

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA CELSO SUCKOW DA
FONSECA
DEMEC – DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
ENGENHARIA MECÂNICA**

**MARIA CRISTINA MAMEDE BARBOSA
WALLACE LIMA DA COSTA**

**PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVE NÃO TRIPULADA PARA
PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**RIO DE JANEIRO
2021**

**MARIA CRISTINA MAMEDE BARBOSA
WALLACE LIMA DA COSTA**

**PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVE NÃO TRIPULADA PARA
PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito parcial à obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica, do DEMEC, do Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca.

Orientador: Prof. Dr. Alexandre Alves Santiago

**RIO DE JANEIRO
2021**

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Central do CEFET/RJ

B238 Barbosa, Maria Cristina Mamede
Projeto conceitual de aeronave não tripulada para pulverização agrícola / Maria Cristina Mamede Barbosa [e] Wallace Lima da Costa — 2021.
96f.: il.(algumas color). ; enc.

Projeto Final (Graduação) Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca , 2021.
Bibliografia : f. 95-96
Orientador: Alexandre Alves Santiago

1. Engenharia mecânica. 2. Aeronaves – Projeto auxiliado por computador. 3. Pulverização. 4. Aerodinâmica. 5. Aeronaves – Estabilidade. I. Costa, Wallace Lima da II. Santiago, Alexandre Alves (Orient.). III. Título.

CDD 621

AGRADECIMENTOS

Às nossas famílias, que nos encorajaram e apoiaram durante a jornada da Graduação, que estiveram ao nosso lado nos incentivando nos melhores e piores momentos.

Ao CEFET, pelo ensino de qualidade e por, além de nos munir de conhecimento, nos fazer crescer como pessoas e profissionais.

À cada docente que nos lecionou e transmitiu conhecimentos necessários para seguirmos em frente e encontrarmos nossos próprios caminhos, em especial ao nosso orientador Alexandre Santiago por todo o apoio e motivação durante o período do projeto.

Aos nossos amigos, que dividiram os momentos de angústia e descontração tão importantes para que esta jornada fosse única e a todos que participaram direta ou indiretamente de nossa formação, sem vocês nada disso seria possível.

Inteligência é a capacidade de se adaptar a
mudança.
(HAWKING, Stephen)

RESUMO

BARBOSA, Maria. COSTA, Wallace. **Projeto Conceitual de Aeronave não Tripulada para Pulverização Agrícola**. 2021. 110 Páginas. Trabalho de Conclusão de Curso – Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca. Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, 2021.

Em 2020 o agronegócio brasileiro representou 26,6% do PIB e projeções do Ministério da Agricultura, Pecuária e Abastecimento preveem um crescimento acumulado de 26,9% da atividade até 2030. Com o avanço, a busca por mais produtividade se torna um dos objetivos principais para o futuro do setor e nesse cenário a aviação agrícola ganha destaque. Atualmente, o Brasil possui a segunda maior frota do mundo com 2300 aeronaves em circulação, porém por serem operações realizadas a baixas altitudes há grande risco para os pilotos. Entre 2010 e 2019, 245 acidentes e 52 fatalidades foram registrados no segmento da aviação agrícola. Portanto, com o intuito de reduzir acidentes operacionais e fatais a proposta deste trabalho é desenvolver um projeto conceitual de uma aeronave não tripulada para fins de pulverização agrícola. A metodologia utilizada tem como base a espiral de projeto de Evans que foi adaptada para fins aeronáuticos. O desenvolvimento do conceito conta com uma parte inicial que se baseia em dados estatísticos e empíricos para a concepção de uma aeronave que possa pulverizar de 10 a 50 hectares de culturas agrícolas, com uma autonomia de até 2 horas, decolando com até 250 metros de pista. O cálculo do peso máximo de decolagem é feito, seguido do dimensionamento do conjunto moto propulsão, asa e cauda. Em seguida, uma análise aerodinâmica da aeronave é feita e o arranjo interno juntamente com a fuselagem é definido. Por fim, análises de desempenho em equilíbrio estático e estabilidade longitudinal estática são realizadas comprovando a adequação do conceito da aeronave aos requisitos estabelecidos e um bom comportamento em relação a autonomia e alcance durante a etapa de pulverização. Os projetos de software de guiamento, navegação e controle assim como o de eletrônica embarcada não serão desenvolvidos e analisados neste trabalho, podendo ser desenvolvidos em projetos futuros. O resultado alcançado é uma aeronave de 416 quilos com capacidade de carregar até 100 quilogramas de carga paga e que atende aos objetivos propostos.

Palavras-chave: Projeto Conceitual. Aeronave não tripulada. Pulverização. Aerodinâmica. Desempenho. Estabilidade.

ABSTRACT

BARBOSA, Maria. COSTA, Wallace. **Conceptual Design of an Unmanned Aircraft for Agricultural Spraying**. 2021. 110 Pages. Trabalho de Conclusão de Curso – Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca. Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, 2021.

In 2020, Brazilian agribusiness represented 26.6% of GDP and projections of the Ministry of Agriculture, Livestock and Supply predict an accumulated growth of 26.9% of the activity by 2030. With the advance, the search for more productivity becomes one of the goals for the future of the sector and in this scenario, agricultural aviation is highlighted. Currently, Brazil has the second largest fleet in the world with 2300 aircrafts in circulation, however, as these operations are carried out at low altitudes, there is a great risk for the pilots. Between 2010 and 2019, 245 accidents and 52 fatalities were recorded in the agricultural aviation segment. Therefore, in order to reduce operational and fatal accidents, the purpose of this work is to develop a conceptual design of an unmanned aircraft for agricultural spraying purposes. The methodology used is based on Evans basic design spiral that was adapted for aeronautical purposes. The development of the concept has an initial part that is based on statistical and empirical data for the design of an aircraft that can spray 10 to 50 hectares of agricultural crops, with an autonomy of up to 2 hours, taking off with up to 250 meters of runway. The calculation of the maximum takeoff weight is done, followed by the sizing of the powertrain, wing and tail assembly. Then, an aerodynamic analysis of the aircraft is made and the internal arrangement together with the fuselage is defined. Finally, performance analyzes in static balance and static longitudinal stability are carried out, proving the adequacy of the aircraft concept to the established requirements and a good behavior in relation to autonomy and reach during the spraying stage. Guidance, navigation and control software projects, as well as on-board electronics, will not be developed and analyzed in this work, but may be developed in future projects. The result achieved is a 416-kilogram aircraft capable of carrying up to 100 kilograms of payload and that meets the proposed objectives.

Keywords: Conceptual Project. Unmanned aircraft. Spraying. Aerodynamics. Performance. Stability.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Espiral de projeto de aeronave	7
Figura 2: Roda de Projeto	12
Figura 3: Questionamentos do projeto conceitual	13
Figura 4: Correlação entre análise, avaliação e síntese	14
Figura 5: Missão da Aeronave	15
Figura 6: Gráfico carga alar x razão peso-potência	23
Figura 7: Motor Motoren und Flugmodelle 3W-684i-B4TS	25
Figura 8: Direção da Propagação do Estol	27
Figura 9: Tipos de dispositivos de alta sustentação	30
Figura 10: Curvas C_l x α dos perfis aerodinâmicos	32
Figura 11: Curvas C_l/C_d x α dos perfis aerodinâmicos	32
Figura 12: Sustentação, arrasto e momento de arfagem sobre o centro aerodinâmico	33
Figura 13: Configurações de caudas traseiras	36
Figura 14: Braços de Empenagem	37
Figura 15: Diagrama de corpo livre de aeronave	41
Figura 16: Trimagem lateral da aeronave	45
Figura 17: Esteira de fluxo perturbado	46
Figura 18: Regiões de wake da aeronave	47
Figura 19: Forças aerodinâmicas atuantes durante o voo	54
Figura 20: Representação da resultante aerodinâmica na polar de arrasto	54
Figura 21: Curva polar de arrasto da aeronave agrícola	55
Figura 22: Dimensões do motor 3W-684i B4TS Motoren und Flugmodellen	58
Figura 23: Configurações de fuselagens	59
Figura 24: Arranjo interno da aeronave agrícola	60
Figura 25: Vista isométrica 1 do modelo simplificado	63
Figura 26: Vista isométrica 2 do modelo simplificado	63
Figura 27: Vistas com dimensões básicas	64
Figura 28: Forças atuantes em uma aeronave na condição de voo reto e nivelado com velocidade constante	65
Figura 29: Curva de tração requerida da aeronave agrícola	68
Figura 30: Curva de potência requerida da aeronave agrícola	71
Figura 31: Estabilidade estática (a) estaticamente estável (b) estaticamente instável	73
Figura 32: Estabilidade dinâmica (a) aperiódico (b) oscilatório	74
Figura 33: Eixos e graus de liberdade de uma aeronave	75
Figura 34: Diagrama de corpo livre para aeronave	76
Figura 35: Curvas C_mCG x α	77
Figura 36: Diagrama de corpo livre para perfil aerodinâmico	79
Figura 37: Coeficiente de momento em torno do C.G. (contrubuição da asa)	82
Figura 38: Diagrama de forças da cauda horizontal	83

Figura 39: Coeficiente de momento em torno do C.G. (contribuição da empenagem horizontal).....	88
Figura 40: Coeficiente de momento em torno do C.G. (aeronave completa).....	89
Figura 41: Representação do coeficiente angular para o ponto neutro.....	91
Figura 42: Posicionamento do ponto neutro.....	91

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Frações de Peso Médio das Etapas de Voo	17
Tabela 2: Valores Sugeridos para Razão de Planeio e Eficiência	18
Tabela 3: Consumo específico de combustível do propulsor	18
Tabela 4: Resultados da etapa da pulverização	20
Tabela 5: Parâmetros para cálculo de peso vazio	20
Tabela 6: Pesos e frações estimados.....	21
Tabela 7: Estimativas iniciais	24
Tabela 8: Modelos de motores aeronáuticos	24
Tabela 9: Características do motor 3W-684i-B4TS	25
Tabela 10: Parâmetros para cálculo do número de Reynolds.....	28
Tabela 11: Características gráficas do aerofólio NACA 4415	33
Tabela 12: Valores para Razão de Aspecto	35
Tabela 13: Aspect Ratio, corda e envergadura	35
Tabela 14: Coeficiente de volume de cauda.....	39
Tabela 15: Área para as empenagens vertical e horizontal	39
Tabela 16: Parâmetros adimensionais para o cálculo de CLh	44
Tabela 17: Resultados do cálculo de arrasto induzido	49
Tabela 18: Coeficiente de atrito de superfície	51
Tabela 19: Valores e resultados para arrasto parasita.....	52
Tabela 20: Parâmetros resultantes da polar de arrasto	55
Tabela 21: Características de defensivos químicos	60
Tabela 22: Características dos Componentes da Aeronave.....	62
Tabela 23: Características Gerais da Aeronave.....	62
Tabela 24: Parâmetros para o cálculo do coeficiente de momento	80
Tabela 25: Verificação dos requisitos para a posição 1 do C.G. (contribuição da asa)	81
Tabela 26: Verificação dos requisitos para a posição 2 do C.G. (contribuição da asa).....	81
Tabela 27: Parâmetros para avaliação da contribuição da empenagem horizontal	86
Tabela 28: Verificação dos requisitos da contribuição da empenagem horizontal	87
Tabela 29: Verificação dos requisitos para a posição 1 do C.G. (aeronave completa)	89
Tabela 30: Verificação dos requisitos para a posição 2 do C.G. (aeronave completa)	89

LISTA DE SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
Cepea	Centro de Estudos Avançados em Economia Aplicada
CTA	Centro Tecnológico Aeroespacial
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
ICA	Instituto de Ciências Agrárias
MAPA	Ministério da Agricultura, Pecuária e Abastecimento
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
RPA	Aeronave Remotamente Pilotada
UA	<i>Unmanned Aircraft</i>
UAS	<i>Unmanned Aircraft System</i>
VANT	Veículo Aéreo não Tripulado

LISTA DE SÍMBOLOS

AR	Razão de aspecto
α_s	Ângulo de estol
α	Ângulo de ataque
α_0	Ângulo de ataque para zero sustentação
α_t	Ângulo de ataque da cauda
α_w	Ângulo de ataque da asa
b	Envergadura
c	Corda da asa
C	Consumo específico de combustível
C_{bhp}	Consumo específico de combustível do propulsor
C_D	Coefficiente de arrasto total
c_D	Coefficiente de arrasto do perfil
C_{Dp}	Coefficiente de arrasto parasita
C_{Di}	Coefficiente de arrasto induzido
$C_{d_{min}}$	Coefficiente de arrasto mínimo
C_{D_0}	Coefficiente de arrasto em zero sustentação
C_{Dw}	Coefficiente de arrasto de onda
C_F	Coefficiente de atrito equivalente
C_L	Coefficiente de sustentação
C_{L_C}	Coefficiente de sustentação ideal da aeronave
$C_{L_{C_w}}$	Coefficiente de sustentação ideal da asa
C_{L_i}	Coefficiente de sustentação ideal do aerofólio
$C_{L_{max}}$	Coefficiente de sustentação máximo
$C_{L_{max_w}}$	Coefficiente de sustentação máximo da asa
$C_{L_{max_{gross}}}$	Coefficiente de sustentação máximo bruto do aerofólio
C_{L_h}	Coefficiente de sustentação da empenagem horizontal
C_{L_0}	Coefficiente de sustentação com ângulo de ataque igual a zero
$C_{L_{wf}}$	Coefficiente de sustentação da combinação asa-fuselagem
$C_L *$	Coefficiente de sustentação de projeto
C_{L_t}	Coefficiente de sustentação da cauda horizontal
$C_{m_{o_{wf}}}$	Coefficiente de momento da asa e fuselagem combinadas

C_{LR}	Coeficiente de sustentação para velocidade de decolagem
C_{m_0}	Coeficiente de momento para ângulo de ataque zero
C_{M0W}	Coeficiente de momento da asa para ângulo de ataque zero
$C_{M\alpha c}$	Coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico
C_{mCG}	Coeficiente de momentos ao redor do centro de gravidade
c_{HT}	Coeficiente de volume de cauda horizontal
c_{VT}	Coeficiente de volume de cauda vertical
CoG	Centro de gravidade
D	Força de arrasto
D_0	Força de arrasto parasita
D_i	Força de arrasto induzido
D_f	Diâmetro da fuselagem
e	Fator de eficiência de envergadura
E_{max}	Eficiência máxima
ε	Ângulo de downwash
h	Razão da distância do centro de gravidade pela corda média aerodinâmica
h_c	Teto
h_{PN}	Posição do ponto neutro
h_0	Razão da distância do centro aerodinâmico pela corda média aerodinâmica
hC	Distância entre a linha de referência e o centro de gravidade da aeronave
h_0C	Distância entre a linha de referência e o centro aerodinâmico da combinação asa-fuselagem
h_w	Altura da asa em relação ao solo
i_w	ângulo de incidência das asas
K_{US}	Constante de enflechamento variável
L	Força de sustentação
l	Braço de momento da empenagem
L_h	Sustação da empenagem horizontal
l_h	Distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal
L_{HT}	Braço de momento da empenagem horizontal
L_{VT}	Braço de momento da empenagem vertical
L_{wf}	Sustentação combinada asa-fuselagem
L_f	Comprimento total da fuselagem
L_t	Força de sustentação da empenagem horizontal

m	Massa de químico no tanque
M	Momento de arfagem
M_{ac}	Momento ao redor do centro aerodinâmico
M_{cg}	Momento em relação ao centro de gravidade
M_{CGw}	Momento da asa em relação ao centro de gravidade
M_{CGt}	Momento da cauda horizontal em relação ao centro de gravidade
M_{L_h}	Momento gerado pela empenagem horizontal
$M_{L_{wf}}$	Momento gerado pela sustentação da combinação asa-fuselagem
M_{owf}	Momento de arfagem da asa considerando a contribuição da fuselagem
μ	Viscosidade dinâmica do ar
η_p	Eficiência do propulsor
η_h	Coefficiente de volume da cauda horizontal
P	Potência
P_d	Potência disponível
P_r	Potência requerida
ρ	Densidade do ar
ρ_q	Densidade média do químico
q_∞	Pressão dinâmica
R	Alcance
Re	Número de Reynolds
ROC	Taxa de subida
S	Área alar
S_{TO}	Comprimento de corrida de decolagem
S_{HT}	Área da empenagem horizontal
S_{VT}	Área da empenagem vertical
S_{wet}	Área molhada da aeronave
T	Força de tração
T_d	Tração disponível
T_R	Tração requerida
t_p	Tempo de pulverização
V_c	Velocidade de cruzeiro
$V_{máx}$	Velocidade máxima
V_H	Coefficiente de volume da cauda horizontal
V_p	Velocidade de pulverização

V_S	Velocidade de estol
V_t	Volume do tanque
v_{Prmin}	Velocidade de mínima potência requerida
W	Peso
W_{ave}	Peso médio da aeronave
W_C	Peso da tripulação
W_E	Peso vazio
W_F	Peso do combustível
W_f	Peso final da etapa de voo
W_i	Peso inicial da etapa de voo
W_{PL}	Peso da carga útil
W_{TO}	Peso máximo de decolagem
Z_{CG}	Altura do centro de gravidade em relação ao centro aerodinâmico da asa
ϕ	Fator de efeito solo

SUMÁRIO

1	Introdução	4
1.1	Motivação	5
1.2	Justificativa.....	5
1.3	Objetivos.....	6
1.4	Metodologia Utilizada	6
1.5	Organização do Trabalho	7
2	Revisão Bibliográfica	9
2.1	História e Aplicações de Aeronaves Não Tripuladas	9
2.2	Regulamentação de UA's e da Aviação Agrícola no Brasil.....	10
2.3	Histórico da Aviação Agrícola	11
2.4	Metodologia de Desenvolvimento de Projeto de Aeronaves	11
3	Desenvolvimento Inicial	15
3.1	Missão da Aeronave	15
3.2	Peso Máximo de Decolagem	15
3.3	Área Alar e Escolha do Sistema de Propulsão	21
4	Aerodinâmica.....	26
4.1	Dimensionamento da Asa.....	26
4.1.1	Configuração de Asa.....	26
4.1.2	Seleção do Aerofólio.....	27
4.1.3	Centro Aerodinâmico e Centro de Pressão	33
4.1.4	Ângulo de Incidência	33
4.1.5	Razão de Aspecto, Corda e Envergadura	34
4.2	Dimensionamento da Cauda.....	35
4.2.1	Configuração da Cauda.....	35
4.2.2	Braço da Empenagem	37
4.2.3	Coeficiente de Volume de Cauda.....	38
4.2.4	Seleção do Aerofólio.....	40
4.2.5	Ângulo de Incidência	41
4.2.6	Razão de Aspecto.....	45
4.2.7	Razão de Afilamento.....	46
4.2.8	Posicionamento Vertical da Cauda Horizontal	47
4.3	Arrasto da Aeronave.....	48
4.3.1	Arrasto Induzido.....	48
4.3.2	Efeito Solo.....	49
4.3.3	Arrasto Parasita	50
4.3.4	Curva Polar de Arrasto.....	53
5	Fuselagem	57
5.1	Considerações Iniciais	57

5.2	Configuração da Fuselagem e Arranjo Interno	59
5.3	Dimensionamento do Hopper e Tanque de Combustível.....	60
5.4	Arranjo Geral da Aeronave	61
6	Desempenho	65
6.1	Tração Disponível e Requerida	66
6.2	Potência Disponível e Requerida.....	69
7	Estabilidade Estática	73
7.1	Estabilidade Longitudinal Estática	75
7.1.1	Posicionamento do Centro de Gravidade	75
7.1.2	Momentos em uma aeronave	76
7.1.3	Contribuição da asa	78
7.1.4	Contribuição da Empenagem Horizontal	82
7.1.5	Contribuição da Fuselagem.....	88
7.1.6	Estabilidade longitudinal estática para a aeronave completa.....	88
7.1.7	Ponto Neutro	90
7.1.8	Margem estática	92
8	Considerações Finais	93
8.1	Conclusões.....	93
8.2	Sugestões para Trabalhos Futuros	94
	Referências	95

1 INTRODUÇÃO

Ao longo da história, o agronegócio ganhou espaço e relevância, se consolidando como uma atividade importante para o desenvolvimento econômico brasileiro. Em 2020, o agronegócio alcançou a marca de 26,6% de participação no PIB brasileiro (Cepea, 2021). O ramo agrícola possui grande participação no mercado nacional e internacional neste seguimento e, segundo projeções, as produções agrícolas tendem a crescer 2,4% ao ano, resultando em um crescimento acumulado de 26,9% até 2029/2030 (MAPA,2020).

A aviação agrícola, iniciada no Brasil há 70 anos, se difundiu pelos estados brasileiros e atualmente o país possui a segunda maior frota do mundo, com cerca de 2300 aeronaves. Dentre os serviços prestados por empresas de aviação ao seguimento, podemos destacar: a semeadura, aplicação de químicos e biológicos para proteção das lavouras, povoamento de rios e lagos e combates a incêndios florestais (MAPA,2020).

A utilização de aviões agrícolas para pulverização, representa, além de grande avanço tecnológico, maior segurança para a atividade quando em comparação a feita por terra e melhor controle na proteção de lavouras contra pragas, doenças e insetos. Ainda assim, na aviação agrícola tripulada, ocorrem acidentes que colocam a vida dos pilotos em perigo. Dentre os principais motivos pode-se destacar: colisões com fios de redes elétricas, postes, colisões com a cultura e perda de controle e voo pelas baixas altitudes em que o avião deve planar (SIMÃO, 2010).

Desse modo, com o intuito de minimizar os riscos das operações aeroagrícolas, aumentar a eficiência conforme as projeções e diminuir o custo das operações, propõe-se a utilização de uma Aeronave Não Tripulada, em inglês, *Unmanned Aircraft System* (UAS) para pulverização, sendo uma opção viável economicamente e tendo em vista que suas possíveis configurações possibilitam aumento da segurança e da confiabilidade no serviço.

No Brasil, as Aeronaves não Tripuladas são conhecidas por diversos nomes como drones, Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) ou Aeronave Remotamente Pilotada (ARP). O termo VANT, apesar de ser amplamente conhecido e difundido, é considerado atualmente obsoleto na comunidade aeronáutica nacional.

1.1 MOTIVAÇÃO

A aviação é um campo de estudo extremamente amplo e que possui diversas aplicações. Seja para transporte de cargas, pessoas, utilização pela indústria bélica, em guerras ou missões de paz, aeronaves são instrumentos capazes de encurtar distâncias e fazer o que antes de 1906 parecia ser impossível.

A busca por melhorias nas características de aeronaves já comercializadas e utilizadas diariamente em diversos campos é constante. Projetistas, engenheiros e empresas buscam aprimorar desempenho, estabilidade, velocidade, segurança, manobrabilidade, entre outras características realizando diversos estudos nas áreas. A contínua evolução na aviação obriga o mercado a buscar novas saídas para antigos problemas.

Na aviação agrícola, a segurança dos pilotos entra em foco pois 245 acidentes foram registrados entre 2010 e 2019, causados em 51,8% das vezes por perda de controle em voo, falha do motor em voo ou colisão com obstáculo durante a decolagem e pouso, segundo o Centro de Investigações e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA, 2020).

Além de possíveis incidentes durante o voo, em certos modelos de aeronaves os pilotos ficam expostos à intoxicação pelos químicos liberados dos pulverizadores, por vias aéreas. Essa exposição pode acarretar indisposição, fraqueza, mal-estar, tonturas, ansiedade, alterações na pele, entre outros sintomas (COUTO, 2004). Sendo assim, a inclusão de UAs na aviação agrícola pode prevenir acidentes e melhorar as condições atuais dos pilotos.

1.2 JUSTIFICATIVA

As Aeronaves Não Tripuladas, também conhecidos como UAs, possuem essa denominação pois não há necessidade de um piloto em seu interior para seu funcionamento. Essa característica acarreta diversas possibilidades na utilização desses veículos.

O mercado de UAs, cresce e conquista novos espaços a cada dia, sendo utilizado hoje não apenas para fotografias e reconhecimento de áreas, como no início de sua trajetória, mas também em funções de infraestrutura, transporte, monitoramento de risco, mídia e entretenimento, segurança, mineração telecomunicação e na agricultura. Neste último, UAs podem ser utilizados para irrigação, mapeamento aéreo, marcação para áreas de cultivo, entre outros.

A utilização de Aeronaves Não Tripuladas para pulverização na agricultura acarreta diversas facilidades na atividade e garante a segurança do piloto, pois não há contato com o químico e nem acidentes os envolvendo. Além disso, a produtividade do campo aumenta e a quantidade de substância despejada nas culturas é mais controlada, o que pode acarretar melhora do solo e do produto cultivado.

1.3 OBJETIVOS

Este trabalho tem como objetivo projetar uma aeronave não tripulada de pequeno porte, dimensionando os componentes para que a aeronave consiga pulverizar culturas de 10 a 50 hectares, com uma autonomia de até 2 horas de voo e que decole e retorne para o mesmo local.

1.4 METODOLOGIA UTILIZADA

A metodologia utilizada é baseada na espiral de projeto de Evans, criada pelo arquiteto naval John Harvey Evans. Nesta espiral de projeto, são realizadas diversas iterações capazes de refinar os parâmetros até a otimização máxima do projeto em que mais iterações não são capazes de gerar grandes mudanças.

A espiral possui três fases diferentes: a fase de projeto conceitual, mais externa e ampla; a fase de projeto preliminar, o meio da espiral e a fase de projeto de contrato, a parte final e mais detalhada (EVANS, 1959). A Figura 1 apresenta a espiral de projeto elaborada para representar o projeto de uma aeronave.



Figura 1: Espiral de projeto de aeronave

Este trabalho abordará a seleção da missão, cálculo inicial do peso de decolagem, dimensionamento de asa e estabilizadores, organização do arranjo interno e dimensionamento da fuselagem, análises de desempenho em equilíbrio estático e estabilidade longitudinal estática. Os projetos de software de guiamento, navegação e controle assim como o de eletrônica embarcada não serão desenvolvidos e analisados neste trabalho, podendo ser desenvolvidos em projetos futuros.

1.5 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

O projeto apresentado é dividido em 8 capítulos. O capítulo 1 expõe as motivações, justificativas, objetivo e metodologia do trabalho de forma prévia.

O capítulo 2 trata da revisão bibliográfica, que discorre sobre a história e aplicações de aeronaves não tripuladas, a regulamentação deste tipo de aeronave e do histórico da aviação agrícola no Brasil e no mundo e aborda a metodologia de desenvolvimento do projeto de aeronaves.

O capítulo 3 apresenta os parâmetros iniciais do trabalho como a missão da aeronave, estimativa do peso máximo de decolagem, parâmetros para a etapa de pulverização, cálculo da área alar e dimensionamento do sistema de propulsão.

O capítulo 4 aborda as características aerodinâmicas, detalhando o dimensionamento, escolha dos perfis aerodinâmicos, posicionamento e configuração da asa e da cauda, a fim de atender os requisitos estabelecidos para a missão da aeronave. Além disso uma avaliação do arrasto da aeronave é realizada e a curva polar de arrasto apresentada.

No capítulo 5 a escolha do modelo da fuselagem é apresentada, assim como o arranjo interno da aeronave com os componentes necessários para cumprir sua missão. Neste capítulo, é apresentado o dimensionamento do tanque de combustível e do *hopper*, que é parte da aeronave destinada ao armazenamento de químicos a serem pulverizados. Ao final deste capítulo o arranjo geral da aeronave é apresentado.

O capítulo 6 apresenta uma análise do desempenho em voo da aeronave para uma condição de equilíbrio estático, com base nas curvas de tração e potência requeridas.

Já no capítulo 7 uma análise de estabilidade longitudinal estática é realizada e são verificados os requisitos necessários para garantir um voo estável. Os coeficientes de momento em torno do centro de gravidade da aeronave são calculados e são verificados os pontos de voo em equilíbrio.

Por fim, no capítulo 8 serão apresentadas as conclusões do modelo projetado, resumindo as escolhas feitas, resultados alcançados e sugestões para trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 HISTÓRIA E APLICAÇÕES DE AERONAVES NÃO TRIPULADAS

Segundo a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), um veículo aéreo não tripulado é uma aeronave projetada para operar sem piloto a bordo que não seja utilizada para fins meramente recreativos. Devido a isso, a utilização de UAs possibilita a redução de tamanho, custo de fabricação e manutenção e maior flexibilidade nas manobras da aeronave.

As Aeronaves Não Tripuladas inicialmente eram projetadas para realizar missões em guerras sem que os pilotos arriscassem suas vidas, ou para emprego como alvos para treinamento da marinha, exército e aeronáutica. Durante a Primeira Guerra Mundial, variações de aeronaves sem pilotos controladas por rádio foram desenvolvidas, na Segunda Guerra mundial aviões rádio controlados foram usados e durante a Guerra Fria estes eram utilizados para missões de espionagem.

Os primeiros relatos de UAs em território brasileiro são da década de 80, com pesquisas e projetos sendo conduzidos por institutos, universidades e empresas privadas. O Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA) foi um dos pioneiros no campo de aeronaves não tripuladas e desenvolveu o projeto Acauã com fins militares. Na época o projeto foi desativado sendo retomado em 2007 com incentivo governamental (JORGE; INAMASU, 2014).

Outras iniciativas também demonstraram grande importância no cenário brasileiro de UAs, o Centro de Tecnologia e Informação Renato Archer (Cenpra) desenvolveu o projeto AURORA (*Autonomus Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship*), um dirigível projetado para atividades de sensoriamento remoto e inspeção aérea, que realizou o primeiro voo autônomo da literatura científica.

Além dele, o projeto ARARA (Aeronave de Reconhecimento Assistida por Rádio e Autônoma), iniciado em 1998 pela Universidade de São Paulo com apoio da Embrapa, desenvolvido para monitoramento agrícola e responsável desde a coleta de imagens em áreas agrícolas, possibilitando pouso e decolagem em áreas rurais, baixa velocidade mínima de voo e câmeras com alta resolução para avaliação de pequenos detalhes e baixo custo (VASCONCELLOS, 2006).

Atualmente, o uso comercial de UAs são observados em diversas aplicações como: vigilância costeira, monitoramento de incêndios florestais, crescimento agrícola, inundações,

terremotos, inspeção e monitoramento de atividades de alto riscos em navios offshore, entre outros.

2.2 REGULAMENTAÇÃO DE UA'S E DA AVIAÇÃO AGRÍCOLA NO BRASIL

Com o aumento no uso civil de UAs ao longo dos anos em diversas áreas, a não regulamentação dessa modalidade poderia causar problemas e pouca rastreabilidade com relação a acidentes e segurança. Visto isso, a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) começou a trabalhar no desenvolvimento de uma regulamentação que suprisse as preocupações da sociedade.

Como descrito anteriormente, UAs são considerados, pela legislação brasileira, qualquer aparelho que possa se sustentar na atmosfera e que se pretenda operar sem piloto. Dentro dessa classificação, pode-se destacar três ramificações de UAs: a Aeronave Remotamente Pilotada (RPA), na qual a aeronave é controlada remotamente por computador, dispositivo digital ou controle remoto, os Aeromodelos, utilizados para fins recreativos e a Aeronave Autônoma, que têm uso proibido no Brasil e são aquelas que, após a programação, não necessitam de intervenção externa.

Atualmente no Brasil, o uso de aeronaves não tripuladas é regido pela Portaria DAC Nº 207 e pela Instrução Circular Aeronáutica (ICA) 100-40, redigida pelo Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) e reeditada em 2018 e 2020, o que demonstra o interesse e o compromisso das autoridades brasileiras com o crescimento do setor, sem renunciar à segurança das pessoas e propriedades.

A aviação agrícola aplicada à pulverização é a única parte do setor com regulamentação própria, também sendo o mais fiscalizado. O decreto nº 86.765, de 22 de dezembro de 1981, regulamenta decreto-lei nº 917, de 1969, que normatiza a atividade da aviação agrícola, esse decreto atribui competência ao MAPA, regulamenta o registro e cadastro das empresas, as atividades de aviação agrícola, as aeronaves e equipamentos, o treinamento de pessoal, a fiscalização e as penalidades ligadas a atividade.

Outros órgãos como a ANAC, possuem o RBAC 137, de 30 de maio de 2021, que abrange a certificação e requisitos para as operações aeroagrícolas, o DECEA por sua vez possui o ICA 100-39, de 2015, que dispõe sobre a Operação Agrícola e estabelece regras e procedimentos de tráfego aéreo para essas operações.

2.3 HISTÓRICO DA AVIAÇÃO AGRÍCOLA

Segundo registros, a aviação agrícola foi utilizada pela primeira vez por Alfred Zimmermann, agente florestal alemão, em 1911 na cidade de Berlim, para controlar populações de lagartas de uma plantação. Inicialmente eram utilizados pequenos aviões com duas pessoas a bordo: um piloto e um responsável por despejar manualmente os produtos químicos. (Mhereb; Norder, 2018).

Após a década de 40, o interesse na aviação agrícola aumentou. A Segunda Guerra Mundial proporcionou avanços tecnológicos nas Aeronaves Não Tripulada, e algumas aeronaves militares foram utilizadas na agricultura no período pós-guerra.

No Brasil, o primeiro voo agrícola ocorreu em 1947, no Rio Grande do Sul, para combate a uma praga de gafanhotos contra a qual nenhuma praga estava surtindo efeito. A aeronave utilizada foi um modelo M-9 biplano com capacidade de carga de 100kg de químicos, a aeronave Muniz. A partir desse marco, iniciaram aplicações de BHC em culturas de café e ao mesmo tempo a Patrulha de Treinamento Aéreo (PATAE) foi criada pelo Ministério da Agricultura da época.

Na década de 70 e 80, houve um grande desenvolvimento e decadência por falta de tecnologia, respectivamente. No início da década de 90, um ligeiro crescimento nos trabalhos de aplicação aérea de químicos pode ser observado, mas foi no final dessa mesma década que novas tecnologias começaram a ser utilizadas, aperfeiçoando diversas áreas do processo de pulverização aérea.

A aviação agrícola é um campo em constante expansão e desenvolvimento, novas tecnologias surgem a todo momento para aprimorar equipamentos e solucionar problemas. Atualmente o Brasil possui a segunda maior frota de aviões agrícolas do mundo, atrás apenas dos Estados Unidos e, segundo projeções, a tendência é de crescimento da atividade nos próximos anos.

2.4 METODOLOGIA DE DESENVOLVIMENTO DE PROJETO DE AERONAVES

O projeto conceitual de uma Aeronave é um trabalho iterativo entre diversas áreas da engenharia, não se dá simplesmente em uma sequência de passos e sim em ciclos que devem ser revisitados quantas vezes forem necessárias.

Segundo Raymer, os requisitos são definidos por estudos anteriores no setor, os conceitos são desenvolvidos para atender a esses requisitos e a análise dos designs propostos apontam para novos conceitos e tecnologias, que podem gerar uma mudança e um projeto inteiramente novo. Quando um projeto se inicia, todas essas atividades são importantes na produção de um bom projeto de aeronave. Na Figura 2 a roda de projeto de Raymer é apresentada.

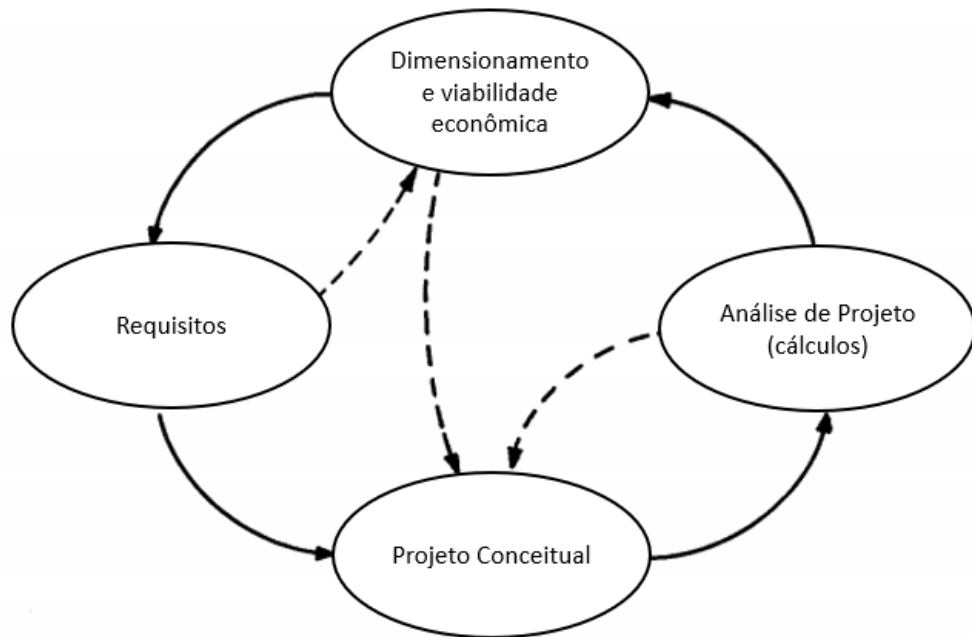


Figura 2: Roda de Projeto
Fonte: Raymer (1992)

Raymer (1992) ainda propõe questionamentos que devem ser feitos durante a fase de projeto conceitual, como mostra a Figura 3. O projeto conceitual de uma aeronave é muito fluido e novas ideias e problemas surgem à medida que os detalhes do projeto são estudados. Por isso o projeto conceitual deve ser sempre analisado e redesenhado para refletir as possíveis mudanças das características.

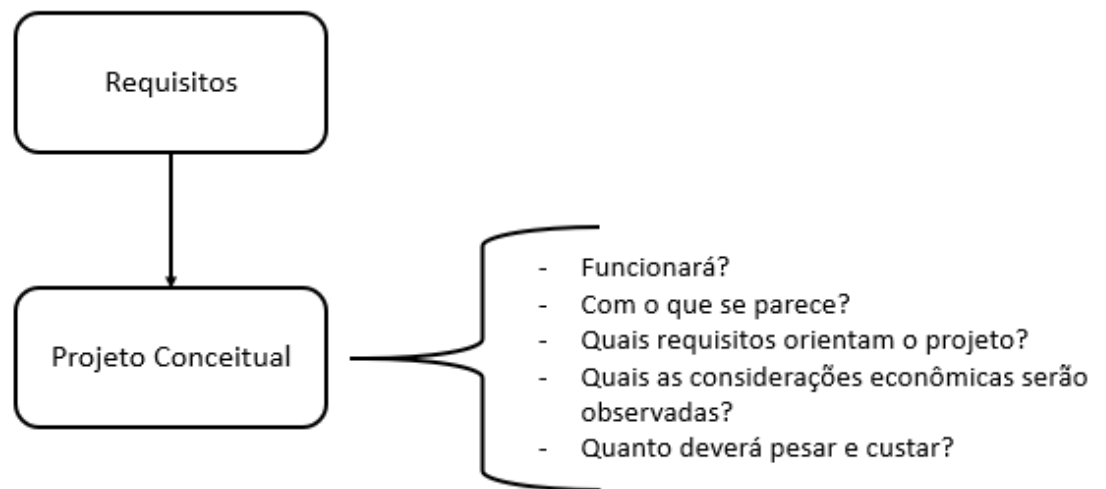


Figura 3: Questionamentos do projeto conceitual
Fonte: Raymer (1992)

Dentre os requisitos do projeto conceitual, pode-se destacar: alcance, carga útil, velocidade de decolagem e pouso, velocidade de estol, combustível, entre outros. Além disso devem ser consideradas as normas, leis e regulamentações civis e militares aplicáveis ao projeto.

Assim como Raymer, Mohammad caracteriza o projeto conceitual também como um processo iterativo. Para ele o processo inclui três operações principais: análise, síntese e avaliação. Sendo a análise o processo de prever o desempenho ou comportamento do projeto, a avaliação os cálculos de desempenho e comparação entre os possíveis projetos e a síntese o processo de combinar coisas conhecidas e novas para aprimorar o projeto. A Figura 4 mostra a correlação entre análise, avaliação e síntese.

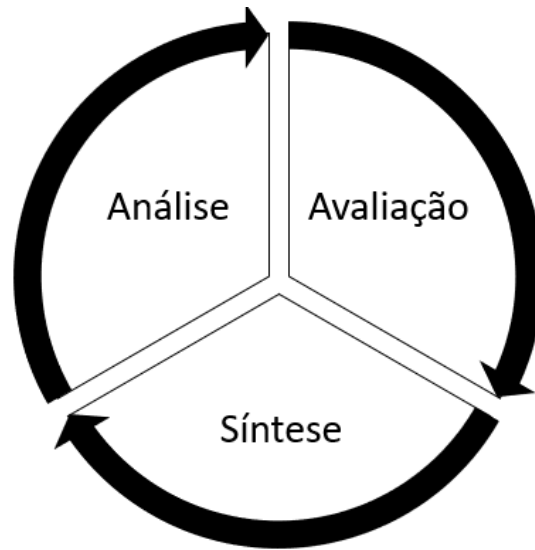


Figura 4: Correlação entre análise, avaliação e síntese
Fonte: Sadraey (2013)

No geral, o projeto de uma aeronave requer a definição de seis pontos principais: dinâmica de voo, aerodinâmica, propulsão, estrutura, habilidades de gestão e o projeto de engenharia.

A maior dificuldade em um projeto conceitual é a falta de dados para realizar escolhas iniciais sem conhecimento da estrutura e geometria final. Por isso, diversos parâmetros iniciais são escolhidos baseados em projetos anteriores e refinados após os ciclos de projeto. Este trabalho utilizará ambas as metodologias apresentadas, juntamente com a espiral de projeto proposta no primeiro capítulo, para realizar um projeto conceitual de uma aeronave pulverizadora não tripulada.

3 DESENVOLVIMENTO INICIAL

Este capítulo apresenta a missão proposta e o design preliminar da aeronave. Nesta fase, três parâmetros são fundamentais: o peso máximo de decolagem da aeronave, a área de referência da asa e o empuxo necessário do motor. Sem cálculos precisos será feita por comparação.

3.1 MISSÃO DA AERONAVE

A aeronave não tripulada tem como missão pulverizar culturas agrícolas de 10 a 50 hectares. Por ser uma UA, considera-se que não é necessário percorrer grandes distâncias para iniciar a pulverização, visto que a pista de decolagem será na própria propriedade em que a cultura será pulverizada.

A missão do avião contará com 9 passos, sendo: taxiamento e decolagem (1), subida (2), cruzeiro e trimagem (3), descida para altura de pulverização (4), pulverização (5), subida para aproximação do local de pouso (6), cruzeiro (7), descida para o pouso (8), pouso (9). Essa missão está apresentada na Figura 5.

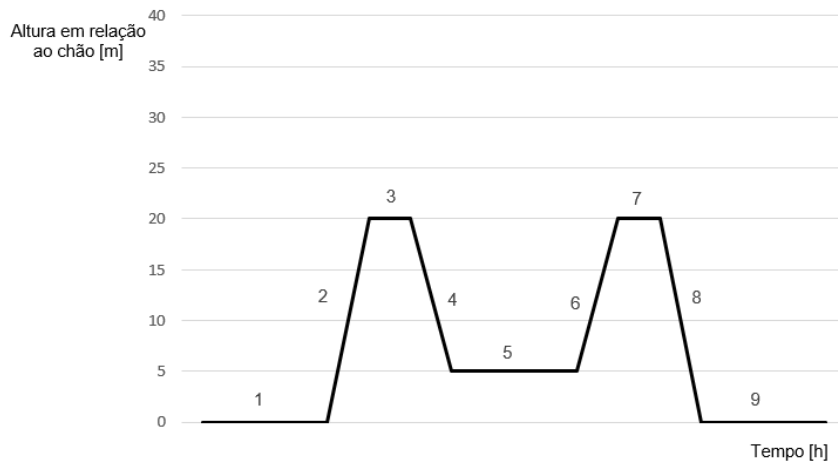


Figura 5: Missão da Aeronave

3.2 PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM

Para estimar o peso máximo de decolagem (W_{TO}) de uma aeronave, utiliza-se equações de performance e dados estatísticos de aeronaves já comercializadas, retiradas das referências estudadas. Por isso, este valor deve ser revisado em fases posteriores do projeto.

O peso final de uma aeronave, de forma geral, dependerá de uma série de fatores como número de pilotos, tripulação, combustível e carga útil. Estimar o peso máximo de decolagem da aeronave é importante, pois durante esta etapa a aeronave está submetida a sua maior carga possível. Desse modo, todos os componentes da aeronave devem ser projetados e escolhidos para suportar este peso inicial estimado (SADRAEY, 2013).

A equação que descreve o cálculo do peso máximo de decolagem possui quatro elementos principais:

$$W_{TO} = W_{PL} + W_C + W_F + W_E \quad (3.1)$$

Onde:

W_{PL} – peso da carga útil;

W_C – peso da tripulação;

W_F – peso do combustível;

W_E – peso vazio.

No caso deste projeto, o peso da tripulação é desconsiderado, por se tratar de uma aeronave não tripulada. O peso da carga útil será definido como um critério de projeto e não depende do peso de decolagem do avião. E para simplificar os cálculos, como uma primeira estimativa, o peso vazio e o peso do combustível serão expressos como frações do peso máximo de decolagem.

$$W_{TO} = W_{PL} + W_C + (W_F / W_{TO})W_{TO} + (W_E / W_{TO})W_{TO} \quad (3.2)$$

Simplificando a fórmula acima:

$$W_{TO} = \frac{W_C + W_{PL}}{1 - (W_F / W_{TO}) - (W_E / W_{TO})} \quad (3.3)$$

Para estimar o peso máximo de decolagem é necessário calcular primeiro as frações de combustível e peso vazio.

Para realizar a missão de pulverização proposta, considerou-se como requisito inicial que a aeronave irá possuir uma carga útil de 100kg de químicos que serão utilizados na pulverização.

Para o cálculo do peso do combustível para a realização missão, descrita anteriormente, leva-se em consideração que cada etapa da missão irá consumir uma fração de combustível, que é a razão do peso do avião ao final (W_f) sobre o peso inicial (W_i) de cada

etapa. A Tabela 1 ilustra valores baseados em dados estatísticos utilizados em cada etapa da missão. Para as etapas de cruzeiro e trimagem, que possuem curta duração, a fração de combustível gasta será considerada igual a 1.

Tabela 1: Frações de Peso Médio das Etapas de Voo (SADRAEY, 2013)

Segmento da Missão	W_f/W_i
Decolagem	0,98
Subida	0,97
Descida	0,99
Pouso	0,997

Para o cálculo da razão de combustível da etapa de pulverização foi considerado, em um primeiro momento, que toda a fase de pulverização será feita com a aeronave percorrendo uma linha reta e desconsiderando as curvas de manobra de retorno. Para este cálculo foi utilizada a fórmula de Breguet para autonomia, na qual é necessário estimar o tempo gasto em todo o percurso de pulverização.

Considerando aplicação com Ultrabaixo Volume (COUTO,2004), por ser uma aeronave de pequeno porte e para precisar de menos reabastecimentos do Hopper (tanque para armazenamento de químicos). Estimando uma vazão de 1,0 l/hectare e considerando inicialmente a densidade do agrotóxico de 1g/cm³ e que serão pulverizados 50 hectares/hora, tem-se:

$$t_p = \frac{100 \text{ l}}{1 \text{ l/ha} \cdot 50 \text{ ha/h}} = 2h \quad (3.4)$$

Onde:

t_p – tempo de pulverização [h].

Para estimar a fração de combustível consumida da aeronave durante essa etapa de voo, deve-se estimar um valor para a razão de planeio (L/D) e para a eficiência do propulsor (η_p) e ambos podem ser retirados da Tabela 2 que contém esses dados para diversos tipos de aeronaves.

**Tabela 2: Valores Sugeridos para Razão de Planeio e Eficiência
(Adaptado ROSKAM, 1985)**

Tipo de Aeronave	L/D	η_p
Monomotor	8 -10	0,8
Bimotor	8 -10	0,82
Jatos Executivos	10 -12	0,85
Militar	8 -10	0,82
Superssônico	4 - 6	0,82

O tipo de aeronave considerado como base foi o monomotor e os valores escolhidos para razão de planeio e eficiência foram, respectivamente, 8 e 0,8. Além disso, necessita-se ainda calcular o alcance da aeronave durante a pulverização e estimar o consumo específico de combustível do sistema motopropulsor.

Para o cálculo do alcance foi utilizada a equação da velocidade média, como mostrado abaixo.

$$R = V_p t_p \quad (3.5)$$

Onde,

R – alcance [m];

V_p – velocidade na pulverização [m/s];

t_p – Tempo de pulverização [s].

Segundo Raymer (1992), é possível estimar o consumo específico de combustível para a fase de cruzeiro (pulverização) a partir das relações e dados, mostrados abaixo.

**Tabela 3: Consumo específico de combustível do propulsor
(Adaptado RAYMER, 1992)**

Tipo de motor	C_{bhp}	η_p
Pistão – hélice (passo fixo)	0,4	0,8
Pistão – hélice (passo variável)	0,4	0,8
Turbo - hélice	0,5	0,8

$$C = \frac{C_{bhp} V_p}{550 \eta_p} \quad (3.6)$$

Onde,

C – Consumo específico de combustível [(1/s)];

C_{bhp} – Consumo específico de combustível do propulsor [ft.lb/hp];

V_p – Velocidade na pulverização [ft/s];

η_p – Eficiência do propulsor em cruzeiro;

O consumo específico de combustível (C) pode ser entendido como a razão do consumo de massa de combustível por hora (lb/s) pela tração gerada pelo sistema motopropulsor (lb). Já o Consumo específico de combustível do propulsor (C_{bhp}) pode ser entendido como a massa de combustível gastos por hora para produzir um cavalo de potência no eixo do motor ou uma unidade de potência de freio (“brake horsepower”: bhp = 550 [ft.lb/s] ou bhp = 550 [hp]) (RAYMER, 1992).

Com a definição desses fatores e as devidas conversões de unidades, utiliza-se a Equação 3.7 (Equação de Breguet) para calcular a fração de combustível consumida durante a etapa de pulverização, na qual a aeronave voará em condição de cruzeiro (RAYMER,1992).

$$\frac{W_i}{W_f} = \exp \frac{-RC}{V_p \left(\frac{L}{D} \right)} \quad (3.7)$$

Onde,

W_i – peso no início da etapa de pulverização [N];

W_f – peso no final da etapa de pulverização [N];

R – alcance da aeronave [m];

C – consumo específico do combustível [1/s];

V_p – velocidade na pulverização [m/s];

L/D – razão de planeio.

A Tabela 4 contém os resultados da etapa de pulverização.

Tabela 4: Resultados da etapa da pulverização

Tipo de aplicação (UBV) [L/ha]	1
Volume do Tanque [L]	100
Velocidade de pulverização [m/s]	33,33
Tempo de pulverização [h]	2
Eficiência do propulsor	80%
Consumo específico de combustível [1/s]	2,64e-05
Consumo específico de combustível do propulsor [ft.lb/s];	0,4
Razão de Planeio (L/D)	8
Alcance [km]	240
Razão de combustível para etapa de pulverização	0,9765

A partir do cálculo da fração de combustível para a etapa de pulverização é possível calcular a fração de combustível para toda a missão da aeronave. Desconsiderando, inicialmente, a perda de carga pelo despejo de agrotóxicos e considerando uma reserva de combustível de 5%, tem-se que a fração de combustível para a missão:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1,05 \left(1 - \frac{W_9}{W_{TO}} \right) \quad (3.8)$$

Para calcular o peso máximo de decolagem resta ainda o cálculo da fração de peso vazio. Segundo Raymer (1992) utilizando os dados e a relação mostrados abaixo pode-se calcular a fração de peso vazio.

**Tabela 5: Parâmetros para cálculo de peso vazio
(Adaptado RAYMER, 1992)**

Tipo de Aeronave	A	C
Planador – sem motor	0,86	-0,05
Planador – com motor	0,91	-0,05
Aviação geral - monomotor	2,36	-0,18
Aviação geral - bimotor	1,51	-0,10
Agrícola	0,74	-0,03
Cargueiro militar	0,93	-0,07
Transporte a jato	1,02	-0,06
$K_{US} = 1.04$ se a asa for enflechada 1.0 se a asa não for enflechada		

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = A \cdot W_{TO}^C \cdot K_{US} \quad (3.9)$$

Para o cálculo da fração de peso vazio foram considerados os dados referentes a aeronave do tipo agrícola.

Como W_{TO} ainda não está definido a fração de peso vazio será substituída na Equação 3.3 e um método iterativo é utilizado para obtenção de um peso de decolagem que satisfaça a equação em consonância com a fração de peso vazio.

Com os cálculos realizados nesta seção pôde-se encontrar os resultados preliminares, que estão resumidos na Tabela 6.

Tabela 6: Pesos e frações estimados

Parâmetros	Valores
$\frac{W_F}{W_{TO}}$	0,142
$\frac{W_E}{W_{TO}}$	0,618
W_{TO} [kg]	416
W_E [kg]	257
W_F [kg]	59
W_{PL} [kg]	100

3.3 ÁREA ALAR E ESCOLHA DO SISTEMA DE PROPULSÃO

O primeiro passo no projeto preliminar de uma aeronave é o dimensionamento de seu peso. Em seguida, é necessário determinar a área de referência da asa (S) e, no caso de uma aeronave que utiliza um sistema motopropulsor pistão-hélice, a potência do motor (P).

O cálculo destes parâmetros depende da performance esperada da aeronave e utiliza teorias de mecânica de voo (SADRAEY,2013). Assim como no cálculo do peso da aeronave, esta técnica é analítica, os parâmetros serão estimados com base em estatísticas apresentadas nas referências e, em fase posterior do projeto, quando valores exatos forem determinados, os cálculos serão refeitos para corrigir imprecisões.

Os requisitos considerados de desempenho da aeronave utilizados para dimensioná-la são:

- Velocidade de estol (V_S) – 75 km/h
- Velocidade máxima ($V_{máx}$) – 156 km/h

- Taxa máxima de subida ($ROC_{m\acute{a}x}$) – 6,24 km/h
- Comprimento de corrida de decolagem (S_{TO}) – 250 m
- Teto (h_c) – desconsiderado pois o avião não atinge grandes altitudes;

A velocidade de estol, assim como o comprimento de corrida de decolagem são requisitos pré-estabelecidos do projeto. Segundo a norma FAR Parte 23, a taxa máxima de subida para aeronaves com menos de 2700 kg é 8,3% da velocidade de decolagem. Por fim, a velocidade máxima foi calculada através da Equação 3.10.

$$V_{m\acute{a}x} = 1.3V_P \quad (3.10)$$

Dois parâmetros são importantes e vão ser calculados através das fórmulas apresentadas posteriormente e serão utilizadas para o cálculo da área de asa e potência do motor. A carga alar (W/S), que é a relação entre o peso da aeronave e a área da asa e a razão peso-potência (W/P), que é a relação entre o peso da aeronave e a potência do motor.

As Equações 3.11 a 3.14, estão na forma de W/P como função de W/S , cada uma dependendo de um requisito de desempenho da aeronave (SADRAEY,2013).

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2}\rho V_s^2 C_{Lmax} \quad (3.11)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\eta_P}{\frac{aV_{max}^3}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{b}{V_{max}}\left(\frac{W}{S}\right)} \quad (3.12)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0.6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[\exp\left(0.6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)\right]} \quad (3.13)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)} \quad (3.14)$$

Todas as equações derivadas foram plotadas em um gráfico carga alar x razão peso-potência. O gráfico demonstra as variações da razão peso-potência considerando a variação de carga alar para cada função dependente dos requisitos de desempenho.

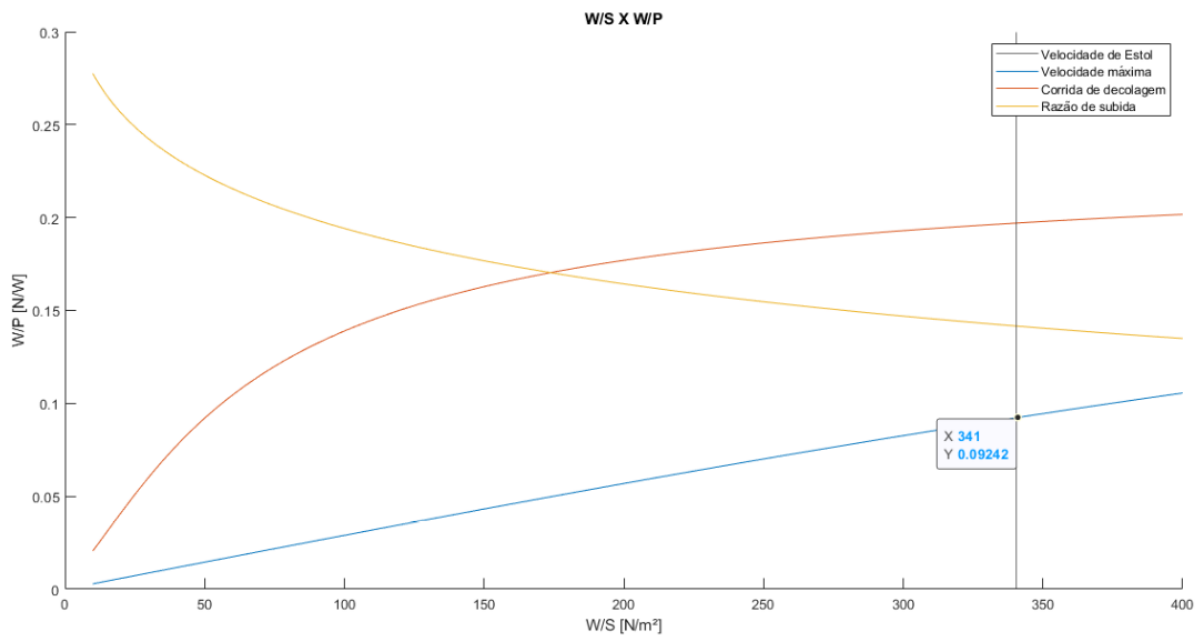


Figura 6: Gráfico carga alar x razão peso-potência

Determinando o ponto de projeto mostrado da Figura 6, é possível encontrar o motor de menor potência adequado aos requisitos de projeto, ou seja, aquele que irá possuir menor custo. As coordenadas do ponto de projeto para a razão peso-potência $\left(\frac{W}{P}\right)_d$ e carga alar $\left(\frac{W}{S}\right)_d$ são utilizadas então para calcular a área da asa e a potência do motor, pelas equações:

$$S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)_d} \quad (3.15)$$

$$P = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{P}\right)_d} \quad (3.16)$$

A partir do gráfico e do ponto de projeto é possível determinar a área alar necessária e a potência requerida do motor para que a aeronave seja capaz de cumprir sua missão. Esses resultados serão utilizados nos capítulos seguintes do projeto para determinar outros componentes do avião. Os resultados obtidos nesta seção encontram-se na Tabela 7.

Tabela 7: Estimativas iniciais

$(W/P)_d$	0,09242 [N/W]
$(W/S)_d$	341 [N/m ²]
W_{TO}	4080,96 [N]
S	11,97 [m ²]
P	60 [hp]

Para a escolha do motor foram pesquisados alguns modelos a pistão devido as suas características particulares que atendem bem aos requisitos da missão e o tipo de aeronave. O principal objetivo é escolher um Sistema de motopropulsão que atenda a relação W/P calculada, que originou como resultado um valor de potência de 60 hp para os parâmetros utilizados.

Os principais requisitos para a escolha do motor, neste momento, foram a potência preliminar calculada de 60 hp e a relação potência sobre massa do conjunto motopropulsão, visando um sistema mais leve e eficiente. Dessa forma foram listados alguns modelos de motor, mostrados na Tabela 8, já comercializados e utilizados no mercado com algumas de suas principais características.

Tabela 8: Modelos de motores aeronáuticos

Fabricante	Modelo	Potência [HP]	Massa [kg]	Potência/Massa [hp/kg]	Tipo
Danielson	TRIDENT 75TD	75	63	1.1905	2 Cilindros
ROTAX	912 UL/A/F	80	70	1.1429	4 cilindros
ROTAX	ROTAX 582 UL	65	50,7	1.2821	2 cilindros
Hirth Engines	35 SERIES (3503)	60	36	1.6667	2 cilindros
Motoren und Flugmodelle	3W-684i B4TS	61	16,35	3.7309	4 cilindros

O motor do modelo 3W-684i B4TS foi escolhido, pois possui potência maior do que a calculada necessária e possui boa relação potência/massa dentre os motores listados. Algumas características do motor estão mostradas na Tabela 9 e Figura 7.

Tabela 9: Características do motor 3W-684i-B4TS

Capacidade dos cilindros	684 ccm
Potência	61 HP (44.8 kW)
Diâmetro do pistão	66 mm
Curso do pistão	50 mm
Faixa de velocidade	1200 – 6500 rpm
Peso (Incluindo o Sistema de ignição)	16,35 kg
Hélice bipá	40 x 18 CFK ou 40 x 16 CFK

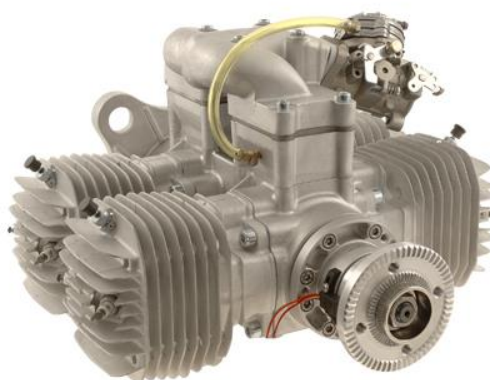


Figura 7: Motor Motoren und Flugmodelle 3W-684i-B4TS

4 AERODINÂMICA

Neste capítulo, as configurações aerodinâmicas da asa e da cauda da aeronave serão definidas e apresentadas. Além disso, importantes etapas como o posicionamento e perfil de asa e de cauda serão apresentadas.

4.1 DIMENSIONAMENTO DA ASA

A função principal da asa é produzir sustentação (L) suficiente para a aeronave, enquanto gera força de arrasto (D) e momento de arfagem (M) mínimos. A partir do cálculo da área de asa apresentado no capítulo anterior, outros parâmetros serão determinados, a fim de projetar a asa da aeronave.

4.1.1 Configuração de Asa

Segundo Rodrigues (2013), a configuração alta de asa possui como vantagem melhor relação L/D , maior estabilidade lateral da aeronave, menor comprimento de pista para o pouso e simplifica o processo de colocação de retirada de carga. Enquanto a configuração média está associada a menor geração de arrasto e a asa baixa possui vantagem relacionada ao projeto do trem de pouso, uma melhor manobrabilidade de rolamento e menor comprimento de pista para decolagem.

Considerando as vantagens apresentadas para cada tipo de configuração, a asa baixa atenderá melhor o projeto, principalmente por configurar melhor manobrabilidade de rolamento e menor comprimento de pista para decolagem, pois a aeronave irá decolar da própria propriedade onde a cultura é plantada. Além disso, observando aeronaves já comercializadas para fins de pulverização, grande maioria possui asas baixas por esse tipo de configuração ficar mais próximo do solo facilitando o processo e pela parte inferior da asa se localizar fora da área de vorticidade causada pela hélice do avião, que pode prejudicar a dispersão dos químicos.

Quanto a geometria da asa, ainda segundo Rodrigues (2013), o formato ideal da asa é a elíptica por proporcionar máxima eficiência aerodinâmica, porém essa possui fabricação mais cara e difícil, quando comparada as outras. A asa retangular apresenta baixa eficiência aerodinâmica, por possuir maior arrasto induzido, sua vantagem está na facilidade de fabricação

e menor custo. Já a asa trapezoidal, é de boa eficiência aerodinâmica, pois consegue-se uma significativa redução no arrasto induzido, porém seu processo construtivo é mais difícil.

Há também a asa mista, que apresenta características da asa retangular e trapezoidal, utilizada muitas vezes para aumentar a área de asa garantindo diminuição na velocidade de estol da aeronave.

Como na aeronave projetada a altura de voo durante a pulverização é consideravelmente baixa, é importante escolher uma geometria que garanta que a propagação do estol ocorra da raiz para a ponta da asa. Garantindo dessa maneira maior controle dos ailerons em uma situação de estol e maior probabilidade de recuperação da estabilidade do voo. Por esse motivo, a geometria escolhida foi a retangular. A Figura 8 demonstra a direção da propagação do estol em diferentes geometrias.

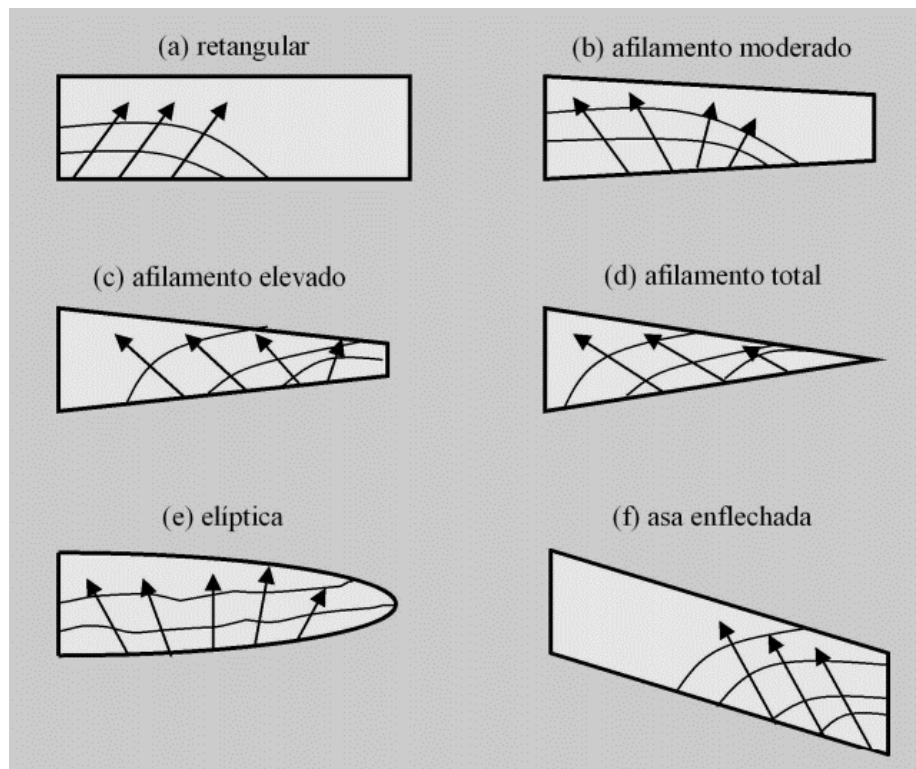


Figura 8: Direção da Propagação do Estol
Fonte: Rodrigues (2013)

4.1.2 Seleção do Aerofólio

A seção do aerofólio é responsável por gerar uma distribuição de pressão ótima nas partes superior e inferior da asa, com o intuito de criar a sustentação requerida com o menor custo aerodinâmico possível. Para qualquer aeronave, a etapa de cruzeiro demanda mais

otimização do aerofólio, visto que esta etapa é a mais duradoura do voo, durante ela a sustentação deve ser igual ao peso do avião e o arrasto deve ser igual ao empuxo do motor. Portanto, essa será a etapa considerada para a seleção do aerofólio desta aeronave agrícola.

Para que este projeto cumpra sua função de decolar e pousar em distâncias relativamente pequenas, é necessário que o aerofólio possua um coeficiente de sustentação (C_l) alto. Outros fatores considerados são:

- Melhor relação $\frac{C_l}{C_d}$, para economia de combustível;
- Estol suave, para aumentar a segurança do voo;
- Perfil aplicável para a faixa de Reynolds de $3,0 \times 10^6$, dado pela Equação 4.1.

$$Re = \frac{\rho V_p c}{\mu} \quad (4.1)$$

O resultado dado pela Equação 4.1 considerou os parâmetros da Tabela 10. Pelo projeto ser iterativo, a corda utilizada para este cálculo foi uma estimativa inicial e será verificada posteriormente de acordo com os demais parâmetros aerodinâmicos.

Tabela 10: Parâmetros para cálculo do número de Reynolds

Parâmetros	Símbolo	Valores
Densidade do ar	ρ [kg/m ³]	1,225
Velocidade de pulverização	V_p [km/h]	120
Corda	c [m]	1,25
Viscosidade dinâmica	μ	100

Os coeficientes de sustentação ideal e máximo da seção foram calculados para a etapa de pulverização, a partir das equações a seguir:

$$C_{LC} = \frac{2W_{ave}}{\rho V_c^2 S} \quad \text{onde, } W_{ave} = \frac{1}{2}(W_i + W_f) \quad (4.2)$$

$$C_{LC.w} = \frac{C_{LC}}{0.95} \quad (4.3)$$

$$C_{L_i} = \frac{C_{L_{C_w}}}{0.9} \quad (4.4)$$

$$C_{L_{max}} = \frac{2W_{TO}}{\rho V_s^2 S} \quad (4.5)$$

$$C_{L_{max_w}} = \frac{C_{L_{max}}}{0.95} \quad (4.6)$$

$$C_{L_{max_gross}} = \frac{C_{L_{max_w}}}{0.9} \quad (4.7)$$

Onde:

C_{L_C} – Coeficiente de sustentação ideal da aeronave;

$C_{L_{C_w}}$ – Coeficiente de sustentação ideal da asa;

C_{L_i} – Coeficiente de sustentação ideal do aerofólio;

$C_{L_{max}}$ – Coeficiente de sustentação máximo da aeronave;

$C_{L_{max_w}}$ – Coeficiente de sustentação máximo da asa;

$C_{L_{max_gross}}$ – Coeficiente de sustentação máximo bruto do aerofólio;

W_{ave} – Peso médio do avião na etapa de cruzeiro [N];

W_i – Peso inicial do avião na etapa de cruzeiro [N];

W_f – Peso final do avião na etapa de cruzeiro [N];

W_{TO} – Peso de decolagem do avião [N];

ρ – Densidade do ar [kg/m³];

V_c – Velocidade de cruzeiro [m/s];

V_s – Velocidade de estol [m/s];

S – Area alar [m²];

As Equações 4.2 e 4.5 resultam nos coeficientes de sustentação ideal e máximo da aeronave. O mesmo cálculo é feito para a asa, que é a principal responsável pela sustentação, porém outros componentes da aeronave, como a fuselagem e cauda, podem contribuir negativamente para a sustentação total. Por isso, um fator de correção igual a 0,95 é aplicado ao resultado da Equação 4.2 e 4.5, resultando nas Equações 4.3 e 4.6.

Para o cálculo dos coeficientes ideal e máximo do aerofólio o fator de correção de 0,9 é utilizado sobre as Equações 4.3 e 4.6. Teoricamente o aerofólio tem um comportamento igual ao da asa se esta for considerada infinita, porém na prática isso não é aplicável, por isso recorre-se a uma relação aproximada. Desse modo temos como resultado as Equações 4.4 e 4.7.

O resultado do coeficiente de sustentação máximo bruto do aerofólio é $C_{L_{max_gross}} = 2,3$.

Segundo Sadraey, duas fontes confiáveis para a seleção de aerofólios são NACA e EPPLER. Para consulta e comparação dos perfis aerodinâmicos, adequados às condições de contorno exigidas pelo projeto, uma base de dados online foi utilizada.

Percebeu-se, a partir da pesquisa, que o coeficiente de sustentação encontrado é muito alto se comparado aos coeficientes dos perfis disponíveis. Logo, para solucionar este problema, o uso de flaps é recomendado.

Os flaps são dispositivos que maximizam a capacidade da asa de gerar sustentação, sua influência principal ocorre durante as operações de decolagem e pouso. Durante a decolagem o flap auxilia reduzindo a velocidade necessária para o avião sair do solo e no pouso permite que a aeronave se aproxime da pista em uma menor velocidade, facilitando e suavizando a operação.

Existem diversos tipos diferentes de dispositivos de alta sustentação (ou flap), mostrados na Figura 9, todos eles são defletidos para baixo a fim de aumentar a curvatura da asa e conseqüentemente aumentar o coeficiente de sustentação máximo ($C_{L_{max}}$).

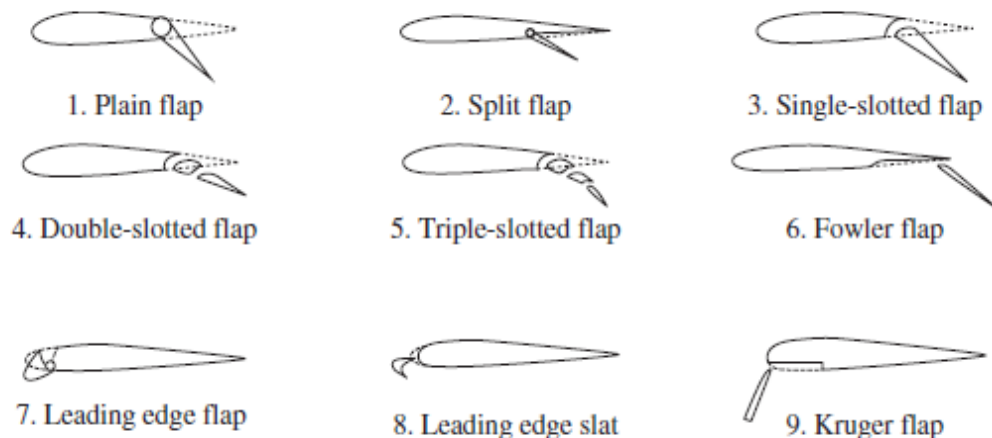


Figura 9: Tipos de dispositivos de alta sustentação
Fonte: Sadraey (2013)

O modelo escolhido foi o plain flap, que possui articulação na borda de fuga da asa. Em termos de custo é um flap barato e de simples manufatura. Segundo Sadraey, este tipo de flap

é capaz de fornecer um incremento no coeficiente de sustentação de 0,8. Sendo assim o coeficiente de sustentação máximo do aerofólio passa a ser $C_{L_{max}} = 1,5$.

Quatro modelos de aerofólios foram selecionados para comparação: NACA 4415, NACA 2415, Eppler E423 e Eppler 420 (AIRFOIL TOOLS, 2021).

As Figura 10 e 8 apresentam os gráficos $C_l \times \alpha$ e $C_l/C_d \times \alpha$ de cada modelo. Todos os modelos possuem ângulo de estol semelhantes, porém os perfis Eppler possuem $C_{l_{max}}$ elevado, o que pode gerar um aumento no coeficiente de arrasto e solicitar um motor mais potente da aeronave. A relação C_l/C_d apresentadas pelos perfis podem levar a um menor gasto de combustível, aumentando a autonomia da aeronave. Por fim, o modelo escolhido foi o NACA 4415, por apresentar melhor relação C_l/C_d para economia de combustível e possuir um coeficiente de sustentação compatível ao requerido.

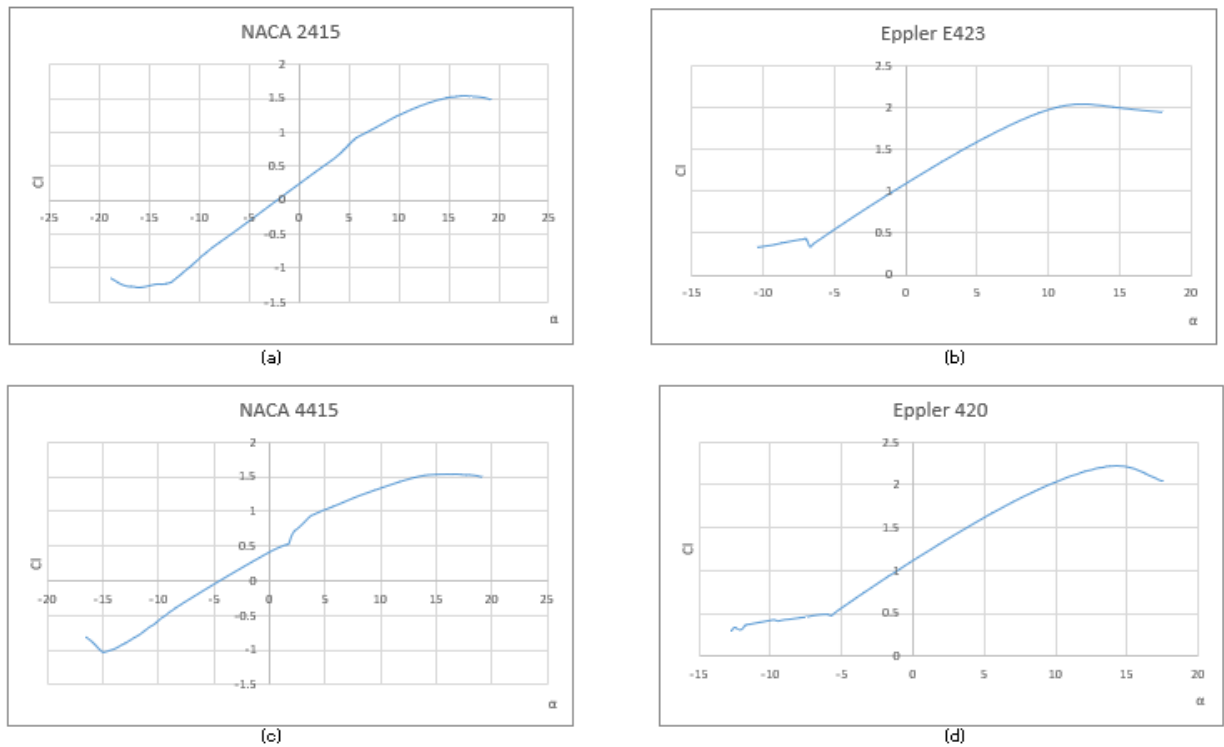


Figura 10: Curvas C_l x α dos perfis aerodinâmicos

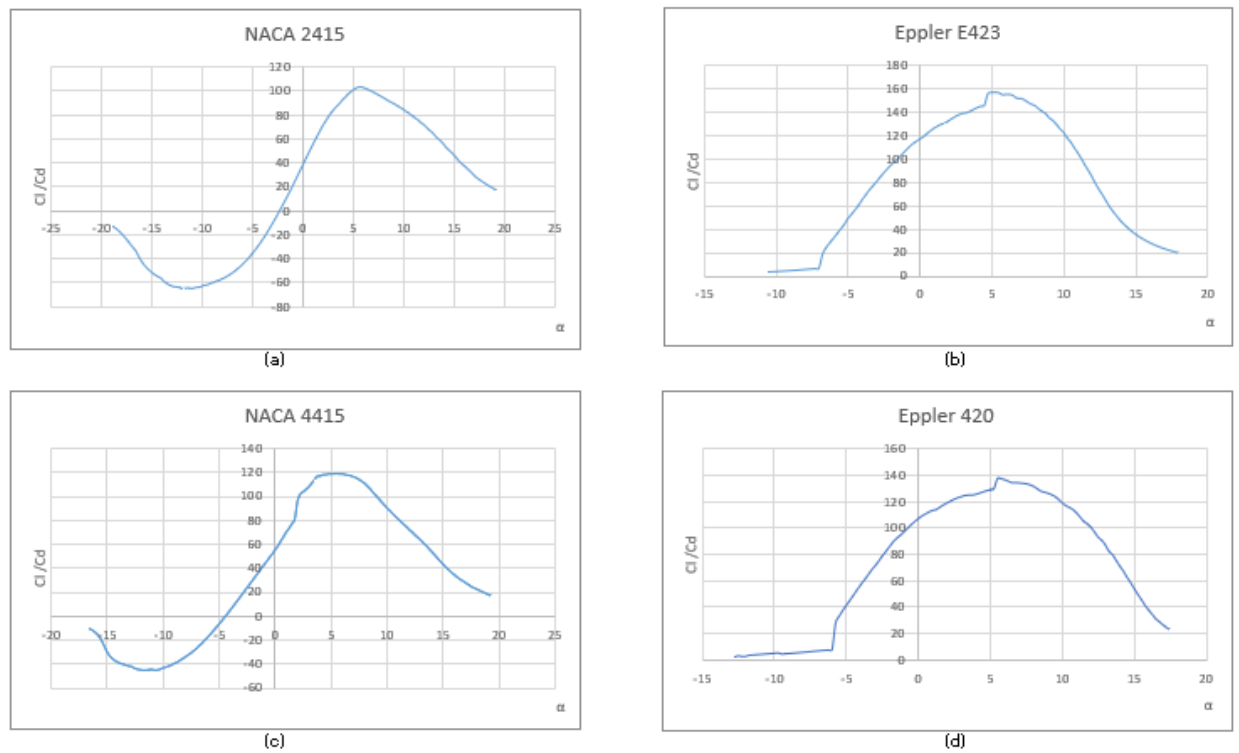


Figura 11: Curvas C_l/C_d x α dos perfis aerodinâmicos

A características gráficas do perfil aerodinâmico escolhido podem ser encontradas na Tabela 11.

Tabela 11: Características gráficas do aerofólio NACA 4415

Perfil	$C_{d_{min}} 1,75^\circ$	C_{m_o}	α_s	α_0	$(C_l/C_d)_{max} 5,5^\circ$	C_{l_i}	$C_{L_{max}}$
NACA 4415	0,0066	-0,08	16°	$-4,5^\circ$	119	0,5	1,5

4.1.3 Centro Aerodinâmico e Centro de Pressão

A diferença de pressão existente entre o intradorso e o extradorso dos perfis em diferentes ângulos de ataque gera a força de sustentação. A força de pressão resultante, obtida a partir de um processo de integração da carga distribuída, é denominada resultante aerodinâmica e seu ponto de aplicação é chamado centro de pressão.

O centro aerodinâmico do é um conceito muito importante no estudo da estabilidade e do controle de uma aeronave. A força e o momento do sistema na asa podem ser especificados pela sustentação e o arrasto que agem sobre o centro aerodinâmico e pelo momento de arfagem. O centro aerodinâmico é o ponto em que, independentemente do ângulo de ataque, o momento de arfagem é constante (SADRAEY, 2013). A Figura 12 demonstra a forças atuantes sobre o centro aerodinâmico.

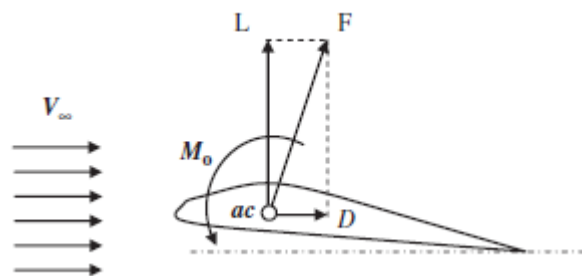


Figura 12: Sustentação, arrasto e momento de arfagem sobre o centro aerodinâmico
Fonte: Sadraey (2013)

4.1.4 Ângulo de Incidência

A incidência de uma asa é dada pelo ângulo entre a linha central da fuselagem e a corda da asa. O ângulo de incidência é escolhido de forma que, quando a asa está no ângulo de ataque correto para determinada condição, a fuselagem está no ângulo de ataque para arrasto mínimo.

Segundo Raymer, aeronaves utilizadas para a aviação geral e feitas em casa terão um ângulo de incidência de cerca de 2°. Por isso, o ângulo de incidência escolhido para a aeronave agrícola foi de 2,5°.

4.1.5 Razão de Aspecto, Corda e Envergadura

A razão de aspecto (AR, *aspect ratio* em inglês) é a relação entre a envergadura (b) e a corda (c) de uma asa, é o alongamento que se pode ter mantendo uma mesma área alar.

$$AR = \frac{b}{c} \quad (4.8)$$

A área alar de uma asa retangular é definida como a envergadura vezes a corda média aerodinâmica. Portanto a fórmula da razão de aspecto pode ser redefinida pela Equação 4.10.

$$S = b \cdot c \quad (4.9)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4.10)$$

A razão de aspecto foi selecionada tendo como base a Tabela 12. O aumento da razão de aspecto, o que gera uma asa de maior envergadura, aproxima as características aerodinâmicas de uma asa tridimensional das características do seu perfil de aerofólio bidimensional. Esse aumento da razão de aspecto proporciona aumento no valor da relação entre sustentação e arrasto (L/D), motivo pelo qual aviões planadores possuem longas asas, com alto valor de AR.

Porém enquanto proporciona um coeficiente de sustentação maior, o aumento na razão de aspecto gera um ângulo de estol menor. Além disso, com o aumento da razão de aspecto, o peso estrutural da aeronave aumenta, devido ao aumento do comprimento da asa, e o momento fletor também aumenta, fazendo com que a raiz da asa seja mais resistente o que aumenta o peso e o custo da aeronave.

Considerando todas as influências do aspect ratio nos parâmetros da asa e da aeronave, a Tabela 13 apresenta os resultados da escolha do aspect ratio e do cálculo da corda e da envergadura encontradas para a aeronave.

**Tabela 12: Valores para Razão de Aspecto
(Adaptado SADRAEY, 2013)**

Aeronave	Razão de Aspecto
Supersônico Militar	2-4
Feita em casa	4-7
Aviação geral	5-9
Planador	20-40

Tabela 13: Aspect Ratio, corda e envergadura

Razão de Aspecto (AR)	8,0
Corda (c)	1,25 m
Envergadura (b)	9,8 m

4.2 DIMENSIONAMENTO DA CAUDA

Após o dimensionamento e escolha dos parâmetros aerodinâmicos e configurações da asa é de suma importância um correto dimensionamento da cauda da aeronave. A cauda ou empenagem, como é comumente chamada, tem como principais funções trimagem, estabilidade e controle direcional e longitudinal. Nesta seção serão escolhidos os parâmetros aerodinâmicos e configuração dos componentes da cauda com base nos requisitos de trimagem e, em etapas posteriores do projeto, podem ser revisados com base nas necessidades de estabilidade e controle.

A trimagem é um dos requerimentos indispensáveis para que uma aeronave performe sua missão em condições seguras de voo. A condição de trimagem se resume a uma condição de voo estático, ou seja, o somatório de forças e momentos são zero o que configura uma condição de voo reto e nivelado (cruzeiro) ou uma condição de curva em movimento circular uniforme.

4.2.1 Configuração da Cauda

Para desempenhar suas funções básicas a cauda possui em suma duas partes principais a empenagem vertical e a horizontal. E esses dois componentes podem se dispor de diversas maneiras, dependendo dos requisitos a serem cumpridos em sua missão.

A empenagem vertical tem como principais funções a trimagem, estabilidade e controle direcional e lateral, já a empenagem horizontal é responsável pela trimagem, estabilidade e controle longitudinal. Segundo Sadraey, é válido começar o projeto da cauda da aeronave optando pela configuração traseira, devido a sua maior simplicidade, e caso algum requisito específico não seja cumprido por essa escolha a configuração deve ser revista. Na Figura 13 estão mostradas algumas configurações possíveis de empenagens traseiras.

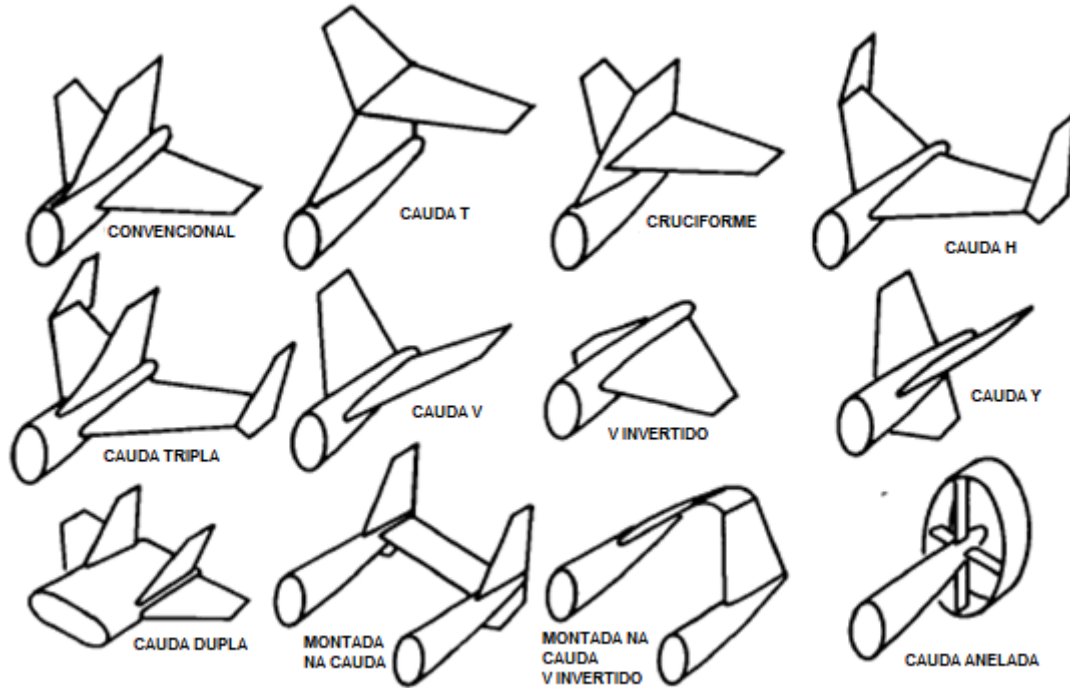


Figura 13: Configurações de caudas traseiras
Fonte: Adaptado Raymer (1992)

Segundo Raymer e Sadraey, a maioria das aeronaves desenvolvidas utiliza o tipo de cauda traseira convencional, mostrada na Figura 13. Este tipo, geralmente, consegue satisfazer todos os requisitos da missão para a maioria das aeronaves de uso geral, possui menor peso estrutural e, além disso, a partir de pesquisas nota-se que a maioria das aeronaves agrícolas em operação utilizam esta configuração.

Dessa forma, a configuração inicial escolhida para o projeto da cauda é uma empenagem traseira convencional. Esta configuração será avaliada para os requisitos de trimagem e poderá ser revista a depender dos requisitos de estabilidade e controle.

4.2.2 Braço da Empenagem

Após a escolha da configuração da empenagem um outro importante parâmetro a ser definido é o braço de momento da empenagem. Esse braço nada mais é do que a distância entre o centro aerodinâmico da asa e o centro aerodinâmico das empenagens vertical e horizontal e está mostrada na Figura 14 como L_{vt} e L_{ht} , respectivamente. Nesta etapa do projeto, como nem todos os componentes da aeronave estão definidos, essas distâncias podem ser consideradas iguais e serem revistas em etapas posteriores.

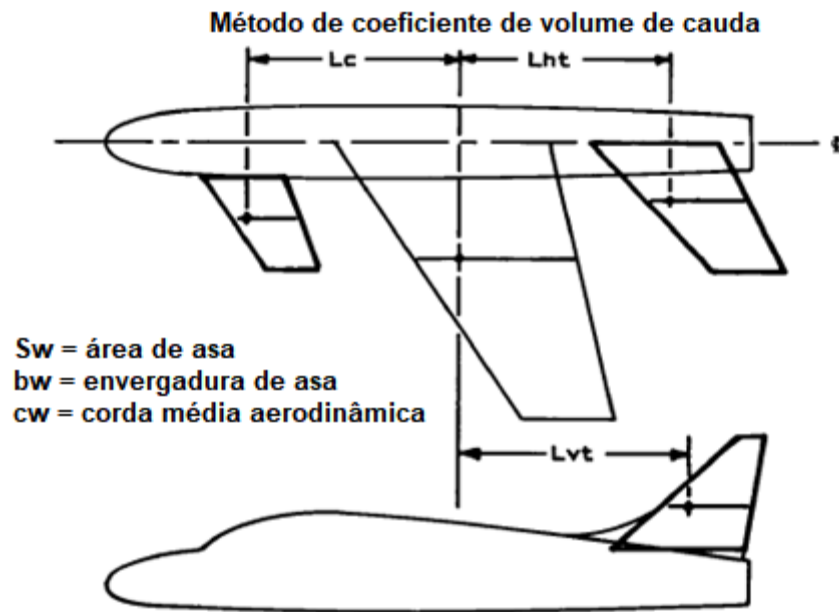


Figura 14: Braços de Empenagem
Fonte: Adaptado Raymer (1992)

Segundo Raymer esse braço fica em cerca de 60% do comprimento total da fuselagem, para aeronaves com motores localizados à frente. Como até este dado momento a fuselagem ainda não foi definida é preciso estimar o valor de seu comprimento. Foi levado em consideração o comprimento do avião agrícola da Embraer EMB-202A (Ipanema) que possui um comprimento de 7,43 metros para a estimativa do comprimento da aeronave em desenvolvimento. Como o Ipanema é uma aeronave de maior porte foi considerado um braço ligeiramente menor, com 6 metros.

4.2.3 Coeficiente de Volume de Cauda

Como dito, a principal função da cauda é contrabalancear os momentos gerados pela asa. Então de certa maneira é esperado que o tamanho da cauda esteja relacionado de alguma maneira com o tamanho da asa. Existe uma relação diretamente proporcional entre o tamanho dos dois componentes e é determinada através da equação de equilíbrio de momentos. No entanto, a razão entre a área da cauda pela área de asa deve mostrar certa consistência para diferentes tipos de aeronave, se for possível levar em conta o braço de momento da cauda (RAYMER, 1992).

Essa razão de áreas, após algumas modificações, dá origem ao chamado Coeficiente de volume de cauda, mostrado pelas Equações 4.11 e 4.12 para a cauda vertical e horizontal, respectivamente (RAYMER, 1992).

$$c_{VT} = \frac{L_{VT}S_{VT}}{b_w S_w} \quad (4.11)$$

$$c_{HT} = \frac{L_{HT}S_{HT}}{c_w S_w} \quad (4.12)$$

Segundo Sadraey, esse coeficiente é de extrema importância para o dimensionamento da cauda e ele dita o quão estável ou controlável a aeronave pode ser. Ao passo que, quanto maior o coeficiente de cauda mais estável é a aeronave e menos controlável e vice-versa. Dessa maneira, o coeficiente influencia diretamente no perfil de missão da aeronave.

Para aeronaves agrícolas a missão exige bastante estabilidade para as etapas de pulverização e bastante manobrabilidade para as curvas de retorno a plantação, para pulverizar uma nova faixa da cultura. Dito isto, é esperado que esses tipos e aeronave possuam um valor mediano desse coeficiente para não prejudicar nenhuma das etapas e deixar a operação mais eficiente. Como até o dado momento não são conhecidas as áreas das empenagens vertical e horizontal é necessário estimar o coeficiente de volume neste momento. Na Tabela 14 são mostrados os coeficientes para alguns tipos de aeronaves e como dito anteriormente, essa razão, geralmente, segue um padrão para cada tipo de aeronave.

**Tabela 14: Coeficiente de volume de cauda
(Adaptado RAYMER, 1992)**

Tipos de Aeronave	Valores típicos	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
Planador	0,50	0,02
Feito em casa	0,50	0,04
Aviação geral – monomotor	0,70	0,04
Aviação geral - bimotor	0,80	0,07
Agrícola	0,50	0,04
Barco voador	0,70	0,06
Jato militar	0,70	0,06
Cargueiro Militar	1,00	0,08

Com o valor escolhido para os coeficientes, referentes a uma aeronave agrícola, é possível determinar a área para as empenagens a partir das Equações 4.13 e 4.14, que são formadas a partir da reorganização das equações dos coeficientes.

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_w S_w}{L_{VT}} \quad (4.13)$$

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} C_w S_w}{L_{HT}} \quad (4.14)$$

Os resultados para área de empenagem e valor dos coeficientes estão mostrados na Tabela 15.

Tabela 15: Área para as empenagens vertical e horizontal

Empenagem	Área [m ²]
Horizontal	2,04
Vertical	1,31

A partir deste ponto o projeto das empenagens horizontal e vertical podem seguir quase independentes um do outro (Sadraey, 2013).

4.2.4 Seleção do Aerofólio

Assim como a asa, as caudas horizontal e vertical são superfícies sustentadoras e requerem uma seção transversal especial, os chamados aerofólios ou perfis aerodinâmicos.

Começando pela cauda horizontal, basicamente é ideal um aerofólio capaz de gerar a sustentação requerida com um baixo arrasto e momento de arfagem. Além disso, é importante um perfil com uma curva de sustentação com uma grande inclinação e uma boa faixa utilizável de ângulos de ataque. Como a aeronave passa por uma série de condições de voo e possui uma variação no posicionamento do centro de gravidade a empenagem horizontal precisa ser capaz de gerar sustentação positiva e negativa, dependendo da condição de voo. Dito isto, é importante que o comportamento do perfil seja similar para os sentidos negativo e positivo de sustentação e por essa razão, perfis simétricos são bons candidatos para a cauda horizontal. Outro requisito desejável é que a cauda horizontal nunca sofra estol, dessa forma é possível recuperar a aeronave em casos de emergência.

Somado a estes requisitos, tem-se também que a cauda horizontal não deve sofrer de efeito de compressibilidade. E para isto o número de Mach para o escoamento da asa deve ser maior que o do escoamento da cauda. O número de Mach é uma relação entre a velocidade característica do escoamento e a velocidade do som. Este requisito pode ser atendido, escolhendo-se um aerofólio mais fino que o da asa, ou seja, que tem uma razão entre espessura e corda menor que a da asa e para verificar isto basta olhar para os dois últimos algarismos de identificação dos perfis NACAs. Como o perfil escolhido para a asa foi o NACA 4415 (15% de razão entre espessura e corda), pode-se tomar este dado como parâmetro inicial para escolha.

Levando em consideração agora a cauda vertical, tem-se como primeiro requisito a utilização de um perfil simétrico devido a simetria da aeronave no plano xz e conseguir garantir um voo reto, em algumas condições, sem precisar da atuação do leme quando o ângulo de ataque igual a zero. Assim como para a cauda horizontal, devem ser atendidos os mesmos requisitos citados nos parágrafos anteriores.

Segundo Sadraey para aeronaves de uso geral os perfis NACA 0009 ou 0012, que são perfis simétricos, são empregados para as caudas horizontal e vertical. Estes perfis atendem bem aos requisitos previamente citados e, inicialmente, o perfil NACA 0009 é um bom candidato e será adotado para ambas as empenagens nesta etapa de projeto.

4.2.5 Ângulo de Incidência

Como o braço de momento e os aerofólios para as empenagens já foram escolhidos, é possível agora calcular o ângulo de incidência para as caudas. O ângulo de incidência nada mais é que o ângulo entre a linha de corda dos aerofólios e o eixo longitudinal da aeronave (eixo x).

Para a cauda horizontal este ângulo tem como principal função a trimagem da aeronave, balanceando o momento de arfagem gerado pela asa, durante a etapa de cruzeiro que nada mais é do que o requisito de trimagem longitudinal da aeronave.

Segundo Sadraey, para calcular o ângulo de incidência da cauda horizontal é preciso antes calcular o coeficiente de sustentação da cauda horizontal necessário para trimar a aeronave em condição de cruzeiro, para isto basta realizar o somatório de momentos em relação ao centro de gravidade e igualar a zero, como mostrado na Equação 4.15. Um diagrama de corpo livre para a aeronave com as configurações equivalentes às adotadas está mostrado na Figura 15.

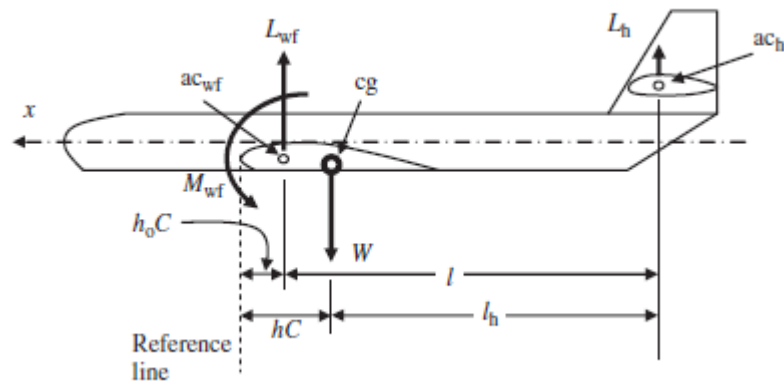


Figura 15: Diagrama de corpo livre de aeronave
Fonte: Sadraey (2013)

$$\sum M_{cg} = 0 \rightarrow M_{o_{wf}} + M_{L_{wf}} + M_{L_h} = 0 \quad (4.15)$$

Onde:

M_{cg} – Momento em relação ao centro de gravidade;

$M_{o_{wf}}$ – Momento de arfagem da asa considerando a contribuição da fuselagem;

$M_{L_{wf}}$ – Momento gerado pela sustentação da combinação asa-fuselagem;

M_{L_h} – Momento gerado pela empenagem horizontal.

A equação de equilíbrio é rearranjada e simplificada para uma equação adimensional, a fim de se tornar mais aplicável. Para isso a linha de referência x é selecionada para medir todas as distâncias, mostradas na Figura 15, como um fator da corda média aerodinâmica. Os valores de dois momentos da Equação 4.15 podem ser substituídos:

$$M_{o_{wf}} + L_{wf} (hC - h_0C) - L_h \cdot l_h = 0 \quad (4.16)$$

Onde:

L_{wf} – Sustentação combinada asa-fuselagem;

hC – Distância entre a linha de referência e o centro de gravidade da aeronave;

h_0C – Distância entre a linha de referência e o centro aerodinâmico da combinação asa-fuselagem;

L_h – Sustentação da empenagem horizontal;

l_h – Distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal.

Para expandir a Equação 4.16, as variáveis de sustentação combinada asa-fuselagem, sustentação da empenagem horizontal e momento de arfagem da combinação asa-fuselagem são definidas nas equações a seguir:

$$L_{wf} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{wf}} \quad (4.17)$$

$$L_h = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{HT} C_{L_h} \quad (4.18)$$

$$M_{o_{wf}} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_{o_{wf}}} C \quad (4.19)$$

Onde:

$C_{L_{wf}}$ – Coeficiente de sustentação da combinação asa-fuselagem;

C_{L_h} – Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal;

$C_{m_{o_{wf}}}$ - Coeficiente de momento da asa e fuselagem combinadas.

Substituindo as Equações 4.17 a 4.19 na Equação 4.16 e dividindo por $\frac{1}{2} \rho V^2 S C$. A equação a seguir é obtida:

$$C_{m_{o_{wf}}} + C_L(h - h_0) - \frac{l_h}{C} C_{L_h} \frac{S_{HT}}{S} = 0 \quad (4.20)$$

Voltando a Figura 15, a distância entre o centro aerodinâmico da empenagem horizontal e a linha de referência pode ser definida como:

$$\frac{l_h}{C} = \frac{l}{C} - (h_0 - h) \quad (4.21)$$

De forma simplificada, substituindo a Equação 4.21 na Equação 4.20, tem-se:

$$C_{m_{o_{wf}}} + \left(C_{L_{wf}} + C_{L_h} \frac{S_{HT}}{S} \right) (h - h_0) - \frac{l}{C} \frac{S_{HT}}{S} C_{L_h} = 0 \quad (4.22)$$

Em contrapartida, a sustentação total do avião é o somatório da sustentação combinada asa-fuselagem e da sustentação da empenagem horizontal, como mostra a Equação 4.23, conseqüentemente a Equação adimensional 4.24 pode ser considerada.

$$L = L_{wf} + L_h \quad (4.23)$$

$$C_L = C_{L_{wf}} + C_{L_h} \frac{S_{HT}}{S} \quad (4.24)$$

Agora a Equação 4.24 pode ser substituída na Equação 4.22.

$$C_{m_{o_{wf}}} + C_L (h - h_0) - \frac{l}{C} \frac{S_{HT}}{S} C_{L_h} = 0 \quad (4.25)$$

Por fim, a combinação $\frac{l}{C} \frac{S_{HT}}{S}$ na Equação 4.25 é um importante parâmetro adimensional no projeto da empenagem horizontal conhecido como coeficiente de volume da empenagem horizontal (V_H). Além disso, por causa do efeito da asa e da fuselagem na empenagem horizontal, um novo parâmetro é adicionado à Equação 6.25. Esse parâmetro é a razão entre a pressão dinâmica na empenagem e a pressão dinâmica da aeronave, e é chamado eficiência da empenagem (η_h).

Aplicando a eficiência e o coeficiente de volume horizontal da empenagem, A Equação 4.25 pode ser escrita como:

$$C_{m_{o_{wf}}} + C_L (h - h_0) - \eta_h V_H C_{L_h} = 0 \quad (4.26)$$

Onde:

C_L - Coeficiente de sustentação da aeronave em cruzeiro;

h - Razão da distância do centro de gravidade pela corda média aerodinâmica;

h_0 - Razão da distância do centro aerodinâmico pela corda média aerodinâmica;

η_h - Eficiência da empenagem;

V_H - Coeficiente de volume da cauda horizontal;

Rearranjando a equação 4.26 é possível calcular o C_{L_h} utilizando os parâmetros mostrados na Tabela 16.

Tabela 16: Parâmetros adimensionais para o cálculo de C_{L_h}

Parâmetros Adimensionais	Valor
$C_{m_{o_{wf}}}$	-0,085
C_L	0,474
h	0,20
h_0	0,25
η_h	0,85
V_H	0,50

Com a resolução da equação foi obtido um valor para o C_{L_h} de -0,2558 e com isso o ângulo de ataque necessário para o perfil NACA 0009 é igual a aproximadamente 2,5° negativos. Para o cálculo do ângulo de incidência da cauda horizontal é necessário avaliar o ângulo de incidência da asa, adotado inicialmente como 2,5°, e o ângulo de ataque necessário para a etapa de cruzeiro, com os dados utilizados. Para um C_L de 0,474 necessita-se de um ângulo de ataque de aproximadamente zero para o perfil NACA 4415 (aerofólio da Asa). Dessa maneira, o eixo longitudinal da aeronave fica com um ângulo de -2,5°, o que implica em um ângulo de incidência de 0° para a cauda horizontal para que ela tenha um ângulo de ataque igual a 2,5° negativos.

Para a cauda vertical manter a condição de trimagem lateral e direcional em uma aeronave simétrica no plano xz e com um único motor não é necessária a produção de nenhuma sustentação, em condições normais de voo. Por esses motivos é possível considerar o ângulo de incidência para a cauda vertical igual a zero. Porém, para aeronaves com um único motor a hélice a condição de trimagem lateral é perturbada pelo movimento rotacional do motor, que

gera um momento de reação em torno do eixo x e que precisa ser balanceado pela cauda vertical, como mostrado na Figura 16. Por este motivo, geralmente, a cauda vertical tem pequenos ângulos de incidência, que serão desconsiderados, neste momento, pois é necessária uma avaliação experimental para o cálculo do momento necessário para trimar a aeronave lateralmente.

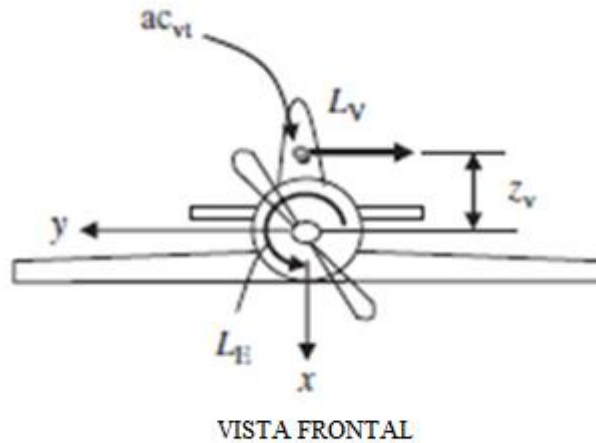


Figura 16: Trimagem lateral da aeronave
Fonte: Adaptado Sadraey (2013)

4.2.6 Razão de Aspecto

A razão de aspecto, assim como para a asa, é um importante parâmetro para as caudas. A influência da razão de aspecto para as caudas é parecida com a influência sobre a asa, no entanto para a cauda vertical existem algumas particularidades que serão descritas mais à frente.

Para a cauda horizontal é desejável uma menor razão de aspecto, pois quanto maior a envergadura maior a deflexão o que pode causar uma reversão de comandos ou outros problemas estruturais. Para aeronaves com um único motor a hélice localizado à frente da aeronave é desejável uma envergadura de cauda horizontal um pouco maior que o diâmetro da hélice utilizada, possibilitando assim uma região fora da esteira de ar perturbada pela rotação do motor, como mostrado na Figura 17 (SADRAEY, 2013).

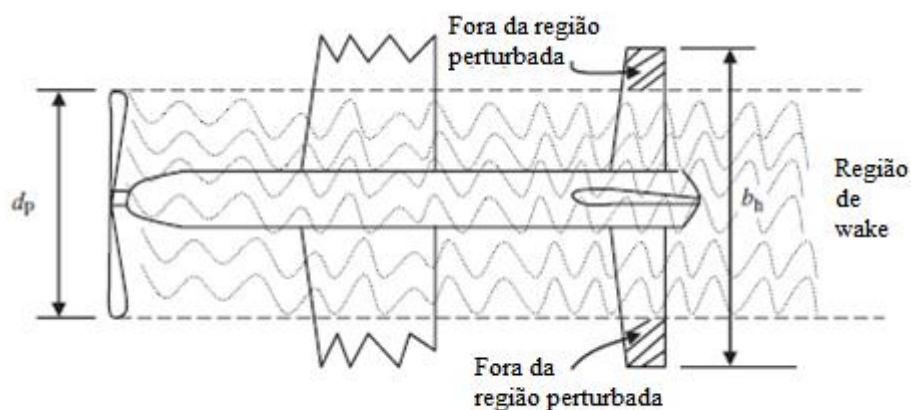


Figura 17: Esteira de fluxo perturbado
Fonte: Adaptado Sadraey (2013)

Segundo Sadraey, valores típicos de razão de aspecto para caudas horizontais ficam entre 3 e 5. O valor inicial escolhido foi de 4, o que atende bem aos requisitos e deixa uma porção da cauda localizada fora da região perturbada do fluxo, possibilitando uma melhor eficiência de cauda e segurança de voo, visto que facilita a recuperação do controle da aeronave em casos de emergência.

Para a cauda vertical existem alguns outros requisitos a serem levados em consideração, que podem ser vistos com mais detalhes na bibliografia. Em suma uma alta razão de aspecto, possui maiores desvantagens do que vantagens.

Segundo Sadraey, como ponto de partida é recomendado valores entre 1 e 2 para a razão de aspecto da cauda vertical. O valor adotado será de 1,5. O valor final deve ser escolhido de acordo com os requisitos necessários de estabilidade direcional para toda a aeronave.

4.2.7 Razão de Afilamento

Razão de afilamento é a relação entre a corda na ponta com a corda raiz da superfície sustentadora, ou seja, quando são adotadas superfícies retangulares essa razão é igual a 1.

Pela menor complexidade estrutural, facilidade de construção e fabricação, menor custo e menor peso ambas as caudas serão adotadas, inicialmente como retangulares. O afilamento poderá ser usado para mitigar problemas de estabilidade e controle, desempenho e/ou aerodinâmicos, se necessário.

4.2.8 Posicionamento Vertical da Cauda Horizontal

Para uma aeronave com uma cauda traseira o posicionamento vertical da empenagem horizontal deve ser escolhido. Há uma série de fatores que podem influenciar neste posicionamento e a influência do fluxo de ar perturbado após a passagem pela asa é o mais importante.

A asa influencia pelos efeitos de downwash, wake e vorticidades no bordo de ataque. O efeito de downwash reduz o ângulo efetivo de ataque. O efeito de wake diminui a eficiência da cauda e diminui a pressão dinâmica sobre a cauda, as regiões de wake são mostradas na Figura 18. E o mais importante efeito a se levar em conta no posicionamento vertical é o estol profundo (SADRAEY, 2013).

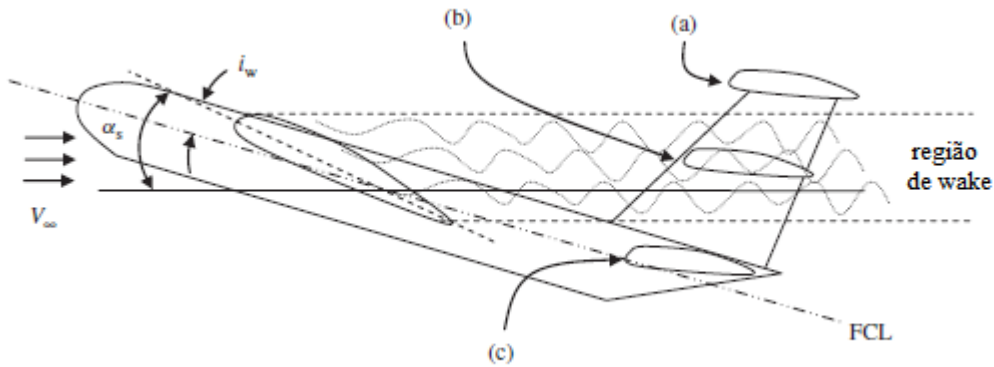


Figura 18: Regiões de wake da aeronave
Fonte: Sadraey (2013)

Segundo Sadraey, duas equações experimentais que definem as alturas mínima e máxima da cauda, em relação ao centro aerodinâmico da asa estão mostradas abaixo.

$$h_t > l \cdot \tan(\alpha_s - i_w + 3) \quad (4.27)$$

$$h_t < l \cdot \tan(\alpha_s - i_w - 3) \quad (4.28)$$

Onde:

l – Braço de momento da empenagem;

α_s – Ângulo de estol da asa;

i_w – Ângulo de incidência das asas.

Os resultados foram de 0,34 e 1,43 metros para as alturas mínima e máxima, respectivamente. Como foi adotada uma cauda com configuração convencional a cauda

horizontal se localizará próxima a região da raiz da cauda vertical, ou seja, ficará mais próxima da altura mínima calculada.

4.3 ARRASTO DA AERONAVE

O arrasto de uma aeronave pode ser definido como a resistência ao avanço ou a resistência aerodinâmica apresentada pelo conjunto projetado. Segundo Rodrigues, existem apenas duas fontes de geração das forças aerodinâmicas de um corpo que se desloca através de um fluido: a distribuição de pressão e as tensões de cisalhamento, que atuam sobre a superfície do corpo.

Sendo assim, qualquer tipo de arrasto em uma aeronave é decorrente destas fontes de geração de força. Nesta seção serão apresentados dois dos principais tipos de arrasto observados em aeronaves: o arrasto induzido e o arrasto parasita, além de ser apresentado o fenômeno do efeito solo.

4.3.1 Arrasto Induzido

O arrasto induzido é dependente da geração de sustentação, logo é caracterizado como um arrasto de pressão. Este tipo de arrasto está relacionado à diferença de pressão existente entre a parte superior e inferior da asa. A elevada pressão existente no intradorso da asa faz com que o ar flua para o extradorso originando vórtices de ponta de asa, que produzem um campo de escoamento perturbado sobre a asa, provocando resistência ao avanço da aeronave e diminuindo sua sustentação.

O efeito do arrasto induzido se demonstra maior em velocidades baixas e maiores ângulos de ataque. Segundo a teoria da linha sustentadora de Prandtl (RODRIGUES,2013), para uma asa com alongamento maior ou igual a 4, o arrasto induzido pode ser definido a partir da equação a seguir.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (4.29)$$

Onde:

C_{Di} – Coeficiente de arrasto induzido;

e – Fator de eficiência de envergadura;

AR – Razão de aspecto.

O coeficiente de arrasto total da asa é obtido então pela soma do coeficiente de arrasto do perfil e do coeficiente de arrasto induzido.

$$C_D = c_D + C_{Di} \quad (4.30)$$

Os valores utilizados assim como os resultados obtidos desta etapa estão apresentados na Tabela 17.

Tabela 17: Resultados do cálculo de arrasto induzido

Parâmetros Adimensionais	Valor
C_L	0,474
e	0,825
AR	8
c_D	0,0071
C_{Di}	0,0108
C_D	0,0179

4.3.2 Efeito Solo

Quando a aeronave realiza um voo próximo ao solo ocorre um fenômeno chamado efeito solo, provocado por uma redução do escoamento induzido *downwash* nas proximidades do solo e que resulta em uma alteração do arrasto da aeronave. Em operações de pouso e decolagem, a aeronave em geral opera com baixa velocidade e elevado ângulo de ataque, dessa forma a vorticidade aumenta na ponta de asa, ocasionando o aumento do escoamento induzido. (RODRIGUES, 2013)

Com um voo nas proximidades do solo uma parcela da ação dos vórtices sobre a aeronave é eliminada, fazendo com que ocorra uma redução no escoamento induzido e do arrasto induzido. Desse modo, nas proximidades do solo, a aeronave requer uma menor tração para o voo. Segundo Rodrigues, o efeito solo geralmente se faz presente a uma altura inferior a uma envergadura da asa.

Dependendo do tipo de terreno sobre o qual a aeronave sobrevoa, se há vegetação ou não, se é asfalto, terra ou até mesmo se aeronave sobrevoa lagos ou rios, o efeito solo é modificado. No caso de um voo sobre o mar, por exemplo, a influência do efeito solo sobre a aeronave provoca a aproximação dela na água, ao contrário do que é presenciado no solo. Para a missão desta aeronave o voo de cruzeiro, durante a etapa de pulverização, será realizado próximo a vegetação tendo a partes do solo coberta por plantação e outras partes descobertas,

o que ocasiona um efeito solo intermediário. Neste trabalho, o comportamento do efeito solo será considerado com a influência do solo sobre a aeronave.

Na presença do efeito solo, o coeficiente de arrasto induzido na aeronave pode ser recalculado a partir da equação 4.31.

$$C_{Di} = \phi \cdot \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (4.31)$$

O fator de efeito solo (ϕ) é um número menor que 1 que representa uma a porcentagem de redução do arrasto induzido pela presença do efeito solo e pode ser calculado pela Equação 4.32.

$$\phi = \frac{(16 \cdot h_w/b)^2}{1 + (16 \cdot h_w/b)^2} \quad (4.32)$$

Onde:

h_w – Altura da asa em relação ao solo [m];

b – Envergadura da asa [m].

Considerando a altura da asa em relação ao solo de aproximadamente 0,9 metros e a envergadura de asa 9,8 metros, apresentada na seção 4.1 deste capítulo, o novo coeficiente de arrasto induzido encontrado, considerando o efeito solo foi $C_{Di} = 0,0074$. Para esta situação, o efeito solo está contribuindo com uma redução de 31,66% no coeficiente de arrasto induzido da aeronave.

4.3.3 Arrasto Parasita

O arrasto parasita representa o arrasto total do avião menos o arrasto induzido, ele é a parcela do arrasto total associada com o atrito viscoso e o arrasto de pressão provenientes da separação do escoamento ao redor de toda a superfície do avião, logo não está associado diretamente à geração de sustentação.

Para estimar o arrasto parasita de uma aeronave deve-se calcular individualmente a força de arrasto em cada componente, entre eles asa, fuselagem, componente horizontal e vertical de cauda, trem de pouso, rodas, interferência asa-fuselagem e motor. Existe uma série de incertezas ao se tentar calcular com exatidão o coeficiente de arrasto parasita de uma aeronave. Segundo

Rodrigues, essas incertezas ocorrem principalmente devido às componentes da aeronave que se encontram sob o efeito de arrasto de interferência, que representa um arrasto de pressão causado pela interação do campo dos escoamentos ao redor de cada componente, além das irregularidades das superfícies que dificultam muito o processo de cálculo.

Considerando essas dificuldades um modo mais simples e eficaz de estimar a força de arrasto parasita é por meio da área molhada da aeronave (S_{wet}) e do coeficiente de atrito equivalente (C_F), através da Equação:

$$D_0 = q \cdot S_{wet} \cdot C_F \quad (4.33)$$

A área molhada considerada na equação acima representa toda a área da aeronave exposta da superfície da aeronave que está imersa no escoamento. A pressão dinâmica é representada pela letra q e equivale ao termo $1/2 \rho v^2$.

Considerando uma placa plana submetida a um escoamento laminar incompressível, o coeficiente C_F depende diretamente do número de Reynolds e pode ser calculado pela equação 4.34 (RODRIGUES, 2013):

$$C_F = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \quad (4.34)$$

Porém essa equação só é válida em um escoamento totalmente laminar, para a maioria das aeronaves convencionais em regime de voo subsônico, o escoamento inicia laminar próximo ao bordo de ataque da asa, mas, para elevados números de Reynolds normalmente encontrados em voo, a extensão do fluxo laminar é muito pequena e a transição ocorre próximo ao bordo de ataque.

Como a equação 4.34 está sujeita a erros, pois avalia uma placa plana e não um perfil aerodinâmico, é possível definir o valor de C_F baseando-se em aeronaves já existentes. A Tabela 18 demonstra esses valores para diversos tipos de aeronave.

Tabela 18: Coeficiente de atrito de superfície

Aeronave	C_F(subsônico)
Transporte civil	0,0030
Cargueiro militar	0,0035
Aeronave leve – monomotor	0,0055
Aeronave leve – bimotor	0,0045
Aeronave anfíbio	0,0065

Segundo Rodrigues, o modelo fictício de placa plana gera uma área equivalente que possui a mesma força de arrasto do modelo em estudo. Caso o modelo de estudo passe a ter a área da asa como referência, o coeficiente de arrasto parasita da aeronave pode ser determinado por meio da força de arrasto parasita da asa, através da Equação:

$$D_0 = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Dp} \quad (4.35)$$

$$D_0 = q \cdot S \cdot C_{Dp} \quad (4.35a)$$

$$C_{Dp} = \frac{D_0}{q \cdot S} \quad (4.35b)$$

Substituindo a Equação 4.33 na Equação 4.35b tem-se:

$$C_{Dp} = \frac{S_{wet}}{S} \cdot C_F \quad (4.36)$$

A Equação 4.36 auxilia na determinação do coeficiente de arrasto de uma aeronave para a condição de voo de cruzeiro de forma rápida. É importante ressaltar que, por ser um modelo baseado em métodos empíricos e em dados de outras aeronaves, existem incertezas presentes no modelo. Para este projeto conceitual a incerteza neste modelo será aceita, o cálculo do arrasto parasita para esta aeronave poderá ser aprimorado em trabalhos posteriores.

Os valores utilizados na Equação 4.36 e seus resultados são apresentados na Tabela 19, vale ressaltar que a área molhada (S_{wet}) apresentada na tabela foi retirada do modelo simplificado da aeronave, que será apresentado no Capítulo 5.

Tabela 19: Valores e resultados para arrasto parasita

Parâmetros	Símbolo	Valor
Área alar [m ²]	S	12,25
Área molhada [m ²]	S_{wet}	48,22
Coeficiente de atrito de superfície	C_F	0,0055
Coeficiente de arrasto parasita	C_{Dp}	0,0216

4.3.4 Curva Polar de Arrasto

A curva polar de arrasto de uma aeronave demonstra toda a relação existente entre a força de sustentação e a força de arrasto de uma aeronave completa, além de importantes detalhes do desempenho da aeronave. A curva é expressa a partir de uma equação que representa a relação entre o coeficiente de sustentação (C_L) e o coeficiente de arrasto (C_D).

A polar de arrasto será utilizada no próximo capítulo pois contém diversas informações aerodinâmicas necessárias para a avaliação de desempenho da aeronave. A Equação 4.37 define a polar de arrasto.

$$C_D = C_{Dp} + C_{Dw} + C_{Di} \quad (4.37)$$

Onde:

C_D – Coeficiente de arrasto total da aeronave;

C_{Dp} – Coeficiente de arrasto parasita;

C_{Dw} – Coeficiente de arrasto de onda;

C_{Di} – Coeficiente de arrasto devido à sustentação da aeronave.

Para uma aeronave em regime subsônico, durante um projeto conceitual, o coeficiente de arrasto de onda pode ser desprezado tornando fazendo com que a Equação 7.37 se torne:

$$C_D = C_{Dp} + K \cdot C_L^2 \quad (4.38)$$

Onde:

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e_0 \cdot AR} \quad (4.39)$$

De modo simples, as forças aerodinâmicas atuantes em uma aeronave em voo podem ser observadas na Figura 19. Para cada ângulo de ataque α , a força aerodinâmica resultante R forma um ângulo θ em relação ao vento relativo. A curva polar de arrasto é a representação da força resultante aerodinâmica em coordenadas polares, se R e θ forem desenhados em escala no gráfico é possível traçar um vetor da origem do gráfico até um ponto da curva e encontrar valores diferentes para estas duas variáveis, como demonstra a Figura 20.

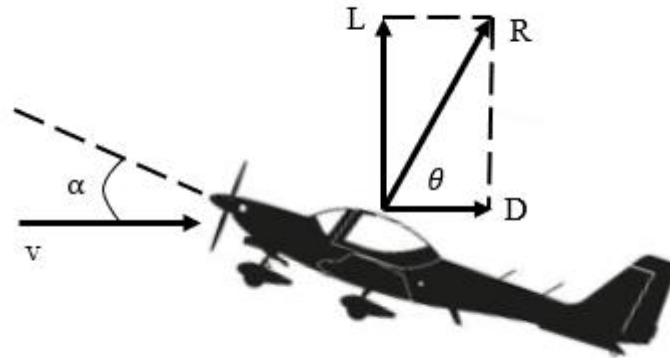


Figura 19: Forças aerodinâmicas atuantes durante o voo

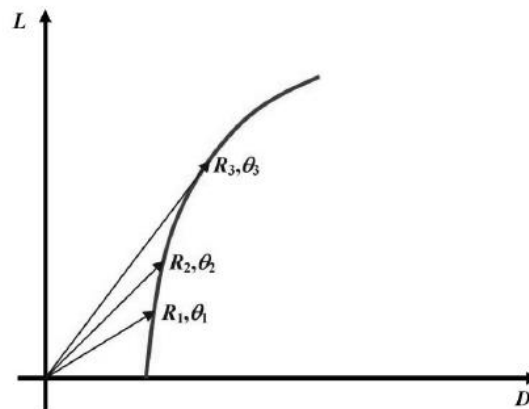


Figura 20: Representação da resultante aerodinâmica na polar de arrasto.
Fonte: Rodrigues (2013)

Para uma maior eficiência aerodinâmica da aeronave, pode-se perceber que quanto maior for o valor do ângulo θ , maior será a relação entre a força de sustentação e a força de arrasto e menor será a parcela do arrasto parasita. Na curva polar de arrasto existe um ponto no qual a relação entre C_L e C_D assume seu máximo valor, esse ponto é denominado ponto de projeto e representado por $(L/D)_{max}$ ou eficiência máxima E_{max} (RODRIGUES, 2013).

A Equações 4.40 e 4.41 fornecem a forma matemática para a determinação do coeficiente de sustentação de projeto C_L^* , que maximiza a eficiência aerodinâmica da aeronave.

$$\tan \theta_{max} = \frac{C_L^*}{C_D} = E_{max} \quad (4.40)$$

$$C_L * = \sqrt{\frac{C_{Dp}}{K}} \quad (4.41)$$

O coeficiente de arrasto correspondente é dado por:

$$C_D * = C_{Dp} + K \cdot C_L *^2 \quad (4.42)$$

A polar de arrasto da aeronave agrícola é apresentada na Figura 21 e a Tabela 20 apresenta os valores encontrados para os coeficientes de arrasto e sustentação do ponto de projeto e a eficiência aerodinâmica máxima.

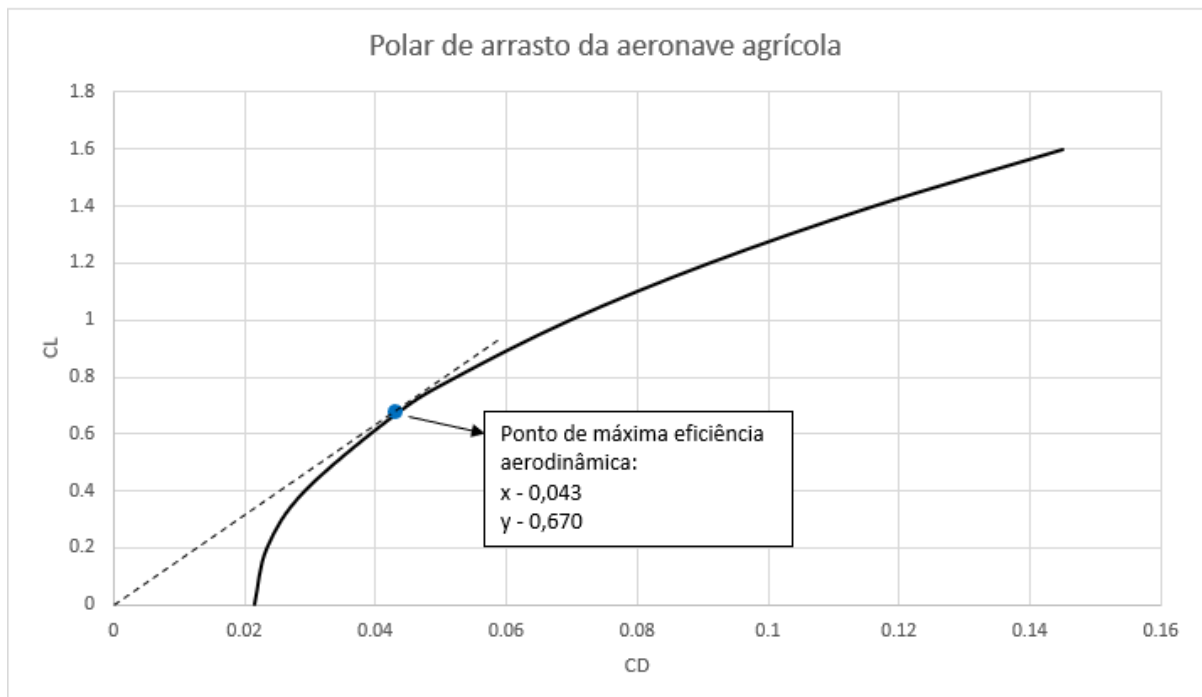


Figura 21: Curva polar de arrasto da aeronave agrícola

Tabela 20: Parâmetros resultantes da polar de arrasto

Parâmetros Adimensionais	Valor
$C_L *$	0,670
$C_D *$	0,043
E_{max}	15,47

Do gráfico apresentado, é possível retirar o ponto de máxima eficiência aerodinâmica da aeronave agrícola, que ocorre quando $C_L = 0,67$ e $C_D = 0,043$. A partir desse ponto, a eficiência máxima da aeronave é calculada e o resultado indica que, nesta condição de voo, a aeronave é capaz de gerar 15,4738 vezes mais sustentação do que arrasto.

5 FUSELAGEM

Após a seleção da asa e da cauda, este capítulo descreverá o dimensionamento da fuselagem. A função primária da fuselagem é acomodar a carga útil da aeronave, em muitos aviões os requisitos de projeto ligados a fuselagem incluem o fator humano e características imprescindíveis no projeto como a cabine para os pilotos e acomodação de passageiros e tripulação.

No caso desta aeronave agrícola, o fator humano não será considerado e o principal objetivo do projeto de fuselagem é acomodar os componentes da aeronave, como o motor, tanque de combustível, sistemas de controle e o tanque de carga, também conhecido como Hopper, para armazenar os químicos a serem pulverizados.

5.1 CONSIDERAÇÕES INICIAIS

O projeto da fuselagem deve levar em consideração todas as suas funções, a primordial delas, como visto anteriormente, é acomodar a carga útil da aeronave. No caso desta aeronave agrícola a carga útil são os 100kg de químicos que podem ser pulverizados. As funções secundárias dizem respeito ao espaçamento necessário para itens como o motor, tanque de combustível, trem de pouso, sistemas elétricos, hidráulicos e mecânicos.

Por fim, as expectativas do projeto de fuselagem são: gerar um arrasto baixo, contribuir positivamente para a geração de sustentação, possuir peso baixo, possuir simetria externa e carregar e facilmente a carga e o combustível. As prioridades desta aeronave foram definidas pela ordem abaixo:

- Acomodar os 100kg de combustível estabelecidos pelo projeto;
- Ter espaço suficiente para o motor escolhido;
- Facilidade de carregamento do tanque de combustível e dos químicos;
- Baixa manutenção;
- Baixo custo;
- Baixo peso.

Como o motor que será utilizado já foi apresentado no Capítulo 4, é importante que a fuselagem seja capaz de acomodá-lo na parte frontal da aeronave, já que esta possui uma hélice

em seu nariz. A Figura 22 possui as dimensões do motor 3W-684i B4TS da fabricante Motoren und Flugmodellen que serão consideradas no projeto da fuselagem.

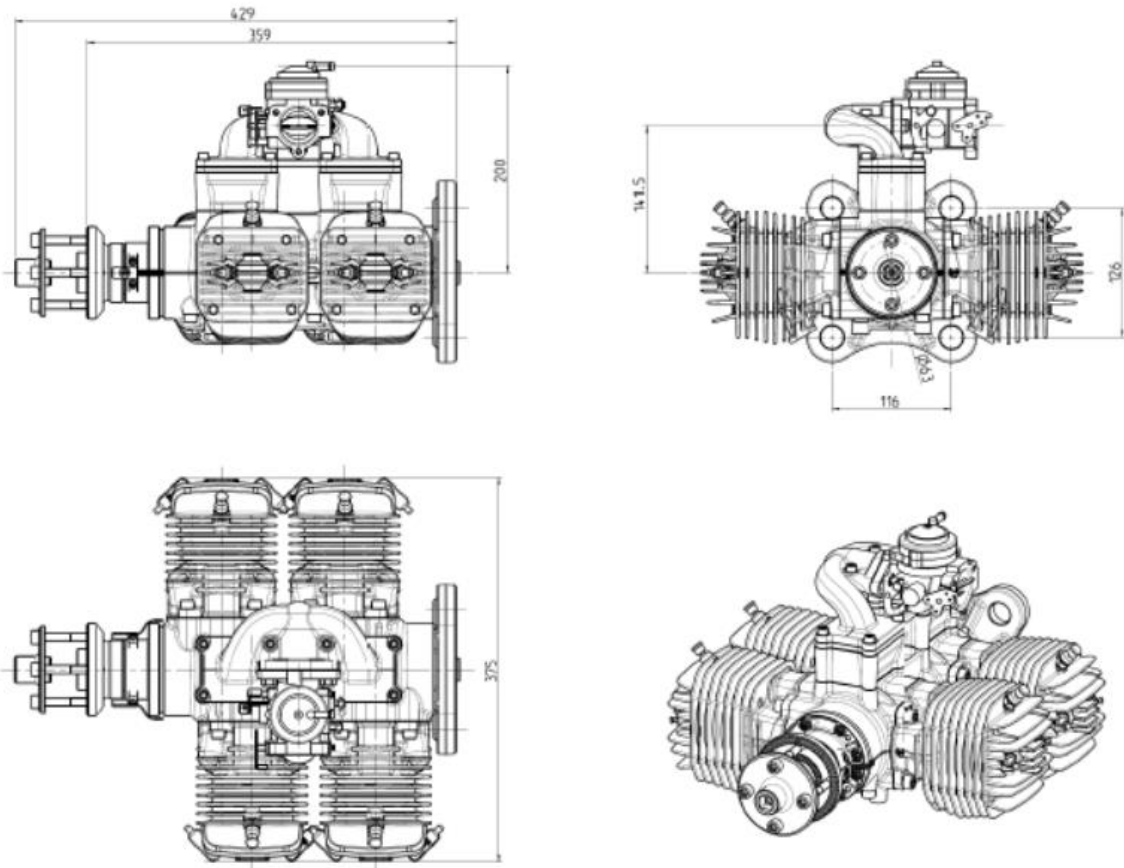


Figura 22: Dimensões do motor 3W-684i B4TS Motoren und Flugmodellen

Para o trem de pouso, um modelo fixo na parte inferior da fuselagem foi escolhido. Este modelo cumpre os requisitos e as prioridades estabelecidas para o projeto. Segundo Roskam, dentre as vantagens de não ter um trem de pouso retrátil estão a menor complexidade e manutenção deste item, menor complexidade no procedimento de pouso e menor custo.

O comprimento total da fuselagem também já foi apresentado no Capítulo 3, portanto para a aeronave agrícola têm-se $L_f = 6$ metros. O diâmetro máximo escolhido para a fuselagem foi de $D_f = 0,85$ metros, tomando como base o espaço necessário para alocar o motor e os tanques de combustível e de químicos. O dimensionamento destes últimos itens será mostrado na seção 5.3.

A relação L_f/D_f para a fuselagem da aeronave possui valor de 7,0, o que condiz e se aproxima dos valores anteriormente apresentados para a aeronave e para a asa.

5.2 CONFIGURAÇÃO DA FUSELAGEM E ARRANJO INTERNO

Neste estágio do projeto, a configuração da fuselagem assim como seu arranjo interno devem ser determinados. Como dito anteriormente, uma fuselagem pequena e com baixo peso é desejada, o que pode ser mais facilmente atingido pela aeronave em questão não necessitar de espaço para o piloto. A Figura 23 ilustra uma visão lateral de quatro fuselagens comumente utilizadas na aviação.

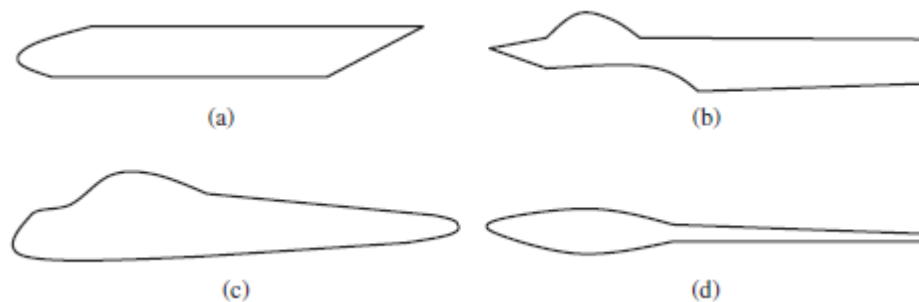


Figura 23: Configurações de fuselagens
 (a) aviões de transporte, (b) Aviões de combate, (c) Aviação geral leve, (d) Planador
 Fonte: Sadraey (2013)

Grande maioria dos aviões agrícolas possuem configuração igual ou semelhante as apresentadas no item c da Figura 23, isso porque um importante ponto a se considerar no projeto da fuselagem é a visibilidade do piloto, para o voo e a para a dispersão dos químicos. No caso de uma aeronave não tripulada, esta configuração não se faz necessária. Portanto, a configuração do item a, será utilizada como base para o desenvolvimento da fuselagem.

Segundo Sadraey, a configuração da fuselagem é função do arranjo interno dos componentes da aeronave. Por isso, existem algumas regras básicas para o arranjo interno e para a localização dos itens dentro da fuselagem:

- Manter a fuselagem o mais compacta possível;
- O arranjo da vista de topo deve ser o mais simétrico possível;
- A aeronave deve ter espaço suficiente para acomodar todos os itens;
- Cargas úteis como combustível e químicos, neste caso, devem estar próximas do centro de gravidade da aeronave;
- O arranjo deve permitir que o centro de gravidade da aeronave esteja próximo do centro aerodinâmico da asa/ fuselagem.

Visto isso, um esboço do arranjo interno da aeronave é apresentado na Figura 24.

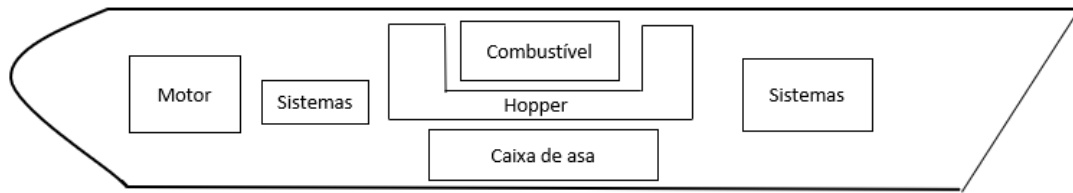


Figura 24: Arranjo interno da aeronave agrícola

5.3 DIMENSIONAMENTO DO HOPPER E TANQUE DE COMBUSTÍVEL

A fuselagem deve ser projetada de modo que atenda o volume necessário para o despejamento de 100 kg de químicos sobre as culturas a serem pulverizadas. Para o dimensionamento do tanque de químicos, um levantamento da densidade dos herbicidas, fungicidas e inseticidas mais utilizados no Brasil foi realizado. A Tabela 21 apresenta dados de fornecedores destes químicos.

Tabela 21: Características de defensivos químicos

Defensivo químico (Princípio ativo)	Tipo	Culturas que utilizam	Densidade [kg/m³]
Glifosfato	Herbicida	Grãos, algodão, cana-de-açúcar, cereais, frutas	1530
2,4-D	Herbicida	Grãos, cereais, cana-de-açúcar	1420
Diurum	Herbicida	Algodão, grãos, cana-de-açúcar	1192,4
S-Metolacoloro	Herbicida	Algodão, cana-de-açúcar, grãos, mandioca	1120,0
Mancozebe	Fungicida	Grãos, frutas, legumes, hortaliças, cana-de-açúcar, cereais	800,0
Compostos a base de cobre	Fungicida	Grãos, frutas, legumes, hortaliças, cana-de-açúcar	940,0
Enxofre	Fungicida	Grãos, algodão, frutas, legumes	1160,0
Acefato	Inseticida	Algodão, grãos, frutas	1400,0

Defensivo químico (Princípio ativo)	Tipo	Culturas que utilizam	Densidade [kg/m³]
Imidacloprido	Inseticida	Grãos, frutas, legumes, hortaliças, cana-de-açúcar	1200,0
Bifentrina	Inseticida	Algodão, grãos, frutas, legumes, hortaliças, cereais	1010,0

A partir da partir da tabela, foi calculada uma densidade média de 1177,2 kg/m³ para realizar o cálculo do volume necessário para o tanque de químicos, a partir da Equação 5.1.

$$V_t = \frac{m}{\rho} \quad (5.1)$$

Onde:

V_t – Volume do tanque [m³];

m – Massa de químico no tanque [kg];

ρ_q – Densidade média do químico [kg/m³];

O volume encontrado para o tanque de químicos (Hopper) é 0,085m³, o que resulta em um tanque de 85 litros para a aeronave. Considerando que a razão de dispersão é constante e que dependendo do químico utilizado a densidade pode ser menor ou maior, será colocado no avião um tanque de 95 litros para suprir eventuais demandas.

Um cálculo semelhante foi utilizado para o dimensionamento do tanque de combustível, a partir da Equação 5.1, tomando como base o combustível Shell AVGAS de densidade 690 kg/m³ e utilizando o peso de combustível apresentado na Tabela 6. Encontra-se um volume 0,086 m³, o que equivale a um tanque com capacidade para 86 litros de combustível.

5.4 ARRANJO GERAL DA AERONAVE

Após a definição do formato e dimensões da fuselagem, juntamente as definições realizadas no capítulo anterior, um modelo simplificado da aeronave pôde ser construído. Para isso, o software Autodesk Inventor 2020 foi utilizado.

A Figura 25 e a Figura 26 representam as vistas isométricas do modelo desenhado, o sistema de dispersão é apenas uma representação e a Figura 27 apresenta as cotas gerais do arranjo da aeronave. As principais características da aeronave e de seus componentes são resumidas na Tabela 22 e na Tabela 23.

Tabela 22: Características dos Componentes da Aeronave
Características dos Componentes da Aeronave

Característica	Asa	Empenagem Vertical	Empenagem Horizontal
Configuração	Retangular	Retangular	Retangular
Perfil do Aerofólio	NACA 4415	NACA 0009	NACA 0009
Razão de Aspecto	8	1,5	4
Corda [m]	1,25	0,935	0,72
Envergadura [m]	9,8	1,4	2,85
Área [m ²]	12,25	1,31	2,04
Ângulo de incidência [°]	2,5	0	0
Altura em relação a corda da asa [m]	-	-	0,35

Tabela 23: Características Gerais da Aeronave
Características Gerais da Aeronave

Comprimento [m]	6,71
Peso [kg]	416
Área Molhada [m ²]	42,22
Motor	Motoren und Flugmodelle 3W-684i B4TS (61 hp)
Tipo de Cauda	Convencional

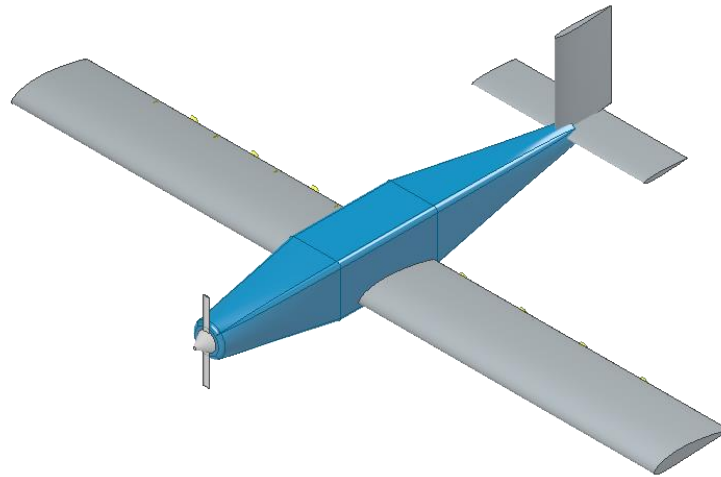


Figura 25: Vista isométrica 1 do modelo simplificado

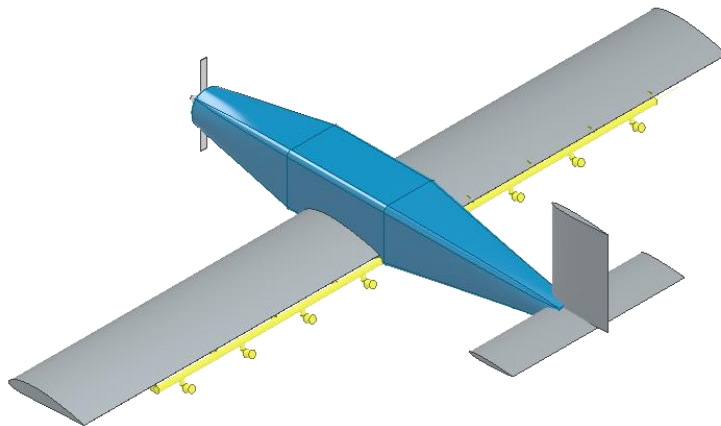


Figura 26: Vista isométrica 2 do modelo simplificado

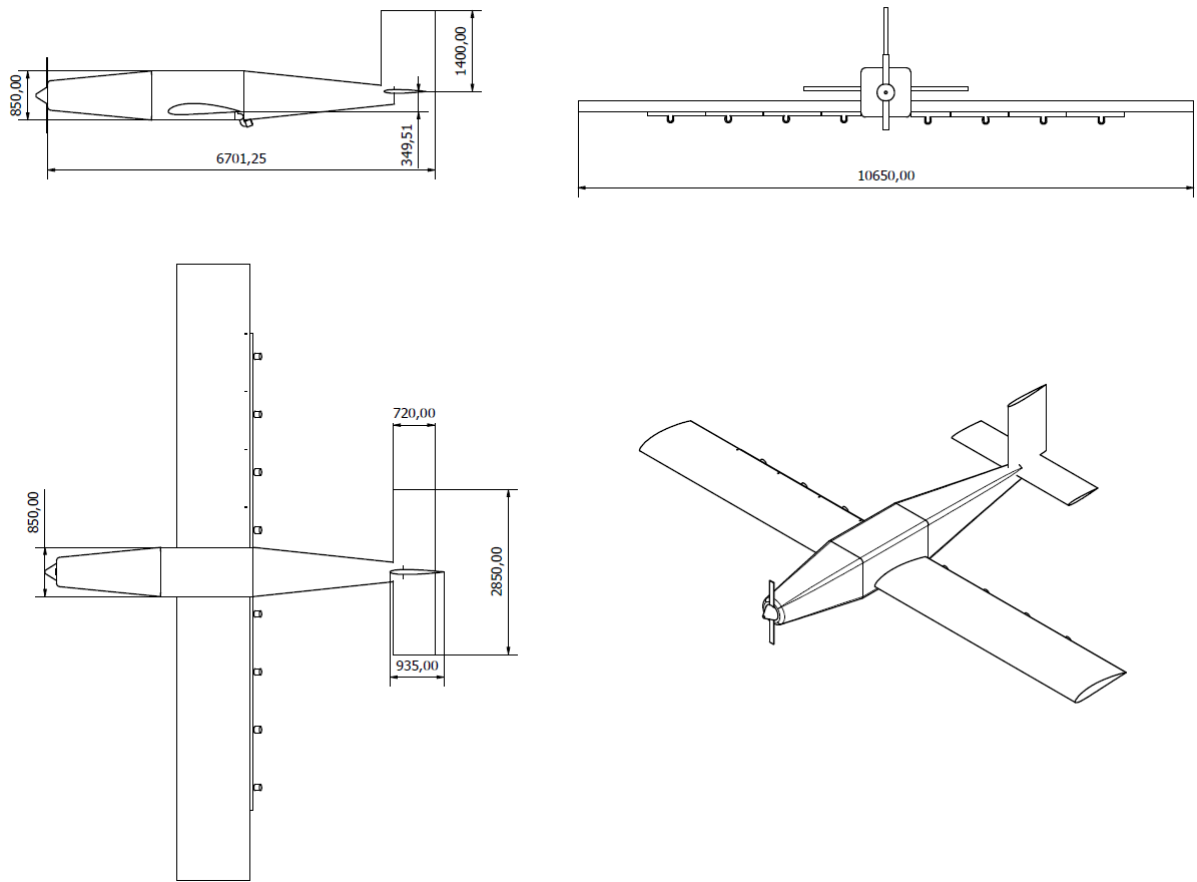


Figura 27: Vistas com dimensões básicas

6 DESEMPENHO

Neste capítulo os parâmetros fundamentais para a análise do desempenho da aeronave em regime de voo subsônico em condição de equilíbrio estático serão apresentados. O projeto de uma aeronave só será viável se esta possuir o desempenho necessário para realizar sua missão em segurança, pode-se dizer então que o desempenho é a medida da eficiência da aeronave e de sua segurança. A análise realizada neste projeto considera a condição de equilíbrio estático para a análise de desempenho de voo.

Para iniciar o estudo do desempenho, primeiramente deve-se conhecer as forças que atuam em uma aeronave em condição de voo reto, nivelado e com velocidade constante. A partir da condição de equilíbrio estático uma análise mais completa e aprimorada das condições de desempenho poderá ser realizada.

Para a condição de voo citada acima, quatro forças atuam sobre a aeronave: força de sustentação (L), força de arrasto (D), força de tração (T) e o peso da aeronave (W), como mostrado na Figura 28.

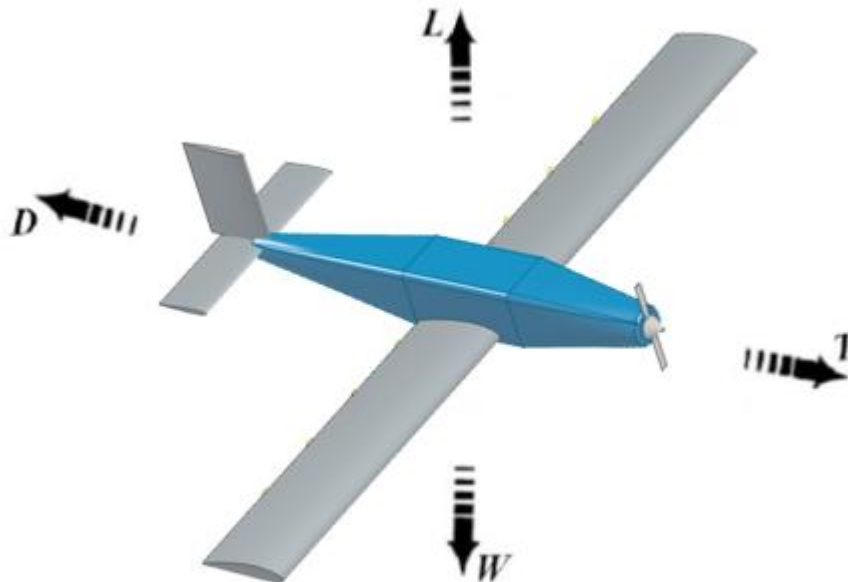


Figura 28: Forças atuantes em uma aeronave na condição de voo reto e nivelado com velocidade constante

A força de sustentação é responsável por garantir o voo e é originada pela diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa, deve ser grande o suficiente para equilibrar o

peso da aeronave e permitir um voo seguro. A força de arrasto se opõe ao movimento da aeronave e sua direção é paralela à direção do vento relativo, já a força de tração é oriunda do torque fornecido pelo motor em empuxo através da hélice e está direcionada na direção de voo da aeronave, sua finalidade principal é vencer a força de arrasto. Por fim, o peso representa a força gravitacional direcionada verticalmente para baixo, existente em qualquer corpo próximo a terra. Para garantir o voo a força de sustentação deve ser igual ou maior que o peso (RODRIGUES, 2013).

Para a condição de voo especificada, as Equações de equilíbrio estático 6.1 e 6.2 relacionam as quatro forças existentes em condição de equilíbrio. Estas equações são utilizadas para avaliar as qualidades de desempenho estático da aeronave.

$$T = D \quad (6.1)$$

$$L = W \quad (6.2)$$

As análises descritas nesse capítulo terão como base a tração e a potência requeridas pela aeronave projetada, que irão avaliar o comportamento do avião durante a etapa de pulverização. Para realizar análises mais refinadas, que englobem desempenho de subida e pouso da aeronave, é necessário possuir as curvas de tração e potência disponíveis do motor, que são entregues aos consumidores finais após a compra, ou por meio de análises práticas ou ensaios em campo. Todos os conceitos apresentados serão explicados nas seções seguintes deste capítulo.

6.1 TRAÇÃO DISPONÍVEL E REQUERIDA

O estudo da tração é fundamental para a definição da capacidade de voo da aeronave em projeto conceitual. A tração disponível (T_d) é considerada o quanto de empuxo a hélice utilizada é capaz de fornecer para a aeronave, geralmente as curvas de tração disponível podem ser obtidas através de análises práticas, modelagem teórica ou ensaios em campo ou em túneis de vento. Já a tração requerida (T_R) pode ser obtida através de cálculos matemáticos, considerando a aeronave em voo reto e nivelado com velocidade constante.

Neste projeto conceitual apenas a tração requerida será analisada, visto que análises práticas ou ensaios em túneis de vento não serão possíveis de serem realizados.

A tração requerida para o estado de voo estudado é determinada pela divisão da Equação 6.3 pela Equação 6.4.

$$T_R = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (6.3)$$

$$W = L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (6.4)$$

Como resultado, tem-se:

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D} \quad (6.5)$$

Analisando a Equação 6.5 constata-se que a tração requerida é inversamente proporcional à eficiência aerodinâmica (C_L/C_D) e diretamente proporcional ao peso. A fim de melhorar o desempenho de uma aeronave é necessário aumentar sua eficiência aerodinâmica, isso pode ser feito a partir da seleção ótima do perfil aerodinâmico, da forma geométrica da asa e com a minimização do arrasto total.

Considerando que a tração requerida varia de acordo com a velocidade de voo e é representada pelo arrasto (Equação 6.3) por meio das equações de arrasto 4.38 e 4.39, apresentadas no Capítulo 4. Um meio alternativo e mais direto, mas que fornece o mesmo resultado numericamente da Equação 6.5 para a força de arrasto total da aeronave é:

$$D = T_R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{D0} + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \frac{C_L^2}{\pi \cdot e_0 \cdot AR} \quad (6.6)$$

$$D = T_R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \left(C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot e_0 \cdot AR} \right) \quad (6.6a)$$

A partir da Equação 6.6a, conhecendo-se os parâmetros característicos da aeronave definidos anteriormente, é possível obter o valor da tração requerida para diversos pontos de velocidade avaliados. O coeficiente de sustentação da Equação 6.6a pode ser determinado a partir de uma manipulação da Equação 6.4.

$$C_L = \frac{2W}{\rho \cdot v^2 \cdot S} \quad (6.7)$$

Após a determinação do coeficiente de sustentação, pela Equação 6.7, é possível fazer um gráfico avaliativo da tração requerida da aeronave em diversas velocidades de voo. Para qualquer mudança mínima na velocidade de voo, mantidas as condições de peso, área de asa e altitude de voo, há mudança no valor de tração requerida pela aeronave.

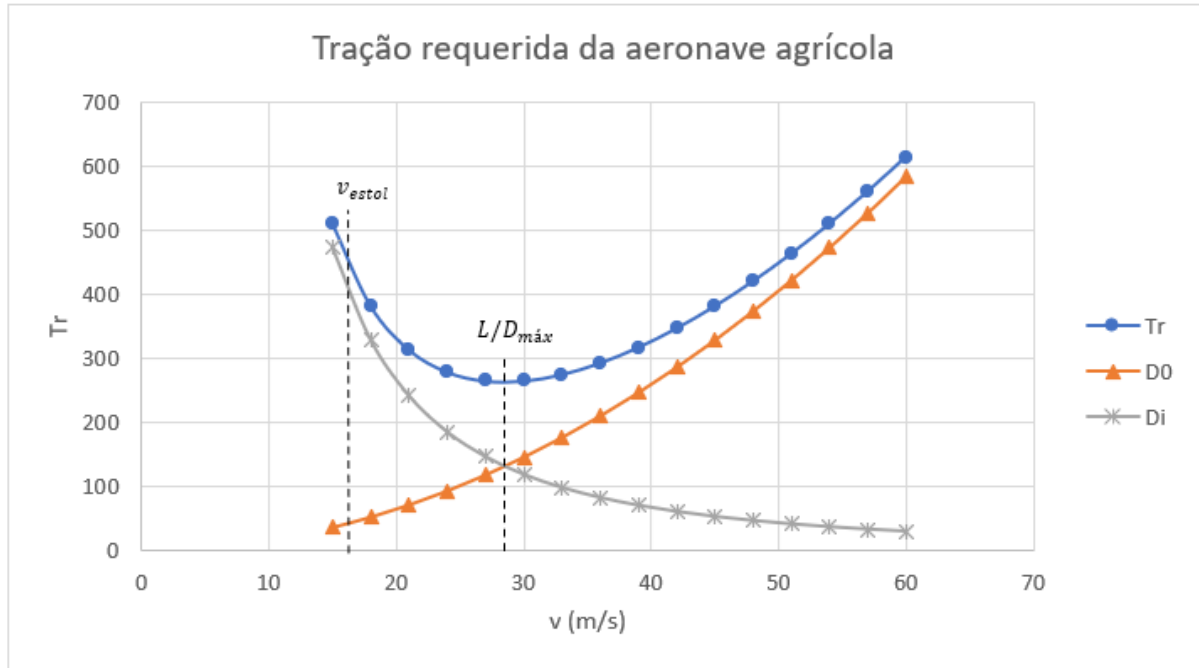


Figura 29: Curva de tração requerida da aeronave agrícola

No gráfico apresentado, as curvas referentes a força de arrasto parasita (D_0) e força de arrasto induzido (D_i) foram calculadas a partir das Equações a seguir.

$$D_0 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{D0} \quad (6.8)$$

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot (K \cdot C_L^2) \quad (6.9)$$

Analisando as curvas é possível observar que a mínima velocidade da aeronave é a velocidade de estol, neste caso 60km/h. A aeronave será capaz de realizar um voo com máxima eficiência aerodinâmica para a velocidade mínima de tração requerida, de forma que a relação (L/D) assume o seu valor máximo. Nessa situação a força de arrasto parasita é igual a força de arrasto induzido, este ponto corresponde a uma velocidade de 28,49 m/s (aproximadamente 102 km/h) e é mostrado no gráfico da Figura 29.

Neste caso, em uma aeronave com propulsão a hélice, um voo realizado em uma situação de mínima tração requerida representa um voo realizado para uma condição de máximo alcance. Sendo o alcance definido como a distância total percorrida para um tanque completo de combustível.

Comparando a velocidade de cruzeiro definida para a etapa de pulverização com a velocidade mínima de tração requerida encontrada no gráfico, pode-se dizer que a aeronave cumprirá a etapa de pulverização muito próxima de sua condição de máximo alcance. O que propiciará a cobertura de maiores áreas com o mesmo volume de combustível.

6.2 POTÊNCIA DISPONÍVEL E REQUERIDA

A potência pode ser definida fisicamente como o produto entre a força e a velocidade. No caso desta aeronave, com propulsão a hélice, as curvas de potência disponível e requerida se fazem mais úteis que as de tração apresentadas na seção anterior, pois essas fornecem subsídios importantes para avaliar a máxima autonomia da aeronave e suas condições de subida.

A potência disponível (P_d) representa toda a potência fornecida pelo motor e pode ser calculada pela Equação 6.8. Enquanto a potência requerida (P_r) representa a potência que a aeronave necessita para realizar o voo em diferentes condições de velocidade e pode ser obtida pela Equação 6.9 (RODRIGUES, 2013).

$$P_d = T_d \cdot v \quad (6.8)$$

$$P_r = T_r \cdot v \quad (6.9)$$

Como a potência disponível depende diretamente da tração disponível que, como explicado na seção anterior, é obtida através de análises práticas. Neste trabalho, apenas a potência requerida será analisada a fim de determinar o desempenho da aeronave.

A potência requerida também pode ser representada em função dos coeficientes aerodinâmicos C_L e C_D . Substituindo a Equação 6.5 na Equação 6.9, tem-se:

$$P_r = \frac{W}{C_L/C_D} \cdot v \quad (6.10)$$

Para a condição de voo reto e nivelado a velocidade constante que está sendo estudada, a força de sustentação deve ser igual ao peso. Logo a Equação 6.4 pode ser reorganizada da seguinte forma:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad (6.11)$$

Substituindo a Equação 6.10 na Equação 6.11, tem -se:

$$P_r = \frac{W}{C_L/C_D} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad (6.11)$$

E reorganizando matematicamente a Equação 6.11 encontra-se:

$$P_r = \sqrt{\frac{2 \cdot W^3 \cdot C_D^2}{\rho \cdot S \cdot C_L^3}} \quad (6.12)$$

Sendo assim, ambas as equações 6.9 e 6.12 podem fornecer o gráfico de potência requerida da aeronave. Conhecendo os valores de peso, altitude, área de asa e os coeficientes de arrasto e sustentação é possível plotar o gráfico da Figura 30.

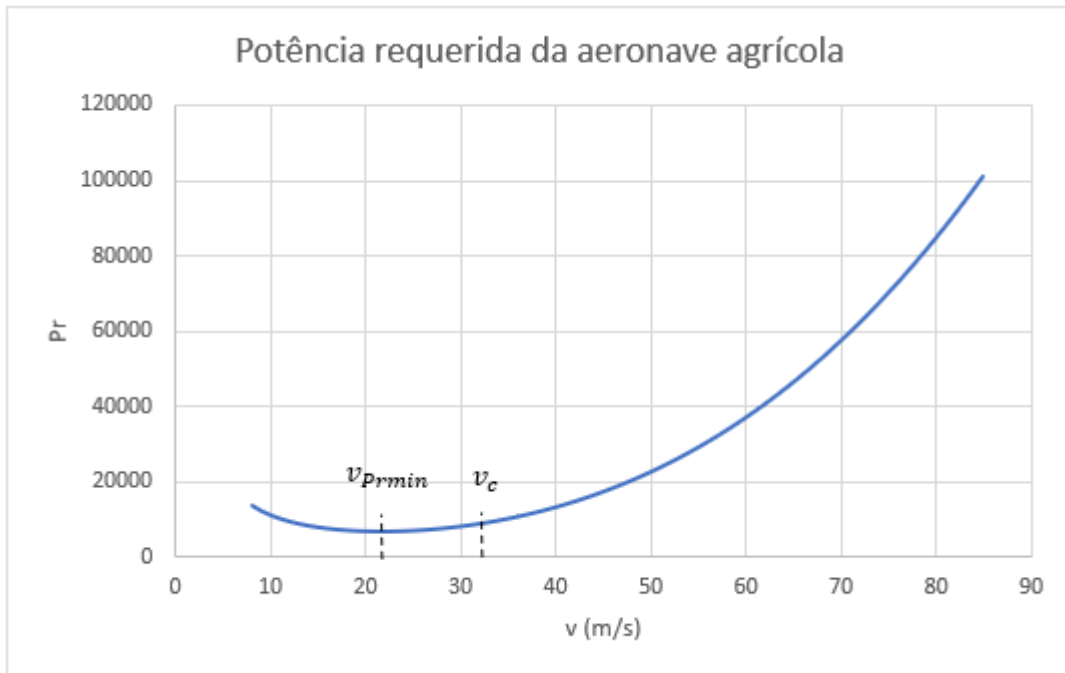


Figura 30: Curva de potência requerida da aeronave agrícola

O ponto que representa a velocidade de mínima potência requerida possui uma diferença fundamental em relação ao ponto que representa a velocidade de mínima tração requerida, apresentado na Figura 29. Enquanto a tração requerida mínima é obtida para máxima eficiência aerodinâmica da aeronave, ou seja, em $(C_L/C_D)_{máx}$, a mínima potência requerida é obtida para a condição $(C_L^{3/2}/C_D)_{máx}$. Esse resultado pode ser observado na Equação 6.13 que é derivada de uma análise da Equação 6.12.

$$P_r = \sqrt{\frac{2 \cdot W^3}{\rho \cdot S}} \cdot \frac{1}{\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)} \quad (6.13)$$

A velocidade de mínima potência requerida representa um voo com máxima autonomia, o que permite que a aeronave permaneça maior tempo no ar antes que seu combustível acabe. Neste caso a velocidade de mínima potência encontrada é 21,65 m/s (aproximadamente 78 km/h). Esta velocidade pode ser encontrada pelo gráfico ou pela Equação:

$$v_{Prmin} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot \sqrt{3 \cdot C_{Dp}/K}}} \quad (6.14)$$

Na condição de mínima potência requerida para um voo com máxima autonomia, o coeficiente de arrasto parasita representa 1/3 do coeficiente de arrasto induzido. Essa relação está apresentada na Equação 6.15. (RODRIGUES, 2013)

$$C_{Dp} = \frac{1}{3} \cdot C_{Di} \quad (6.15)$$

Considerando a velocidade de cruzeiro da aeronave agrícola, pode-se concluir que a etapa de pulverização será realizada mais próxima de um regime de máximo alcance do que de um regime de máxima autonomia. Porém, avaliando a Figura 30 é possível considerar que a etapa de pulverização, considerando um voo reto, nivelado e a velocidade constante, também possui boa autonomia, devido à proximidade dos pontos.

7 ESTABILIDADE ESTÁTICA

O estudo da estabilidade de uma aeronave representa uma das mais importantes e complexas partes do projeto e possui grande influência na segurança, conforto, controlabilidade da aeronave e sua capacidade de completar a missão proposta. Em resumo existem dois tipos de estabilidade a estabilidade dinâmica e a estabilidade estática.

Pode-se entender por estabilidade a tendência de um objeto retornar a sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida (RODRIGUES, 2013). Vale ressaltar que é uma tendência natural de retorno, ou seja, sem nenhuma atuação externa, no caso de uma aeronave sem a deflexão das superfícies de comando (profundor, leme, ailerons e/ou flaps).

Para estabilidade estática tem-se como definição a tendência inicial de um corpo a retornar para sua configuração inicial após alguma perturbação, ou seja, com a perturbação surgem forças e momentos que tendem a trazer o corpo a sua posição inicial, um exemplo é mostrado na Figura 31.

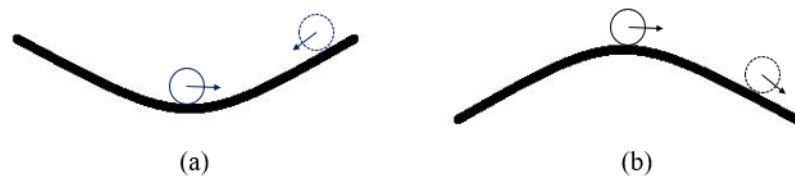


Figura 31: Estabilidade estática (a) estaticamente estável (b) estaticamente instável

Na Figura 31a esfera tende a retornar para a sua posição de equilíbrio no vale já na Figura 31b a esfera não consegue retornar a sua posição inicial sem nenhuma atuação externa.

Já a estabilidade dinâmica está diretamente ligada ao tempo necessário para que o corpo retorne ao estágio de equilíbrio após uma perturbação no sistema. Levando-se em consideração uma aeronave e supondo que ela é estaticamente e dinamicamente estável e sofreu uma perturbação, inicialmente ela possui a tendência de retornar ao equilíbrio, devido a sua estabilidade estática, mas isso não ocorre instantaneamente. Este retorno pode ocorrer de duas maneiras aperiódica ou oscilatória como mostrado na Figura 32.

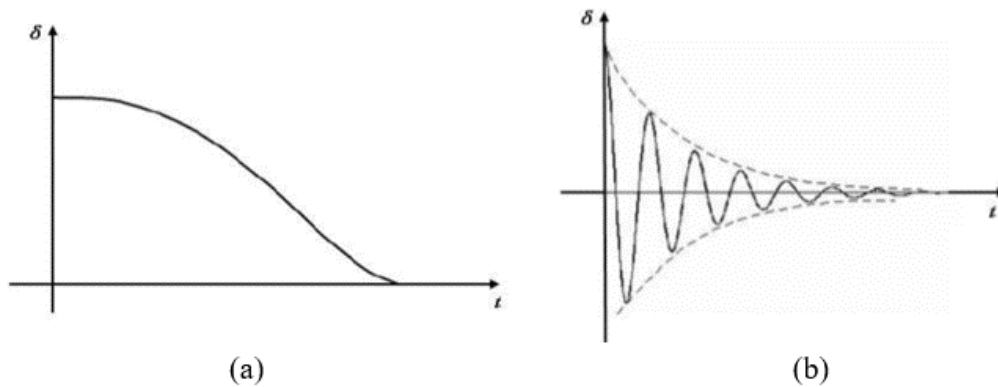


Figura 32: Estabilidade dinâmica (a) aperiódico (b) oscilatório
Fonte: Rodrigues (2013)

Dessa maneira, pode-se dizer que a aeronave é dinamicamente estável quando, após uma perturbação, a mesma retorna a sua posição de equilíbrio após certo tempo decorrido. Já uma aeronave dinamicamente instável é aquela que permanece oscilando em torno de sua posição de equilíbrio com ou aumento, ou não, de sua amplitude de movimento e assim não conseguindo permanecer em equilíbrio. O movimento oscilatório só ocorre em aeronaves estaticamente estáveis.

Com isto, é possível perceber que toda aeronave dinamicamente estável é estaticamente estável, porém o contrário não é verdadeiro. Dessa forma, a avaliação das duas estabilidades é de extrema importância para a garantia de bons resultados operacionais para a aeronave. No entanto, a avaliação da estabilidade dinâmica exige a resolução de uma série de equações de difícil solução analítica e que, por vezes, só podem ser resolvidas com o auxílio computacional (RODRIGUES, 2013).

Neste capítulo serão tratadas apenas as características de estabilidade estática da aeronave, o que atende razoavelmente os requisitos de um projeto conceitual. A avaliação da estabilidade dinâmica poderá ser avaliada em trabalhos futuros focados nessa área.

Ainda segundo Rodrigues, uma boa análise dos requisitos de estabilidade estática garante resultados iniciais razoáveis para a operacionalidade do avião.

Para um melhor entendimento dos aspectos da estabilidade estática é interessante conhecer sobre os graus de liberdade da aeronave e seu sistema de coordenadas, fixo ao centro de gravidade, que estão mostrados na Figura 33.

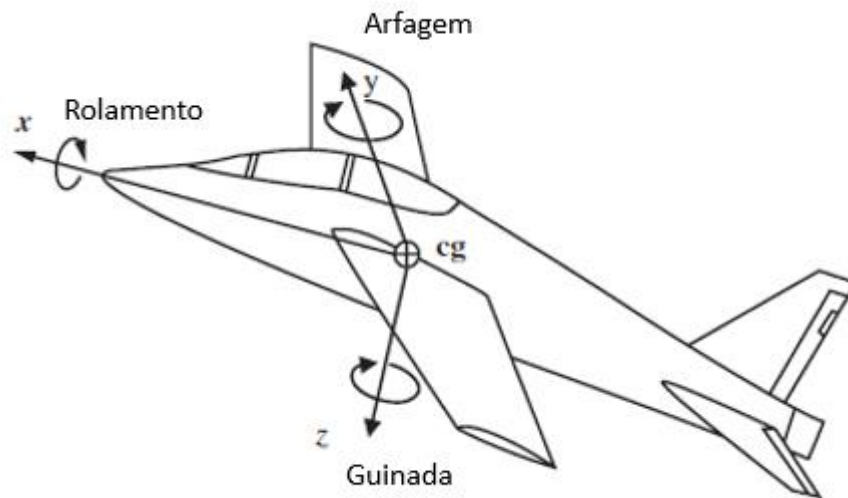


Figura 33: Eixos e graus de liberdade de uma aeronave
Fonte: Sadraey (2013)

Aqui serão tratadas as características de estabilidade longitudinal, direcional e lateral estática. A estabilidade longitudinal está relacionada com os movimentos de rotação em torno do eixo Y (arfagem) e a estabilidade direcional e lateral com as rotações em torno dos eixos X e Z, respectivamente.

7.1 ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA

Como dito anteriormente, a estabilidade longitudinal estática está relacionada com a rotação da aeronave em torno do eixo Y. Para que haja estabilidade longitudinal estática para qualquer perturbação deve haver um momento em torno de Y que tenda a restaurar a aeronave para sua configuração inicial.

7.1.1 Posicionamento do Centro de Gravidade

Para avaliar a estabilidade longitudinal se faz necessário conhecer as posições do centro de gravidade da aeronave e o seu passeio, segundo Rodrigues para aeronaves convencionais o centro de gravidade fica entre 20% e 35% da corda. As posições de 20% e 35% serão tomadas como referência de posições extremas, que serão analisadas neste relatório. Estes valores serão utilizados como estimativas iniciais visto que o peso estrutural dos componentes da aeronave não será definido neste trabalho.

7.1.2 Momentos em uma aeronave

Para descobrir se a aeronave possui estabilidade longitudinal estática é de extrema necessidade entender o somatório de momentos que ocorrem no eixo Y ao redor do centro de gravidade, que foram descritos de forma breve na etapa de dimensionamento da cauda horizontal.

De certa forma todos os componentes da aeronave possuem contribuição no somatório de momentos, no entanto alguns componentes podem ser negligenciados nesta fase do estudo visando melhor entendimento da influência de componentes principais, como asa, estabilizador horizontal e fuselagem, deixando assim alguns ajustes finos para etapas posteriores do projeto. A Figura 34 apresenta um diagrama de corpo livre com as principais forças e momentos utilizados para definir os critérios de estabilidade longitudinal estática para a aeronave.

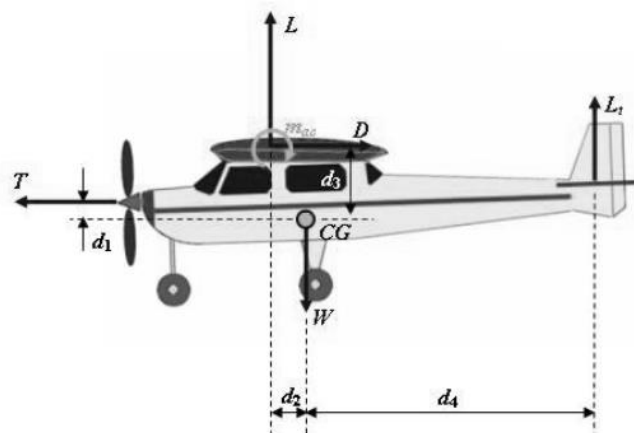


Figura 34: Diagrama de corpo livre para aeronave
Fonte: Rodrigues (2013)

Com o diagrama de corpo livre é possível chegar ao somatório de momentos em torno do CG mostrados na Equação 7.1. Vale ressaltar que, por convenção, os momentos no sentido horário (nariz para cima) são considerados positivos e os momentos no sentido anti-horário (nariz para baixo) são considerados negativos.

$$M_{CG} = T \cdot d_1 + L \cdot d_2 + D \cdot d_3 - L_t \cdot d_4 + M_{ac} \quad (7.1)$$

Para cálculos de estabilidade, assim como em aerodinâmica, são utilizadas equações fundamentadas em coeficientes adimensionais (RODRIGUES, 2013). Para adimensionalizar o somatório de momentos em torno do centro de gravidade basta seguir a Equação 7.2.

$$C_{mCG} = \frac{M_{CG}}{q \cdot S \cdot c} \quad (7.2)$$

Onde:

q – Pressão dinâmica [Pa];

S – Área da asa [m²];

c – Corda média aerodinâmica [m].

É válido lembrar que para um avião permanecer em uma condição de voo reto e nível o somatório de momentos, ou o coeficiente de momento, em torno do centro de gravidade deve ser igual a zero para determinada condição de voo. Para efeitos de ilustração está mostrado na Figura 35 um gráfico com duas curvas de C_{mCG} em função de alfa (ângulo de ataque da aeronave), cada curva representa uma aeronave com diferentes características de C_{mCG} e esse comportamento dita se a aeronave possui ou não estabilidade longitudinal estática.

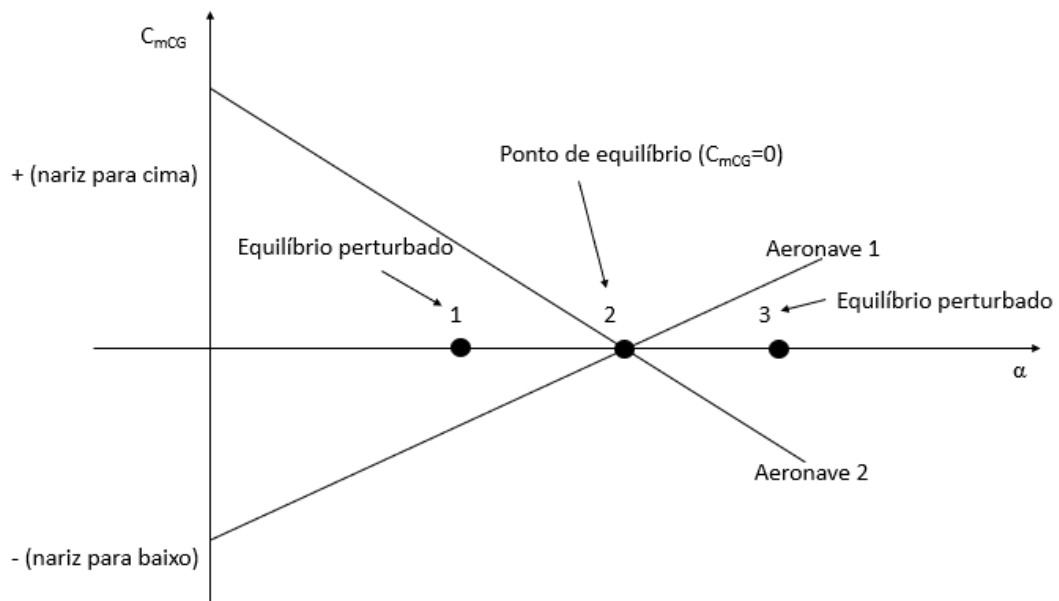


Figura 35: Curvas C_{mCG} x α

Na Figura 35 pode-se interpretar as características de estabilidade longitudinal estática das aeronaves 1 e 2. Supondo que ambas as aeronaves estejam inicialmente em seu estado de equilíbrio (ponto 2) e recebam uma rajada vertical para baixo os levando para a condição do ponto 1 (ângulo de ataque menor que o do ponto de equilíbrio). A aeronave 2 tem um coeficiente de momento positivo para o ponto 1, ou seja, o somatório de momentos naquele ponto é positivo, tendendo a levantar o nariz do avião e conseqüentemente aumentar o ângulo de ataque. Já para a aeronave 1 o coeficiente de momento no ponto 1 é negativo, ou seja, a aeronave tende

a continuar reduzindo seu ângulo de ataque. O mesmo raciocínio pode ser seguido para o ponto três, que pode ser visto como uma rajada vertical para cima.

Com a explicação acima e análise do gráfico é possível perceber que a aeronave 2 possui estabilidade longitudinal estática enquanto a aeronave 1 não possui. Isto porque quando a aeronave 2 sofre uma perturbação que reduz o ângulo de ataque da aeronave (rajada vertical para baixo ou ponto 1) o coeficiente de momento é positivo tendendo, inicialmente, a restaurar a aeronave para a posição de equilíbrio aumentando seu ângulo de ataque (ponto 2). Já a aeronave 1 ao sofrer a mesma perturbação tende a continuar reduzindo o seu ângulo de ataque, ou seja, não retorna ao seu estágio de equilíbrio.

Assim para garantir a estabilidade longitudinal estática a curva C_{mCG} em função de alfa deve possuir um coeficiente angular negativo. Outro fator importante para caracterizar a estabilidade longitudinal estática é que o C_{m0} (coeficiente de momento quando o ângulo de ataque é zero) da aeronave deve ser positivo (RODRIGUES, 2013).

Como já foi dito anteriormente, alguns componentes são mais relevantes para a análise de estabilidade e no caso da estabilidade longitudinal estática os mais importantes são a asa, empenagem horizontal e a fuselagem. Estes três componentes, definem basicamente as características de estabilidade longitudinal da aeronave e merecem atenção especial neste momento inicial. Ainda que as curvas de momento de arfagem mostradas na Figura 35 sejam da aeronave completa é importante realizar uma análise de cada componente em separado e dessa forma, visualizar quais partes contribuem e quais partes atrapalham a estabilidade da aeronave.

7.1.3 Contribuição da asa

Para avaliar a influência da asa é necessário o cálculo do somatório de momentos gerados ao redor do centro de gravidade da aeronave pelas forças de sustentação e arrasto bem como o momento em torno do centro aerodinâmico do perfil. A Figura 36 mostra um diagrama de corpo livre para um perfil de asa.

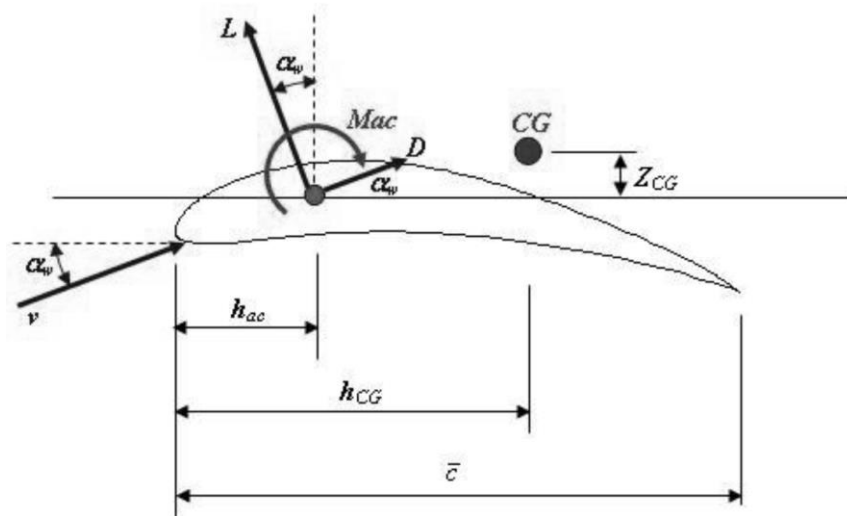


Figura 36: Diagrama de corpo livre para perfil aerodinâmico

Fonte: Rodrigues (2013)

Com o diagrama de corpo livre é possível obter os momentos ao redor do centro de gravidade. A relação está mostrada abaixo na Equação 7.3.

$$M_{CGW} = M_{ac} + L \cos \alpha_w (h - h_0) + L \sin \alpha_w Z_{CG} + D \sin \alpha_w (h - h_0) - D \cos \alpha_w Z_{CG} \quad (7.3)$$

Alguns termos da equação de momentos podem ser simplificados. Como α_w é muito pequeno seu cosseno pode ser considerado igual a 1 e seu seno igual ao próprio α_w , em radianos, e a força de sustentação é muito maior do que o arrasto, que pode ser negligenciado. As simplificações estão resumidas abaixo.

$$\cos \alpha_w = 1 \quad (7.3a)$$

$$\sin \alpha_w = \alpha_w \quad (7.3b)$$

$$L \gg D \quad (7.3c)$$

Com as simplificações a equação resultante é:

$$M_{CGW} = M_{ac} + L (h - h_0) \quad (7.4)$$

A equação é reescrita na forma de coeficiente de momento como mostrado abaixo:

$$\frac{M_{CGW}}{q_{\infty} \cdot S \cdot c} = \frac{M_{ac}}{q_{\infty} \cdot S \cdot c} + \frac{L (h - h_0)}{q_{\infty} \cdot S \cdot c} \quad (7.5)$$

$$C_{MCGW} = C_{Mac} + C_L \cdot (h - h_0) \quad (7.6)$$

O coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque da asa (C_L) é calculado pela relação abaixo:

$$C_L = C_{L0} + a \cdot \alpha_w \quad (7.7)$$

O que resulta em:

$$C_{MCGW} = C_{Mac} + (C_{L0} + a \cdot \alpha_w) \cdot (h - h_0) \quad (7.8)$$

Com a equação acima é possível calcular se o comportamento da asa com relação aos requisitos para se atingir a estabilidade longitudinal estática isoladamente dos outros componentes.

O cálculo do coeficiente angular da curva do coeficiente de momento é dado por:

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha c} = a \cdot (h - h_0) \quad (7.9)$$

Para o cálculo do coeficiente de momento para o ângulo de ataque igual a zero (C_{M0w}) é dado por:

$$C_{M0w} = C_{Mac} + C_{L0} \cdot (h - h_0) \quad (7.10)$$

Substituindo os parâmetros da aeronave desenvolvida neste projeto é possível avaliar a influência da asa. Na Tabela 24 estão mostrados os parâmetros que serão usados para o cálculo.

Tabela 24: Parâmetros para o cálculo do coeficiente de momento

Parâmetros	Valores
$\left(\frac{h_{CG1}}{c}\right)$	20%
$\left(\frac{h_{CG2}}{c}\right)$	35%

Parâmetros	Valores
$\left(\frac{h_{ac}}{c}\right)$	25%
a [1/grau]	0,0927
$C_{M\alpha c}$	-0,0941
C_{L0}	0,4032

Para os parâmetros acima é possível avaliar se a asa atinge os requisitos para garantir a estabilidade longitudinal estática para as duas posições do centro de gravidade.

Para a posição 1 do centro de gravidade (20%):

Tabela 25: Verificação dos requisitos para a posição 1 do C.G. (contribuição da asa)

	Valores	Atende o requisito?
$\frac{dC_M}{d\alpha}$	-0,00463	Sim
C_{M0w}	-0,1143	Não

Para a posição 2 do centro de gravidade (35%):

Tabela 26: Verificação dos requisitos para a posição 2 do C.G. (contribuição da asa)

	Valores	Atende o requisito?
$\frac{dC_M}{d\alpha}$	0,00927	Não
C_{M0w}	-0,05378	Não

Com os resultados mostrados na Tabela 25 e na Tabela 26 é possível dizer que somente a asa não garantiria a estabilidade longitudinal estática da aeronave, fato este que acontece para a grande maioria das aeronaves e é por isto que se faz necessária a utilização da cauda horizontal.

Para melhor ilustrar é possível traçar um gráfico do coeficiente de momentos gerados pela asa em função do ângulo de ataque. O gráfico está mostrado na Figura 37.

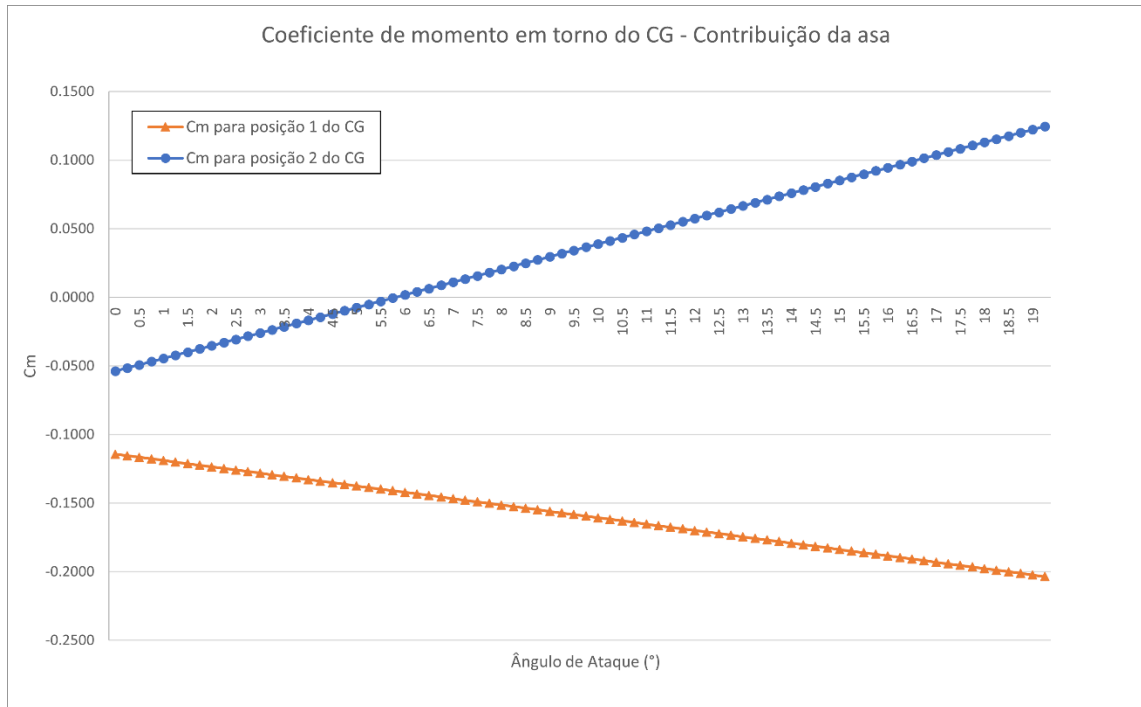


Figura 37: Coeficiente de momento em torno do C.G. (contribuição da asa)

7.1.4 Contribuição da Empenagem Horizontal

A mesma metodologia utilizada para o cálculo da influência da asa é utilizada para o cálculo da influência da empenagem horizontal. Como a superfície da empenagem horizontal está montada atrás da asa, é importante observar alguns critérios importantes para se garantir o controle da aeronave, pois, nessa condição de montagem, a empenagem está sujeita a dois principais efeitos de interferência que afetam diretamente a sua aerodinâmica (RODRIGUES, 2013). Estes efeitos são:

- o escoamento sobre a empenagem não possui a mesma direção do escoamento sobre a asa, pois sofre influência do escoamento induzido da asa;
- ao passar pela asa, o escoamento perde velocidade devido ao atrito de superfície e ao arrasto de pressão ocasionados pela superfície da asa. Dessa forma, a pressão dinâmica na empenagem é menor quando comparada a asa.

A Figura 38 representa um diagrama evidenciando as principais forças e momentos atuantes sobre a cauda horizontal.

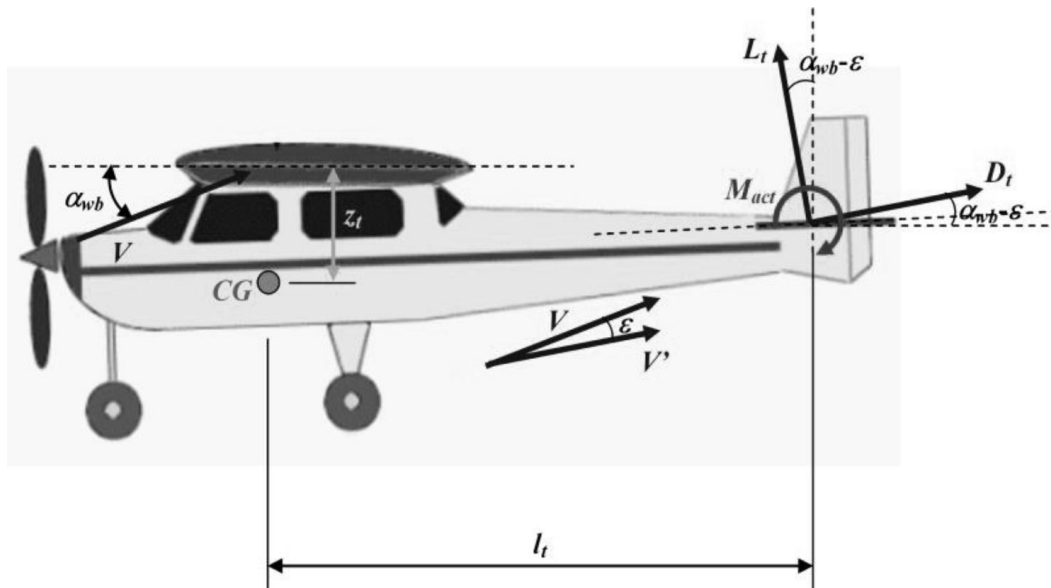


Figura 38: Diagrama de forças da cauda horizontal
Fonte: Rodrigues (2013)

Pela imagem é possível perceber que o vento relativo na empenagem (V') possui um ângulo de ataque menor que o vento relativo que chega na asa (V). Esta diferença entre os ângulos (ϵ) é o chamado ângulo de downwash que é resultado da interferência da asa no escoamento.

Com a análise do diagrama apresentado na Figura 38 é possível determinar o somatório de momentos gerados pelas contribuições da empenagem horizontal e a Equação 7.11 é a resultante.

$$M_{CGt} = M_{act} - l_t \cdot [L_t \cdot \cos(\alpha_w - \epsilon) + D_t \cdot \sin(\alpha_w - \epsilon)] - z_t \cdot L_t \cdot \sin(\alpha_w - \epsilon) + z_t \cdot D_t \cdot \cos(\alpha_w - \epsilon) \quad (7.11)$$

Assim como para a asa, alguns elementos na equação podem ser negligenciados, devido a sua baixa influência nos resultados, resultando em uma boa aproximação e análise da influência da superfície nos aspectos da estabilidade longitudinal estática. As simplificações feitas são as seguintes:

- braço Z_t é muito menor que o braço l_t . Dessa forma, Z_t pode ser considerado igual a zero no cálculo;
- A força de arrasto D_t é muito menor que a força de sustentação L_t e pode ser anulada;

- O ângulo de ataque resultante na empenagem ($\alpha_{wb} - \varepsilon$) é muito pequeno, assim seu seno pode ser considerado igual a zero e seu cosseno igual a um;
- O momento ao redor do centro aerodinâmico do perfil da empenagem, em geral, é muito pequeno e pode ser anulado.

Com as simplificações consideradas, para a equação resultante tem-se:

$$M_{CGt} = -l_t \cdot L_t \quad (7.11)$$

Pela Equação 7.11 percebe-se que o principal componente influenciador no resultado de momentos é o braço de momento l_t . Na equação resultante é possível substituir L_t pela relação abaixo.

$$L_t = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_t \cdot C_{Lt} \quad (7.12)$$

Onde:

$$C_{Lt} = \frac{L_t}{q_\infty \cdot S_t} \quad (7.13)$$

A equação de momento resultante e adimensionalizada está mostrada abaixo:

$$\frac{M_{CGt}}{q_{\infty w} \cdot S_w \cdot c} = \frac{-l_t \cdot q_{\infty t} \cdot S_t \cdot C_{Lt}}{q_{\infty w} \cdot S_w \cdot c} \quad (7.14)$$

Que tem como resultado:

$$C_{MCGt} = \frac{-l_t \cdot S_t}{S_w \cdot \bar{c}} \cdot C_{Lt} \cdot \eta \quad (7.15)$$

Onde:

$$\eta = \frac{q_{\infty t}}{q_{\infty w}} = \frac{1/2 \cdot \rho \cdot v_t^2}{1/2 \cdot \rho \cdot v_w^2} \quad (7.16)$$

O termo η é a chamada eficiência de cauda que, geralmente, fica em torno de 80 e 95% dependendo da localização da empenagem (RODRIGUES, 2013). Outro termo que aparece na Equação 7.16 é o coeficiente de volume de cauda que pode ser representado por:

$$V_H = \frac{-l_t \cdot S_t}{S_w \cdot \bar{c}} \quad (7.17)$$

Reescrevendo a equação no formato mais simplificado tem-se:

$$C_{MCGt} = -V_H \cdot C_{Lt} \cdot \eta \quad (7.18)$$

Como os requisitos de estabilidade longitudinal estática são verificados analisando um gráfico do coeficiente de momento variando com o ângulo de ataque, é válido reescrever a Equação 7.18 em função do ângulo de ataque da empenagem horizontal. O ângulo de ataque da empenagem horizontal é determinado pela relação abaixo.

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t \quad (7.19)$$

O coeficiente de sustentação C_{L_t} pode ser escrito da seguinte forma:

$$C_{L_t} = \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} \cdot \alpha_t = a_t \cdot \alpha_t \quad (7.20)$$

$$C_{L_t} = a_t \cdot (\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t) \quad (7.21)$$

O ângulo de downwash (ε) é calculado da seguinte forma:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \cdot \alpha_w \quad (7.22)$$

Segundo Rodrigues, o ângulo de downwash (ε) e o ângulo de downwash para ângulo de ataque igual a zero (ε_0) pode ser calculado a partir da teoria da asa finita para uma distribuição elíptica de sustentação aplicando as equações:

$$\varepsilon = \frac{57,3 \cdot 2 \cdot C_{LW}}{\pi \cdot AR_w} \quad (7.23)$$

$$\varepsilon_0 = \frac{57,3 \cdot 2 \cdot C_{L0}}{\pi \cdot AR_w} \quad (7.24)$$

A derivada do ângulo de downwash em função do ângulo de ataque é determinada a partir da equação abaixo:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{57,3 \cdot 2 \cdot \frac{dC_{Lw}}{d\alpha}}{\pi \cdot AR_w} = \frac{57,3 \cdot 2 \cdot C_{L\alpha w}}{\pi \cdot AR_w} \quad (7.25)$$

Substituindo todos os componentes da equação, tem-se como resultado para a equação de coeficiente de momentos ao redor do centro de gravidade para a cauda:

$$C_{MCGt} = -V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \alpha_w \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot (i_w - i_t + \varepsilon_0) \quad (7.26)$$

A equação pode ser arranjada para o formato de uma equação de primeiro grau, com a seguinte formulação:

$$C_{MCGt} = C_{M0t} + C_{M\alpha t} \cdot \alpha \quad (7.27)$$

Comparando as Equações 7.26 e 7.27, considera-se que:

$$C_{M0t} = V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot (i_w - i_t + \varepsilon_0) \quad (7.28)$$

$$C_{M\alpha t} = -V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (7.29)$$

Para a avaliação da contribuição da empenagem horizontal basta a substituição dos parâmetros mostrados na Tabela 27 e análise dos requisitos que garantem a estabilidade longitudinal estática.

Tabela 27: Parâmetros para avaliação da contribuição da empenagem horizontal

Parâmetros	Valores
V_H	0,5
η	0,85
$C_{L\alpha t}$ [1/°]	0,095
i_w [°]	2,5
i_t [°]	0
ε_0 [°]	1,84

Parâmetros	Valores
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ [1/°]	0,4226

Para os parâmetros acima é possível avaliar se a cauda horizontal atinge os requisitos para garantir a estabilidade longitudinal estática. Vale ressaltar que o passeio do centro de gravidade (entre 20% e 35% da corda) é muito pequeno quando comparado ao braço de momento da empenagem horizontal (3,6 metros), por isso o coeficiente de volume de cauda (V_H) não sofre grandes variações. Dessa forma, os requisitos serão analisados somente para o coeficiente de volume de cauda que foi estimado nos capítulos anteriores. A verificação dos requisitos é apresentada na Tabela 28.

Tabela 28: Verificação dos requisitos da contribuição da empenagem horizontal

	Valores	Atende o requisito?
$C_{M\alpha t}$	-0,023	Sim
C_{M0t}	0,1752	Sim

Com os resultados mostrados na Tabela 28 é possível dizer que a cauda horizontal tem um importante papel na garantia da estabilidade longitudinal estática e por isso também é chamado de estabilizador horizontal.

Para melhor ilustrar é possível traçar um gráfico do coeficiente de momentos gerados pela cauda horizontal em função do ângulo de ataque. O gráfico está mostrado na Figura 39.

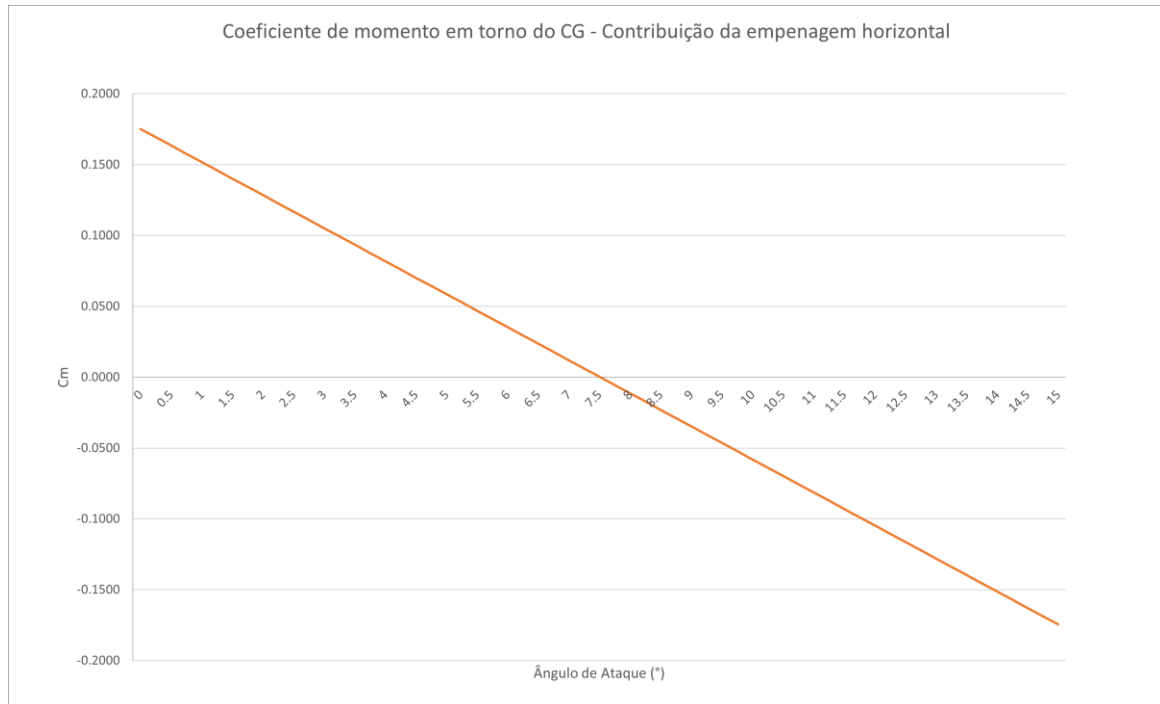


Figura 39: Coeficiente de momento em torno do C.G. (contribuição da empenagem horizontal)

7.1.5 Contribuição da Fuselagem

Segundo Rodrigues, os efeitos da fuselagem na estabilidade longitudinal estática para aeronaves de pequeno porte podem ser desprezados. Ao desprezar os efeitos da fuselagem, o cálculo fica mais simples e o resultado é obtido com uma margem de erro entre 2% e 6%, o que é razoável para uma etapa de projeto conceitual.

7.1.6 Estabilidade longitudinal estática para a aeronave completa

Nas seções anteriores foram estudadas as contribuições individuais dos principais componentes da aeronave de maneira isolada. Parte importante da análise é combinar os efeitos isolados para que seja possível a avaliação da estabilidade longitudinal estática de toda aeronave.

Para realização desta análise basta somar as contribuições de cada componente e avaliar se os requisitos são atendidos, assim como foi feito para cada parte.

Para a posição 1 do centro de gravidade (20%):

Tabela 29: Verificação dos requisitos para a posição 1 do C.G. (aeronave completa)

	Valores	Atende ao requisito?
$\frac{dC_M}{d\alpha}$	-0,028	Sim
C_{M0}	0,0609	Sim

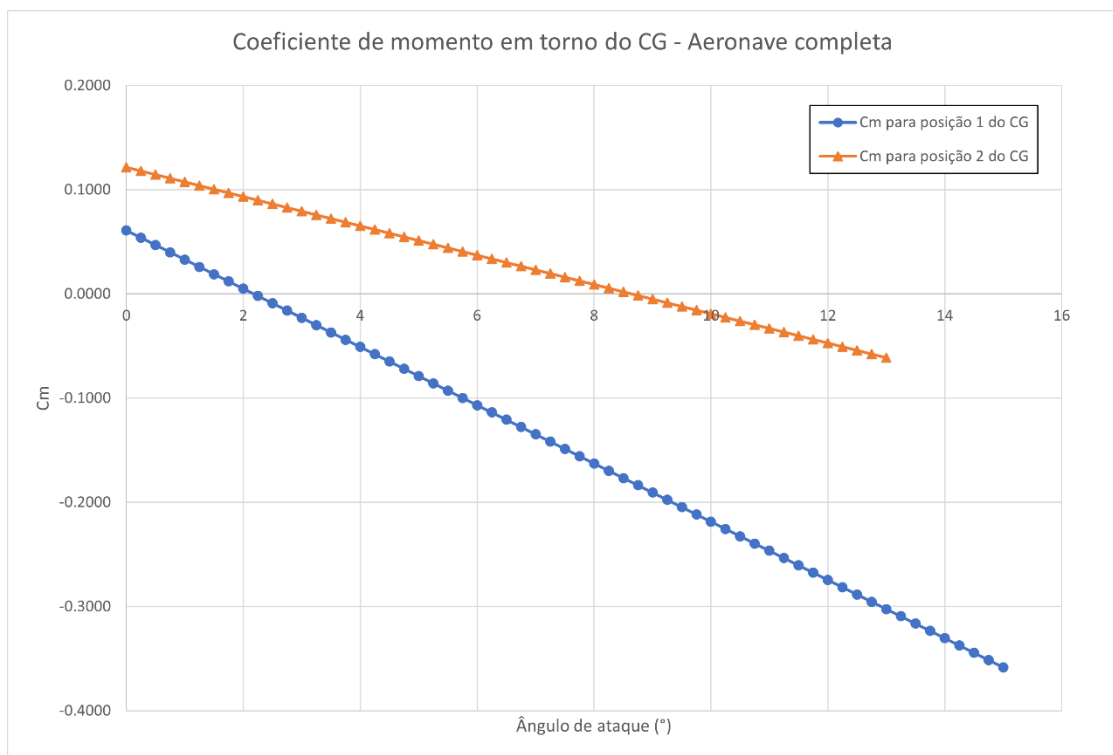
Para a posição 2 do centro de gravidade (35%):

Tabela 30: Verificação dos requisitos para a posição 2 do C.G. (aeronave completa)

	Valores	Atende ao requisito?
$\frac{dC_M}{d\alpha}$	-0,014	Sim
C_{M0}	0,1214	Sim

A partir dos resultados da Tabela 29 e da Tabela 30, é possível perceber que a aeronave atende aos requisitos de estabilidade longitudinal estática.

Para melhor ilustrar é possível traçar um gráfico do coeficiente de momentos gerados pelo conjunto da aeronave em função do ângulo de ataque para as duas posições do centro de gravidade. O gráfico está mostrado na Figura 40.

**Figura 40: Coeficiente de momento em torno do C.G. (aeronave completa)**

A partir da análise das curvas mostradas no gráfico é possível identificar os ângulos de trimagem para cada posição do centro de gravidade. O ângulo de trimagem para a posição 1 e posição 2 do centro de gravidade são de aproximadamente, $2,25^\circ$ e $8,5^\circ$, respectivamente. Com base nas observações do gráfico é possível perceber, também, que quanto mais para parte traseira da aeronave fica localizado o centro de gravidade menor é o seu grau de estabilidade longitudinal estática e maior é o ângulo necessário de trimagem, o que pode acarretar voos menos seguros, devido a maior proximidade do ângulo de estol. É válido avaliar qual é a posição mais traseira do centro de gravidade que ainda garante estabilidade, o chamado ponto neutro.

7.1.7 Ponto Neutro

Para verificar a localização do centro de gravidade onde a aeronave encontra-se no limite da estabilidade longitudinal estática, ou seja, caso o centro de gravidade se desloque mais para a parte traseira a aeronave ficará instável. Este ponto é o chamado ponto neutro, é o ponto mais posterior do centro de gravidade que ainda confere estabilidade longitudinal estática para aeronave. Caso o centro de gravidade assuma esta posição o coeficiente angular da curva ($\frac{dC_M}{d\alpha}$) é igual a zero. Portanto, o ponto neutro define a condição mais crítica para garantir a estabilidade longitudinal estática (RODRIGUES, 2013).

Segundo Rodrigues, o conceito de ponto neutro pode ser útil para se verificar a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, pois dependendo do posicionamento do centro de gravidade em relação ao ponto neutro o coeficiente angular da curva de coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque pode ser negativo, nulo ou positivo, como observado na Figura 41.

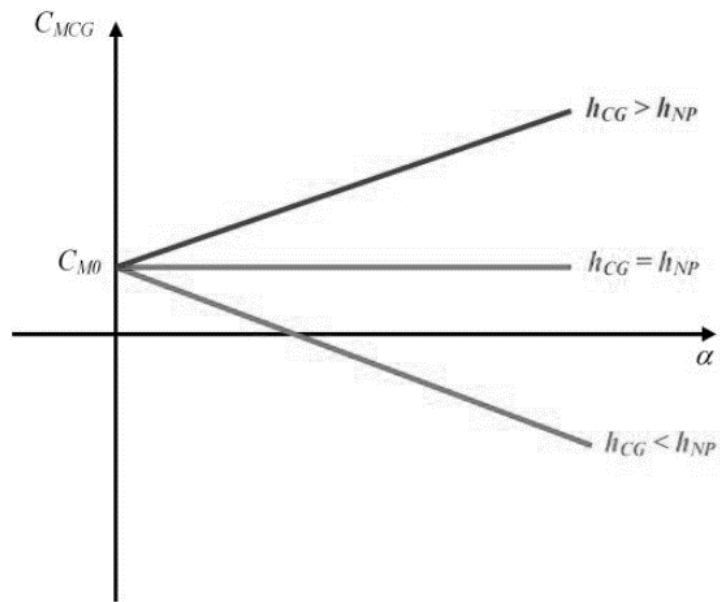


Figura 41: Representação do coeficiente angular para o ponto neutro
Fonte: Rodrigues (2013)

Assim como para o centro de gravidade e centro aerodinâmico o ponto neutro também é referenciado como uma porcentagem da corda da asa e medida a partir da linha de referência do bordo de ataque. A Figura 42 mostra uma representação do ponto neutro.

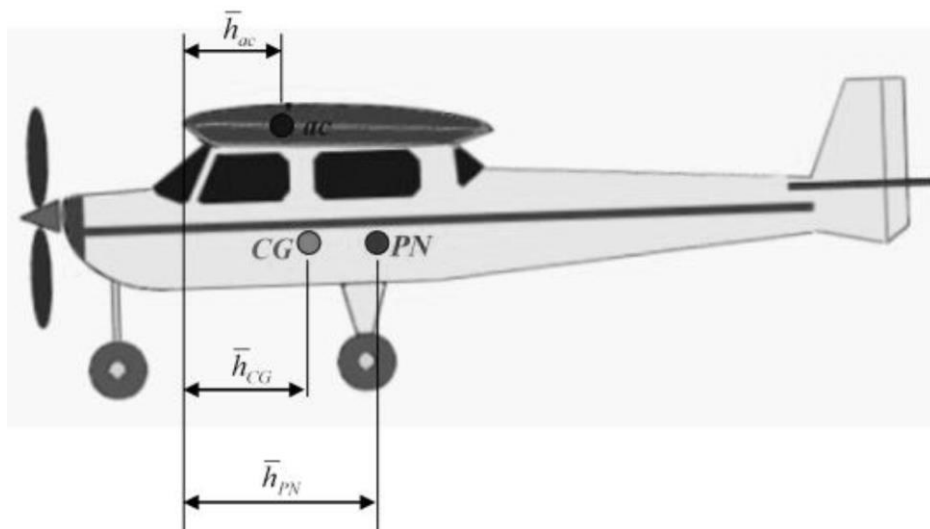


Figura 42: Posicionamento do ponto neutro
Fonte: Rodrigues (2013)

A posição do ponto neutro pode ser obtida igualando-se a derivada do coeficiente de momentos em relação ao ângulo de ataque da aeronave ($dC_M/d\alpha$) a zero. A equação utilizada é a seguinte:

$$0 = C_{L\alpha w} \cdot (h - h_0) + C_{M\alpha f} - V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (7.30)$$

Para avaliar a posição do ponto neutro deve-se substituir h por h_{PN} assumindo a forma:

$$-h_{PN} \cdot C_{L\alpha w} = -h_0 \cdot C_{L\alpha w} + (h) + C_{M\alpha f} - V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (7.31)$$

Isolando h_{PN} tem-se como resultado:

$$h_{PN} = h_0 - \frac{C_{M\alpha f}}{C_{L\alpha w}} + \frac{V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t}}{C_{L\alpha w}} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (7.32)$$

Como já foi dito os efeitos da fuselagem ($C_{M\alpha f}$) podem ser desprezados, resultando em:

$$h_{PN} = h_0 + \frac{V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t}}{C_{L\alpha w}} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (7.33)$$

Substituindo os parâmetros tem-se que a posição do ponto neutro fica localizada a, aproximadamente, 50% da corda da asa. Dessa forma, as duas posições extremas de centro de gravidade consideradas (20% e 35% da corda) estão dentro do limite.

7.1.8 Margem estática

A distância entre o ponto neutro e o centro de gravidade é a chamada margem estática. Esse valor representa um importante elemento para definir o grau de estabilidade longitudinal estática (RODRIGUES, 2013). Dessa forma, tem-se para as posições 1 e 2 do centro de gravidade uma margem estática de 30% e 15%, respectivamente.

Segundo Rodrigues, quanto menor for o valor da margem estática menor será o grau de estabilidade longitudinal estática da aeronave. E quanto maior for o seu valor mais negativo será a derivada $dC_M/d\alpha$ e, conseqüentemente, maior será o grau de estabilidade.

8 CONSIDERAÇÕES FINAIS

8.1 CONCLUSÕES

Com o avanço do agronegócio brasileiro surge a necessidade do desenvolvimento de novas tecnologias para auxiliar a manutenção e produtividade de áreas de plantio cada vez mais extensas. As atividades de pulverização aéreas são de grande importância para suportar este crescimento, visto que sua aplicação permite uma maior produtividade em grandes áreas de plantação, quando comparada com outras técnicas.

A utilização de veículos aéreos não tripulados é de suma importância para as atividades de pulverização, o principal benefício é a segurança, devido à ausência de piloto no interior da aeronave. Os voos de pulverização são realizados a baixa altitude e muitas vezes próximos a obstáculos, o que, em caso de imprevistos, pode não garantir ao piloto tempo de reação suficiente, levando além dos prejuízos econômicos à uma possível fatalidade. Outro importante benefício é a adaptabilidade dos projetos e melhor aproveitamento do interior das aeronaves, devido à ausência de cockpit que pode ser substituído por Hoppers e tanques de combustíveis maiores ou até mesmo uma redução da fuselagem gerando melhores resultados de arrasto.

O presente trabalho se dedicou ao projeto conceitual de uma aeronave para pulverização agrícola visando atender aos requisitos iniciais e cobrindo as áreas básicas do projeto de uma aeronave como aerodinâmica, desempenho e estabilidade longitudinal estática. Com análises analíticas destas disciplinas é possível garantir um bom resultado de projeto conceitual e uma boa base e início do projeto detalhado.

Na área de aerodinâmica foi possível garantir que a aeronave fosse capaz de suportar o peso máximo de decolagem estimado com características aceitáveis de arrasto com o dimensionamento das superfícies sustentadoras. Além disso, verificou-se a necessidade da utilização de superfície de alta sustentação (flapes).

A análise de desempenho constatou que a aeronave performa a etapa de pulverização do voo em um regime próximo de sua máxima autonomia e alcance. Isso garante que a aeronave percorra distâncias maiores e que haja uma economia considerável de combustível para a velocidade definida nesta etapa de voo.

Para estabilidade longitudinal estática foi feita uma avaliação da aeronave conceitual com relação aos momentos gerados em torno do centro de gravidade. Os resultados obtidos foram satisfatórios obtendo-se os ângulos de trimagem para diferentes condições da aeronave,

que são de extrema importância para o voo em equilíbrio durante a etapa de pulverização e garante que para qualquer perturbação no equilíbrio longitudinal existe uma condição física que auxilia o piloto a retomar a condição de equilíbrio, mantendo um voo seguro.

Como resultado foi possível obter um conceito de uma aeronave de 416 quilos, sendo 257 quilos vazios, que pode atender a propriedades rurais de até 50 hectares com até 2 horas de autonomia pulverizando com ultrabaixo volume (até 1 L/ha de volume), com uma decolagem a partir de 250 metros, facilitando a decolagem dentro de pequenas propriedades.

A escolha por uma aeronave não tripulada para operações agrícolas, principalmente para a pulverização, auxilia na redução de acidentes e incidentes envolvendo risco à seres humanos, além de ajudar a viabilizar a utilização de aeronaves para pequenas e médias propriedades por estas serem de porte menor.

8.2 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Segundo a metodologia utilizada no trabalho (inspirada na espiral de Evans), o presente conceito necessita de mais iterações dentro da espiral para poder prosseguir para a fase de projeto preliminar com parâmetros mais bem definidos. O seguimento do projeto conceitual pode ser realizado abordando os seguintes assuntos, para a obtenção de parâmetros mais refinados:

- Estudo do desempenho de decolagem, pouso e voo em curvas;
- Estudo de estabilidade direcional e lateral estática;
- Projeto de Software de guiamento, navegação e controle;
- Estudo de Estabilidade dinâmica da aeronave;
- Análise em CFD e aferição dos coeficientes aerodinâmicos do conceito;
- Projeto estrutural dos componentes da aeronave;
- Análise da dinâmica de voo para missões de pulverização.
- Avaliação Econômica e viabilidade do projeto.

REFERÊNCIAS

AIRFOIL TOOLS: banco de dados. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/>>. Acesso em: jul. 2021.

Aviação Agrícola: Sumário Estatístico 2010 – 2019. CENIPA, 2020. Disponível em: <<https://www2.fab.mil.br/cenipa/index.php/estatisticas/panorama>>. Acessado em Abr. 2021.

COUTO, J. L. V. Aplicação de Agrotóxicos. Universidade Federal Rural do Rio de Janeiro, 2004. Disponível em: <<http://www.ufrj.br/institutos/it/de/acidentes/aplic.htm>>. Acesso em: abr. 2021.

Desenvolvendo Projetos de Engenharia: Espiral de Projetos. Universidade São Judas, São Paulo. Disponível em: <<https://docero.com.br/doc/sv05nv5>>. Acesso em: set. 2021

EVANS, J. H. Basic Design Concepts. **Journal of the American Society for Naval Engineers**, v. 71, n. 4, p. 671-678, nov. 1959.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, **FAR Part 23 - Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes**. Sec. 23.65. EUA, 1996.

JORGE, L. A.; Inamasu R. Y. Uso de veículos aéreos não tripulados (VANT) em Agricultura de Precisão. *In*: BERNARDI, A. C. *et al.* **Agricultura de Precisão: Resultados de um Novo Olhar**. 1. ed. Brasília, DF. Empraba, 2014. cap. 8, p. 109-134.

LEDNICER, D. The incomplete guide to airfol usage. Disponível em: <<https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html>>. Acesso em: 04 jul. 2021

MHEREB, G. A.; NORDER, L. A. C. Aviação Agrícola no Brasil: contexto e caracterização. **Confins: Revista Franco-Brasileira de Geografia**, ano 2018, n. 36, 28 jul. 2018. DOI <https://doi.org/10.4000/confins.13638>. Disponível em: <<http://journals.openedition.org/confins/13638>>. Acesso em: 17 abr. 2021.

NORTOX: Produtos. [S. l.], 2017. Disponível em: <<https://www.nortox.com.br/produtos>>. Acesso em: 21 jul. 2021.

Projeções do agronegócio: Brasil 2019/20 a 2029/30 projeções de longo prazo. Brasília: MAPA, 2020.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 3. ed. Sylmar, California: Amer Inst of Aeronautics, 1992. 923 p.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. 1. ed. São Paulo: Cengage, 2013. 247 p. ISBN 978-85-221-1204-3

ROSKAM, J. **Airplane Design: Preliminary Sizing of Airplanes**. Ottawa, EUA: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.

SADRAEY, H. M. **Aircraft Design: A systems Engineering Approach**. New Hampshire, EUA: Wiley, 2013. 778 p.

SHELL AVGAS, Ficha de Segurança. 2012. Disponível em: <<http://mjaviation.com.br/produtos/combustiveis-aviacao/shell-avgas/>>. Acesso em: 22 jul. 2021.

SIMÃO, A. C. Acidentes nas operações aeroagrícolas: análise do fator humano. R. Conex. **SIPAER**, v. 1, n. 3, jul. 2010. p. 130-148.

SINDAG, História da Aviação Agrícola. Disponível em: <<https://sindag.org.br/historia/>>. Acesso em: 20 abr. 2021

VASCONCELOS, Y. Ajuda do céu: Aeronaves não tripuladas podem ser usadas para aumentar a produtividade das lavouras do país. **Revista Pesquisa FAPESP**, São Paulo, n. 123, p. 72-75, Mai. 2006.