soma de todas as forças atuantes em uma aeronave e a soma de todos os momentos em torno do centro de gravidade é igual a zero, a aeronave diz-se trimada.
Controle	Mudança voluntária imposta na condição de inicial de trimagem da aeronave que necessariamente leva o avião a um novo ponto de trimagem em um determinado intervalo de tempo.
Estabilidade	Tendência do avião se opor a qualquer distúrbio externo indesejável retornando naturalmente ao seu ponto original de trimagem.
Estabilidade estática	A tendência da aeronave se opor a um impulso externo que a faça sair da posição de trimagem.
Estabilidade dinâmica	A tendência da aeronave retornar ao ponto original de trimagem se perturbada.

é coincidente com o centro de gravidade da aeronave, o eixo X é alinhado com a fuselagem, o eixo Y alinhado com a asa direita, e o eixo Z aponta para o solo. Os momentos são orientados seguindo a regra da mão direita. (Fig. 2.4)

As direções positivas e negativas para as deflexões das superfícies de controle também precisam ser definidas, a Tabela 20 demonstra a simbologia adotada para as deflexões tal como a direção positiva.

Tabela 20: Convenções de sinais para deflexões das superfícies de controle.

Nome	Simbolo	Deflexão positiva
Profundor	δ_E	Gerando momento de <i>pitching</i> negativo (\downarrow , $+\delta_E$; \uparrow , $-\delta_E$)
Aileron	δ_A	Gerando momento de rolagem positivo ($\delta_{A_{\text{esq}}}$ \downarrow ; $\delta_{A_{\text{dir}}}$ \uparrow) e $\delta_A = 0,5(\delta_{A_{\text{esq}}} + \delta_{A_{\text{dir}}})$
Leme	δ_R	Gerando momento de cabeceio (<i>yaw</i>) negativo (\leftarrow , $+\delta_R$; \rightarrow , $-\delta_R$)

Durante a etapa de projeto preliminar, não se conhece com precisão informações importantes para o projeto das superfícies de comando. Portanto, escolhe-se valores baseados na experiência do projetista ou, no caso desse projeto, valores de referência encontrados em literatura e/ou aeronaves similares. As Tabelas 21 e 22 mostram os valores recomendados por Sadraey (2012) e os valores encontrados em projetos já consolidados de aeronaves agrícolas respectivamente.

As dimensões finais escolhidas para as superfícies de comando podem ser vistas no

Tabela 21: Valores típicos para a geometria das superfícies de comando.

(SADRAEY, 2012)

	Aileron	Profundor	Leme
Razão entre áreas	$S_A/S = 0,03 - 0,12$	$S_E/S_h = 0,15 - 0,40$	$S_R/S_V = 0,15 - 0,35$
Razão entre envergaduras	$b_A/b = 0,20 - 0,40$	$b_E/b_h = 0,80 - 1,00$	$b_R/b_V = 0,70 - 1,00$
Razão entre cordas	$C_A/C = 0,15 - 0,30$	$C_E/C_h = 0,20 - 0,40$	$C_R/C_V = 0,15 - 0,40$
Deflexão negativa máxima	$-25^\circ(\uparrow)$	$-25^\circ(\uparrow)$	$-30^\circ(\rightarrow)$
Deflexão positiva máxima	$+20^\circ(\downarrow)$	$+20^\circ(\downarrow)$	$+30^\circ(\leftarrow)$

Tabela 22: Geometria das superfícies de comando de diferentes aviões agrícolas.

	Aileron	Profundor	Leme
- Ipanema -			
Razão entre áreas	$S_A/S = 0,040$	$S_E/S_h = 0,500$	$S_R/S_V = 0,500$
Razão entre envergaduras	$b_A/b = 0,215$	$b_E/b_h = 1,000$	$b_R/b_V = 1,000$
Razão entre cordas	$C_A/C = 0,185$	$C_E/C_h = 0,500$	$C_R/C_V = 0,500$
- Airtractor AT-402 -			
Razão entre áreas	$S_A/S = 0,057$	$S_E/S_h = 0,470$	$S_R/S_V = 0,530$
Razão entre envergaduras	$b_A/b = 0,190$	$b_E/b_h = 1,000$	$b_R/b_V = 1,000$
Razão entre cordas	$C_A/C = 0,300$	$C_E/C_h = 0,470$	$C_R/C_V = 0,530$
- Airtractor AT-802 -			
Razão entre áreas	$S_A/S = 0,100$	$S_E/S_h = 0,600$	$S_R/S_V = 0,610$
Razão entre envergaduras	$b_A/b = 0,275$	$b_E/b_h = 1,000$	$b_R/b_V = 1,000$
Razão entre cordas	$C_A/C = 0,360$	$C_E/C_h = 0,600$	$C_R/C_V = 0,610$
Deflexão negativa máxima	$-17^\circ(\uparrow)$	$-20^\circ(\uparrow)$	$-24^\circ(\rightarrow)$
Deflexão positiva máxima	$+13^\circ(\downarrow)$	$+15^\circ(\downarrow)$	$+24^\circ(\leftarrow)$
- Curiango -			
Razão entre áreas	$S_A/S = 0,060$	$S_E/S_h = 0,475$	$S_R/S_V = 0,500$
Razão entre envergaduras	$b_A/b = 0,230$	$b_E/b_h = 1,000$	$b_R/b_V = 1,000$
Razão entre cordas	$C_A/C = 0,260$	$C_E/C_h = 0,475$	$C_R/C_V = 0,500$
Deflexão negativa máxima	$-20^\circ(\uparrow)$	$-23^\circ(\uparrow)$	$-25^\circ(\rightarrow)$
Deflexão positiva máxima	$+12^\circ(\downarrow)$	$+23^\circ(\downarrow)$	$+25^\circ(\leftarrow)$

Apêndice I.

4.9 REFINAMENTO DO VOLUME DE CAUDA E DETERMINAÇÃO ÓTIMA DE CG

Embora o tamanho mínimo da empenagem seja algo que depende de fatores não determinados até esta etapa, o projeto preliminar pode estimar um valor ótimo baseado nos limites aerodinâmicos conhecidos para a aeronave. A metodologia usada para essa otimização pode ser vista com mais detalhamento em Torenbeek (2013).

Considerando apenas o eixo longitudinal da aeronave e determinando sua origem no bordo de ataque da asa escreve todas as forças e momentos relativos a estabilidade longitudinal

atuantes na aeronave (Fig. 4.34).

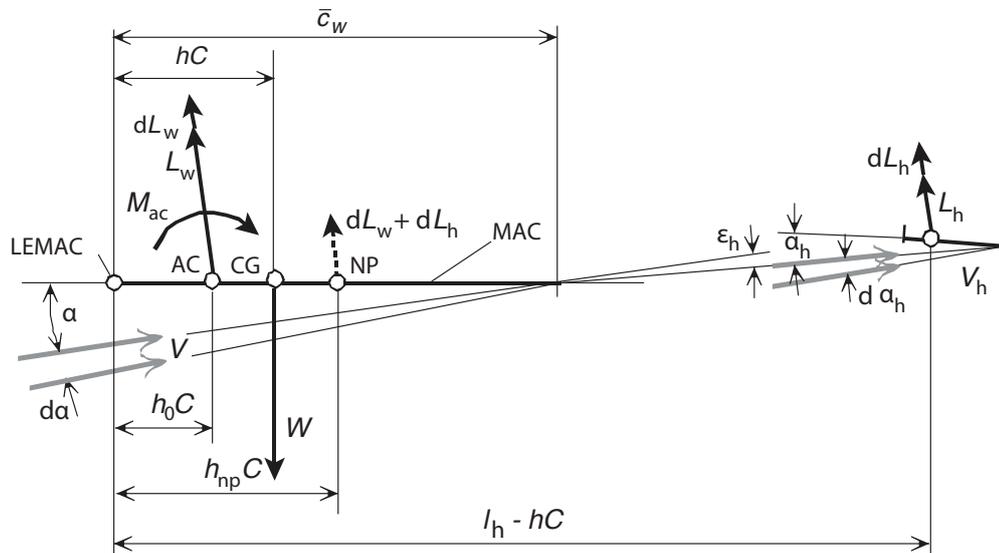


Figura 4.34: Desenho esquemático da estabilidade longitudinal da aeronave em condições de trimagem.

A Figura 4.34 ainda mostra que um distúrbio $d\alpha$ causa um incremento de sustentação tanto na asa quanto na empennagem horizontal de dL_w e dL_h respectivamente, que por sua vez podem ser transpostos para um ponto conveniente no qual não haverá ação de momento, este ponto chama-se ponto neutro (NP).

Torenbeek (2013) considera dois limites aerodinâmicos para o processo de balanceamento da aeronave em combinação com o projeto ótimo da empennagem:

1. Equilíbrio estático em voo nivelado pode ser determinado pela equação:

$$C_{M_{AC}} + C_L(h - h_0) - C_{L_h} \frac{l_h S_h q_t}{\bar{C}_S q} = 0 \quad (4.9.1)$$

, no qual q_t/q é a queda de pressão dinâmica na cauda devido ao distúrbio da corrente livre causada pelo avião e foi anteriormente definida como a eficiência da empennagem η_h .

Para um voo nivelado a situação mais crítica é quando a aeronave encontra-se com os dispositivos de alta sustentação defletidos totalmente pois tais dispositivos usam a deflexão do escoamento para baixo para produzir o acréscimo de sustentação, o que necessariamente gera significativo momento negativo ($C_{M_{ac}}$). O que por sua vez requer que a empennagem gere significativa sustentação negativa ($L_h < 0$) para neutralizar o momento gerado pelo flap. Além disso, qualquer variação do CG para frente irá gerar momento

negativo adicional portanto, essa em geral é a condição dominante para o limite dianteiro do CG.

2. Posição do ponto neutro:

Se a aeronave sofrer um distúrbio em seu ângulo de ataque a força resultante $dL_W + dL_h$ atuará no ponto neutro (NP). Para haver a estabilidade o ponto neutro deve estar posterior ao CG para o momento gerado pelos distúrbios em relação ao CG ser restaurador (negativo) o que leva que: $h_{np} - h \geq \Delta h_{sm}$; na qual Δh_{sm} é uma margem de estabilidade longitudinal arbitrária.

Levando em consideração efeitos de ângulo de ataque induzido (downwash) a equação do equilíbrio para essa um dado ângulo de ataque α pode ser escrita como:

$$C_{L\alpha_h} (1 - d\varepsilon_h/d\alpha) \frac{l_h S_h q_t}{CS q} = C_{L\alpha_{W+h}} (h - h_0 + h_{sm}) \quad (4.9.2)$$

No qual $C_{L\alpha_h}$ e $d\varepsilon_h/d\alpha$ são os gradientes da sustentação e do downwash em relação ao ângulo de ataque respectivamente. Segundo Torenbeek (2013) esse é, em geral, o limite aerodinâmico para a posição posterior do CG.

Escrevendo ambos os requisitos em função do volume de cauda e substituindo os valores conhecidos tem-se que:

$$V_H = \frac{C_{MAC} + C_L(h - h_0)}{\eta_h C_{L_h}} \quad (4.9.3)$$

$$V_H = \frac{-0,9251 + 2,6894(h - 0,176)}{0,9 \cdot (-1,5)} \quad (4.9.4)$$

$$V_H = \frac{C_{L\alpha_{W+h}} (h - h_0 + h_{sm})}{C_{L\alpha_h} (1 - d\varepsilon_h/d\alpha)} \quad (4.9.5)$$

$$V_H = \frac{1,10 \cdot 0,0766(h - 0,232 + 0,05)}{0,0714 \cdot (1 - 0,368) \cdot 0,9} \quad (4.9.6)$$

Considerando-se que, em um voo trimado, o máximo que o avião estaria desnivelado em relação ao solo é $\pm 20^\circ$ a equipe utilizou o CAD preliminar para estimar quais as posições limites o centro de gravidade ocuparia na direção longitudinal (passeio do CG). O valor obtido de passeio máximo encontrado é de 125mm (Fig. 4.35).

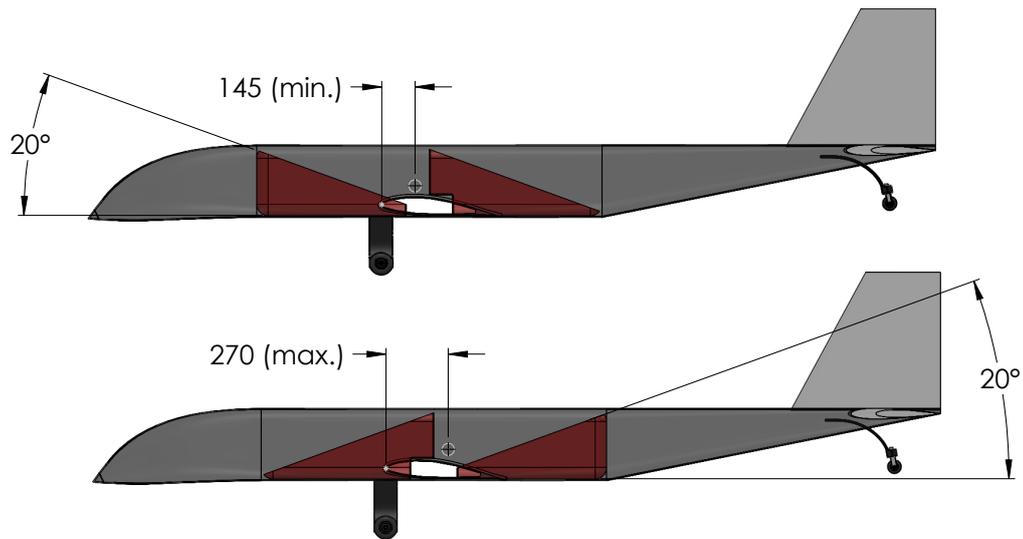


Figura 4.35: Posições máximas para a carga paga em um voo trimado.

O resultado final obtido foi plotado em um único gráfico que determina a posição ótima do CG. O ponto neutro da aeronave e novo volume mínimo de cauda é 0,423 Figura 4.36

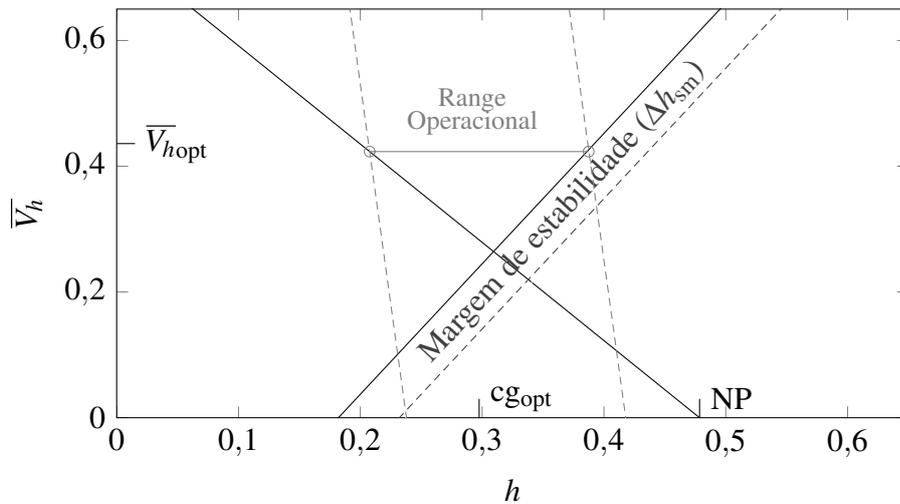


Figura 4.36: Volume mínimo de cauda versus passeio do CG.

Para obter a simetria no passeio do CG, desloca-se a longarina ligeiramente para traz, em relação ao valor inicialmente adotado, posicionando-a em 29% da corda média aerodinâmica.

5 PROJETO DETALHADO

5.1 DETERMINAÇÃO DAS CARGAS ESTRUTURAIS

Os carregamentos que uma aeronave deve suportar durante o voo são na maioria das vezes dinâmicos, resultado das manobras executadas pelo piloto e/ou condições externas como rajadas de vento e turbulências. Com objetivo de simplificar o projeto de estruturas, introduz-se o conceito de fator de carga n esse fator simplifica as relações de carregamento dinâmicos simplesmente multiplicando-os por um fator n , ou seja: $n = F_A/W$ na qual F_A é a força aerodinâmica atuante e W o peso da aeronave.

5.1.1 VELOCIDADES DE PROJETO

Para determinação das cargas aerodinâmicas precisa-se primeiro definir as velocidades relevantes as diferentes condições básicas de voo. Todas as velocidades se referem a velocidades relativas do ar e são definidas pela norma ASTM (F2245-11).

Velocidade de estol

$V_S = 20\text{m/s}$; Velocidade definida em etapa de projeto preliminar dada por:

$$V_S = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho C_{L_{\max}} S}} \quad (5.1.1)$$

Velocidade de manobra

$V_A = V_S \cdot \sqrt{n_1} = 20 \cdot \sqrt{4} = 40\text{m/s}$ na qual: n_1 é o limite de fator de carga positivo usado em projeto e segundo recomendação da ASTM não deve ser menor do que 4.

Velocidade máxima com flaps acionados

$$V_F \geq 2,0V_S = 40\text{m/s}$$

Velocidade de cruzeiro

$V_C = 40\text{m/s}$; Velocidade de aplicação dos produtos, definida em projeto preliminar.

Velocidade de mergulho

$$V_D = 1,4V_C = 1,4 \cdot 40 = 56$$

5.1.2 FATORES DE CARGA N

Segundo a norma ASTM (F2245-11), os fatores de carga são definidos como:

1. O limite positivo para o fator de carga de manobra n_1 não deve ser menor do que 4.0.
2. O limite negativo para o fator de carga de manobra n_2 não deve ser maior do que -2.0.
3. Para uma velocidade de até V_F , cargas aerodinâmicas com os *flaps* em qualquer grau de deflexão devem ser projetados para fator de carga $n_1 = 2,0$ e $n_2 = 0$.
4. Cargas com superfícies de freio aerodinâmico defletidas devem ser dimensionadas para fator $n = 3,0$.

5.1.3 DIAGRAMA $V - N$

O diagrama $V - n$ relaciona as velocidades de operação da aeronave com os esforços atuantes nessas condições. Diferentes velocidades e manobras típicas são empregadas durante uma missão. Ao calcular para todas elas os parâmetros de força, plota-se um gráfico de fronteira que “envelopa” as possíveis condições de voo. A partir desse diagrama, é dimensionado a estrutura dos componentes críticos do avião, como fuselagem, asas, empenagem, etc.

Segundo Sadraey (2012) os carregamentos no diagrama $V - n$ devem ser normalizados, dividindo as forças atuantes pelo peso total da aeronave. A carga estrutural pode ser relacionada com a velocidade da aeronave por:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot nW}{\rho S C_{L_{MAX}}}} \Rightarrow n = \frac{V^2 \rho S C_{L_{MAX}}}{2W} \quad (5.1.2)$$

Nenhum avião consegue voar continuamente abaixo da velocidade de estol pois não há sustentação suficiente para mantê-lo em voo, sendo assim, o projeto estrutural não precisa preocupar-se com regiões acima dessa curva. Observando a Equação 5.1.2 o fator de carga aumenta com o quadrado da velocidade, porém certamente até um limite estrutural definido,

nenhuma estrutura pode ou deve resistir indefinidamente. Para isso, usa-se os fatores de carga máximos definidos pela ASTM (F2245-11) e que foram expostos anteriormente.

Plotando os resultados obtidos obtêm-se o diagrama $V - n$ da aeronave proposta (Fig. 5.1).

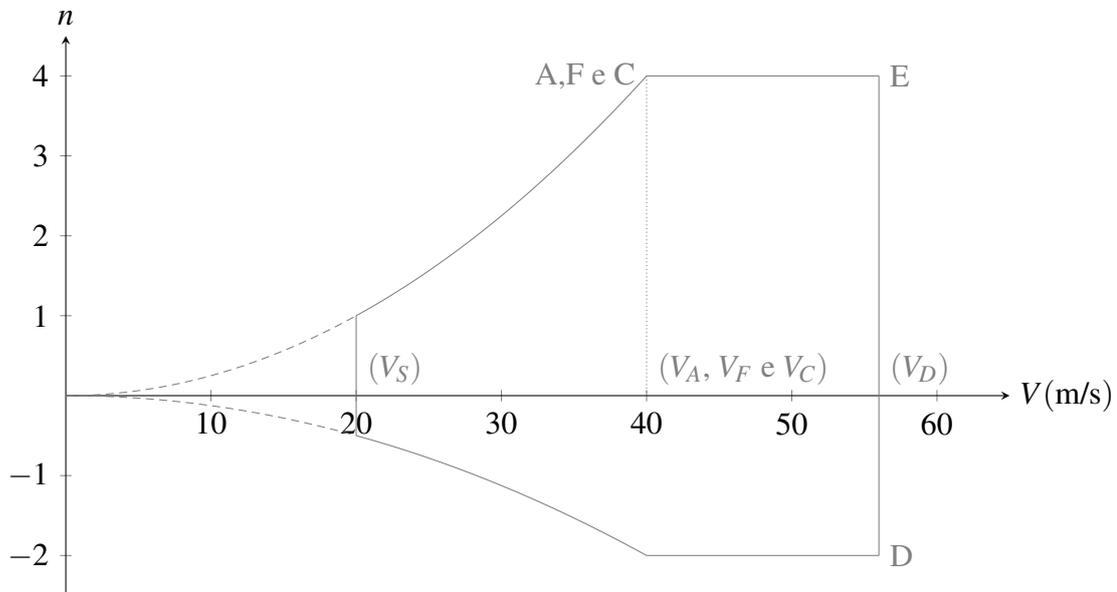


Figura 5.1: Diagrama $V - n$ previsto para o VANT.

O diagrama $V - n$ é uma ferramenta importantíssima para a operação segura da aeronave, deve constar no manual da aeronave e o piloto deve ter pleno conhecimento. A área interna do gráfico define a região na qual a aeronave pode operar de maneira segura.

5.1.4 CARGAS NO TREM DE POUSO PRINCIPAL.

Para o trem de pouso principal, deve-se considerar a intensidade do impacto sofrido durante a manobra de aterrissagem. De maneira simplificada, o trem deve suportar uma carga estática do peso da aeronave multiplicada por um fator de carga n_j que é definido por:

$$n = \frac{h + \frac{d}{3}}{ef \cdot d} + \frac{2}{3} \quad (5.1.3)$$

na qual $h = 1,32\sqrt{W/S}$ sendo W/S dado em N/m^2 e h em cm; $d = d_{\text{tire}} + d_{\text{shock}}$ e representa a distância total deslocada pelo sistema de absorção de impacto; ef é a eficiência de absorvimento de impacto; e $ef \cdot d = 0,5 \cdot d$ para pneus de borracha com trem de mola rígida ou $ef \cdot d = 0,5 \cdot d_{\text{tire}} + 0,65 \cdot d_{\text{shock}}$ para trem de pouso com amortecimento hidráulico (ASTM, F2245-11).

Para o caso deste projeto, $h = 30,645\text{cm}$, e estimando uma deflexão máxima $d = 10$ cm. Leva a um fator de carga $n = 7,5$.

A ASTM (F2245-11) ainda fornece uma tabela que determina a distribuição de forças em cada roda do trem de pouso para duas diferentes condições de aterrissagem (Tab. 23)

Tabela 23: Carregamentos nos trens de pouso para configurações básicas de aterrissagem.

Condição:	Nivelada	Desnivelada
Força vertical atuante no CG	$7,5 \cdot 1962$	$7,5 \cdot 1962$
Força lateral atuante na direção do CG	0	0
Deflexão do amortecedor (borracha ou mola rígida),	100%	100%
Deflexão do pneu	estática	estática
Trem principal	$(n - 2/3)W$	$(n - 2/3)W(B_n/B)$
Trem secundário	0	$(n - 2/3)W_n(B_m/B)$
Resultado para Trem principal	13407	12133
Resultado para Trem secundário	0	1274

5.1.5 FATORES DE CARGA EM COMPONENTES CRÍTICOS.

De acordo com a norma ASTM (F2245-11) deve-se utilizar fatores de carga especiais em componentes críticos como:

- Componentes fundidos: 2,0;
- Parafusos de união: 1,2;
- Rolamentos em juntas pinadas sujeitas apenas a rotação: 2,0;
- Ligações de superfícies de controle: 4,45;
- Sistemas de transmissão por cabos: 1,33.

5.1.6 CARGA AERODINÂMICA NO FLAPEIRON.

As cargas aerodinâmicas atuantes no flapeiron podem ser simplificadas pela Figura 5.2.

Realizando o somatório de momentos em relação ao pivô, pode-se escrever:

$$\Sigma M = 0 = M_{Ac} + M_{FS} + M_L + M_D \quad (5.1.4)$$

na qual: M_{Ac} é o momento aerodinâmico em relação ao Ac , que independe do ângulo de ataque; M_{FS} é o momento gerado pela força do servo; M_L é o momento gerado pela sustentação do flapeiron atuante no centro de pressão aerodinâmico; M_D é o momento gerado pelo arrasto e atua também no centro de pressão aerodinâmico.

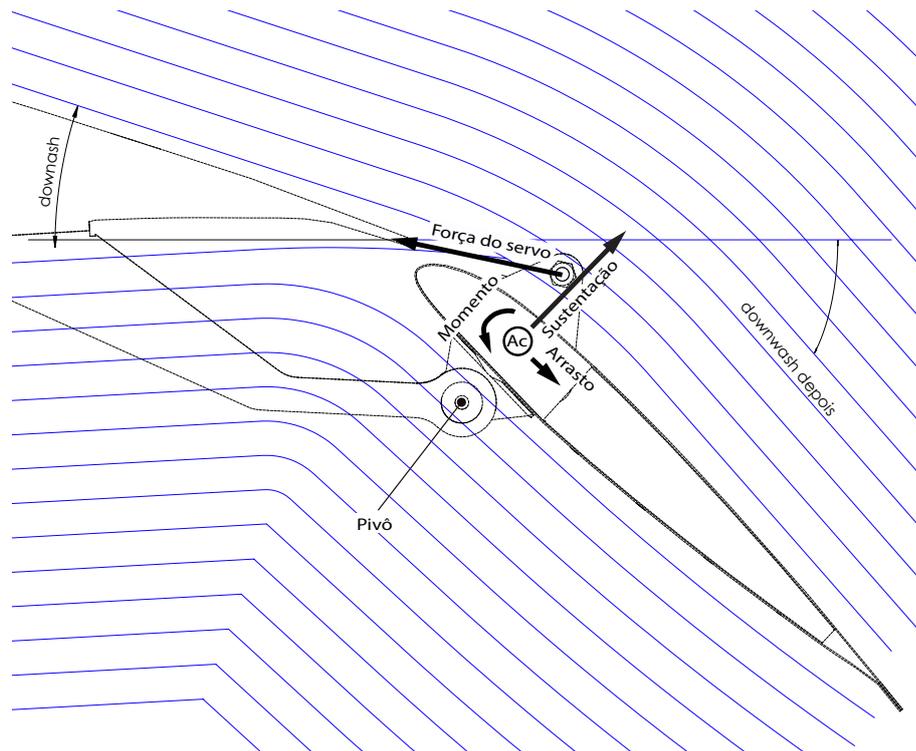


Figura 5.2: Forças atuantes no flapeiron.

Devido ao quase alinhamento do pivô com o centro de pressão aerodinâmico, o momento gerado pela força de sustentação pode ser desconsiderado. O momento gerado pelo arrasto também pode ser desconsiderado devido a pequena magnitude da força de arrasto. Assim, a equação é reescrita como:

$$M_{FS} = -n_F \frac{1}{2} \rho V_F^2 C_{Mac} S_{HLD} \bar{C}_{HLD} = 9,31 \text{ N m} \quad (5.1.5)$$

na qual: S_{HLD} e \bar{C}_{HLD} são a área de referência e a corda média aerodinâmica do dispositivo de alta sustentação; V_F e n_F são a velocidade e o fator de carga associados a essa etapa de voo e valem 40 m/s e +4 respectivamente.

5.2 PREVISÃO DAS PROPRIEDADES MECÂNICAS DE MATERIAIS COMPOSTOS LAMINARES

As propriedades mecânicas dos materiais utilizados são estimadas usando a regra das misturas com fator de eficiência. Este trabalho, limitou-se apenas ao uso das equações propostas e as deduções das equações podem ser vistas em Harris et al. (1986) tal como a metodologia empregada para o desenvolvimento.

Inicialmente, define-se a fração volumétrica do reforço, é a razão entre a fase de reforço

e a matriz do composto:

$$V_r = \frac{\frac{W_r}{\rho_r}}{\frac{W_r}{\rho_r} + \frac{W_m}{\rho_m}} \quad (5.2.1)$$

na qual: W representa a fração em massa; ρ o peso específico; V a fração volumétrica; os subíndices r e m representam a fase reforço e matriz respectivamente.

Para estimar as propriedades no sentido longitudinal do material compósito pode-se usar a regra das misturas dada pela equação:

$$E_{C_L} = \eta_\theta E_f V_f + E_m V_m = \eta_\theta E_f V_f + E_m (1 - V_f) \quad (5.2.2)$$

na qual: E é o módulo de elasticidade do material; η_θ é a eficiência estrutural do reforço orientado na direção θ em relação a longitudinal e pode ser calculado pela equação 5.2.3; e o subíndice C se refere as propriedades avaliadas no composto como um todo.

$$\eta_\theta = \sum a_n \cos \theta_n^{4N} \quad (5.2.3)$$

sendo a_n a fração de reforço na direção θ_n .

Para o sentido transversal ($\theta + 90^\circ$) o módulo de elasticidade é dado por:

$$\frac{1}{E_{C_T}} = \frac{V_r}{E_r} + \frac{V_m}{E_m} = \frac{V_r}{E_r} + \frac{1 - V_r}{E_m} \quad (5.2.4)$$

As propriedades das fibras unidirecionais foram extraídas de uma biblioteca online de materiais (MATWEB, 2014) e podem ser vistas na Tabela 24. Já as propriedades dos laminados, calculadas usando as formulas mostradas anteriormente, podem ser vistas na Tabela 25.

Tabela 24: Propriedades mecânicas estimadas para os materiais compostos laminares utilizados.

Fibra	E	G	ν	ρ
Vidro [0]	72,5	30	0,20	2580
Carbono [0]	230	52	0,3	1780
Aramida [0]	131	41	0,36	1440

(MATWEB, 2014)

Tabela 25: Propriedades mecânicas estimadas para os materiais compostos laminares utilizados.

Composto	E_{11}	E_{22}	G_{12}	ν_{12}	ρ
Vidro + Epoxy (50%wt) [0/90]	15,3	15,3	5,9	0,268	1647
Carbono + Epoxy (50%wt) [0/90]	53,5	53,5	15,8	0,300	1441
Aramida + Epoxy (50%wt) [0/90]	35,0	35,0	10,7	0,327	1315

5.3 CARGAS E ESTRUTURAS

As simulações realizadas e descritas por essa seção foram desenvolvidas com o uso dos softwares: Ansys Mechanical; Ansys Composite Prepost; e Ansys APDL.

O módulo de pré-processamento do *Composite Prepost* permite que o projetista defina de maneira simples e intuitiva todas as propriedades do material composto que é passado automaticamente para o solver do Ansys Mechanical. O desafio da modelagem de materiais compostos está no fato deles possuírem varias camadas de materiais com orientações, espessuras e propriedades diferentes, em geral, em arranjos complexos.

Apesar da grande importância da determinação das tensões nos componentes tal como localização de pontos críticos e calculo de coeficientes de segurança essas análises não foram abordados por este trabalho. Devido complexidade da análise de falha de materiais compostos e principalmente a análise de falha a nível de sistema com diversos componentes interagindo entre si optou-se por realizar apenas análise de deflexão dos sistemas principais da aeronave como: asa; cauda; e trem de pouso. A Figura 5.3 ilustra 8 diferentes modos no qual um painel estrutural de material composto pode falhar.

5.3.1 PROJETO ESTRUTURAL DA ASA

A técnica construtiva usada para a asa baseia-se em grande parte na usada pela aeronave agrícola Curiango. Consiste em uma casca estrutural de material composto, auxiliada por uma longarina central que realiza a união com a fuselagem em dois pontos.

A casca estrutural de material composto para este projeto é um laminado com núcleo de PET e duas camadas de fibra de carbono de cada lado. A espessura de cada camada, tal como as propriedades mecânicas polares resultantes podem ser vistas na Figura 5.4

O carregamento usado durante a simulação é referente as condições de voo em +4g e -2g e os resultados podem ser vistos na Figura 5.5

O resultado esperado para a peça pode ser visto na Figura 5.6

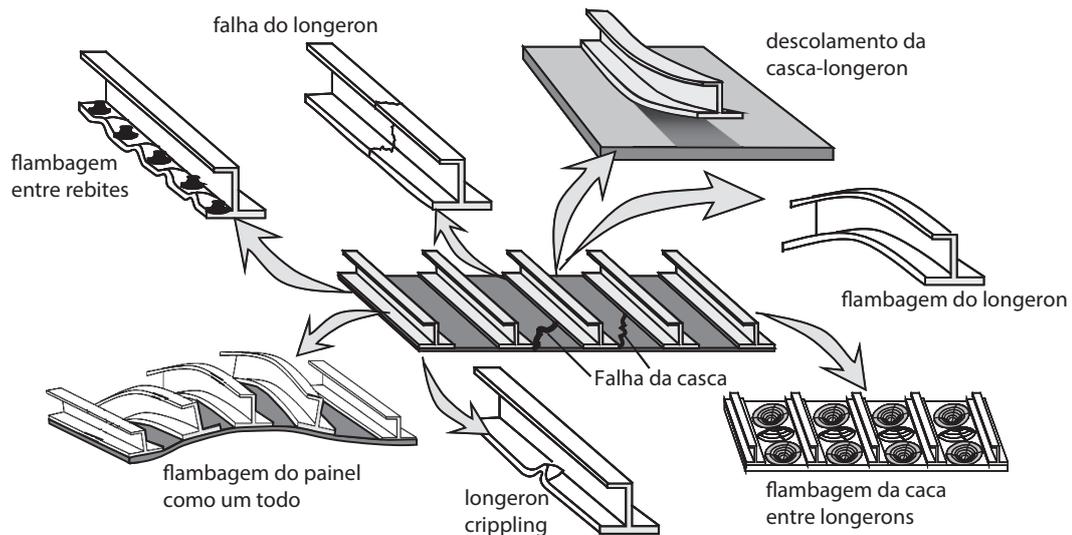


Figura 5.3: Modos de falha de um painel de material composto reforçado por longirons (KASSAPOGLOU, 2011)

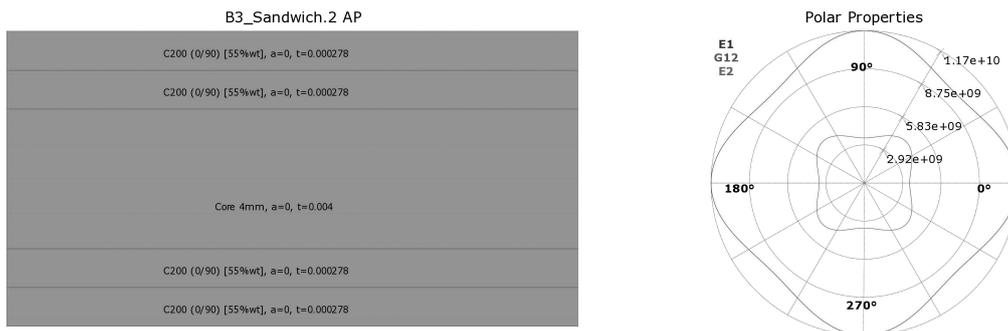


Figura 5.4: Configuração do laminado estrutural usado na asa.

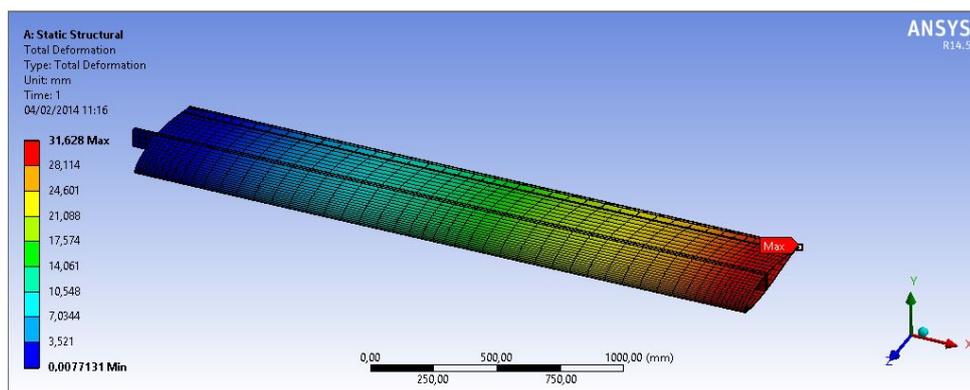
5.3.2 PROJETO ESTRUTURAL DO TREM DE POUSO

O carregamento aplicado no trem principal, como calculado anteriormente, é de 13407 N distribuído igualmente entre as duas rodas.

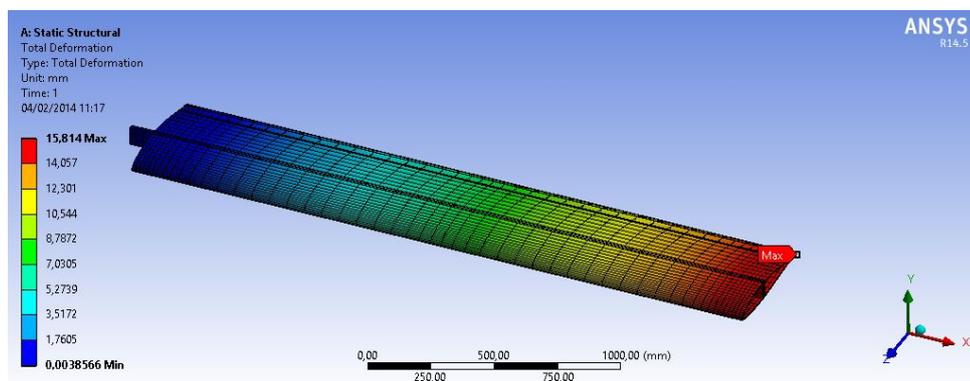
Inicialmente, simulou-se uma geometria simplificada do trem de pouso (Fig. 5.7-a) e avaliou-se a tensão normal no sentido das fibras reforçando nas regiões mais críticas. O processo foi repetido duas vezes até ter sido obtida a geometria final (Fig. 5.7-b).

O valor da deflexão máxima encontrada para o trem principal encontra-se de acordo com máximo definido anteriormente e vale 14,6 mm (Fig. 5.8).

O laminado resultante, de cima para baixo e na maior seção, é composto por fibras de: carbono [0] 200g/m² (15 camadas); vidro [0/90] 200g/m² (15 camadas); aramida [0/90]200g/m² (25 camadas); e carbono [0] 200g/m² (20 camadas)



(a)



(b)

Figura 5.5: Resultado para deslocamento absoluto da asa com carregamento máximo. a) $+4g$; b) $-2g$.

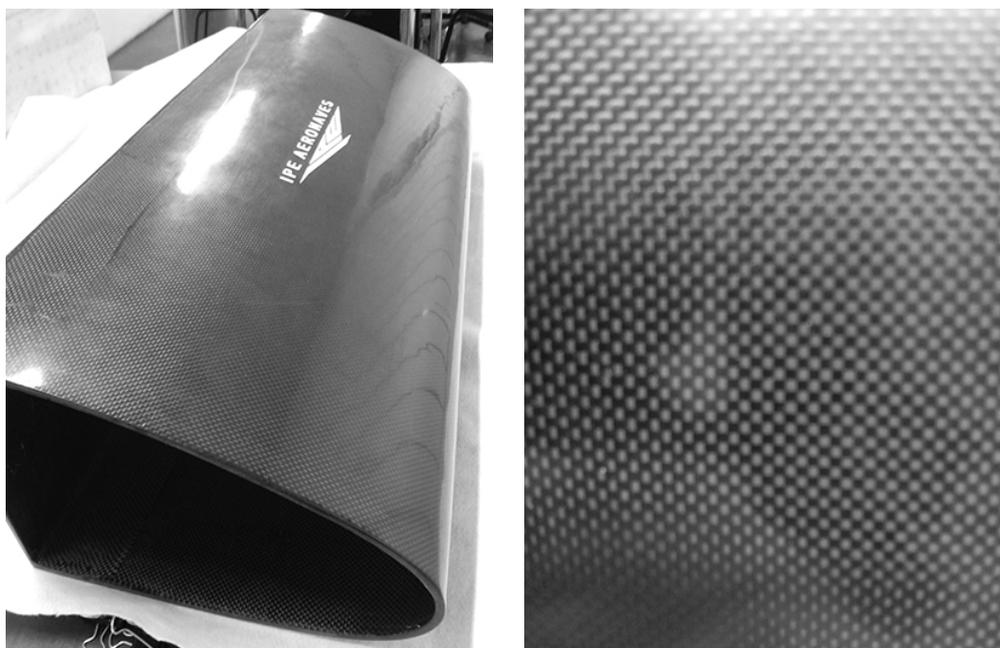
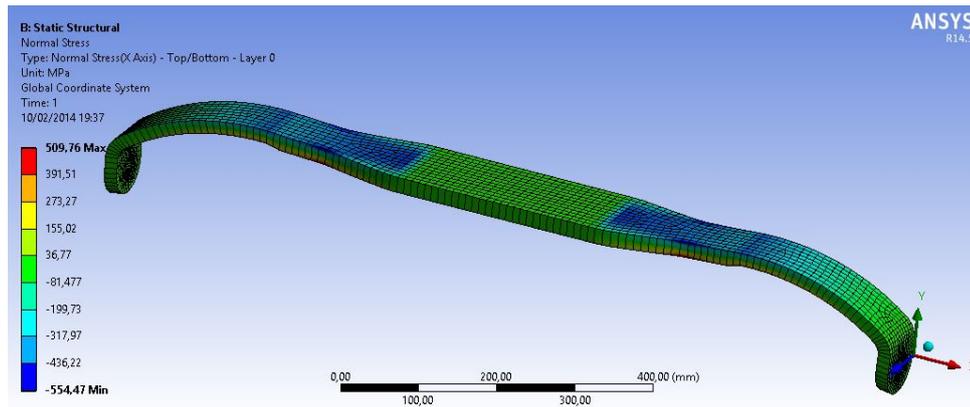
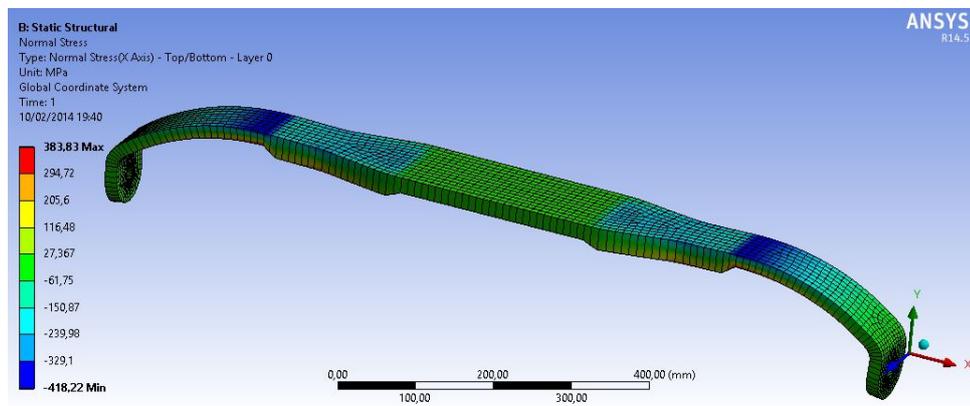


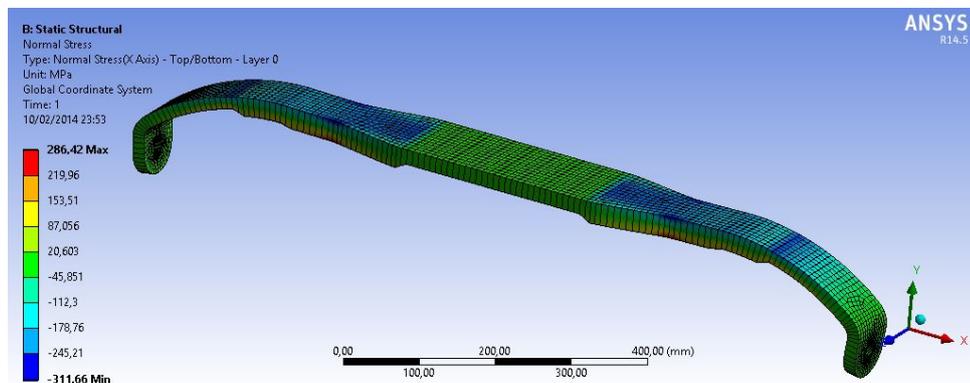
Figura 5.6: Aspecto do laminado estrutural usado na asa.



(a)



(b)



(c)

Figura 5.7: Tensões normais a direção de alinhamento principal do trem de pouso (eixo X). a) conceito inicial; b) conceito iterado; c) conceito final.

5.3.3 PROJETO ESTRUTURAL DA FUSELAGEM

A concepção da fuselagem foi baseada nos aviões agrícolas, um corpo treliçado por um conjunto de tubos de aço. O material escolhido foi o aço AISI 4130, aço extensamente utilizado na indústria aeronáutica, combina a soldabilidade moderada com a facilidade de fabricação e a temperabilidade. A Tabela 26 apresenta as propriedades mecânicas do material.

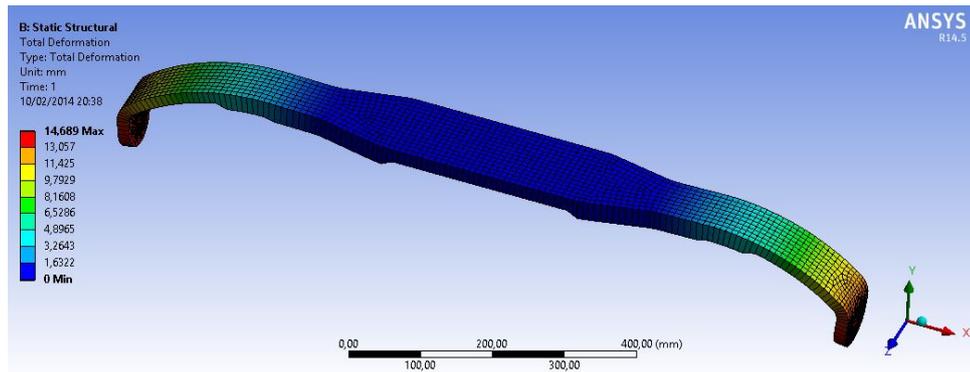


Figura 5.8: Deflexão máxima do trem de pouso principal para fator de carga $n = 7,5$.

Tabela 26: Propriedades mecânicas dos tubos temperados de 4130 utilizados no projeto.

Material	E	G	ν	ρ	σ_U	σ_E
	[GPa]	[GPa]	[-]	[kg/m ³]	[MPa]	[MPa]
Aço AISI 4130 (temp. a 855°C e rev. a 480°C)	205	80	0,29	7850	1100	951

(MATWEB, 2014)

A configuração da fuselagem, disposição dos tubos para as treliças assim como os locais de reforço, levou em conta os seguintes pontos:

- Par de tanques de produto;
- Trem de pouso;
- Montante da asa;
- Montates do motor;
- Montante das empenagens.

Para o dimensionamento dos tubos e a simulação do arranjo da fuselagem de acordo com as cargas que serão solicitadas em voo foi utilizado o software *ANSYS Mechanical APDL 14.5*. A Figura 5.9 mostra o carregamento aplicado na simulação da fuselagem, cada vetor aplicado na base do avião vale 130N e no total somam 8000 N (equivalente ao peso total da aeronave multiplicado pelo fator de carga $n = 4,0$). além disso foi aplicado forças referentes a tração máxima estimada dos motores (200N cada) com objetivo de avaliar a integridade estrutural do montante.

Os resultados obtidos para a estrutura proposta podem ser vistos na Figura 5.10.

Nota-se que os valores de tensão normal obtidos nas barras próximas ao carregamento ultrapassam cerca de quatro vezes o limite de escoamento do material selecionado. Dessa maneira, é revisto a disposição das treliças e acrescenta-se oito novas barras reforçando o corpo

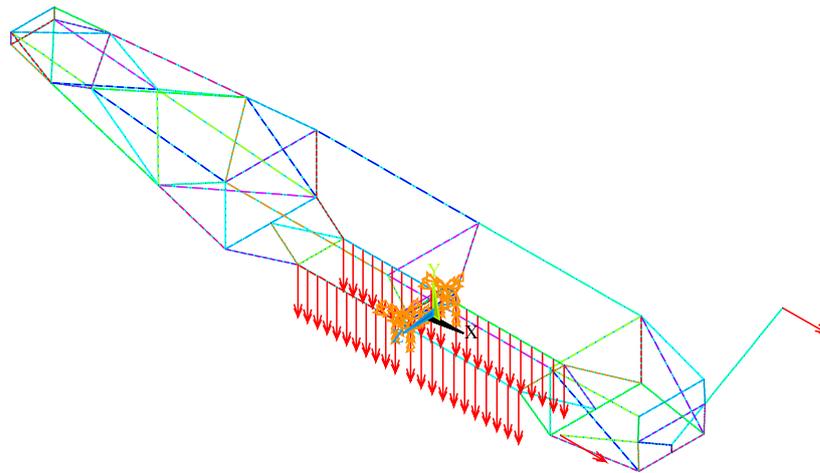


Figura 5.9: Estrutura preliminar da treliça da fuselagem e forças consideradas na simulação.

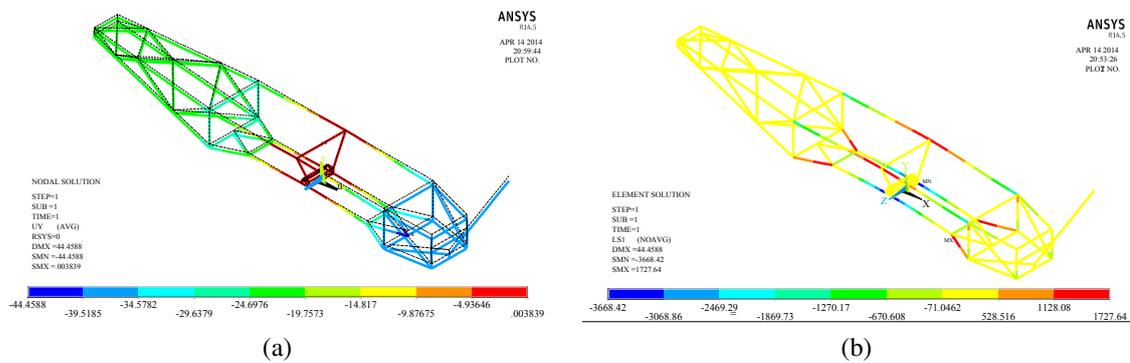


Figura 5.10: Resultados obtidos para a simulação estrutural da fuselagem: a) deslocamento em Y b) tensão normal

central da fuselagem. Os novos resultados obtidos podem ser vistos na Figura 5.11.

A tensão máxima para nova concepção é de 645 MPa o que fornece um coeficiente de segurança de 1,47 aceitável para a aplicação aeronáutica.

5.4 DIMENSIONAMENTO DOS SERVOS DO FLAPEIRON

Dada a carga aerodinâmica calculada para o momento do flapeiron com deflexão total calcula-se o torque necessário para o mecanismo de acionamento funcionar usando a Figura 5.12

Da Figura 5.12 pode escrever-se o torque na engrenagem acionadora por:

$$\frac{2M_S}{d_p} = F_S = \frac{M_{FS}}{h_h} \tag{5.4.1}$$

Para um diâmetro primitivo de 20,5 mm (41 dentes com módulo 0,5), tem-se que o torque de

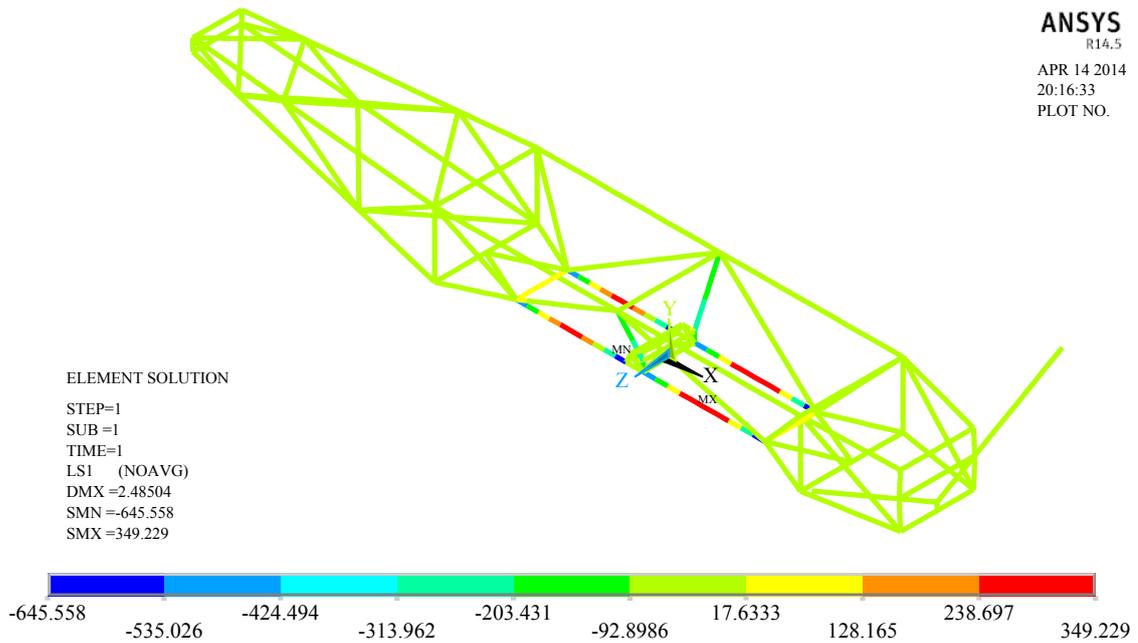


Figura 5.11: Tensão normal nos tubos da fuselagem final adotada.

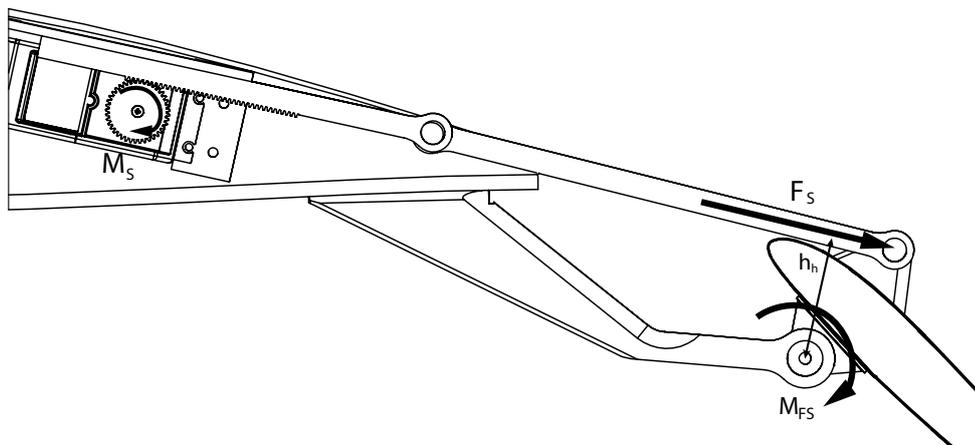


Figura 5.12: Desenho esquemático do mecanismo de acionamento dos flapeirons.

acionamento do servo motor (M_S) deve ser de pelo menos 1,9 N m. A tabela 27 mostra os modelos de servos do fabricante XQ-Power que se enquadrariam na especificação do projeto. Por questões de redundância optou-se pelo uso de dois servos.

Escolheu-se um par de servos XQ-S4230D que em conjunto fornecem coeficiente de segurança 3,18 e independentemente fornece coeficiente de segurança maior do que 1,5 mínimo recomendado para componentes aeronáuticos.

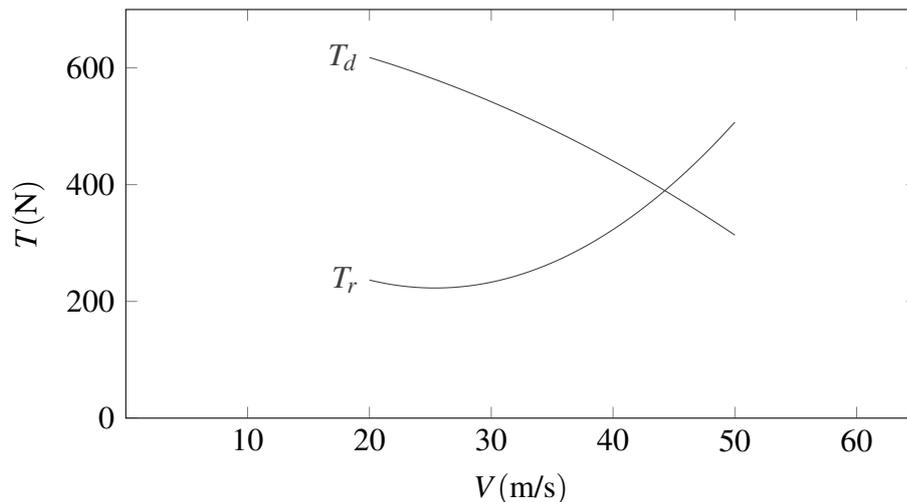
Tabela 27: Características principais dos servos da marca XQ Power.

Modelo	Torque [N m]	Peso [g]	C.S.
XQ-S4013D	1,2549	56	1,32
XQ-S4116F	1,4705	56	1,55
XQ-S4120D	2,0588	56	2,05
XQ-S4230D	3,0196	56	3,18
XQ-S5650D	5,8823	177,6	6,19

5.5 ESPECIFICAÇÕES DE DESEMPENHO

Nesta seção são apresentados alguns resultados da análise de desempenho da aeronave ao nível do mar, como curvas de potência, curva de razão de subida, curva de razão de descida, comprimento de decolagem e comprimento de pouso em duas situações, a primeira com a aeronave com tanque de combustível cheio e a segunda vazio.

Para se determinar as curvas de potência da aeronave, utiliza-se a Equação 5.5.1 (ANDERSON, 1999) para se determinar a tração requerida pela aeronave. Uma vez que C_L varia com a velocidade, plota-se o gráfico apresentado na Figura 5.13, que apresenta as curvas de tração requerida e disponível, sendo a curva de tração disponível obtida do *software PropCalc*, que é um *software open-source* desenvolvido por Helmut Schenk. E como $P = T \cdot v$, onde P é a potência, T é a tração e v é a velocidade, obtêm-se as curvas de potência apresentadas na Figura 5.14.

**Figura 5.13:** Curvas de tração requerida e disponível.

$$T_r = \frac{W}{C_L/C_D}, \quad (5.5.1)$$

onde T_r é a tração requerida e W é o peso da aeronave.

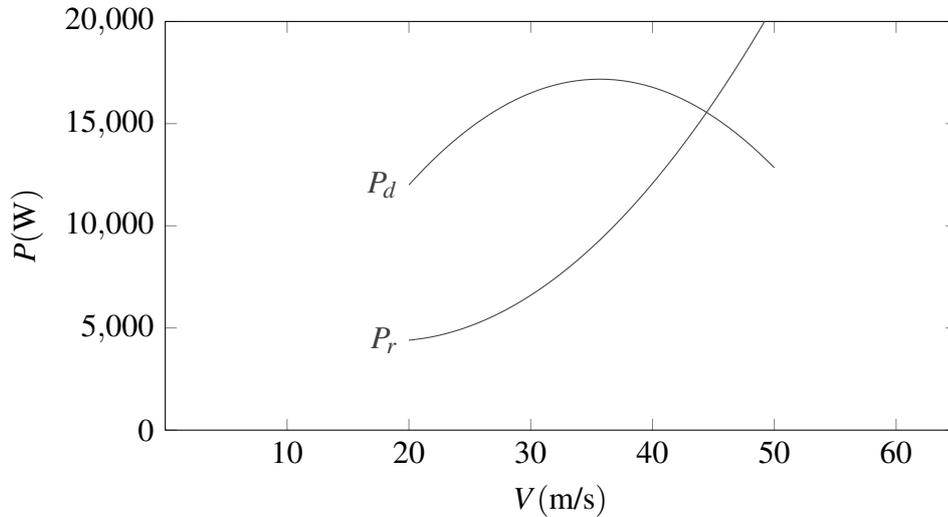


Figura 5.14: Curvas de potência requerida e disponível.

Considera-se a massa total da aeronave sendo de 200kg, assim tem-se que o peso total é $W = 1962N$. A razão de subida (ROC) é, então, determinada através da Equação 5.5.2 (ANDERSON, 1999), que é definida como a potência excedente sobre o peso total da aeronave. Ou seja, é a velocidade vertical que a aeronave consegue obter com o excesso de potência do motor.

$$ROC = \frac{P_d - P_r}{W}, \quad (5.5.2)$$

onde P_d é a potência disponível e P_r é a potência requerida pela aeronave. O gráfico da razão de subida é apresentado na Figura 5.15.

Além da subida, também é realizado um estudo da descida, ou voo de planeio, da aeronave a fim de se obter uma aterrissagem suave e em velocidade segura. Para esta etapa do voo, considera-se a tração do motor nula, pois para este procedimento, o motor encontra-se em marcha lenta. A Equação 5.5.3 apresentada por Anderson (1999) representa a razão de descida em função do ângulo de planeio, definido pela Equação 5.5.4.

$$R_d = v \cdot \text{sen}(\gamma), \quad (5.5.3)$$

onde γ é o ângulo de planeio e v é a velocidade da aeronave relativa ao vento.

$$\gamma = \arctg\left(\frac{1}{L/D}\right) \quad (5.5.4)$$

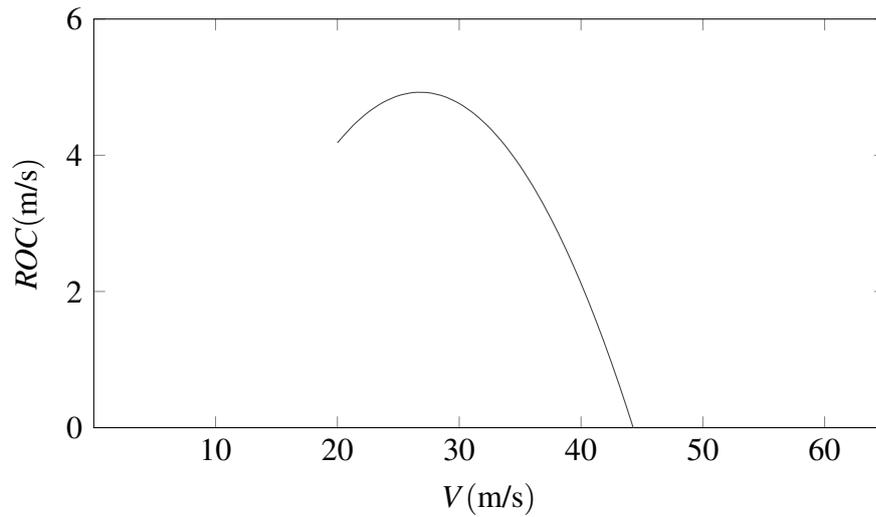


Figura 5.15: Gráfico de razão de subida.

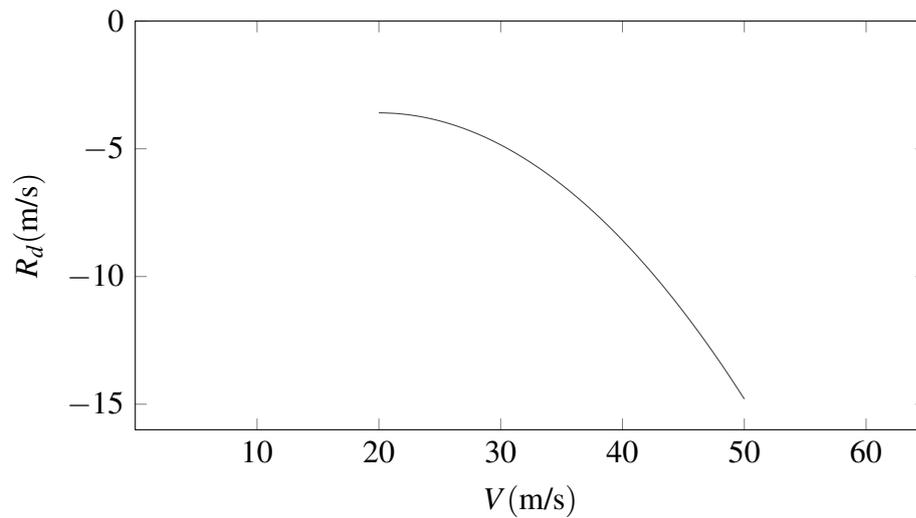


Figura 5.16: Gráfico de razão de descida.

Para a determinação da distância de decolagem, utilizou-se a Equação 5.5.5 apresentada por Rodrigues (2010).

$$S_{Lo} = \frac{1,44 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L_{max}} \cdot (T - (D + \mu \cdot (W - L)))_{0,7v_{to}}}, \quad (5.5.5)$$

onde g é a aceleração da gravidade, μ é o coeficiente de atrito entre as rodas e o solo e v_{to} é a velocidade de decolagem definida, segundo a FAR-Part23, sendo 20% superior à velocidade de estol. O subíndice $0,7v_{to}$ significa que, os parâmetros T , D e L são calculados para uma velocidade de $0,7 \cdot v_{to}$.

A distância de pista necessária para a aterrissagem é calculada através da Equação

5.5.6, apresentada por Rodrigues (2010):

$$S_L = \frac{W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L_{\max}} \cdot (D + \mu \cdot (W - L))^{0,7_{\text{estol}}}}, \quad (5.5.6)$$

onde o subíndice 0,7estol significa que os parâmetros D e L são avaliados a 70% da velocidade de estol.

A Tabela 28 apresenta os resultados obtidos com a aplicação das Equações apresentadas nesta seção.

Tabela 28: Resultados da análise de desempenho a nível do mar.

Parâmetro	Valor
Razão de subida máxima	4,9 m/s
Comprimento de decolagem com carga total	419,96 m
Comprimento de aterrissagem com tanque cheio	56,8 m
Comprimento de aterrissagem com tanque vazio	45,3 m

5.6 CUSTOS

Tabela 29: Custo estimado de produção do primeiro protótipo.

Item	Qtd.	Uni.	Custo u. (R\$)	Custo t. (R\$)
Sistema motopropulsor				
Motor DLE 170cc	2	[Un]	2400,00	4800,00
Hélice Xoar 30x10	2	[Un]	70,00	140,00
Tanque de combustível	2	[Un]	70,00	140,00
Escapamento em alumínio	2	[Un]	120,00	240,00
Controle e comunicação				
Servomotores Flapeirons	8	[Un]	300,00	2400,00
Servomotores Profundor	2	[Un]	200,00	400,00
Servomotores Leme	2	[Un]	200,00	400,00
Telemetria e Comunicação	–	[–]	–	600,00
Sistema de Visão	–	[–]	–	200,00
Cabos de força	–	[–]	–	50,00
Cabos de dados	–	[–]	–	30,00
Bateria 12v LiPo 4000mAh	4	[Un]	90,00	360,00
Materiais para laminação				
Tecidos de Carbono 300g/m ²	20	[m ²]	80,00	1200,00
Tecidos de Vidro 180g/m ²	30	[m ²]	15,00	450,00
Tecidos de Aramida 300g/m ²	5	[m ²]	55,00	275,00
Tecidos mistos	30	[m ²]	45,00	1350,00
Resina epoxy	10	[kg]	45,00	450,00
Catalizador	2	[kg]	10,00	20,00
Espuma de PET expandido	10	[m ²]	60,00	600,00
Chapas metálicas				
Chapa de alumínio 2024-T3 0.5mm	2	[m ²]	40,00	80,00
Chapa de alumínio 2024-T3 0.7mm	1	[m ²]	43,00	43,00
Chapa de alumínio 2024-T3 20,0mm	0,5	[m ²]	300	150,00
Serviços de soldagem				
Solda TIG	700	[mm ³]	2,00	1400,00
Serviços de usinagem				
Usinagem de moldes em madeira	30	[h]	30,00	900,00
Usinagem de peças em alumínio	15	[h]	45,00	675,00
Serviços de laminação				
Laminação da asa	20	[h]	30,00	600,00
Laminação da fuselagem	10	[h]	30,00	300,00
Laminação da empenagem	10	[h]	30,00	300,00
Serviços de montagem				
Montagem do conjunto da asa	30	[h]	20,00	600,00
Montagem do conjunto da fuselagem	10	[h]	20,00	200,00
Montagem do conjunto da trem de pouso	10	[h]	20,00	200,00
Montagem do conjunto da empenagem	20	[h]	20,00	400,00
Montagem do sistema embarcado	90	[h]	20,00	1800,00
Elementos de Fixação				
Rebites pop	300	[Un]	0,05	15,00
Rebites marteláveis	100	[Un]	0,25	25,00
Parafusos	100	[Un]	0,20	20,00
Porcas com incerto de nylon	100	[Un]	0,10	10,00
Custos diversos não previstos	–	[–]	–	+30%
Total				29600,00

6 CONCLUSÃO

Neste trabalho desenvolveu-se o projeto de uma aeronave agrícola não tripulada. O trabalho teve como objetivo conceber e projetar uma aeronave de baixo custo que atendesse a necessidade dos clientes seguindo uma metodologia consolidada para projetos do tipo (SADRAEY, 2012). Ao final do projeto, pode-se enumerar as seguintes conclusões:

- Os dados coletados mostram que há uma grande lacuna no mercado de pulverização que pode ser preenchida pelo uso de um VANT, este projeto contempla principalmente a necessidade da aplicação em período noturno;
- Os materiais compostos apresentaram-se viáveis para os objetivos do projeto, uma vez que possuem uma massa inferior aos materiais metálicos com propriedades mecânicas similares ou até mesmo superiores;
- A técnica de fabricação em materiais compostos, apesar de nova, mostrou-se bastante confiável e de custo competitivo;
- A literatura disponível para o desenvolvimento de uma aeronave é extensa, porém, é necessário a realização de testes para validação de, principalmente, propriedades mecânicas de materiais compostos e a tração gerada pelo grupo motopropulsor.
- A aeronave em sua versão final mostrou-se dentro das especificações necessárias para a missão proposta atingindo os requisitos velocidade e carga.
- Pela experiência adquirida durante o projeto, estima-se que seria necessário pelo menos mais um ano de trabalho para o projeto estar detalhado o suficiente para a construção de um protótipo.
- Além disso, estima-se que o tempo entre a finalização do projeto e o primeiro voo do protótipo levaria cerca de seis meses (tempo de construção do primeiro protótipo)
- O custo da confecção do primeiro protótipo é estimado em R\$ 29600,00.

7 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

O projeto aeronáutico é de grande complexidade e altamente iterativo, uma concepção nunca é perfeita e sempre há o que ser melhorado. Recomenda-se que, referente ao que foi desenvolvido por este projeto, se deva dar continuidade nos seguintes aspectos:

Iteração do projeto conceitual

Conhecendo-se melhor a missão proposta e as limitações da concepção escolhida, tal como aceitação do cliente e investidos, é possível o desenvolvimento de um conceito melhorado, é possível que o tamanho da aeronave seja aumentado em projetos futuros para atender propriedades de maior porte. Uma aeronave com MTOW de 600 kg teria a mesma dificuldade burocrática de certificação, pois ainda se enquadraria na categoria de LSA.

Iteração do projeto preliminar

Dados mais exatos para valores de coeficientes de arrasto e sustentação geram um projeto preliminar mais preciso e confiável, o que por sua vez resultaria em uma aeronave mais otimizada, com maior carga útil transportada e menores riscos durante a etapa de projeto detalhado.

Cálculos estruturais e otimização

Para este projeto, foram realizados apenas simulações estruturais preliminares a nível de sistemas principais. Ainda deve-se realizar o dimensionamento de todos os componentes independentemente. Além disso, a estrutura deve passar por otimização com objetivo de aumentar a segurança e reduzir peso.

Ensaio em corpos de prova com os materiais compósitos selecionados

Todos os materiais compostos utilizados na estrutura precisam passar por ensaios de resistência para determinação da dispersão das propriedades mecânicas. Os valores usados para simulações neste trabalho provém de literatura específica da área e catálogos de fornecedores. Porém, por se tratar de um material que sofre grande variação de propriedades

para pequenas variações de processamento, deve-se sempre considerar os valores de resistência obtidos em ensaios com o material fabricado sob as condições idênticas a de produção do produto final. Além disso, qualquer variação no processo de fabricação deve ser sempre re-testada.

Ensaio em componentes e montagens que usem materiais compostos

Devido as interações dos carregamentos em geometrias complexas deve-se sempre realizar ensaios mecânicos nos componentes e sistemas para a validação do projeto, diferentemente dos materiais metálicos, a simulações numéricas são necessárias mas não suficientes para a certificação da aeronave junto aos órgãos responsáveis como a agência nacional de aviação civil (ANAC).

Análises de estabilidade estática e dinâmica

O escopo desse texto não tratou das questões de estabilidade estática nem dinâmica pois não havia dados suficientes para determinar, de maneira precisa, os momentos de inércia de massa da estrutura (falta de CAD detalhado preciso).

Detalhamento dos sistemas, mecanismos e componentes

Os componentes, uniões e sistemas de comando não foram detalhados de maneira adequada por este projeto, pois acredita-se que tal nível de detalhamento esteja fora do âmbito de um projeto de conclusão de curso. Para um projeto de uma aeronave que deseja-se obter certificação, os itens citados anteriormente devem ser projetados com mais detalhamento. Além disso, os desenhos de fabricação gerados por este trabalho tem como objetivo maior ilustrar o processo de projeto aeronáutico tal como mostrar ao leitor o nível de complexidade que um projeto de uma aeronave desse porte exige.

Projeto de winglet

A minimização dos vórtices de ponta da asa é de grande importância para a redução da deriva dos produtos aplicados. Para obter maior eficiência e precisão de aplicação deve-se realizar um projeto cauteloso do *winglet* da asa (AGROTEC, 2004) e (SANTOS, 2006).

REFERÊNCIAS

- ABBOTT, I. H. **Theory of wing sections: including a summary of airfoil data**. [S.l.]: Dover-Publications. com, 1959.
- AG-NAV. **SprayView - GIS Software for GPS Navigation**. 2013. www.agnav.com/
- AGROTEC. Deriva em aplicações aéreas de produtos líquidos. 2004.
- ANDERSON, J. **Aircraft Performance and Design**. [S.l.]: The McGraw-Hill Companies Inc, 1999.
- ARAUJO, E. C. de. **Contaminação de Lucas do Rio Verde por herbicida - um outro ponto de vista**. Jan. 2014. <http://www.agronoticiasmt.com.br>. Disponível em: <<http://www.agronoticiasmt.com.br/noticias/artigo-contaminacao-de-lucas-do-rio-verde-por-herbicida-um-outro-ponto-de-vista.html>>.
- ARJOMANDI, M. et al. Classification of unmanned aerial vehicles. **Report for Mechanical Engineering class, University of Adelaide, Adelaide, Australia**, 2006.
- ASTM. Norma, **Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane**. [S.l.]: ASTM, Pennsylvania, United States, F2245–11.
- AZEVEDO, F. d.; FREIRE, F. Tecnologia de aplicação de defensivos agrícolas. **Embrapa Agroindústria Tropical. Documentos**, Fortaleza: Embrapa Agroindústria Tropical., v. 102, 2006.
- BARROS, C. P. de; PINTO, R. L. U. de F.; OLIVEIRA, P. H. I. A. de. Projeto de uma aeronave leve utilitária e acrobática de alto desempenho. 2000.
- BOGDAWA, U. Desafios legais para regulamentação dos vants e oportunidades. Fev. 2014. Disponível em: <<http://mundogeoconnect.com/2013/arquivos/palestras/>>.
- CAA, C. A. A. Agricultural aircraft safety review. <http://www.caa.govt.nz/>, 2008.
- CAVALLOK, B. Subsonic drag estimation methods. **US Naval Air Development Center, NADC-AW-6604**, 1966.
- CHAIM, A. **Manual de tecnologia de aplicação de agrotóxicos**. [S.l.]: Embrapa, 2006.
- CONAB. **Consolidade e Acompanhamento da Safra 2005/2006**. 2006. www.conab.gov.br.
- COSTA, M. F. da. Tecnologia de aplicação de defensivos agrícolas. 2009.
- CRICRI-ZOOMSHARE. **Cricri aerobatic aircraft builders Page Home**. Set. 2013. <http://www.cricri.zoomshare.com/>. Disponível em: <<http://www.cricri.zoomshare.com/>>.
- FAHLSTROM, P. G.; GLEASON, T. J. **Introduction to UAV Systems**. [S.l.]: Wiley, 2012.

- FAO. **Organização das Nações Unidas para a Alimentação e Agricultura**. 2014.
- FAOSTAT. **Análise Estatística da Organização das Nações Unidas para Alimentação e Agricultura**. Fev. 2014. <http://faostat3.fao.org/faostat-gateway/go/to/home/E>.
- FAR. Part 23 – airworthiness standards: Normal. **Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes**, 1996.
- GOOGLE-IMAGES. **Ferramentas de imagens do google**. Fev. 2014. www.images.google.com.
- HARRIS, B. et al. **Engineering composite materials**. [S.l.]: Institute of metals London, 1986.
- HAZELL, P. B. **The Asian green revolution**. [S.l.]: Intl Food Policy Res Inst, 2009.
- HOAK, D.; FINCK, R.; USAF, S. Control datcom. **Wright-Patterson Air Force Base, OH: Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory**, 1978.
- HULL, D. **Fundamentals of airplane flight mechanics**. [S.l.]: Springer, 2007.
- IBGE. **Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística**. Fev. 2006. <http://www.ibge.gov.br/home/>.
- KASSAPOGLOU, C. **Design and analysis of composite structures: with applications to aerospace structures**. [S.l.]: Wiley. com, 2011.
- KISSMAN K, G. Adjuvantes para caldas de produtos fitossanitários. **Congresso Brasileiro de Ciência das Plantas Daninhas**, 1997.
- MAPA. **Ministério da Agricultura e Pecuária Página Inicial**. Jan. 2014. <http://www.agricultura.gov.br>. Disponível em: <<http://www.agricultura.gov.br/combatehelicopterpa>>.
- MATWEB, L. Material property data. jan. 2014. Disponível em: <<http://www.matweb.com>>.
- MAZOYER, M.; ROUDART, L. História das agriculturas no mundo. **Do neolítico à crise contemporânea**. São Paulo: Editora UNESP, 2008.
- MDA. **Ministério do Desenvolvimento Agrário**. Fev. 2014. www.mda.gov.br/.
- OZEKI, Y. **Manual de aplicação aérea**. [S.l.]: Spraytec, 2006.
- RAYMER, D. P. et al. **Aircraft design: a conceptual approach**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. [S.l.]: Edição do Autor, 2010.
- ROSA, E. d. Introdução ao projeto aeronáutico: uma contribuição à competição sae aerodesign. **Florianópolis: UFSC/GRANTE, 288p**, 2006.
- ROSKAM, J. **Airplane design**. [S.l.]: DARcorporation, 1985.
- SADRAEY, M. H. **Aircraft Design: A Systems Engineering Approach**. [S.l.]: Wiley.com, 2012.

SANTOS, J. M. F. dos. Aplicação correta: Eficiência, produtividade e baixo custo em culturas agrícolas. 2006.

SHEVELL, R. Fundamentals of flight. **Pretince-Hall Inc., Englewood Cliffs, NJ**, 1989.

SWATTON, P. J. **Principles of Flight for Pilots**. [S.l.]: Wiley. com, 2011.

TORENBEEK, E. **Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis, and Optimization of Subsonic Civil Airplanes**. [S.l.: s.n.], 2013.

WIKIPEDIA. **Colomban Cri-cri**. Set. 2013. <http://en.wikipedia.org/>. Disponível em: <http://en.wikipedia.org/wiki/Colomban_Cri-cri>.

WNADERLEY, M. de N. B. A valorização da agricultura familiar e a reivindicação da ruralidade no brasil. 2014.

XFLR5. **XFLR5 Documentation**. Out. 2013. <http://sourceforge.net/projects/xflr5/files/>. Disponível em: <<http://sourceforge.net/projects/xflr5/files/>>.

APÊNDICE A – QUESTIONÁRIO – SOMA

ENTREVISTADO

Nome:

Email:

Cargo:

MANUTENÇÃO

- Principal causa de parada (serviço mais realizado):
- Tempo médio de manutenção:
- Custo médio de manutenção:
- Causa mais severa (Tempo):
- Causa mais severa (Custo):

APÊNDICE B – QUESTIONÁRIO – CLIENTES POTENCIAIS

ENTREVISTADO

Nome:

E-mail:

PROPRIEDADE:

•Tamanho:

•Cultivo:

JAN	FEV	MAR	ABR	MAI	JUN	JUL	AGO	SET	OUT	NOV	DEZ

•Produtividade média por safra:

•Custo médio com pulverização de defensivos por safra:

•Quantidade de horas usada do serviço de pulverização por safra:

•Possui pista própria?

SIM () NÃO ()

•Caso sim, qual é o comprimento?

•Há linhas de energia cruzando a propriedade?

SIM () NÃO ()

•Caso sim, como é realizada a pulverização?

•Qual a forma de pulverização de defensivos é usada?

Aérea () Terrestre ()

- Caso seja ambos, em que ocasião utiliza um ou outro?
- Qual a estimativa do uso de diferentes modos de aplicação de defensivos para a agricultura como um todo:

Aérea () Terrestre ()

PULVERIZAÇÃO:

- Em qual etapa da produção é aplicado os defensivos:
- Quantas horas por dia são usados para a aplicação:
- Quais são as condições mínimas necessárias para aplicação eficiente do defensivo:

DEFENSIVO:

	Nome do defensivo	Quantidade	Custo
Soja			
Milho			
Algodão			

OPINIÃO SOBRE O PROJETO

- Consideraria o uso de pulverização não tripulada?
SIM () NÃO ()
- Consideraria a construção de uma pista de decolagem?
SIM () NÃO ()

• Dos parâmetros abaixo, qual é o seu nível de importância pontuando de 1 a 5?

-Tempo de aplicação:

-Custo de aplicação:

-Eficiência da aplicação;

APÊNDICE C – CARGA ALAR E POTÊNCIA

C.1 PARÂMETROS DE ENTRADA

Tabela 30: Carga prevista para a aeronave durante etapa de projeto preliminar.

Nome:	Simbolo	Valor	Unid.
Carga Paga	W_{PL}	143,4	[kg]
Tripulação	W_C	0	[kg]
Combustível	W_F	6,6	[kg]
Vazio	W_E	50	[kg]
Máxima	MTOW	200	[kg]

Tabela 31: Eficiência da hélice estimada durante etapa de projeto preliminar.

Nome:	Simbolo	Valor	Unid.
Eficiência em decolagem	η_{pg}	0.50	[AD]
Eficiência em subida	η_{pg}	0.70	[AD]
Eficiência em cruzeiro	η_{pg}	0.65	[AD]

Tabela 32: Coeficientes aerodinâmicos estimados durante etapa de projeto preliminar.

Nome:	Simbolo	Valor	Unid.
Coeficiente de arrasto do trem de pouso	$C_{D_{LG}}$	0.001	[AD]
Coeficiente de arrasto dos flaps	$C_{D_{HLD}}$	0.008	[AD]
Coeficiente de arrasto a sustentação nula	C_{D_0}	0.070	[AD]
Razão sustentação arrasto máxima	$(L/D)_{max}$	10	[AD]

Tabela 33: Requisitos de performance estimados durante etapa de projeto preliminar.

Nome:	Simbolo	Valor	Unid.
Velocidade de estol	V_S	72	[km/h]
Velocidade máxima	V_{max}	160	[km/h]
Razão de subida	ROC_{max}	5	[m/s]
Comprimento de decolagem	S_{TO}	400	[m]
Teto de voo	h_c	6000	[m]

APÊNDICE D – CARACTERÍSTICAS DO PERFIL AERODINÂMICO DA ASA

D.1 ESPECIFICAÇÕES GERAIS

Perfil aerodinâmico selecionado: 63₂-615

Tabela 34: Coordenadas do Contorno do Aerofólio da Asa

$x_{(+)}$	$y_{(+)}$	$x_{(-)}$	$y_{(-)}$
1,00000	0,00000	0,00795	-0,01017
0,95042	0,01245	0,01082	-0,01214
0,90089	0,02398	0,01634	-0,01517
0,85127	0,03555	0,02950	-0,02013
0,80153	0,04693	0,05508	-0,02664
0,75163	0,05800	0,08027	-0,03123
0,70159	0,06847	0,10527	-0,03476
0,65139	0,07809	0,15496	-0,03972
0,60105	0,08665	0,20442	-0,04290
0,55058	0,09393	0,25375	-0,04460
0,50000	0,09974	0,30300	-0,04499
0,44932	0,10384	0,35222	-0,04407
0,39857	0,10598	0,40143	-0,04172
0,34778	0,10587	0,45068	-0,03814
0,29700	0,10331	0,50000	-0,03356
0,24625	0,09830	0,54942	-0,02823
0,19558	0,09066	0,59895	-0,02239
0,14504	0,08010	0,64861	-0,01629
0,09473	0,06578	0,69841	-0,01015
0,06973	0,05667	0,74837	-0,00430
0,04492	0,04560	0,79847	0,00083
0,02050	0,03129	0,84873	0,00483
0,00866	0,02159	0,89911	0,00704
0,00418	0,01634	0,94958	0,00651
0,00205	0,01317	1,00000	0,00000
0,00000	0,00000		

Tabela 35: Coeficientes aerodinâmicos para uma velocidade de corrente livre de 140km/h – Re: $1,286e^6$

α	C_L	C_D	C_{Dp}	C_m
0,000	0,4613	0,01152	0,00276	-0,1053
2,000	0,6755	0,01217	0,00340	-0,1049
5,000	0,9585	0,01400	0,00528	-0,0974

D.2 CARACTERÍSTICAS DO PERFIL EM CRUZEIRO

D.3 GRÁFICOS DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS

Reynolds: 119125 – 238250 – 476500 – 953000 – 1000500 – 1048000 – 1167000 – 1286000 – 1500000 – 1715000 – 1815000.

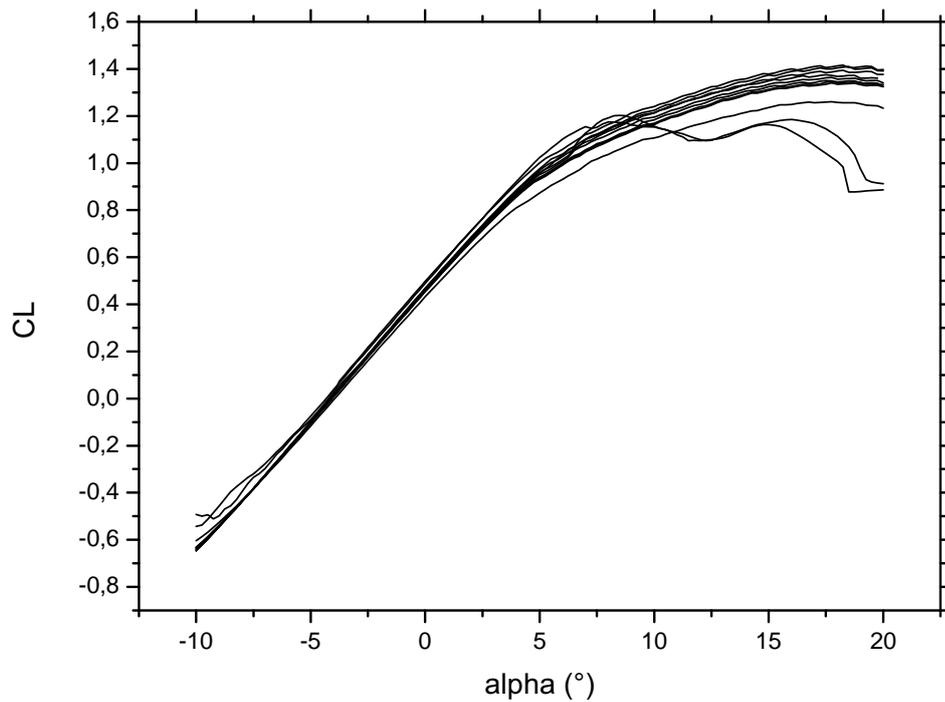


Figura D.1: Coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 632-615.

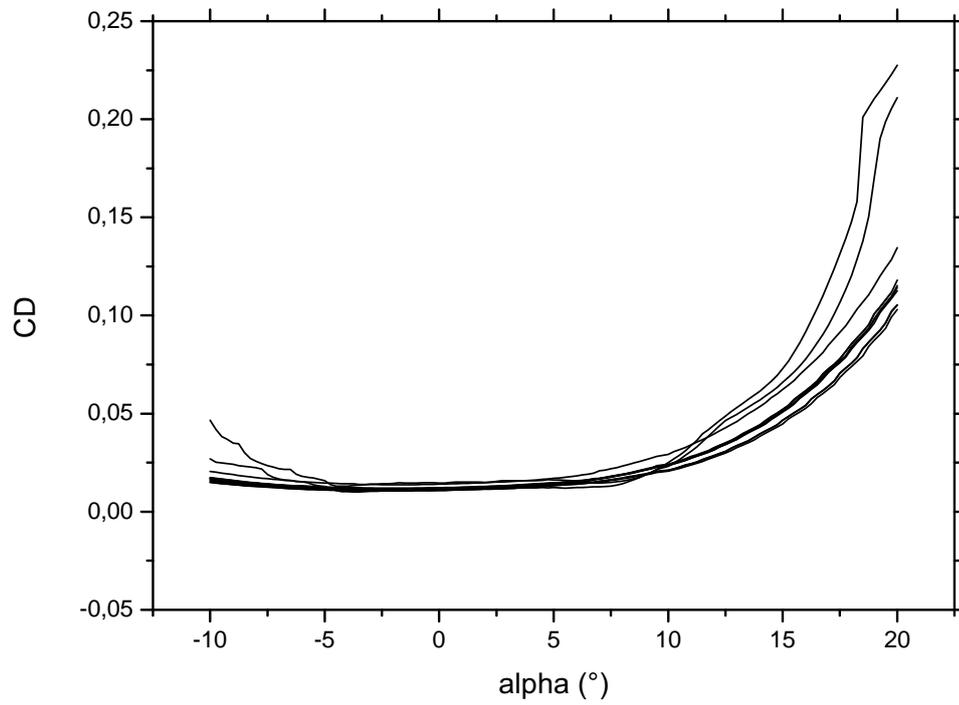


Figura D.2: Coeficiente de arrasto versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63₂-615.

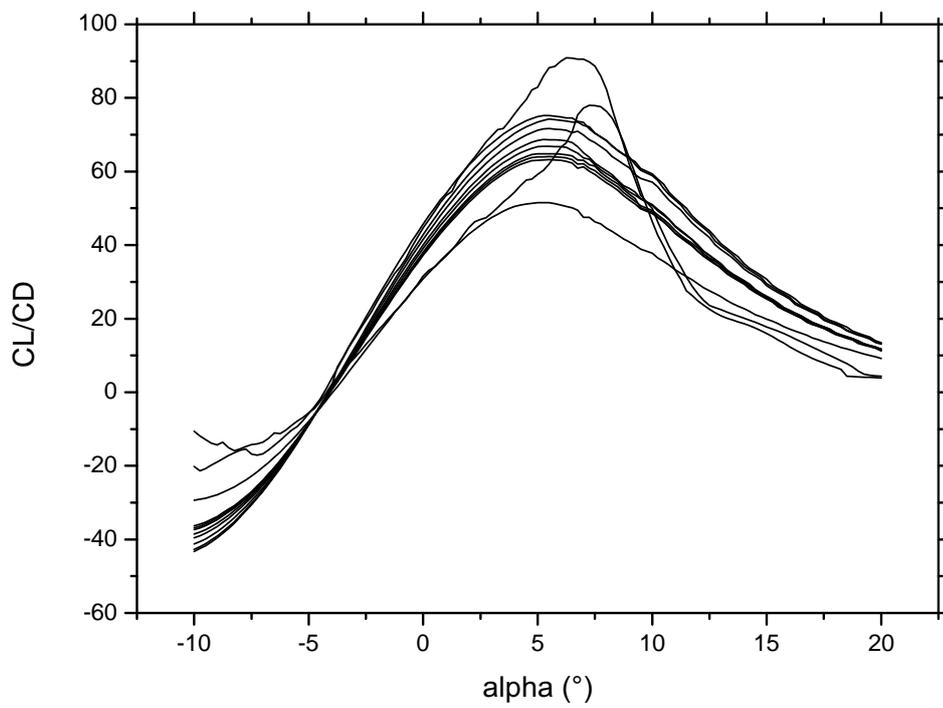


Figura D.3: Razão C_L/C_D versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63₂-615.

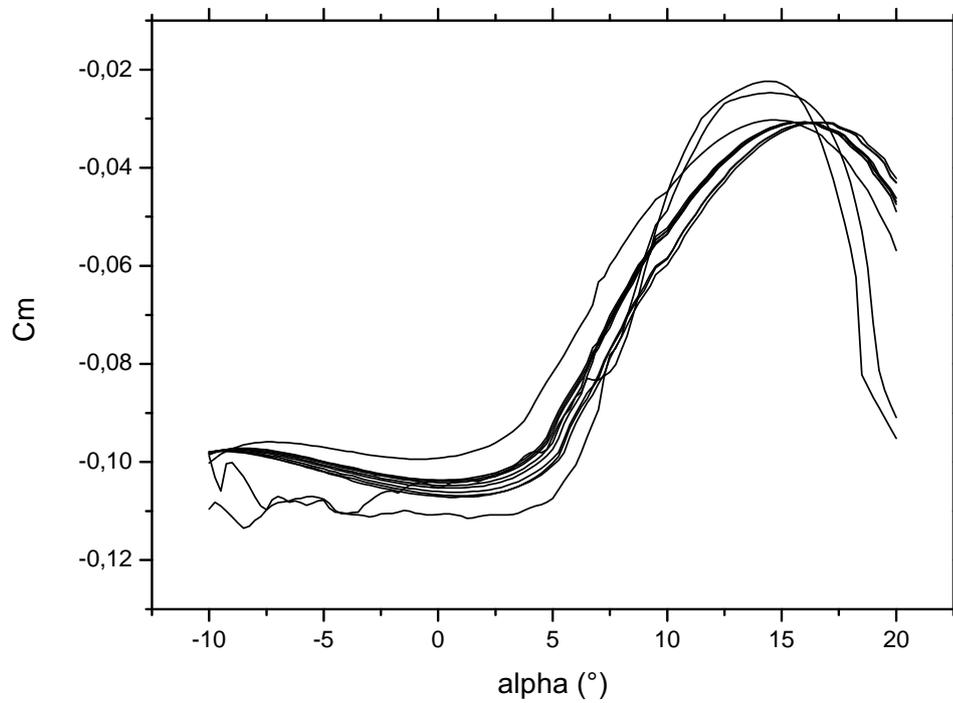


Figura D.4: Coeficiente de momento versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63₂-615.

APÊNDICE E – CARACTERÍSTICAS DO PERFIL AERODINÂMICO DO FLAP

E.1 ESPECIFICAÇÕES GERAIS

Perfil aerodinâmico selecionado: Flap da Aeronave Columbam Cri-Cri.

E.2 CARACTERÍSTICAS DO PERFIL EM CRUZEIRO

Tabela 36: Coeficientes aerodinâmicos para uma velocidade de corrente livre de 140km/h – Re: $1,286e^6$

α	C_L	C_D	C_{D_p}	C_m
0,000	0,4613	0,01152	0,00276	-0,1053
2,000	0,6755	0,01217	0,00340	-0,1049
5,000	0,9585	0,01400	0,00528	-0,0974

E.3 GRÁFICOS DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS

Reynolds: 119125 – 238250 – 476500 – 953000 – 1000500 – 1048000 – 1167000 – 1286000 – 1500000 – 1715000 – 1815000.

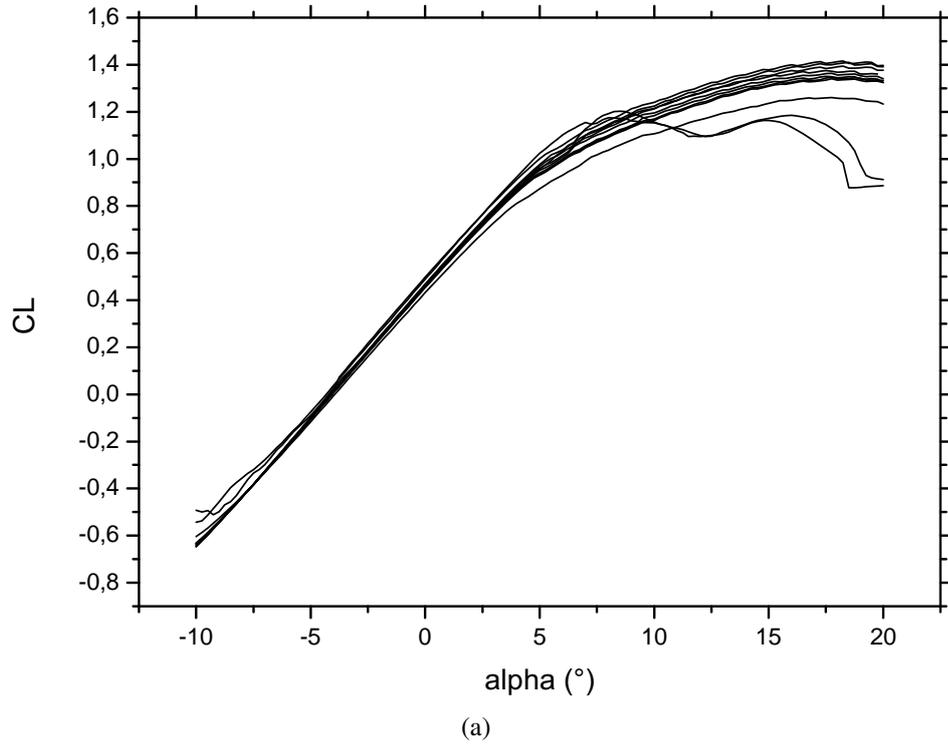


Figura E.1: Coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63₂-615.

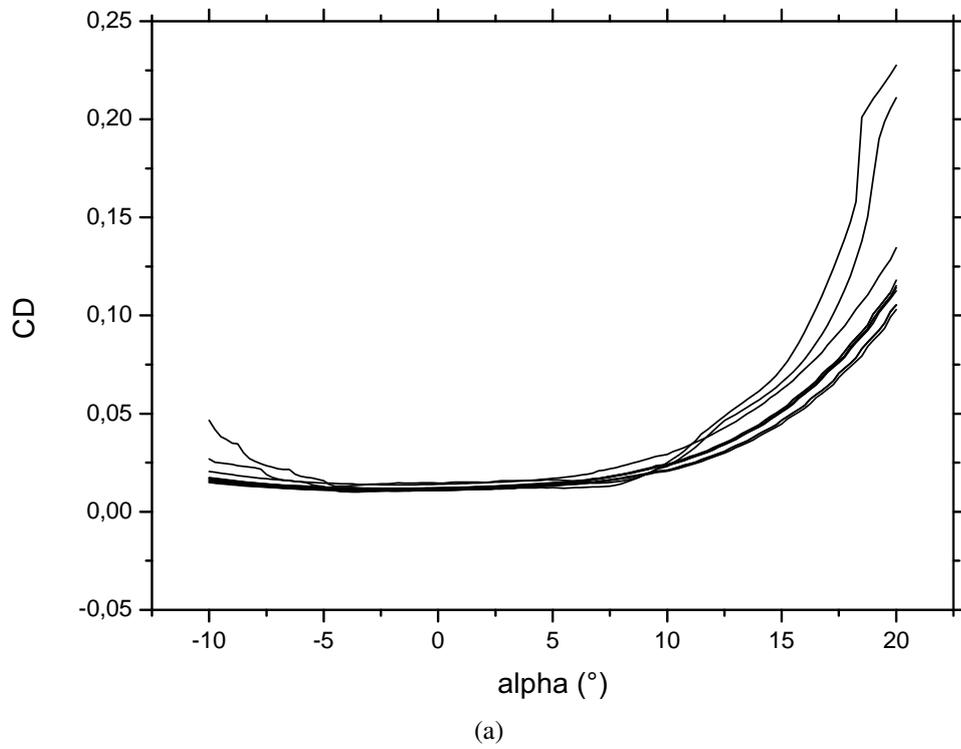


Figura E.2: Coeficiente de arrasto versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63₂-615.

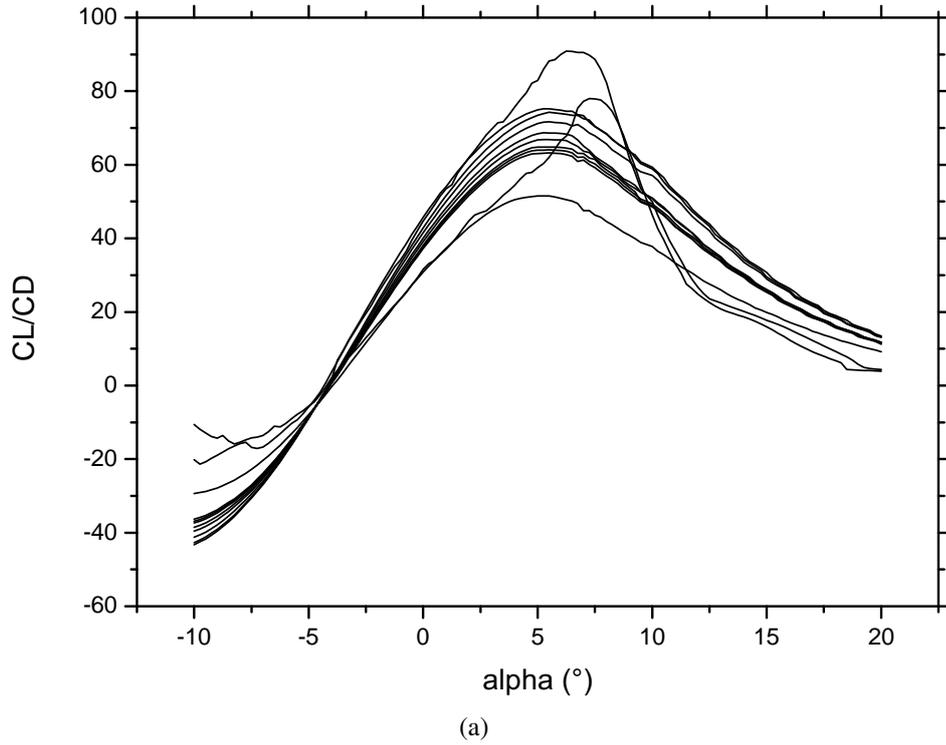


Figura E.3: Razão CL/CD versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63₂-615.

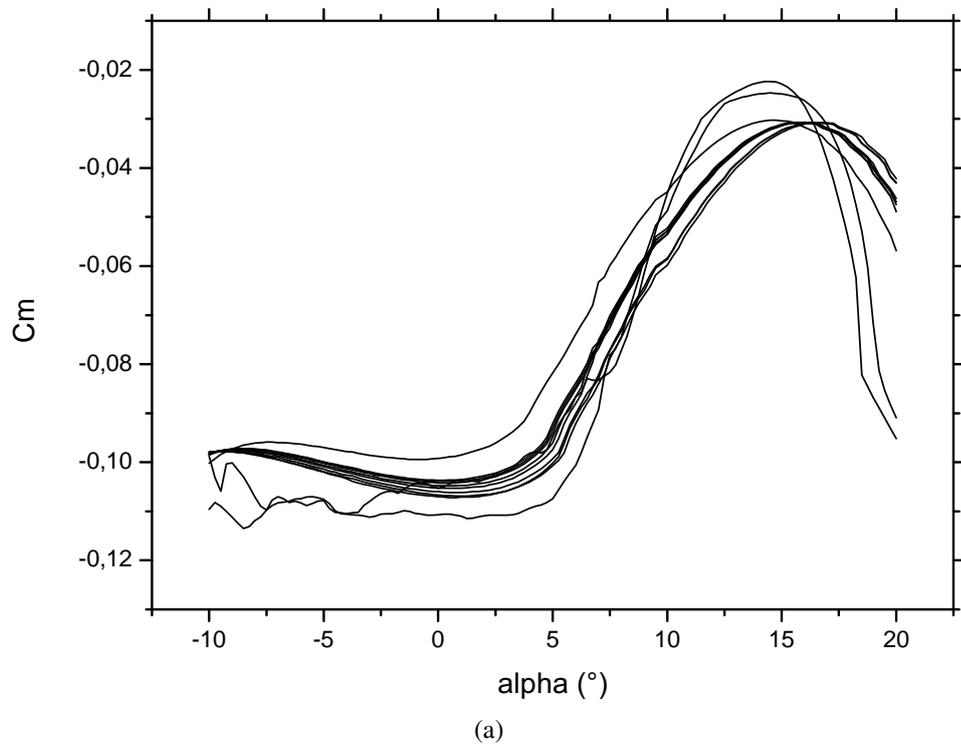


Figura E.4: Coeficiente de momento versus ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico 63₂-615.

APÊNDICE F – RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS DA ASA

F.1 RESUMO DOS PARÂMETROS GEOMÉTRICOS CALCULADOS PARA A ASA

Tabela 37: Resumo dos Parâmetros geométricos Calculados para a Asa.

Símbolo	Parâmetro	Valor	Unidade
b_w	Envergadura da asa	5300	[mm]
\bar{C}_{w0}	Corda média aerodinâmica da asa sem flap	520	[mm]
\bar{C}_{HLD}	Corda média aerodinâmica do flap	190	[mm]
S_{w0}	Área de referência da asa sem flap	2,756	[m ²]
S_{HLD}	Área de referência do flap	1,007	[m ²]
\bar{C}_w	Corda média aerodinâmica efetiva da asa	700	[mm]
S_w	Área de referência efetiva da asa	3,7	[m ²]
AR	Razão de aspecto da asa	7,6	[AD]
i_w	Ângulo de incidência da asa	5	[°]
λ	Afilamento da asa	0	[AD]
Λ	Enflechamento da asa	0	[AD]
α_t	Ângulo de torção da asa	-2	[°]
Γ	Ângulo de diedro da asa	5	[°]

F.2 RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS SIMULADAS PARA A ASA

Tabela 38: Resumo das Características Aerodinâmicas Simuladas para a Asa.

Símbolo	Parâmetro	Valor	Unidade
– Flap defletido de 0° –			
C_L	Coef. de sustentação da asa para ângulo de ataque nulo	0,5600	[AD]
$C_{L\alpha}$	Derivada do coef. de sustentação pelo ângulo de ataque	0,0766	[AD]
C_D	Coef. de arrasto da asa para ângulo de ataque nulo	0,0134	[AD]
$C_{M_{AC}}$	Coef. de momento da asa em relação a AC	-0,0670	[AD]
h_0C	Posição do centro aerodinâmico	165	[mm]
ε_0	Ângulo de Downwash da asa para angulo de ataque nulo	2,688	[°]
ε_α	Derivada do ângulo de Downwash pelo ângulo de ataque	0,368	[AD]
– Flap defletido de 10° –			
C_L	Coef. de sustentação da asa para ângulo de ataque nulo	1,3788	[AD]
$C_{L\alpha}$	Derivada do coef. de sustentação pelo ângulo de ataque	0,1014	[AD]
C_D	Coef. de arrasto da asa para ângulo de ataque nulo	0,0587	[AD]
$C_{M_{AC}}$	Coef. de momento da asa em relação a AC	-0,3292	[AD]
h_0C	Posição do centro aerodinâmico	155	[mm]
ε_0	Ângulo de Downwash da asa para angulo de ataque nulo	6,618	[°]
ε_α	Derivada do ângulo de Downwash pelo ângulo de ataque	0,487	[AD]
– Flap defletido de 20° –			
C_L	Coef. de sustentação da asa para ângulo de ataque nulo	2,0163	[AD]
$C_{L\alpha}$	Derivada do coef. de sustentação pelo ângulo de ataque	0,0962	[AD]
C_D	Coef. de arrasto da asa para ângulo de ataque nulo	0,1262	[AD]
$C_{M_{AC}}$	Coef. de momento da asa em relação a AC	-0,6088	[AD]
h_0C	Posição do centro aerodinâmico	140	[mm]
ε_0	Ângulo de Downwash da asa para angulo de ataque nulo	9,678	[°]
ε_α	Derivada do ângulo de Downwash pelo ângulo de ataque	0,462	[AD]
– Flap defletido de 30° –			
C_L	Coef. de sustentação da asa para ângulo de ataque nulo	2,6894	[AD]
$C_{L\alpha}$	Derivada do coef. de sustentação pelo ângulo de ataque	0,089	[AD]
C_D	Coef. de arrasto da asa para ângulo de ataque nulo	0,2269	[AD]
$C_{M_{AC}}$	Coef. de momento da asa em relação a AC	-0,9251	[AD]
h_0C	Posição do centro aerodinâmico	125	[mm]
ε_0	Ângulo de Downwash da asa para angulo de ataque nulo	12,909	[°]
ε_α	Derivada do ângulo de Downwash pelo ângulo de ataque	0,427	[AD]

APÊNDICE G – RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS DO ESTABILIZADOR

Perfil aerodinâmico selecionado: NACA 0012.

Tabela 39: Resumo dos Parâmetros Calculados para a Cauda Horizontal.

Símbolo	Parâmetro	Valor	Unidade
\bar{C}_h	Corda média aerodinâmica do estabilizador	343,5	[mm]
C_{rh}	Corda da raiz do estabilizador	400	[mm]
C_{th}	Corda da ponta do estabilizador	280	[mm]
S_h	Área de referência do estabilizador	0,59	[m ²]
b	Envergadura do estabilizador	1720	[mm]
AR_h	Razão de aspecto do estabilizador	5,0	[AD]
i_h	Ângulo de incidência do estabilizador	–	[°]
λ_h	Afilamento do estabilizador	0,7	[AD]
α_{th}	Ângulo de torção do estabilizador	0	[°]
Γ_h	Ângulo de diedro do estabilizador	–	[°]

APÊNDICE H – RESUMO DAS CARACTERÍSTICAS DA DERIVA

Perfil aerodinâmico selecionado: NACA 0012.

Tabela 40: Resumo dos Parâmetros Calculados para a Cauda Vertical.

Símbolo	Parâmetro	Valor	Unidade
\bar{C}_h	Corda média aerodinâmica do estabilizador	500	[mm]
C_{rh}	Corda da raiz do estabilizador	650	[mm]
C_{th}	Corda da ponta do estabilizador	325	[mm]
S_h	Área de referência do estabilizador	0,30	[m ²]
b	Envergadura do estabilizador	600	[mm]
AR_h	Razão de aspecto do estabilizador	1,2	[AD]
i_h	Ângulo de incidência do estabilizador	0	[°]
λ_h	Afilamento do estabilizador	0,5	[AD]
α_{th}	Ângulo de torção do estabilizador	0	[°]
Γ_h	Ângulo de diedro do estabilizador	0	[°]

APÊNDICE I - RESUMO DAS DIMENSÕES DAS SUPERFÍCIES DE COMANDO.

Tabela 41: Resumo das Dimensões das Superfícies de Comando.

	Flapeiron	Flap	Profundor	Leme
Razão entre áreas	$S_A/S = 0,060$	$S_F/S = 0,120$	$S_E/S_h = 0,500$	$S_R/S_V = 0,500$
Razão entre envergaduras	$b_A/b = 0,225$	$b_F/b = 0,450$	$b_E/b_h = 1,000$	$b_R/b_V = 1,000$
Razão entre cordas	$C_A/C = 0,270$	$C_F/C = 0,270$	$C_E/C_h = 0,500$	$C_R/C_V = 0,500$
Deflexão negativa máxima	$+15^\circ(\uparrow)$	$+15^\circ(\uparrow)$	$-25^\circ(\uparrow)$	$-25^\circ(\rightarrow)$
Deflexão positiva máxima	$-36^\circ(\downarrow)$	$-36^\circ(\downarrow)$	$+25^\circ(\downarrow)$	$+25^\circ(\leftarrow)$

APÊNDICE J – CÓDIGO FONTE USADO NA SIMULAÇÃO DA FUSELAGEM

```
KEYW,PR_STRUC,1
```

```
/prep7
```

```
ET,1,PIPE288 !Elemento do tipo tubo
```

```
MP,EX,1,2.1e6 !Módulo de elasticidade do aço 2.1GPa
```

```
MP,PRXY,1,0.3 !Coeficiente de poisson 0.3
```

```
MP,DENS,1,8e-6 !Densidade
```

```
SECTYPE,1,PIPE,,,!Define a seção do primeiro conjunto de tubos
```

```
SECDATA,10,1,20,,,!Diâmetro 10; parede 1 e 20 elementos
```

```
SECTYPE,2,PIPE,,,!Define a seção do segundo conjunto de tubos
```

```
SECDATA,25.4,3.17,20,,,!Diâmetro 1’’paredes 1/8’’ e 20 elementos
```

```
SECTYPE,3,PIPE,,,!Define a seção do terceiro conjunto de tubos
```

```
SECDATA,6.35,0.5,20,,,!Diâmetro 1/4’’; parede 0.5 e 20 elementos
```

!Definição dos Keypoints (vértices) que definem a treliça

k,1,1100,0.00,150	k,11,-1644,179,120	k,21,500,0.00,-105
k,2,750,0.00,210	k,12,-1850,220,100	k,22,0,0.00,-105
k,3,500,0.00,105	k,13,-1850,270,100	k,23,0,39.85,-105
k,4,0,0.00,105	k,14,-1438,270,141	k,24,-50,39.85,-105
k,5,0,39.85,105	k,15,-750,270,210	k,25,-70,0.00,-105
k,6,-50,39.85,105	k,16,0,270,210	k,26,-520,0.00,-105
k,7,-70,0.00,105	k,17,750,270,210	k,27,-750,0.00,-210
k,8,-520,0.00,105	k,18,1100,220,150	k,28,-1418,134,-143
k,9,-750,0.00,210	k,19,1100,0.00,-150	k,29,-1850,220,-100
k,10,-1094,69,175	k,20,750,0.00,-210	k,30,-1850,270,-100

k,31,-1615,270,-123	k,37,750,0,0	k,43,1100,0,0
k,32,-1043,270,-181	k,38,0,39.85,0	k,44,1100,119.73,155
k,33,-750,270,-210	k,39,-70,0,0	k,45,1100,326,513
k,34,0,270,-210	k,40,-750,0,0	k,46,1100,119,-155
k,35,750,270,-210	k,41,0,270,0	k,47,1100,326,-513
k,36,1100,220,-150	k,42,1100,30.24,0	

!Definição das linhas que montam a treliça

1,3,4	1,9,10	1,1,17	1,22,38
1,4,7	1,10,11	1,2,17	1,6,39
1,7,8	1,11,12	1,4,5	1,24,39
1,25,26	1,12,13	1,5,6	1,8,40
1,22,25	1,13,14	1,6,7	1,16,34
1,21,22	1,14,15	1,4,6	1,17,35
1,4,22	1,15,10	1,23,34	1,5,23
1,43,42	1,10,14	1,19,20	1,24,25
1,45,44	1,14,11	1,20,21	1,26,40
1,44,42	1,11,13	1,22,23	1,8,9
1,47,46	1,13,31	1,5,16	1,26,27
1,46,42	1,31,14	1,33,34	1,36,46
1,44,46	1,14,32	1,34,35	1,46,19
1,7,25	1,32,15	1,35,36	1,18,44
1,32,33	1,27,10	1,19,35	1,44,1
1,32,31	1,10,28	1,20,35	1,16,8
1,31,30	1,28,11	1,18,36	1,8,15
1,30,29	1,11,29	1,1,19	1,16,3
1,29,28	1,9,15	1,2,20	1,3,17
1,28,27	1,15,33	1,3,21	1,34,21
1,27,32	1,33,27	1,6,24	1,21,34
1,32,28	1,27,9	1,8,26	1,21,35
1,28,31	1,1,2	1,23,24	1,33,26
1,31,29	1,2,3	1,22,24	1,26,34
1,29,30	1,15,16	1,3,37	
1,29,12	1,16,17	1,21,37	
1,30,13	1,17,18	1,4,38	

```

LSEL,S,LINE,,1,14,1, !Seleciona as linhas de 1 a 14
LPLOT !Plota as linhas selecionadas
SECNUM,1 !Seleciona as propriedades 1 para os tubos
LESIZE,ALL,0,,10,,,,!Determina o numero dos elementos 10
LMESH,ALL !Executa o mesher

LSEL,S,LINE,,15,44,1, !Seleciona as linhas de 15 a 44
LPLLOT !Plota as linhas selecionadas
SECNUM,2 !Seleciona as propriedades 2 para os tubos
LESIZE,ALL,0,,10,,,,!Determina o numero dos elementos 10
LMESH,ALL !Executa o mesher

LSEL,S,LINE,,45,95,, !Seleciona as linhas de 45 a 95
LPLLOT !Plota as linhas selecionadas
SECNUM,3 !Seleciona as propriedades 3 para os tubos
LESIZE,ALL,0,,10,,,,!Determina o numero dos elementos 10
LMESH,ALL !Executa o mesher

LSEL,S,LINE,,96,106,, !Seleciona as linhas de 96 a 106
LPLLOT !Plota as linhas selecionadas
SECNUM,2 !Seleciona as propriedades 2 para os tubos
LESIZE,ALL,0,,10,,,,!Determina o numero dos elementos 10
LMESH,ALL !Executa o mesher

/VIEW,1,1,1,1 !Posiciona a câmara em vista isométrica
/ANG,1
/REP,FAST
lssel, all !Seleciona todas as linhas
/replot

!Inverte as cores do tema clássico em (preto)
!para um tema de impressão (branco)
/RGB,INDEX,100,100,100, 0
/RGB,INDEX,80,80,80,13
/RGB,INDEX,60,60,60,14

```

```

/RGB,INDEX,0,0,0,15
/REPLOT

/SOL
!Seleciona as linhas 1,3,4 e 6
LSEL, S, LINE, , 1,,
LSEL, A, LINE, , 3,,
LSEL, A, LINE, , 4,,
LSEL, A, LINE, , 6,,
NSLL,S,1 !Seleciona os nós das linhas 1,3,4 e 6
F,ALL,FY,-130 !Aplica forças nos nós selecionados
!(130N por nó num total de 4000N)
!Aplica as restrições nos pontos de fixação da asa
DK,4,ALL,ALL
DK,5,ALL,ALL
DK,22,ALL,ALL
DK,23,ALL,ALL
DK,6,ALL,ALL
DK,7,ALL,ALL
DK,25,ALL,ALL
DK,24,ALL,ALL
!Aplica as forças de tração dos motores no montante
FK,45,FX,200
FK,47,FX,200

SOLVE !Resolve o modelo
FINISH
/POST1
PLNSOL, U,Y,1,1
allsel, all
/dscale,1,1
/replot
ETABLE, ,LS, 1
PLETAB,LS1,NOAV

```

APÊNDICE K - PLANTAS

ÍNDICE REMISSIVO

- Aerofólio, 81
- Afilamento, 95, 154
- Aileron, 26
- Alcance, 40
- Análise Funcional
 - Asa, 24
 - Cauda horizontal, 24
 - Cauda vertical, 24
 - Fuselagem, 24
 - Motopropulsor, 24
 - Trem de pouso, 24
- Arfagem, 86
- Arrasto, 30, 82
- Arrasto induzido, 94, 130
- Autonomia, 40
- Carga Paga, 36
- Coefficiente de Segurança
 - Combustível, 127
- Coefficiente de segurança
 - Fuselagem, 182
 - Servo, 183
- Colombam Cri-Cri, 126
- Consumo específico de combustível, 117, 127
- Diagrama $V - n$, 172
- Distribuição elíptica, 97, 142
- Distância de decolagem, 131
- Eficiência
 - da empenagem, 148, 168
 - da hélice, 161
 - de absorvimento de impacto, 173
 - de Oswald, 130
 - do reforço, 176
 - estrutural, 128
 - volumétrica, 156
- Estol, 85
- Fator de carga, 172
- Flap, 27
- Leme, 27
- Momento de arfagem, 28
- Passeio do CG, 169
- Peso máximo de decolagem, 126
 - Peso da carga paga, 126
 - Peso da tripulação, 126
 - Peso do combustível, 126
 - Peso em vazio, 126
- Profundor, 26
- Projeto Conceitual, 23
- Projeto Detalhado, 25
- Projeto Preliminar, 24
- Pulverização
 - Altura de voo, 59
 - Atomizador rotativo, 56
 - Deriva, 62
 - DGPS, 58
 - DMV, 49
 - UBV, 43
 - Vento, 61, 62
 - Vórtices, 60
- Razão de aspecto, 92, 136, 154
- Razão de subida, 132
- Spoiler, 27
- Sustentação, 30, 82
- Teto de voo, 133
- Velocidade, 171
 - de cruzeiro, 171
 - de estol, 129, 171
 - de manobra, 171
 - de mergulho, 172
 - máxima, 130
- Volume da cauda, 169
- Volume de cauda, 148, 150
- Ângulo de arfagem, 28
- Ângulo de ataque, 28, 84
 - Crítico, 28

Ângulo de incidência, 28, 90
Ângulo de subida, 28

Ângulo de torção, 106