

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

JOSÉ AUREOMAR CHAVES WOLFF NETO

ESTUDO SOBRE O CONCEITO DE UMA AERONAVE REMOTAMENTE
CONTROLADA PARA PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA

Joinville

2017

JOSÉ AUREOMAR CHAVES WOLFF NETO

ESTUDO SOBRE O CONCEITO DE UMA AERONAVE REMOTAMENTE
CONTROLADA PARA PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA

Trabalho de Conclusão de Curso submetido ao curso de Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Catarina para obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Orientadora: Dr^a Viviane Lilian Soethe

Joinville

2017

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor,
através do Programa de Geração Automática da Biblioteca Universitária da UFSC.

Wolff Neto, José Aureomar Chaves

Estudo sobre o conceito de uma aeronave remotamente controlada para pulverização agrícola / José Aureomar Chaves Wolff Neto ; orientadora, Viviane Lilian Soethe, coorientador, Rafael Gigena Cuenca, 2017.

90 p.

Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) - Universidade Federal de Santa Catarina, Campus Joinville, Graduação em Engenharia Aeroespacial, Joinville, 2017.

Inclui referências.

1. Engenharia Aeroespacial. 2. VANT. 3. Pulverização agrícola. 4. Projeto conceitual de aeronaves. I. Soethe, Viviane Lilian. II. Cuenca, Rafael Gigena. III. Universidade Federal de Santa Catarina. Graduação em Engenharia Aeroespacial. IV. Título.

JOSÉ AUREOMAR CHAVES WOLFF NETO

ESTUDO SOBRE O CONCEITO DE UMA AERONAVE REMOTAMENTE
CONTROLADA PARA PULVERIZAÇÃO AGRÍCOLA

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi
jugado e aprovado como requisito parcial para
obtenção do grau de Bacharel em Engenharia
Aeroespacial na Universidade Federal de Santa
Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 01 de dezembro de 2017.

BANCA EXAMINADORA

Prof^ª. Viviane Lilian Soethe, Dra.
Orientadora
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Rafael Gigena Cuenca, Dr.
Coorientador
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Antônio Otaviano Dourado, Dr.
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Kleber Vieira de Paiva
Universidade Federal de Santa Catarina

À memória do meu primo e grande amigo,
Pedro Roger Freitas Wolff.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente agradeço a Deus, que sempre me deu forças para seguir em frente e encarar de cabeça erguida e com alegria todas as adversidades.

Agradeço também toda a minha família que sempre acreditou no meu potencial, em especial ao meu pai José Chaves Farias e à minha mãe Dionilce de Fátima Cabral Wolff, que me apoiaram em todos os momentos da minha vida.

Agradeço a minha amiga e orientadora deste trabalho, Dra. Viviane Lilian Soethe por todos os conselhos, palavras amigas, e apoio ao longo de todo meu curso de graduação.

Aos membros da banca Dr. Rafael Gigena Cuenca, meu coorientador, Dr. Kleber Vieira de Paiva, Dr. Antônio Otaviano Dourado, por aceitarem o convite, pelo apoio, e por sempre me atenderem com disposição.

Aos professores, técnicos e funcionários da UFSC que sempre se dedicaram para que os alunos possam receber a melhor formação possível.

Agradeço a minha amada, Jéssica Romanzini, por toda paciência e boa vontade em me ajudar a passar por tempos de dificuldades.

Agradeço também aos amigos que me acompanharam nessa jornada. Dos quais muitos contribuíram diretamente para que eu pudesse chegar até aqui.

“Você não é definido pelo seu passado, em vez disso, você nasce de novo a cada momento.”

(PRINCE EA)

RESUMO

A pulverização de defensivos agrícolas é utilizada em plantações para eliminar pragas e doenças. Esta pode ser realizada por via aérea evitando perdas por amassamento. A aplicação de insumos com a utilização de VANT's, pode diminuir os custos dessa atividade. Com o objetivo de se conhecer mais sobre a utilização de VANT's em atividades de pulverização, realizou-se um estudo sobre o conceito de uma aeronave remotamente controlada para pulverização agrícola. Neste contexto, no presente estudo realizou-se pesquisas sobre as particularidades de aeronaves para esta aplicação, elaborou-se a missão a ser realizada pela aeronave projetada, fez-se o levantamento dos requisitos e a análise da aerodinâmica, propulsão, pesos, trem de pouso e estabilidade. Obtendo-se o esboço do conceito de tal aeronave, pelo qual concluiu-se que um projeto com as características apresentadas, dá indícios de que é possível realizar pulverização agrícola com VANT's de asa fixa de maneira competitiva e eficiente.

Palavras-Chave: VANT's. Pulverização agrícola. Conceito de aeronave.

ABSTRACT

The spraying of pesticides is used in plantations to eliminate pests and diseases. This can be done by air, avoiding losses by kneading. The application of inputs with the use of UAV's, can reduce the costs of this activity. In order to know more about the use of UAV's in spraying activities, a study was carried out on the concept of a remotely controlled aircraft for agricultural spraying. In this context, the present study carried out researches on the particularities of aircraft for this application, the mission to be carried out by the projected aircraft was elaborated, the requirements were surveyed and the analysis of the aerodynamics, propulsion, weights, landing gear and stability were done. Obtaining the outline of the concept of such aircraft, by which it was concluded that a project with the characteristics presented, gives indications that it is possible to perform agricultural spraying with fixed wing UAV's in a competitive and efficient manner.

Key-Words: UAV's. Agricultural spraying. Aircraft concept.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Ilustração de uma asa ressaltando a geometria do aerofólio.....	23
Figura 2 - Efeito da razão de aspecto A no coeficiente de sustentação C_L	24
Figura 3 - Representação ilustrativa de algumas das diferentes configurações de cauda de uma aeronave.....	26
Figura 4 – Imagem ilustrativa de um diagrama de limitações.....	29
Figura 5 - Relação entre C_m e α de duas aeronaves hipotéticas.	31
Figura 6 - Relação entre C_n e o ângulo β de duas aeronaves hipotéticas.....	31
Figura 7 - Relação entre C_l e β para duas aeronaves hipotéticas.	32
Figura 8 – Representação esquemática da distribuição de carga no estabilizador	34
Figura 9 - Locais com características apropriadas para pista de decolagem.....	38
Figura 10 – Quadro comparativo de dimensões de caçamba de picapes.....	39
Figura 11 – Demonstração do espaço interno da caçamba de uma picape.....	39
Figura 12 - Dimensões em mm de uma caixa a ser transportada na caçamba de uma caminhonete	40
Figura 13 - Metodologia empregada para a elaboração do projeto conceitual da aeronave de pulverização agrícola.....	42
Figura 14 – Representação da missão a ser cumprida	44
Figura 15 - Diagrama de limitações para análise de desempenho.....	46
Figura 16 - Perfil aerodinâmico SD7062.....	49
Figura 17 - Curvas polares do perfil aerodinâmico SD7062	49
Figura 18 – Configurações de asa analisadas no software XFLR5	50
Figura 19 – Representação das dimensões da cauda	52
Figura 20 - Primeiro esboço da aeronave projetada nesse estudo	52
Figura 21 - Motor Turnigy Aerodrive SK3 – 4250-410KV	53
Figura 22 - Curvas de propulsão para o conjunto de hélice-motor na decolagem	54
Figura 23 - Curvas de propulsão para o conjunto hélice-motor em cruzeiro	55
Figura 24 - Bateria Multistar de 6600 mAh a ser utilizada no projeto.....	56
Figura 25 - Ilustração do posicionamento dos reservatórios de insumos na asa (as dimensões mostradas estão em mm).	56
Figura 26 - Disposição dos componentes na fuselagem (a) vista lateral; (b) vista frontal.....	57
Figura 27 - Sustentação, Força cortante e Momento fletor na longarina da asa, para um carregamento considerando $n = 3$	58

Figura 28 – Carga estimada no estabilizador horizontal da aeronave	59
Figura 29 - Representação da análise estática simplificada nas longarinas da asa (a) e da fuselagem (b)	59
Figura 30 - Seção transversal das longarinas das asas e da fuselagem (dimensões em mm) ...	60
Figura 31 - Bomba para pulverização a ser utilizada no projeto	61
Figura 32 – Indicação do suporte do sistema de pulverização a ser utilizado no projeto (indicado pela seta)	61
Figura 33 – Representação do centro de gravidade (CG) com aeronave vazia a), passeio do CG da aeronave b)	62
Figura 34 - Configuração de trem de pouso triciclo utilizado no projeto da aeronave de pulverização agrícola	62
Figura 35 - Representação das distâncias do trem de pouso	63
Figura 36 - Mapa de polos da análise de estabilidade dinâmica	64
Figura 37 - Esboço do conceito da aeronave	64
Figura 39 - Resultados da análise do planforme da asa	66
Figura 40 - Longarina do estabilizador horizontal	71
Figura 41- Nervura do estabilizador horizontal	71
Figura 42 - Casca do estabilizador vertical	71
Figura 43 - Nervura da asa	72
Figura 44 - Trem de pouso principal	72
Figura 45 - Trem de pouso de nariz	72
Figura 46 - Caverna da fuselagem	73
Figura 47 - Casca da fuselagem	73

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Distribuição de aeronaves agrícolas que operam no Brasil, por fabricante	19
Tabela 2 - Lista de VANT's multi rotores pesquisados	35
Tabela 3 – Ilustração característica de bicos especiais de pulverização.....	37
Tabela 4 - Análise comparativa entre aerofólios previamente selecionados.....	48
Tabela 5 - Resultados da comparação entre as configurações biplana e asa única	50
Tabela 6 - Dimensões calculadas na análise do volume de cauda.....	51

LISTA DE ABREVIATURAS SIGLAS

VANT	Veículos Aéreos Não Tripulados
MAPA	Ministério da Agricultura, Pecuária e Abastecimento
ABA	Associação Brasileira de Aerodelismo
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
RBAC-E	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil Especial
MTOW	Peso máximo de decolagem (do inglês <i>Maximum Take-Off Weight</i>)
RPM	Rotações Por Minuto

LISTA DE SÍMBOLOS

C_L	Coeficiente de sustentação
A	Razão de aspecto
λ	Razão de afilamento
S_w	Área da asa
b_w	Envergadura da asa
\bar{C}_w	Corda média da asa
L_{VT}	Braço de momento da cauda vertical
L_{HT}	Braço de momento da cauda horizontal
c_{VT}	Coeficiente de volume de cauda vertical
c_{HT}	Coeficiente de volume de cauda horizontal
S_{VT}	Área da cauda vertical
S_{HT}	Área da cauda horizontal
T/W	Relação Tração- Peso
T	Tração
W	Peso
W/S	Carga alar
V_{LOF}	Velocidade de decolagem
q	Pressão dinâmica
c_{DTO}	Coeficiente de arrasto da aeronave na decolagem
S_g	Distancia de corrida na pista durante decolagem
g	Aceleração da gravidade
μ	Coeficiente de atrito do solo
c_{LTO}	Coeficiente de sustentação da aeronave na decolagem
c_{Dmin}	Coeficiente de arrasto mínimo
k	Constante de arrasto induzido
n	Fator de carga
V_V	Velocidade vertical de subida;
V	Velocidade da aeronave
$C_{m\alpha}$	Coeficiente de momento de arfagem em relação a α
$C_{m,0}$	Coeficiente de momento de arfagem a um ângulo α igual a zero
$C_{n\beta}$	Coeficiente de momento de guinada

$C_{l\beta}$	Coefficiente de momento de rolagem
θ	Ângulo de arfagem em relação ao referencial inercial
u	Velocidade em x
ϕ	Ângulo de rolagem em relação ao referencial inercial
ψ	Ângulo de guinada em relação ao referencial inercial
β	Ângulo de guinada
$c_{lm\acute{a}x}$	Coefficiente de sustentação máxima
α	Ângulo de ataque
C_d	Coefficiente de arrasto
C_m	Coefficiente de momento
α	Ângulo de ataque
Re	Número de Reynolds
S	Área total das asas
c	Corda constante da asa
b	Envergadura da asa
A_{VT}	Razão de aspecto da cauda vertical
A_{HT}	Razão de aspecto do estabilizador horizontal
λ_{VT}	Razão de afilamento da cauda vertical
λ_{HT}	Afilamento do estabilizador horizontal
L_f	Comprimento de fuselagem
c_{R_VT}	Corda na raiz do estabilizador vertical
c_{T_VT}	Corda na ponta do estabilizador vertical
η_p	Eficiência de hélice
hp	Potência de eixo
V_e	Velocidade de estol
L/D	Relação entre sustentação e arrasto
V_∞	Velocidade do escoamento
b_{HT}	Envergadura do estabilizador horizontal

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	18
OBJETIVOS.....	20
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	21
2.1 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS	21
2.1.1 Classificação de VANT's.....	21
2.2 PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES	22
2.3 AERODINÂMICA EM AERONAVES.....	22
2.3.1 Aerofólio.....	23
2.3.2 Razão de Aspecto	24
2.3.3 Razão de afilamento	25
2.3.4 Torção da asa.....	25
2.3.5 Ponta da asa.....	25
2.4 Geometria da Cauda	26
2.5 Fuselagem.....	27
2.6 Desempenho	28
2.7 Trem de pouso	29
2.8 ESTABILIDADE E CONTROLE.....	30
2.8.1 Estabilidade estática	30
2.8.2 Estabilidade dinâmica	32
2.8.3 Controle.....	33
2.9 ESTRUTURA E MATERIAL.....	34
2.10 MOTORIZAÇÃO ELÉTRICA	35
2.11 VANT's de pulverização	35
2.12 DISPOSITIVOS DE PULVERIZAÇÃO	36
2.13 VOO EM PEQUENAS PROPRIEDADES RURAIS	37

2.14 TRANSPORTE EM PICAPES	38
3. METODOLOGIA.....	41
4. PROJETO CONCEITUAL	43
4.1 MISSÃO	43
4.2 REQUISITOS DE PROJETO	44
4.3 DIAGRAMA DE LIMITAÇÕES.....	45
4.4 PROJETO AERODINÂMICO.....	47
<i>4.4.1 Limitação da envergadura.....</i>	<i>47</i>
<i>4.4.2 Seleção do aerofólio.....</i>	<i>47</i>
<i>4.4.3 Configuração biplana.....</i>	<i>50</i>
<i>4.4.4 Geometria da cauda.....</i>	<i>51</i>
4.5 PROJETO DE PROPULSÃO	53
<i>4.5.1 Seleção do motor.....</i>	<i>53</i>
<i>4.5.2 Análise de consumo.....</i>	<i>53</i>
4.6 FUSELAGEM	56
<i>4.6.1 Compartimento de carga</i>	<i>56</i>
<i>4.6.2 Geometria da fuselagem.....</i>	<i>57</i>
4.7 PESOS	57
<i>4.7.1 Cargas e estruturas.....</i>	<i>58</i>
<i>4.7.2 Sistema de pulverização.....</i>	<i>60</i>
<i>4.7.3 Centro de Gravidade.....</i>	<i>61</i>
4.8 TREM DE POUSO.....	62
4.9 ANÁLISE DE ESTABILIDADE	63
4.10 ESBOÇO DO PROJETO CONCEITUAL	64
5. OTIMIZAÇÃO AERODINÂMICA	65
5.1 ÂNGULO DE TORÇÃO DA ASA.....	65
5.2 PLANFORME DA ASA	66

6. CONCLUSÃO.....	67
6.1 TRABALHOS FUTUROS.....	67
REFERÊNCIAS	69
APÊNDICE A	71
APÊNDICE B.....	74
APÊNDICE C	81
APÊNDICE D	83
APÊNDICE E.....	84
APÊNDICE F.....	88

1. INTRODUÇÃO

O desenvolvimento sustentável da agricultura requer a utilização de processos mais racionais, responsáveis e rastreáveis, requerendo mão de obra qualificada. As tecnologias disponíveis indicam grande potencial para o desenvolvimento de novos sistemas de aplicação de insumos (corretivos, fertilizantes e defensivos) e a necessidade de utilização de recursos naturais de forma mais eficiente, com alta probabilidade de retorno econômico e baixo impacto ambiental (EMBRAPA, 2014).

A agricultura de precisão é definida pelo Ministério da Agricultura, Pecuária e Abastecimento (MAPA) como “um sistema de gerenciamento agrícola baseado na variação espacial e temporal da unidade produtiva e visa o aumento de retorno econômico, a sustentabilidade e a minimização do efeito ao ambiente” (BRASIL, 2014, p. 64). Tem como principal objetivo auxiliar o produtor rural na tomada de decisões e operações de gestão de produção vegetal, surgindo como importante ferramenta (EMBRAPA, 2011).

O ciclo da Agricultura de Precisão consiste em realizar a leitura da variável a ser controlada e os fatores que interferem na mesma, analisar o sistema identificando os parâmetros que determinam o resultado do processo e finalmente atuar para que a variável de interesse seja posicionada dentro de uma faixa desejada. Na composição do resultado da produção existe um grande número de fatores, mas para análise no ciclo da Agricultura de Precisão esse número é simplificado para apenas cinco: cultura (tipo de cultivo), fatores naturais dinâmicos, pragas e doenças, solo e manejo. (EMBRAPA, 2011).

Pragas e doenças estão ligadas ao uso de defensivos agrícolas e a aplicação destes depende da cultura em questão, sendo muitas vezes realizada por meio de pulverização, que pode ser realizada por meio terrestre ou aéreo. A pulverização terrestre pode ser manual ou automatizada, com auxílio de maquinário, enquanto que a aérea é mais prática e tem um nível de automação mais eficaz (BRASQUÍMICA, 2017).

Além de prática e eficaz, a pulverização aérea não causa perdas por amassamento, as quais podem ultrapassar 4% da produção (MAISSOJA, 2017), sendo um fator de incentivo a aviação agrícola, que teve seu primeiro indício na década de 40. Em 19 de agosto (dia no qual se celebra o dia nacional da aviação agrícola no Brasil) de 1947, no estado do Rio Grande do

Sul, o engenheiro agrônomo Leôncio Fontelles jogou inseticida a partir de uma aeronave de treinamento, afim de neutralizar uma praga que se espalhava na região de Pelotas. A Empresa Brasileira de Aeronáutica (Embraer) produziu o seu primeiro avião agrícola na década de 70, o EMB200, mais conhecido como Ipanema (RASI, 2009).

Segundo Araújo (2017), em fevereiro de 2017 a frota de aviões agrícolas no Brasil era de 2083 aeronaves. A Tabela 1 apresenta a distribuição de aviões agrícolas, que operam no Brasil, por fabricante.

Tabela 1 - Distribuição de aeronaves agrícolas que operam no Brasil, por fabricante

Fabricante	Número	%
Bellanca	2	0,10
Gippsland	3	0,14
Aircraft Parts	4	0,19
Ag-Cat	10	0,48
Chincul	11	0,53
Laviasa	17	0,82
PZL	18	0,86
Ayres	23	1,10
Thrush	27	1,30
Piper	147	7,06
Cessna	283	13,59
Air Tractor	289	13,87
Embraer-Neiva	1249	59,96
Total	2083	100

Fonte: Araújo (2017)

Esse número é uma medida da demanda pela pulverização aérea no Brasil, mas aeronaves de aplicação agrícola convencionais tem alto custo de aquisição e de operação. Como exemplo, pode-se citar a aeronave Embraer Ipanema, avião que compõe mais de 50% da frota, com um valor de mercado de R\$1.250.000,00 e um custo de operação que pode chegar a R\$1.100,00 por hora voada. (GAPLAN AERONAUTICA LTDA, 2015).

Assim sendo, o desenvolvimento dos VANTs surge como importante opção nesse setor. Sua aplicação na área agrícola, em missões de pulverização e monitoramento vem sendo favorecida e facilitada pelo atual estágio de desenvolvimento tecnológico, e traz benefícios

quanto à redução de custos, tamanho dos equipamentos e necessidade de otimização da produção (MATSUO, 2011).

Neste sentido, com a finalidade de minimizar significativamente os riscos de operação nos voos agrícolas, reduzir os custos e aumentar a eficácia na plantação, sugere-se o estudo do conceito de uma aeronave remotamente controlada de aplicação agrícola, sugerindo-se algumas características interessantes a este tipo de veículo.

Desta forma, no presente trabalho é apresentado o estudo do conceito de uma aeronave para pulverização agrícola. Para isso será realizada uma pesquisa em referências sobre projetos aeronáuticos, levantamento das particularidades do projeto, análises aerodinâmicas, de pesos, de propulsão, de estabilidade e de trem de pouso.

OBJETIVOS

Objetivo Geral

Elaborar o estudo do conceito de um veículo aéreo rádio controlado, para aplicação de defensivos agrícolas, a ser utilizado na agricultura de precisão.

Objetivos específicos

- Pesquisar particularidades de um VANT para pulverização;
- Definir missão e requisitos da aeronave em estudo;
- Obter um esboço da aeronave através de análises aerodinâmicas, de pesos, de propulsão, de estabilidade e de trem de pouso;

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

O termo *Veículo Aéreo Não Tripulado* (VANT) é mundialmente conhecido e inclui uma gama de aeronaves que podem ser autônomas, semiautônomas ou remotamente operadas. Segundo a Associação Brasileira de Aerodelismo (ABA), a definição para VANT é: “um veículo capaz de voar na atmosfera, fora do efeito de solo, que foi projetado ou modificado para não receber um piloto humano e que é operado por controle remoto ou autônomo” (RASI, 2008, p. 25).

Segundo Medeiros (2007), VANT's são aeronaves de pequeno porte capazes de executar eficientemente tarefas como monitoramento, reconhecimento tático, vigilância e mapeamento de territórios. Entretanto, possuem limitações em termos de capacidade de carga e condições climáticas, sendo capazes de transmitir dados em tempo real se equipados com ferramentas adequadas a esta função.

A história dos VANT's teve início com a medição da velocidade dos ventos, e com o acoplamento de câmeras fotográficas a *pipas*, sendo datados da penúltima década do século XIX. Entretanto, a área militar promoveu os primeiros grandes avanços em projetos de aeronaves não tripuladas, sendo as mesmas utilizadas como alvo aéreo manobrável, no reconhecimento tático e na guerra eletrônica (MEDEIROS, 2007).

2.1.1 Classificação de VANT's

Com o objetivo de tornar as operações de VANT's viáveis, preservando-se a segurança das pessoas e também promovendo o desenvolvimento sustentável e seguro para o setor, a ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) instituiu em maio de 2017 o Regulamento Brasileiro da Aviação Civil, RBAC-E nº 94, que trata da utilização de aeronaves não tripuladas (ANAC, 2017).

O RBAC-E nº 94, da ANAC, classifica os VANT's de acordo com o seu peso (massa) máximo de decolagem (MTOW), sendo considerados de Classe 1 aqueles com MTOW maior

que 150 kg, de Classe 2 os que possuem MTOW maior que 25 kg e menor que 150 kg, e de Classe 3 os que possuem MTOW menor ou igual a 25 kg.

VANT's das três classes devem ser cadastrados na ANAC, mas os de Classe 1 e 2 devem ter seus projetos aprovados e serem registrados no Registro Aeronáutico Brasileiro. Além disso, os de Classe 1 devem passar por um processo de certificação similar aos de aeronaves tripuladas (ANAC, 2017).

2.2 PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES

O projeto conceitual de uma aeronave é uma etapa muito complexa, sendo que novas ideias e problemas são comuns durante o detalhamento do mesmo. Cada vez que a última versão do projeto é analisada e dimensionada, ele deve ser remodelado refletindo em alterações no peso total, peso de combustível, tamanho da asa, tamanho do motor e outras mudanças. Testes prévios em túnel de vento geralmente revelam problemas que requerem que algumas mudanças na configuração sejam realizadas (RAYMER, 1992).

O passo inicial para se projetar uma aeronave é a definição dos requisitos de projeto que se relacionam com as necessidades do cliente. Outra fonte de requisitos de projeto é o conjunto de normas a serem respeitadas. Com estes requisitos, deve-se fazer um esboço conceitual que deve conter a indicação das geometrias aproximadas da asa e da cauda, a forma da fuselagem, a localização interna dos principais componentes como motor, compartimento de carga, trem de pouso e tanques de combustível (RAYMER, 1992). Tais indicações devem ser feitas seguindo metodologias de projeto aeronáutico, sendo que algumas destas estão apresentadas nas subseções seguintes.

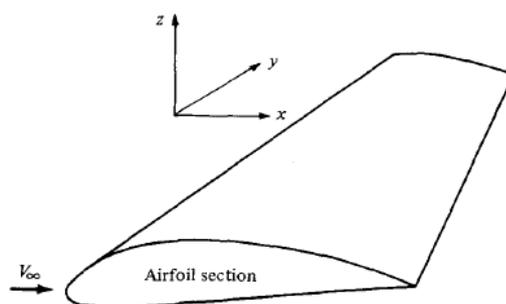
2.3 AERODINÂMICA EM AERONAVES

Quando um gás escoar sobre um objeto, ou quando um objeto se move em meio a um gás, as moléculas do gás se movem ao redor do objeto livremente. Esse movimento pode gerar variações de pressão próximo ao objeto, ao integrar-se essas variações de pressão vezes a área ao redor de todo o corpo obtêm-se a força aerodinâmica no objeto, sendo que a componente da resultante desta força que é perpendicular ao escoamento, é a sustentação, e o arrasto é a componente paralela (NASA, 2015). Os aerofólios são geometrias obtidas com a finalidade de potencializar a sustentação e reduzir o arrasto, aumentando-se dessa maneira o que se chama de eficiência aerodinâmica.

2.3.1 Aerofólio

Anderson (2001) define aerofólio como sendo qualquer seção, de uma asa, paralela a velocidade do fluxo de ar, como mostrado no desenho em perspectiva de uma asa na Figura 1.

Figura 1 - Ilustração de uma asa ressaltando a geometria do aerofólio.



Fonte: ANDERSON (2001, p.278)

O aerofólio é de grande importância para a aeronave, pois afeta a velocidade de cruzeiro, as distâncias de decolagem e pouso, a velocidade de estol, a capacidade de realizar manobras, e a eficiência aerodinâmica durante todas as fases de voo. Portanto a seleção do aerofólio é uma etapa fundamental no projeto de uma aeronave. Frequentemente, a escolha é baseada em catálogos, ou em soluções computacionais onde distribuições de pressão (ou velocidade) desejadas ao longo do aerofólio, são os dados de entrada e a geometria do aerofólio é a saída (RAYMER, 1992).

Para a seleção do aerofólio alguns aspectos devem ser levados em consideração, tais como sustentação, arrasto, coeficiente de sustentação de projeto, características de estol, razão de espessura e número de Reynolds de operação (RAYMER, 1992).

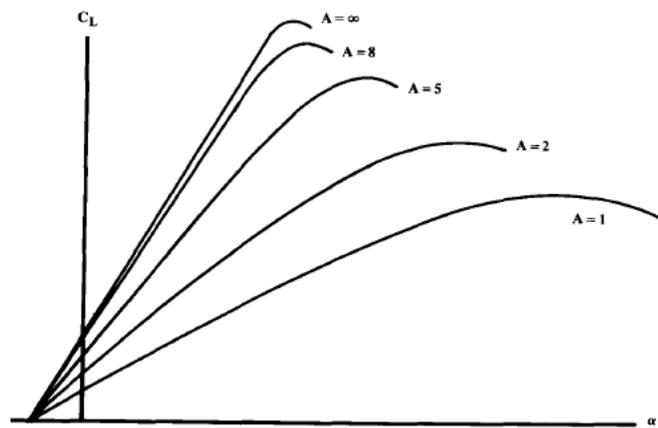
Sustentação e arrasto são dois aspectos muito importantes para a eficiência aerodinâmica, e a sua relação serve de parâmetro para medi-la. O coeficiente de sustentação de projeto deve ser tal que permita que a aeronave realize todas as fases de voo. O estol, momento em que a aeronave perde sustentação e começa a cair, pode acontecer de diferentes maneiras, sendo dependente das características do aerofólio. A razão de espessura de um aerofólio (razão entre sua espessura máxima e a sua corda) afeta a sustentação, arrasto, características de estol, peso estrutural da asa, e define o espaço disponível para estrutura e reservatórios. Deve-se sempre levar em consideração o número de Reynolds de operação pois o uso de um aerofólio

em um número de Reynolds significativamente diferente do qual ele foi projetado para operar, pode produzir características muito diferentes das esperadas (RAYMER, 1992).

2.3.2 Razão de Aspecto

Segundo Raymer (1992), asas com grande razão de aspecto A (razão entre o quadrado da envergadura e a área da asa) tem eficiência maior que asas com razão de aspecto pequena, devido, principalmente, aos efeitos aerodinâmicos que ocorrem na ponta das asas. Porém, quanto maior a razão de aspecto da asa, maior será o seu peso. No gráfico da Figura 2 pode-se observar o efeito da razão de aspecto A , no coeficiente de sustentação C_L .

Figura 2 - Efeito da razão de aspecto A no coeficiente de sustentação C_L .



Fonte: RAYMER (1992, p.50)

Para o caso hipotético de uma asa com envergadura infinita, $A = \infty$ na Figura 2, não há interferência dos efeitos 3-D (RAYMER, 1992), os quais diminuem a eficiência aerodinâmica. Ao observar a curva onde $A = 8$ pode-se verificar que asas com razão de aspecto maiores ou iguais a 8 tem um comportamento muito próximo ao de asas com razão de aspecto infinita, sendo esse um bom valor de razão de aspecto inicial do projeto visando equilíbrio entre o peso da asa e a eficiência aerodinâmica.

2.3.3 Razão de afilamento

Outro fator que influencia a eficiência aerodinâmica é a razão de afilamento da asa, que por sua vez é a razão entre a corda da ponta da asa e a corda na raiz da asa. O mínimo arrasto devido a sustentação da asa é obtido quando a distribuição de sustentação apresenta um formato elíptico, distribuição essa que é observada quando o planforme da asa (formato da asa planificado como uma vista superior) tem a forma de uma elipse. Entretanto, este formato de asa apresenta dificuldades de construção, e também a torna mais onerosa. Desta forma, razões de afilamento aplicadas a planformes trapezoidais devem ser consideradas. De forma a elevar a eficiência pode-se reduzir a corda na ponta da asa, e aumentar a da raiz. Uma razão de afilamento $\lambda = 0.45$ reduz significativamente as perdas aerodinâmicas, e aproxima a distribuição de sustentação àquela ideal, de formato elíptico. Já uma asa sem afilamento, ou seja, com razão de afilamento $\lambda = 1$, apesar de apresentar uma baixa eficiência aerodinâmica é a mais fácil e barata de ser construída (RAYMER, 1992).

2.3.4 Torção da asa

Outra maneira de mudar o formato da distribuição de sustentação é a torção da asa, que pode ser obtida rotacionando-se geometricamente a asa, ou seja, deixando o ângulo da ponta da asa diferente do ângulo da raiz, ou fazendo com que o ângulo de ataque para o qual não se produza sustentação, para aerofólio da raiz e do aerofólio da ponta da asa, sejam diferentes. Essa técnica também é utilizada para evitar que a ponta da asa perca sustentação, situação conhecida como estol de ponta de asa, a qual é muito indesejável, por provocar a perda do controle rotacional da aeronave. Valores característicos para torção de asa vão de 0 a 5 graus, sendo que com 3 graus de torção, verifica-se características de estol adequadas (RAYMER, 1992).

2.3.5 Ponta da asa

Grande parte dos efeitos aerodinâmicos que ocorrem nas pontas das asas, e prejudicam o desempenho da aeronave, podem ser determinados pela “facilidade” com a qual o ar da parte de baixo da asa, que se encontra em alta pressão, “escapa” ao redor da ponta para a parte

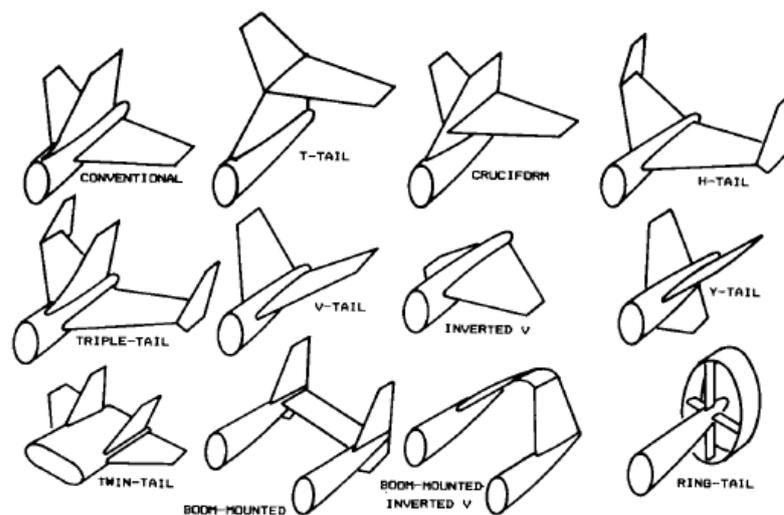
superior da asa. Essa “facilidade” pode ser reduzida alterando-se a forma da ponta da asa, agregando um acréscimo em termos de área de superfície (RAYMER, 1992).

2.4 GEOMETRIA DA CAUDA

A cauda de uma aeronave é um importante aparato que possibilita estabilizar, controlar e balancear alguns momentos produzidos na mesma. Um exemplo de momento a ser balanceado é o de arfagem, que pode ser alterado com a utilização de um estabilizador horizontal com um ângulo de incidência negativo tipicamente de 2 a 3 graus (RAYMER, 1992).

A escolha do arranjo da cauda de uma aeronave deve ser pautada na sua capacidade de estabilizar e controlar a aeronave e na sua influência no peso total da aeronave, sempre observando as limitações do projeto. Algumas das possíveis configurações de cauda para aeronaves podem ser observadas na Figura 3.

Figura 3 - Representação ilustrativa de algumas das diferentes configurações de cauda de uma aeronave



Fonte: RAYMER (1992, p.68)

O arranjo convencional, apresentado na Figura 3 proporciona estabilidade e controle adequados, com baixo peso, sendo utilizado para a maioria dos projetos de aeronaves (RAYMER, 1992).

As caudas das aeronaves são pequenas asas, e vários dos conceitos aplicados nas asas também se aplicam a elas. Um desses conceitos é o de que caudas sem razão de afilamento tem uma manufatura mais barata. Razões de afilamento típicas para estabilizadores horizontais

variam de 0,3 a 0,6, valores que também são aplicados a estabilizadores verticais. Razões de aspecto típicas para estabilizadores horizontais variam de 3 a 5, enquanto que para os estabilizadores verticais esses valores variam entre 1,3 e 2,0 (RAYMER, 1992).

De forma a evitar a perda do controle da aeronave, utiliza-se um ângulo de enflexamento para o estabilizador horizontal 5 graus maior que o ângulo de enflexamento da asa. Por outro lado, para o estabilizador vertical, em aeronaves de baixa velocidade, não há necessidade de um ângulo de enflexamento maior que 20 graus (RAYMER, 1992).

Em uma abordagem inicial pode-se estimar o tamanho da cauda baseando-se em dados de aeronaves anteriores. Esse método utiliza o cálculo do volume de cauda, a partir dos valores de:

- Área da asa (S_w);
- Envergadura da asa (b_w);
- Corda média da asa (\bar{C}_w);
- Braço de momento da cauda vertical (L_{VT});
- Braço de momento da cauda horizontal (L_{HT});
- Coeficiente de volume de cauda vertical (c_{VT});
- Coeficiente de volume de cauda horizontal (c_{HT}).

Os valores das áreas de cauda vertical (S_{VT}) e horizontal (S_{HT}) podem ser obtidos utilizando-se as equações 1 e 2 (RAYMER, 1992).

$$S_{VT} = c_{VT} b_w S_w / L_{VT} \quad (1)$$

$$S_{HT} = c_{HT} \bar{C}_w S_w / L_{HT} \quad (2)$$

Valores típicos para os coeficientes de volume de cauda vertical e horizontal para aeronaves agrícolas são 0,04 e 0,50 respectivamente (RAYMER, 1992).

2.5 FUSELAGEM

A fuselagem de uma aeronave é a casca na qual a carga é contida, e deve ser carregada por uma certa distância, numa determinada velocidade. Ela também é o membro estrutural

central, na qual as outras principais partes do avião devem ser conectadas (TORENBEEK, 1982).

Alguns fatores devem ser destacados, dentre os vários que afetam o projeto da fuselagem. O primeiro é o arrasto provocado pela mesma, o qual deve ser o mais baixo possível. Outro fator é a estrutura, que deve ser suficientemente forte, rígida, leve, e de manutenção barata e acessível. Além disso, de forma a minimizar os custos de operação, é desejável que a fuselagem seja o mais compacta possível, atentando-se também para os custos de manufatura. O último fator a ser destacado é o efeito aerodinâmico que a fuselagem causa na cauda, que deve ser levado em consideração no momento do projeto (TORENBEEK, 1982).

2.6 DESEMPENHO

Dois conceitos importantes para avaliação do desempenho de uma aeronave são a relação Tração-Peso (T/W), que consiste na razão entre a tração disponível nos motores da aeronave e o seu peso e a Carga alar (W/S), que é o peso da aeronave dividido pela área da asa. Um método utilizado para avaliar essas duas características em fases iniciais do projeto, chama-se análise de limitações. Para tal, pode-se utilizar um gráfico no qual é plotada a Tração-Peso em função da Carga alar, para que se possa alcançar requisitos de desempenho do projeto como distância de decolagem, razão de subida da aeronave, e a capacidade de realizar uma curva em mesmo nível a uma velocidade constante (GUDMUDSSON, 2014).

A equação 3 é utilizada para determinar T/W requerido para que a aeronave possa realizar a decolagem em um determinado comprimento de pista. Por meio da equação 4 é possível determinar T/W para que a aeronave possa realizar uma curva com um fator de carga n a uma velocidade constante. E por fim a equação 5 determina T/W necessária para uma taxa de subida desejada (GUDMUDSSON, 2014).

$$\frac{T}{W} = \frac{V_{LOF}^2}{2 \cdot g \cdot S_G} + \frac{q \cdot C_{D_{TO}}}{S} + \mu \cdot \left(1 - \frac{q \cdot C_{L_{TO}}}{S}\right) \quad (3)$$

$$\frac{T}{W} = q \cdot \left[\frac{C_{D_{min}}}{S} - k \cdot \left(\frac{n}{q}\right)^2 \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \right] \quad (4)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{V_V}{V} + \frac{q}{\left(\frac{W}{S}\right)} \cdot C_{D_{min}} + \frac{k}{q} \left(\frac{W}{S}\right) \quad (5)$$

Onde:

V_{LOF} = Velocidade de decolagem;

pouso utilizado possui rodas, podendo ser classificado em duas categorias, de acordo com a disposição das rodas em triciclo ou convencional. O trem de pouso triciclo é aquele que consiste em duas rodas principais, ou trem principal, geralmente localizado embaixo das asas, e uma roda frontal, ou trem do nariz. Atualmente a grande maioria das aeronaves possuem trem de pouso modelo triciclo, pois esta configuração fornece maior controle e estabilidade da aeronave em solo, além do melhor desempenho durante sua decolagem (RODRIGUES, 2014).

2.8 ESTABILIDADE E CONTROLE

2.8.1 Estabilidade estática

A análise de estabilidade estática visa obter os coeficientes de momento de arfagem ($C_{m\alpha}$), momento de arfagem para ângulo de ataque zero ($C_{m,0}$), momento de guinada ($C_{n\beta}$) e o momento de rolagem ($C_{l\beta}$), e assim verificar se os seus valores respeitam os critérios de estabilidade (NELSON, 1989).

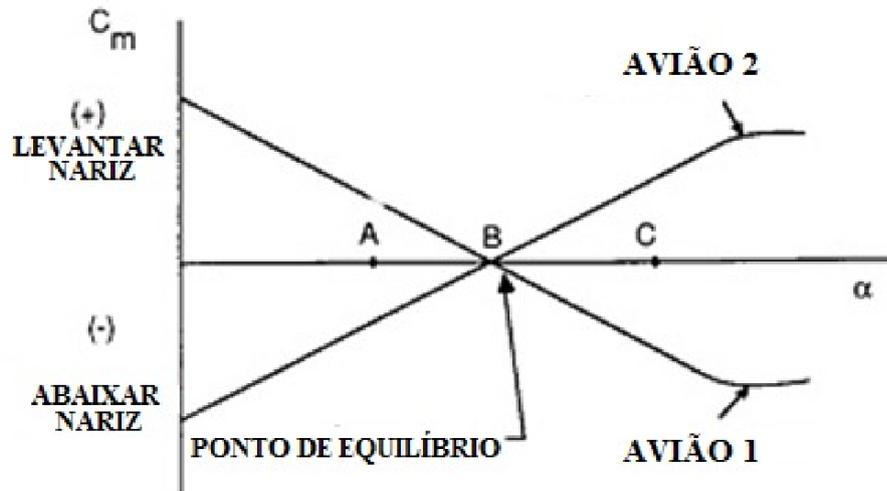
Segundo Nelson (1989), a estabilidade longitudinal, que é responsável por manter a aeronave estável em torno de um eixo paralelo a linha que liga a ponta de uma asa a outra, deve atender critérios referentes aos coeficientes $C_{m\alpha}$ e $C_{m,0}$. Portanto para uma aeronave estaticamente estável no plano longitudinal deve-se seguir que:

$$C_{m\alpha} < 0; \text{ e}$$

$$C_{m,0} > 0.$$

No gráfico da Figura 5, que relaciona o coeficiente de momento em torno do eixo y da aeronave C_m e o ângulo de ataque α , pode-se verificar o comportamento de tais parâmetros, sendo que, de acordo com a Figura 5, o AVIÃO 2, no gráfico, é considerado instável, enquanto o AVIÃO 1 encontra-se estável.

Figura 5 - Relação entre C_m e α de duas aeronaves hipotéticas.



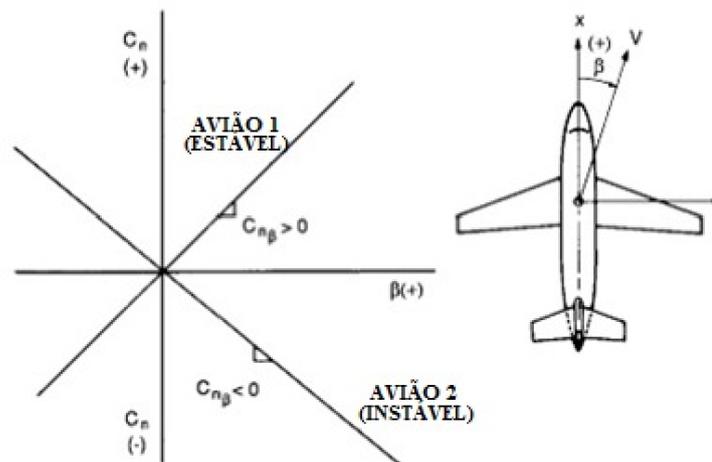
Fonte: NELSON (1989, p. 42)

Para que se tenha estabilidade estática direcional na aeronave (movimento em torno do eixo z), $C_{n\beta}$ deve ser positivo. Diferentemente da estabilidade longitudinal temos apenas um critério para a estabilidade estática direcional (NELSON, 1989).

A Figura 6 ilustra a aplicação deste critério, sendo que, neste caso, observa-se que o AVIÃO 1 será estável enquanto que o AVIÃO 2 será instável. Além disso, temos a referência de ângulo de derrapagem positivo quando o momento em torno do eixo z é positivo. Nelson (1989) define dessa maneira o critério de estabilidade como:

$$C_{n\beta} > 0.$$

Figura 6 - Relação entre C_n e o ângulo β de duas aeronaves hipotéticas.

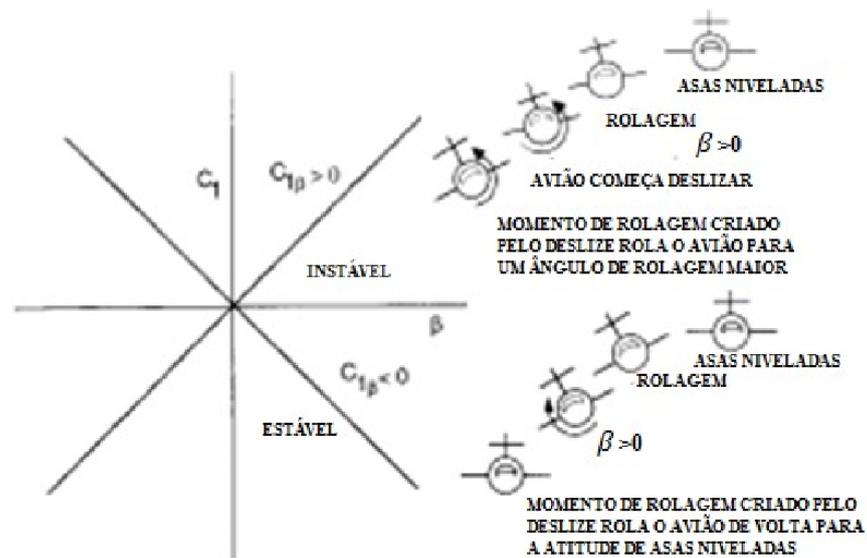


Fonte: NELSON (1989, p. 68)

O gráfico referente ao critério de estabilidade lateral é muito parecido com o gráfico de critério de estabilidade direcional, pelo fato de tratarmos de uma aeronave simétrica. A única diferença entre os gráficos é que para termos estabilidade lateral o coeficiente angular deve ser negativo, como pode ser observado na Figura 7. Com base nisso, Nelson (1989) estabelece o critério de estabilidade lateral como sendo:

$$C_{l\beta} < 0.$$

Figura 7 - Relação entre $C_{l\beta}$ e β para duas aeronaves hipotéticas.



Fonte: NELSON (1989, p. 73)

2.8.2 Estabilidade dinâmica

Para analisar a estabilidade dinâmica da aeronave são feitas as aproximações para os modos de voo Fugóide, Período Curto, Rolagem Pura, Rolagem Holandesa (*Dutch Roll*) e Espiral (ROSKAM, 2001).

Nas aproximações longitudinais temos o Fugóide que é caracterizado pela mudança de altitude, ângulo de arfagem em relação ao sistema referencial inercial (θ) e velocidade em x (u), com ângulo de ataque quase constante. A frequência natural e o fator de amortecimento são baixos. Já para o Período Curto é o contrário, nele têm-se variação do ângulo de ataque enquanto a variação da velocidade em x é quase nula, o fator de amortecimento e a frequência natural podem chegar a valores 10 vezes maiores que os do Fugóide (ROSKAM, 2001).

Segundo Roskam (2001), nas aproximações de movimento látero-direcional temos a Rolagem Pura que é o movimento de um único grau de liberdade, a rotação em torno de x . No modo Espiral temos variação dos ângulos de rolagem e de guinada em relação ao referencial inercial (ϕ e ψ , respectivamente) e também pequenas variações em β que não podem ser negligenciadas.

Ainda no movimento látero-direcional temos o modo de Rolagem Holandesa, que consiste em movimentos de derrapagem (β) e guinada, este modo é um par de complexos conjugados de frequência natural e fator de amortecimento com valores intermediários se comparados aos outros modos (ROSKAM, 2001).

Para Roskam (2001) todos estes modos devem ser estáveis, exceto pelo Espiral que é aceitável ser levemente instável. Através do mapa de polos temos a resposta dinâmica da aeronave e assim como na estabilidade estática, precisamos avaliar alguns critérios de estabilidade.

A especificação militar MIL-F 8785C que trata dos requisitos de qualidade de voo define alguns critérios para qualidade de voo de pequenas aeronaves (classe I), para todas as fases do voo. Para o caso das fases não terminais que são normalmente alcançadas usando manobras graduais, sem a necessidade de seguir rotas com precisão, denomina-se a categoria B. O nível com qualidade de voo adequada para cumprir a missão, mesmo que com um aumento na carga de trabalho do piloto ou redução na efetividade da missão é o nível 2.

Os critérios de qualidade de voo para nível 2 de aeronaves da classe I, em fases de voo da categoria B são: para o modo de voo Fugóide o fator de amortecimento ζ deve ser maior ou igual a zero; para o Período Curto ζ deve estar entre 0,2 e 2,0; para Rolagem Holandesa ζ deve ser maior que 0,02, a frequência natural ω deve ser maior que 0,4 e o produto das duas não pode ser menor que 0,05; para a Rolagem Pura temos que a constante de tempo τ não deve ser maior que 3,0; e por fim para o modo espiral tem-se que o tempo mínimo para se dobrar o ângulo de derrapagem β , após um distúrbio de 20° , é de 20 segundos.

2.8.3 Controle

Segundo Raymer (1992), os valores típicos recomendados para as superfícies de controle são tais que, para os ailerons têm-se a recomendação de que sua corda seja entre 15-25% da corda média da asa e de que sua envergadura seja entre 50 a 100% da envergadura da asa. Para o leme e o profundor comumente têm-se 100% ou aproximadamente 90% da

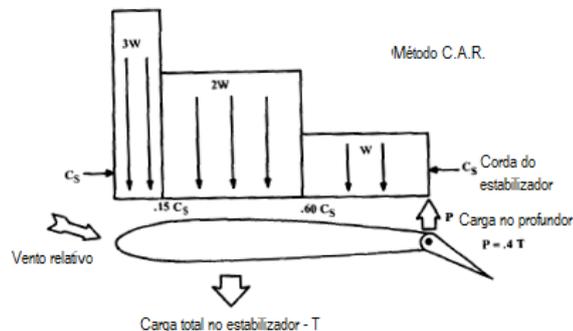
envergadura dos estabilizadores vertical e horizontal, respectivamente. Já para a corda recomenda-se utilizar entre 25-50%.

2.9 ESTRUTURA E MATERIAL

No âmbito do projeto conceitual as preocupações em relação a estrutura devem ser no sentido de garantir que haja espaço suficiente, e estimar o seu peso. Mas quando se pretende dimensionar e analisar a estrutura, é preciso antes calcular os carregamentos que atuam na aeronave. As maiores cargas em uma aeronave são provenientes de manobras, que podem ser expressadas pelo fator de carga n . Fatores de carga positivos para aviação geral variam entre 2,5 e 3,8, enquanto fatores de carga negativos vão de -1 a -1,5 (RAYMER, 1992).

Cargas na asa vêm da distribuição de sustentação sobre a mesma, e uma aproximação das cargas no estabilizador horizontal é apresentada por Raymer (1992), e pode ser observada na Figura 8.

Figura 8 – Representação esquemática da distribuição de carga no estabilizador



Fonte: Raymer (1992)

Onde W é o peso da aeronave, e a carga total T no estabilizador é o resultado da subtração da carga no profundor P , da resultante da carga distribuída ao longo da corda do estabilizador, sendo a resultante da carga distribuída 140% da carga total, e a carga no profundor 40%.

Apesar de serem mais leves, materiais compósitos tem alto custo de aquisição, além de tornarem a manufatura mais trabalhosa e mais cara. Isso é proveniente da necessidade de elaboração de moldes, alto padrão de controle, maior número de horas de trabalho, alto custo para produção e manutenção das ferramentas. Custos e limitações podem ser evitadas se o

projetista perceber que para alguns casos, não há necessidade de se utilizar materiais compósitos (GUDMUNDSSON, 2014).

2.10 MOTORIZAÇÃO ELÉTRICA

Segundo Souza (2015) as emissões de gases poluentes são uma preocupação mundial, e os maiores poluidores são os veículos que se utilizam a queima de combustíveis fósseis como fonte direta na motorização. Esse tipo de veículo também tem um maior custo de operação se comparados aos de motores elétricos. Dessa forma, aeronaves elétricas podem reduzir completamente as emissões de poluentes e diminuir os custos de operação.

2.11 VANT'S DE PULVERIZAÇÃO

Existem no mercado muitos modelos de VANT's multi rotores para pulverização agrícola. Numa pesquisa realizada pelo autor levantou-se algumas características importantes de 13 modelos de VANT's multi rotores. A lista desses modelos e suas características são apresentadas na Tabela 2.

Tabela 2 - Lista de VANT's multi rotores pesquisados

Modelo	Capacidade	MTOW	Autonomia	Velocidade
X406 6 kg class	6 kg	12 kg	18-20 min	1-10 m/s
X810 10KG	10 kg	23 kg	18-20 min	1-10 m/s
X815 15KG	15 kg	28 kg	18-20 min	1-10 m/s
X820 20KG	20 kg	34 kg	18-20 min	1-10 m/s
YM-6160	10 kg	21,9 kg	10-15 min	5-10 m/s
HZX-10	10 kg	25 kg	20-30 min	0-18 m/s
JT Sprayer 6-606	6kg	15 kg	10-15 min	0-12 m/s
JT 10L-608	10 kg	28 kg	10-15 min	0-12 m/s
JT 15L-606	15 kg	35 kg	10-15 min	0-12 m/s
JT 15L-608	15 kg	40 kg	10-15 min	0-12 m/s
Agras MG-1	10 kg	22,5 kg	10 min	0-22 m/s
MTB-MR3250	10 kg	25 kg	35 min	0-15 m/s
Pelicano	10 kg	25 kg	10-15 min	5-10 m/s

Fonte: O Autor (2017)

Com valores de aquisição de até 20 mil dólares, esses VANT's tem uma baixa eficiência energética, pois toda sua sustentação é proveniente da rotação de suas hélices, que

consumindo energia proveniente de suas grandes baterias (da ordem de 12000 mAh), geram valores de empuxo que ultrapassam quatro vezes o valor de seu peso.

2.12 DISPOSITIVOS DE PULVERIZAÇÃO

Existem basicamente cinco formas possíveis para aplicação de defensivos por via líquida, segundo Azevedo (2006) que se resumem em:

- **Pulverização** – produz-se gotas através do bombeamento do líquido sob pressão para o bico;
- **Atomização centrífuga** - libera-se uma pequena quantidade de líquido sobre uma gaiola ou um disco (cilíndrico) que gira a uma grande velocidade fracionando o líquido em gotas de 60 a 70 μm . A vazão desses aparelhos é de 0,5 a 2,0 l/há (litros por hectare);
- **Atomização gasosa** – injeta-se uma pequena quantidade de calda com inseticida em uma corrente de ar. As gotas formadas têm um diâmetro de 90 a 100 μm . A vazão desse método está entre 10 e 15 l/ha, quando diluído em água, e de 2 a 10 l/ha, quando o inseticida é formulado em óleo;
- **Aplicação térmica (nebulizador)** - no qual o fluido de arraste é um gás quente, proveniente da combustão do óleo diesel, sendo aplicada em florestas (seringais) e também utilizada em ambientes fechados como residências e formigueiros. Nesse método são geradas partículas que medem em torno de 15 a 50 μm ;
- **Aplicação eletrodinâmica** – neste processo a subdivisão do líquido em gotas é feita através da geração de um campo elétrico entre o bico e o alvo formando uma corrente de até 20 mil volts. A vazão é de 0,2 a 2,0 l/ha, dependendo do bico e velocidade do aplicador.

Há uma classificação básica para os bicos utilizados para pulverização, sendo que os bicos para área total são usados para aplicações típicas com aplicador de barra, normalmente deposição de jato plano. Bicos para pulverização em faixas, são usados apenas quando são necessárias aplicações em uma área específicas ou em faixa, normalmente produzem jatos com deposição uniforme. Bicos especiais são utilizados em diferentes tipos de aplicações tais como pomares e videiras, sendo normalmente indicados para pulverização de alta pressão. Três tipos de bicos especiais e suas características são apresentados na Tabela 3.

Tabela 3 – Ilustração característica de bicos especiais de pulverização

TIPO DE BICO	FORMATO DO JATO	CARACTERÍSTICAS
Jato Plano		Pulverização de jato plano com perfil padrão para cobertura uniforme. Pressão nominal máxima de 20 bar.
Jato cônico		Produz gotas menores para cobertura total Pressão máxima de pulverização até 20 bar.
Jato Cônico Vazio		O padrão finamente atomizada proporciona cobertura total. Pressão nominal máxima de 20 bar. Ângulo de pulverização de 80° a 7 bar.

Fonte: Teejet (2017)

2.13 VOO EM PEQUENAS PROPRIEDADES RURAIS

Uma das primeiras partes da missão de uma aeronave é decolar, e para que possa-se cumprir essa importante fase, deve-se ter acesso a uma pista de decolagem. Em pequenas propriedades rurais o uso de uma pista improvisada pode se fazer necessário. Para fins de avaliar o comprimento que essas pistas improvisadas podem alcançar, uma pesquisa no Google Maps® utilizando a ferramenta de medir distância foi realizada pelo autor, em pequenas propriedades rurais previamente conhecidas e em locais com características apropriadas para que se possa improvisar uma pista de decolagem. A Figura 9 apresenta o estudo realizado pelo autor, evidenciando o comprimento desses locais.

Figura 9 - Locais com características apropriadas para pista de decolagem



Fonte: O Autor (2017)

Verifica-se que, mesmo que por uma pequena amostragem, o comprimento da pista de pelo menos 80 m se faz disponível para pouso e decolagem.

2.14 TRANSPORTE EM PICAPES

O espaço disponível para transporte em caçambas de picapes pode ser estimado a partir das dimensões das traseiras das caminhonetes mais populares no Brasil. A Figura 10 apresenta as dimensões de quatro das mais populares caminhonetes do país.

Figura 10 – Quadro comparativo de dimensões de caçamba de picapes



Fonte: UOL (2017)

Estima-se o espaço disponível na parte interna, considerando obstáculos, na Figura 11.

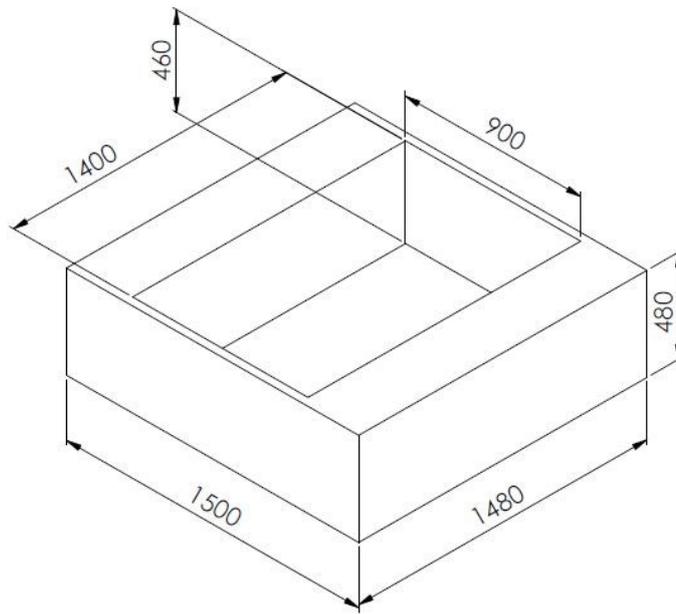
Figura 11 – Demonstração do espaço interno da caçamba de uma picape



Fonte: O Autor (2017)

Conclui-se que é possível transportar na traseira de uma picape uma caixa com as dimensões mostradas na Figura 12.

Figura 12 - Dimensões em mm de uma caixa a ser transportada na caçamba de uma caminhonete



Fonte: O Autor (2017)

3. METODOLOGIA

Neste projeto desenvolveu-se cinco etapas de um projeto conceitual de aeronaves, sendo elas: projeto aerodinâmico, de pesos, propulsivo, de estabilidade e do trem de pouso. De forma a nortear o desenvolvimento destes projetos a missão a ser realizada pela aeronave foi definida no início do processo.

Com a missão definida, levantou-se os requisitos para a aeronave a ser desenvolvida, seguindo-se para a elaboração do diagrama de limitações abordado e sugerido por Gudmundsson (2014), descobrindo-se assim valores de Tração-Peso e Carga Alar para o projeto.

Em seguida, limitou-se a envergadura da asa para o projeto aerodinâmico, escolhendo-se o perfil aerodinâmico a ser usado na asa da aeronave, baseando-se nas características desejadas para o comportamento da aeronave, a partir dos requisitos de projeto. Definiu-se então uma configuração biplana para a aeronave. Ainda em relação ao projeto aerodinâmico definiu-se a geometria da cauda a partir de recomendações da literatura.

Para a obtenção do projeto propulsivo, optou-se por uma motorização elétrica, na qual fez-se a seleção do motor, a análise de consumo do mesmo, definindo-se a capacidade de carga necessária para a aeronave.

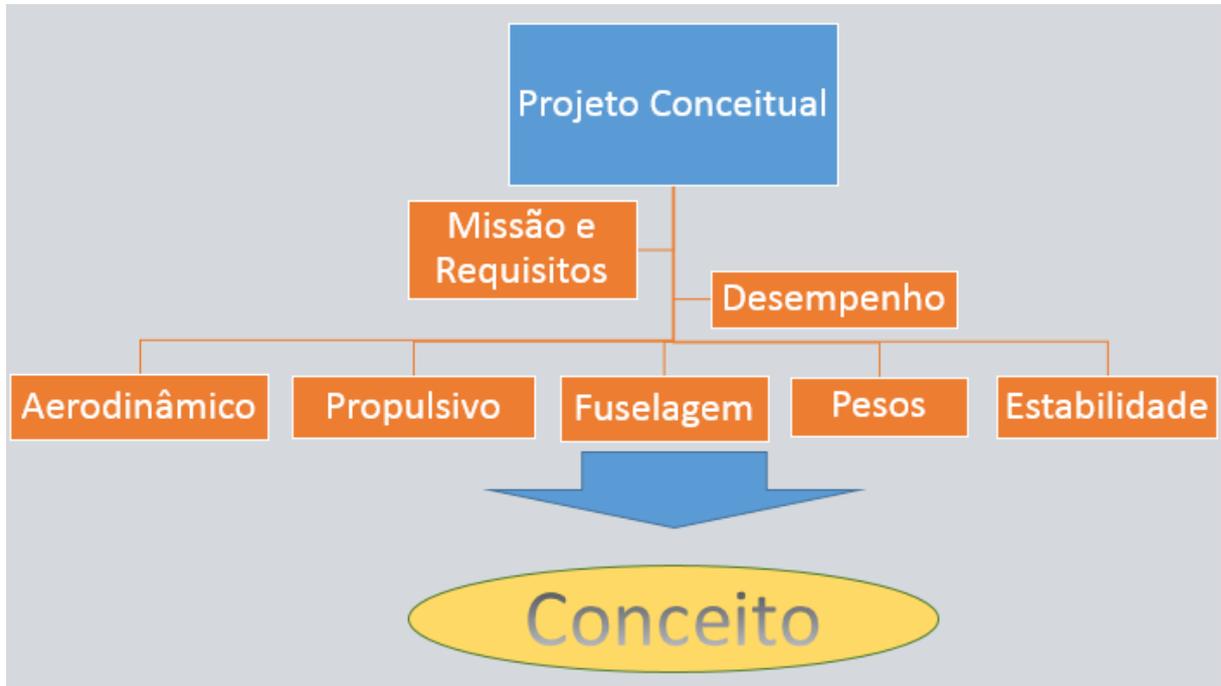
A fuselagem foi definida a partir da necessidade de alocação da estrutura, reservatórios, eletrônica, e da posição do motor. Logo após foi realizada uma análise dos pesos na aeronave, o que teve influência das principais cargas estruturais a serem suportadas, do sistema de pulverização e uma estimativa do passeio do CG pode ser realizada.

Definir o trem de pouso envolveu escolher o tipo, seguir recomendações da literatura para que aeronave possa ter estabilidade em solo em relação a ângulos entre os contatos do trem de pouso com o solo e o centro de gravidade da aeronave.

Após esses processos, uma análise de estabilidade foi realizada com auxílio do software AVL e também do software SolidWorks para obtenção das propriedades de massa. Essa análise foi feita tanto para estabilidade estática quanto para dinâmica.

Um esquema da metodologia empregada no presente trabalho é apresentado na Figura 13.

Figura 13 - Metodologia empregada para a elaboração do projeto conceitual da aeronave de pulverização agrícola



Fonte: O Autor (2017)

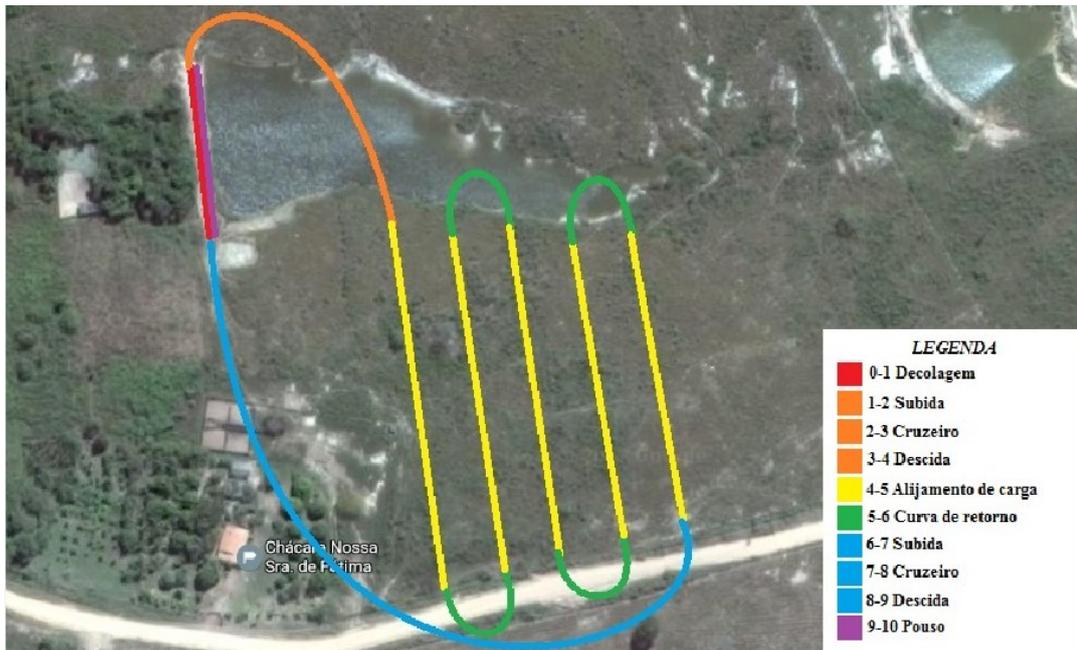
4. PROJETO CONCEITUAL

O processo de desenvolvimento de uma nova aeronave tem o objetivo de trazer ao mercado um produto útil, capaz de reduzir custos de aquisição e operação, enquanto melhora o desempenho da tecnologia anterior. Para que isso possa ser alcançado é preciso balancear as relações de compromisso entre as várias disciplinas e requisitos que envolvem o programa. E esse é o papel do projetista, o qual deve encontrar soluções para diferentes problemas sem que essa solução prejudique o projeto como um todo. Quando este obtêm sucesso em sua tarefa, o resultado é uma aeronave leve, de bom desempenho, fácil de se manobrar, com uma estrutura forte e leve, com baixo custo de manufatura e operação, entre outras (GUDMUNDSSON, 2014).

4.1 MISSÃO

A aeronave a ser projetada deve decolar, em pistas de pequenas e médias propriedades rurais, carregada de insumos a serem pulverizados, realizar um voo até o local da pulverização (1000 m), aplicar os insumos na vegetação por até 10 minutos, e retornar para pista onde realizará o pouso (1000 m). A Figura 14 contém uma representação da missão a ser cumprida pela aeronave projetada.

Figura 14 – Representação da missão a ser cumprida



Fonte: O Autor (2017)

4.2 REQUISITOS DE PROJETO

Para que se possa definir os requisitos do projeto, deve-se considerar as necessidades dos futuros clientes do projeto estudado, as características das aeronaves já existentes para este tipo de aplicação, o regulamento especial para utilização de aeronaves não tripuladas da ANAC e também a missão a ser realizada. Observando todos estes pontos, e no intuito de se obter uma aeronave que se encaixe na classe 3 da classificação da ANAC (evitando complexidades de certificações), levantou-se os seguintes requisitos:

- Ser controlada remotamente;
- Ser ambientalmente amigável;
- Ter a característica de realizar processo de pulverização agrícola;
- Operar até 30 m de altura no interior do Brasil (1000 m de altitude);
- Ter dimensões que permita-a ser transportada em uma caminhonete (que desmontada possa ser colocada em uma caixa de 140x90x48 cm);
- Ter autonomia suficiente para completar a missão (1000 m de cruzeiro + 10 min de pulverização + 1000 m de cruzeiro);

- Apresentar peso máximo de decolagem menor que 25 kg e com carga paga de 15 kg (peso vazio de 0,4 *MTOW*, sendo que segundo Raymer valores típicos variam de 0,3 a 0,7);
- Decolar em uma pista com até 80 m;
- Ter uma velocidade de cruzeiro igual a 20 m/s (velocidade alcançada por alguns VANT's de pulverização);
- Ter características que permitam a pulverização com sistemas disponíveis (velocidade de estol menor ou igual a 12 m/s; $C_{l,máx} = 1,8$);
- Ter eficiência de pulverização de pelo menos 2 hectares por hora (capacidade de pulverização de 3 l/min);
- Apresentar estabilidade (cumprir os requisitos de qualidade de voo segundo a norma MIL-F 8785C, para classe I, categoria B, nível 2);
- Possuir componentes que favoreçam sua montagem e desmontagem facilmente.

4.3 DIAGRAMA DE LIMITAÇÕES

Seguindo a metodologia apresentada por Gudmundsson (2014) construiu-se o diagrama de limitações do projeto com as equações (3), (4), (5) e os seguintes dados:

- Para curva sustentada:

$$C_{Dmin} = 0,015 (C_{Dmin} \text{ estimado da aeronave});$$

$$k = 0,0108 (k \text{ de perfil aerodinâmico});$$

$$q = 245 (\text{pressão dinâmica para } 20 \text{ m/s});$$

$$n = 3 (\text{fator de carga escolhido para o projeto, a partir dos valores típicos});$$

- Para subida:

$$C_{Dmin} = 0,015 (C_{Dmin} \text{ estimado da aeronave});$$

$$k = 0,0108 (k \text{ de perfil aerodinâmico});$$

$$V_V = 1,0 (\text{Velocidade vertical de subida escolhida por conveniência});$$

$$V = 20 \text{ m/s} (\text{Velocidade de cruzeiro});$$

$$q = 127 (\text{Pressão dinâmica a } 14,4 \text{ m/s} (1,2 \text{ a velocidade de estol})).$$

- Para decolagem:

$$V_{LOF} = 13,2 \text{ m/s} \text{ (1,1 a velocidade de estol);}$$

$$q = 63,5 \text{ (Pressão dinâmica para } v = \frac{V_{LOF}}{\sqrt{2}});$$

$$C_{DFO} = 0,02 \text{ (Coeficiente de arrasto na decolagem estimado);}$$

$$S_G = 80 \text{ (Comprimento de pista mínimo para projeto);}$$

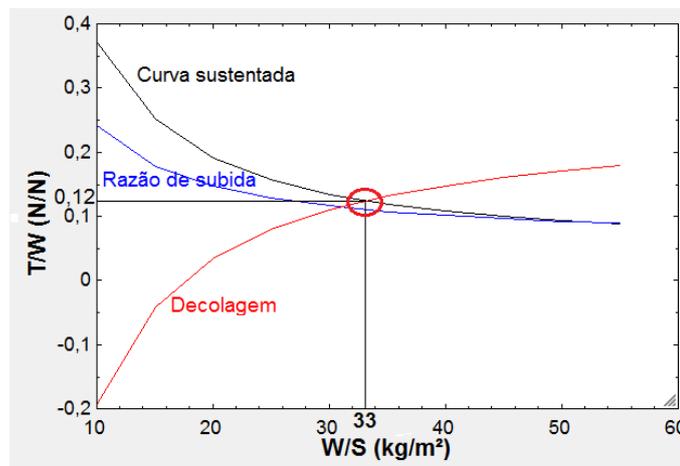
$$g = 9,81 \text{ (Aceleração da gravidade);}$$

$$\mu = 0,15 \text{ (Coeficiente de atrito entre a aeronave e o solo indicado pela referência);}$$

$$C_{LFO} = 0,7 \text{ (estimativa de coeficiente de sustentação para } v = 13,2 \text{ m/s.}$$

O diagrama obtido na análise de desempenho, para diferentes fases da missão a ser realizada pela aeronave projetada, pode ser observado na Figura 15.

Figura 15 - Diagrama de limitações para análise de desempenho



Fonte: O Autor (2017)

Obteve-se dessa maneira T/W e W/S ótimos de projeto, respectivamente 0,12 e 33. Porém por um erro de interpretação do autor, os valores de partida adotados para T/W e W/S foram respectivamente, 0,16 e 12,75. Fato que não condena o estudo e pode ser corrigido em uma próxima iteração de projeto.

4.4 PROJETO AERODINÂMICO

4.4.1 Limitação da envergadura

Para que a aeronave possa ser carregada na caçamba de uma de uma caminhonete, a sua envergadura máxima deve ser de 1,4 m, ou uma configuração de asa desmontável deve ser utilizada. Esta última opção implica em um aumento de peso, devido a reforços estruturais necessários. Mas mesmo assim ainda é mais viável de um ponto de vista aerodinâmico, tendo em mente que o $MTOW = 25\text{ kg}$ e que $W/S = 12,75$ e uma área de $1,96\text{ m}^2$ de asa deve ser alcançada, algo que complicaria a aerodinâmica se tivesse que ser feito em uma envergadura de 1,4 m. Mas mesmo utilizando-se uma configuração desmontável, decidiu-se limitar a envergadura a 2,8 m a fim de que se desmonte a asa em no máximo duas partes, evitando complexidades no momento da montagem.

4.4.2 Seleção do aerofólio

A seleção do aerofólio foi realizada seguindo recomendações de Gudmudsson (2014). A primeira fase foi uma pesquisa por aerofólios, a qual foi baseada na espessura (maior que 13%, a fim de se alocar reservatórios e estrutura dentro da asa), aerofólios utilizados em aeronaves agrícolas (pela similaridade da operação) e em planadores (por operarem em regime de baixo Reynolds). A fase final do processo foi a construção de uma tabela de pontuação para diferentes aspectos dos aerofólios previamente selecionados. Esta pode ser observada na Tabela 4.

Tabela 4 - Análise comparativa entre aerofólios previamente selecionados

Parâmetro	Aerofólio								Pontuação				Critério			
	NREL's S804	EPPLER 1211	SD7062	SM701	NASA GA(W)-1	GOE 284	USA-35B	NACA 4415								
Re para estol (aprox.)	3.5E+05															
Re para cruzeiro (aprox.)	6.00E+05															
Clmax de projeto	1.8															
Cl de cruzeiro	0.5															
Razão de espessura (%)	17.9	18	14	16	17	17.7	11.6	15	1	1	1	1		>16.2		
Cl @ AOA = 0	0.6234	0.5054	0.4583	0.551	0.516	0.4911	0.6178	0.4342	1	1	1	1		<0.55;>0.45		
AOA @ Cl = 0	-5.37	-4.46	-4.5	-5.25	-4.25	-4.75	-6	-4.5								
Clmax (Re = 0.35e6)	1.88	1.69	1.61	1.56	1.52	1.48	1.46	1.45	1	1	1	1		>1.69		
Clmax (Re = 0.35e6, flap)	2.02	2.09	2	1.86	1.85	1.85	1.65	1.77	1	1	1	1		>1.8		
AOA @ Clmax	14.75	14.8	16.5	15.25	17	10	12.25	15	1	1	1	1	1	>15.3		
AOA @ Clmax (flap)	5.75	11	10	10.8	14	5.5	3.75	10			1			>12.6		
Características de estol (A, B, C)	C	B	A	B	A	A	A	A	1	1	1	1	1	A		
Cdmin	0.00908	0.01048	0.00762	0.00746	0.00816	0.009	0.00803	0.00737	1	1	1	1	1	<0.0081		
Cl @ Cdmin	0.2784	0.1093	0.6674	0.2385	0.0924	0.92	0.8052	0.5159						<0.55;>0.45		
(Cl/Cd)max	106.74	98.78	107.76	100.96	97.9257	106.14	105.11	106.1966	1	1	1	1	1	>97		
Cl @ (Cl/Cd)max	1.6471	1.3069	1.1089	0.8703	0.897	0.9733	1.0396	1.0694		1	1			<0.957		
Cm de cruzeiro	-0.1307	-0.0945	-0.0848	-0.1234	-0.1172	-0.089	-0.0874	-0.084			1	1	1	>-0.0924		
Cl de cruzeiro está na bacia de arrasto?	sim	sim	sim	sim	sim	não	não	sim	1	1	1	1	1	sim		
(Cl/Cd) de cruzeiro	64	45	64	51	55	35	51	67	1	1			1	>60		
								Soma	6	6	9	6	9	6	4	8

Fonte: O Autor (2017)

Os aspectos analisados foram:

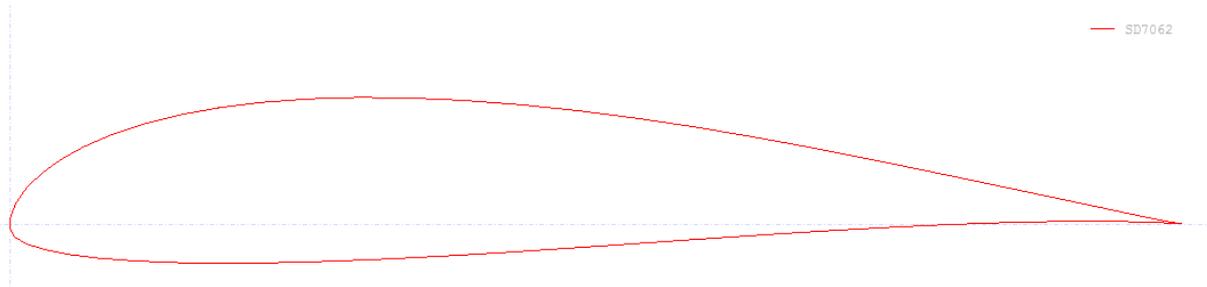
- Razão de espessura;
- Coeficiente de sustentação (C_l) para ângulo de ataque (α) zero;
- α para C_l zero;
- C_l máximo (C_{lmax}) na decolagem;
- C_{lmax} na decolagem (considerando flap);
- α para C_{lmax} ;
- α para C_{lmax} (considerando flap);
- Características de estol;
- Coeficiente de arrasto mínimo (C_{dmin});
- C_l para C_{dmin} ;
- $\frac{C_l}{C_d} max$;
- C_l para $\frac{C_l}{C_d} max$;
- Coeficiente de momento (C_m) de cruzeiro;
- Bacia de arrasto;
- $\frac{C_l}{C_d}$ de cruzeiro.

Um critério de 10% em torno do melhor valor (dentre os comparados) foi utilizado para comparações numéricas, sendo que todos os aerofólios que estavam dentro desse critério, pontuavam no aspecto analisado.

Ao fim da análise de pontuação dois aerofólios (SD7062 e NASA GA W-1) estavam com a pontuação empatada, sendo que o SD7062 foi escolhido por se destacar nos aspectos de C_{lmax} na decolagem, coeficiente de momento (C_m) de cruzeiro e $\frac{C_l}{C_d}$ de cruzeiro.

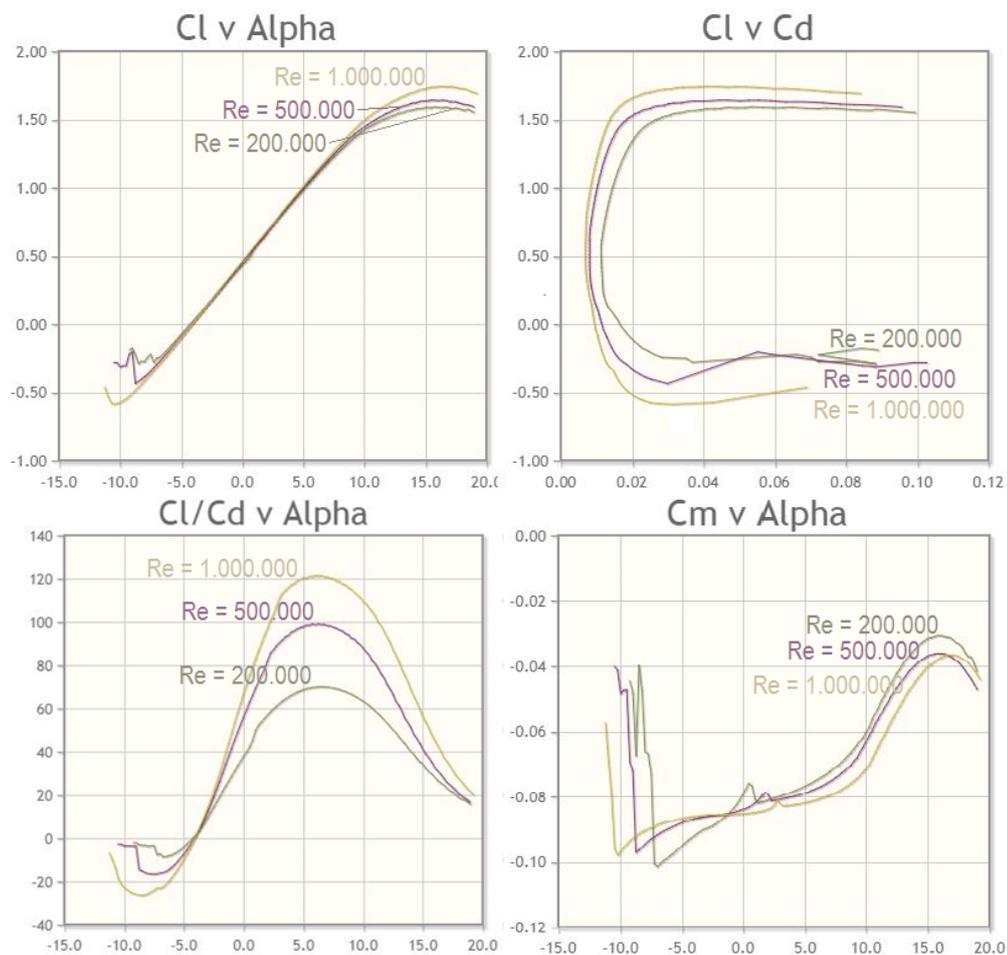
O perfil aerodinâmico SD7062 e suas curvas polares são apresentados nas Figuras 16 e 17.

Figura 16 - Perfil aerodinâmico SD7062



Fonte: O Autor (2017)

Figura 17 - Curvas polares do perfil aerodinâmico SD7062



Fonte: Airfoil Tools (2017)

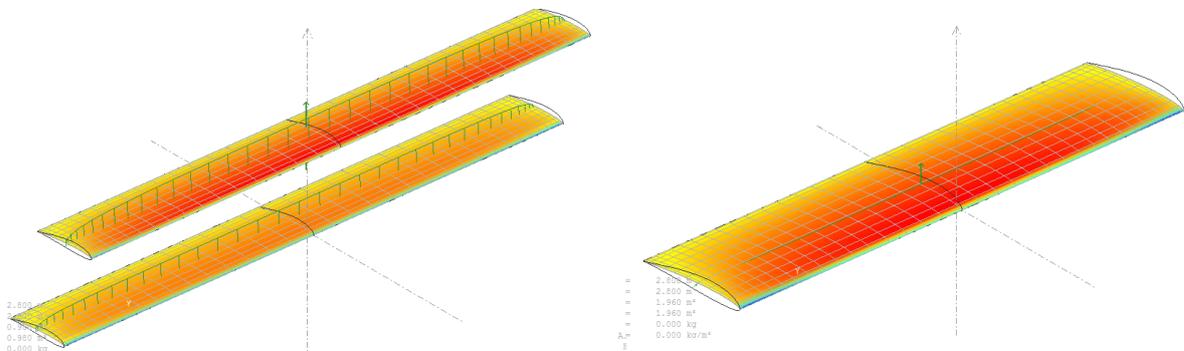
4.4.3 Configuração biplana

Segundo Raymer (1992) quando a envergadura de uma aeronave é limitada, a escolha por uma configuração biplana, aumentando-se a razão de aspecto A , pode trazer o benefício da redução do arrasto induzido, contribuindo positivamente para o aumento da eficiência aerodinâmica da aeronave.

Com o intuito de se beneficiar das vantagens oferecidas pela configuração biplana, uma análise comparativa entre a configuração biplana e a configuração de asa única foi realizada no *software* XFLR5. Nessa análise manteve-se a área total $S = 1,96 \text{ m}^2$, envergadura $b = 2,8 \text{ m}$ e razão de afilamento $\lambda = 1$. Para a configuração de asa única utilizou-se uma corda $c = 0,7 \text{ m}$ e para a configuração biplana uma corda $c = 0,35 \text{ m}$. Utilizou-se apenas a configuração de asa reta (sem afilamento, $\lambda = 1$) nessa análise, pelo fato desse tipo de asa ser mais simples e barata de ser construída.

A Figura 18 evidencia as duas configurações, e a Tabela 5 apresenta os resultados das análises para condições de cruzeiro.

Figura 18 – Configurações de asa analisadas no *software* XFLR5



Fonte: O Autor (2017)

Tabela 5 - Resultados da comparação entre as configurações biplana e asa única

Configuração	$S \text{ (m}^2\text{)}$	$b \text{ (m)}$	$c \text{ (m)}$	A	$v \text{ (m/s)}$	$\alpha \text{ (}^\circ\text{)}$	C_l	C_d	C_l/C_d
Biplana	1,96	2,8	0,35	8	20	3,0	0,505	0,024	21,10
Asa única	1,96	2,8	0,7	4	20	3,9	0,503	0,027	18,35

Fonte: O Autor (2017)

Com a indicação da referência e também com o resultado obtido nesta análise optou-se pela configuração biplana, na qual foram verificados melhores níveis de eficiência aerodinâmica, a qual pode ser medida através do parâmetro $\frac{C_l}{C_d}$.

4.4.4 Geometria da cauda

De forma a definir a geometria da cauda e o comprimento da fuselagem, utilizou-se a abordagem apresentada na seção 2.6, aplicando-se os parâmetros, retirados das decisões tomadas neste projeto e de valores típicos indicados pela referência, para o cálculo da geometria das superfícies da cauda:

- Área da asa: $S_w = 1,96 \text{ m}^2$;
- Envergadura da asa: $b_w = 2,8 \text{ m}$;
- Corda média da asa: $\bar{C}_w = 0,35 \text{ m}$;
- Comprimento da fuselagem: $L_F = 0,7 \cdot b_w$ (70% da envergadura da asa);
- Braço de momento da cauda vertical: $L_{VT} = 0,65 \cdot L_F - 0,75 \cdot c_{r_{VT}}$;
- Braço de momento da cauda horizontal: $L_{HT} = 0,65 \cdot L_F - 0,75 \cdot c_{HT}$;
- Coeficiente de volume de cauda vertical: $c_{VT} = 0,04$;
- Coeficiente de volume de cauda horizontal: $c_{HT} = 0,5$;
- Razão de aspecto da cauda vertical: $A_{VT} = 2$;
- Razão de aspecto da cauda horizontal: $A_{HT} = 3$;
- Razão de afilamento da cauda vertical: $\lambda_{VT} = 0,5$;
- Razão de afilamento da cauda horizontal: $\lambda_{HT} = 1,0$;

A Tabela 6 apresenta os resultados obtidos na análise do volume de cauda:

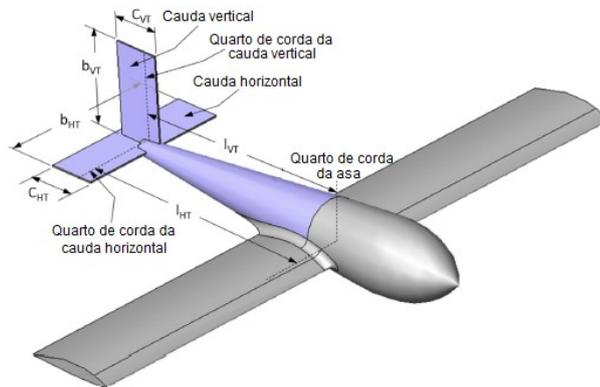
Tabela 6 - Dimensões calculadas na análise do volume de cauda

Dimensão	Símbolo (unidade)	Resultado
Comprimento da fuselagem	$L_F (m)$	1,96
Braço de momento da cauda vertical	$L_{VT}(m)$	0,93
Braço de momento da cauda horizontal	$L_{HT}(m)$	1,02
Área do estabilizador vertical	$S_{VT}(m^2)$	0,236
Área do estabilizador horizontal	$S_{HT}(m^2)$	0,335
Corda na raiz do estabilizador vertical	$c_{R_{VT}}(m)$	0,458
Corda na ponta do estabilizador vertical	$c_{T_{VT}}(m)$	0,229
Corda do estabilizador horizontal	$c_{HT}(m)$	0,334

Fonte: O Autor (2017)

A Figura 19 apresenta uma representação desses valores em um esboço simplificado de uma aeronave.

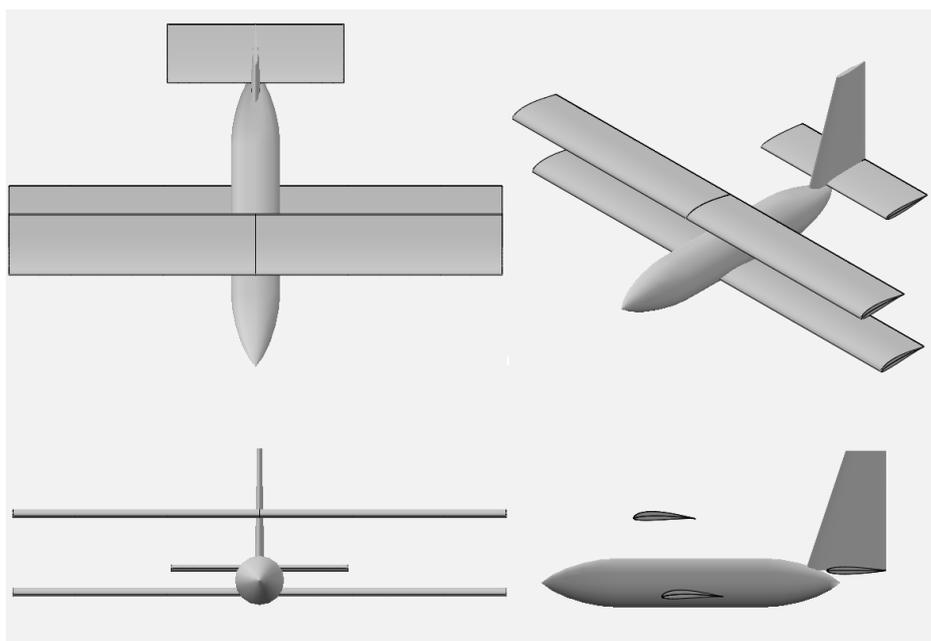
Figura 19 – Representação das dimensões da cauda



Fonte: Gudmundsson (2014)

As distâncias vertical e horizontal entre as duas asas influenciam um grande número de parâmetros relacionados com aerodinâmica, estrutura, estabilidade da aeronave e merecem um estudo detalhado, o qual não está inserido no escopo do presente projeto. Escolhendo-se valores arbitrários e razoáveis para essas distâncias foi possível obter um primeiro esboço da aeronave, o qual é apresentado na Figura 20.

Figura 20 - Primeiro esboço da aeronave projetada nesse estudo



Fonte: O Autor (2017)

4.5 PROJETO DE PROPULSÃO

Alinhado com o pensamento de Sousa (2015), e com o intuito de se obter uma aeronave ambientalmente amigável, decidiu-se por utilizar um sistema propulsivo elétrico.

4.5.1 Seleção do motor

Para o dimensionamento do motor, utilizou-se a equação 6, a qual é apresentada por Raymer (1992).

$$\frac{T}{W} = \left(\frac{550 \cdot \eta_p}{V} \right) \cdot \left(\frac{hp}{W} \right) \quad (6)$$

Com $\frac{T}{W} = 0,16$, $\eta_p = 0,82$, $V = 20 \text{ m/s}$, e $W = 245,3 \text{ N}$ (25 kg), determinou-se como potência necessária para o motor 1,74 hp, equivalente a 1298 W. A partir desse valor, realizou-se uma pesquisa e selecionou-se o motor Turnigy Aerodrive SK3 – 4250-410KV, o qual tem uma potência de 1310 W e pode chegar até 9000 RPM, para ser utilizado na configuração de monomotor trator. A Figura 21 apresenta uma imagem desse motor que possui 140 mm de comprimento, 65 mm de altura e 40 mm de largura.

Figura 21 - Motor Turnigy Aerodrive SK3 – 4250-410KV



Fonte: HobbyKing (2017)

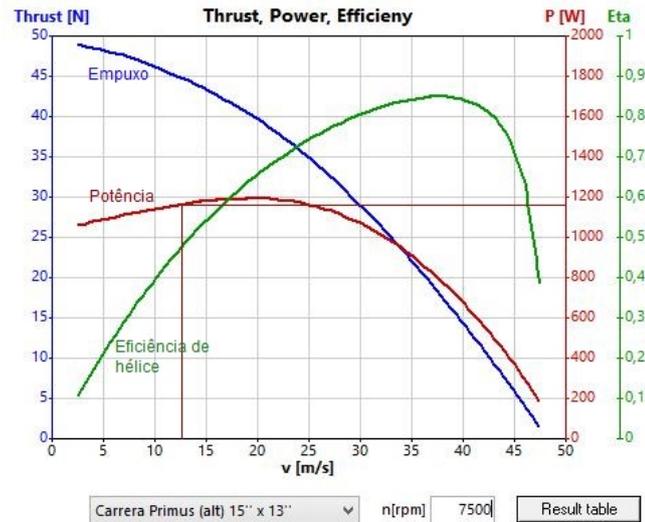
4.5.2 Análise de consumo

A análise de consumo foi realizada com base em uma missão de 15 minutos, 1 minuto com potência total de motor (decolagem e subida), e 14 minutos com potência de cruzeiro com a aeronave carregada, visando a segurança e considerando a necessidade de se voar todo o tempo da missão sem alijar carga, por alguma falha que o piloto não perceba. Para calcular as

potências utilizadas pelo motor nessas duas situações utilizou-se o *software PropCalc*, e selecionou-se uma hélice 15" x 13" a qual foi capaz de fornecer o empuxo necessário para a decolagem e apresenta boa eficiência em cruzeiro.

A Figura 22 representa a situação de decolagem do sistema propulsivo.

Figura 22 - Curvas de propulsão para o conjunto de hélice-motor na decolagem



Fonte: O Autor (2017)

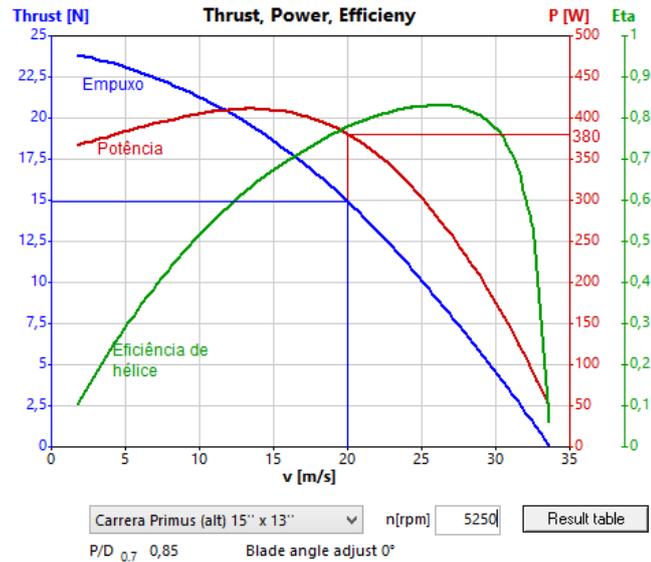
Com níveis de empuxo superiores a 40 N durante toda a decolagem e subida, considerando que são necessários $0,16 \cdot W = 39,25 \text{ N}$, 7500 RPM (rotação considerada para a decolagem e subida) são suficientes para suprir a necessidade da aeronave nesta fase do voo. Essa rotação aplicada nos níveis de velocidade da missão requer uma potência do motor próxima de 1200 W, sendo esta a potência utilizada para o cálculo do consumo.

Para o cruzeiro o motor deve fornecer empuxo suficiente para que a aeronave vença o arrasto, portanto o empuxo (T) deve ser igual a força de arrasto D. Uma estimativa do coeficiente de arrasto, em cruzeiro, foi feita utilizando as dimensões do projeto obtidas até este ponto, com uma estimativa do tamanho da fuselagem, e com uma estimativa para o trem de pouso fixo, no *software AVL*, o qual é baseado no método Vortex-Lattice.

O valor do coeficiente de arrasto obtido foi de 0,03101 que considerando a área de referência, a densidade do ar e a velocidade de cruzeiro, gera uma força de atrito de 14,89 N

Utilizando o *software PropCalc* observamos (na Figura 23) que para a hélice selecionada, uma rotação de 5250 RPM é necessária para manter esse nível de empuxo durante um voo a uma velocidade de 20 m/s, o que requer uma potência de 380 W do motor.

Figura 23 - Curvas de propulsão para o conjunto hélice-motor em cruzeiro



Fonte: O Autor (2017)

Para o funcionamento do motor selecionado nas condições impostas, deve-se utilizar um kit de baterias capaz de fornecer 22,2 V como nível de tensão elétrica. Sendo assim, para um minuto na condição de decolagem/subida, o motor utilizará uma corrente de 54,05 A, consumindo 0,9 Ah ou 900 mAh. Já para a condição de cruzeiro, uma corrente de 17,12 A será utilizada, gerando um consumo de 3995 mAh durante os 14 minutos. O controlador de velocidade eletrônico (ESC) opera a uma corrente de 2 A, o que gera um consumo de 500 mAh para todo o voo. Totalizando um consumo total de 5395 mAh. Ao selecionar-se uma bateria de 6600 mAh (tamanho comercial de bateria), 1205 mAh (22,3% do necessário) podem ser utilizados como reserva de segurança.

A Figura 24 apresenta uma bateria que corresponde a esses critérios, apresentando 143 mm de comprimento, 50 mm de largura e 53 mm de altura, e tem uma massa de 863 g. Além da bateria, considerou-se uma massa de eletrônica de 1264 g (a nível de estimativa).

Figura 24 - Bateria Multistar de 6600 mAh a ser utilizada no projeto



Fonte: HobbyKing (2017)

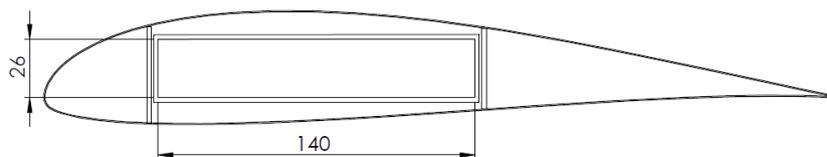
4.6 FUSELAGEM

O projeto da fuselagem foi realizado visando prover espaço para a estrutura, e para o compartimento de carga, com o mínimo de volume possível.

4.6.1 Compartimento de carga

O compartimento de carga deve ter um volume interno capaz de armazenar os insumos a serem pulverizados pela aeronave. No intuito de diminuir o volume da fuselagem, 2 reservatórios foram alocados na asa inferior (apenas na inferior, por questões de estabilidade em solo, pois quanto mais baixo é o centro de gravidade de um veículo em relação ao solo, mais estável ele será). O tamanho desses reservatórios leva em consideração o espaço disponível dentro das asas. A Figura 25 apresenta esquematicamente a região do aerofólio onde é possível alocar esses reservatórios.

Figura 25 - Ilustração do posicionamento dos reservatórios de insumos na asa (as dimensões mostradas estão em mm).



FONTE: O Autor (2017)

Considerando a área da região disponível para a alocação dos reservatórios apresentada na Figura 25, e o comprimento de cada um deles, da ordem de 1181 mm, verifica-se que é possível armazenar 8,6 litros de insumos na asa inferior, 4,3 litros em cada um dos reservatórios, restando-se 6,4 litros de um total de 15 litros, a serem armazenados na fuselagem. Que podem ser armazenados em um reservatório de 100 mm de largura, por 80 mm de altura e 800 mm de comprimento.

4.6.2 Geometria da fuselagem

Levando em consideração o volume necessário para alocar os reservatórios, bomba de pulverização, eletrônica, bateria, e o espaço para a estrutura, uma aproximação da geometria da fuselagem foi obtida no software SOLIDWORKS. Essa geometria aproximada é apresentada na Figura 26.

Figura 26 - Disposição dos componentes na fuselagem (a) vista lateral; (b) vista frontal



Fonte: O Autor (2017)

Percebe-se que o comprimento da fuselagem é superior a 1400 mm (maior dimensão da caixa a armazenar a aeronave), portanto ela também deverá ser desmontável, tal característica deve ser levada em conta no projeto detalhado, que vai além do escopo deste projeto.

4.7 PESOS

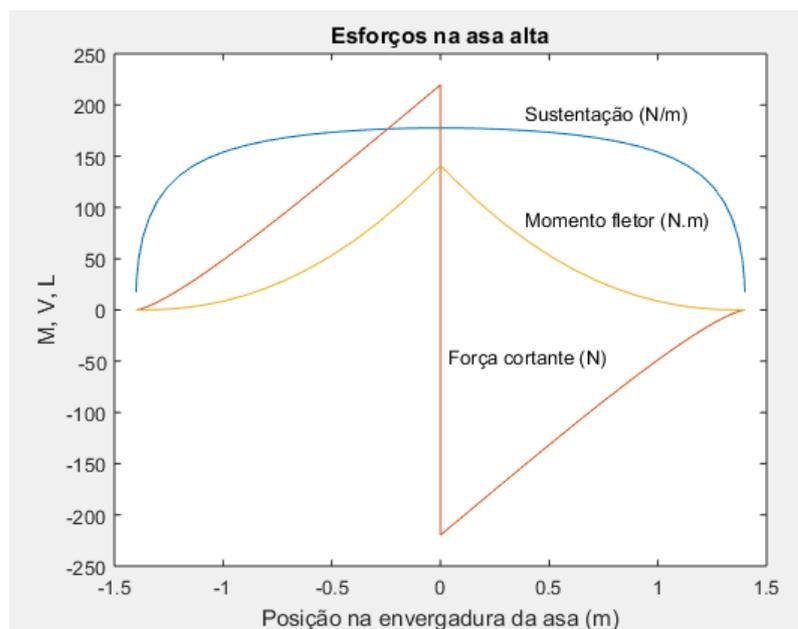
Uma estimativa da distribuição de pesos na aeronave foi realizada com o auxílio do *software SolidWorks*. Para isso estimou-se o peso dos principais componentes estruturais, aproximando a estrutura de cada uma das asas por uma longarina com seção transversal em formato I. Esta longarina deve ser capaz de suportar a maior carga dinâmica da aeronave, que para esta análise foi aproximada para a sustentação (em voo nivelado) multiplicada pelo fator

de carga $n = 3$. Desta forma, chega-se a uma estimativa de peso vazio para a aeronave projetada de 9,91 kg. O peso (massa) de cada dispositivo é apresentado em gramas no apêndice C.

4.7.1 Cargas e estruturas

Com os dados de sustentação (apresentados no apêndice F) retirados da análise feita no *software XFLR5*, para as condições de cruzeiro, e com uma rotina (apresentada no apêndice E) implementada no *software Matlab*, obteve-se os valores de sustentação para um fator de carga igual a 3, e seus respectivos esforços de força cortante e momento fletor na longarina da asa, que são representados na Figura 27.

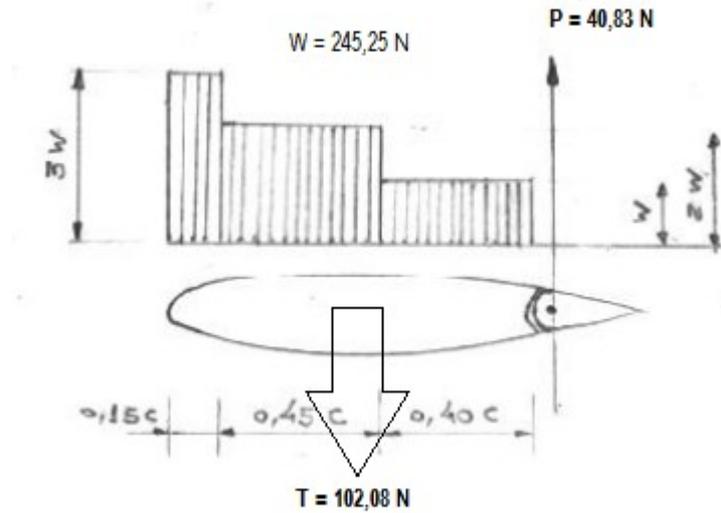
Figura 27 - Sustentação, Força cortante e Momento fletor na longarina da asa, para um carregamento considerando $n = 3$



Fonte: O Autor (2017)

De forma a estimar a estrutura da fuselagem, considerou-se uma carga aplicada no estabilizador horizontal, a qual foi obtida através das aproximações sugeridas por Raymer (1992), como evidenciado na Figura 28.

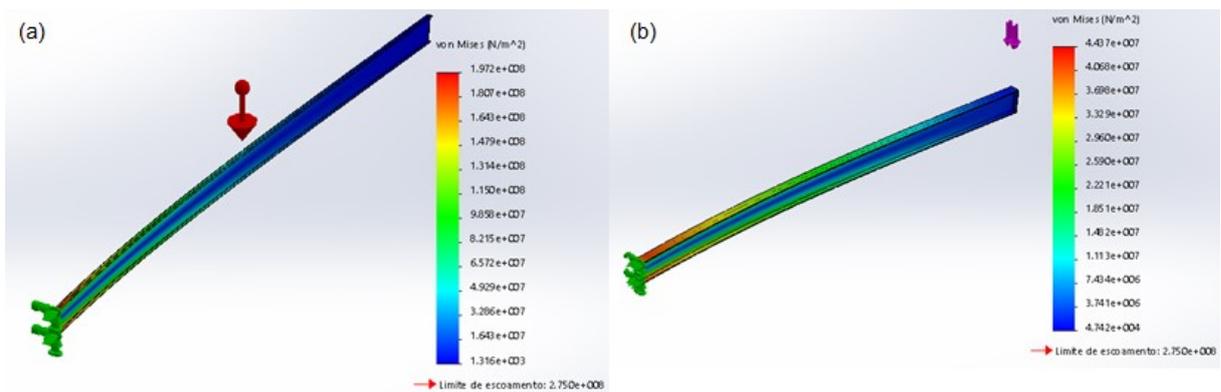
Figura 28 – Carga estimada no estabilizador horizontal da aeronave



Fonte: O Autor (2017)

Estimou-se então estruturas de alumínio (pela sua alta aplicabilidade na indústria aeronáutica) capazes de suportar essas cargas, através de análises estáticas simplificadas feitas no *software SolidWorks*, as quais são representadas na Figura 29, que evidencia a tensão máxima em cada longarina como sendo menor que o limite de escoamento do alumínio.

Figura 29 - Representação da análise estática simplificada nas longarinas da asa (a) e da fuselagem (b)



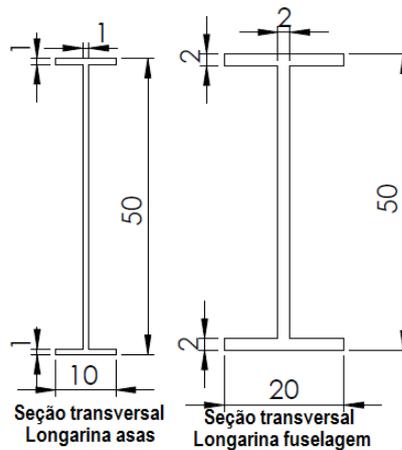
Fonte: O Autor (2017)

A análise da longarina da asa foi realizada com base em uma massa distribuída ao longo da face superior da mesma, submetida a um campo gravitacional de $9,81 \text{ m/s}^2$. Essa massa corresponde a distribuição de sustentação para o caso de fator de carga $n = 3$.

A análise da longarina aproximada como a estrutura da fuselagem, se deu a partir da aplicação da carga no estabilizador horizontal, na forma de uma força, a uma distância próxima ao tamanho do braço de momento de cauda em relação ao engaste.

Para essa estimativa considerou-se um comprimento de 2,8 m para as longarinas das asas, e 1,56 m para a longarina da fuselagem, sendo que as seções transversais destas longarinas são apresentadas na Figura 30.

Figura 30 - Seção transversal das longarinas das asas e da fuselagem (dimensões em mm)



Fonte: O Autor (2017)

Foram também estimadas as longarina do estabilizador horizontal, nervuras das asas, e do estabilizador horizontal, cavernas e casca para a fuselagem, o conjunto de trem de pouso, e casca do estabilizador vertical representando sua estrutura. As representações desses itens se encontram no apêndice A e suas massas podem ser observadas no apêndice C.

4.7.2 Sistema de pulverização

Definiu-se neste projeto que o sistema de pulverização será baseado no bombeamento de líquido sob pressão para um bico de jato plano. Para isso uma bomba capaz de fornecer pelo menos 3 litros por minuto de vazão e 5 bar de pressão deve ser selecionada. Esse bombeamento pode ser feito com uma bomba como a apresentada na Figura 31, que tem uma vazão máxima de 4 l/min, pressão máxima de 6,8 bar, e uma massa de 605 g. Para que seja possível controlar as velocidades de pulverização, recomenda-se o uso de um regulador de pressão. Além disso, se considerou um suporte de 2,0 m de comprimento, a ser alocado abaixo da asa inferior, para a fixação das tubulações e dos bicos. Na estimativa desse suporte foram embutidos pesos das

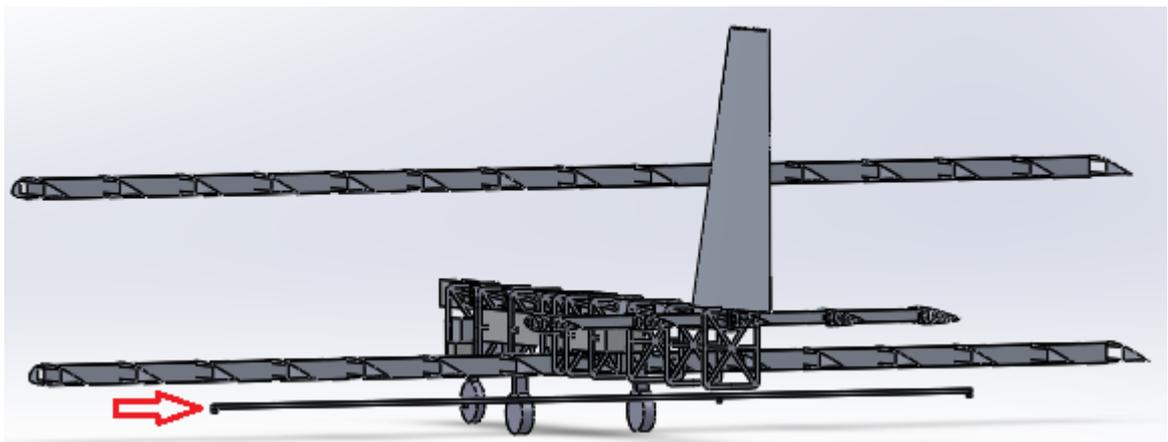
tubulações e dos bicos, totalizando 540 g. Uma representação desse suporte pode ser visualizada na Figura 32.

Figura 31 - Bomba para pulverização a ser utilizada no projeto



Fonte: Mercado Livre (2017)

Figura 32 – Indicação do suporte do sistema de pulverização a ser utilizado no projeto (indicado pela seta)

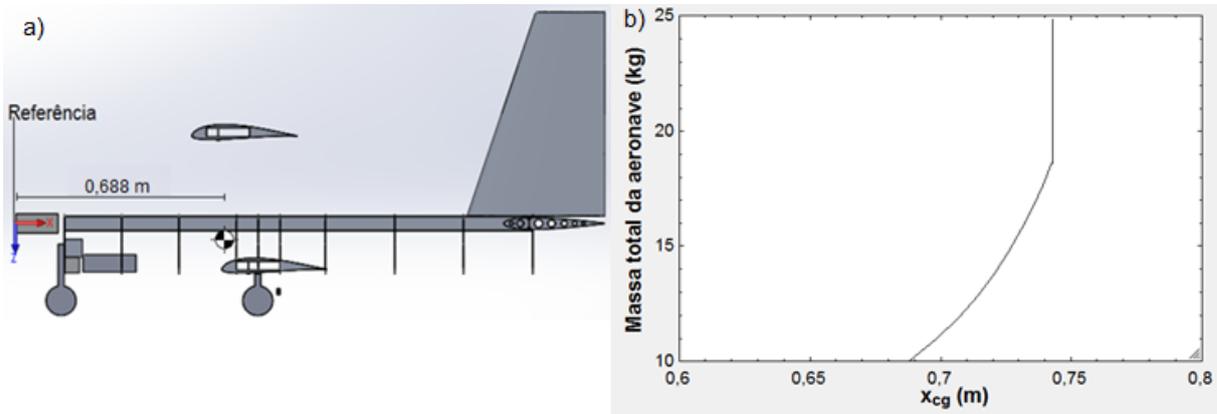


Fonte: O Autor (2017)

4.7.3 Centro de Gravidade

Com a distribuição de pesos na aeronave foi possível estimar o centro de gravidade para a aeronave vazia (mostrada na Figura 33 a)) e também da aeronave com os reservatórios da asa inferior cheios. Por questões de conveniência posicionou-se o centro de gravidade do reservatório da fuselagem a mesma distância do nariz da aeronave, que o centro de gravidade do conjunto quando os reservatórios da asa inferior estão cheios. Dessa maneira foi possível estimar o passeio do centro de gravidade que é apresentado na Figura 33 b).

Figura 33 – Representação do centro de gravidade (CG) com aeronave vazia a), passeio do CG da aeronave b)



Fonte: O Autor (2017)

4.8 TREM DE POUSO

Por questões de estabilidade em solo, para este projeto um trem de pouso na configuração triciclo será utilizado, esta configuração é apresentada na Figura 34.

Figura 34 - Configuração de trem de pouso triciclo utilizado no projeto da aeronave de pulverização agrícola

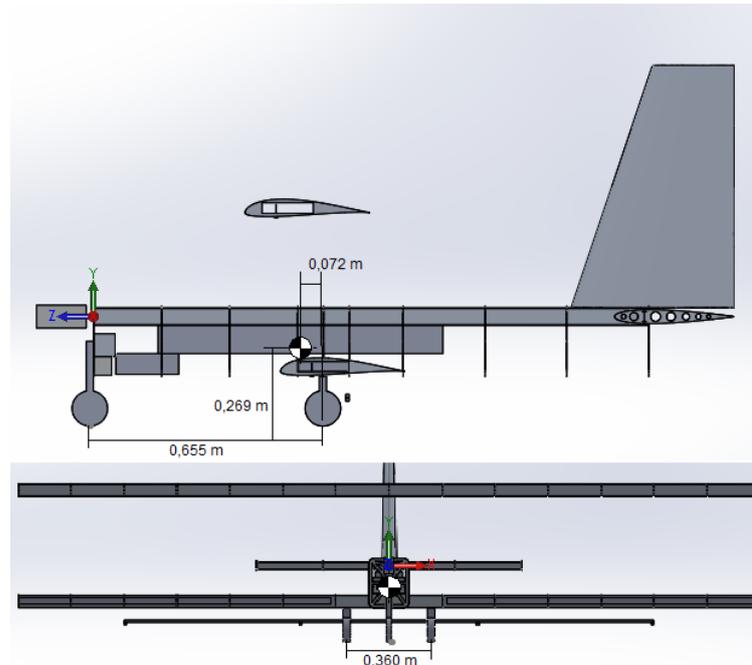


Fonte: Gudmudsson (2014)

Considerando o passeio do centro de gravidade da aeronave apresentado anteriormente, estimou-se que o centro de gravidade da aeronave deve estar a uma altura do chão entre 15,4 cm e 26,9 cm. Esta estimativa foi realizada no intuito de se posicionar o trem de pouso principal entre as longarinas da asa inferior, posicionar o trem de pouso de nariz na mesma estrutura em que o motor será montado e seguindo-se recomendações de Raymer (1992) para que se tenha estabilidade em solo. Ao se posicionar o centro de gravidade em 26,9 cm de

altura do chão, para distanciar a hélice do chão, estimou-se que a distância entre as rodas do trem de pouso principal deve ser de no mínimo 36 cm. Uma representação dessas medidas pode ser observada na Figura 35.

Figura 35 - Representação das distâncias do trem de pouso



Fonte: O Autor (2017)

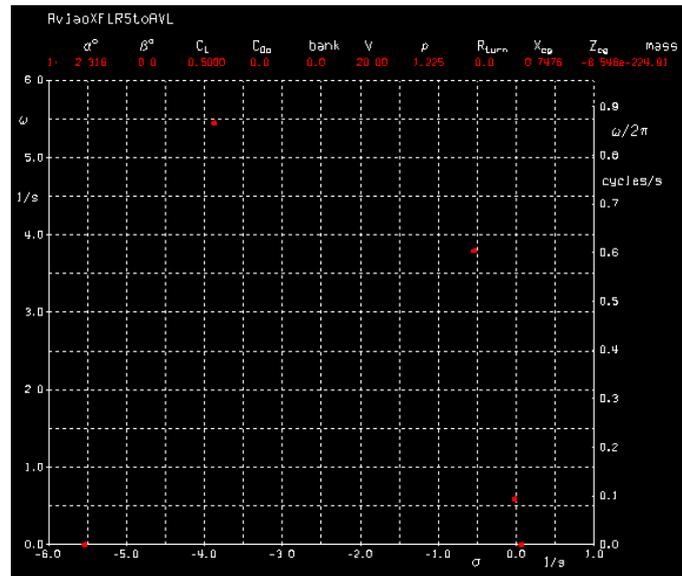
4.9 ANÁLISE DE ESTABILIDADE

Com a geometria obtida até este ponto, uma análise da estabilidade do avião foi realizada no *software AVL* e indicou que a aeronave obedece os critérios de estabilidade estática apresentados na seção 2.10.1, para todos as posições adotadas no passeio do centro de gravidade.

Fez-se então uma análise da estabilidade dinâmica, ainda no *software AVL*, utilizando como dados de entrada para o arquivo de massas os valores para momentos de inercia obtidos no *software SolidWorks* na estimativa de distribuição de pesos, os quais são apresentados no apêndice C. Nessa análise verificou-se que todos os modos de voo (Período Curto, Rolagem Pura, Rolagem Holandesa, Fugóide e Espiral) tinham os padrões de estabilidade desejáveis, de acordo com a norma MIL-F 8785C, que trata de critérios de estabilidade de voo.

O mapa de polos desta análise é apresentado na Figura 36, e os arquivos para a análise e de casos do *software AVL* são apresentados nos apêndices B e D.

Figura 36 - Mapa de polos da análise de estabilidade dinâmica

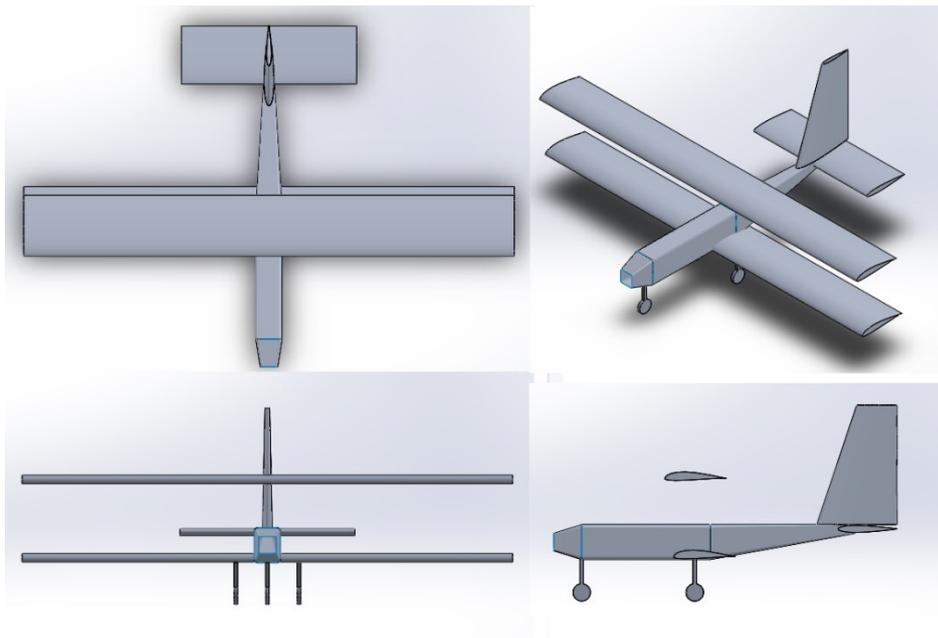


Fonte: O Autor (2017)

4.10 ESBOÇO DO PROJETO CONCEITUAL

Elaborou-se no *software SolidWorks* um esboço do conceito da aeronave, sendo apresentado na Figura 37.

Figura 37 - Esboço do conceito da aeronave.



Fonte: O Autor (2017)

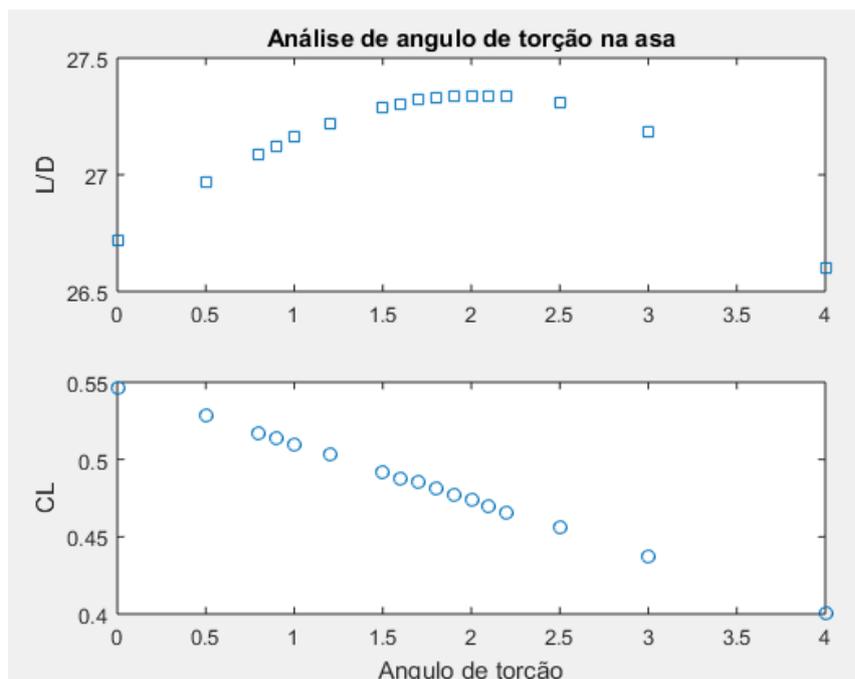
5. OTIMIZAÇÃO AERODINÂMICA

5.1 ÂNGULO DE TORÇÃO DA ASA

O ângulo de torção da asa evita que as pontas percam sustentação antes do resto da asa, ajudando a manter o controle da aeronave em situações próximas ao estol, além de ajudar na eficiência aerodinâmica ao modificar o perfil de sustentação sobre a asa (RAYMER, 1992). Para escolher o ângulo de torção da asa foram feitas simulações no *software XFLR5*. Nestas simulações variou-se o ângulo de torção de uma asa reta, com 2,8 m de envergadura e 0,35 m de corda, entre 0° e 4° , e mediu-se a razão entre sustentação e arrasto L/D como parâmetro de eficiência aerodinâmica.

O resultado destas simulações é apresentado na forma de um gráfico na Figura 38, e indica que para uma maior razão L/D um ângulo de torção entre $1,9^\circ$ e $2,2^\circ$ deve ser aplicado na asa. Resultados mais expressivos poderiam ser encontrados se uma análise com coeficiente de sustentação constante fosse realizada.

Figura 38 - Resultados da análise de ângulo de torção na asa



Fonte: O Autor (2017)

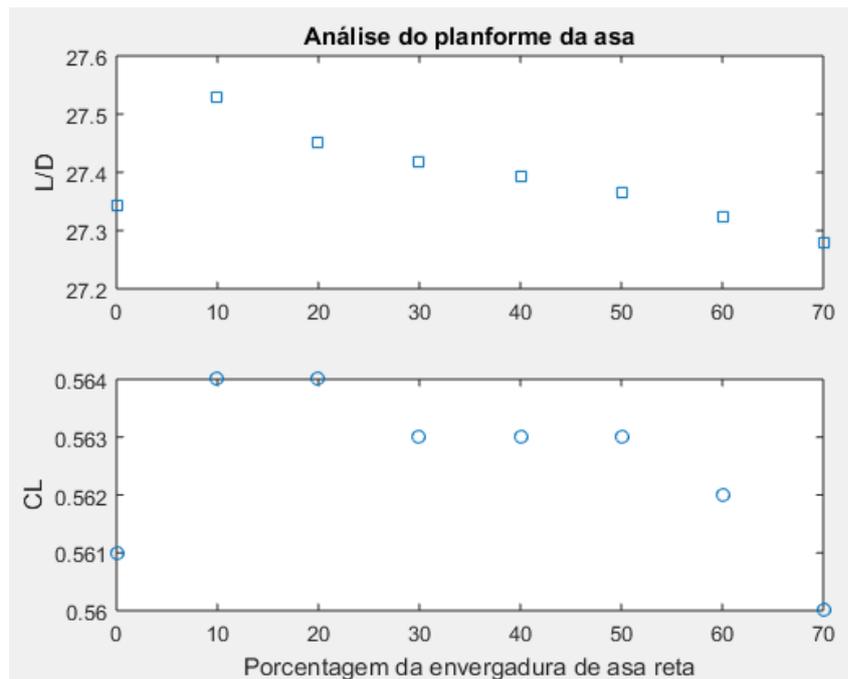
Os parâmetros utilizados em todas as simulações foram os mesmos e se basearam nas condições de voo de cruzeiro. Os valores desses parâmetros são: velocidade do escoamento $V_{\infty} = 20 \text{ m/s}$, e ângulo de ataque $\alpha = 2,9^{\circ}$, valores que são próximos aos da condição de cruzeiro.

5.2 PLANFORME DA ASA

Asas trapezoidais com afilamento tem uma melhor eficiência aerodinâmica que asas retas, isso se deve ao formato da distribuição de sustentação na asa, entre outros fatores. Uma análise para investigar um planforme de asa trapezoidal que forneça uma melhor eficiência aerodinâmica foi feita. Nesta análise manteve-se a envergadura, a área e variou-se a porcentagem da envergadura de asa reta de 0 a 70% em uma simulação no *software XFLR5*, e utilizou-se como parâmetro de medida da eficiência aerodinâmica L/D . A razão de afilamento para todos os casos foi de 0,45.

Os resultados desta análise são mostrados no gráfico da Figura 39, e apontam que uma asa trapezoidal com 10% da envergadura de asa reta é a melhor do ponto de vista aerodinâmico. Resultados mais expressivos poderiam ser encontrados se uma análise com coeficiente de sustentação constante fosse realizada.

Figura 39 - Resultados da análise do planforme da asa



Fonte: O Autor (2017)

6. CONCLUSÃO

Após a realização de um estudo sobre o conceito de uma aeronave remotamente controlada para aplicação de defensivos agrícolas, passando por pesquisas sobre características que pudessem interessar a uma aeronave como a desse estudo, pela definição da missão a ser realizada, pela realização de uma primeira iteração nos projetos aerodinâmico, propulsivo, de pesos, de trem de pouso e de estabilidade e pela sugestão de otimizações aerodinâmicas interessantes ao projeto da aeronave. Conclui-se deste trabalho que apesar de pouco amadurecido, o projeto dá indícios de que pode sim ter um potencial competitivo, como maior capacidade de carga que os concorrentes, e menor consumo de energia.

Os resultados alcançados com este trabalho passam pelo desenvolvimento de conhecimento, por descobertas de soluções alternativas, que têm grande potencial de implementação, a problemas já conhecidos, e com certeza culminam com o amadurecimento técnico e pessoal do autor.

6.1 TRABALHOS FUTUROS

Para que o projeto possa também amadurecer é necessário que se façam os projetos, aerodinâmico, de pesos, propulsivo, estrutural, de trem de pouso de uma forma mais completa, além de se fazer necessária uma análise de custos. E ao final ainda é indicado que se façam otimizações nesses projetos, sempre fazendo iterações para checar a influência da mudança realizada em algum projeto, em outro.

Apenas dentro do contexto do projeto aerodinâmico pode-se sugerir análises da influência do escoamento que sai da asa na colocação correta dos insumos na plantação, análise de melhoria da aerodinâmica através da mudança na geometria da ponta da asa, análise das distâncias vertical e horizontal entre as asas, entre outras análises que podem otimizar a aerodinâmica da aeronave.

Outra recomendação de trabalho futuro é o projeto preliminar de cada sistema da aeronave, seguido do projeto detalhado de cada um dos componentes e peças a serem utilizados na fabricação.

Uma ótima análise a ser feita nesse tipo de aeronave é a de implementação de um sistema de controle e voo autônomos, pelo qual seria possível que a aeronave realizasse sua missão sem a necessidade de um piloto para controlá-la.

Sugere-se também uma análise de mercado mais bem elaborada, a fim de se verificar a viabilidade do projeto, ainda para realizar essa verificação pode-se elaborar um bom projeto de custos.

REFERÊNCIAS

- ANAC. **RBAC-E 94: Requisitos Gerais para Aeronaves Não Tripuladas de Uso Civil**. Brasília: Anac, 2017.
- ANAC. **Regras da ANAC para uso de drones entram em vigor**. Brasília: Anac, 2017.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. Nova Iorque: McGraw-Hill Higher Education, 2001.
- ANTUNIASSI, U. R., **Qualidade em Tecnologia de Aplicação de Defensivos**. Botucatu, FCA/UNESP, 2006.
- ARAÚJO, E.C. **Frota brasileira de aviões agrícolas**. Agronautas (www.agronautas.com), 2017.
- AZEVEDO, F. R., FREIRE, F. C. O. **Tecnologia de Aplicação de Defensivos Agrícolas**. Fortaleza: EMBRAPA, 2006.
- BRASIL. **Desenvolvimento Agropecuário, Cooperativismo e Associativismo Rural: Carta de Serviços ao Cidadão**. Brasília, 2014. Disponível em: <http://www.agricultura.gov.br/arq_editor/Carta-SDC.pdf>. Acesso em: 19.nov.2015
- BRASQUÍMICA. **Pulverização Agrícola: O Que É e Como Funciona**. 2017. Disponível em: <<http://brasquimica.ind.br/pulverizacao-agricola/>>. Acesso em: 15.nov.2017.
- COUTO, J. L. V. **Aplicação de Agrotóxicos**. Artigo - Universidade Federal Rural do Rio de Janeiro, 2004. Disponível em: <<http://www.ufrj.br/institutos/it/de/acidentes/aplic.htm>>. Acesso em: 5.out.2015.
- GAPLAN AERONAUTICA LTDA. E-mail. Mensagem recebida por: joseaureomar@gmail.com em: 5.out.2015.
- GUDMUDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures**. Waltham: Elsevier, Inc., 2014.
- INAMASU, R. Y., BERNARDI, A. C. C. de. Agronomia de Precisão. In: Empresa Brasileira de Pesquisa Agropecuária (EMBRAPA). **Agricultura de Precisão: Resultados de um Novo Olhar**. São Carlos: Cubo, 2014. p. 23-36.
- INAMASU, R. Y. et al. Introdução: Agricultura de Precisão Para a Sustentabilidade de Sistemas Produtivos de Agronegócio Brasileiro. In: Empresa Brasileira de Pesquisa Agropecuária (EMBRAPA). **Agricultura de Precisão um Novo Olhar**. São Carlos: Cubo, 2011. p. 14-26.
- MAISSOJA. **Cálculo do dano e da perda causados pelo amassamento dos pneus do equipamento de pulverização nas culturas da soja e do trigo**. Disponível em:

<<http://maissoja.com.br/calculo-do-dano-e-da-perda-causados-pelo-amassamento-dos-pneus-do-equipamento-de-pulverizacao-nas-culturas-da-soja-e-do-trigo/>>. Acesso em: 15.nov.2017.

MATSUO, C. A. S. **Projeto de um Veículo Aéreo não Tripulado para Pulverização Agrícola**. 2011. 267 p. Dissertação (Mestrado) - Curso de Mestrado da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual de Campinas, Campinas, 2011.

MEDEIROS, F. A. **Desenvolvimento de um Veículo Aéreo não Tripulado para Aplicação em Agricultura de Precisão**. 2007. 122 p. Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Agrícola, Área de Concentração em Mecanização Agrícola da Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, 2007.

MOLIN, J. P.; Agricultura de Precisão: Situação Atual e Perspectivas. In: A. L. Fancelli; D. Dourado-Neto. (Org.). **Milho: Estratégias de Manejo para Alta Produtividade**. Piracicaba: Fundação Agrária de Pesquisa Agropecuária, 2003, p. 89-98.

NASA. **Bernouli and Newton**. Woshington: Glenn Research Center, 2015.

NELSON, R. C. **Fligh Stability and Automatic Control**. Nova Iorque: McGraw-Hill, Inc., 1989.

RASI, J. R. **Desenvolvimento de um Veículo Aéreo não Tripulado para Aplicação em Pulverização Agrícola**. 2008, 70 p. Monografia – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Rural, Universidade Federal de Pelotas, Pelotas, 2008.

RAYMER, D. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica**. São Paulo: Cengage Learning, 2014.

ROSKAM, J. **Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls**. Lawrence: Design, Analysis and Research Corporation, 2001.

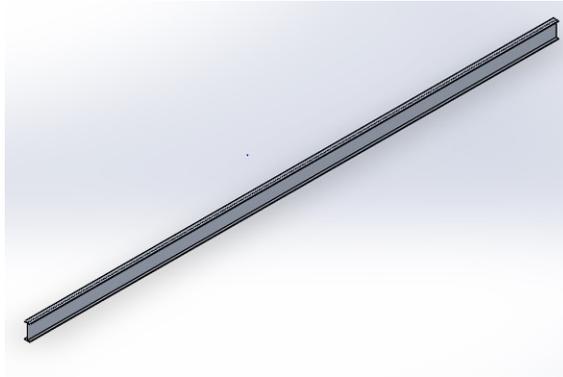
SOUZA, L. F. S. **Projeto conceitual de uma aeronave elétrica da categoria ALE (Aeronave Leve Esportiva)**. 2015, 80p. Monografia – Centro de Engenharias da Mobilidade, Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2015.

TORENBEEK, E. **Synthesis of Subsonic Airplane Design**. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1982.

APÊNDICE A

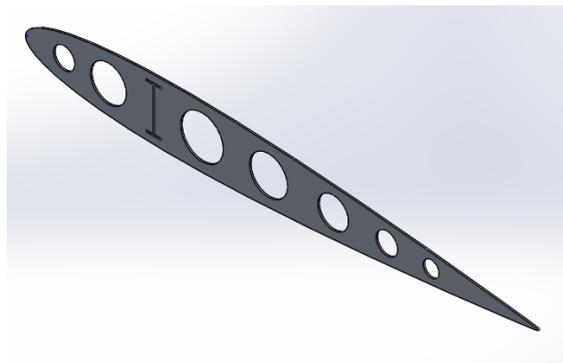
Representação das estruturas estimadas

Figura 40 - Longarina do estabilizador horizontal



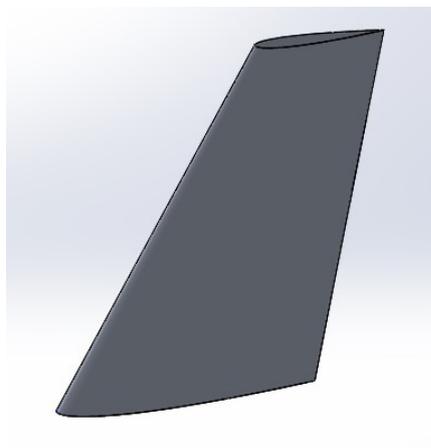
Fonte: O Autor (2017)

Figura 41 - Nervura do estabilizador horizontal



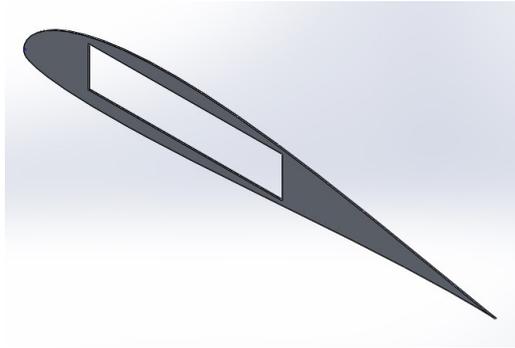
Fonte: O Autor (2017)

Figura 42 - Casca do estabilizador vertical



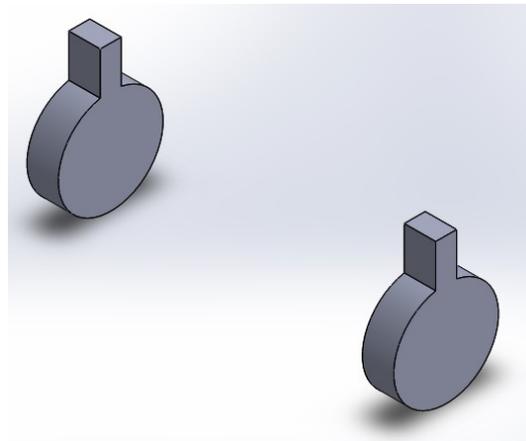
Fonte: O Autor (2017)

Figura 43 - Nervura da asa



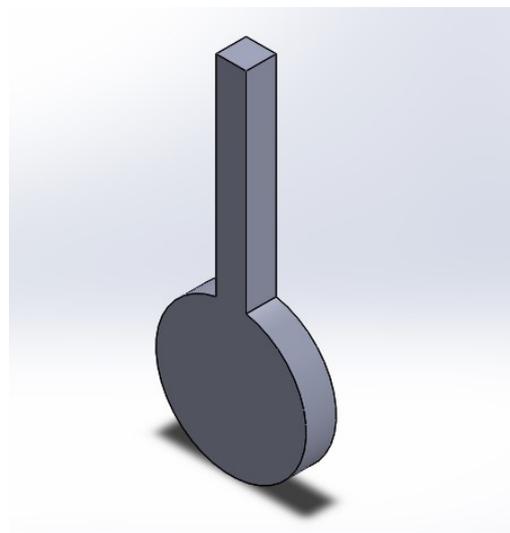
Fonte: O Autor (2017)

Figura 44 - Trem de pouso principal



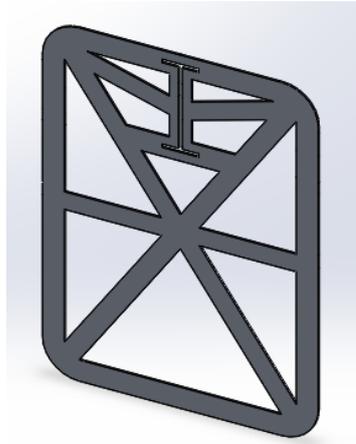
Fonte: O Autor (2017)

Figura 45 - Trem de pouso de nariz



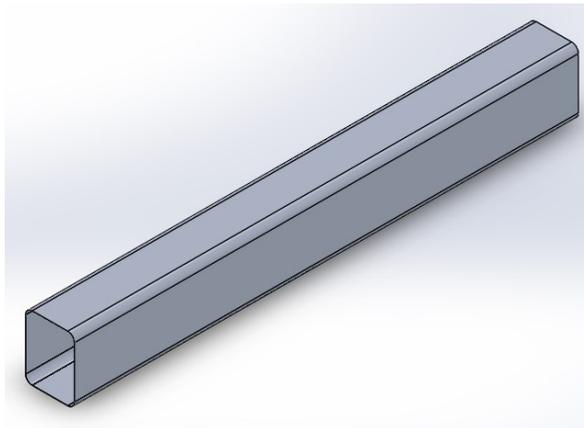
Fonte: O Autor (2017)

Figura 46 - Caverna da fuselagem



Fonte: O Autor (2017)

Figura 47 - Casca da fuselagem



Fonte: O Autor (2017)

APÊNDICE B

Arquivo para análise no *software AVL*

```
#
Pulveriaaviao
0.058      | Mach
0  0  0.0  | iYsym iZsym Zsym

      1.960  0.350  2.800 | Sref Cref Bref
      0.746  0.000 -0.088  | Xref Yref Zref
0.0154      | CDp (optional)
```

```
#=====
SURFACE
Fuselagem placa horizontal
#Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
24 0.0 4 0.0
NOWAKE
# reflect image wing about y=0 plane
YDUPLICATE
0.00000
TRANSLATE
0.0 0.0 0.0
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace

0.00 0.0 0.0 0.8955 0.
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace

0.00 0.05 0.0 0.8955 0.
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.160 0.075 0.0 0.7355 0.
#
```

```
#=====
#
SURFACE
Fuselagem placa vertical superior
#Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
24 0.0 8 0.0
NOWAKE
COMPONENT
1
TRANSLATE
0.0 0.0 0.0
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.00 0.0 0.0 0.8955 0.
SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.00 0.0 0.05 0.8955 0.
SECTION
```

```
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
0.16 0.0 0.10 0.7355 0.
```

```
#
```

```
=====
```

```
#
```

```
SURFACE
```

```
Fuselagem placa vertical inferior
```

```
#Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
```

```
10 2.0 6 0.0
```

```
NOWAKE
```

```
COMPONENT
```

```
1
```

```
TRANSLATE
```

```
0.0 0.0 0.0
```

```
SECTION
```

```
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
```

```
0.00 0.0 0.0 0.8955 0.
```

```
SECTION
```

```
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
```

```
0.00 0.0 -0.05 0.8955 0.
```

```
SECTION
```

```
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
```

```
0.16 0.0 -0.10 0.7355 0.
```

```
#
```

```
=====
```

```
#
```

```
SURFACE
```

```
Fuselagem cauda
```

```
#Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
```

```
10 0.0 10 0.0
```

```
NOWAKE
```

```
COMPONENT
```

```
1
```

```
TRANSLATE
```

```
0.8955 0.0 0.0
```

```
SECTION
```

```
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
```

```
0.00 0.0 0.05 0.825 0.
```

```
SECTION
```

```
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
```

```
0.00 0.0 0.10 0.825 0.
```

```
SECTION
```

```
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
```

```
0.0 0.0 0.05 0.825 0.
```

```
SECTION
```

```
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace
```

```
0.0 0.0 -0.10 0.001 0.
```

```
#
```

```
=====
```

```
SURFACE
```

```
Trem de pouso principal
```

```
#Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
```

```
24 0.0 4 0.0
```

```
NOWAKE
```

```
# reflect image wing about y=0 plane
```

YDUPLICATE
 0.00000
 TRANSLATE
 0.8 0.0 0.0
 SECTION
 #Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace

0.00 0.355 -0.070 0.050 0.
 SECTION
 #Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace

0.00 0.365 -0.210 0.050 0.

#=====

SURFACE
 Trem de pouso de nariz
 #Nchordwise Cspace Nspanwise Sspace
 24 0.0 4 0.0
 NOWAKE
 # reflect image wing about y=0 plane

YDUPLICATE
 0.00000
 TRANSLATE
 0.12 0.0 0.0
 SECTION
 #Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace

0.00 0.0 0.00 0.050 0.
 SECTION
 #Xle Yle Zle Chord Ainc Nspanwise Sspace

0.00 0.0 -0.210 0.050 0.

#

#=====

#

SURFACE | (keyword)
 Main Wing
 #Nchord Cspace [Nspan Sspace]
 13 1.0

INDEX | (keyword)
 7524 | Lsurf

YDUPLICATE
 0.0

SCALE
 1.0 1.0 1.0

TRANSLATE
 0.0 0.0 0.0

ANGLE
 0.000 | dAinc

```
#
SECTION | (keyword)
0.686 0.0000 -0.0600 0.3500 0.000 19 3 | Xle Yle Zle Chord Ainc [ Nspan Sspace ]
```

```
AFIL 0.0 1.0
SD7062.dat
```

```
#
```

```
CLAF
1.1078
```

```
#
```

```
CDCL
```

```
#CLneg CD@CLneg CL@CDmin CDmin CLpos CD@CLpos
-0.2839 0.10278 0.5067 0.00806 1.5919 0.026
```

```
#
SECTION | (keyword)
0.686 1.4000 -0.0600 0.3500 0.000 19 3 | Xle Yle Zle Chord Ainc [ Nspan Sspace ]
```

```
AFIL 0.0 1.0
SD7062.dat
```

```
CLAF
1.1078
```

```
#
```

```
CDCL
```

```
#CLneg CD@CLneg CL@CDmin CDmin CLpos CD@CLpos
-0.2839 0.10278 0.5067 0.00806 1.5919 0.026
```

```
#=====
SURFACE | (keyword)
Second Wing2
#Nchord Cspace [ Nspan Sspace ]
13 1.0
```

```
INDEX | (keyword)
7525 | Lsurf
```

```
YDUPLICATE
0.0
```

```
SCALE
1.0 1.0 1.0
```

```
TRANSLATE
0.0 0.0 0.0
```

```
ANGLE
0.500 | dAinc
```

```
#
SECTION | (keyword)
```

```

0.636 0.0000 0.3900 0.3500 0.000 19 3 |Xle Yle Zle Chord Ainc [ Nspan Sspace ]

AFIL 0.0 1.0
SD7062.dat
CLAF
1.1078
#
CDCL
#CLneg CD@CLneg CL@CDmin CDmin CLpos CD@CLpos
-0.2839 0.10278 0.5067 0.00806 1.5919 0.026

#
SECTION | (keyword)
0.636 1.4000 0.3900 0.3500 0.000 19 3 |Xle Yle Zle Chord Ainc [ Nspan Sspace ]

AFIL 0.0 1.0
SD7062.dat
CLAF
1.1078
#
CDCL
#CLneg CD@CLneg CL@CDmin CDmin CLpos CD@CLpos
-0.2839 0.10278 0.5067 0.00806 1.5919 0.026

#=====
SURFACE | (keyword)
Elevator
#Nchord Cspace [ Nspan Sspace ]
7 1.0

INDEX | (keyword)
7526 |Lsurf

YDUPLICATE
0.0

SCALE
1.0 1.0 1.0

TRANSLATE
0.0 0.0 0.0

ANGLE
-0.700 |dAinc

#
SECTION | (keyword)
1.626 0.0000 0.0900 0.3340 0.000 7 1 |Xle Yle Zle Chord Ainc [ Nspan Sspace ]

NACA
0012

```

```
#
SECTION | (keyword)
1.626 0.5010 0.0900 0.3340 0.000 7 1 | Xle Yle Zle Chord Ainc [ Nspan Sspace ]
```

```
NACA
0012
```

```
CLAF
1.0924
```

```
#
CDCL
#CL1 CD1 for a=-15 CL2 CD2 for a=0 CL3 CD3 for a=+15
-1.2315 0.04811 0.0000 0.00618 1.2327 0.04811
```

```
#=====
SURFACE | (keyword)
Fin
#Nchord Cspace [ Nspan Sspace ]
7 1.0
```

```
INDEX | (keyword)
7527 | Lsurf
```

```
SCALE
1.0 1.0 1.0
```

```
TRANSLATE
0.0 0.0 0.0
```

```
ANGLE
0.000 | dAinc
```

```
#
SECTION | (keyword)
1.733 -0.0000 0.7770 0.2290 0.000 7 0 | Xle Yle Zle Chord Ainc [ Nspan Sspace ]
```

```
NACA
0012
```

```
CLAF
1.0924
```

```
#
CDCL
#CL1 CD1 for a=-15 CL2 CD2 for a=0 CL3 CD3 for a=+15
-1.2315 0.04811 0.0000 0.00618 1.2327 0.04811
```

```
#
SECTION | (keyword)
1.506 0.0000 0.0900 0.4580 0.000 7 0 | Xle Yle Zle Chord Ainc [ Nspan Sspace ]
```

```
NACA
0012
```

CLAF

1.0924

#

CDCL

#CL1 CD1 for a=-15 CL2 CD2 for a=0 CL3 CD3 for a=+15

-1.2315 0.04811 0.0000 0.00618 1.2327 0.04811

APÊNDICE C

Arquivo de massas para análise no *software AVL*

```

# Lunit value will also scale all lengths and areas in the AVL input file.
Lunit = 1.0 m
Munit = 0.001 kg
Tunit = 1.0 s

#-----
# Gravity and density to be used as default values in trim setup (saves runtime typing).
# Must be in the unit names given above (m,kg,s).
g = 9.81
rho = 1.225

#-----
# Mass & Inertia breakdown.
# x y z is location of item's own CG.
# Ixx... are item's inertias about item's own CG.
#
# x,y,z system here must be exactly the same one used in the .avl input file
# (same orientation, same origin location, same length units)
#
# mass   x    y    z    Ixx    Iyy    Izz    [Ixy    Ixz    Iyz]
#
733  0.94  0  0    0.28  152.61  152.36 !Longarina Fuselagem
40.38 0.16  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
40.38 0.35  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
40.38 0.54  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
40.38 0.73  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
40.38 0.81  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
40.38 0.88  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
40.38 1.03  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
40.38 1.26  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
40.38 1.49  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
40.38 1.72  0 -0.06 0.25  0.16  0.09 ! Cavernas Fuselagem
213.21 0.15  0 -0.23 0.79  0.88  0.11 ! Trem de pouso de nariz
862.87 0.19  0 -0.14 1.67  0.38  1.65 ! Bateria
1264  0.19  0 -0.08 1.75  0.7  1.75 ! Eletronica
605  0.31  0 -0.13 0.35  1.74  1.74 ! Bomba de pulverizacao
520  0.8  0 -0.25 13.86 0.81  13.64 ! Trem de pouso principal
514  0.77  0 -0.14 336.06 0.16  335.87 ! Longarina asa inferior
514  0.77  0 0.31 336.06 0.16  335.87 ! Longarina asa superior
17.54 0.83  1.4 -0.14 0 0.15 0.15 ! Nervura asa i
17.54 0.83  1.2 -0.14 0 0.15 0.15 ! Nervura asa i
17.54 0.83  1.0 -0.14 0 0.15 0.15 ! Nervura asa i
17.54 0.83  0.8 -0.14 0 0.15 0.15 ! Nervura asa i
17.54 0.83  0.6 -0.14 0 0.15 0.15 ! Nervura asa i
17.54 0.83  0.4 -0.14 0 0.15 0.15 ! Nervura asa i
17.54 0.83  0.2 -0.14 0 0.15 0.15 ! Nervura asa i

```

17.54	0.83	0.0	-0.14	0	0.15	0.15 ! Nervura asa i
17.54	0.83	-0.2	-0.14	0	0.15	0.15 ! Nervura asa i
17.54	0.83	-0.4	-0.14	0	0.15	0.15 ! Nervura asa i
17.54	0.83	-0.6	-0.14	0	0.15	0.15 ! Nervura asa i
17.54	0.83	-0.8	-0.14	0	0.15	0.15 ! Nervura asa i
17.54	0.83	-1.0	-0.14	0	0.15	0.15 ! Nervura asa i
17.54	0.83	-1.2	-0.14	0	0.15	0.15 ! Nervura asa i
17.54	0.83	-1.4	-0.14	0	0.15	0.15 ! Nervura asa i
17.54	0.83	1.4	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	1.2	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	1.0	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	0.8	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	0.6	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	0.4	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	0.2	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	0.0	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	-0.2	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	-0.4	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	-0.6	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	-0.8	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	-1.0	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	-1.2	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
17.54	0.83	-1.4	0.31	0	0.15	0.15 ! Nervura asa s
129.6	1.71	0	0	10.8	0.02	10.8 ! Longarina estabilizador horizontal
18.63	1.77	0.5	0	0	0.13	0.13 ! Nervura EH
18.63	1.77	0.25	0	0	0.13	0.13 ! Nervura EH
18.63	1.77	0	0	0	0.13	0.13 ! Nervura EH
18.63	1.77	-0.25	0	0	0.13	0.13 ! Nervura EH
18.63	1.77	-0.5	0	0	0.13	0.13 ! Nervura EH
325	1.77	0	0.33	12.4	16.38	4.15 ! Casca EV
540	0.87	0	-0.22	180	0.01	180 ! Haste de pulverizacao
415	0.07	0	0	0.2	0.82	0.73 ! Motor
2252	0.94	0	-0.07	22.42	470.13	465.5 ! Casca fuselagem
8600	0.81	0	-0.14	6626.92	14.53	6640.48 ! Carga asa
6400	0.744	0	-0.06	8.75	344.75	346.67 ! Carga fuselagem

APÊNDICE D

Arquivo para casos do *software AVL*

 Run case 1: -unnamed-

alpha -> CL = 0.50000
 beta -> beta = 0.00000
 pb/2V -> pb/2V = 0.00000
 qc/2V -> qc/2V = 0.00000
 rb/2V -> rb/2V = 0.00000
 flap -> flap = 0.00000
 aileron -> aileron = 0.00000
 elevator -> elevator = 0.00000
 rudder -> rudder = 0.00000

alpha = 0.00000 deg
 beta = 0.00000 deg
 pb/2V = 0.00000
 qc/2V = 0.00000
 rb/2V = 0.00000
 CL = 0.00000
 CDo = 0.00000
 bank = 0.00000 deg
 elevation = 0.00000 deg
 heading = 0.00000 deg
 Mach = 0.05800
 velocity = 20.0000 Lunit/Tunit
 density = 1.22500 Munit/Lunit^3
 grav.acc. = 9.81000 Lunit/Tunit^2
 turn_rad. = 0.00000 Lunit
 load_fac. = 0.00000

APÊNDICE E

Rotina de *Matlab* utilizada para calcular cargas nas asas

```

clear
clc
fid = fopen('AsaDados.csv');
for i=1:21
    linha=fgets(fid);
end
for i=1:19
    linha=fgets(fid);
    Span(i) = str2num(linha(1:7));
    C11(i) = str2num(linha(24:29));
    c1(i) = str2num(linha(9:12));
end
for i=20:38
    linha=fgets(fid);
    Span(i) = str2num(linha(1:6));
    C11(i) = str2num(linha(23:28));
    c1(i) = str2num(linha(8:11));
end
for i=1:4
    linha=fgets(fid);
end
for i = 1:19
    linha=fgets(fid);
    C12(i) = str2num(linha(24:29));
    c2(i) = str2num(linha(9:12));
end
for i = 20:38
    linha=fgets(fid);
    C12(i) = str2num(linha(23:28));
    c2(i) = str2num(linha(8:11));
end

cma = 0.35;
for i = 1:1:38
    L1(i) = c1(i)*C11(i)/cma;
end
for i = 1:1:38
    L2(i) = c2(i)*C12(i)/cma;
end
massa = 25; %kg
g = 9.81; %m/s^2
peso = massa*g;
n = 3; %fator de carga

% Envergadura com as pontas

Span2(1) = -1.4;

```

```

Span2(42) = 1.4;
Span2(21) = 0;
Span2(22) = 0;
for i = 2:1:20
    Span2(i) = Span(i-1);
end
for i = 23:1:41
    Span2(i) = Span(i-3);
end

% Sustentacao Asa Baixa com as pontas
L5(1) = (L1(1)/L1(2))*L1(1); %Sustentacao das pontas considerando uma reduçao linear
L5(42) = L5(1);
for i = 2:1:20
    L5(i) = L1(i-1);
end
for i = 23:1:41
    L5(i) = L1(i-3);
end
L5(21) = L5(20);
L5(22) = L5(21);

% Sustentacao Asa Alta com as pontas
L6(1) = (L2(1)/L2(2))*L2(1); %Sustentacao das pontas considerando uma reduçao linear
L6(42) = L6(1);
for i = 2:1:20
    L6(i) = L2(i-1);
end
for i = 23:1:41
    L6(i) = L2(i-3);
end
L6(21) = L6(20);
L6(22) = L6(21);

%Normalização da sustentação com o peso
norm = peso/(trapz(Span2,L5)+trapz(Span2,L6));
L5 = L5*norm;
L6 = L6*norm;

%Considerando o fator de carga
L5 = L5*n;
L6 = L6*n;

%Sustentacao em cada asa
Sb = trapz(Span2,L5);
Sa = trapz(Span2,L6);

%Forca Cortante

```

```

%Asa baixa
V1(1) = 0;
for i = 2:1:20
    V1(i) = V1(i-1)+((Span2(i)-Span2(i-1))*(L5(i)+L5(i-1))/2);
end
V1(21) = V1(20)+((Span2(21)-Span2(20))*(L5(21)+L5(20))/2);
V1(22) = -Sb + V1(21)+ ((Span2(22)-Span2(21))*(L5(22)+L5(21))/2);
for i = 23:1:42
    V1(i) = V1(i-1)+((Span2(i)-Span2(i-1))*(L5(i)+L5(i-1))/2);
end

%Asa alta
V2(1) = 0;
for i = 2:1:20
    V2(i) = V2(i-1)+((Span2(i)-Span2(i-1))*(L6(i)+L6(i-1))/2);
end
V2(21) = V2(20)+((Span2(21)-Span2(20))*(L6(21)+L6(20))/2);
V2(22) = -Sa + V2(21)+ ((Span2(22)-Span2(21))*(L6(22)+L6(21))/2);
for i = 23:1:42
    V2(i) = V2(i-1)+((Span2(i)-Span2(i-1))*(L6(i)+L6(i-1))/2);
end

%Momento Fletor

%Asa baixa
M1(1) = 0;
for i = 2:1:42
    M1(i) = M1(i-1)+((Span2(i)-Span2(i-1))*(V1(i)+V1(i-1))/2);
end

%Asa alta
M2(1) = 0;
for i = 2:1:42
    M2(i) = M2(i-1)+((Span2(i)-Span2(i-1))*(V2(i)+V2(i-1))/2);
end

% Plot de Sustentacao, Forca Cortante e Momento Fletor
figure
plot(Span2,L5,Span2,V1,Span2,M1)
gtext ('Momento fletor (N.m)')
gtext ('Força cortante (N)')
gtext ('Sustentação (N/m)')
title ('Esforços na asa baixa')
xlabel ('Posição na envergadura da asa (m)')
ylabel ('M, V, L')
figure
plot(Span2,L6,Span2,V2,Span2,M2)
gtext ('Momento fletor (N.m)')
gtext ('Força cortante (N)')
gtext ('Sustentação (N/m)')

```

```
title ('Esforços na asa alta')  
xlabel ('Posição na envergadura da asa (m)')  
ylabel ('M, V, L')
```

APÊNDICE F

Dados retirados da análise no *software XFLR5*

xflr5 v6.14

Plane Name

T1-12.0 m/s-VLM2-1.0kg-x0.0mm

QInf = 12 m/s

Alpha = 0

Beta = 0.000?

Phi = 0.000?

Ctrl = 0

CL = 0.501327

Cy = 0

Cd= 0.031052 ICd= 0.010671 PCd= 0.021382

Cl = 1.19E-16

Cm = -0.0483

ICn= 0 PCn= 0

XCP= 0.037304 YCP= 0 ZCP= 0.3107

XNP= 0

Bending

= 0

Main Wing

y-span	Chord	Ai	Cl	PCd	ICd	CmGeom
-1.3976	0.35	-4.785	0.0518	0.0158	0.0022	-0.0328
-1.3881	0.35	-4.508	0.088	0.0145	0.0035	-0.055
-1.3691	0.35	-4.09	0.1232	0.0135	0.0044	-0.0751
-1.3407	0.35	-3.662	0.1537	0.0129	0.0049	-0.0912
-1.3031	0.35	-3.261	0.1789	0.012	0.0051	-0.1032
-1.2567	0.35	-2.906	0.1988	0.0114	0.005	-0.1118
-1.2017	0.35	-2.608	0.214	0.0111	0.0049	-0.1176
-1.1384	0.35	-2.367	0.2252	0.0109	0.0047	-0.1215
-1.0674	0.35	-2.178	0.2333	0.0108	0.0044	-0.124
-0.9891	0.35	-2.031	0.2392	0.0108	0.0042	-0.1256
-0.9041	0.35	-1.917	0.2435	0.0108	0.0041	-0.1266
-0.8128	0.35	-1.826	0.2467	0.0107	0.0039	-0.1274
-0.7161	0.35	-1.755	0.2493	0.0107	0.0038	-0.1279
-0.6144	0.35	-1.697	0.2513	0.0107	0.0037	-0.1282
-0.5085	0.35	-1.651	0.2529	0.0107	0.0036	-0.1285
-0.3992	0.35	-1.616	0.2542	0.0107	0.0036	-0.1287
-0.2872	0.35	-1.59	0.2552	0.0106	0.0035	-0.1288
-0.1732	0.35	-1.573	0.2559	0.0106	0.0035	-0.1289
-0.0583	0.35	-1.565	0.2562	0.0106	0.0035	-0.1289
0.0583	0.35	-1.565	0.2562	0.0106	0.0035	-0.1289
0.1732	0.35	-1.573	0.2559	0.0106	0.0035	-0.1289
0.2872	0.35	-1.59	0.2552	0.0106	0.0035	-0.1288

0.3992	0.35	-1.616	0.2542	0.0107	0.0036	-0.1287
0.5085	0.35	-1.651	0.2529	0.0107	0.0036	-0.1285
0.6144	0.35	-1.697	0.2513	0.0107	0.0037	-0.1282
0.7161	0.35	-1.755	0.2493	0.0107	0.0038	-0.1279
0.8128	0.35	-1.826	0.2467	0.0107	0.0039	-0.1274
0.9041	0.35	-1.917	0.2435	0.0108	0.0041	-0.1266
0.9891	0.35	-2.031	0.2392	0.0108	0.0042	-0.1256
1.0674	0.35	-2.178	0.2333	0.0108	0.0044	-0.124
1.1384	0.35	-2.367	0.2252	0.0109	0.0047	-0.1215
1.2017	0.35	-2.608	0.214	0.0111	0.0049	-0.1176
1.2567	0.35	-2.906	0.1988	0.0114	0.005	-0.1118
1.3031	0.35	-3.261	0.1789	0.012	0.0051	-0.1032
1.3407	0.35	-3.662	0.1537	0.0129	0.0049	-0.0912
1.3691	0.35	-4.09	0.1232	0.0135	0.0044	-0.0751
1.3881	0.35	-4.508	0.088	0.0145	0.0035	-0.055
1.3976	0.35	-4.785	0.0518	0.0158	0.0022	-0.0328

Second Wing2

y-span	Chord	Ai	Cl	PCd	ICd	CmGeom
-1.3976	0.35	-5.269	0.0659	0.0153	0.003	0.0249
-1.3881	0.35	-5.002	0.1124	0.0138	0.0049	0.0259
-1.3691	0.35	-4.574	0.1585	0.0127	0.0063	0.0291
-1.3407	0.35	-4.133	0.2	0.0114	0.0072	0.0332
-1.3031	0.35	-3.719	0.2361	0.0108	0.0077	0.0394
-1.2567	0.35	-3.35	0.2667	0.0106	0.0078	0.0462
-1.2017	0.35	-3.037	0.2923	0.0104	0.0078	0.0531
-1.1384	0.35	-2.778	0.3135	0.0102	0.0076	0.0595
-1.0674	0.35	-2.565	0.331	0.0102	0.0074	0.0655
-0.9891	0.35	-2.389	0.3454	0.0102	0.0072	0.0707
-0.9041	0.35	-2.241	0.3572	0.0102	0.007	0.0751
-0.8128	0.35	-2.114	0.367	0.0101	0.0068	0.0787
-0.7161	0.35	-2.007	0.3749	0.0101	0.0066	0.0818
-0.6144	0.35	-1.916	0.3814	0.0101	0.0064	0.0844
-0.5085	0.35	-1.842	0.3865	0.0101	0.0062	0.0864
-0.3992	0.35	-1.783	0.3904	0.0101	0.0061	0.0879
-0.2872	0.35	-1.74	0.3933	0.01	0.006	0.0891
-0.1732	0.35	-1.711	0.3952	0.01	0.0059	0.0898
-0.0583	0.35	-1.697	0.3961	0.01	0.0059	0.0902
0.0583	0.35	-1.697	0.3961	0.01	0.0059	0.0902
0.1732	0.35	-1.711	0.3952	0.01	0.0059	0.0898
0.2872	0.35	-1.74	0.3933	0.01	0.006	0.0891
0.3992	0.35	-1.783	0.3904	0.0101	0.0061	0.0879
0.5085	0.35	-1.842	0.3865	0.0101	0.0062	0.0864
0.6144	0.35	-1.916	0.3814	0.0101	0.0064	0.0844
0.7161	0.35	-2.007	0.3749	0.0101	0.0066	0.0818

0.8128	0.35	-2.114	0.367	0.0101	0.0068	0.0787
0.9041	0.35	-2.241	0.3572	0.0102	0.007	0.0751
0.9891	0.35	-2.389	0.3454	0.0102	0.0072	0.0707
1.0674	0.35	-2.565	0.331	0.0102	0.0074	0.0655
1.1384	0.35	-2.778	0.3135	0.0102	0.0076	0.0595
1.2017	0.35	-3.037	0.2923	0.0104	0.0078	0.0531
1.2567	0.35	-3.35	0.2667	0.0106	0.0078	0.0462
1.3031	0.35	-3.719	0.2361	0.0108	0.0077	0.0394
1.3407	0.35	-4.133	0.2	0.0114	0.0072	0.0332
1.3691	0.35	-4.574	0.1585	0.0127	0.0063	0.0291
1.3881	0.35	-5.002	0.1124	0.0138	0.0049	0.0259
1.3976	0.35	-5.269	0.0659	0.0153	0.003	0.0249