

ESTE EXEMPLAR CORRESPONDE A REDAÇÃO FINAL DA
TESE DEFENDIDA POR *Carolina Akemi*
Sepulveda Matsuo E APROVADA
PELA COMISSÃO JULGADORA EM *28, 02, 2011*

UNIVERSIDADE ESTADUAL DE CAMPINAS
ORIENTADOR

FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

COMISSÃO DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Carolina Akemi Sepulveda Matsuo

**Projeto de um Veículo Aéreo
Não Tripulado para Pulverização
Aeroagrícola**

Campinas, 2011.

Carolina Akemi Sepulveda Matsuo

Projeto de um Veículo Aéreo Não Tripulado para Pulverização Aeroagrícola

Dissertação apresentada ao Curso de Mestrado da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual de Campinas, como requisito para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de Concentração: Térmicas e Fluidos

Orientador: Kamal Abdel Radi Ismail

Campinas 2011

FICHA CATALOGRÁFICA ELABORADA PELA BIBLIOTECA DA ÁREA DE
ENGENHARIA E ARQUITETURA - BAE - UNICAMP

M429p	<p>Matsuo, Carolina Akemi Sepulveda Projeto de um veículo aéreo não tripulado para pulverização aeroagrícola / Carolina Akemi Sepulveda Matsuo. --Campinas, SP: [s.n.], 2011.</p> <p>Orientador: Kamal Abdel Radi Ismail. Dissertação de Mestrado - Universidade Estadual de Campinas, Faculdade de Engenharia Mecânica.</p> <p>1. Pulverização. 2. Aeronave não tripulada. 3. Aviões - Aerodinâmica. I. Ismail, Kamal Abdel Radi. II. Universidade Estadual de Campinas. Faculdade de Engenharia Mecânica. III. Título.</p>
-------	--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Título em Inglês: Unmanned aerial vehicle design for agricultural aerial spraying

Palavras-chave em Inglês: Spraying, Unmanned aerial vehicle, Aerodynamic
airplane

Área de concentração: Térmicas e Fluidos

Titulação: Mestre em Engenharia Mecânica

Banca examinadora: Caio Glauco Sanchez, Inácio Maria Dal Fabbro

Data da defesa: 28/02/2011

Programa de Pós Graduação: Engenharia Mecânica

UNIVERSIDADE ESTADUAL DE CAMPINAS
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA
COMISSÃO DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA
DEPARTAMENTO DE TÉRMICAS E FLUIDOS

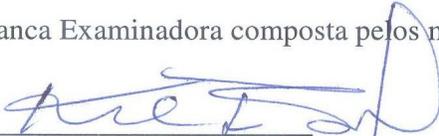
DISSERTAÇÃO DE MESTRADO ACADÊMICO

**Projeto de um Veículo Aéreo Não
Tripulado para Pulverização
Aeroagrícola**

Autora: Carolina Akemi Sepulveda Matsuo

Orientador: Kamal Abdel Radi Ismail

A Banca Examinadora composta pelos membros abaixo aprovou esta Dissertação:



Prof. Dr. Kamal Abdel Radi Ismail
UNICAMP/FEM



Prof. Dr. Caio Glauco Sanchez
UNICAMP/FEM



Prof. Dr. Inácio Maria Dal Fabbro
UNICAMP/ FEAGRI

Campinas, 28 de Fevereiro, 2011.

Dedicatória

Dedico este trabalho aos meus pais, ao meu irmão e aos meus avós.

Agradecimentos

Gostaria de expressar toda minha gratidão e apreço a todos aqueles que, direta ou indiretamente, deram-me incentivos e apoio tornando possível a conclusão desse trabalho. A todos, quero manifestar meus sinceros agradecimentos.

Agradeço a Deus pelo alento nas horas difíceis, transmitindo-me segurança para enfrentar meu caminho e seguir estes anos de estudo que direcionaram a obtenção deste título.

Agradeço meus pais, exemplos de dignidade, humildade, perseverança, alegria e Fé, pelo incentivo, carinho e apoio no decorrer da minha vida.

Ao meu orientador Prof. Dr. Kamal Abdel Radi Ismail por me transmitir sua experiência e seus conhecimentos na área aeronáutica, e acreditar no meu esforço.

A CAPES (Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior) pelo auxílio financeiro.

Ao Prof. Dr. Inácio M. D. Fabbro (FEAGRI), ao Prof. Dr. Paulo Soviero (ITA), ao Ricardo Bencatel (FEUP) pelo apoio e sugestões.

Agradeço aos queridos amigos: Adilto Cunha, Dalmo Inácio G. Costa, Ed Carlos A. Rocha pela amizade, incentivo, apoio, e companheirismo animando-me nos momentos difíceis; Adriana de Olinda Moraes, Fábio Guimarães Moreira, Karlos Martins, Suzara Costa, Luiz Jorge M. de Jesus, pela amizade e carinho que sempre me disponibilizaram.

*"O que foi, isso é o que há de ser; e o que se fez, isso se fará; de modo que nada há de novo
debaixo do sol.
Há alguma coisa de que se possa dizer: Vê, isto é novo? Já foi nos séculos passados, que foram
antes de nós."*

(Eclesiastes 1:9-10)

Resumo

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT's) possuem uma variedade de aplicações, seja monitoramento de incêndios florestais, linhas de energia, tráfego, aglomerações humanas, como também ser usado de alvo aéreo em aplicações militares. Mesmo que ainda seja um pouco restrita à aplicação civil por falta de regulamentação, tais veículos estão sendo desenvolvidos e estudados em âmbito acadêmico. A particularidade deste trabalho é o desenvolvimento de um Veículo Aéreo Não Tripulado para o uso em pulverização aeroagrícola visando reduzir os riscos de operação de vôo tripulado agrícola. Dessa maneira, é apresentada a metodologia usada para desenvolver o projeto, descrevendo o procedimento utilizado para determinar a razão peso-potência e carga alar, e as características geométricas do VANT. Os cálculos da aerodinâmica, desempenho e da estabilidade longitudinal estática do veículo são feitos analiticamente, sendo que na etapa de projeto aerodinâmico, é feita a otimização do aerofólio NACA 4415, e calculado os parâmetros aerodinâmicos do veículo completo. Além disso, por ser não tripulado, é feita a seleção do Sistema de Controle de Vôo de forma a atender os requisitos da missão. Nos cálculos do projeto são usadas as normas técnicas de homologação como a RBHA (Requisitos Brasileiros de Homologação de Aeronaves) a qual remetem às principais normas internacionais: FAR (Federal Aircraft Regulation), dos Estados Unidos da América, e a norma JAR (Joint Airworthiness Regulation). Por ser utilizado na pulverização de defensivos agrícolas é apresentada a tecnologia de aplicação dos mesmos utilizados em aeronaves tripuladas, e feito a escolha do sistema de pulverização para o veículo.

Palavras chave: Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), Pulverização Aérea, Otimização de Aerofólio.

Abstract

The Unmanned Aerial Vehicles (UAV's) have a variety of applications, wether monitoring of forest fires, power lines, traffic, crowds, but also can be used for aerial target military applications. Even though it is still somewhat restrict to civil application because of lack of regulation, such vehicles are being developed and studied in the academic sphere. The particularity of this work is the development of an Unmanned Aerial Vehicle for use in aerial spraying to reduce the risks of manned agricultural operation. Thus, It is presented the methodology used to determine the thrust to weight ratio and wing loading, and geometric characteristics of the UAV. Analytical calculus of aerodynamic and vehicle performance are made, and in the step aerodynamic design is made the optimization of the airfoil NACA 4415 and calculated the aerodynamic parameters of the whole vehicle. Moreover, being unmanned, it is made the selection of the Flight Control System to attend mission requirements. Technical standards for approval are used to design calculations as the RBHA (Brazilian Requirements for Approval of Aircraft) wich refer to the main international standards: FAR (Federal Aviation Regulation) of United States of America, and JAR (Joint Airworthiness Regulation). Whereas is used in the spraying of pesticides, it is presented the technology of application used in manned aircraft, and the choice of the spray system for vehicle.

Key Words: Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Agricultural Aerial Spraying, Airfoil Optimization.

Lista de Ilustrações

Figura 2.1: VANT americano Predator	5
Figura 2.2: Helicóptero Agrícola RMAX.....	6
Figura 2.3: Dirigível Não Tripulado Aurora do Cenpra.....	7
Figura 2.4: VANT ARARA da USP - São Carlos em parceria com a EMBRAPA.....	7
Figura 2.5: VANT Acauã	8
Figura 2.6: Mercado europeu de VANT civil e comercial no período de 2008 a 2020 (FROST; SULLIVAN, 2007).....	9
Figura 2.7: AirMule.....	10
Figura 2.8: Global Hawk	11
Figura 2.9: Mini- Vant Orbiter de Israel.....	11
Figura 2.10: VANT Heron de Israel.....	12
Figura 2.11: Avião agrícola Piper Pawnee	14
Figura 2.12: Aeronave Agrícola Air Tractor	14
Figura 2.13: Aeronave EMB IPANEMA	15
Figura 2.14: Aeronave Agrícola brasileira Kraüss Ka-01	16
Figura 2.15: Evolução da frota de aeronaves agrícolas de Dezembro de 2008 a Dezembro de 2009 (ANAC, 2010)	17
Figura 2.16: (a) Ponta de jato cônico; (b) Ponta de jato em leque.	24
Figura 2.17: Atomizador Rotativo Micronair, modelo AU5000.....	25
Figura 2.18: Atomizador Rotativo de Discos, Turboaero modelo TA-88C-5.....	25
Figura 2.19: Aspecto típico de cartão hidro-sensível após coleta de gotas	26
Figura 2.20: Esquema de um “bandeiramento” alinhado e paralelo (SANTOS, 1992)	27
Figura 2.21: (a) Esquema de um “bandeiramento” desalinhado e não paralelo; (b) Esquema de um “bandeiramento” alinhado e não paralelo (SANTOS, 1992)	28
Figura 2.22: (a) Curva clássica / balão; (b) Racetrack	28
Figura 2.24: Acidentes na Região Sul por segmento (BRASIL 2010).....	31
Figura 2.25: Acidentes na Região Centro-Oeste por segm ento (BRASIL 2010)	31

Figura 2.26: Fatores Contribuintes na Aviação Agrícola – Perda de Controle em Vôo (BRASIL 2010).....	32
Figura 2.27: PT-GXD após perda de controle em vôo.....	33
Figura 2.28: Percentual de Contribuição por Tipo de Ocorrência (BRASIL, 2010).....	33
Figura 2.30: Apresentação esquemática da etapa de Especificação e Requisitos (BARROS, 2001)	38
Figura 2.31: Apresentação esquemática da etapa Estudos Preliminares (BARROS, 2001)	38
Figura 2.32: Apresentação esquemática da etapa Anteprojeto (BARROS, 2001)	39
Figura 2.33: Apresentação esquemática da etapa Projeto (BARROS, 2001).....	39
Figura 3.1: Metodologia adotada para o desenvolvimento do VANT agrícola.....	40
Tabela 3.1: Ficha técnica das aeronaves agrícolas (JANES, 2004).....	43
Figura 3.2: Perfil da Missão	45
Figura 3.3: Valores típicos do coeficiente de atrito equivalente de algumas aeronaves (ROSKAN, 1985).....	49
Figura 3.4: Gráfico da Velocidade de <i>stall</i> para a faixa de C_L adotados.	54
Figura 3.5: Distância de decolagem	55
Figura 3.6: Gráfico da distância de decolagem para a faixa de C_L adotado.	56
Figura 3.7: Gráfico da Razão de Subida.....	58
Figura 3.8: Distância de pouso	59
Figura 3.9: Gráfico da Distância de Pouso para a faixa de C_L adotado.....	60
Figura 3.10: Gráfico da Velocidade de Cruzeiro usando potência do motor a 100% e a 75%	61
Figura 3.11: Gráfico da relação carga alar e peso-potência	63
Figura 3.12: Curva do coeficiente de sustentação	65
Figura 3.13: Curva da polar de Arrasto	65
Figura 3.14: Curva da relação sustentação/arrasto	66
Figura 3.15: Motor rotativo AR682R.....	68
Figura 3.16: Curva da potência e tração do motor pela rpm	70
Figura 3.17: Motor JABIRU 2200A.....	70
Figura 3.18: Percurso do agroquímico saindo do Hopper até os bicos pulverizadores através de um sistema hidráulico (SANTOS, 1992).....	72

Figura 3.19: Percurso do agroquímico saindo do Hopper até os bicos pulverizadores através de um sistema eólico (SANTOS,1992)	73
Figura 3.20: MICRONAIR AU 5000	74
Figura 3.21: Atomizadores instalados na asa	75
Figura 3.22: Algumas características que definem a geometria da asa	78
Figura 3.23: Influência da geometria da asa nas condições de <i>stall</i> para alguns ângulos de ataque [PAZMANY, 1963].....	79
Figura 3.24: Variação do ângulo de ataque efetivo ao longo da envergadura (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979)	79
Figura 3.25: Cauda convencional	80
Figura 3.26: Vista frontal	85
Figura 3.27: Vista lateral	85
Figura 3.28: Vista superior	86
Figura 3.29: Desenho em perspectiva.....	86
Figura 4.1: Aerofólio Selig 1223 e Eppler 423 (UIUC).....	89
Figura 4.2: Aerofólio NACA 64(2)-215 (UIUC)	90
Figura 4.3: Aerofólio NASA NFL(1)-0115 (UIUC)	91
Figura 4.4: Representação da parametrização Parsec. Figura adaptada de	93
Figura 4.5: NACA 0012, $Re\ 3 \times 10^6$ (VARGAS et al., 2005).....	96
Figura 4.6: NACA 4415, $Re\ 3 \times 10^6$ (VARGAS et al., 2005).....	97
Figura 4.7: Deflexão das linhas de corrente no extradorso e intradorso da asa (ANDERSON, 1984).....	99
Figura 4.8: Diferença de pressão entre o extradorso e intradorso causando circulação nas pontas (ANDERSON, 1984).....	99
Figura 4.9: Formação de vorticidades livres atrás da asa (ANDERSON, 1984).....	99
Figura 4.10: Distribuição dos vórtices ferradura na envergadura da asa (ANDERSON, 1984) .	100
Figura 4.11: Velocidade induzida pelo vórtice de esteira (ANDERSON, 1984).....	101
Figura 4.12: Ângulos de ataque que atuam no aerofólio (ANDERSON, 1984)	102
Figura 4.13: Tipos de Flapes	106
Figura 4.14: Flap defletido com ângulo ηf (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979).....	106

Figura 4.15: Comparação entre a previsão teórica e as medidas experimentais das distribuições de ângulo de ataque causado pela deflexão do flap (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979).....	108
Figura 4.16: Efeito Solo	109
Figura 4.17: Vórtice ferradura e a imagem abaixo do solo (MCCORMICK, 1994).....	110
Figura 4.18: Aerodinâmica da cauda horizontal em vôo reto (ISMAIL 2009)	112
Figura 4.19: Fator de arrasto conforme o tipo de trem de pouso.....	115
Figura 4.20: Interpretação gráfica do espaço X de perfis de aerofólios	119
Figura 4.21: Geometria da asa do VANT.....	121
Figura 4.22: Asa segmentada em n partições dependentes do ângulo θ	122
Figura 4.23: Dados históricos da relação entre corda e envergadura do aileron em relação à asa, adaptado de Raymer (1989).....	124
Figura 4.24: Curva $dCL/d\alpha$ pela razão de aspecto gerada pela rotina computacional	128
Figura 4.25: Curva do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque com inclinação de 4,82/ rad	129
Figura 4.26: Inclinação da curva de sustentação da asa retangular pela razão de aspecto; $C'l_{\infty} = 2\pi$. (1) Teoria da linha de sustentação simples, (2) Teoria da linha de sustentação estendida (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT,1979)	129
Figura 4.27: Distribuição da sustentação na envergadura para AR= 6, 9,12 e para os limites $AR \rightarrow 0$ e $AR \rightarrow \infty$	130
Figura 4.28: Distribuição da sustentação Cl/CL de asas retangulares sem torção, de AR=6,9,12 e também para os limites $AR \rightarrow 0$ e $AR \rightarrow \infty$, $C'l_{\infty} = 2\pi$ (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT,1979)	130
Figura 4.29: Distribuição da circulação da asa retangular sem torção com AR=6 atacada de 1 grau	131
Figura 4.30: Distribuição da circulação da asa retangular sem torção de AR=6 e $\alpha=1^{\circ}$, $C'l_{\infty} = 2\pi$. (1) Teoria da linha de sustentação simples. (2) Teoria da linha de sustentação estendida (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT,1979)	131
Figura 4.31: Distribuição da sustentação Cl/CL na envergadura para asa reta sem torção de AR=6 e $\alpha=1^{\circ}$	132

Figura 4.32: Resultados comparativos entre o coeficiente de sustentação teórico e experimental, ambos com flap defletido de 40 graus	133
Figura 4.33: Perfil Original e Otimizado.....	135
Figura 4.34: Curva do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque para $Re= 3,0 \cdot 10^6$	135
Figura 4.35: Curva polar de arrasto para $Re= 3,0 \cdot 10^6$	136
Figura 4.36: Curva da razão sustentação/arrasto pelo ângulo de ataque para $Re= 3,0 \cdot 10^6$	136
Figura 4.37: Curva do coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque para $Re= 3,0 \cdot 10^6$	137
Figura 4.38: Curva do coeficiente de momento pelo ângulo de ataque para $Re= 3,0 \cdot 10^6$	137
Figura 4.39: Curva de carregamento da asa para variados ângulos de ataque	138
Figura 4.40: Comparação entre os coeficientes de sustentação global da asa, para variados ângulos de ataque, com e sem a influência do solo	139
Figura 4.41: Comparação entre os coeficientes de arrasto induzido da asa, para variados ângulos de ataque, com e sem a influência do solo	140
Figura 4.42: Carregamento da asa considerando a deflexão do flap a 0 e 40 graus, com ângulo de ataque de 3 graus	141
Figura 4.43: Coeficiente de sustentação da asa com a deflexão do flap para 0 e 40 graus, com ângulo de ataque de 3,0 graus.....	141
Figura 4.44: Curva de sustentação pelo ângulo de ataque na velocidade de 38,0 m/s.....	143
Figura 4.45: Curva de arrasto pelo ângulo de ataque na velocidade de 38,0 m/s.....	143
Figura 4.46: Porcentagem de arrasto dos componentes para uma faixa de velocidade de vôo...	144
Figura 4.47: Curva polar de arrasto na velocidade de 38,0 m/s	144
Figura 4.48: Curva da razão de planeio pela velocidade de vôo	145
Figura 5.1: Forças que agem na aeronave durante a razão de subida.....	150
Figura 5.2: Forças que agem na aeronave durante a razão de descida	151
Figura 5.3: Etapas da distância de decolagem	154
Figura 5.4: Esquemas de forças que atuam na aeronave durante a decolagem	155
Figura 5.5: Distância percorrida para ultrapassar um obstáculo de 50 pés	156
Figura 5.6: Etapas da distância de pouso.....	158
Figura 5.7: Aeronave executando a virada plana	160
Figura 5.8: Manobra <i>pull up</i>	162

Figura 5.9: Desempenho estático da hélice (MCCORMICK, 1994).....	165
Figura 5.10: Modo de pulverização padrão Balão.....	169
Figura 5.11: Potência requerida e disponível (a 100% e 78% P. motor) em função da velocidade	172
Figura 5.12: Razão de subida a 100% e 78% P. motor em função da velocidade.....	172
Figura 5.13: Razão de subida a 100% e 78% P. motor em função da velocidade.....	173
Figura 5.14: Autonomia do VANT agrícola em função da velocidade de vôo.....	173
Figura 5.15: Alcance do VANT agrícola em função da velocidade de vôo.....	174
Figura 6.1: Ilustração das várias condições de estabilidade estática.....	181
Figura 6.2: Coeficiente de momento de arfagem pelo ângulo de ataque.....	181
Figura 6.3: Esquema do posicionamento das forças atuantes na asa e na empenagem horizontal, com a deflexão positiva do profundor.....	182
Figura 6.4: Procedimento para calcular Cm0 da fuselagem.....	184
Figura 6.5: Variação do ângulo do fluxo local ao longo da fuselagem.....	185
Figura 6.6: Parâmetro da eficiência da superfície de controle.....	187
Figura 6.7: Coeficiente de momento de arfagem para ângulo de incidência da empenagem horizontal de zero graus.....	189
Figura 6.8: Coeficiente de momento de arfagem para ângulo de incidência da empenagem horizontal de -3 graus.....	189
Figura 6.9: Coeficiente de momento de arfagem para ângulo de incidência da empenagem horizontal de 1 grau.....	190
Figura 7.1: Superposição dos diagramas de manobra e de rajada.....	198
Figura 8.1: Enlace de comunicação entre a Estação Solo e o veículo.....	203
Figura 8.2: Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo Completo.....	203
Figura 8.3: (a) Estação Solo; (b) e (c) Sistema operacional (Computadores) do VANT Predator	204
Figura 8.4: (a) Estação Solo e (b) Sistema de Controle de Vôo do VANT.....	205
Figura 8.5: (a) Estação Solo do Dirigível AURORA [PROJ. AURORA CTI] e (b) Estação Solo do VANT civil MLB BAT.....	205
Figura 8.6: Indicação dos servos de pilotagem em uma aeronave comum.....	208

Figura 8.7: (a) Piloto Automático e o software (b) Comparação do tamanho do Hardware com uma moeda.....	209
Figura 8.8: Piloto automático Kestrel 2.2x com o modem AC4490 conectado	210
Figura 8.9: Piloto automático MP2028 e seu peso	211
Figura 8.10: Piloto automático AP04	211
Figura 8.11: Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo do UAV-UFBA (SAMPAIO, 2006).	213
Figura 8.12: Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo do ARARA (NERIS, 2001).....	214
Figura 8.13: Piloto Automático Piccolo II	216
Figura 8.14: Estação Solo.....	217
Figura 8.15: Câmera Tase Duo Gimbal.....	217
Figura 8.16: Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo completo	218
Figura 8.17: Arquitetura do Piloto Automático.....	218
Figura 1 A: Efeito do ângulo de ataque nas características longitudinais do modelo	232
Figura 2 A: Fator de massa aparente (K).....	233
Figura 3 A: Fatores de influência asa-fuselagem	233
Figura 4 A: Coeficiente de arrasto do cilindro	234
Figura 5 A: Razão do coeficiente de arrasto de um cilindro circular de comprimento finito por um de comprimento infinito (ROSKAN, 1985)	234
Figura 7A: Correlação da velocidade do avião com o índice de potência (RAYMER, 1985)....	235
Figura 8 A: Curva da eficiência da hélice Clark Y, bi-pás.....	235
Figura 9 A: Curva do coeficiente de potência da hélice Clark Y, bi-pás	236
Figura 10 A: Carta de projeto da hélice Clark Y, bi-pás (HARTMAN; BIERMANN, 1938)....	236
Figura 11 A: (a) Mudança do ângulo de ataque devido à deflexão do flap, (b) Mudança do momento de arfagem devido à deflexão do flap (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979).....	237

Lista de Tabelas

Tabela 2.2: Percentual das causas de falhas e incidentes com VANT (USDOD,2004).....	35
Tabela 2.3: Falha dos atuadores (CORRÊA; JUNIOR, 2008)	35
Tabela 2.4: Falha dos sensores (CORRÊA; JUNIOR, 2008).....	35
Tabela 2.5: Principais metodologias de desenvolvimento de projeto de aeronaves.....	36
Tabela 3.1: Ficha técnica das aeronaves agrícolas (JANES, 2004).....	43
Tabela 3.2: Ficha técnica dos VANT's (JANES, 2004).....	44
Tabela 3.3: Volume de aplicação de acordo com a vazão.....	47
Tabela 3.4: Correlação dos coeficientes de área parasita versus área molhada (ROSKAN, 1985)	49
Tabela 3.5: Coeficientes de regressão linear do peso de decolagem versus área molhada (ROSKAN, 1985).....	50
Tabela 3.6: Valores utilizados para o cálculo da estimativa da razão L/D	50
Tabela 3.7: Resultados da etapa de pulverização	51
Tabela 3.8: Valores adotados e calculados para as frações de combustível para cada etapa	53
Tabela 3.9: Valores dos coeficientes para estimar a distância de decolagem	56
Tabela 3.10: Valores adotados e calculados para a estimativa da razão de subida	58
Tabela 3.11: Valores adotados e calculados para a estimativa da distância de pouso	58
Tabela 1.12: Parâmetros do ponto escolhido.....	62
Tabela 3.13: Levantamento dos aerofólios da asa de algumas aeronaves agrícolas (LEDNICER, 2007).....	64
Tabela 3.14: Modelos de VANT's e motores (ORON, 2006).....	67
Tabela 3.15: Levantamento de alguns motores usados no mercado.....	69
Tabela 3.16: Características do motor	69
Tabela 3.17: Especificação do atomizador	75
Tabela 3.18: Número de atomizadores em algumas aeronaves agrícolas	76
Tabela 3.19: Características geométricas de algumas aeronaves (BARROS,2001).....	82
Tabela 3.20: Coeficientes de volume de cauda horizontal e vertical de algumas aeronaves (BARROS,2001)	82

Tabela 3.21: Passeio do C.G para várias situações de pesos	84
Tabela 3.22: Características geométricas da aeronave	84
Tabela 4.1 - Coeficientes e parâmetros geométricos do perfil otimizado	134
Tabela 4.2 - Coeficientes e parâmetros geométricos do perfil original.....	134
Tabela 5.1: Resultados de desempenhos obtidos para o VANT agrícola.....	175
Tabela 5.2: Alcance e Autonomia em relação a taxa de aplicação.....	177
Tabela 5.3: Alcance e Autonomia do VANT	177
Tabela 5.4: Área plantada em hectares das principais culturas por região brasileira (Fonte: IBGE - Produção Agrícola 2007).....	177
Tabela 5.5: Quantidade de áreas de culturas que podem ser atendidas utilizando aplicação aeroagrícola	179
Tabela 7.1: Especificação do VANT	195
Tabela 7.2: Fatores de carga de rajada	197
Tabela 8.1: Elementos usados no controle e comunicação	215
Tabela 8.2: Sensor de altitude.....	215
Tabela 8.3: Dispositivo de comunicação	215
Tabela 8.4: Elementos que compõe a Estação Solo	216
Tabela 8.5: Dispositivo para leitura de imagem.....	216

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

Letras Latinas

a - aceleração	[m/s ²]
a_{asa} - derivada da curva $C_L \times \alpha$ da asa	[rad]
a_0 - derivada da curva $C_l \times \alpha$	[rad]
A_n - coeficientes da série de Fourier	
A_{puly} - área pulverização	[m ²]
AR - razão de Aspecto	
b - envergadura	[m]
c - corda	[m]
\bar{c} - corda média aerodinâmica	[m]
C_{D0} - coeficiente de arrasto parasita total	
C_D - coeficiente de arrasto total	
C_{dc} - coeficiente de arrasto para escoamento inclinado em um cilindro infinito em função do n° de Mach	
$C_{Di\ solo}$ - coeficiente de arrasto em efeito solo	
C_f - coeficiente de atrito de pele equivalente	
C.G - Centro de Gravidade	
C_l - coeficiente de sustentação distribuído na envergadura da asa	
C_L - coeficiente de sustentação total	
$C_{L\alpha w}$ - fator de correção da inclinação da curva de sustentação da asa infinita para a asa finita	
$C_{L\alpha h}$ - fator de correção da inclinação da curva de sustentação da empenagem horizontal infinita para a empenagem horizontal finita	
C_{Lh} - coeficiente de sustentação da empenagem horizontal	
$C_{L\ solo}$ - coeficiente de sustentação em efeito solo	
C_m - coeficiente de momento	
C_{m0} - coeficiente de torque do avião para $\alpha=0^\circ$	

$C_{m\alpha}$	– coeficiente de torque de arfagem do avião versus ângulo de ataque, $dC_m/d\alpha$	
$C_{m\delta\epsilon}$	– mudança no coeficiente de torque na aeronave para deslocamento angular na empenagem ou profundor	
c.m.a	– corda média aerodinâmica	[m]
c_p	- consumo específico de combustível	[kg/kW h]
c_p	- coeficiente de potência	
D	- força de arrasto total	[N]
D_B	- distância percorrida no “balão”	[m]
D_P	- distância percorrida de pulverização	[m]
D_T	– distância total percorrida na pulverização	[m]
e	– fator de Oswald	
E	- autonomia	[h]
f	– área parasita equivalente	[m ²]
F_R	- força de atrito	[N]
g	- aceleração da gravidade	[m/s ²]
h	- altura	[m]
i_f	- ângulo de incidência da fuselagem	[°]
i_w	- ângulo de incidência da asa	[°]
i_H	- ângulo de incidência da empenagem horizontal	[°]
I_p	– índice de Potência	[kg ^{1/3} /s]
J	– avanço da hélice	
K	– coeficiente de arrasto induzido	
K_1, K_2	- fator de correção da razão de finura da fuselagem	
K_{fw}	-fator de influência da fuselagem sobre a asa	
K_g	- fator de alívio de rajada	
K_{wf}	- fator de influência da asa sobre a fuselagem	
L	– força de sustentação total	[N]
l_h	- distância entre os centros aerodinâmicos da asa e empenagem horizontal	[m]

l_v – distância entre os centros aerodinâmicos da asa e empenagem vertical	[m]
m - massa	[kg]
M_{ff} - fração de combustível total da missão	
n – rotação do motor	[rpm]
n – fator de carga	
N_B - número de “balões”	
N_P - número de passadas	
P – potência	[hp]
P_A - potência disponível	[hp]
P_R – potência requerida	[hp]
q – pressão dinâmica	[N/m ²]
R - alcance	[km]
R – raio da curva no movimento <i>pull up</i>	[m]
Re – número de Reynolds	
R/C - razão de Subida	[m/s]
s – semi-envergadura da asa	[m]
S - área da asa	[m ²]
S_a - distância percorrida ao ultrapassar obstáculo na decolagem	[m]
S_{ap} - distância de aproximação	[m]
S_L - distância de Pouso	[m]
S_f - distância de flutuação	[m]
S_g – distância percorrida na pista	[m]
S_{HT} - área da empenagem horizontal	[m ²]
S_r - distância de rolamento	[m]
S_R - distância de rolamento na decolagem	[m]
S_{TO} – distância de decolagem total	[m]
S_{VT} – área da empenagem vertical	[m ²]
S_w – Área molhada	[m ²]
t - tempo	[s]

T – tração do motor	[N]
U_{de} - velocidade de rajada	[pés/s]
w_f – largura média das seções da fuselagem	[m]
W - peso	[N]
W_i - peso inicial	[N]
W_{i+1} - peso final	[N]
W_0 - peso bruto (total)	[N]
W_{cp} - peso da carga paga	[N]
W_L - peso da aeronave no pouso	[N]
$X_{c.g}$ - posição do centro de gravidade	[m]
X_{NP} – posição do ponto neutro	[m]
y_L – ordenada dos pontos do intradorso do perfil	
y_U –ordenada dos pontos do extradorso do perfil	
V - velocidade	[m/s]
V_{HT} - coeficiente de volume de cauda horizontal	
V_{VT} - coeficiente de volume de cauda vertical	

Subscritos

ac – centro aerodinâmico

A- manobra

comb - combustível

cp - carga paga

d- mergulho

fus - fuselagem

i – etapas da missão

inter - interferência

p - ponta

prof – profundor

pulv - pulverização

r - raíz

s - *stall*

sc – sistema de controle

SL – *stall* no pouso

TO - decolagem

trem - trem de pouso

trip – tripulação

v - vazio

Letras Gregas

α - ângulo de ataque [°]

α_i - ângulo de ataque induzido [°]

α_0 - ângulo de ataque de sustentação nula [°]

α_{eff} – ângulo de ataque efetivo [°]

β – ângulo de ataque do perfil da pá [°]

δ_e – deflexão do profundor [°]

ε – Ângulo de downwash [°]

η - eficiência

η_f – ângulo de deflexão do flap

θ - ângulo de partição da asa [°]

λ - afilamento

μ - viscosidade dinâmica [N s/m²]

μ_g -fator de massa da aeronave

μ_r - coeficiente de atrito

ρ - densidade do ar [kg/m³]

σ - razão entre densidades do ar

ϕ - ângulo de virada plana [°]

ω – velocidade induzida (downwash)

ω – taxa de virada plana [rad/s]

Γ - circulação

Δ - variação

Siglas

ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil

ARARA - Aeronaves de Reconhecimento Assistidas por Rádio e Autônomas

AURORA - Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship

AV – Alto Volume

BV – Baixo Volume

CTI – Centro de Tecnologia de Informação Renato Archer

CenIPA – Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes

CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial

CTEx – Centro Tecnológico do Exército

DCA - Desenvolvimento da Certificação Aeronáutica

DECEA – Departamento de Controle do Espaço Aéreo

FAR – Federal Aviation Regulation

IPqM – Instituto de Pesquisa da Marinha

MV – Médio Volume

RBHA - Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica

UAV – Unmanned Aerial Vehicle

UBV – Ultra Baixo Volume

USP – Universidade de São Paulo

VANT – Veículo Aéreo Não Tripulado

SUMÁRIO

LISTA DE ABREVIACÕES E SIGLAS.....	xviii
1. INTRODUÇÃO	1
1.1. Objetivos.....	2
1.1.1. Objetivo Geral.....	2
1.1.2. Objetivos específicos	2
1.2. Organização da Dissertação.....	2
2. REVISÃO DA LITERATURA	4
2.1. História dos Veículos Aéreos Não Tripulados.....	4
2.1.1. Aplicações dos Veículos Aéreos Não Tripulados.....	8
2.1.2. Mercado dos VANT's.....	9
2.1.3. Regulamentação da utilização de VANT's no Brasil	12
2.2. História da Aviação agrícola.....	13
2.2.1. Mercado da Aviação agrícola	16
2.2.2. Regulamentação Agrícola.....	17
2.2.3. Agricultura de Precisão.....	18
2.2.4. Tecnologia de Aplicação de defensivos agrícolas	19
2.3. Comparação entre aplicação terrestre e aérea.....	21
2.4. Equipamentos para aplicação de defensivos.....	22
2.4.1. Equipamentos para aplicação de líquidos	23
2.4.2. Sistemas de Aplicação	25
2.4.3. Operação aeroagrícola	27
2.5. Acidentes com aeronaves agrícolas e VANT's	29
2.5.1. Acidentes nas operações aeroagrícolas e o fator humano.....	29

2.5.2.	Falhas em Veículos Aéreos Não-Tripulados	34
2.6.	Metodologia de Desenvolvimento de Projeto Aeronáutico.....	36
3.	METODOLOGIA DO PROJETO VANT	40
3.1.	Especificações e Requisitos de Projeto.....	41
3.2.	Métodos Comparativos.....	42
3.3.	Perfil da Missão	44
3.4.	Estimativa Inicial do Peso da Aeronave	45
3.4.1.	Estimativa do peso da Carga Paga	45
3.4.2.	Cálculo do Peso Bruto (W_0).....	52
3.4.3.	Obtenção da Área Alar e Potência Motriz	53
3.5.	Resultados Finais	62
3.6.	Seleção do Aerofólio.....	63
3.7.	Escolha do Motor.....	67
3.8.	Escolha do Sistema Agrícola	71
3.8.1.	Sistema de Disperção de Líquidos	73
3.9.	Sistema de Controle de Vôo	76
3.10.	Configuração da aeronave.....	77
3.10.1.	Configuração da asa.....	77
3.10.2.	Dimensão da Cauda Horizontal e Vertical.....	80
3.10.3.	Posicionamento do Motor	82
3.10.4.	Configuração da Fuselagem.....	83
3.11.	Centro de gravidade e Passeio do C.G.....	83
3.12.	Configuração Geral do VANT.....	84
4.	AERODINÂMICA	87
4.1.	Projeto Aerodinâmico	87

4.2.	Otimização do aerofólio.....	87
4.2.1.	Aerofólios e suas aplicações	88
4.2.2.	Metodologia de Otimização.....	91
4.3.	X-FOIL	95
4.4.	Centro aerodinâmico do aerofólio	97
4.5.	Determinação dos parâmetros aerodinâmicos do VANT	98
4.5.1.	Aerodinâmica da asa finita.....	98
4.5.2.	Método da Linha Sustentadora	100
4.5.3.	Aerodinâmica dos flaps.....	105
4.5.4.	Efeito Solo	108
4.5.5.	Aerodinâmica das empenagens e fuselagem.....	111
4.5.6.	Arrasto Parasita.....	114
4.6.	Procedimento de Cálculo dos parâmetros aerodinâmicos do VANT	117
4.6.1.	Procedimento de otimização computacional do aerofólio	117
4.6.2.	Procedimento de cálculo do carregamento da asa	120
4.6.3.	Procedimento de cálculo para determinar o coeficiente de sustentação total	124
4.6.4.	Procedimento de cálculo para determinação da Polar de arrasto do VANT.....	125
4.6.5.	Resultados do projeto aerodinâmico	128
4.7.	Resultados e Discussões da Otimização do aerofólio NACA 4415	133
4.8.	Resultados da análise aerodinâmica da asa.....	138
4.9.	Resultados considerando a deflexão do flap.....	140
4.10.	Resultados e discussões da análise aerodinâmica do VANT completo.....	142
5.	DESEMPENHO	146
5.1.	Introdução	146
5.2.	Potência Requerida	146
5.3.	Potência Disponível e velocidade máxima	148

5.4.	Razão de Subida.....	150
5.5.	Razão de descida.....	151
5.6.	Alcance	152
5.7.	Autonomia.....	153
5.8.	Distância de decolagem	153
5.9.	Distância de pouso	157
5.10.	Raio de virada e fator de carga máximo	159
5.11.	Manobra Pull up.....	162
5.12.	Procedimento de Cálculo	163
5.12.1.	Potência Requerida, Disponível e velocidade máxima.....	163
5.12.2.	Razão de Subida e Descida.....	164
5.12.3.	Distância de decolagem	164
5.12.4.	Distância de Pouso	165
5.12.5.	Alcance	166
5.12.6.	Autonomia.....	167
5.12.7.	Raio de virada plana e fator de carga máximo.....	167
5.12.8.	Manobra Pull up.....	168
5.13.	Procedimento de cálculo do desempenho na aplicação agrícola	168
5.14.	Resultados e discussões do desempenho do VANT agrícola	171
5.15.	Análise da sensibilidade do VANT na aplicação dos defensivos agrícolas.....	176
5.16.	Análise da missão do VANT comparado a um dia de trabalho de uma aeronave tripulada.....	177
6.	ESTABILIDADE	180
6.1.	Estabilidade Estática Longitudinal	180
6.2.	Ponto Neutro Manche Fixo.....	186
6.3.	Controle longitudinal	186

6.4.	Procedimento de Cálculo da Estabilidade Estática Longitudinal	187
6.5.	Resultados e Discussões da Estabilidade Estática Longitudinal.....	188
7.	DIAGRAMA V-n	191
7.1.	Envelope de cargas limites da aeronave	191
7.2.	Velocidades Estruturais	191
7.3.	Velocidade de Cruzeiro (V_c).....	192
7.4.	Velocidade Nunca Excedida em Mergulho (V_d).....	192
7.5.	Fatores de carga de manobra.....	192
7.6.	Velocidade de Manobra (V_A).....	193
7.7.	Fatores de carga de rajada.....	193
7.8.	Velocidade máxima de operação com flapes.....	194
7.9.	Curvas de vôo com coeficiente de sustentação máximo.....	194
7.10.	Coeficiente de sustentação máximo negativo.....	195
7.11.	Cálculos Detalhados.....	195
7.11.1.	Velocidade de Cruzeiro.....	195
7.11.2.	Velocidade nunca excedida em mergulho	196
7.11.3.	Velocidade de manobra.....	196
7.11.4.	Fatores de carga de rajada.....	196
7.11.5.	Curvas de vôo com coeficiente de sustentação máximo.....	197
7.12.	Resultados Diagrama V-n de Manobra e de Rajada	198
8.	SISTEMA DE CONTROLE DE VÔO DO VANT	199
8.1.	Conceitos Gerais	199
8.2.	Constituição do Veículo.....	200
8.3.	Classificação dos VANT's.....	201
8.4.	Sistema de Controle de Vôo	202

8.4.1.	Estação Solo.....	203
8.4.2.	Piloto Automático.....	206
i.	Sistema de Navegação.....	206
ii.	Sistema de Controle.....	207
8.4.3.	Atuadores.....	208
8.5.	Sistemas de Controle comercializados.....	208
8.4.4.	UNAV.....	209
8.4.5.	KESTREL.....	209
8.4.6.	MICROPILOT.....	210
8.4.7.	UAV Navigation.....	211
8.5.	Cloud Cap.....	212
8.6.	Instrumentos de Bordo.....	212
8.7.	Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo do VANT.....	212
8.8.	O Sistema de Controle de Vôo do VANT agrícola.....	214
8.9.	Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo do VANT agrícola.....	217
9.	CONCLUSÃO	219
10.	SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS	221
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	222
	ANEXO A	232

Capítulo 1

1. INTRODUÇÃO

A agricultura de precisão é vista como uma grande inovação tecnológica, podendo revolucionar o modo de pensar e de gerenciar as propriedades rurais. Auxilia o produtor rural a identificar as estratégias a serem adotadas para aumentar a eficiência na produção agrícola, maximizando a rentabilidade das colheitas, tornando o agronegócio mais competitivo (VALENTINI, 2004).

Tendo em vista a aplicação desse conceito, houve a necessidade de buscar alternativas variadas para coletar dados mais precisos que possam contribuir com o controle das pragas nas culturas, melhoria do monitoramento, dentre outros.

O desenvolvimento dos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) surgiu como uma importante opção neste setor. Sua aplicação na área agrícola, em missões de pulverização e monitoramento vem trazendo benefícios devido a redução do custo, tamanho dos equipamentos e necessidade de otimização da produção.

No caso da pulverização, existem duas maneiras eficazes: por meio de pulverizadores e atomizadores tratorizados e por meio de aviões tripulados.

As atividades de pulverização aérea são perigosas e necessitam uma substancial atividade de pilotagem ao mesmo tempo em que os marcos terrestres representam riscos de colisão, assim como fios das redes elétricas, postes, torres, arvores e cercas de arame, pois voando junto ao solo com velocidades próximas à velocidade de *stall*, pode ocorrer perda de sustentação durante as curvas de retorno ou balão (RASI, 2008).

Dessa forma, com a finalidade de minimizar significativamente os riscos de operação do vôo agrícola, reduzir os custos e aumentar a eficiência na plantação, a introdução de uma plataforma remotamente controlada ou autônoma, como o VANT, é viável tendo em vista que

suas características permitem incorporar ao seu sistema, componentes capazes de prover tais vantagens.

1.1. Objetivos

1.1.1. Objetivo Geral

O objetivo geral do presente trabalho é desenvolver um veículo aéreo não tripulado (VANT) para aplicar defensivos agrícolas.

1.1.2. Objetivos específicos

- (i) Utilizar softwares numéricos e de simulação de escoamento de fluidos para realizar os cálculos aerodinâmicos e de desempenho do VANT, conforme as normas aeronáuticas FAR e RBHA, seguindo os parâmetros da legislação agrícola;
- (ii) Otimização do aerofólio a ser utilizado na aeronave;
- (iii) Identificar os sistemas de controle autônomo e de pulverização;

1.2. Organização da Dissertação

A dissertação está organizada em Capítulos, sendo que o Capítulo 2 apresenta o estado da arte dos VANT's e das aeronaves agrícolas, abordando as formas de aplicações, regulamentação, mercado, tecnologia de aplicação agrícola, causas de acidentes aéreos em aeronaves agrícolas e

não tripuladas, e a metodologia de projeto aeronáutico, sendo considerada neste trabalho: aerodinâmica, desempenho, estabilidade longitudinal estática, diagrama V-n e a seleção do Sistema de Controle e Sistema agrícola.

O Capítulo 3 descreve o Projeto Conceitual do VANT com aplicação agrícola, comparando diversas aeronaves, adotando os requisitos de projeto, estimativas dos pesos da aeronave, aerodinâmica e desempenho. A partir disso, foram estipuladas algumas restrições de operação e definido a configuração do veículo.

O Capítulo 4 inicia a fase de Projeto em que são feitos a otimização do aerofólio e cálculos aerodinâmicos do veículo. Os cálculos de desempenho do mesmo ao realizar a missão de pulverização aérea são descritos no Capítulo 5, a estabilidade estática longitudinal no Capítulo 6, e o diagrama velocidade-fator de carga no Capítulo 7.

A seleção do Sistema de Controle de Vôo e sua arquitetura são apresentados no Capítulo 8, as conclusões no Capítulo 9, e algumas sugestões para trabalhos futuros são apresentados no Capítulo 10.

Capítulo 2

2. REVISÃO DA LITERATURA

2.1. História dos Veículos Aéreos Não Tripulados

Existem três tipos de aeronaves capazes de voar sem pilotos, com exceção dos mísseis: os VANT's; os Veículos Remotamente Pilotados (VRP) e os Drones. No geral, o termo "Veículo Aéreo Não Tripulado", ou simplesmente "VANT", é empregado para representar esses três tipos de aeronaves. Para os mais puristas, o termo "Veículos Remotamente Pilotados" refere-se, apenas, às aeronaves que são pilotadas, ou controladas, a partir de uma posição remota (GOMES, 2008). Assim, um VRP é sempre um VANT, mas um VANT, que pode realizar missões autônomas ou pré-programadas, não é necessariamente um VRP.

O primeiro uso registrado de um veículo aéreo não tripulado com fins militares ocorreu em 22 de agosto de 1849, quando os austríacos atacaram a cidade italiana de Veneza com balões não tripulados carregados com explosivos. Apesar de balões em geral não atenderem à definição de hoje de um VANT, o conceito foi forte o suficiente para que uma vez aeronaves de asa fossem inventadas, o esforço para levá-los para fins militares não tripulados não estava muito atrás.

A história dos VANT's com fins civis, segundo Puscov apud Medeiros (2007), teve seu início em 1883, a partir de experimentos feitos por Douglas Archibald para medir a velocidade dos ventos em diferentes altitudes, conseguindo atingir alturas de até aproximadamente 3.600 m.

Na década de 1930, os aviões sem piloto tiveram sucesso gerando o desenvolvimento de aeronaves rádio-controladas (RC) na Grã-Bretanha e nos Estados Unidos.

Os VANT's vêm se desenvolvendo rapidamente ao longo dos anos, através de novas tecnologias, alcançando velocidades, altitudes e distâncias cada vez maiores e com funcionalidades que permitem ampliar o emprego dessas aeronaves para diversas áreas, como fotografias aéreas para sensoriamento remoto, agricultura de precisão, monitoramento, controle de queimadas, vigilância policial de áreas urbanas e de fronteira, inspeções de linhas de transmissão de energia e operações militares.

Em 2002, durante a Guerra do Afeganistão, empregou-se o primeiro VANT americano em operações militares de combate real com lançamento de míssil, denominado “Predator”, apresentado na Figura 2.1. Esse evento é considerado um marco histórico para o emprego de VANT em operações militares.



Figura 2.1: VANT americano Predator

Para atividades agrícolas, existe o helicóptero RMAX da Yamaha Company, apresentado na Figura 2.2, que é equipado para realizar pulverizações em lavouras de arroz. Ele é capaz de cobrir uma distância de aproximadamente 10 km ou de autonomia de voo de 90 minutos, com uma capacidade eficaz de carga de 30 kg. Sua capacidade de trabalho fica em torno de 30 hectares/dia, podendo pulverizar em média 8 hectares/hora.



Figura 2.2: Helicóptero Agrícola RMAX

No Brasil, a partir da década de 80, foram realizados os primeiros estudos sobre aeronaves não tripuladas.

Os projetos nesse setor estão sendo conduzidos por institutos de pesquisas, universidades e algumas empresas privadas. Dentre eles há o Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), o Centro de Tecnologia de Informação (CTI), o Centro Tecnológico do Exército (CTEx), o Instituto de Pesquisa da Marinha (IPqM), a Universidade de São Paulo (USP) e a Avibras.

O Centro de Tecnologia de Informação Renato Archer (CTI), de Campinas, iniciou em 1997, o projeto AURORA (Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship), um mini-dirigível adquirido na Inglaterra, apresentado na Figura 2.3.

Ele foi usado como plataforma para desenvolver atividades em áreas como sensoriamento remoto, monitoramento ambiental e inspeção aérea, tendo como objetivo criar uma tecnologia para a operação autônoma de veículos aéreos não tripulados.



Figura 2.3: Dirigível Não Tripulado Aurora do Cenpra.

A Universidade de São Paulo (USP), em São Carlos, com o apoio da Embrapa, desenvolve o projeto ARARA (Aeronaves de Reconhecimento Assistidas por Rádio e Autônomas), apresentado na Figura 2.4, que teve início no fim dos anos 90.

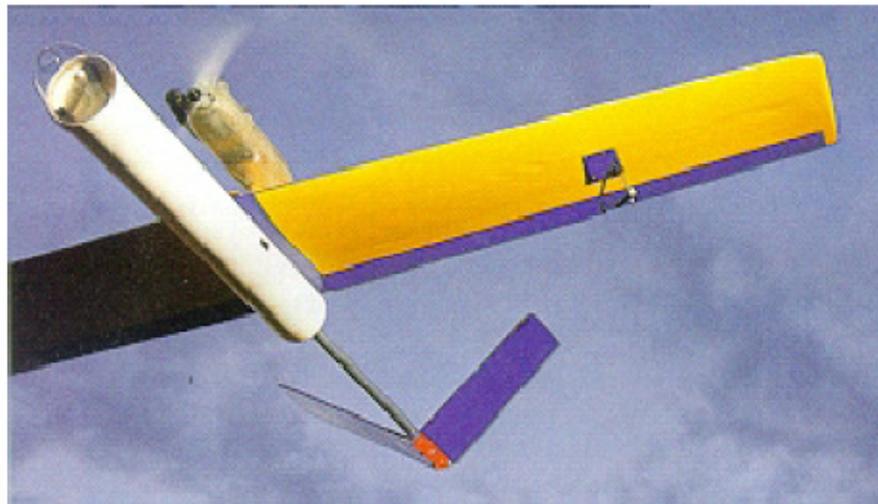


Figura 2.4: VANT ARARA da USP - São Carlos em parceria com a EMBRAPA

Durante quase duas décadas, os órgãos de pesquisa nesse setor permaneceram pouco aquecidos e muito pouco foi realizado. Em 2004, o interesse foi reavivado quando o CTA, o IPqM e o CTEEx se uniram à empresa Avibras Aeroespacial (Avibras, 2008), no desenvolvimento do Projeto VANT, apresentado na Figura 2.5, que tinha o objetivo de servir de alvo para as bases

de lançamento de mísseis da Marinha. Esse projeto unia os principais interesses dos órgãos envolvidos para criar VANT de baixo custo, alto desempenho de manobrabilidade, inteiramente comercializáveis, e que pudessem ser utilizados em missões de caráter civil.



Figura 2.5: VANT Acauã

O Centro Técnico Aeroespacial (CTA) desenvolve um VANT para missões civis e militares de reconhecimento aéreo, monitoramento de recursos naturais, redes elétricas e de dutos de petróleo. Tal projeto faz parte das diretrizes políticas do Ministério da Defesa e conta com o suporte financeiro da Finep.

2.1.1. Aplicações dos Veículos Aéreos Não Tripulados

As aplicações desse veículo são muitas e, para o uso comercial, pode-se citar: monitoramento e controle de incêndios florestais, de linhas de energia e dutos de gás, óleo e água; controle de tráfego e de aglomerações humanas; monitoramento do crescimento agrícola e pulverização das culturas, inundações, terremotos, dentre outras. Além dessas aplicações, esse tipo de veículo também pode ser utilizado no combate ao terrorismo fazendo o monitoramento

de aeroportos, estaleiros navais, pontes, centrais elétricas, reservatórios, portos de entrada; detecção e monitoramento de agentes químicos, biológicos e nucleares.

2.1.2. Mercado dos VANT's

A tecnologia de VANT amadureceu a tal ponto o que possibilitou as organizações militares obterem êxito na Europa. Por outro lado, o setor civil e comercial está em fase inicial, identificando uma gama de aplicações potenciais, em que a tecnologia disponível oferece a oportunidade de substituir as soluções existentes (FROST; SULLIVAN, 2007).

O mercado de VANT's no setor civil pode ser segmentado de várias maneiras diferentes, surgindo um consenso sobre a melhor forma dessa repartição em: Comunicação e Radiodifusão; Agricultura, Pescas e Florestas; Observação da Terra; Setor de Energia; Combate a Incêndios e Governo. Espera-se que os segmentos não cresçam simultaneamente, mas conforme a sua utilização, sendo assim, é almejado em torno de 50 unidades de VANT para serem utilizados em atividades do Governo até 2017, como ilustra o gráfico da Figura 2.6 (FROST; SULLIVAN, 2007).

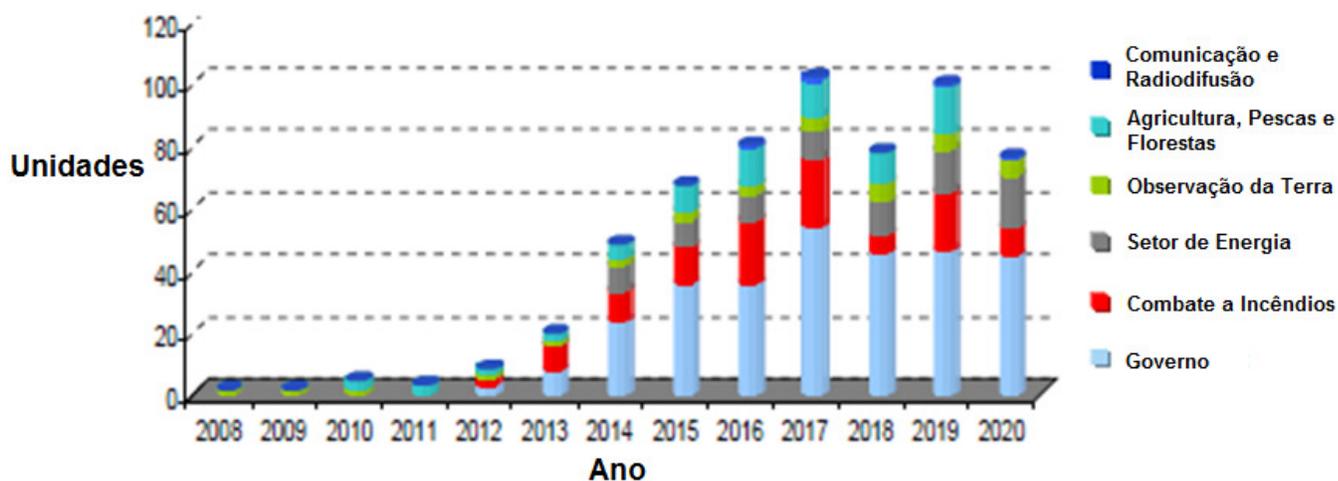


Figura 2.6: Mercado europeu de VANT civil e comercial no período de 2008 a 2020 (FROST; SULLIVAN, 2007)

Em curto prazo, é provável que a maioria dos sistemas de VANT utilizados seja pequena por apresentarem um quadro regulamentar de segurança mais simples. Em longo prazo, desejam-se aplicações mais ambiciosas como as comunicações e relés de radiodifusão.

O Exército de Israel é pioneiro mundial no desenvolvimento de VANT's, tendo desenvolvido vários tipos podendo citar o Bird Eye (Mini VANT) que é capaz de fornecer imagens em tempo real com reconhecimento que cobre até 10 Km (LANDINI, 2006 et. al.), e VANT usado para evacuação médica com a habilidade de operar em meios urbanos como o AirMule, apresentado na Figura 2.7, o qual é um veículo monomotor, e Sistema Aéreo Não Tripulado, de decolagens e pousos verticais (VTOL), sendo desenvolvido pela Urban Aeronautics (URBAN, 2010)

Segundo Dickerson (2008), especialista em VANT's, está previsto que até 2014, o mercado de VANT de Sistemas de Reconhecimento, incluindo veículos aéreos, equipamentos de controle de solo e cargas úteis, deverá ser no valor de 13,6 bilhões dólares nos Estados Unidos.

Os dois fabricantes que dominam o setor são Northrop Grumman e General Atomics tendo como as aeronaves de maior produção, o Global Hawk e Predator (DICKERSON, 2008).

A empresa Northrop Grumman acredita que as vendas do Global Hawk, mostrado na Figura 2.8, podem exceder a 200 unidades.



Figura 2.7: AirMule



Figura 2.8: Global Hawk

A empresa aeronáutica Defense System de Israel, conhecida por ter quebrado o recorde de 18.000 pés de altitude com o seu Mini-VANT Orbiter, apresentado na Figura 2.9, tornou-se a empresa de maior sucesso do mercado internacional nos últimos anos, por ganhar contratos nesse setor. Foi pioneira em modelos de negócios através de contratos inovadores e tem o diferencial de possuir vasta tecnologia de VANT.



Figura 2.9: Mini- Vant Orbiter de Israel

Nos últimos anos, o Brasil está investindo no desenvolvimento tecnológico de veículos aéreos não tripulados. Os projetos de VANT no Brasil ganharam impulso tendo em vista um mercado que movimentava cerca de US\$ 8 bilhões por ano (WRITERS, 2006).

O desenvolvimento de VANT no Brasil está sendo financiada pela Financiadora de Estudos e Projetos (FINEP) que liberou R\$ 80 milhões para 31 projetos considerados estratégicos, através do programa de subvenção econômica. Dentre esses projetos, seis propostas de VANT foram selecionadas (SILVEIRA, 2009).

Recentemente, A Polícia Federal adquiriu o VANT Heron de Israel, mostrado na Figura 2.10, com aplicação em reconhecimento e equipados com sensores de infravermelho e radar capaz de identificar alvos em condições atmosféricas adversas.



Figura 2.10: VANT Heron de Israel

2.1.3. Regulamentação da utilização de VANT's no Brasil

Nos próximos anos é esperado um crescimento significativo de VANT no mercado civil, devido ao custo operacional ser mais baixo comparado a aeronaves tripuladas. Porém, no Brasil e na maioria dos países do mundo, ainda falta uma regulamentação específica para o seu emprego no setor civil.

O Departamento de Aviação Civil (DAC) apresentou uma proposta, em 2004, de um novo Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica para utilização de VANT (RBHA-100). A qual estabelece regras de operação para veículos aéreos não tripulados operados por controle remoto e não autoriza a operação de veículos aéreos não tripulados autônomos. Essa proposta não atende as normas da ICAO (*International Civil Aviation Organization*), por isso foi retirada da

ANAC. Em 1995 foi publicada a RBHA 101, na qual são previstas algumas normas para foguetes, balões livres não tripulados, não havendo regulamentação nem classificação específica para veículos aéreos não tripulados.

Por iniciativa da Organização Brasileira para o Desenvolvimento da Certificação Aeronáutica (DCA-BR), em Junho de 2008, foi organizado um painel para debate sobre regulamentação da utilização de VANT. Os debatedores representavam segmentos governamentais (ANAC, DECEA, CENIPA), as instituições de pesquisa e desenvolvimento (universidades e órgãos governamentais) e setores da iniciativa privada envolvidos na produção de VANT no Brasil. Como consequência do painel, a DCA-BR propôs a criação de Grupos de Trabalho, com a participação de órgãos do setor aeronáutico e de organizações interessadas, para a elaboração de propostas de regulamentos de uso do VANT no Brasil, que serão posteriormente submetidas as autoridades competentes. Os vôos de VANT's no Brasil, ainda sem regra, são autorizados caso-a-caso sempre em espaço aéreo restrito.

Alguns países, como os Estados Unidos, a Inglaterra e a Austrália, estão na dianteira da regulamentação do uso de VANT.

2.2. História da Aviação agrícola

Em 1911 na cidade de Berlim, o agente florestal alemão Alfred Zimmermann registrou um equipamento polvilhador adaptado em aviões biplanos (Fokker), também utilizado no controle de incêndios florestais (SILVEIRA, 2004).

Devido à contaminação das nascentes dos rios por causa da utilização dos pós na aplicação, no início dos anos 30 nos Estados Unidos, começou a ser utilizada a aplicação por formulações líquidas.

Segundo Monteiro (2006), a pesquisa por equipamentos e sistemas de aplicação por via líquida, evoluiu no início da década de 40, com o financiamento de organismos governamentais, destinados a resolver os problemas de controle de pragas florestais, de mosquitos transmissores de epidemias, dentre outros.



Figura 2.11: Avião agrícola Piper Pawnee

Aeronaves para operações aeroagrícolas foram projetadas a partir de 1959, como o Piper Pawnee mostrado na Figura 2.11, Grumman Ag Cat e o Snow S-2. Este último, projeto da Leland Snow, deu origem ao Thrust Commander e a série Air Tractor, apresentado na Figura 2.12, o qual domina o mercado americano desde a década de 80 devido ao tanque poder armazenar grande quantidade de produto a ser aplicado e aos motores turbo-hélice possuírem baixo custo de manutenção comparado ao convencional.



Figura 2.12: Aeronave Agrícola Air Tractor

No Brasil, em 19 de Agosto de 1947, na cidade de Pelotas do Rio Grande do Sul, foi realizado o primeiro vôo agrícola pelo piloto Clóvis Candiota para combater o ataque de gafanhotos, utilizando a aeronave Muniz, modelo M-9, biplano com capacidade de carga de 100 kg de BHC, com o apoio técnico do Engenheiro Agrônomo Leôncio Fontelles. A aeronave atingia a velocidade de 160 km/h, com motor de 200hp e autonomia de vôo de 4 horas (SILVA et.al. 2009). Além dessa aeronave, foi utilizada a aeronave CAP-4 (Paulistinha) produzida pela Companhia Aeronáutica Paulista em Santo André.

Em 1954 na cidade do Rio de Janeiro, José Carlos de Barros Neiva criou a Sociedade Aeronáutica Neiva, com incentivo do governo brasileiro, que pouco tempo depois foi transferida para Botucatu e negociou os direitos industriais do CAP-4 com o Ministério da Aeronáutica.

Em Outubro de 1969 a aviação agrícola foi regularizada através do Decreto-Lei n.º 917, sendo assinado o primeiro convênio com o Ministério da Aeronáutica para o projeto e construção do avião agrícola brasileiro. O projeto foi realizado pela empresa Indústria Aeronáutica Neiva Ltda, que passou a ser filial da EMBRAER, em Botucatu-SP.

Foi realizado o primeiro vôo da aeronave PP-ZIP, em 1970, que deu origem ao EMB-200 Ipanema, apresentado na Figura 2.13, a qual possuía motor Lycoming de 260 hp e um tanque com capacidade de 550kg de carga.



Figura 2.13: Aeronave EMB IPANEMA

A aeronave Kraüss Ka-01, mostrado na Figura 2.14, está sendo projetada pela empresa KRAÜSS AERONÁUTICA, com o intuito de reunir as melhores características de uma aeronave agrícola, tornando a aeronave Kraüs uma das melhores aeronaves agrícolas da atualidade.



Figura 2.14: Aeronave Agrícola brasileira Kraüss Ka-01

2.2.1. Mercado da Aviação agrícola

Segundo o Sindicato Nacional das Empresas da Aviação Agrícola (Sindag), atualmente, o Brasil possui o segundo maior mercado mundial de aviação, ficando atrás apenas dos Estados Unidos.

Segundo Belleza (2009), há em torno de 45 milhões de hectares cultivados no Brasil e apenas sete e oito milhões que estão sendo empregados na aviação agrícola, mostrando que a atividade deve ser mais bem explorada. A frota de aeronaves agrícolas no Brasil, a partir de janeiro de 2010, teve de se adequar ao novo regulamento do Ministério da Agricultura e Abastecimento (MAPA) para uso adequado de equipamentos de proteção e manipulação adequada de produtos químicos.

Segundo o banco de dados do Registro Aeronáutico Brasileiro, a frota de aeronaves agrícolas (nacionais e importadas) cresceu em torno de 5% no ano de 2009 comparado ao ano anterior, como mostra a Figura 2.15 (ANAC, 2010).

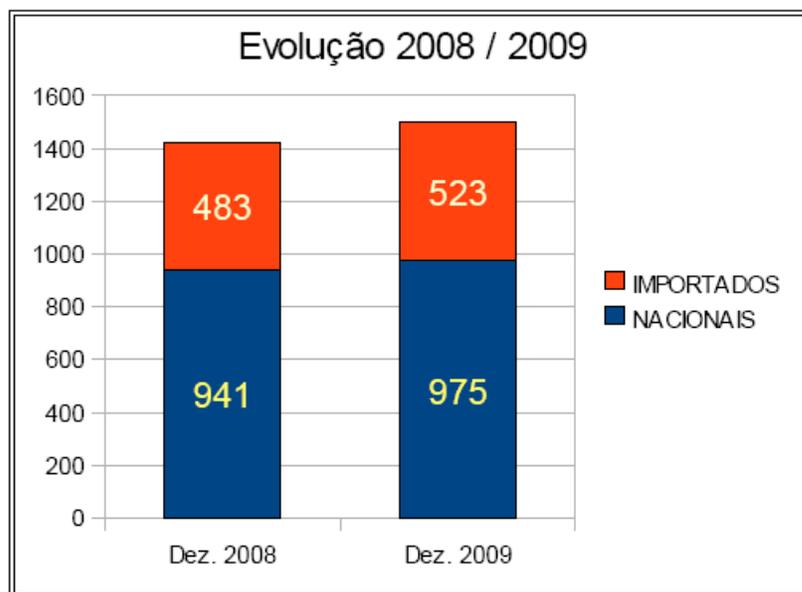


Figura 2.15: Evolução da frota de aeronaves agrícolas de Dezembro de 2008 a Dezembro de 2009 (ANAC, 2010)

2.2.2. Regulamentação Agrícola

A legislação brasileira pode ser dividida em dois grupos principais, uma legislação básica constituída pelos decretos que instituíram e regulamentaram a atividade no Brasil e uma legislação específica constituída por portarias e despachos que regulamentam aspectos dessa atividade ao longo de seu desenvolvimento (MONTEIRO, 2006).

Dentre as várias portarias e decretos, serão relevantes para o presente trabalho:

- Decreto 86.765, de 22 de Dezembro de 1981, do capítulo três que compreende das atividades de aviação agrícola, e artigo 11, o qual envolve os órgãos da Administração pública, direta ou indireta, que possuam ou venham a possuir aeronaves agrícolas, deverão atuar

exclusivamente na pesquisa, treinamento de pessoal e demonstração, de equipamentos e técnicas, visando à promoção dessa tecnologia.

- O Regulamento 137.56, sobre condições atmosféricas para operações agrícolas, estabelece que não se pode conduzir operações aeroagrícolas além de 30 minutos após o por do sol e antes de 30 minutos anteriores ao nascer do sol, quaisquer que sejam as condições meteorológicas existentes. Além disso, ninguém pode conduzir operações aéreas agrícolas em espaço aéreo não controlado, quaisquer que sejam as condições atmosféricas reinantes, sem a devida autorização do controle de tráfego aéreo com jurisdição sobre a referida área.

2.2.3. Agricultura de Precisão

A agricultura de precisão tem o objetivo de aumentar a eficiência tratando diferenciadamente as áreas na agricultura, além disso, ter habilidade de monitorar e acessar a atividade agrícola, precisamente em um nível local, tanto que as técnicas de agricultura de precisão devem ser compreendidas como uma forma de manejo sustentável, na qual as mudanças ocorrem sem prejuízos para as reservas naturais, ao mesmo tempo em que os danos ao meio ambiente são minimizados. Engloba o uso de tecnologias atuais como o Sensoriamento Remoto, o uso de Sistemas de Informações Geográficas (SIG) e o Sistema de Posicionamento Global (GPS) para o manejo do solo, insumos e culturas de modo adequado para as variações espaciais e temporais nos fatores que afetam a produtividade das mesmas (TSCHIEDEL et al., 2002).

Segundo Jorge (2005), essas tecnologias geram informações que direcionam as ações no campo durante o ciclo do cultivo ou datas posteriores à colheita, possibilitando localizar e fornecer um diagnóstico preciso da área de cultivo. As geoinformações mais importantes no monitoramento agrícola são as imagens aéreas georreferenciadas, as quais estão aliadas ao processo rápido e a transformação da informação contida na imagem em mapas temáticos. Assim, as imagens são fundamentais para extrair as informações que são necessárias para o gerente da propriedade, desse modo, reconhecendo o problema ou os possíveis benefícios e fazer levantamento dos dados a serem utilizados.

Diferentes sistemas de captura de imagens têm sido testados, em especial os aeromodelos e veículos aéreos não tripulados, sendo que os meios tradicionais de monitoramento aéreo utilizam aeronaves tripuladas ou satélites e o custo de operação dessas aeronaves torna o seu uso proibitivo em pequenas e médias propriedades agrícolas, principalmente quando são necessárias imagens obtidas com uma periodicidade elevada ou em grande quantidade (JORGE, 2005).

No Brasil, há o VANT ARARA II, do Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação da Universidade de São Paulo (Campus: São Carlos), para a utilização no monitoramento agrícola e do meio ambiente. No Japão, o helicóptero Yamaha RMAX, e na Coreia do Sul, o helicóptero RemoH-C100, são utilizados para fazer a pulverização localizada e vários outros projetos além de aeronaves, helicópteros, também dirigíveis que são capazes de fazer inspeções diversas para a agricultura.

2.2.4. Tecnologia de Aplicação de defensivos agrícolas

A tecnologia de aplicação de agroquímicos (inseticidas, herbicidas, fungicidas, fertilizantes, maturadores, fitoreguladores e dessecantes) na forma líquida, pó (solúvel ou não) ou granulados, tem por finalidade minimizar ao máximo os riscos de contaminação humana e do meio ambiente, através de métodos econômicos e eficientes na aplicação dos agroquímicos.

Os resultados ou efeitos adequados técnicos e econômicos da aplicação dos defensivos agrícolas estão apoiados basicamente por três premissas: bom produto; bem aplicado; no momento certo.

Os principais erros na aplicação de defensivos (VARGAS; GLEBER, 2005) são:

- Uso do produto inadequado;
- Equipamento desregulado;
- Dose incorreta (sub e superdosagens);
- Momento de aplicação incorreto;

- Aplicação com condições climáticas inadequadas;
- Água usada para mistura do agrotóxico no tanque de má qualidade (excesso de partículas em suspensão, pH incompatível com produtos, entre outros);
- Paradas com equipamento ligado;
- Escorrimento e gotejamento;
- Sobreposição de aplicação.

Os principais produtos químicos que são utilizados em Aviação agrícola são: Acaricida; Adjuvantes; Adubos Foliares e Sólidos; Fungicidas; Herbicidas; Inseticidas; Maturadores; Nematicidas Granulados. Esses produtos são formulados de acordo com as necessidades do mercado, partindo de um produto técnico que pode ser obtido originalmente nas formas solidas, líquidas ou pastosas.

Quanto à classificação toxicológica dos defensivos agrícolas, o Ministério da Agricultura anunciou a Portaria N°7479, a partir de 1977, padronizando a rotulagem dos produtos químicos agrícolas, mostrados na Tabela 2.1, com a finalidade de facilitar o uso seguro pelos agricultores e proteger a saúde pública. Devido ao fato dos defensivos serem comercializados livremente e em alguns casos, serem extremamente venenosos.

Tabela 2.1: Classificação toxicológica dos defensivos agrícolas

Classe	Denominação	Cor da Faixa
I	Extremamente tóxico	Faixa Vermelha
II	Altamente tóxico	Faixa Amarela
III	Medianamente tóxico	Faixa Azul
IV	Pouco tóxico	Faixa Verde

Os defensivos agrícolas podem determinar efeitos sobre a saúde humana, dependendo da forma e tempo de exposição e do tipo de produto com sua toxicidade específica, aqueles que mais causam preocupação em termos de saúde humana são os inseticidas organofosforados e carbamatos, os piretróides e os organoclorados, os fungicidas ditiocarbamatos e os herbicidas fenoxiacéticos (2,4 D), glifosato e paraquat (TRAPÉ, 2010). Alguns dos agroquímicos mais perigosos são sistêmicos, pois podem ser absorvidos e distribuídos pela seiva das plantas, impregnando o interior dos frutos (SOARES, 2011).

A intoxicação do ser humano pode ser através das vias: digestivas, cutânea, pulmonar e ocular, e dependendo da dose e periculosidade pode levar a morte.

Os inseticidas organofosforados são compostos orgânicos derivados do ácido fosfórico, ácido tiosfosfórico ou do ácido ditofosfórico (ex.: Folidol, Azodrin, Malation, Diazinon, etc); os carbamatos são os derivados do ácido carbâmico (ex.: Carbaril, Furadan, etc); os piretróides são compostos sintéticos com estruturas semelhantes à piretrina (ex.: aletrina, decametrina, etc); os organoclorados são compostos à base de carbono, derivados do clorobenzeno, ciclo-hexano ou do ciclodieno (ex.: Aldrin, Endossulfan, Heptacloro, Mirex, etc), foram muito utilizados na agricultura, porém seu emprego tem sido restringido ou até mesmo proibido (SILVA, 2006).

Há três tipos de intoxicação: aguda, subcrônica e crônica.

Na intoxicação aguda os sintomas aparecem algumas horas após um curto período de exposição aos produtos tóxicos, podendo ocorrer de forma leve, moderada ou grave, dependendo da quantidade de substância absorvida e da sensibilidade do organismo. A intoxicação subcrônica tem aparecimento mais lento e ocorre por exposição pequena ou moderada a produtos altamente ou medianamente tóxicos. Na intoxicação crônica os sintomas surgem após meses ou anos, devido à exposição pequena ou moderada a um ou múltiplos tóxicos, gerando danos irreversíveis como o câncer (SILVA, 2006).

2.3. Comparação entre aplicação terrestre e aérea

A utilização de aviões na aplicação de defensivos está sendo viável comparado a aplicação terrestre, pois é realizada de forma rápida, não ocorre o amassamento das culturas pelos pneus das máquinas tratorizadas, diminuindo as perdas e custos, além disso, em condições de chuvas intensas ou solos encharcados a operacionalidade dos tratores torna-se crítica ou até mesmo inviável, o que torna a operação aeroagrícola vantajosa.

Segundo Santos (2005), um avião médio, tipo IPANEMA, operando com sua carga operacional de 500 litros (carga máxima operacional total de 700 litros) pulverizando um volume de 15 litros/hectare (BVO) ou 50 litros/ha (citros), poderão apresentar um rendimento aproximado de 100 Ha e 50 Ha por hora respectivamente, tendo-se a pista de pouso e decolagem

há uma distância máxima de 5 km do centro da área a ser pulverizada e a extensão do “tiro” (comprimento de cada passada) com um mínimo de 500 metros. Um trator auto propelido de barras pulverizando o volume de 100 litros em uma lavoura de soja ou um turbo pulverizador pulverizando um volume de 500 litros de calda em uma lavoura de citros, apresentarão um rendimento médio de 350 hectares/dia e de 25 hectares/dia em 10 horas de trabalho respectivamente, em condições normais de operação com as máquinas.

Conforme Schröder (2007), um estudo comparativo analisando os custos entre aplicação aérea e terrestre foi realizado, considerando os seguintes custos médios: da pulverização aérea 22,00 R\$/ha, terrestre 11,00 R\$/ha, preço do saco de soja R\$28,00, e a perda de 1,7 sc/ha correspondeu a 47,60 R\$ /ha devido ao amassamento. Então o custo total de aplicação terrestre (pulverização+amassamento) foi de R\$ 58,60, enquanto que na aplicação aérea, por não ocorrer as perdas por amassamento, foi apenas do custo de R\$22,00 da pulverização, tendo uma diferença de R\$36,60, resultando no custo da aplicação terrestre 2,7 maior o que torna a aplicação aérea mais vantajosa.

2.4. Equipamentos para aplicação de defensivos

Para o bom uso da aeronave agrícola, principalmente com relação à eficiência do produto aplicado e da própria proteção ambiental, há a necessidade de se conhecer o comportamento do equipamento de aplicação, e no caso de aplicação por via líquida, a maneira de como estão sendo produzidas e depositadas as gotas do defensivo nas culturas.

Segundo Azevedo et. al (2006), a aplicação dos defensivos por via líquida pode ser feito por: pulverização, que consiste em produzir gotas através do bombeamento do líquido sob pressão para o bico; por atomização gasosa, que consiste em injetar uma pequena quantidade de calda com inseticida em uma corrente de ar; por atomização centrífuga, em que consiste em cair uma pequena quantidade de líquido sobre um disco ou gaiola (cilindro) que gira a uma grande velocidade fracionando o líquido em gotas de 60 a 70 µm; por 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 ambientes fechados (formigueiros); a aplicação também pode ser feita de forma eletrodinâmica, na qual a subdivisão do líquido em gotas é feita através da geração de um campo elétrico entre o bico e o alvo.

Além das aplicações por via líquida, há também aplicações por via sólida, as quais têm sido muito empregadas para semeadura, adubação utilizando granuladeiras, em que o escoamento dos grânulos é feito pela ação gravidade, sendo que o controle da vazão é feito por um dispositivo que aumente ou diminui a passagem em um tipo de funil. Além disso, pode ser aplicado por polvilhamento, na forma de pó seco, por meio de polvilhadeiras, na qual há uma ventoinha que gera uma corrente de ar, sobre a qual é lançado o pó ($40 \mu m$) proveniente de um depósito, munido de um regulador de vazão, e é lançado na direção do alvo.

Há a aplicação por fumigação, podendo ser utilizado um *ramjet* manual que utiliza o óleo como veículo e assim fraciona as gotas do agroquímico através do fluxo de calor.

No presente trabalho, o termo de pulverização será utilizado de maneira geral para aplicação de defensivos por via líquida.

2.4.1. Equipamentos para aplicação de líquidos

Em uma aeronave, o equipamento de aplicação de líquidos é constituído de vários elementos que necessitam de cuidados especiais de manutenção para que possa desempenhar um bom trabalho.

Segundo Christofolletti (2005), existem vários tipos de bicos de pulverização utilizados nas aplicações aéreas e que podem ser classificados em três categorias, em função do “padrão de distribuição”, isto é, de que forma o líquido é emitido para fora do bico: jato sólido, jato plano e jato cônico.

Nos bicos de pulverização de jato sólido, o líquido sai do bico na forma de um jato cilíndrico, através de um orifício circular ou por pequenos tubos cilíndricos. Exemplos desse tipo de bico é o Disco de Orifício *TeeJet* podendo ser de aço inoxidável e cerâmico, também os Bicos de Pulverização *Wash Jet*, Bicos M.L e Bicos ACCU-FLO. Os bicos de pulverização de jato

cônico (Figura 2.16 (a)) são normalmente empregados para aplicação de inseticidas e fungicidas, produzindo gotas menores que os bicos de jato sólido, como exemplo tem-se, o Conjunto “disco-difusor” *TeeJet* podendo ser de metal ou cerâmica e o Bico *WhirlJet*. Nos bicos de pulverização de jato plano, a lâmina de líquido que é emitida pelo bico tem formato plano e se expande à medida que se distancia do orifício de saída, daí o nome popular de “jato de leque” (Figura 2.16 (b)), alguns exemplos desse tipo de bico, como o Bico da série TP *TeeJet*, Bicos da série TK *FloodJet*, Bico C. P, fabricados em polipropileno, e os Bicos Reglojet (CHRISTOFOLETTI, 2005).

Além desses tipos de bicos, a aplicação por via líquida também pode ser feita através de bicos rotativos, que são utilizados para aplicações em baixo volume e em ultra baixo volume, nas quais são necessárias gotas pequenas que permitam uma cobertura adequada, assim sendo indicados os “atomizadores rotativos”.



(a)



(b)

Figura 2.16: (a) Ponta de jato cônico; (b) Ponta de jato em leque.

Os atomizadores rotativos se dividem em dois grupos: atomizadores rotativos de tela (Figura 2.17) e atomizadores rotativos de disco (Figura 2.18).

Há no mercado diferentes tipos de atomizadores rotativos de tela, como o Hi-Tek, Beecomist, ASC-Advanced Spectrum Controller, Micronair. Dentre eles, o Micronair é o mais difundido no mundo e usado vastamente na aviação agrícola brasileira (MONTEIRO, 2006).



Figura 2.17: Atomizador Rotativo Micronair, modelo AU5000.



Figura 2.18: Atomizador Rotativo de Discos, Turboaero modelo TA-88C-5.

2.4.2. Sistemas de Aplicação

No Brasil, em especial no Centro-Oeste, as aplicações aéreas de defensivos por via líquida podem ser agrupadas em quatro sistemas básicos de tecnologia de aplicação (MONTEIRO, 2006):

- Alto Volume (AV) – veiculada a água com volumes de 20-40 litros/hectare;
- Baixo Volume (BV) - veiculada a água com volumes de 10-20 litros/hectare;

- Baixo Volume Oleoso (BVO) – veiculado a óleo com volumes de 5-10 litros/hectare;

- Ultra Baixo Volume (UBV) – veiculada a óleo com volumes de 1-5 litros/hectare.

A legislação brasileira na área de tecnologia de aplicação exige que os produtos usados para aplicações abaixo de 5 litros por hectare, em formulações oleosas, sejam registrados no Ministério da Agricultura Pecuária e Abastecimento (MAPA), considerando apenas aplicação UBV. Para aplicações acima de 5 litros por hectare não há regulamentação.

Alguns fatores afetam a aplicação dos defensivos, por exemplo, o deslocamento das gotas, a evaporação e a estabilidade do ar.

Segundo Araujo (2007), em toda aplicação de produtos fitossanitários na forma líquida, seja efetuada por pulverizadores terrestres ou aéreos, é imprescindível poder avaliar a cobertura da superfície tratada, sendo os parâmetros utilizados comumente: densidade de gota, volume de aplicação, percentual de recuperação, diâmetro médio de gota e espectro de gotas, sendo os três últimos pouco observados na prática, devido a dificuldade de observação, a campo. A densidade de gotas é possível de ser avaliada, e são comumente empregadas, utilizando tiras de papel sensíveis à água, ou a óleo, sobre as quais é aplicado o produto em uso, ficando destacados, em coloração diversa da original, apenas os pontos que receberam gotas do produto, como apresentado na Figura 2.19.

Esses pontos são contados com auxílio de lupa e escala graduada, definindo-se a densidade de gotas, em gotas/cm². Utilizando em média 40-50 cartões, medindo aproximadamente 3 x 7 cm, são contadas as gotas em três setores diferentes escolhido ao acaso, obtendo-se a média das três leituras.



Figura 2.19: Aspecto típico de cartão hidro-sensível após coleta de gotas

2.4.3. Operação aeroagrícola

Nessa atividade, deve-se ter o conhecimento da pista de pouso e decolagem (no que diz respeito ao tipo de solo, obstáculos de cabeceira, direção e vento dominante); das áreas a serem pulverizadas, assinalando no mapa os obstáculos naturais, declividade, postes telefônicos ou redes elétricas, áreas de criação de animais, dentre outros.

Há uma equipe de solo que fica posicionada num local da pista de operação com material e equipamentos de combustível e de produto do avião, além de material de primeiros socorros e contra-incêndio no caso de alguma eventualidade.

Atualmente, as aeronaves contam com o sistema DGPS (Sistemas Diferenciais de Posicionamento por Satélites), para indicar ao piloto a posição exata da aeronave (quando em vôo) e assim, dispensar os antigos "bandeirinhas" que ficavam no solo para indicar ao piloto a direção exata que deveria seguir para aplicar na faixa correta o agrotóxico, como mostra a Figura 2.20. Porém, o "bandeiramento" inadequado causa uma aplicação incorreta do produto, como mostra as Figuras 2.21 (a) e (b), podendo ocorrer superdosagem do mesmo em algumas faixas e em outras não há aplicação, a área tratada é diferente da área real, e pode ocasionar danos à cultura e custo elevado.

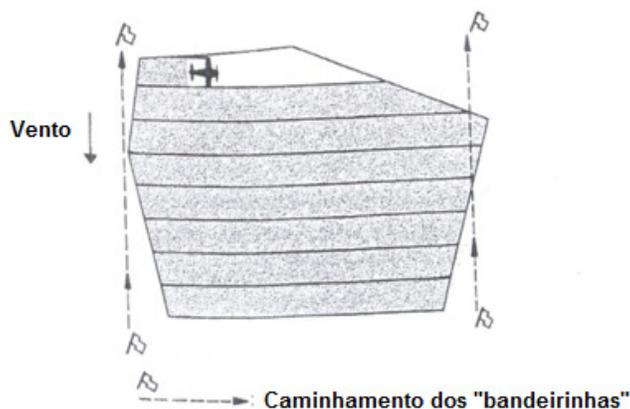


Figura 2.20: Esquema de um "bandeiramento" alinhado e paralelo (SANTOS, 1992)

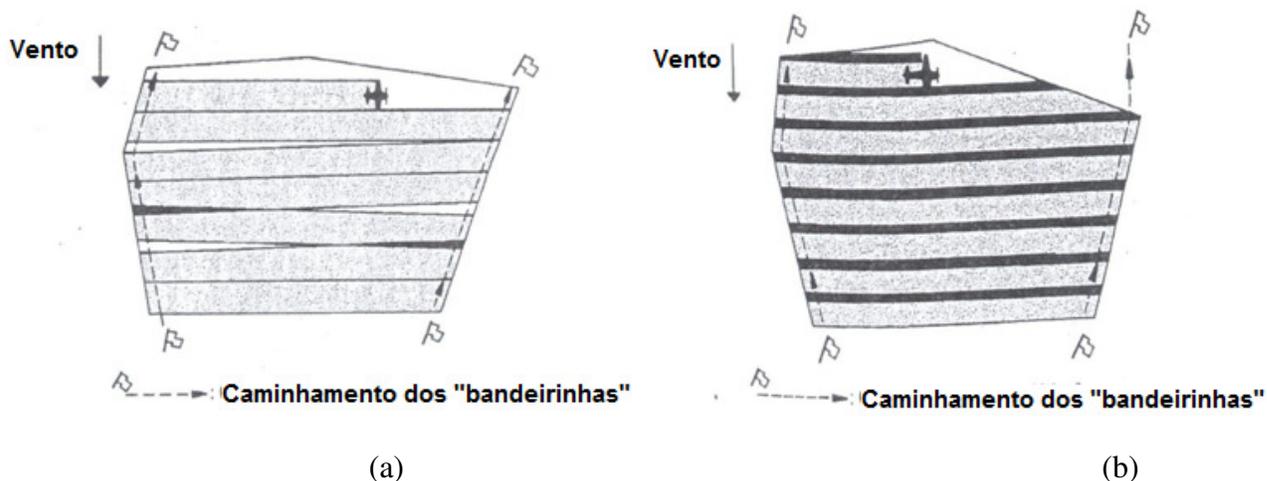


Figura 2.21: (a) Esquema de um “bandeiramento” desalinhado e não paralelo; (b) Esquema de um “bandeiramento” alinhado e não paralelo (SANTOS, 1992)

Na maior parte do tempo, a aeronave executa vôos a baixa altitude, no momento que aplica os defensivos agrícolas e as condições de carregamento de peso varia constantemente ao decorrer da aplicação, fazendo com que haja necessidade de retrimagem constante dos comandos da superfície de controle para manter a estabilidade e controle da aeronave agrícola.

Existem alguns padrões de vôo após o tiro de pulverização, como apresentado na Figura 2.22, quando a aeronave deve fazer a curva de retorno (balão). Há dois tipos de curvas de retorno. O primeiro tipo é a curva clássica, o “Back-to-Back” e o segundo tipo é “Racetrack” ou fechado (MONTEIRO, 2006)

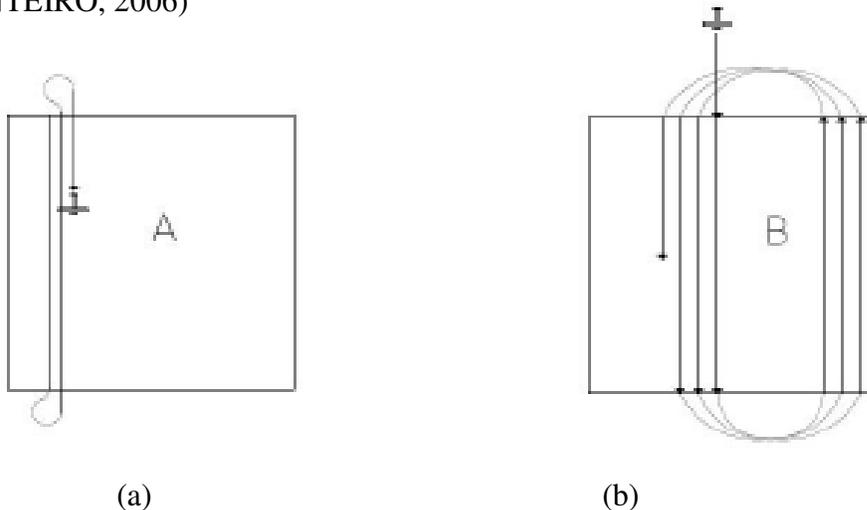


Figura 2.22: (a) Curva clássica / balão; (b) Racetrack

A altura de vôo depende do tipo de defensivo aplicado nas culturas, e está relacionada com o tamanho da faixa de aplicação. Para aplicação de herbicidas, a altura de vôo varia de 2 a 4 m; para Fungicidas de 2 a 4 m, e inseticidas de 4 a 5 m (OZEKI; KUNZ, 1994).

2.5. Acidentes com aeronaves agrícolas e VANT's

2.5.1. Acidentes nas operações aeroagrícolas e o fator humano

A atividade aeroagrícola vem crescendo nos últimos anos em função do aumento da produção agrícola tendo sido registrados elevados números de acidentes nesse segmento de aviação, segundo os dados fornecidos pelo Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos. Em decorrência disso, há a necessidade de intensificar ações preventivas com o intuito de evitar o aumento de acidentes decorrentes ao aumento da produção agrícola.

São utilizados alguns termos para diferenciar alguns segmentos da aviação civil brasileira com o intuito de permitir uma análise mais criteriosa das ocorrências de acidentes. Portanto, os seguintes termos serão utilizados: Aviação Geral – operadores de aeronaves registradas como Serviços Aéreos Privados; Aviação Agrícola – operadores de aeronaves de fomento ou proteção da agricultura em geral registradas como Serviço Aéreo Especializado; Segurança Pública/Defesa Civil – operadores que realizam missões policiais ou de defesa civil; Aviação Regular caracterizada por operações de caráter periódico das aeronaves pertencentes aos transportadores aéreos, com o objetivo de explorar as linhas áreas que foram estabelecidas e aprovadas pelo Departamento de Aviação Civil.

Comparando com os outros segmentos de aviação no período de 2000 a 2009, da Figura 2.23, verifica-se 88,2% de acidentes na aviação civil brasileira. Desse percentual, os acidentes estão concentrados com 42,6% na operação de aviação geral, 20,3% com táxi aéreo, 12,8% com instrução, e agrícola com 12,5% (BRASIL 2010).

As regiões Sul e Centro-Oeste são as que possuem maiores percentuais de acidentes aeroagrícolas como mostram os gráficos das Figuras 2.24 e 2.25.

Conforme Simão (2010), o fator humano influencia nos acidentes aeroagrícolas devido ao alto volume de trabalho ao qual o piloto fica submetido, além das condições precárias de descanso, contato diário com produtos tóxicos, dentre outros.

Em alguns modelos de aeronaves, o piloto ainda fica exposto à intoxicação quando realiza a aplicação dos defensivos podendo apresentar os sintomas: irritação ou nervosismo; ansiedade e angústia; fala com frases desconexas; tremores no corpo; indisposição, fraqueza e mal estar, dor de cabeça, tonturas, vertigem, alterações visuais; salivação e sudorese aumentadas; náuseas, vômitos, cólicas abdominais; respiração difícil, com dores no peito e falta de ar; queimaduras e alterações da pele; dores pelo corpo inteiro, em especial nos braços, nas pernas, peito; irritação de nariz, garganta e olhos, provocando tosse e lágrimas; urina alterada seja na quantidade ou cor; convulsões ou ataques; desmaiios; perda de consciência até o coma (COUTO, 2004). Em aeronaves mais modernas são utilizadas cabine pressurizada que evita o contato do piloto com os agroquímicos.

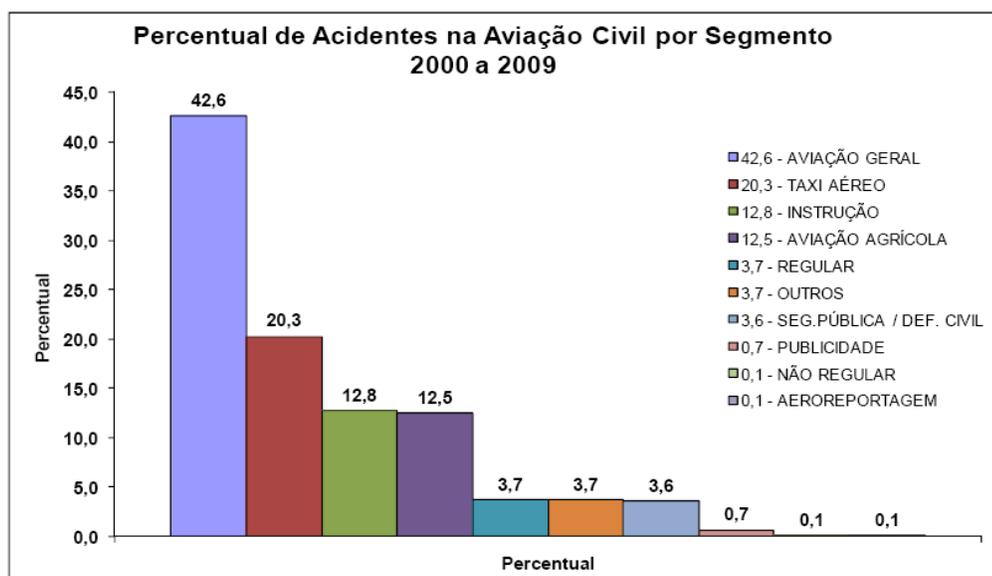


Figura 2.23: Percentual de Acidentes na Aviação Civil por segmento (BRASIL 2010)

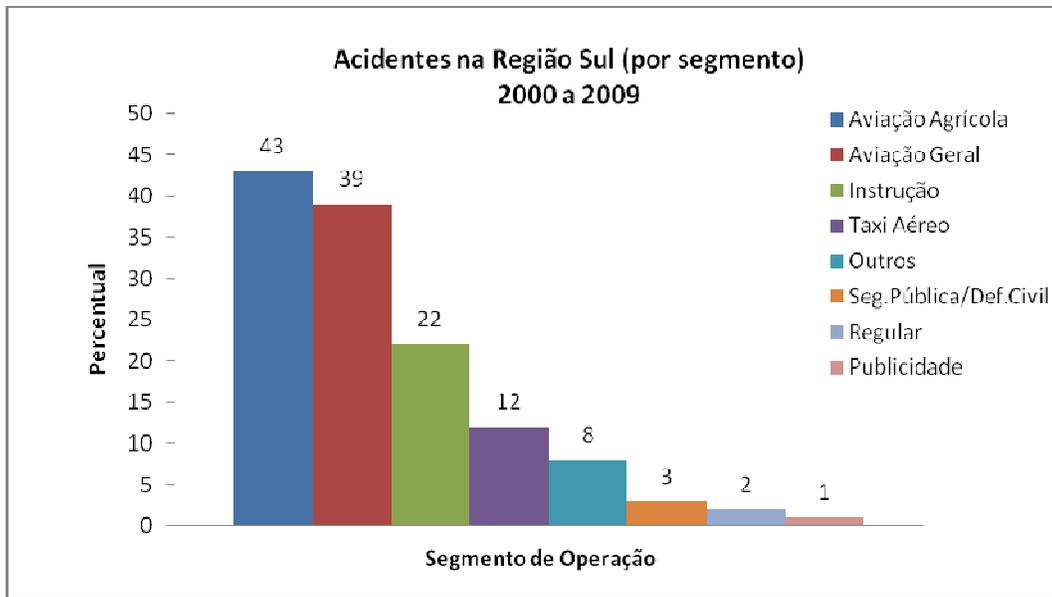


Figura 2.24: Acidentes na Região Sul por segmento (BRASIL 2010)

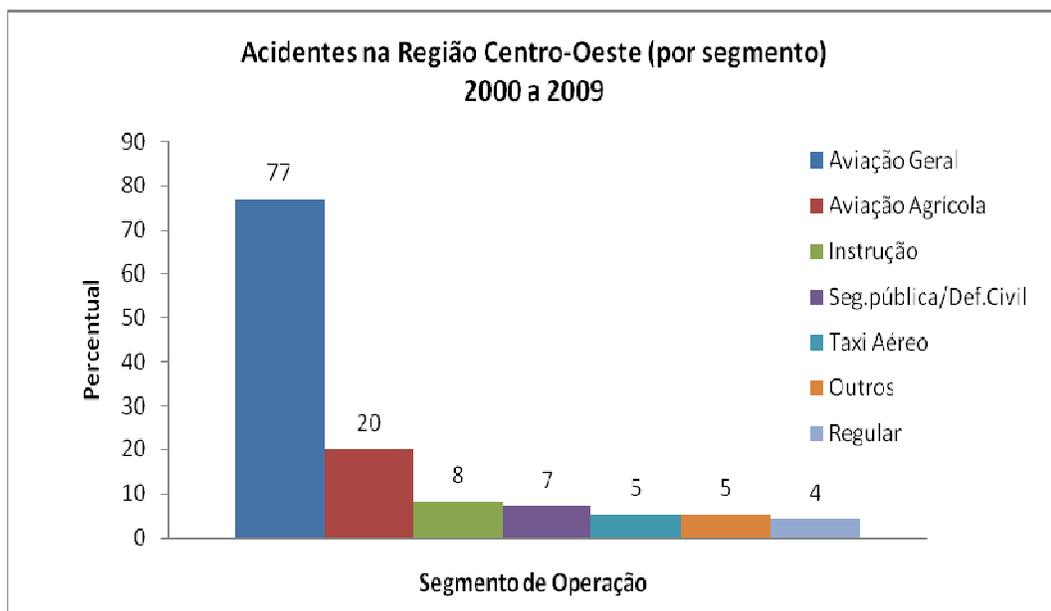


Figura 2.25: Acidentes na Região Centro-Oeste por segmento (BRASIL 2010)

Além da intoxicação, os ruídos e as vibrações estão presentes durante todo o período em que o avião se encontra com os motores ligados. Os ruídos são originados seja das turbinas, e os ruídos aerodinâmicos que ocorrem quando a aeronave está em movimento, como também o ruído

do pouso e da decolagem. As vibrações são geradas por vários movimentos, que provêm da velocidade da aeronave e dos motores em funcionamento. São muitas as alterações que a exposição prolongada ao ruído pode causar no organismo humano, destacando-se a perda auditiva e a aparição de sintomas relativos ao comprometimento do sistema neuropsicológico, como insônia, irritabilidade e estresse (DIESAT, 1995 apud LOTERIO, 1999). A vibração da aeronave pode gerar alguns danos físicos no piloto, como artroses, lesão óssea, formigamento dos dedos, problemas circulatórios, alteração da sensibilidade e alterações neurológicas (SIVIERI, 1995 apud LOTERIO, 1999).

Assim, com o piloto submetido a esses sintomas que causam estresse e desatenção, os quais alteram a capacidade de pilotar com segurança aumentando o risco de acidentes, como por exemplo, a perda de controle da aeronave em vôo apresentado no gráfico da Figura 2.26.

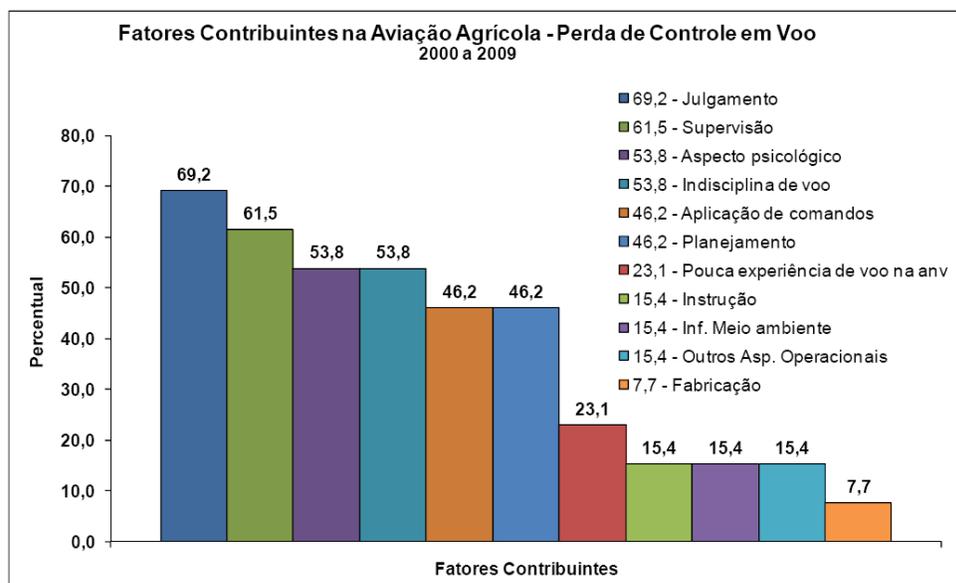


Figura 2.26: Fatores Contribuintes na Aviação Agrícola – Perda de Controle em Vôo (BRASIL 2010)



Figura 2.27: PT-GXD após perda de controle em voo

O acidente mostrado na Figura 2.27 foi causado devido ao piloto sofrer de hipertensão e obesidade, provocando sua intolerância a Força “g” (SIMÃO 2010)

Outros tipos de acidentes aeroagrícolas podem ser verificados no gráfico da Figura 2.28, sendo a colisão em voo com obstáculo é aquele de maior ocorrência, devido ao desconhecimento da região e condições atmosféricas pelo piloto e ao inadequado preparo do voo.

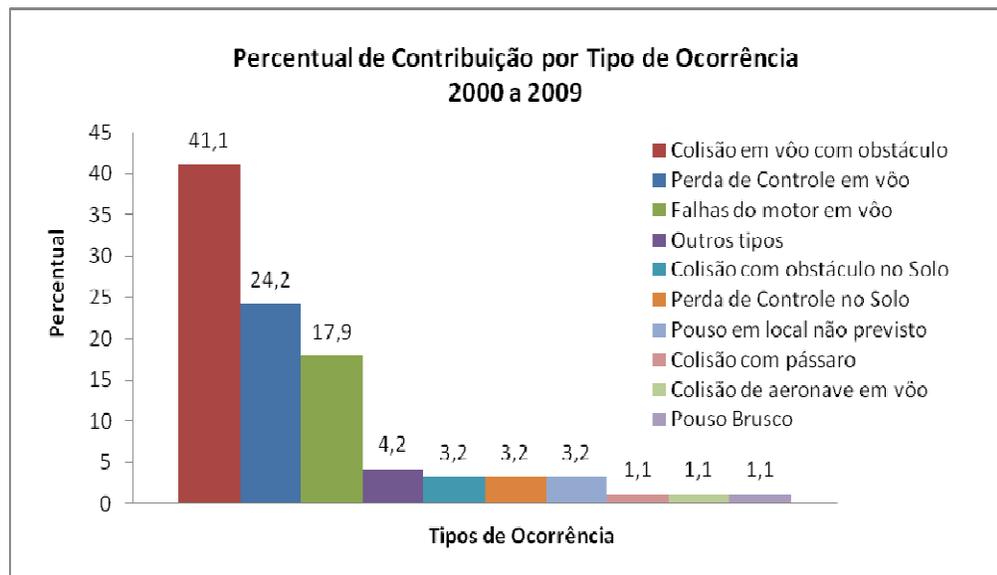


Figura 2.28: Percentual de Contribuição por Tipo de Ocorrência (BRASIL, 2010)

Dada as análises do fator humano envolvido em acidentes aeroagrícolas e os tipos de ocorrência, sendo que a perda de controle em vôo e a colisão em vôo com obstáculo correspondem a mais de 60% do total de acidentes nesse segmento, dá origem a uma liberdade de projeto de aeronaves menores, mais eficientes, mais leves e sem piloto. Então o uso de VANT's que executem missões de aplicação de defensivos diminui os riscos de mortes em acidentes e os riscos de intoxicação, preservando assim a vida humana.

2.5.2. Falhas em Veículos Aéreos Não-Tripulados

Países desenvolvidos vêm dedicando crescentes esforços em utilizar os VANT's para fins civis, tendo de ser mantidos os níveis de segurança atualmente praticados pela aviação civil mundial.

As operações de um VANT com peso e tamanho equivalentes de uma aeronave tripulada no Brasil, segundo a política da ANAC, é autorizada se atenderem aos mesmos princípios de segurança aplicáveis às operações de aeronaves tripuladas, ou seja: Esta operação não pode ser, ou criar, riscos para pessoas ou propriedades no ar ou na superfície maiores do que os riscos que podem ser atribuídos às operações de aeronave tripulada de classe ou categoria equivalente.

Um princípio básico de segurança a ser considerado é que a probabilidade (calculada estatisticamente analisando cada componente do VANT) de uma falha simples do sistema aéreo não tripulado ser catastrófica deve ser da ordem de 10^{-5} falhas por ano, o que equivale a 10^{-9} falhas por hora de vôo (COHEN, 1998). A perda dos VANT's devido aos erros de operação e planejamento é um dos maiores problemas associados a este tipo de veículo (JONES, 1997).

Apresenta-se na Tabela 2.2, as causas dominantes para falhas e incidentes com VANT.

Segundo o estudo realizado por Corrêa et.al. (2008), foram avaliados os riscos de colisão entre um VANT e uma aeronave tripulada em rota de cruzamento, com o intuito de avaliar a capacidade de decisão e de reação do veículo, ao serem simuladas falhas dos tipos: falha dos atuadores e falha dos sensores. Os resultados desse estudo estão apresentados nas Tabelas 2.3 e 2.4.

Tabela 2.2: Percentual das causas de falhas e incidentes com VANT (USDOD,2004)

Causas de Falhas	Percentual [%]
Sistema de força e propulsão	37
Sistema de controle de vôo	25
Erros Humanos	17
Comunicações	11
Outros	10

Tabela 2.3: Falha dos atuadores (CORRÊA; JUNIOR, 2008)

Horas de Vôo	Número de Cruzamentos	Probabilidade de Colisão	Número de Colisões
1000	637	10^{-6}	0
2000	2531	10^{-6}	0
3000	5136	10^{-5}	0
4000	8577	10^{-4}	1
5000	11375	10^{-3}	2

Tabela 2.4: Falha dos sensores (CORRÊA; JUNIOR, 2008)

Horas de Vôo	Número de Cruzamentos	Probabilidade de Colisão	Número de Colisões
1000	637	10^{-4}	1
2000	2531	10^{-3}	6
3000	5136	10^{-3}	15
4000	8577	10^{-3}	47
5000	11375	10^{-2}	212

De acordo com Corrêa et.al. (2008), a primeira simulação verificou a capacidade de reação do veículo mediante falhas operacionais em seus atuadores, sendo que tais falhas não impedem totalmente o VANT de manobrar, mas diminui sua confiabilidade. Considerou-se a taxa de falha de 0,5% nos sensores e 10 % nos atuadores.

Na segunda simulação foi observado que as 403 colisões se deram por incapacidade do VANT em detectar a aeronave em condição de conflito, isso está relacionado com a confiabilidade e a disponibilidade dos sensores e sua redundância. Nesta análise, considerou-se a taxa de falha de 10% nos sensores e 0,5 % nos atuadores.

As complexidades do software, da automação e da arquitetura de comunicações desses veículos podem ser de baixa confiabilidade operacional para algumas missões. Um bom planejamento, identificação e correção de falhas podem economizar recursos, proporcionar um material melhor e reduzir acidentes.

2.6. Metodologia de Desenvolvimento de Projeto Aeronáutico

Diversos fabricantes, como institutos de pesquisas que desenvolvem aeronaves, procuraram criar metodologias de trabalho, procurando usar técnicas de gerenciamento modernas, almejando o máximo aproveitamento de recursos tanto matérias como humanos, a fim de obter o melhor possível do projeto em menos tempo com o mínimo de investimentos, assim, otimizando a concepção do projeto (BARROS 2001).

Genericamente, sete fases compõem a metodologia de construção e projeto:

- Levantamento das especificações e requisitos para atender a uma nova necessidade ou de uma nova concepção;
- Estudos preliminares em atendimento a nova necessidade;
- Elaboração de anteprojeto onde a nova idéia é trabalhada;
- Desenvolvimento do projeto propriamente dito, o qual definirá o novo produto;
- Construção do protótipo;
- Ensaios no solo;
- Ensaios em vôo.

Segundo Barros (2001), consagrados autores de projetos de aeronaves como Torenbeek (1982), Roskan (1985) e Raymer (1989), concordam em aspectos gerais da metodologia, pouco divergindo nos trechos menos essenciais, como mostra a Tabela 2.5, sendo Torenbeek e Roskan voltados para o desenvolvimento de aeronaves de médio e grande porte.

Tabela 2.5: Principais metodologias de desenvolvimento de projeto de aeronaves (BARROS, 2001)

Raymer (1989)	Torenbeek (1982)	Roskan (1985)
Requisitos	Requisitos providos de pesquisa de marketing	Requisitos
Projeto Conceitual	Projeto Conceitual	Projeto Conceitual
Projeto Preliminar	Projeto Preliminar	Projeto Preliminar
Projeto Detalhado	Projeto Detalhado	Projeto Detalhado
Fabricação	Fabricação	Fabricação

A diferença entre a metodologia de Torenbeek e a de Roskan é que Roskan parte do princípio de que uma especificação de missão da aeronave em pauta deve estar disponível antes de se iniciar o projeto propriamente dito. Se, a partir de estudos preliminares, uma necessidade específica for encontrada, poder-se-á dar prosseguimento aos estudos com o desenvolvimento pleno da aeronave (BARROS, 2001).

Na metodologia de Raymer ocorrem interações entre requisitos, projeto conceitual, cálculos preliminares e dimensões básicas e viabilidade econômica, sendo que um afeta o outro, dentro do que ele chama de “A Roda do Projeto”, como mostrado na Figura 2.29.

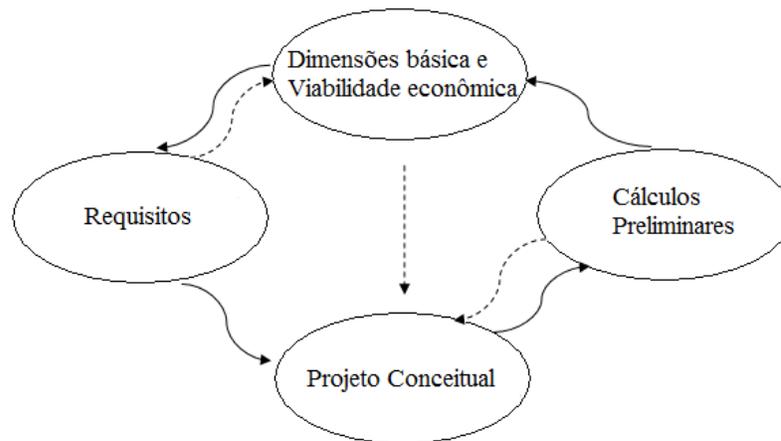


Figura 2.29: A Roda do Projeto, segundo Raymer (1989)

A metodologia proposta por Barros (2001), para o projeto de aeronaves leves e subsônicas, é dividida nas etapas: especificação e requisitos; estudos Preliminares; anteprojeto; projeto;

fabricação; ensaios no solo e ensaios em vôo. A etapa de Especificação e Requisitos é subdividida em cinco subetapas, como mostrado na Figura 2.30.

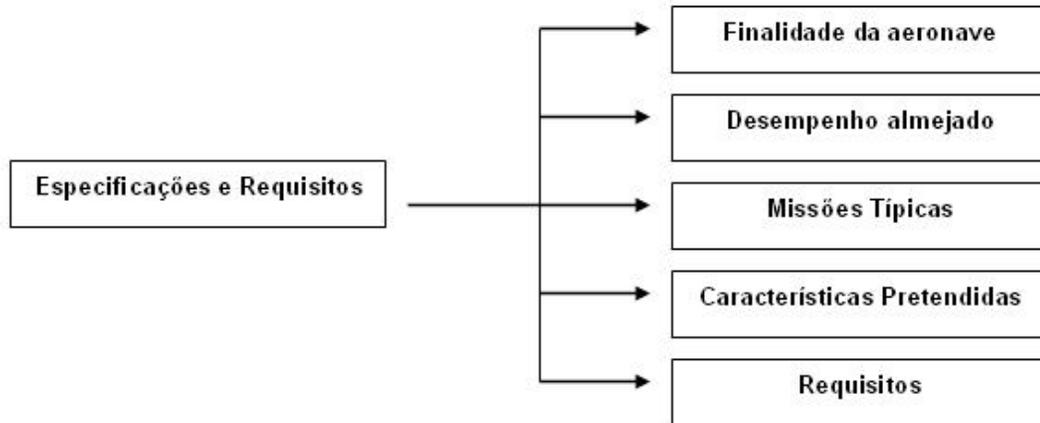


Figura 2.30: Apresentação esquemática da etapa de Especificação e Requisitos (BARROS, 2001)

A etapa Estudos Preliminares é constituída pelas três subdivisões, como mostra a Figura 2.3

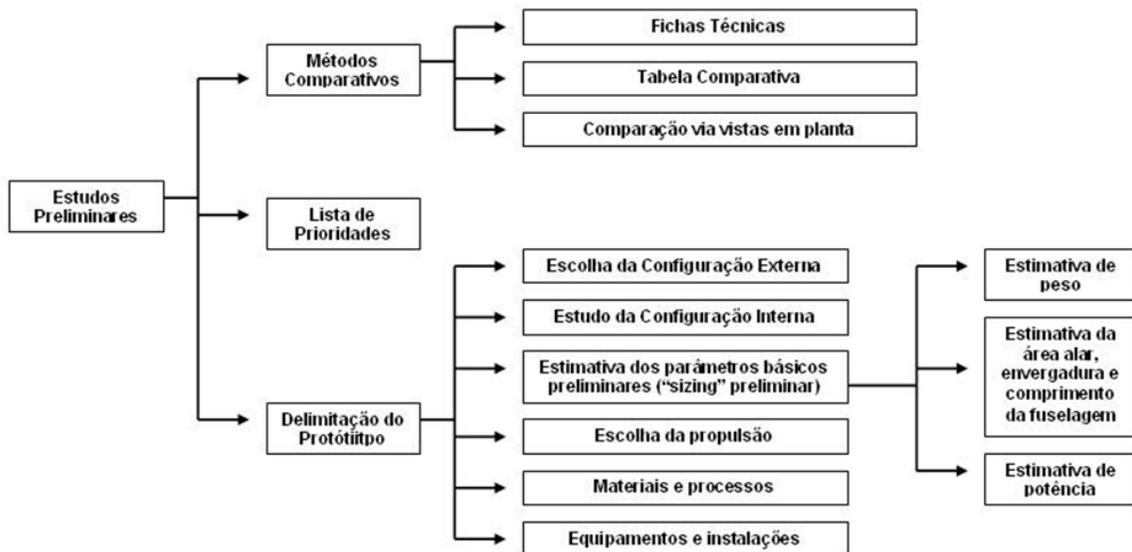


Figura 2.31: Apresentação esquemática da etapa Estudos Preliminares (BARROS, 2001)

A etapa Anteprojeto constitui-se das onze subdivisões, como mostra a Figura 2.32.

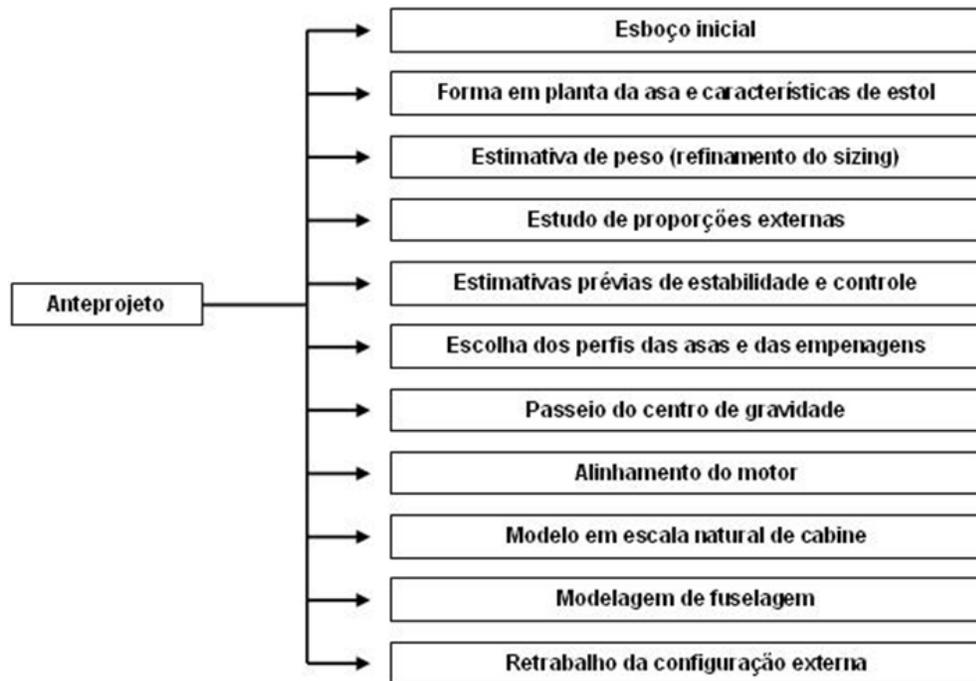


Figura 2.32: Apresentação esquemática da etapa Anteprojeto (BARROS, 2001)

A etapa Projeto é composta das sete subdivisões apresentadas na Figura 2.33.

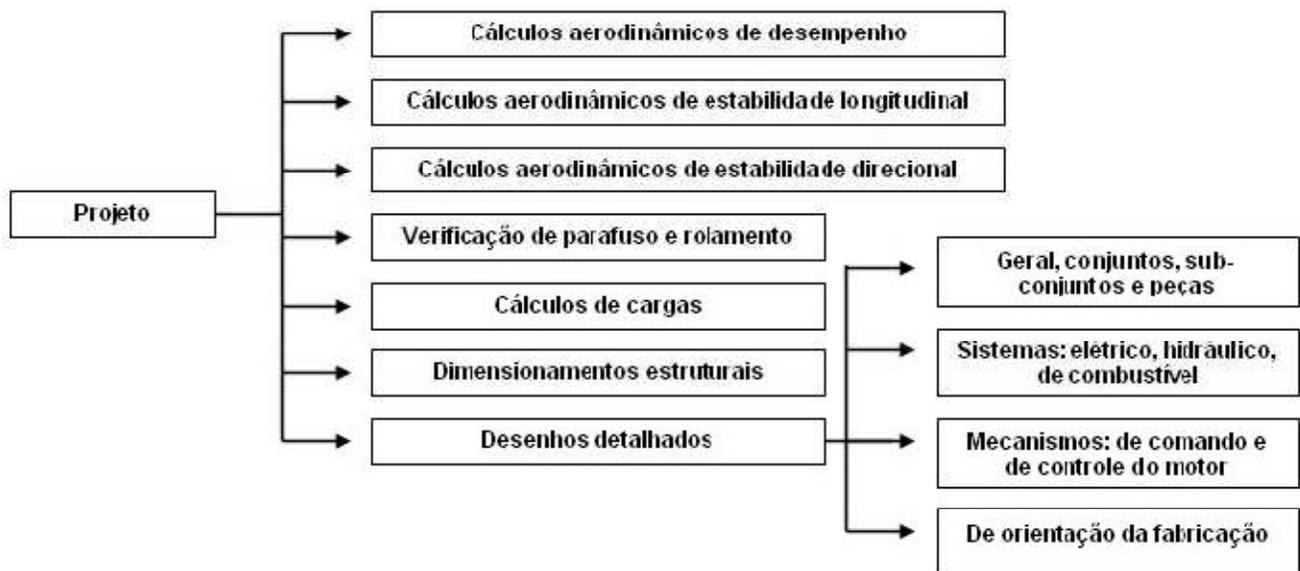


Figura 2.33: Apresentação esquemática da etapa Projeto (BARROS, 2001)

Capítulo 3

3. METODOLOGIA DO PROJETO VANT

A metodologia para o desenvolvimento do VANT agrícola toma como base as metodologias de Raymer, Roskan e Barros, e será arquitetada como mostra a Figura 3.1.

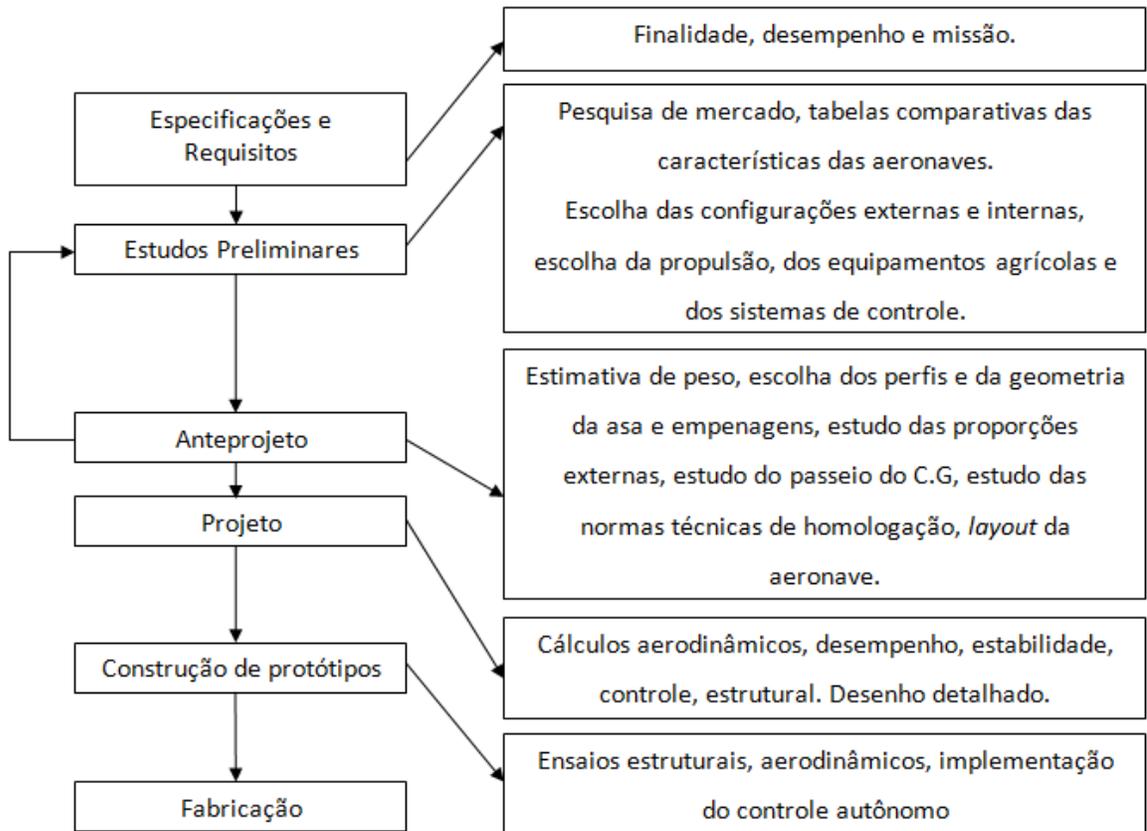


Figura 3.1: Metodologia adotada para o desenvolvimento do VANT agrícola

Inicialmente são coletados os requisitos impostos pelo usuário, neste caso, a agricultura, e dada a finalidade da aeronave (aplicação de defensivos agrícolas), onde ela irá atuar, altitude de operação, qual a função (se de transporte de cargas, inspeção, dentre outros), quanto de pista para decolagem e pouso pode precisar, autonomia, velocidade de cruzeiro, dentre outros. De posse desses dados, pode-se fazer um estudo preliminar visando comparar as características de aeronaves no mercado com as pretendidas, e assim, relacionando dados geométricos, motorização, pesos, equipamentos, é possível especificar tais características para o novo projeto, e fazer uma estimativa inicial do layout da aeronave. A partir dessas especificações, são realizados cálculos preliminares que devem obedecer a normas técnicas de homologação. No caso de aeronaves desenvolvidas no Brasil, existe a RBHA (Requisitos Brasileiros de Homologação de Aeronaves) a qual remetem às principais normas internacionais: FAR (Federal Aircraft Regulation), dos Estados Unidos da América, e a norma JAR (Joint Airworthiness Regulation), de procedência europeia. Quando não há concordância dos resultados obtidos nessa etapa de cálculos preliminares com os resultados esperados, são feitas novas especificações e os cálculos são refeitos. Determinado o layout da aeronave, pode-se seguir com a etapa de projeto, no qual são feitos cálculos aerodinâmicos, de desempenho, estabilidade, estrutural e de controle com um detalhamento maior, assim como fazer um desenho mais refinado da aeronave. Em seguida, são realizados ensaios em solo visando a construção da mesma.

3.1. Especificações e Requisitos de Projeto

O VANT agrícola deverá obedecer as seguintes especificações de desempenho:

- Velocidade pulverização de 93,20 mi/h (150 km/h);
- Velocidade de *stall* de 54,6 mi/h (88 km/h);
- Autonomia de 90 minutos para executar a missão de 0 a 9 apresentada na Seção 3.3, com a carga de 150 kg de defensivos;

- Distância de decolagem com obstáculo de 50 pés de altura: 820 pés (250 m) com flaps estendidos.

Deve possuir também os seguintes equipamentos:

- Piloto automático;
- Sistema de Controle de terra;
- Sensores de velocidade, giroscópio, altímetro;
- Câmera;
- Servos;
- *Hopper*;
- Sistema de pulverização (bombas, válvulas e conexões).

Além disso, deverá apresentar as características:

- Pulverizar defensivos líquidos;
- Manobrabilidade e controlabilidade;
- Autonomia
- Facilidade em acessar os equipamentos agrícolas, de controle autônomo e de fazer manutenção;
- Disponibilidade de atuar em pista irregular.

3.2. Métodos Comparativos

Para estabelecer os parâmetros básicos deste projeto, é feito o levantamento das características de vários VANT's e de aeronaves agrícolas, de maneira a comparar dimensões, carregamento alar, pesos, parâmetros de desempenho, dentre outros, e assim proceder ao desenvolvimento da nova aeronave a partir de concepções já existentes. As informações que inteiram os métodos comparativos estão apresentadas nas Tabelas 3.1 e 3.2, separadas por aeronaves tripuladas e VANT's.

Tabela 3.1: Ficha técnica das aeronaves agrícolas (JANES, 2004)

País	Russia		Brasil	Holanda			Estados Unidos	
Aeronave agrícola	Kulon-2 SKhS	Sukhoi Su-38L	EMB- 202 IPANEMA	PZL-106BT Turbo-Kruk	Agrolot PZL- 126P MROWKA 2001	PZL M18 DROMADER	Air Tractor AT-401	Air Tractor AT-402A
Características								
Envergadura [m]	12,5	11,53	11,69	15	7,66	17,7	15,57	
Comprimento [m]	8,5	8,1	7,43	10,34	5,25	9,47	8,23	9,32
Corda [m]			1,71	2,16	0,75	2,29	1,83	
AR			6,9	7,1	8,5	7,8	8,5	
W/P máximo [kg/kW]			6,92	6,39			7,97	7,7
W/S máximo [kg/m ²]			77,7	110,4	83,7		125,4	137,2
Peso máximo de decolagem [kg]	2200	1200	1550	3500	575	4200	3565	3175
Carga útil [kg]	1000		750	1500		2200	2440	
Velocidade de operação [km/h]	120-160	150-180	230	160-180	140	200	193-225	209-233
Velocidade de Estol [km/h]	76		103	108		108	118	118

Continuação da Tabela 3.1.

País	Estados Unidos							Austrália
Aeronave agrícola	Air Tractor AT-502A	Air Tractor AT-602	Air Tractor AT-802	Turbo Thrush S2R	Thrush 660	STOL CH701	Piper Pawnee Brave	Gippsland GA 200 Fatman
Características								
Envergadura [m]	15,85	17,07	18,06	14,48	16,46	8,2	11,84	11,98
Comprimento [m]	10,11	10,41	10,95	10,06	10,89	6,38	8,38	7,48
Corda [m]	1,829	1,83	2,07	2,29	2,29		1,771	1,6
AR	8,7	9,3	8,8	6,4	7,2	5,9	6,68	7,3
W/P máximo [kg/kW]	5,37	11,9	7,21	7,3	7			8,91
W/S máximo [kg/m ²]	151,8	181,6	194,8	114,4	172,7		103,86	101,8
Peso máximo de decolagem [kg]	4399	5670	7257	2721	5670	500	2177	1995
Carga útil [kg]	2450	3130				237		544
Velocidade de operação [km/h]	193-233	241		256	185-282		215	
Velocidade de Estol [km/h]	132	160	147	113				108

Tabela 3.2: Ficha técnica dos VANT's (JANES, 2004)

País	China		França	Grécia	Índia	Israel		
UAV	Xian ASN-206	Xian ASN-207	EADS DCS Fox AT3	EADS 3 Sigma Nearchos	ADE Nishant	IAI/AAI IAI/AAI RQ-2 <i>Pioneer</i>	RQ-5A Hunter	IAI Heron
Características								
Envergadura [m]	6	9,3	6,3	5,1	6,64	5,11	8,84	16,6
Comprimento [m]	3,8	6	4	3,95	4,63	4,26	7,01	5,2
Alcance [km]			150		160	185		>1000
Autonomia [h]			>6	08/dez	4h30min	5-6h30min	12	50
Peso máximo de decolagem [kg]	222	480	270	190	375	205	726	1100
Carga útil [kg]	50		58	51-92	60		113	250
Velocidade máxima nivelada [km/h]	210	180	250	220	185-282	185	204	231
Velocidade de Estol [km/h]								75

Continuação da Tabela 3.2

País	Israel			Itália	Coréia do Sul	África do Sul	Estados Unidos	
UAV	IAI Searcher	Silver Arrow Hermes 180	Silver Arrow Hermes 1500	Meteor Falco	KAI Night Intruder 300	Kentron Seeker	AAI Shadow 400	Geneva Aerospace Dakota
Características								
Envergadura [m]	8,55	6	18	7,2	6,2	7	5,05	4,57
Comprimento [m]	5,85	3,47	9,4	5,25	4,8	4,44	4,34	2,95
Alcance [km]	250	150		>150	200		185	
Autonomia [h]	15	>10	26	ago/14	6	12	dez/14	>2
Peso máximo de decolagem [kg]	426	195	1650	320	300	240	265	81,6
Carga útil [kg]	100	40	300	>70	45	50	30	32,2
Velocidade máxima nivelada [km/h]	194	194	240	144	185	222	185	185

3.3. Perfil da Missão

O VANT Agrícola tem como missão pulverizar culturas agrícolas, e por se tratar de um veículo não tripulado, considera-se que aeronave parta da propriedade agrícola sem precisar percorrer longas distâncias antes de se iniciar a pulverização propriamente dita.

Dessa forma, os segmentos numerados de 0 a 9 nomeados como: (0-1) aquecimento dos motores e decolagem, (1-2) subida, (2-3) cruzeiro+trimagem, (3-4) descida para pulverização, (4-5) pulverização, (5-6) subida, (6-7) cruzeiro, (7-8) descida para pouso e (9-10) pouso, como apresentados na Figura 3.2.

Durante cada segmento da missão, a aeronave perde peso queimando combustível. O peso da aeronave no final de cada segmento dividido pelo seu peso no início do segmento é chamado de “fração de peso do segmento” da missão. Estas frações de peso para todos segmentos de uma dada missão são a base para se estimar a fração de combustível requerida no dimensionamento inicial da aeronave.

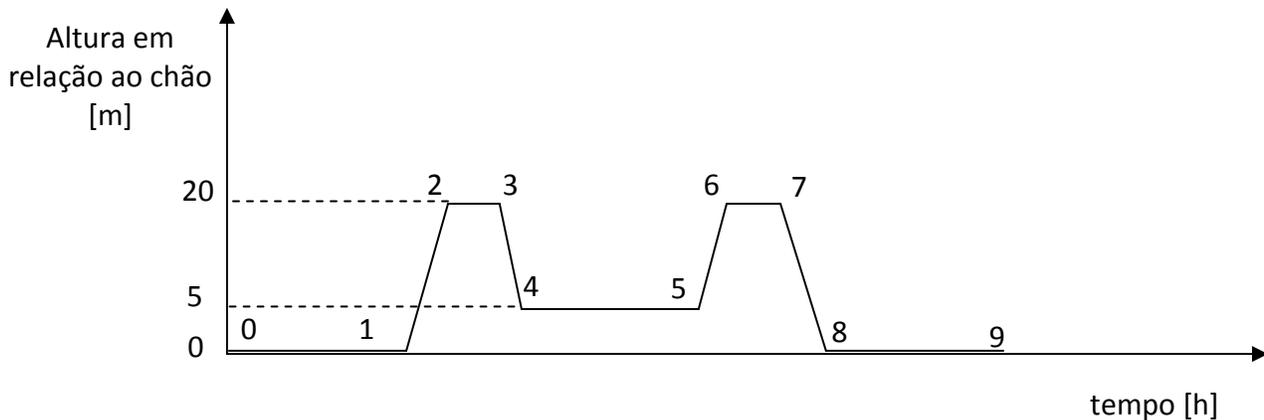


Figura 3.2: Perfil da Missão

3.4. Estimativa Inicial do Peso da Aeronave

3.4.1. Estimativa do peso da Carga Paga

A carga paga é considerada como sendo o peso do defensivo e do combustível, sendo adotado 150 kg de defensivos agrícolas, e o peso de combustível é estimado seguindo o item 1 de “a” a “g”.

1) Estimativa do Peso de Combustível

Primeiramente, as frações de combustíveis gastos em cada etapa da missão de pulverização agrícola foram estimadas baseadas em dados históricos. Segundo Ismail (2009), a fração de combustível gasto no pouso varia de 0,990 a 0,995; no taxiamento, de 0,992 a 0,997; na decolagem, de 0,970 a 0,990. Na etapa de subida, Raymer (1989) estima essa fração em 0,985. Assim, para este projeto foram adotadas as frações de combustível mostradas nos itens de “a” até “h”.

Considerando um perfil de missão para o vôo de pulverização aérea, tem-se:

- a) Dados históricos mostram que a fração de combustível gasto no segmento de 0 a 1 (W_1/W_0) é pequeno. Dessa forma, por estimativa, $W_1/W_0 = 0,970$;
- b) Para subida (segmento 1-2), tem-se, por estimativa $W_2/W_1 = 0,980$;
- c) Para o cruzeiro (segmento 2-3), esta sendo considerado um tempo e distância curtos apenas para a aeronave poder se estabilizar (trimagem dos comandos), da mesma forma foi considerado para o segmento(6-7). Assim, $W_3/W_2 = W_7/W_6 = 1$;
- d) Para o cálculo da fração de combustível na etapa de pulverização, utilizou-se a fórmula de Breguet de autonomia. Dessa forma, foi preciso estimar o tempo gasto em todo o percurso (4-5). Considerando o tipo de aplicação, apresentado na Tabela 3.3, como sendo Ultra Baixo Volume (UBV) na vazão de 1,0 l/hectare, e o volume do Hopper de 150 litros, e estimando que se pulverize 100 hectares/hora, tem-se:

$$t = \frac{150 \text{ l}}{1,0 \text{ l/ha} \cdot 100 \text{ ha/h}} = 1,5 \text{ h}$$

Aplicando a pulverização UBV com a vazão de 1,0 l/hectare, é obtida uma área de aplicação de 150 hectares.

Tabela 3.3: Volume de aplicação de acordo com a vazão

Aplicação	Litros/hectare
Alto Volume	> 50
Médio Volume	30 a 50
Baixo Volume	5 a 30
Ultra Baixo Volume	< 5

- Estimativa da razão de planeio

Para estimar a máxima autonomia do veículo, deve-se conhecer a razão de planeio (L/D), a qual pode ser calculada através das Equações (3.1), (3.2) e (3.3).

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 \quad (3.1)$$

Dividindo a Equação (3.1) por C_L e derivando, tem-se:

$$\frac{C_D}{C_L} = \frac{C_{D0}}{C_L} + K C_L \Rightarrow \frac{dC_D}{dC_L} = 0$$

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad (3.2)$$

Onde,

$$K = \frac{1}{\pi AR e} \quad (3.3)$$

AR: razão de aspecto;

C_{D0} : coeficiente de arrasto parasita;

S: área da asa.

Para o cálculo do C_{D0} em vôo de regime subsônico foi utilizado o método descrito por Roskan (1985) no qual é calculada a área parasita equivalente (f), através das Equações de (3.4) a (3.6) abaixo.

$$C_{D0} = \frac{f}{S} \quad (3.4)$$

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{to} \quad (3.5)$$

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet} \quad (3.6)$$

Os coeficientes a e b são funções do coeficiente de atrito equivalente (C_f), o qual é estimado através do gráfico, mostrado na Figura 3.3, que apresenta alguns valores típicos relacionados com o tipo de aeronave que está sendo projetada. Então, Roskan (1985) criou a Tabela 3.4 de correlação entre f e área molhada.

As constantes c e d são coeficientes de regressão linear que foram obtidos pela correlação da área molhada e o peso máximo de decolagem de 230 aeronaves, a Tabela 3.5 lista estes valores para 12 tipos.

Foi adotado o valor de 3500 N ($\sim 350 \text{ kg}$) como o peso total de decolagem, considerando inicialmente que o peso vazio da aeronave seja aproximadamente 55% do peso total, tendo uma carga de 150 kg de defensivos, de maneira a acoplar o *hopper* na fuselagem sem que a aeronave fique muito robusta, e um valor relativamente alto para C_f por carregar equipamentos agrícolas.

Utilizando as Tabelas 3.1 e 3.2, visando comparar as razões de aspecto das aeronaves agrícolas, foi adotado um valor de 8,1 para o VANT.

O valor do fator de Oswald foi escolhido dentro da faixa descrito por Raymer (1989). Assim, da Equação (3.4), foi obtido o valor de C_{D0} e através das Equações (3.1) e (3.2) o valor estimado da razão L/D , em que os valores estimados e calculados são mostrados na Tabela 3.6.

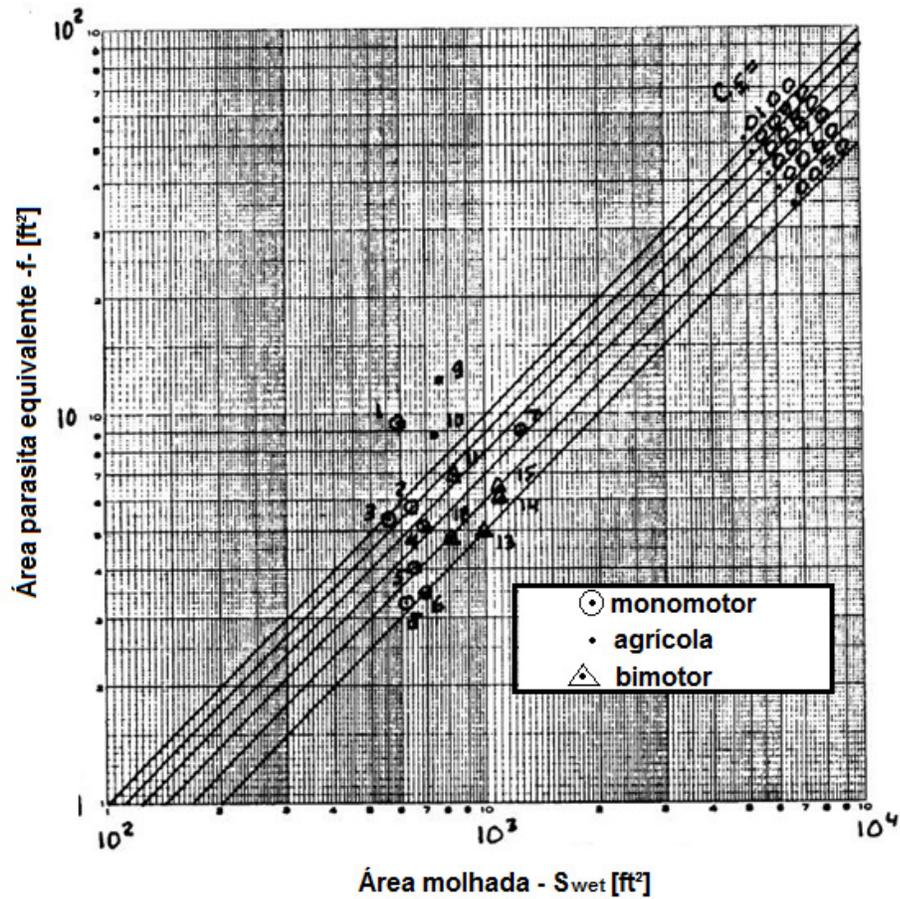


Figura 3.3: Valores típicos do coeficiente de atrito equivalente de algumas aeronaves (ROSKAN, 1985)

Tabela 3.4: Correlação dos coeficientes de área parasita versus área molhada (ROSKAN, 1985)

Coeficiente de atrito de pele equivalente c_f	a	b
0.0090	-2.0458	1.0000
0.0080	-2.0969	1.0000
0.0070	-2.1549	1.0000
0.0060	-2.2218	1.0000
0.0050	-2.3010	1.0000
0.0040	-2.3979	1.0000
0.0030	-2.5229	1.0000
0.0020	-2.6990	1.0000

Tabela 3.5: Coeficientes de regressão linear do peso de decolagem versus área molhada
(ROSKAN, 1985)

Tipos de aeronaves	c	d
Experimentais	1,2362	0,4319
Monomotor	1,0892	0,5147
Bimotor	0,8635	0,5632
Agrícola	1,0447	0,5326
Jatos Executivos	0,2263	0,6977
Turboélices regionais	-0,0866	0,8099
Jatos de transportes	0,0199	0,7531
Treinamento militar	0,8565	0,5423
Caças	-0,1289	0,7506
Patrulha, bombardeiro e transporte militar	0,1628	0,7316
Hidroaviões e anfíbios	0,6295	0,6708
Aeronaves de cruzeiro supersônico	-1,1868	0,9609

Tabela 3.6: Valores utilizados para o cálculo da estimativa da razão (L/D)

a	-2,046	AR	8,1
b	1	W_{to}	786,0 lbf (356,0 kg)
c	1,236	C_{D0}	0,0641
d	0,432	S	43,0 ft ² (4,0 m ²)
C_f	0,009	(L/D)	9,0
e	0,8		

De posse da razão (L/D), pode-se utilizar a Equação (3.7) de Breguet de autonomia para calcular a fração de combustível consumida na etapa de pulverização.

$$\ln\left(\frac{W_i}{W_{i+1}}\right) = \frac{t_p}{375 \left(\frac{1}{V}\right) \left(\frac{\eta_p}{c_p}\right) \left(\frac{L}{D}\right)} \quad (3.7)$$

Onde,

W_i = peso inicial;

W_{i+1} = peso final;

L/D = razão entre a força de sustentação e a de arrasto;

η_p = eficiência da hélice;

c_p = consumo específico de combustível [lbs/ HP hr];

V = velocidade na pulverização [mph]

t_p = tempo da pulverização em horas.

A Tabela 3.7 mostra os resultados desta etapa.

Tabela 3.7: Resultados da etapa de pulverização

Tipo de aplicação (UBV) [litros/ha]	1
Volume do tanque (hopper) [litros]	150
Velocidade de pulverização [m/s]	42
Tempo de pulverização [h]	1,5
Eficiência do propulsor (η_p)	0,8
Consumo específico de combustível (c_p)	0,4
L/D	10,5

- e) A etapa de descida (3-4), para o início do tiro de pulverização, foi considerada $W_4/W_3 = 0,992$;
- f) Para a descida de pouso, etapa (7-8), adotou-se $W_8/W_7 = 0,990$;
- g) Para o pouso, etapa (8-9), adotou-se $W_9/W_8 = 0,992$;
- h) A fração de combustível total da missão é calculada pela Equação (3.8) (ROSKAN, 1984).

$$M_{ff} = \frac{W_9}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \prod_{i=1}^n \frac{W_{i+1}}{W_i} \quad (3.8)$$

Os tanques no final da missão não devem estar totalmente vazios. Assim, foi feita uma avaliação de autonomia e alcance considerando 5% e 8% de combustível reserva. Obtendo para

ambos os casos, alcance de 4000 m e 7000 m, e autonomia de 1,0 minuto e 2,0 minutos, respectivamente. Considerando que a aeronave deva fazer manobras de retorno ou de espera até chegar ao posto de reabastecimento, como medida de segurança, foi adotado uma reserva de combustível de 8%.

$$\frac{W_{comb}}{W_0} = 1,08 \left(1 - \frac{W_9}{W_0} \right) = 0,077$$

Então, $W_{comb} = 27 \text{ kg} = 265 \text{ N}$, incluso 8% de combustível reserva.

Após a estimativa do consumo de combustível em cada etapa da missão, pode-se determinar o peso bruto da aeronave como será apresentado na Seção 3.4.2.

3.4.2. Cálculo do Peso Bruto (W_0)

Segundo Raymer (1989), o peso bruto pode ser calculado pela Equação (3.9).

$$W_0 = W_{trip} + W_{cp} + W_{comb} + W_v \quad (3.9)$$

Como a aeronave não é tripulada, será substituído o peso da tripulação pelo peso do sistema de controle, obtendo a Equação (3.10).

$$W_0 = W_{cp} + W_{sc} + \frac{W_{comb}}{W_0} W_0 + \frac{W_v}{W_0} W_0 \Rightarrow W_0 = \frac{W_{cp} + W_{sc}}{1 - (W_{comb}/W_0) - (W_v/W_0)} \quad (3.10)$$

A fração do peso vazio varia de 0,3 a 0,7 (RAYMER, 1989). A partir de dados estatísticos, a fração peso vazio/peso bruto foi adotada como sendo $W_v/W_0 = 0,44$; e o peso sistema de controle (W_{sc}) sendo de 3,0 kg.

Assim, a Tabela 3.8 resume os valores dos pesos estimados.

Tabela 3.8: Valores adotados e calculados para as frações de combustível para cada etapa

Frações de combustível em cada etapa			
W1/W0	0,970	W6/W5	0,985
W2/W1	0,980	W7/W6	1,000
W3/W2	1,000	W8/W7	0,990
W4/W3	0,992	W9/W8	0,992
W5/W4	1,000	Mff	0,912
Pesos [kg]			
W0	345,00	Wcomb	27,00
Wsc	3,00	Wvazio	155,00

3.4.3. Obtenção da Área Alar e Potência Motriz

O método apresentado por Roskan (1985) implica em definir uma faixa de valores de W/P e W/S que possam atender os requisitos de desempenho.

São construídas várias curvas para cada requisito de desempenho em um único gráfico. As quais levam em conta o coeficiente de sustentação aceitável para aeronave naquela condição de voo.

Escolhe-se um ponto onde se deseja que a aeronave se encontre, apresentando coeficiente de sustentação compatível com as condições de voo e que atenda os requisitos necessários da aeronave e das normas de homologação. Após a definição do ponto, é possível definir qual a carga alar e a relação peso potência da aeronave e, conseqüentemente, a melhor seleção do sistema propulsor.

As características das curvas de desempenho são determinadas pela velocidade de *stall*, distancia de pouso e decolagem, razão de subida e velocidade de cruzeiro (velocidade de pulverização).

- Velocidade de *stall*

Segundo a norma FAR-Part 23, aeronaves agrícolas não devem ter velocidades de *stall* acima de 61 knots (31,4 m/s) com o peso máximo de decolagem.

Dessa forma, a velocidade de *stall* foi definida como sendo 46,6 knots (24,0 m/s) um pouco abaixo da permitida pela norma e uma densidade de 0,00237 slug/ft³ (1,23 kg/m³).

Considerou-se a deflexão nula dos flaps para atender este requisito.

Os coeficientes de sustentação máximos para aeronaves agrícolas estão na faixa entre 1,3 e 1,9, de acordo com Roskan (1985).

Com o intuito de determinar a carga alar, usa-se a Equação (3.11) da velocidade de *stall* como mostrado a seguir.

$$V_s = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{Lmax}}} \Rightarrow \frac{W}{S} = \frac{V_s^2 \rho C_{Lmax}}{2} \quad (3.11)$$

Os valores da carga alar para cada coeficiente de sustentação máximo encontra-se na Figura 3.4.

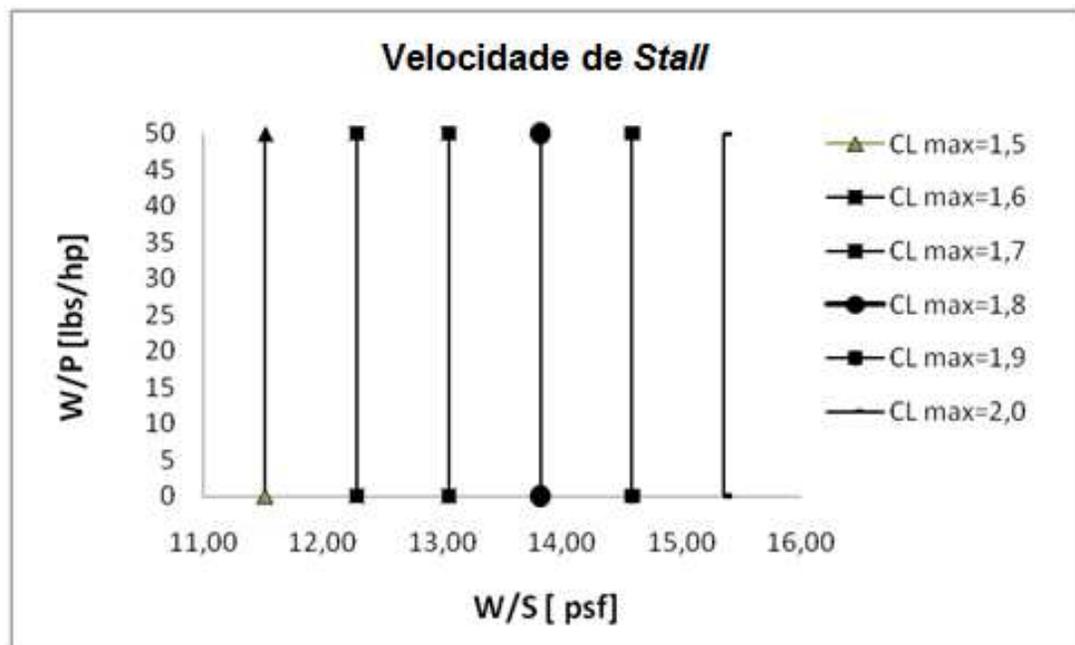


Figura 3.4: Gráfico da Velocidade de *stall* para a faixa de C_L adotados.

- Distância de decolagem

O projeto VANT tem como um dos requisitos decolar em uma distância de 820,0 pés (250,0 m), em pistas irregulares, no caso pista de terra ou asfalto. A estimativa da distância total de decolagem (S_{TO}), é composta pela distância de corrida de decolagem (S_{TOG}), em que os pneus rolam na pista; e a distância de transição em que a aeronave se descola do solo e começa a subir até conseguir ultrapassar um obstáculo de 50,0 pés (15,0 m), segundo a norma FAR-Part 23. A Figura 3.5 mostra estas distâncias de decolagem.

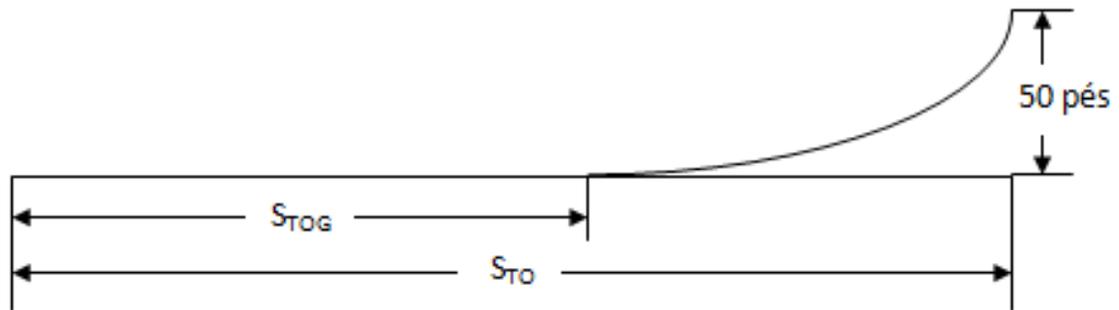


Figura 3.5: Distância de decolagem

Inicialmente, determina-se os parâmetros S_{TO} e S_{TOG} através das Equações (3.12) a (3.14) (ROSKAN, 1985).

$$S_{TO} = 1,66 S_{TOG} \quad (3.12)$$

$$S_{TOG} = 4,9 TOP_{23} + 0,09 TOP_{23}^2 \quad (3.13)$$

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma C_{Lmáx TO}} \quad (3.14)$$

Onde, $\sigma = \rho/\rho_0$.

Para aeronaves com o propulsor a hélice, a velocidade de decolagem deve ser 10% maior que a velocidade de *stall* na decolagem, segundo a norma FAR-Part 25, assim, a relação entre os coeficientes de sustentação máximo são apresentados pela Equação (3.15).

$$C_{LmaxTO} = 1,21 C_{LTO} \quad (3.15)$$

Assim, para o VANT agrícola tem-se os valores adotados e calculados apresentados na Tabela 3.9 e a razão W/P por W/S para cada coeficiente de sustentação máximo adotado, apresentado na Figura 3.6.

Tabela 3.9: Valores dos coeficientes para estimar a distância de decolagem

S_{TO}	816,93 pés (250,0 m)	Calculado
S_{TOG}	492,13 pés (150,0 m)	Adotado
σ	1	Adotado
TOP_{23}	86,65 lbf ² /ft ² (18450 N ² /m ²)	Calculado

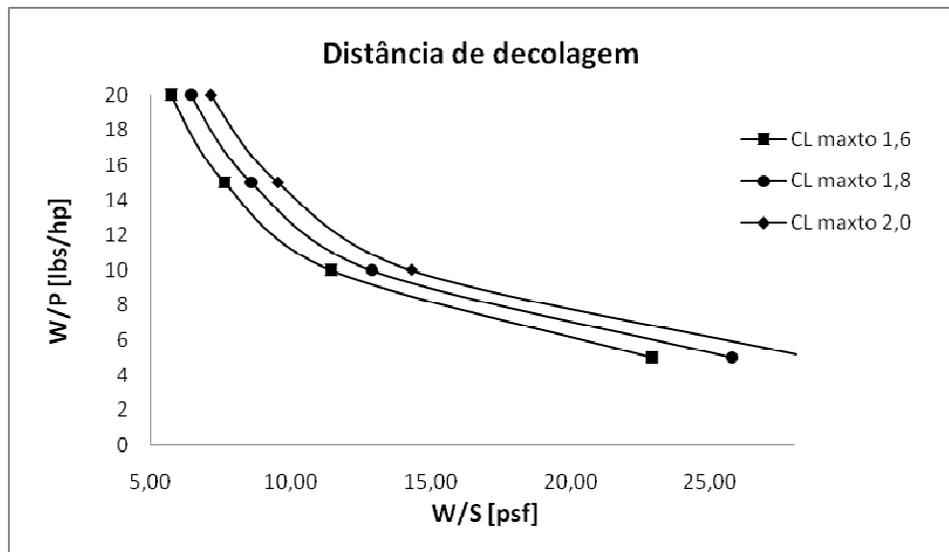


Figura 3.6: Gráfico da distância de decolagem para a faixa de C_L adotado.

- Razão de Subida

A razão de subida (R/C) é a razão entre a velocidade vertical em que a aeronave está se deslocando para cima em função do tempo, como apresentado na Equação (3.16). Esta razão não deve ser menor que 300 pés/min, segundo a FAR-Part 23.

Assim, adotou-se um valor de 300 pés/min (1,52 m/s) para a aeronave em questão.

$$R/C = \frac{dh}{dt} = 33000 R_{cp} \quad (3.16)$$

Utilizou as Equações (3.17) e (3.18) para obter os valores de W/P e W/S .

$$R_{cp} = \left[\frac{\eta_p}{W/P} - \frac{\sqrt{W/S}}{19 \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right) \sigma^{1/2}} \right] \quad (3.17)$$

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right) = \frac{1,345 (AR e)^{3/4}}{C_{D0}^{1/4}} \quad (3.18)$$

Com a estimativa do arrasto na Seção 3.3.2 e com os valores adotados para a razão de subida, tem-se os resultados apresentados na Tabela 3.10, e na Figura 3.7, a razão W/P por W/S para o parâmetro $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)$.

Tabela 3.10: Valores adotados e calculados para a estimativa da razão de subida

R/C	300	Adotado
R_{cp}	0,009	Calculado
$C_L^{3/2}/C_D$	10,83	Calculado
η_p	0,80	Estimado
σ	1	Estimado
AR	8,10	Adotado
e	0,80	Adotado
C_{D0}	0,0446	Calculado

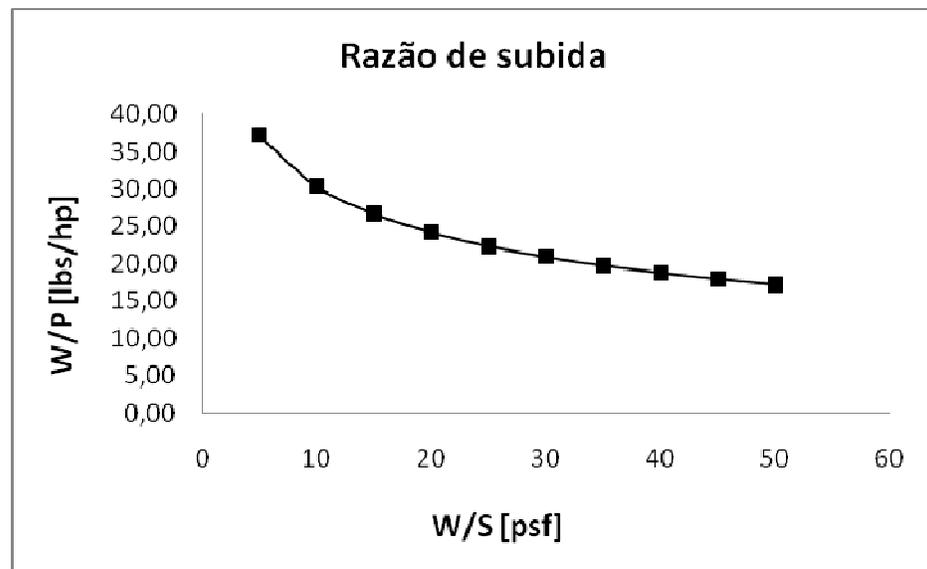


Figura 3.7: Gráfico da Razão de Subida

- Distância de Pouso

A distância de pouso (S_L), apresentada na Figura 3.8, é a soma da distância em que a aeronave se aproxima de um obstáculo de 50,0 pés (15,0 m) com a distância de rolagem (S_{LG}), segundo a norma FAR-Part 23.

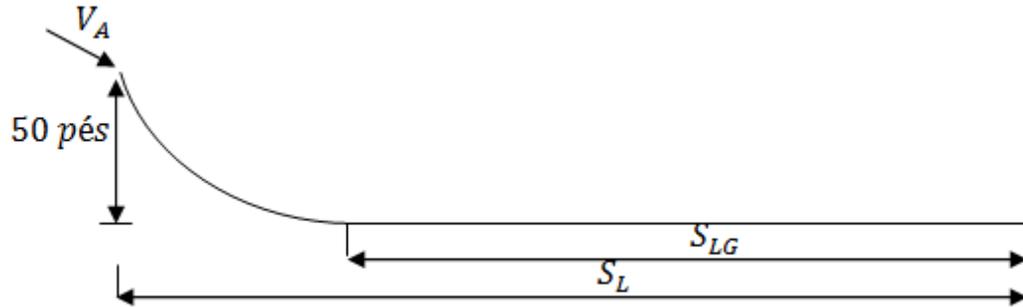


Figura 3.8: Distância de pouso

Para se calcular as distâncias citadas acima se utilizam algumas relações como apresentadas nas Equações de (3.19) a (3.21).

$$S_L = 1,938 S_{LG} \quad [\text{pés}] \quad (3.19)$$

$$S_{LG} = 0,265 V_{SL}^2 \quad [\text{pés}] \quad (3.20)$$

$$V_A = 1,3 V_{SL} \quad [\text{nós}] \quad (3.21)$$

Onde,

V_A = Velocidade de aproximação;

V_{SL} = Velocidade de *stall* no pouso.

Assim, para obter a relação W/S para cada coeficiente de sustentação, utilizou-se a Equação (3.11). Dessa maneira, são obtidos os seguintes resultados mostrados na Tabelas 3.11 e na Figura 3.9.

Tabela 3.11: Valores adotados e calculados para a estimativa da distância de pouso

S_{LG}	393,7 pés (120,0 m)	Adotado
S_L	763 pés (232,5 m)	Calculado
V_{SL}	65,05 pés/s (19,8 m/s)	Calculado
V_A	84,5 pés/s (25,7 m/s)	Calculado

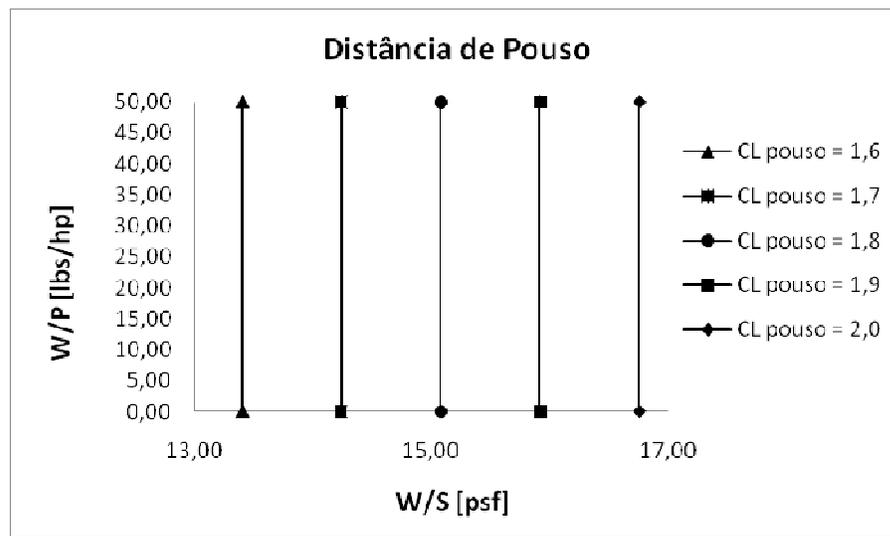


Figura 3.9: Gráfico da Distância de Pouso para a faixa de C_L adotado

- Velocidade de Cruzeiro/Pulverização

A aeronave irá passar a maior parte do tempo voando na velocidade de pulverização desenvolvendo melhor desempenho.

Foi utilizada a Equação (3.22) para se obter as relações W/S e W/P (ROSKAN, 1985).

$$V_{cr} \propto I_p$$

$$I_p = \left[\frac{(W/S)}{\sigma(W/P)} \right]^{1/3} \quad (3.22)$$

Onde I_p é o coeficiente de potência, cujo valor foi adotado como sendo 0,65, apresentado na Figura 7A do ANEXO A, e a $V_{pulv} = 136,4$ pés/s ($\cong 41,5$ m/s), assim obteve-se o resultado mostrado na Figura 3.10.

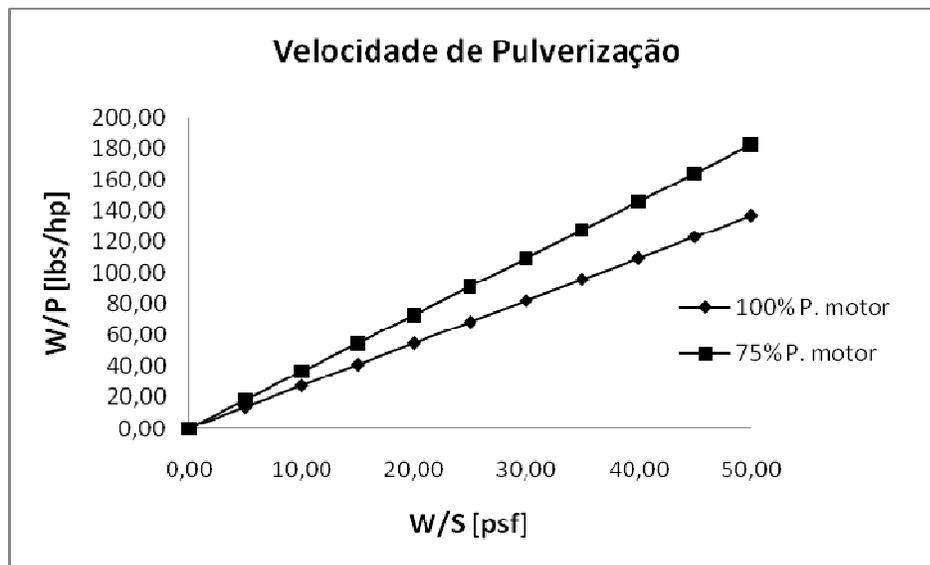


Figura 3.10: Gráfico da Velocidade de Cruzeiro usando potência do motor a 100% e a 75%

- Determinação da carga alar e da relação Peso – Potência

Construindo todas as curvas em um único gráfico, a região que atende todos os parâmetros de desempenho está a esquerda das linhas da velocidade de *stall* e distância de pouso, abaixo da reta de velocidade de cruzeiro, razão de subida e distância de decolagem.

Dessa forma, para obter uma aeronave leve e de baixo custo, foi escolhido um ponto que tenha a maior carga alar e menor relação peso-potência e que atenda aos critérios como limite a velocidade de *stall* e distância de decolagem, pode-se então determinar a área e a potência motriz.

O gráfico da Figura 3.11 mostra o ponto selecionado.

3.5. Resultados Finais

Após ter determinado o ponto na Figura 3.11, o VANT terá as seguintes características como mostrado na Tabela 3.12.

Tabela 3.12: Parâmetros do ponto escolhido

W/S	15,2 psf	727,28 N/m ²
W/P	9,5 lbs/hp	42,27 N/hp
W	786,83 lbs	3500 N
Potência	82,8 hp	
C_{Lmax}	1,85	
$C_{Ldecolagem}$	1,53	
S_{asa}	51,12 pés	4,75 m ²
Envergadura	20,34 pés	6,2 m
AR	8,1	
Velocidade de pulverização	136,7 pés/s	41,67 m/s

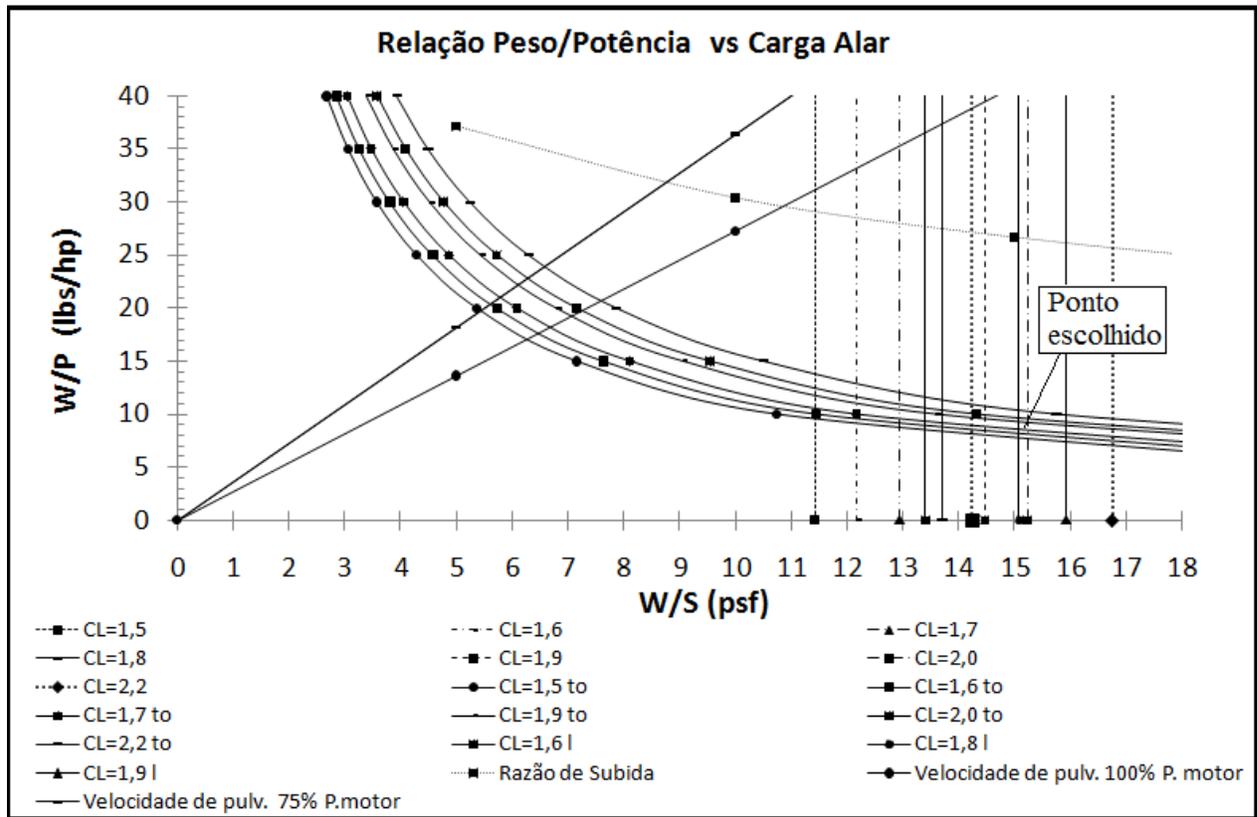


Figura 3.11: Gráfico da relação carga alar e peso-potência

3.6. Seleção do Aerofólio

Uma das principais etapas do projeto conceitual é o projeto da asa, e mais especificamente a seleção e projeto do aerofólio. No caso do VANT agrícola, primeiramente será selecionado um aerofólio para otimizá-lo posteriormente, dessa forma, foi pesquisado os aerofólios utilizados em algumas aeronaves agrícolas, como mostrado na Tabela 3.13.

Tabela 3.13: Levantamento dos aerofólios da asa de algumas aeronaves agrícolas
(LEDNICER, 2007)

Aeronaves	Aerofólio		
	corda da raiz	corda da ponta	Tipo estol
Air Tractor AT-401	NACA 4415	NACA 4415	suave
Air Tractor AT-402	NACA 4415	NACA 4415	suave
Air Tractor AT-502	NACA 4415	NACA 4415	suave
Air Tractor AT-802	NACA 4415	NACA 4415	suave
Air Tractor AT-603	NACA 4415	NACA 4415	suave
Weatherly 201C	NACA 4215	NACA 4215	suave
Agrolot PZL-126P Mrowka	NASA GA(W)-1	NASA GA(W)-1	
PZL 106 B KRUK	NACA 2415	NACA 2415	suave
PZL Mielec M-18A Dromader	NACA 4415	NACA 4412	suave
EMBRAER 202 Ipanema	NACA 23015	NACA 23015	abrupto
PIPER Pawnee Brave	NACA 63-3-618	NACA 63-3-618	muito suave
PIPER Pawnee	USA 35B	USA 35B	suave

Além disso, foi investigado em qual faixa de velocidades que as aeronaves em questão fazem a pulverização. Com o número de Reynolds dado pela Equação (3.23), foram analisados alguns dos aerofólios citados na Tabela 3.17, através do software X-FOIL, o qual gerou coeficientes aerodinâmicos dos seguintes aerofólios: NACA 2415, NACA 4415 e NASA GA(W)-1, para um $Re = 3,0 \cdot 10^6$, como mostrado nas Figuras de 3.12 a 3.14.

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (3.23)$$

Para este projeto foi considerado que o veículo decole e pouse em distâncias relativamente pequenas, o que necessitaria de aerofólio com um $C_{Lmáx}$ alto para baixas velocidades de pouso. Porém, coeficientes de sustentação altos geram um aumento no coeficiente de arrasto o que necessitará de um conjunto moto-propulsor mais potente.

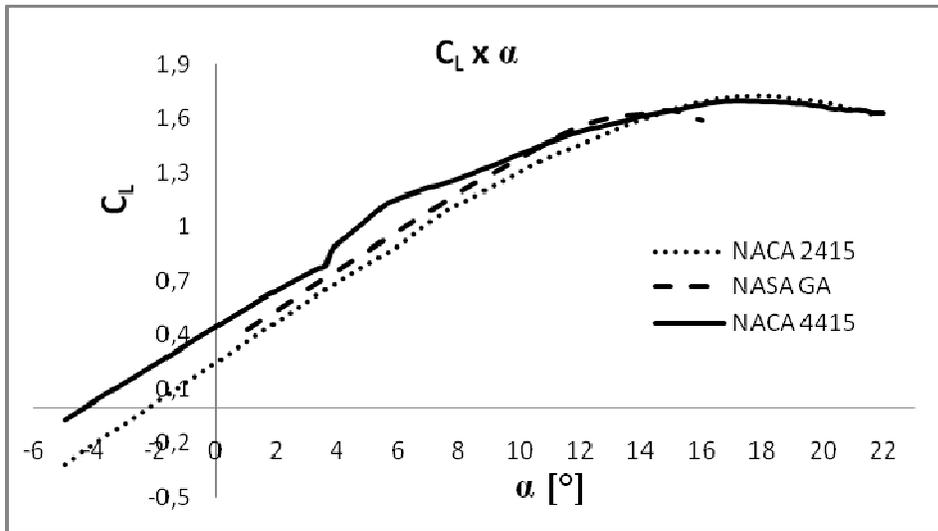


Figura 3.12: Curva do coeficiente de sustentação

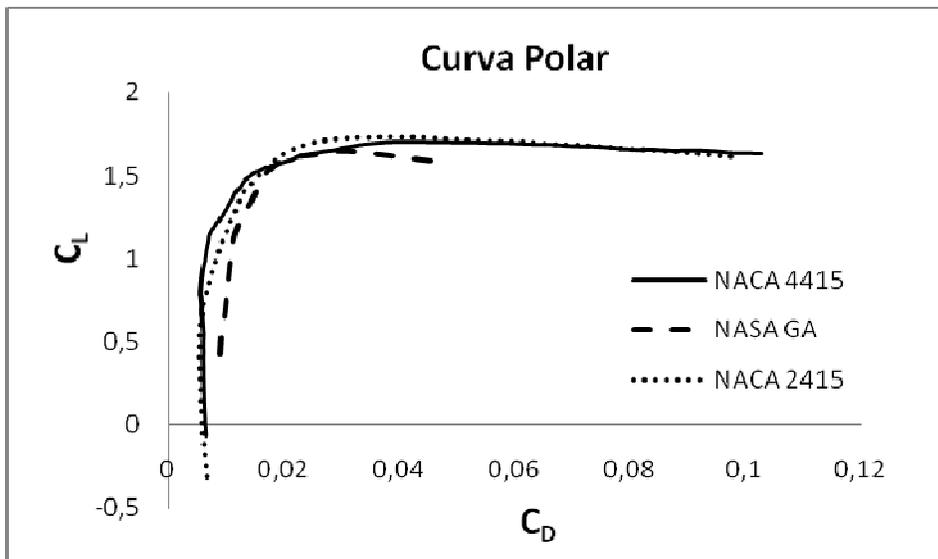


Figura 3.13: Curva da polar de Arrasto

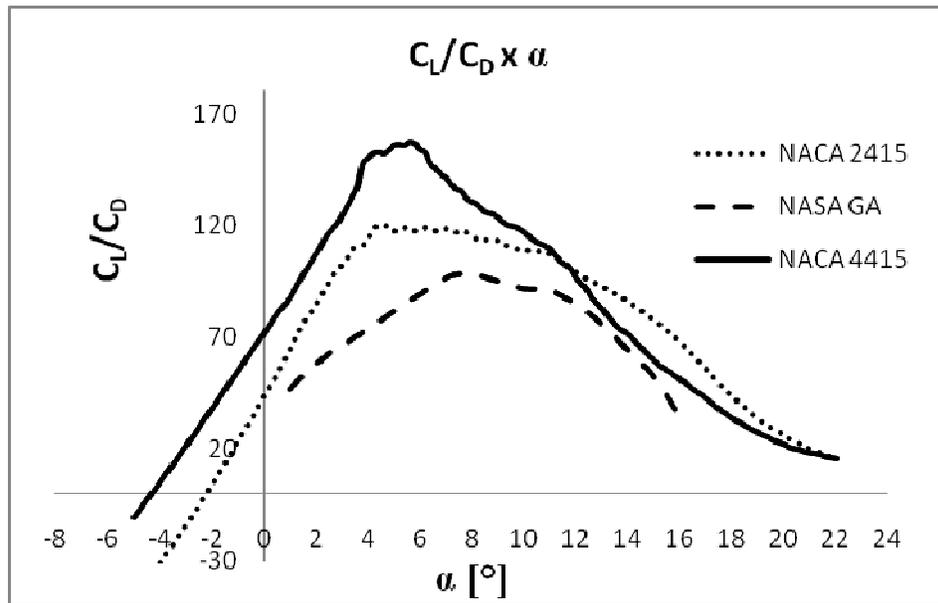


Figura 3.14: Curva da relação sustentação/arrasto

Dessa forma, optou-se o uso de flaps de modo a conciliar a alta sustentação e baixo arrasto para pousos e decolagens, assim poupando-se aquele inconveniente.

Levando em consideração para a escolha do aerofólio os seguintes critérios:

- *Stall* suave (por questão de segurança) com $C_{Lmáx}$ que forneça a sustentação necessária para a Velocidade de *stall*;
- Boa relação L/D com o intuito de aumentar a autonomia;
- Perfil com bom desempenho para a faixa de Reynolds médio de $3,0 \cdot 10^6$.

Foi calculado qual o C_L de pulverização necessário para o peso máximo de decolagem utilizando a Equação (3.11).

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} = 1,8$$

Então se necessita de um aerofólio onde o $C_L = 1,8$ tenha baixos valores de C_D para o mesmo Reynolds.

Assim, foi escolhido o aerofólio NACA 4415 para a missão do VANT agrícola que apresenta a sua otimização no Capítulo 4.

3.7. Escolha do Motor

Nesta etapa, foi pesquisado variados tipos de motores, como Wankel, motores elétricos, de combustão, turboélice, etc, como apresentado na Tabela 3.14, com o intuito de atender aos requisitos de desempenho, tendo uma relação W/P igual a 9,5 lbs/hp, e peso máximo de decolagem de 772 lbs , necessitando de uma potência de 83 hp.

Tabela 3.14: Modelos de VANT's e motores (ORON, 2006)

Modelo de VANT	Tipo de Motor	Modelo do Motor	Potência do motor [hp]
Skylark	Elétrico	B40-19L	1
Neptune	Pistão 2x2	150D2	15
Aerostar	Pistão 2x2	490IA	38
Harpy	Rotativo	731	38
Hermes 180	Rotativo	741	38
Shadow 200	Rotativo	741	38
Hermes 450	Rotativo	802	52
Searcher	Rotativo	681	80
Predator	Pistão 4x4	ROTAX 914	100
Heron	Pistão 4x4	ROTAX 914	100
Heron 1	Turboélice	PT6	600
Predator B	Turboélice	HONEYWELL TP331-10	950
UCAV	Turbofan	F404	22000 lb

Motores elétricos são utilizados em pequenos VANT's que necessitam de potência abaixo de 1 hp, acima disso, utilizar tais motores pode ser inviável devido ao peso das baterias.

Há motores do tipo Wankel utilizados em VANT's como o AR682R - 95 BHP, mostrado na Figura 3.15, o qual possui 90 hp e 7000 rpm, com peso de 56,5 kg e consumo de combustível de 0,55 lb/bhp/hr. Este tipo de motor tem a desvantagem de possuir uma curva de potência não muito elástica e os problemas em manter uma vedação ideal entre os cantos do rotor e as paredes da câmara de combustão devido à dilatação térmica, o que causa algumas dificuldades devido ao rigor das especificações do projeto e às tolerâncias mínimas na produção. Além disso, o aquecimento é maior comparado aos motores a pistões, devido às altas rotações, e também possui alta taxa de emissão de gases poluentes.

Motores turboélices e turbinas são utilizados quando se necessita de potências elevadas e altas rotações, não sendo o caso do VANT agrícola.

Pela facilidade de manutenção, foi escolhido um motor a pistão utilizado no mercado com potência acima do necessário, como mostra a Tabela 3.15.



Figura 3.15: Motor rotativo AR682R

Tabela 3.15: Levantamento de alguns motores usados no mercado

Modelo	Potência [hp]	Peso [kg]	Rotação máxima no eixo da hélice [rpm]	Consumo de combustível
Continental C85	85	81	2575	5.4 US gal/hr
Jabiru 2200 cc	85	60	3300	4 US gal/hr
Franklin 4AC-199 (O-200)	90	86	2500	5,5 U.S gal/hr

O motor Jabiru 2200cc (Figura 3.17) foi escolhido por possuir um peso reduzido e baixo consumo comparado aos outros, possuindo as características apresentadas na Tabela 3.16 e as curvas de potência e tração pela RPM na Figura 3.16.

Tabela 3.16: Características do motor

Modelo	JABIRU 2200A
Design	Motor com 4 cilindros horizontais opostos, 4 tempos, ignição eletrônica
Dimensão: comprimento x largura x altura [mm]	562 x 585 x 470
Desempenho em alta velocidade	85 hp @ 3300 RPM
Combustível	AVGAS 100/130
	MOGAS acima 95octano

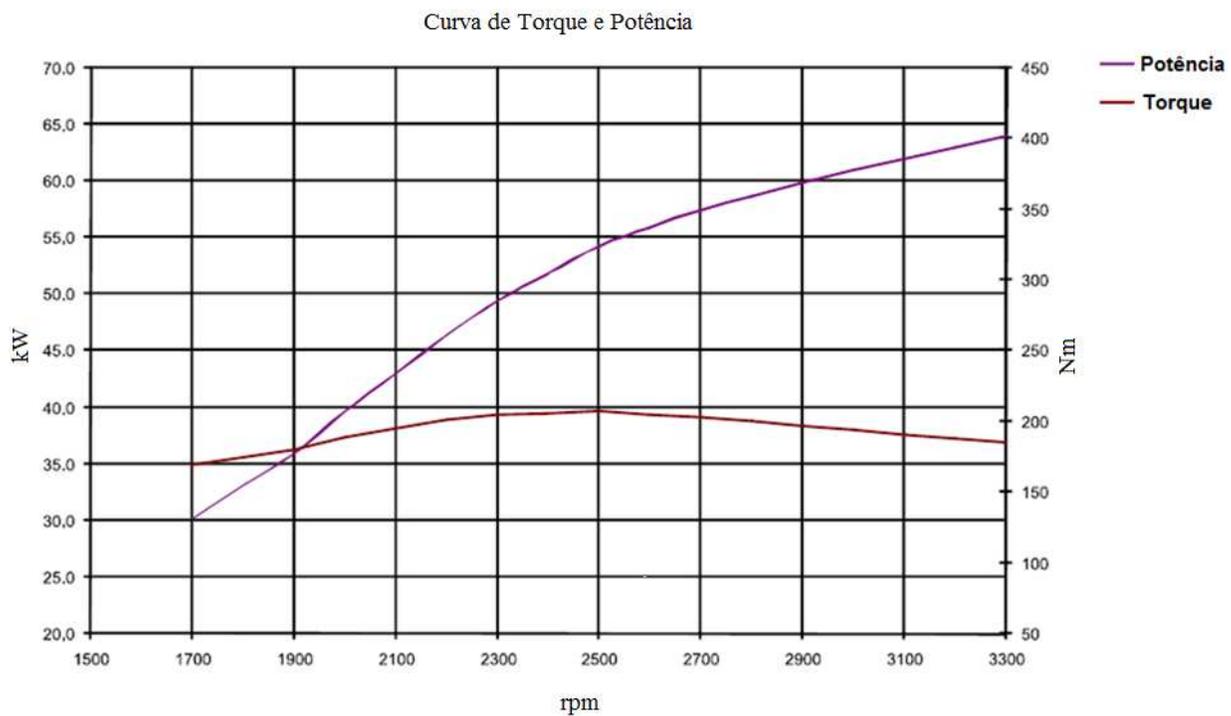


Figura 3.16: Curva da potência e tração do motor pela rpm



Figura 3.17: Motor JABIRU 2200A

3.8. Escolha do Sistema Agrícola

O sistema agrícola é composto pelo Hopper (tanque de defensivos), sistema hidráulico ou sistema eólico e atomizadores. Hopper, assim chamado como sendo o tanque dos produtos agroquímicos é construído de fibra de vidro reforçada e resistente a corrosão. Possui paredes inclinadas para uniformizar o escoamento. O sistema hidráulico é composto por bomba centrífuga, motor hidráulico, reservatório de fluido hidráulico, válvula de comando, válvula de alívio, radiador, filtro e manômetro. A Figura 3.18, mostra o esquema do princípio de funcionamento deste sistema.

O fluido hidráulico (óleo) é retirado do seu reservatório e injetado em um conjunto de tubulações mediante o controle de válvulas, em direção ao motor hidráulico, o qual gira em função da pressão do fluido hidráulico. Este motor é acoplado diretamente à bomba que irá pressurizar o produto. O agroquímico passa pelo fluxômetro que é ajustado com a vazão desejada antes ser distribuído para os atomizadores. O fluido hidráulico depois de acionar o motor hidráulico, passa pelo radiador para ser resfriado e por um filtro. O manômetro conectado a tubulação mostra ao piloto a pressão do fluido, e a válvula de comando permite que o fluido retorne ao reservatório sem acionar o motor hidráulico e a válvula de alívio evita que a pressão do sistema ultrapasse o valor desejado.

O sistema eólico, mostrado pela Figura 3.19, é composto por bomba eólica, fluxômetro, turbina do fluxômetro, sendo este sistema mais simples que o sistema hidráulico. Seus componentes são substituídos por uma hélice acoplada diretamente no eixo da bomba de produtos.

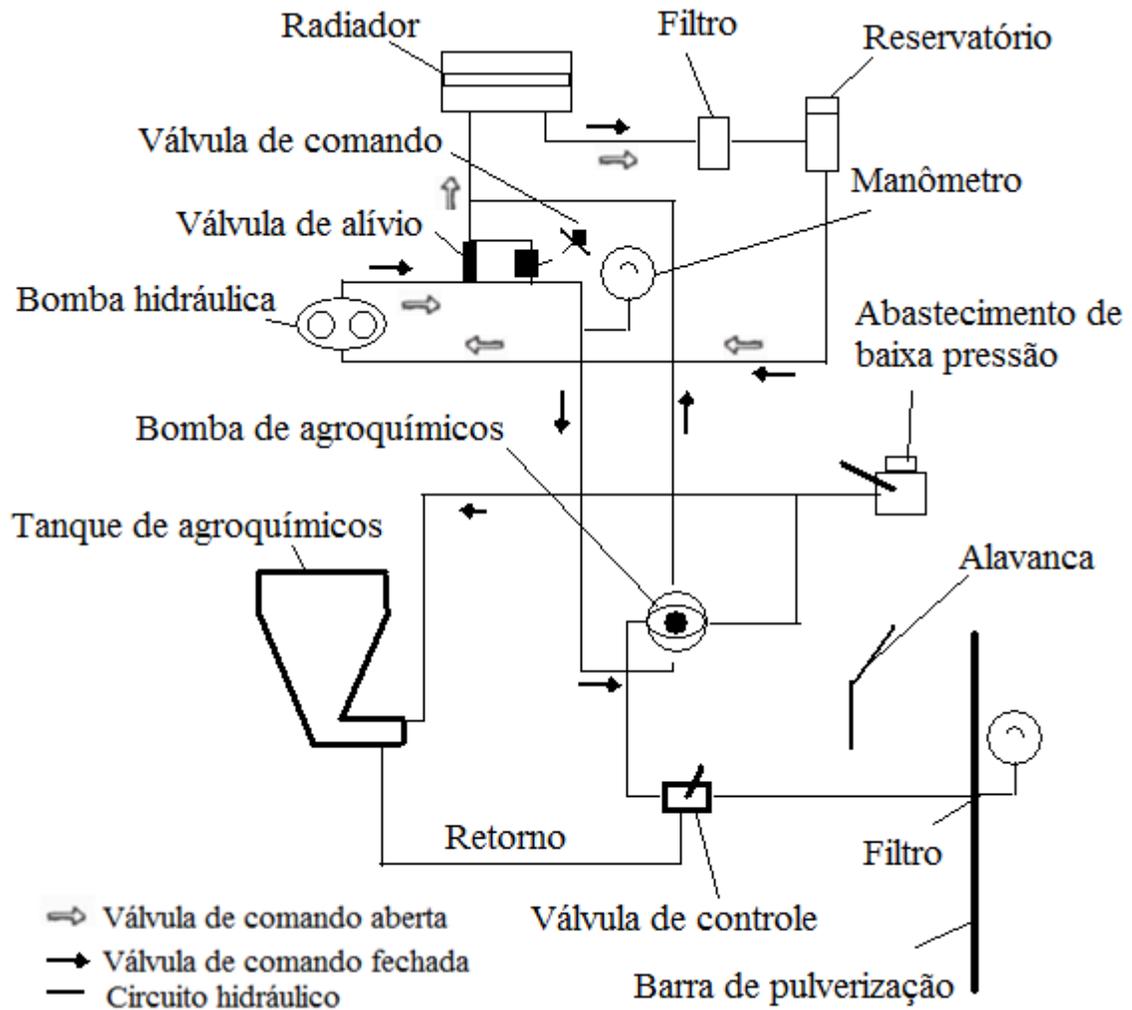


Figura 3.18: Percurso do agroquímico saindo do Hopper até os bicos pulverizadores através de um sistema hidráulico (SANTOS, 1992)

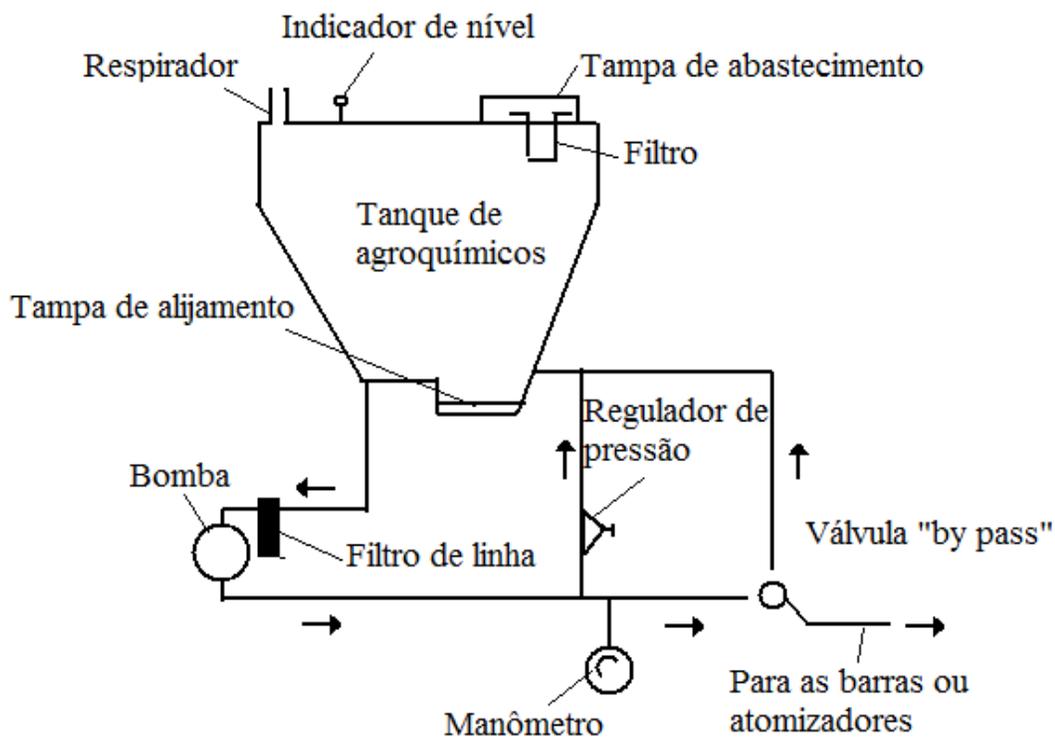


Figura 3.19: Percurso do agroquímico saindo do Hopper até os bicos pulverizadores através de um sistema eólico (SANTOS,1992)

Este último sistema será utilizado no VANT por apresentar um peso menor comparado ao sistema hidráulico.

3.8.1. Sistema de Disperção de Líquidos

- Atomizador MICRONAIR

O sistema será equipado com atomizadores MICRONAIR AU5000 sendo instalados no intradorso da asa através de um suporte especial, como mostra a Figura 3.21.

O atomizador Micronair AU5000, apresentado na Figura 3.20, usa um cilindro de tela rotativo para fracionar as gotas em uma pulverização. O atomizador é acionado pelo fluxo de ar que incide sobre três pás de hélice fixadas ao cilindro de tela. Essas pás são ajustáveis quanto ao ângulo de incidência, possibilitando que a velocidade de rotação do atomizador seja variada conforme desejado. Como o tamanho das gotas é determinado pela velocidade de rotação, o atomizador pode ser ajustado para produzir o diâmetro de gota adequado para cada situação por um simples ajuste no ângulo das pás.

O número de atomizadores AU5000 instalado em uma aeronave depende do tipo da aeronave, da largura de faixa e do volume de aplicação, mas normalmente são recomendadas de 6 a 12 unidades para assegurar uma faixa uniforme. A Tabela 3.18 apresenta a quantidade de atomizadores usados em algumas aeronaves, e a Tabela 3.17 mostra as características do atomizador.



Figura 3.20: MICRONAIR AU 5000



Figura 3.21: Atomizadores instalados na asa

Tabela 3.17: Especificação do atomizador

Características	
Atomizador	AU 5000
Peso	1,8kg completo com suportes para montagem nas barras
Vazão	0 – 23 l/min por
Vedação do produto	Válvula de diafragma
Velocidade de Operação	90-200 mph
R.P.M	2000 a 10000 rpm

Tabela 3.18: Número de atomizadores em algumas aeronaves agrícolas

Atomizadores por Avião	
Piper PA-18, Citrabria	6 a 8
Pawnee PA-25, Cessna Agwagon	8 a 10
Ipanema	8 a 10
Airtractor 402 e 502, Dromader (TA-88T-8)	14 a 16
Airtractor 802 (TA-88T-8)	16 a 18

Para cada tipo de aeronave, o modo de instalação dos atomizadores são dispostos de maneiras diferentes, com a distância entre eles podendo ser maiores ou menores e a quantidade atomizadores muda dependendo da altura da aplicação e tipo de defensivo. No caso do VANT agrícola, será disposto 2 atomizadores um em cada lado da asa.

3.9. Sistema de Controle de Vôo

O Sistema de Controle de Vôo de um VANT é composto por: Estação Solo e Sistema Embarcado, sendo estes descritos com maiores detalhes no Capítulo 8, e escolhidos para atenderem os requisitos:

- Alcance do rádio compatível com o alcance, em profundidade, da missão;
- Piloto automático capaz de executar decolagens e pousos autônomos e também ser remotamente pilotado e de fácil instalação;

- A estação em terra deve ter opções de suporte a uma ampla gama de rádio modems, interface para joystick, e capaz de poder corrigir rota durante o vôo.

3.10. Configuração da aeronave

3.10.1. Configuração da asa

De acordo com Anderson (1984), asas de geometria elíptica são mais caras de serem produzidas, porém, possuem melhor distribuição de sustentação e menor resistência induzida.

Asas retangulares possuem esta resistência maior, mas é mais fácil e barato de serem fabricadas.

Quanto às características de *stall*, é desejável que as asas estolem da raiz para as pontas, ocorrendo por último na região dos *ailerons*, dessa maneira, a aeronave não perde o controle lateral mesmo após o *stall*.

Asas retas são mais adequadas a essas características que as asas elípticas.

As características de *stall* são satisfatórias para afilamento de 1 até 0,5 e tornam-se piores quanto mais afiladas forem as asas. Estruturalmente, asas trapezoidais resistem melhor ao momento torçor que a asa reta e esta possui mais material construtivo nas pontas do que o necessário, devido a sua maior facilidade de fabricação acabam sendo superdimensionadas, ocasionando um maior peso nas pontas, comparada a asa trapezoidal que poderá ter sua estrutura mais leve.

Foi escolhida uma asa reta trapezoidal com afilamento na metade da meia envergadura, como apresentado na Figura 3.22, o afilamento pode ser calculado pela Equação (3.24).

$$\lambda = \frac{c_p}{c_r} \quad (3.24)$$

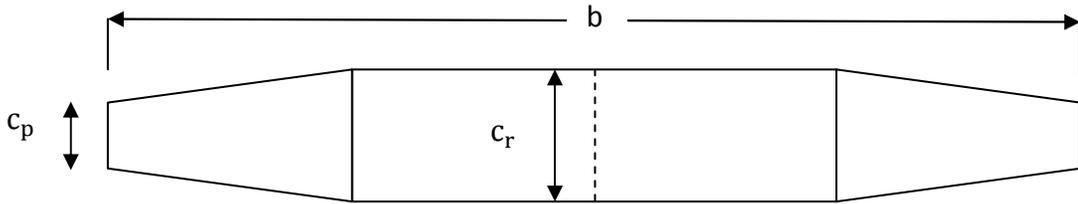


Figura 3.22: Algumas características que definem a geometria da asa

O cálculo da corda média aerodinâmica para uma asa trapezoidal, segundo Raymer (1989), é feito utilizando a Equação (3.25).

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (3.25)$$

No caso da asa reta-trapezoidal, a corda média aerodinâmica foi calculada usando média ponderada conforme a Equação (3.26).

$$\bar{c} = \frac{\sum S_i \bar{c}_i}{\sum S_i} \quad (3.26)$$

Segundo Pazmany (1963), a geometria da asa influencia nas condições de *stall*, sendo que a asa reta possui melhores características de *stall* comparada a asa elíptica e trapezoidal. A Figura 3.23 mostra que o *stall* inicia na raiz da asa e progride em direção das pontas, no caso da asa reta, a região dos ailerons ficam parcialmente afetados mas ainda efetivos, enquanto que na asa elíptica, a região dos ailerons já estão estolados deixando o comando ineficaz.

Com o afilamento da asa, o aspecto do *stall* começa piorar como mostra na Figura 3.24 em que asas com boas características de *stall* possuem afilamento de 1,0 a 0,5 e pioram abaixo disso.

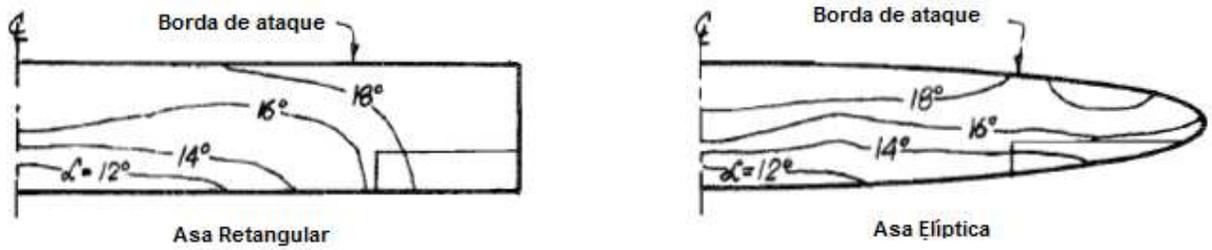


Figura 3.23: Influência da geometria da asa nas condições de *stall* para alguns ângulos de ataque [PAZMANY, 1963]

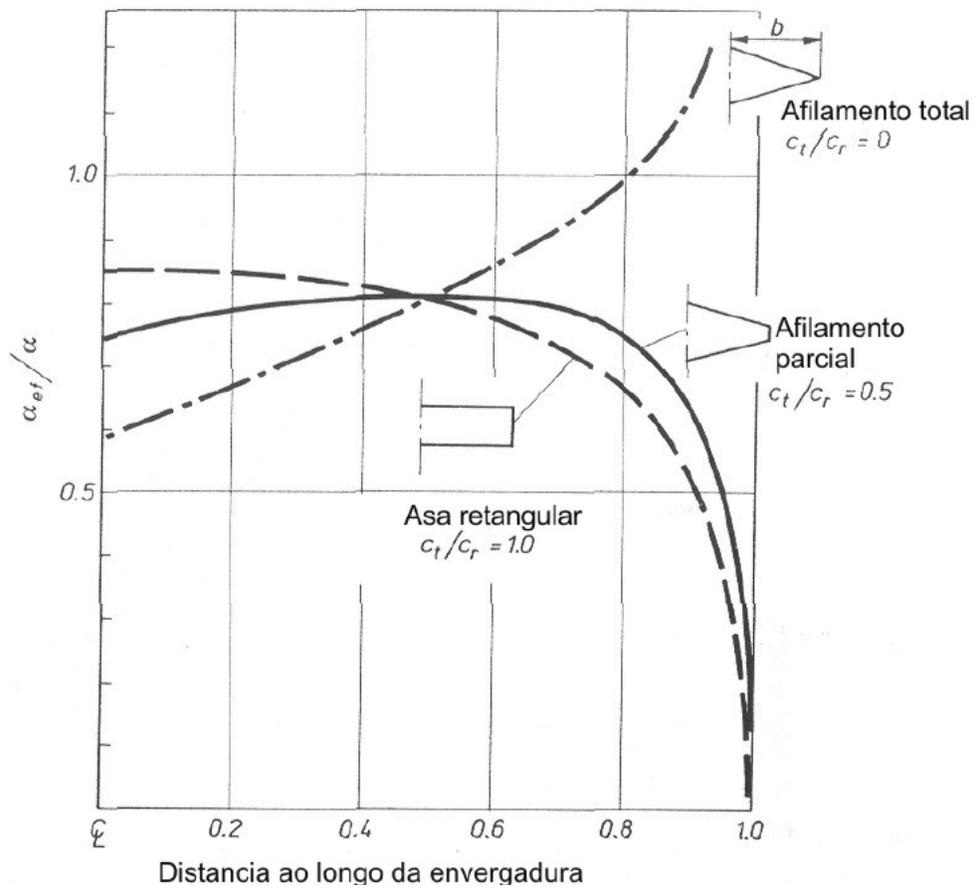


Figura 3.24: Variação do ângulo de ataque efetivo ao longo da envergadura (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979)

Assim, para a asa do VANT, foi adotado $\lambda = 0,7$ visando boas características de *stall*, tendo: $AR = 8,2$; $b = 6,2$ m; $\bar{c} = 0,78$ m; $c_r = 0,83$ m e $S = 4,75$ m².

- Posicionamento da asa

Foi escolhida uma configuração de asa baixa para minimizar a deriva durante a pulverização, facilitar o carregamento do Hopper e na verificação dos sistemas de controles.

A fixação da asa passa pelo interior da fuselagem provocando um arrasto menor e uma redução no peso.

Como o VANT irá voar próximo do solo e com os equipamentos colocados na parte do intra-dorso da asa, é desejado um ângulo de diedro para evitar que as pontas da asa e equipamentos sofram qualquer acidente seja durante a pulverização quanto no pouso e decolagem.

3.10.2. Dimensão da Cauda Horizontal e Vertical

Será adotada uma cauda convencional como apresentada na Figura 3.25, por possuir um peso estrutural menor comparada às outras configurações e ter boa estabilidade e controle (RAYMER, 1989).

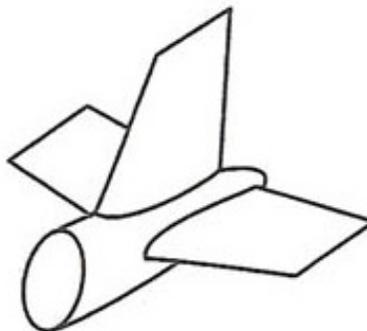


Figura 3.25: Cauda convencional

Para obter a área das empenagens horizontal e vertical, deve-se conhecer os seus volumes de cauda que são apresentados pelas Equações (3.24) e (3.25), os quais foram adotados partindo

de dados históricos de outras aeronaves, como apresentado na Tabela 3.20, assim como também foram adotadas algumas relações de geometria utilizando a Tabela 3.19.

Com relação a área dos comandos leme e profundor, RAYMER sugere valores entre 25 a 50% da corda da empenagem.

- Cauda horizontal:

$$V_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{\bar{c} S} \quad (3.24)$$

- Cauda vertical:

$$V_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b S} \quad (3.25)$$

V_{HT} e V_{VT} : razões de volume da cauda horizontal e vertical, respectivamente;

L_{HT} : distância horizontal entre os centros aerodinâmicos da asa e da empenagem horizontal;

L_{VT} : distância horizontal os centros aerodinâmicos da asa e da empenagem vertical;

S_{HT} : área plana da cauda horizontal;

S_{VT} : área plana da cauda vertical.

Através das Tabelas comparativas 3.22 e 3.23, foi adotado os valores para $V_{HT} = 0,4$ e $V_{VT} = 0,04$; $L_{HT} = 2,5$ m e $L_{VT} = 2,0$ m; $b_{HT} = 1,7$ m e $\lambda_{VT} = 0,60$, gerando as seguintes dimensões: $S_{HT} = 0,594$ m²; $S_{VT} = 0,576$ m²; $\bar{c}_{HT} = 0,35$ m e $\bar{c}_{VT} = 0,70$ m. O valor da corda do leme e do profundor foi adotado como sendo de 50% da corda raiz de ambas as empenagens, conforme Raymer (1989).

Tabela 3.19: Características geométricas de algumas aeronaves (BARROS,2001)

Dimensão	Aeronaves									
	RV-6	Glaser	Lancair	Falco	Pulsar	Europa	K-51 Peregrino	T-27 Tucano	T-51 Mustang	Me- 109
l_h/\bar{c}	2,19	3,1	3,33	2,93	2,86	2,21	2,95	2,97	2,5	3,06
l_v/b	0,46	0,44	0,42	0,44	0,42	0,36	0,46	0,45	0,47	0,54
l_f/b	0,87	0,79	0,9	0,83	0,78	0,74	0,83	0,88	0,88	0,89
b_h/b	0,38	0,37	0,27	0,37	0,31	0,31	0,38	0,42	0,35	0,32
c_r/l_f	0,24	0,2	0,18	0,25	0,23	0,25	0,25	0,23	0,26	0,27
S_{prof}/S_h	0,44	0,35	0,4	0,36	0,31	1	0,42	0,42	0,33	0,4
S_{leme}/S_v	0,4	0,45	0,25	0,35	0,25	0,3	0,4	0,38	0,38	0,43

Tabela 3.20: Coeficientes de volume de cauda horizontal e vertical de algumas aeronaves (BARROS,2001)

Coef. de volume de cauda	Aeronaves									
	RV-6	Glaser	Lancair	Falco	Pulsar	Europa	K-51 Peregrino	T-27 Tucano	T-51 Mustang	Me- 109
V_{HT}	0,48	0,7	0,057	0,64	0,48	0,58	0,64	0,72	0,44	0,6
V_{VT}	0,058	0,051	0,055	0,045	0,044	0,056	0,051	0,083	0,046	0,062

3.10.3. Posicionamento do Motor

O VANT terá configuração tratora, a qual permite uma cauda menor para efetuar a estabilidade e evita que a tomada de ar do motor fique comprometida com os produtos agroquímicos durante a pulverização. Nessa configuração o fluxo efetivo do ar de refrigeração do motor é maior. Como desvantagem, o escoamento sobre a fuselagem e a raiz da asa devido à esteira do propulsor fica prejudicado, além de aumentar a turbulência sobre a fuselagem.

3.10.4. Configuração da Fuselagem

Para o dimensionamento da fuselagem foram consideradas as dimensões do motor e do Hopper, sendo este localizado na fuselagem e não na asa, e o Sistema de Controle, localizado na parte traseira da fuselagem, ambos com o intuito de facilitar o acesso ao abastecimento de defensivos e manipulação do Piloto Automático e equipamentos de Controle.

3.11. Centro de gravidade e Passeio do C.G

O centro de gravidade do veículo foi obtido utilizando como ferramenta de desenho o SolidWorks, no qual foram arbitrados os valores dos pesos de cada componente e a distância no eixo longitudinal em relação ao bico (referência). Assim, foram calculados os momentos de cada componente e através da Equação (3.26), sendo possível obter o C.G do veículo.

$$X_{C.G} = \frac{\sum_i W_i X_i}{\sum_i W_i} \quad (3.26)$$

O diagrama do passeio do C.G estipula os limites dianteiros e traseiros para o centro de gravidade. Para esse projeto, foi considerada a variação do peso do combustível e do hopper, dessa maneira, foram analisadas as seguintes situações: hopper e tanque de combustível cheios, hopper vazio e tanque cheio, hopper médio e tanque vazio, hopper e tanque de combustível vazios, obtendo os resultados como mostra a Tabela 3.21.

Tabela 3.21: Passeio do C.G para várias situações de pesos

Situação	Peso total [kg]	X (c.g)	X (c.g)[%c.m.a]
Hopper cheio	340	1807,15	50,5
Tanque cheio			
Hopper vazio	230	1540,15	16,3
Tanque cheio			
Hopper metade	225	1722,15	39,6
Tanque metade			
Hopper vazio	160	1555,15	18,2
Tanque vazio			

3.12. Configuração Geral do VANT

O desenho do VANT é apresentado pelas Figuras 3.26 a 3.29, com cotas em milímetros e as características principais na Tabela 3.22.

Tabela 3.22: Características geométricas da aeronave

Características principais do VANT			
ASA		EMPENAGEM HORIZONTAL	
Tipo	Reta-trapezoidal	Tipo	Reta
Envergadura [m]	6,2	Envergadura [m]	1,7
Área [m ²]	4,75	Área [m ²]	0,6
Afilamento	0,7	Razão de Aspecto	4,8
Corda raiz [m]	0,83	Corda [m]	0,35
Corda ponta [m]	0,58	Perfil	NACA 0012
Razão de Aspecto	8,1	CARACTERÍSTICAS GERAIS	
Ângulo de diedro [°]	3		
Perfil	N1PVA		
EMPENAGEM VERTICAL		Comprimento [m]	4,4
Área [m ²]	0,57	Peso [N]	1570
Perfil	NACA0013	Motor	JABIRU 2200

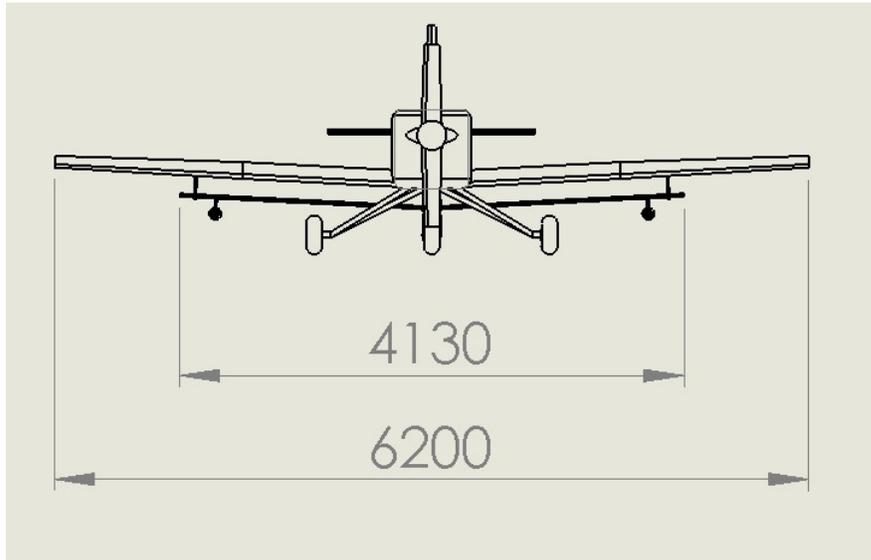


Figura 3.26: Vista frontal

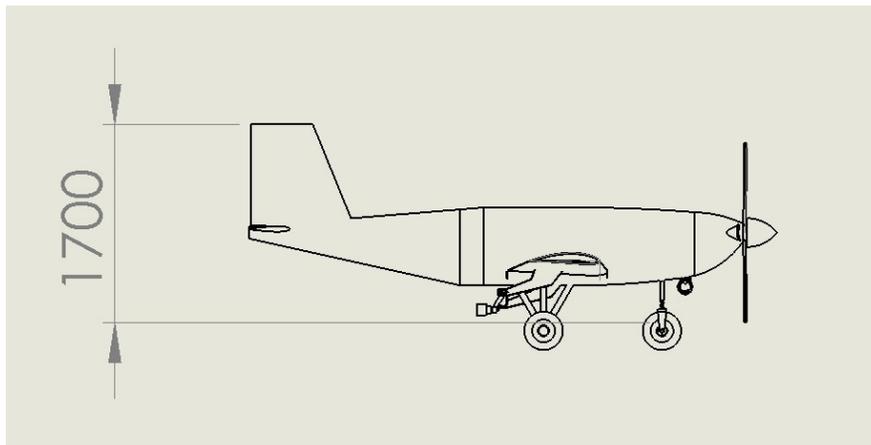


Figura 3.27: Vista lateral

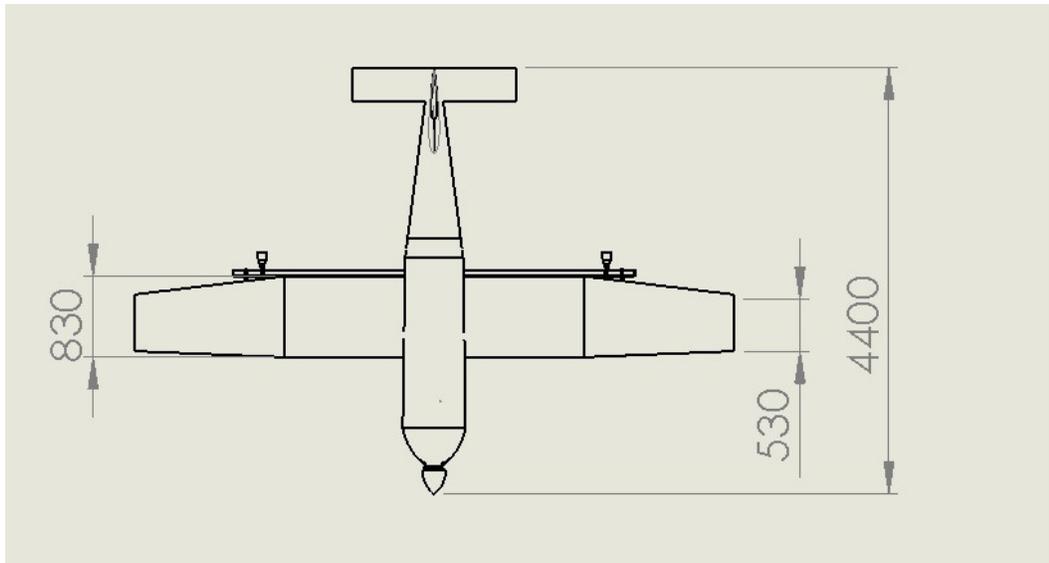


Figura 3.28: Vista superior

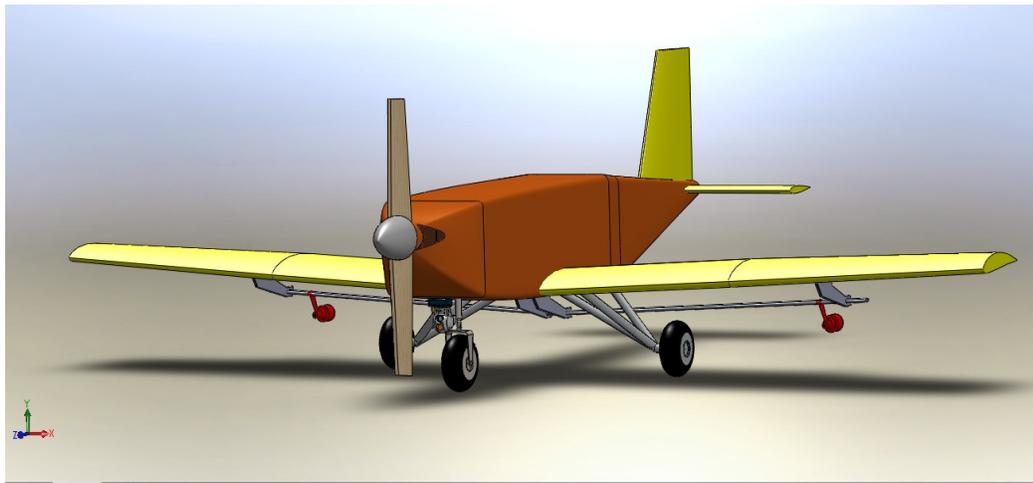


Figura 3.29: Desenho em perspectiva

Capítulo 4

4. AERODINÂMICA

4.1. Projeto Aerodinâmico

O desenvolvimento dos cálculos dos parâmetros aerodinâmicos será baseado no método PARSEC de parametrização geométrica para o aerofólio e na metodologia da linha de sustentação (Método de Prandtl) no caso da asa. Esta etapa do projeto tem como objetivo:

- Otimizar um aerofólio para a missão do VANT agrícola;
- Determinar a Curva polar do Veículo;
- Análise do Efeito Solo no vôo de pulverização agrícola.

4.2. Otimização do aerofólio

Técnicas de otimização no projeto aerodinâmico vem crescendo ao longo dos anos, devido à disponibilidade de ferramentas computacionais que permitem especificar metas de desempenho aerodinâmico cada vez mais exigente conforme o número de restrições que são consideradas.

Devido à maior facilidade na imposição de restrições geométricas, menor dependência do conhecimento prévio sobre as distribuições de pressão ou de velocidade, a metodologia de projeto direto vem sendo preferida em relação ao método inverso (SOBIECZKY, 1998).

O método inverso requer experiência de especificar alguma quantidade aerodinâmica que satisfaça o projeto solicitado, pois o método tende obter a distribuição prescrita da velocidade ou da pressão ao longo da superfície ou em todo o fluxo.

O método direto envolve a especificação da geometria da seção e do desempenho. A geometria é modificada de acordo com os parâmetros que a controlam. A geração e modificação da geometria são executadas através de um esquema de parametrização geométrica com o intuito de reduzir o número de parâmetros que controlam a geometria (a serem manipuladas), sem prejudicar a flexibilidade necessária para a varredura do espaço de projeto definido como viável.

Com o intuito de reduzir o número de variáveis utilizadas para se definir a forma aerodinâmica do aerofólio, utilizam-se esquemas de parametrização geométrica para facilitar a manipulação e a modificação da mesma com flexibilidade e precisão.

Há vários tipos de métodos de parametrização geométrica, metodologia NACA, curvas Bézier, PARSEC, dentre outras.

Comparando os métodos Parsec e NACA, este último possui reduzidos números de parâmetros geométricos que poderão desfavorecer a obtenção de geometrias mais complexas de aerofólios, reduzindo o espaço de projeto e permitindo pouca flexibilidade geométrica.

Dessa forma, neste trabalho será otimizado um aerofólio NACA de 4 dígitos (NACA 4415) utilizando o método Parsec de parametrização.

Serão utilizados como ferramentas, o Matlab para a construção de rotinas e tratamento matemático dos dados e o X-Foil para análise computacional fluido dinâmica.

4.2.1. Aerofólios e suas aplicações

O tipo de missão que uma aeronave irá ter influencia na escolha do aerofólio, no desenho e na forma da asa do avião.

Os aerofólios são classificados em: aerofólios de alta sustentação, aerofólios laminares e aerofólios com grande autonomia. Essa classificação vem do comportamento aerodinâmico de cada aerofólio devido à influência dos seus parâmetros geométricos.

- **Aerofólios de Alta Sustentação:** são aplicados a baixos números de Reynolds ($Re < 10^6$), grandes forças de sustentação para ângulos de ataque com baixa incidência. Geralmente são aplicados em aeronaves de competição, aeronaves em pequena escala, radio controladas. A característica de alta sustentação apresenta momento e arrasto maiores. O Selig e Eppler são exemplos de aerofólios com alta sustentação, ilustrados na Figura 4.1.

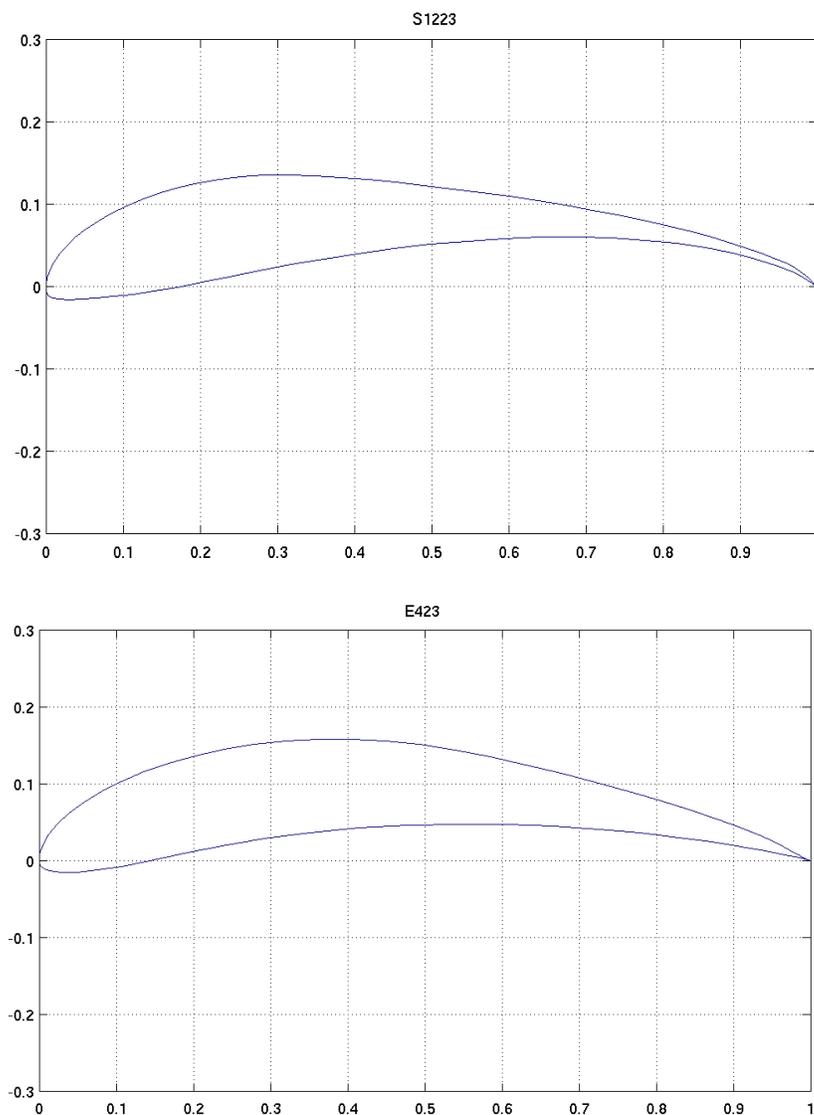


Figura 4.1: Aerofólio Selig 1223 e Eppler 423 (UIUC)

- **Aerofólios Laminares:** são geralmente conhecidos da serie NACA de seis dígitos. Esse tipo de aerofólio possui características geométricas que deixam a camada limite laminar ao longo de grande extensão da superfície do aerofólio (ABBOTT; DOENHOFF, 1959) Os aerofólios laminares exibem comportamento aerodinâmico semelhante ao dos aerofólios da Série NACA quatro dígitos quando não se encontram dentro da faixa de baixo arrasto. Um exemplo desse tipo de aerofólio é mostrado na Figura 4.2.

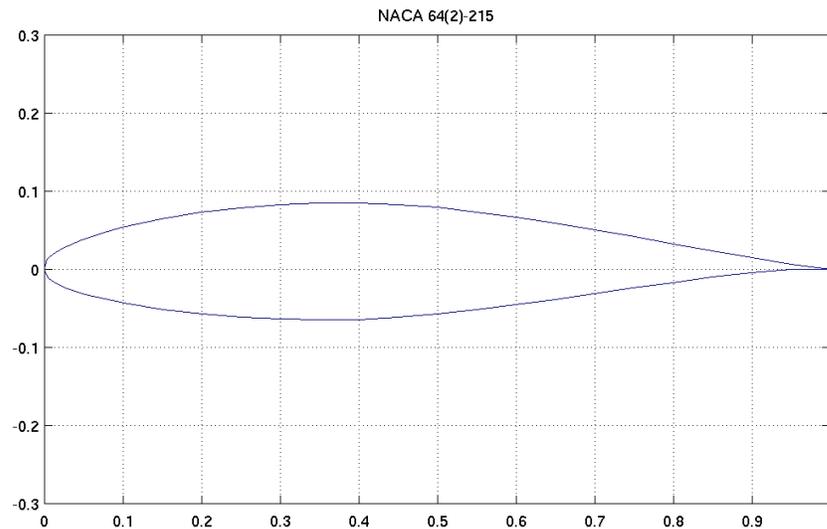


Figura 4.2: Aerofólio NACA 64(2)-215 (UIUC)

- **Aerofólios de grande autonomia:** são aerofólios subsônicos com características geométricas próximas a dos aerofólios laminares. Apresentam comportamento aerodinâmico parecido com o dos aerofólios laminares, quando testados a baixas velocidades, gerando uma sustentação e arrasto ligeiramente maiores. Esses aerofólios são menos suscetíveis a instabilidades no escoamento incidente, ou a pequenas rugosidades na região do bordo de ataque, causadas por imperfeições na fabricação ou incrustações. Esses aerofólios são aplicados em aeronaves que exigem grande autonomia, como os veículos aéreos não tripulados. A Figura 4.3 mostra alguns tipos dessa classe de aerofólio.

O aerofólio escolhido para a otimização é o NACA 4415, sendo os requisitos dessa escolha: possuir um coeficiente de sustentação superior ao do perfil original, dessa forma permitindo a aeronave possa carregar mais pesos em velocidades um pouco mais baixas que as aeronaves

agrícolas tripuladas; possuir uma condição de *stall* suave, razão de planeio igual ou superior para que a aeronave possa ter bom alcance e autonomia. E obter um arrasto mínimo para essas condições contribuindo para o aumento da eficiência durante a pulverização aérea.

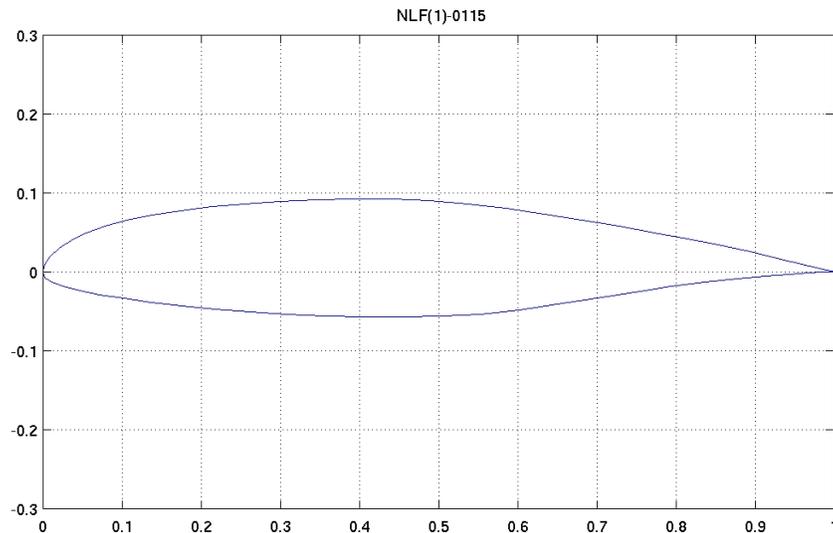


Figura 4.3: Aerofólio NASA NFL(1)-0115 (UIUC)

4.2.2. Metodologia de Otimização

- Metodologia NACA 4 dígitos

A parametrização geométrica mais conhecida são as desenvolvidas pela NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). A parametrização NACA 4 dígitos foi a primeira a fornecer uma representação sistemática de aerofólios, separando os efeitos da distribuição de arqueamento e de espessura (ABBOTT; DOENHOFF, 1959).

Os parâmetros que controlam a geometria dos aerofólios nesta parametrização são:

- Espessura máxima (t/c);
- Arqueamento máximo (h/c);
- Posição do arqueamento máximo (h/c)_{pos}.

Essa parametrização pode restringir a obtenção de geometrias mais complexas de aerofólios.

- Método PARSEC

Originalmente desenvolvido por Sobieczky em 1998, Parsec é um esquema de parametrização focado em representar aerofólios subsônicos e transônicos, com a finalidade de expressar a forma do aerofólio como uma combinação linear desconhecida de adequada função base e selecionando 12 importantes características geométricas do aerofólio como as variáveis de controle, de tal forma que o aerofólio possa ser determinado a partir dessas variáveis de controle, através da resolução de um sistema linear de equações (H´AJEK, 2007).

O método consiste em expressar o perfil utilizando duas séries descritas pelas Equações (4.1) e (4.2).

$$y_U = \sum_{n=1}^6 a_{U_n} x^{(n-\frac{1}{2})} \quad (4.1)$$

$$y_L = \sum_{n=1}^6 a_{L_n} x^{(n-\frac{1}{2})} \quad (4.2)$$

Cada série possui seis constantes a_n que descreve o intradorso (sub-índice L) e oextradorso (sub-índice U). Assim é possível descrever um perfil qualquer com o ajuste das doze constantes (a_{U_n} e a_{L_n}).

O esquema criado por Sobieczky (1998) utiliza polinômios na geração das ordenadas do contorno do aerofólio, sendo necessários os seguintes parâmetros para definir a geometria:

- Raio do bordo de ataque, r_{LE}
- Posição do ponto máximo no extradorso, (x_{up}, y_{up}) ;
- Curvatura no ponto de máximo no extradorso, y_{xxup} ;
- Posição do ponto mínimo no intradorso, (x_{lo}, y_{lo}) ;
- Curvatura no ponto de mínimo no intradorso, y_{xxlo} ;
- Direção do bordo de fuga, α_{TE} ;
- Ângulo do bordo de fuga, θ_{TE} ;
- Ordenada do bordo de fuga, y_{TE} ;
- Espessura do bordo de fuga, Δy_{TE} .

A Figura 4.4 ilustra estes parâmetros na geometria do aerofólio.

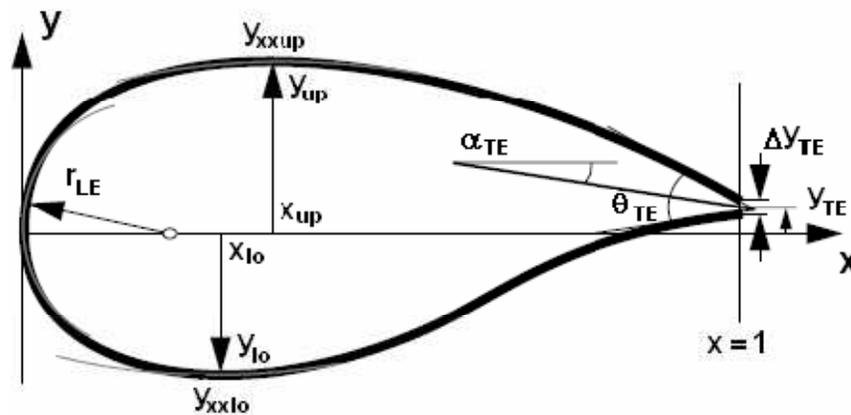


Figura 4.4: Representação da parametrização Parsec. Figura adaptada de Sobieczky (1998).

As vantagens do método Parsec são: nenhuma forma de linha de base é necessária, grande variedade de aerofólios pode ser gerada, típicas restrições geométricas quanto a forma do aerofólio (por exemplo, espessura), podem ser expressas ou aproximadas por restrições lineares ou limite de contorno. Além disso, o impacto de parâmetros de projeto individual Parsec sobre as propriedades aerodinâmicas do aerofólio podem ser previstos com maior facilidade.

A obtenção dos parâmetros geométricos a partir dos coeficientes a_n foi realizada com as correlações expressas nas Equações (4.3) até (4.15). A operação de obtenção dos coeficientes a_n a partir dos parâmetros geométricos foi feita através das operações inversas.

Os parâmetros geométricos foram variados livremente, com exceção da espessura do bordo de fuga (Δy_{TE}). Este valor foi mantido fixo por ser entendido como uma limitação construtiva da asa.

$$\Gamma_{LEU} = -\frac{1}{4} \frac{a_{U_1}}{p^{3/2}} + \frac{3}{4} \frac{a_{L_2}}{p^{1/2}} + \frac{15}{4} \frac{a_{U_3}}{p^{1/2}} + \frac{35}{4} \frac{a_{U_4}}{p^{3/2}} + \frac{63}{4} \frac{a_{U_5}}{p^{5/2}} + \frac{99}{4} \frac{a_{U_6}}{p^{7/2}} \quad (4.3)$$

$$\Gamma_{LEL} = -\frac{1}{4} \frac{a_{L_1}}{p^{3/2}} + \frac{3}{4} \frac{a_{L_2}}{p^{1/2}} + \frac{15}{4} \frac{a_{L_3}}{p^{1/2}} + \frac{35}{4} \frac{a_{L_4}}{p^{3/2}} + \frac{63}{4} \frac{a_{L_5}}{p^{5/2}} + \frac{99}{4} \frac{a_{L_6}}{p^{7/2}} \quad (4.4)$$

$$\Gamma_{LE} = \frac{\Gamma_{LEU} + \Gamma_{LEL}}{2} \quad (4.5)$$

$$\frac{11}{2} a_{U_6} X_{up}^6 + \frac{9}{2} a_{U_5} X_{up}^5 + \frac{7}{2} a_{U_4} X_{up}^4 + \frac{5}{2} a_{U_3} X_{up}^3 + \frac{3}{2} a_{U_2} X_{up}^2 + \frac{1}{2} a_{U_1} X_{up} = 0 \quad (4.6)$$

$$Y_{up} = a_{U_1} X_{up}^{1/2} + a_{U_2} X_{up}^{3/2} + a_{U_3} X_{up}^{5/2} + a_{U_4} X_{up}^{7/2} + a_{U_5} X_{up}^{9/2} + a_{U_6} X_{up}^{11/2} \quad (4.7)$$

$$\frac{11}{2} a_{L_6} X_{lo}^6 + \frac{9}{2} a_{L_5} X_{lo}^5 + \frac{7}{2} a_{L_4} X_{lo}^4 + \frac{5}{2} a_{L_3} X_{lo}^3 + \frac{3}{2} a_{L_2} X_{lo}^2 + \frac{1}{2} a_{L_1} X_{lo} = 0 \quad (4.8)$$

$$Y_{lo} = a_{L_1} X_{lo}^{1/2} + a_{L_2} X_{lo}^{3/2} + a_{L_3} X_{lo}^{5/2} + a_{L_4} X_{lo}^{7/2} + a_{L_5} X_{lo}^{9/2} + a_{L_6} X_{lo}^{11/2} \quad (4.9)$$

$$Y_{XXup} = -\frac{1}{4} \frac{a_{U_1}}{X_{up}^{3/2}} + \frac{3}{4} \frac{a_{U_2}}{X_{up}^{1/2}} + \frac{15}{4} \frac{a_{U_3}}{X_{up}^{1/2}} + \frac{35}{4} \frac{a_{U_4}}{X_{up}^{3/2}} + \frac{63}{4} \frac{a_{U_5}}{X_{up}^{5/2}} + \frac{99}{4} \frac{a_{U_6}}{X_{up}^{7/2}} \quad (4.10)$$

$$Y_{XX_{lo}} = -\frac{1}{4} \frac{a_{L1}}{X_{lo}^{3/2}} + \frac{3}{4} \frac{a_{L2}}{X_{lo}^{1/2}} + \frac{15}{4} \frac{a_{L3}}{X_{lo}^{1/2}} + \frac{35}{4} \frac{a_{L4}}{X_{lo}^{3/2}} + \frac{63}{4} \frac{a_{L5}}{X_{lo}^{5/2}} + \frac{99}{4} \frac{a_{L6}}{X_{lo}^{7/2}} \quad (4.11)$$

$$Y_{TE} = a_{U1} + a_{U2} + a_{U3} + a_{U4} + a_{U5} + a_{U6} \quad (4.12)$$

$$\Delta Y_{TE} = 0.006 \quad (4.13)$$

$$\alpha_{TE} = \frac{1}{2} a_{L1} + \frac{3}{2} a_{L2} + \frac{5}{2} a_{L3} + \frac{7}{2} a_{L4} + \frac{9}{2} a_{L5} + \frac{11}{2} a_{L6} - \frac{1}{2} a_{U1} - \frac{3}{2} a_{U2} - \frac{5}{2} a_{U3} - \frac{7}{2} a_{U4} - \frac{9}{2} a_{U5} - \frac{11}{2} a_{U6} \quad (4.14)$$

$$\beta_{TE} = \frac{\frac{1}{2} a_{L1} + \frac{3}{2} a_{L2} + \frac{5}{2} a_{L3} + \frac{7}{2} a_{L4} + \frac{9}{2} a_{L5} + \frac{11}{2} a_{L6} + \frac{1}{2} a_{U1} + \frac{3}{2} a_{U2}}{2} + \frac{\frac{5}{2} a_{U3} + \frac{7}{2} a_{U4} + \frac{9}{2} a_{U5} + \frac{11}{2} a_{U6}}{2} \quad (4.15)$$

4.3. X-FOIL

O X-Foil, desenvolvido por Mark Drela em 1986, foi empregado como ferramenta para realizar sucessivas iterações de cálculo das características aerodinâmicas dos aerofólios. O uso dessa ferramenta, apesar de consolidado, ainda é questionável, devido à falta de uma análise comparativa com resultados experimentais. Dessa forma adotou-se, para comparação, o trabalho de Vargas et.al. (2005) que trata do uso de modelos de procedimentos para o cálculo das características aerodinâmicas e faz a comparação com dados experimentais obtidos em túnel de vento, ambos relatados na literatura.

Vargas et.al. (2005) compara os resultados, apresentados nas Figuras 4.5 e 4.6, dos modelos propostos por Drela e Giles, Eppler e Somers, e Moran, utilizando perfis nas condições de $Re\ 3,0 \times 10^6$.

Os resultados obtidos por Vargas et.al. (2005) mostram que os três modelos possuem resultados similares quando analisados na região linear da curva de sustentação, contudo, na região não-linear, o modelo de Drela e Giles apresentou melhores resultados, provavelmente pela interação entre os modelos viscoso e não viscoso. Com relação ao coeficiente de momento, todos os modelos apresentaram resultados razoáveis na área linear, sendo que o modelo proposto por Moran apresentou melhor acordo com os dados experimentais do coeficiente de arrasto.

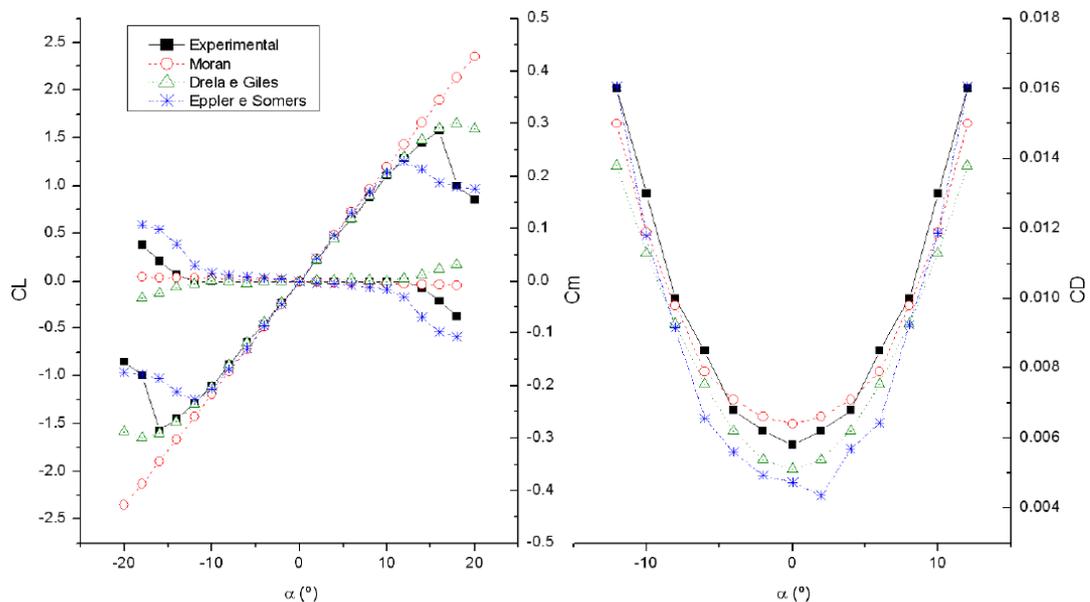


Figura 4.5: NACA 0012, $Re\ 3 \times 10^6$ (VARGAS et al., 2005)

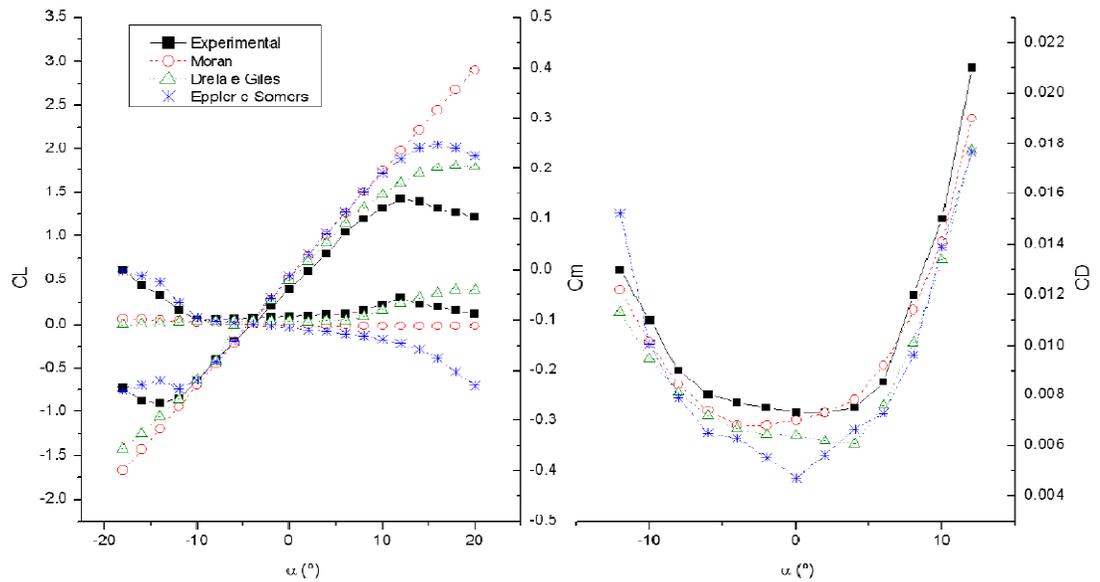


Figura 4.6: NACA 4415, $Re\ 3 \times 10^6$ (VARGAS et al., 2005)

Tendo em vista que um dos requisitos para a otimização do aerofólio neste trabalho é obter melhor razão de planeio na região de vôo de pulverização, ou seja, ângulo de ataque baixo caindo dentro da região linear e, além disso, obter um coeficiente de sustentação máximo maior, caindo na região não-linear, o método de Drela e Giles foi que obteve melhor comportamento em ambas as regiões. Diante disso este modelo será adotado neste trabalho.

O X-Foil emprega uma abordagem de interação viscosa ou não-viscosa implícita, utiliza um método de painéis com distribuições lineares de vórtices para parte não-viscosa, e um método integral de camada limite para representar as camadas viscosas. O sistema de equações composto pelas equações de camada limite, de transição e pelo escoamento potencial é resolvido pelo método de Newton global (DRELA; YOUNGREN, 2001).

4.4. Centro aerodinâmico do aerofólio

O centro aerodinâmico é a posição em torno do qual o momento é constante. Segundo McCormick (1995), o centro aerodinâmico, que não é dependente de C_l , pode ser determinado pela Equação 4.16.

$$\bar{X}_{ca} = \frac{m_0}{a_0} + 0,25 \quad (4.16)$$

Onde, $m_0 = \frac{\Delta C_m}{\Delta \alpha}$.

4.5. Determinação dos parâmetros aerodinâmicos do VANT

4.5.1. Aerodinâmica da asa finita

O comportamento do escoamento aerodinâmico da asa finita difere do aerofólio devido aos efeitos associados às extremidades das superfícies. O mecanismo físico de gerar a sustentação na asa é a existência de altas pressões na parte inferior e baixas pressões na parte superior. Esta diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso decresce para zero na direção das pontas causando circulações nas mesmas (ANDERSON, 1984), como pode ser visto nas Figuras 4.7 e 4.8.

A pressão nas pontas da asa se equaliza e faz as linhas de corrente sofrerem uma deflexão para dentro no extradorso e para fora no intradorso. As linhas de corrente que convergem atrás da asa formam uma superfície de descontinuidade que tende a se enrolar à medida que se afasta da asa, formando dois vórtices opostos chamados de vórtices livres que possuem circulação de intensidade Γ (ANDERSON, 1984), apresentado na Figura 4.9.

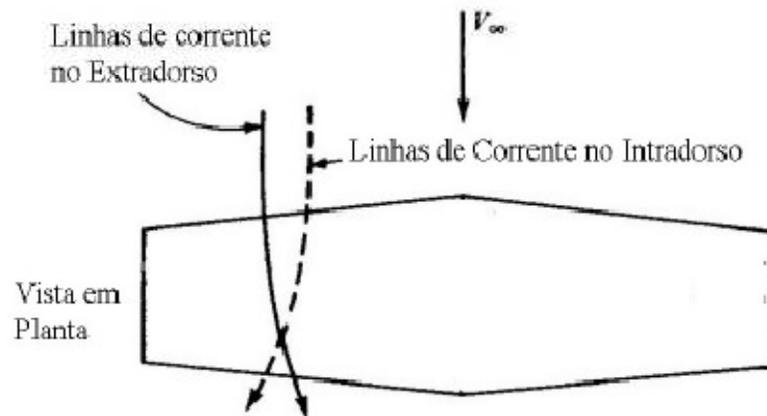


Figura 4.7: Deflexão das linhas de corrente no extradorso e intradorso da asa (ANDERSON, 1984)

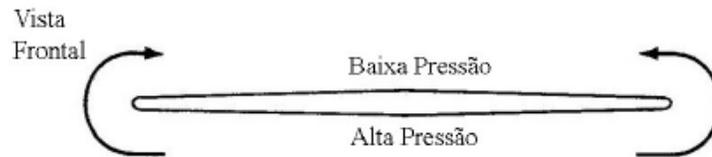


Figura 4.8: Diferença de pressão entre o extradorso e intradorso causando circulação nas pontas (ANDERSON, 1984)

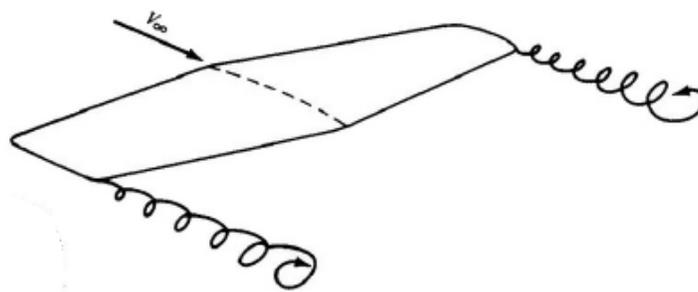


Figura 4.9: Formação de vorticidades livres atrás da asa (ANDERSON, 1984)

Os vórtices formados atrás da asa estão diretamente relacionados com a forma de distribuição da sustentação ao longo da envergadura da asa, aos ângulos de ataque induzidos e, conseqüentemente, ao arrasto induzido.

Segundo Vargas (2006) no início do desenvolvimento de uma aeronave, é interessante para o projetista somente as forças aerodinâmicas resultantes (sustentação, arrasto e momentos) e

em etapas avançadas do projeto pode-se obter informações mais detalhadas sobre todo o campo do escoamento. Dessa maneira, para atender as necessidades específicas de cada etapa, surgiram diversos métodos de solução utilizados em aerodinâmica computacional, como o Método da Linha Sustentadora (Método de Prandtl) o qual será empregado nos cálculos aerodinâmicos deste projeto.

4.5.2. Método da Linha Sustentadora

O primeiro método analítico para prever as propriedades aerodinâmicas da asa finita foi desenvolvida por Ludwig Prandtl e seus colegas da Göttinger, Alemanha, no período de 1911-1918. Seu método, ainda utilizado largamente nos dias de hoje, é apropriado em calcular a distribuição da sustentação e o arrasto induzido em asas sem enflexamento (ANDERSON, 1984).

O escoamento potencial é resolvido distribuindo as singularidades do tipo vórtice ferradura, cada um com comprimento diferente e as vorticidades fixas estão coincidentes ao longo da linha de sustentação, como mostra a Figura 4.10. Sua solução é rápida devido a poucas equações para serem resolvidas sendo feita por expansão da série de Fourier.

Em um escoamento, um filamento de vórtice fixo de intensidade Γ está submetido a uma força $L = \rho V \Gamma$, segundo o teorema de Kutta-Joukowski. Os dois vórtices de esteira induzem velocidade descendente ao longo do vortice fixo de $-b/2$ a $b/2$.

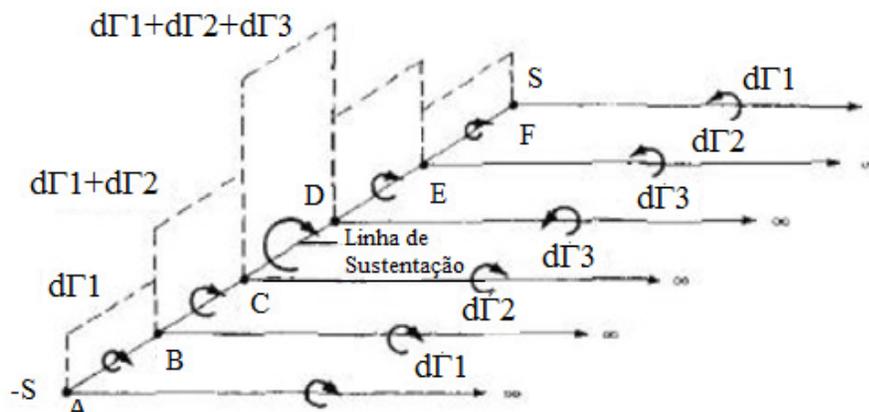


Figura 4.10: Distribuição dos vórtices ferradura na envergadura da asa (ANDERSON, 1984)

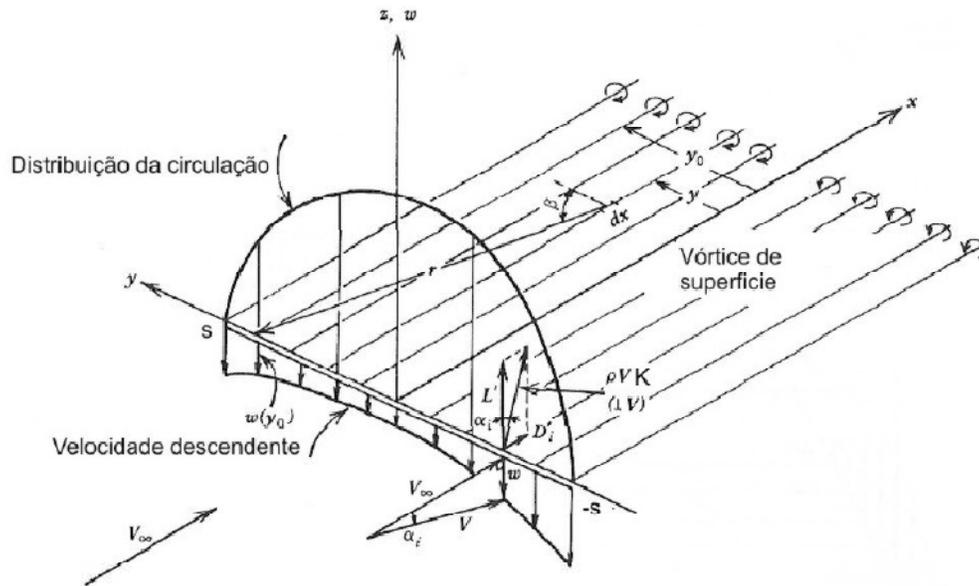


Figura 4.11: Velocidade induzida pelo vórtice de esteira (ANDERSON, 1984)

A velocidade dw no ponto y_0 induzida pelo vórtice de esteira localizado em y , mostrada na Figura 4.11, é dada pela Equação (4.17) e a velocidade total induzida é a somatória de todos os elementos de vórtices dado pela Equação (4.18).

$$dw = -\frac{(d\Gamma/dy) dy}{4\pi(y_0 - y)} \quad (4.17)$$

$$w(y_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/dy) dy}{(y_0 - y)} \quad (4.18)$$

Em uma posição arbitrária y , considere a seção local do aerofólio da asa finita apresentado na Figura 4.12, então o ângulo de ataque induzido é dado pela Equação (4.19).

$$\alpha_i(y_0) = \tan^{-1} \frac{-w(y_0)}{V_\infty}, \text{ sendo } w \ll V_\infty \Rightarrow \alpha_i(y_0) = \frac{-w(y_0)}{V_\infty} \quad (4.19)$$

Substituindo a Equação (4.18) na (4.19) é obtida a Equação (4.20).

$$\alpha_i(y_0) = -\frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/dy) dy}{(y_0 - y)} \quad (4.20)$$

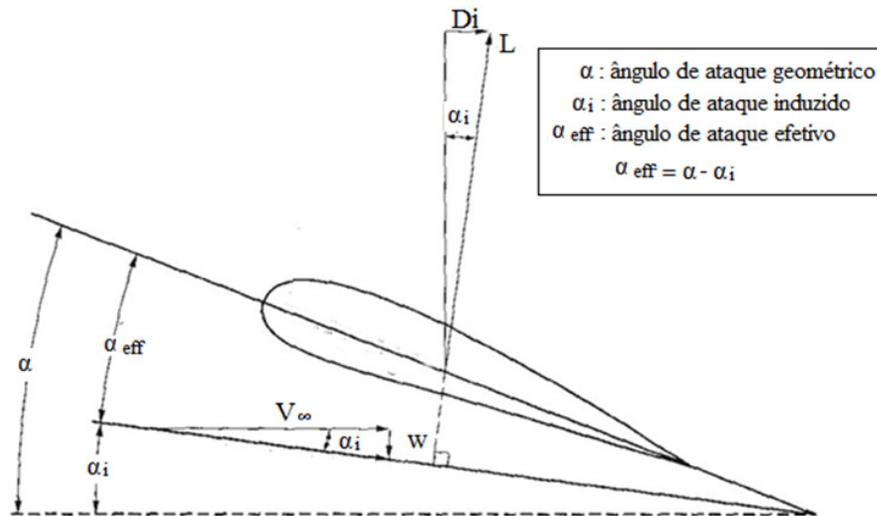


Figura 4.12: Ângulos de ataque que atuam no aerofólio (ANDERSON, 1984)

O fluxo relativo local é inclinado para baixo com um ângulo (α_i), provocando dois efeitos:

i) O ângulo de ataque efetivo (α_{eff}), apresentado na Figura 4.12, é o ângulo de ataque visto pela seção do aerofólio e varia conforme w varia ao longo da envergadura, dado pela Equação (4.21).

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (4.21)$$

ii) O vetor da sustentação local é perpendicular a velocidade relativa local, dessa forma, cria-se um arrasto devido a presença da velocidade de downwash.

Pela definição do coeficiente de sustentação para a seção do aerofólio localizado em $y=y_0$ e pelo teorema de Kutta-Joukowski, tem-se as Equações (4.22) e (4.23).

$$C_l = a_0[\alpha_{eff}(y_0) - \alpha_{L=0}] \quad (4.22)$$

$$L'(y) = \rho V \Gamma(y) = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 c(y_0) C_l \Rightarrow C_l = \frac{2\Gamma}{V_\infty c(y_0)} \quad (4.23)$$

Rearranjando as Equações (4.21), (4.22) e (4.23), obtém-se a Equação fundamental da teoria da linha de sustentação de Prandtl (4.24), na qual somente o valor da circulação Γ é desconhecida, sendo todos os outros parâmetros ($\alpha, c, V_\infty, \alpha_{L=0}$) conhecidos para a asa finita com um dado valor de velocidade de escoamento, dados o ângulo de ataque e a geometria.

$$\alpha(y_0) = \frac{\Gamma(y_0)}{\pi V_\infty c(y_0)} + \frac{1}{4 \pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/dy) dy}{(y_0 - y)} \quad (4.24)$$

Para obtermos a circulação, será considerada a transformação apresentada pela Equação (4.25).

$$y = -s \cos\theta, \text{ onde } s = b/2 \quad (4.25)$$

E a coordenada em direção da envergadura é dada por θ , com $0 \leq \theta \leq \pi$.

A distribuição geral da circulação ao longo da asa é expressa através da série de Fourier dos senos, dada pela Equação (4.26).

$$\Gamma(\theta) = 4 s V_\infty \sum_1^n A_n \text{sen } n\theta \quad (4.26)$$

Integrando a força de sustentação de cada segmento da asa, descrito na Equação (4.23), fazendo a mudança de variável: $y = -s \cos\theta$, e substituindo a Equação (4.26) em (4.23), obtém-se a força de sustentação total dada pela Equação (4.27) e o coeficiente de sustentação pela Equação (4.28).

$$L = \int_0^\pi \rho V s \Gamma \sin\theta d\theta = 4 s^2 \rho V^2 \frac{1}{2} \left[\sum_1^n A_n \left(\frac{\sin(n-1)\theta}{(n-1)} - \frac{\sin(n+1)\theta}{(n+1)} \right) \right]_0^\pi$$

$$\Rightarrow \left[\lim_{(n-1) \rightarrow 0} A_1 \left(\frac{\sin(n-1)\theta}{(n-1)} \right) \right]_0^\pi = A_1 \pi \quad (4.27)$$

Assim,

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 s^2 A_1 \pi = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \Rightarrow C_L = \pi AR A_1 \quad (4.28)$$

Sabendo que o arrasto induzido está diretamente relacionado com a sustentação, devido ao vórtice fixo gerar uma velocidade descendente e um ângulo de ataque (α_i), ele é determinado conforme as Equações (4.29) e (4.30).

$$D'_i = \alpha_i L' \quad (4.29)$$

Sendo α_i um ângulo pequeno.

Com a integração da Equação (4.29), fazendo as substituições dos coeficientes e transformando para coordenadas polares, obtém-se a Equação (4.30) e o coeficiente de arrasto induzido (Equação (4.31)).

$$D_i = \int_{-b/2}^{b/2} L'(y) \alpha_i(y) dy = \int_{-b/2}^{b/2} \rho w \Gamma dy =$$

$$= 4 \rho V^2 (b/2)^2 (\pi/2) \sum_0^n (2n+1) A_{(2n+1)}^2 = C_{Di} \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (4.30)$$

Assim,

$$C_{Di} = \pi AR \sum_0^n (2n+1) A_{(2n+1)}^2 = \pi AR A_1^2 (1 + \delta) = \frac{1}{\pi AR} C_L^2 (1 + \delta) \quad (4.31)$$

Onde, δ é dada pela Equação (4.32).

$$\delta = \frac{3A_3^2 + 5A_5^2 + \dots + (2m + 1)A_{(2m+1)}^2 + \dots}{A_1^2} \quad (4.32)$$

Assim, o coeficiente de arrasto total da asa é determinado pela soma dos arrastos, como apresenta a Equação (4.33).

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{1}{\pi AR} C_L^2 (1 + \delta) \quad (4.33)$$

Onde C_{D0} é o coeficiente de arrasto do perfil, dado pela soma dos coeficientes de arrasto de pressão e de atrito do mesmo.

4.5.3. Aerodinâmica dos flaps

Segundo Anderson (1984), existe um grande incentivo de aumentar o coeficiente de sustentação máximo do aerofólio com o intuito do avião carregar maiores cargas mantendo a mesma velocidade ou de diminuir a velocidade *stall*.

Para isso, são utilizados dispositivos hiper-sustentadores (superfícies de controle) adaptados na asa, os quais, quando abaixados e/ou estendidos aumentam a sustentação e o arrasto devido à mudança da curvatura do aerofólio e do aumento de sua área, como apresenta a Figura (4.13).

Os flapes podem servir para controlar a aeronave durante o pouso, evitando o *stall* devido à redução da velocidade de aproximação. Permitindo que a aeronave obtenha melhor desempenho de frenagem no solo. Também podem ser usados durante a decolagem fazendo com que a aeronave percorra a menor distância no solo antes de atingir a velocidade de decolagem.

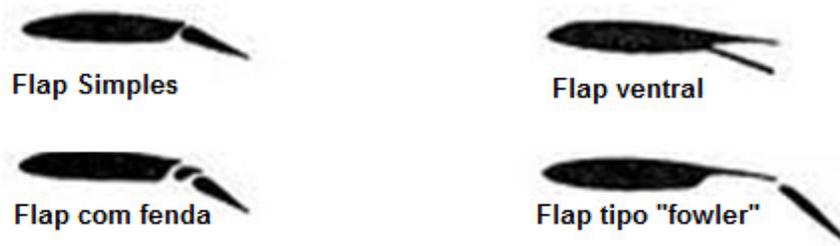


Figura 4.13: Tipos de Flapes

O *flap* posicionado na borda de fuga pode ser defletido com um ângulo η_f , como mostrado na Figura 4.14.

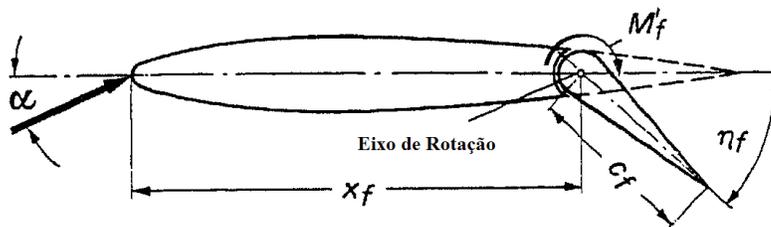


Figura 4.14: Flap defletido com ângulo η_f (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979)

Conforme Schlichting e Truckenbrodt (1979), para se determinar a distribuição de sustentação em uma asa com o *flap* defletido são acrescentados novos parâmetros geométricos como a corda e a envergadura do *flap*, de maneira equivalente a uma asa com distribuição adicional de ângulo de ataque sobre a envergadura. Com o *flap* cobrindo apenas uma parte da envergadura, esta distribuição acaba sendo descontínua.

A distribuição de ângulo de ataque que é equivalente a uma dada deflexão do *flap* é obtida da teoria da asa com *flap* de envergadura infinita, conforme a Equação (4.34).

$$\alpha_f(\eta) = -\frac{\partial \alpha}{\partial \eta_f} \eta_f \quad (4.34)$$

O cálculo da distribuição da sustentação sobre asas com *flaps* baseia-se na teoria da linha de sustentação que requer o conhecimento das distribuições de ângulo de ataque causado pela

deflexão do *flap* sobre a linha de quarto-corda (ξ_l), e sobre a borda de fuga (ξ_r), como apresentados nas Equações (4.35) e (4.36).

$$\alpha_f(\xi_l, \eta) = \left(-\frac{\partial \alpha}{\partial \eta_f} + \frac{4}{\pi} \left(\frac{\partial C_m}{\partial \eta_f} \right) \right) \eta_f \quad (4.35)$$

$$\alpha_f(\xi_r, \eta) = \left(-\frac{\partial \alpha}{\partial \eta_f} - \frac{2}{\pi} \left(\frac{\partial C_m}{\partial \eta_f} \right) \right) \eta_f \quad (4.36)$$

As comparações apresentadas na Figura 4.15, entre a previsão teórica e as medidas experimentais, mostraram que as medidas experimentais são menores que os teóricos e as diferenças são atribuídos aos efeitos de atrito. No caso da asa *flap* é recomendável multiplicar o valor teórico por um fator empírico pra correção (x), como apresentam as Equações (4.37) e (4.38).

Sendo, $\partial \alpha / \partial \eta_f$ a efetividade local do *flap* e λ_f a razão entre a corda do *flap* e a corda da asa.

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \eta_f} = -\lambda_f + x \left[\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \eta_f} \right)_{x=1} + \lambda_f \right] \quad (4.37)$$

$$\frac{\partial C_m}{\partial \eta_f} = x \left(\frac{\partial C_m}{\partial \eta_f} \right)_{x=1} \quad (4.38)$$

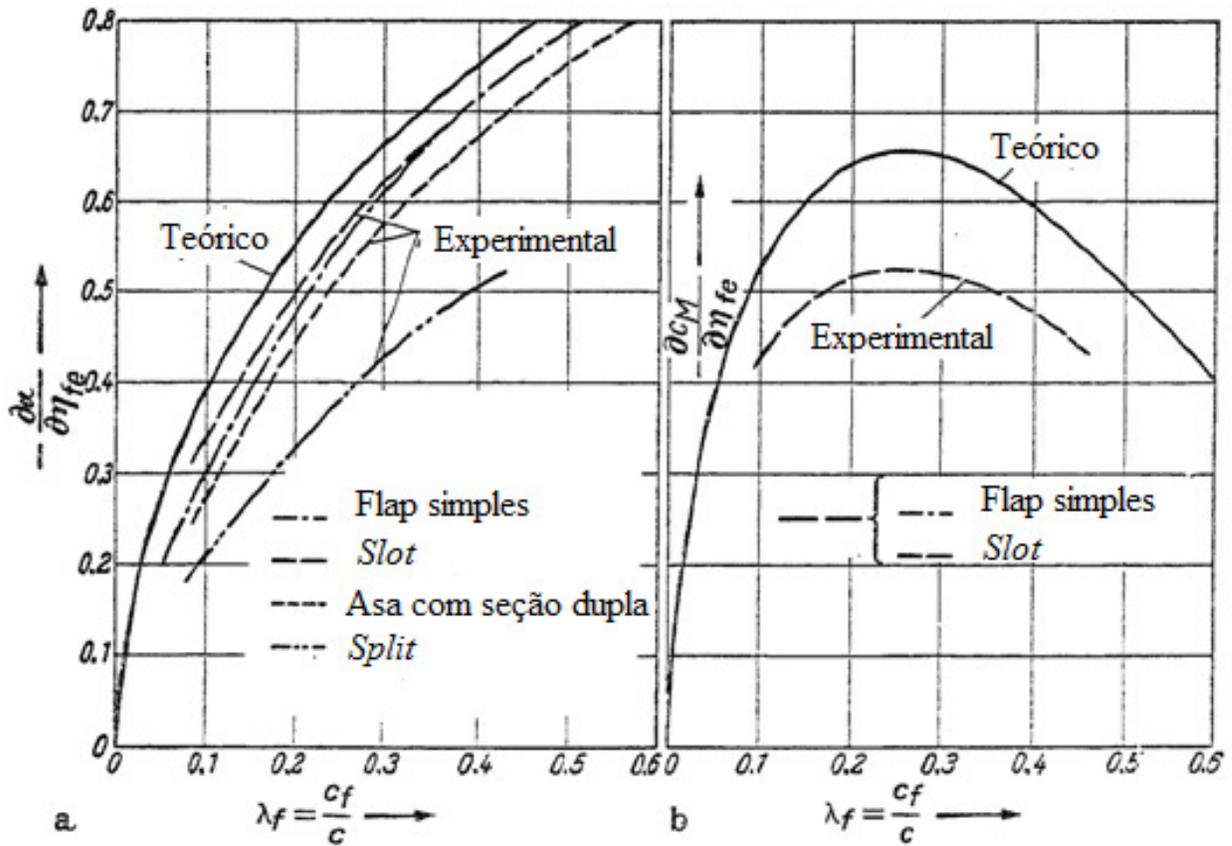


Figura 4.15: Comparação entre a previsão teórica e as medidas experimentais das distribuições de ângulo de ataque causado pela deflexão do flap (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979)

4.5.4. Efeito Solo

Quando a asa se aproxima do solo ocorrem alterações nos fenômenos de sustentação e arrasto, os quais são importantes nas condições de decolagem e pouso. Esses fenômenos podem se referir ao efeito solo regidos pela envergadura ou corda, fazendo com que a resistência da asa diminua e ocorra uma favorável razão de sustentação-arrasto.

Segundo Abramowski (2007), o efeito solo regido pela envergadura ou corda está relacionado com a razão altura/envergadura e altura/corda, respectivamente, e a sua intensidade depende do arrasto induzido.

Quando a aeronave voa a uma altura abaixo da envergadura da asa, o arrasto induzido diminui devido aos vórtices das pontas das asas que interagem com o solo, como apresentado na Figura 4.16, não terem espaço suficiente para se desenvolverem, assim tende a achatarem e são empurrados para fora pelo chão (JONES, 2005). Os vórtices reduzem as velocidades induzidas, e conseqüentemente, o ângulo de ataque induzido, provocando a diminuição do arrasto induzido e do arrasto total da aeronave.

O efeito solo é modificado dependendo do tipo de terreno, se tem vegetação ou não, se é asfalto, terra batida, e também em casos que existam lagos, rios, dentre outros. Sendo que quando há presença de água, por exemplo, no mar, a influência de contorno livre sobre a aeronave provoca a aproximação da mesma na água, ao contrário do que é presenciado no solo. Para o caso de um vôo de pulverização agrícola, próximos da vegetação, partes do solo ficam cobertas pela plantação e outras partes ficam descobertas, dessa forma, o comportamento do efeito solo é intermediário, ou seja, não se comporta nem como se tivesse um contorno sólido (chão) e nem como se tivesse um contorno livre (água), então é obtida uma imagem que gera um efeito com intensidade intermediária. Neste trabalho, é considerada a influência de contorno sólido sobre a aeronave.

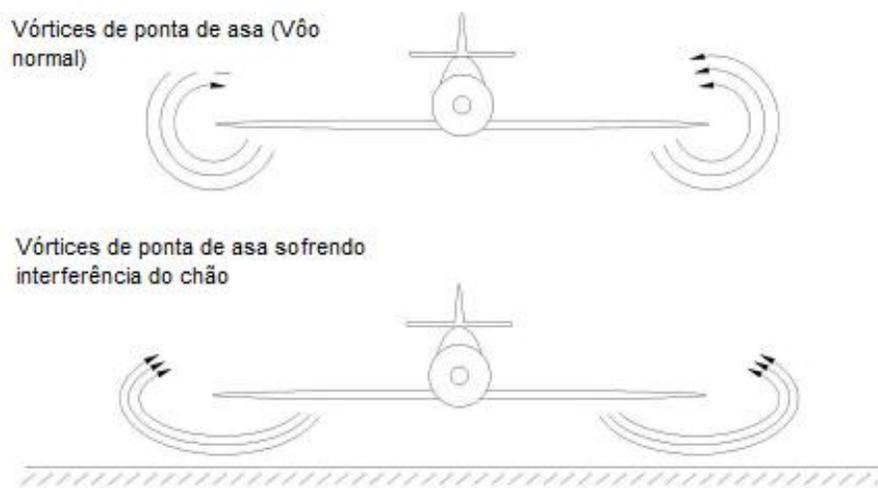


Figura 4.16: Efeito Solo

O arrasto induzido da aeronave atuando em efeito solo pode ser obtido ao se determinar a velocidade de *downwash*. Para isso, considere-se que as circulações γ para cada segmento da envergadura da asa estejam distantes de uma altura h acima do solo. Esse exerce uma influência sobre o sistema de escoamento como um sistema de imagem refletida no mesmo, podendo ser substituída por uma aeronave voando invertida a uma distância h abaixo do solo, como apresentado na Figura 4.17.

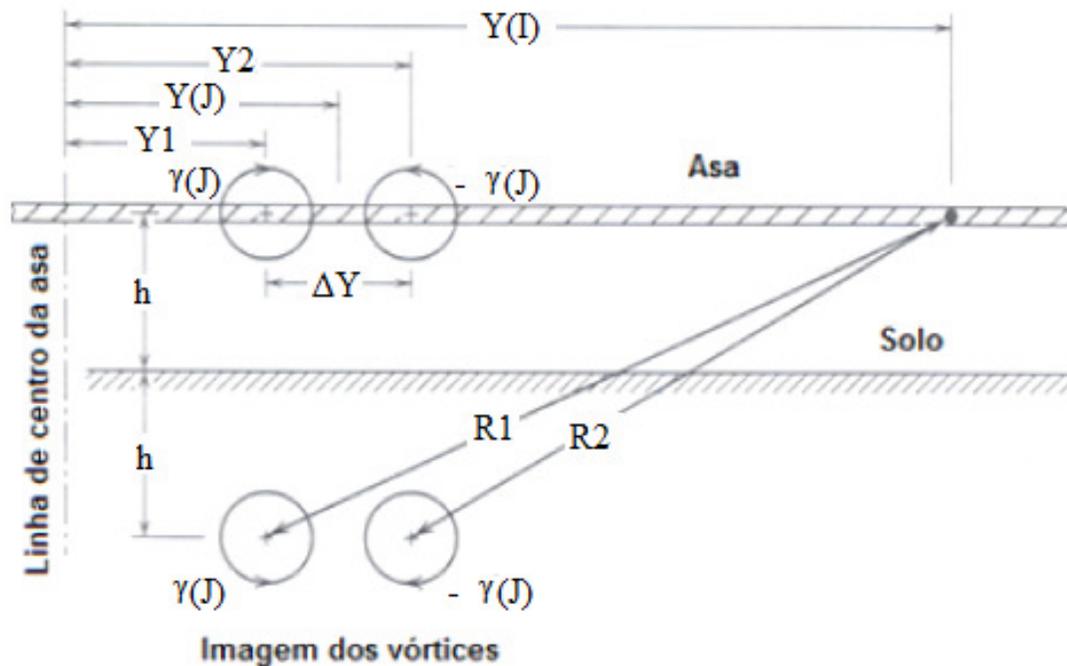


Figura 4.17: Vórtice ferradura e a imagem abaixo do solo (MCCORMICK, 1994)

Conforme McCormick (1994), a velocidade induzida no ponto I ao longo do vórtice ferradura centrado no ponto J, no qual se localiza um vórtice de esteira semi-infinito, pode ser escrito pela lei de Biot-Savart dada pela Equação (4.39).

$$\Delta w(I) = \frac{\gamma(J)}{4\pi} \left[\left(\frac{1}{Y1 - Y(I)} \right) - \left(\frac{1}{Y2 - Y(I)} \right) \right] \quad (4.39)$$

Em efeito solo, considerando o sistema de imagem de J, a Equação (4.39) é determinada no plano vertical, ficando na forma da Equação (4.40).

$$\Delta w(I) = -\frac{\gamma(J)}{4\pi} \left[\left(\frac{Y1 - Y(I)}{R1^2} \right) - \left(\frac{Y2 - Y(I)}{R2^2} \right) \right] \quad (4.40)$$

A variação do arrasto induzido provocado pelo efeito solo é determinado seguindo as Equações (4.41) a (4.43).

$$\Delta D_i = \int_{-b/2}^{b/2} \rho \Delta w \Gamma(y) dy = \Delta C_{Di} \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (4.41)$$

$$\Delta C_{Di} = \frac{\int_{-b/2}^{b/2} \rho \Delta w \Gamma(y) dy}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (4.42)$$

Então o coeficiente de arrasto induzido em efeito solo será dado por:

$$C_{Di \text{ solo}} = C_{Di} - \Delta C_{Di} \quad (4.43)$$

Análoga a Equação (4.30), a variação do coeficiente de sustentação é dada pela Equação (4.44), e o coeficiente de sustentação total considerando o efeito solo pela Equação (4.45).

$$\Delta C_{L \text{ solo}} = \sqrt{\frac{\pi AR}{(1 + \delta)}} \Delta C_{Di} \quad (4.44)$$

Então,

$$C_{L \text{ solo}} = C_L + \Delta C_L \quad (4.45)$$

4.5.5. Aerodinâmica das empenagens e fuselagem

De acordo com Ismail (2009), a direção do escoamento que atinge a cauda é influenciada pela asa e fuselagem, como ilustra a Figura 4.18.

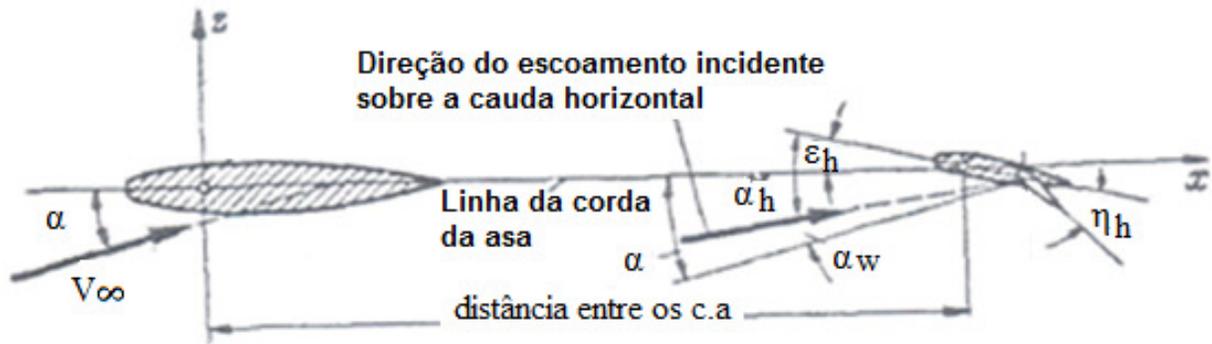


Figura 4.18: Aerodinâmica da cauda horizontal em vôo reto (ISMAIL 2009)

Assim, o ângulo de ataque da empenagem horizontal é dada pela Equação (4.46).

$$\alpha_h = \alpha + \epsilon_h + \alpha_i \quad (4.46)$$

Onde, ϵ_h é o ângulo de fixação da empenagem horizontal em relação à corda da asa. De maneira análoga às Equações do coeficiente de sustentação para asa e deflexão dos flapes, para a empenagem horizontal, são adotadas as Equações de (4.47) a (4.49).

$$C_{lh} = \frac{L_h}{S_h q_h} \quad (4.47)$$

$$C_{lh} = \frac{dC_{lh}}{d\alpha_h} \left(\alpha_h - \frac{\partial \alpha_h}{\partial \eta_h} \eta_h \right) \quad (4.48)$$

Onde, $dC_{lh}/d\alpha_h$ é a inclinação da curva de sustentação da empenagem horizontal e $\partial \alpha_h / \partial \eta_h$ a mudança na direção da mesma devido a deflexão do profundor.

A contribuição da empenagem horizontal na sustentação da aeronave como um todo é definida como mostra a Equação (4.49) (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979).

$$C_{Lh} = \frac{L_h}{S q} = \frac{C_{lh} S_h q_h}{S q} = \frac{dC_{lh}}{d\alpha_h} (\alpha + \varepsilon_h + \alpha_i) \frac{q_h S_h}{q S} \quad (4.49)$$

A fuselagem interfere na sustentação da asa alterando o campo de pressão sobre a mesma, e a sua contribuição da fuselagem para a sustentação é pequena, assim, neste projeto será considerada a interferência asa-fuselagem devido à diminuição da sustentação que é causada pela fuselagem (PULLIN, 1976).

Considerando que a fuselagem seja equivalente a um corpo de revolução em relação ao eixo longitudinal, a sustentação da fuselagem pode ser dada pela Equação (4.50).

$$C_{L fus} = \frac{(\alpha - \alpha_{ofus})}{S} \left[\frac{K\pi D^2}{2} + \eta C_{dc} (\alpha - \alpha_{of}) \int_{x_0}^{lf} d dx \right] \quad (4.50)$$

Onde, $\int_{x_0}^{lf} d dx$ - área em planta da fuselagem atrás do ponto x_0 , o qual é o ponto em que inicia a cauda, em que o escoamento passa de potencial para viscoso;

D- é o diâmetro máximo do corpo equivalente de revolução;

K – fator de massa aparente;

η - Relação entre o coeficiente de arrasto de um cilindro infinito e o de um finito.

O coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem é dado pela Equação (4.51).

$$C_{L asa-fus} = C_{L fus}(\alpha) + (K_{wf} - K_{fw}) a_{asa} (\alpha - \alpha_{ofus}) \frac{S_e}{S} \quad (4.51)$$

Onde,

Se: é a área efetiva da asa, ou seja, a área da asa subtraída da área da fuselagem que cobre a asa;

Enfim, o coeficiente de sustentação total da aeronave é dado pela Equação (4.52).

$$C_{L total} = C_{L asa-fus} + C_{Lh} \quad (4.52)$$

4.5.6. Arrasto Parasita

- Empenagens e da barra de pulverização

O arrasto parasita das empenagens e da barra de pulverização pode ser estimado conforme a Equação (4.53) (RAYMER, 1989).

$$C_{D0} = C_f \frac{S_{wet}}{S} \quad (4.53)$$

Em que foi considerado o coeficiente de atrito de pele de um cilindro no caso da barra de pulverização

- Trem de pouso

O coeficiente de arrasto do trem de pouso pode ser calculado através da Equação (4.54), considerando a quantidade de trem de pouso que possui a aeronave (ROSKAN, 1985).

$$C_{Dtrem} = \sum_{i=1}^n ((C_{Dt_{CL}=0})_i + p_i C_L) \frac{(S_{trem})_i}{S} \quad (4.54)$$

Onde, $C_{Dt_{CL}=0}$ é o coeficiente de arrasto para sustentação zero do trem de pouso e depende do tipo de capota que o pneu possui e da sua estrutura. Esse coeficiente depende da área ($S_{trem} = b_t \times D_t$), onde b_t é a espessura do pneu e D_t é o diâmetro do mesmo. O fator p considera o arrasto do trem de pouso com a sustentação, a Figura 4.19 mostra um método para determinar esse fator.

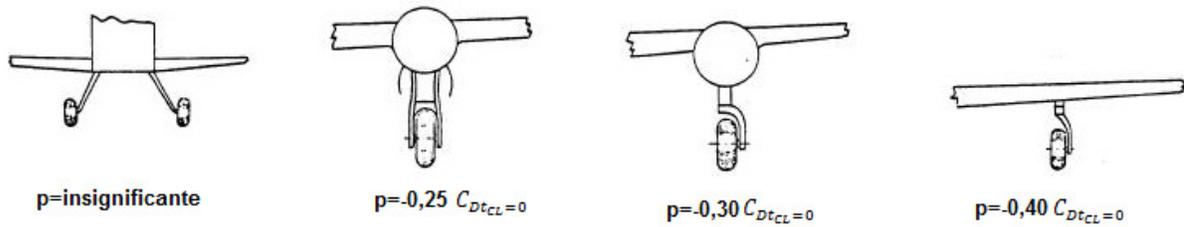


Figura 4.19: Fator de arrasto conforme o tipo de trem de pouso

- Arrasto da fuselagem

O arrasto parasita da fuselagem pode ser estimado pelo método descrito por Raymer (1989), em que é calculado o coeficiente de arrasto de pele (C_f) e uma componente (FF) que estima o arrasto de pressão devido à separação viscosa. Os efeitos de interferência dos arrastos por outros elementos (Q) são estimados e o arrasto total é determinado pela soma do produto da área molhada (S_{wet}), C_f , FF e Q de cada componente (indicado pela sublegenda “c”), como apresentado pelas Equações (4.55) a (4.58).

$$C_{D0fus} = \frac{\sum(C_{fc} FF_c Q_c S_{wet\ c})}{S} \quad (4.55)$$

$$C_{fc} = \frac{0,455}{(\log_{10} Re)^{2,58} (1 + 0,144 M^2)^{0,65}} \quad (4.56)$$

$$FF = \left[1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right] \quad (4.57)$$

Onde, $f = \frac{l}{d}$.

O fator Q de interferência asa-fuselagem para uma asa baixa sem filete, está entre 1,1 e 1,4, segundo Raymer (1989).

O coeficiente de arrasto da fuselagem devido à sustentação para cada ângulo de ataque, considerando a fuselagem como um cilindro, é dado pela Equação (4.58) (ROSKAN, 1985).

$$C_{DLfus} = 2 \alpha^2 \frac{S_{bfus}}{S} + \eta C_{Dc} \alpha^3 \frac{S_{pl_fus}}{S} \quad (4.58)$$

Onde, S_{bfus} é a área da cauda da fuselagem; η é a razão dos arrastos de um cilindro finito e um cilindro infinito, mostrado na Figura 5A do ANEXO A. De acordo com Roskan (1985), C_{Dc} é uma constante que depende do número de Mach e sendo obtido experimentalmente para um cilindro circular submetido a fluxo cruzado; e S_{pl_fus} é a área planiforme da fuselagem.

Assim, o coeficiente de arrasto total da fuselagem é dado pela soma dos seus coeficientes de arrastos apresentados na Equação (4.59).

$$C_{Dfuselagem} = C_{D0fus} + C_{DLfus} \quad (4.59)$$

- Arrastos de interferência entre as empenagens e a fuselagem

Os arrastos de interferência das empenagens horizontal e vertical com a fuselagem podem ser calculados conforme a Equação (4.60) (PULLIN, 1976).

$$C_{Dinter} = \frac{N (0.8 t^3 - 0.0005) c_{ht}^2}{S} \quad (4.60)$$

Na qual N é o número de cantos na junção das empenagens e t é a espessura relativa.

- Arrasto do coletor de ar

O arrasto devido à coleta de ar para motorização a hélices pode ser calculado pela Equação (4.61) (PULLIN, 1976).

$$C_{Dcoletor} = \frac{\dot{m} V}{q S} \quad (4.61)$$

Onde, $\dot{m} = 0.0006 P$, potência em HP.

- Arrasto Total

Enfim, o arrasto total da aeronave é dado pela soma de todos os arrastos parasitas e arrastos induzidos, conforme a Equação (4.62).

$$C_{Dtotal} = C_{Dparasita} + C_{Dinduzido} \quad (4.62)$$

4.6. Procedimento de Cálculo dos parâmetros aerodinâmicos do VANT

O software X-FOIL foi utilizado como ferramenta para determinar os parâmetros aerodinâmicos do perfil, e o MATLAB para fazer a rotina de cálculos da otimização computacional do mesmo, além disso, este foi usado para obter o carregamento da asa com e sem a deflexão dos flapes, e a polar de arrasto do VANT, com e sem a influência do solo.

4.6.1. Procedimento de otimização computacional do aerofólio

As funções que compõe o algoritmo computacional são descritas da seguinte maneira:

- **gerainstruc():** Função para geração do arquivo *instruc.dat* que contém o conjunto de instruções para a execução do programa X-Foil.
- **coefin():** Função que gera dois vetores, cada um com os seis coeficientes a_n correspondentes ao intradorso e ao extradorso do perfil original.
- **para2ai(para):** Função que recebe os onze parâmetros geométricos de um dado perfil e calcula os doze coeficientes a_n correspondentes.
- **geraxypts(aU,aL):** Função que recebe coeficientes a_n e gera o arquivo *xypts.dat*. Este arquivo é usado como entrada para o X-Foil e possui uma série de pontos (coordenadas x e y) que discretizam o perfil aerodinâmico.
- **cfid(para,flagcount):** Função que chama o X-Foil utilizando os comandos gerados pela função *gerainstruc()* armazenados no arquivo *instruc.dat* e os pontos gerados pela função *geraxypts()* armazenados no arquivo *xypts.dat*.
- **lesaida():** Função que lê o arquivo de saída do X-Foil, calcula o parâmetro de otimização e verifica as restrições.
- **plotahist(hist):** Função que cria os gráficos de convergência dos parâmetros geométricos e do parâmetro de otimização. Cria ainda o perfil original e o perfil utilizado na iteração.
- **ai2para():** Função que recebe os doze coeficientes a_n e retorna os onze parâmetros geométricos correspondentes.

Primeiramente é descrito o intradorso e o extradorso do perfil em seus pontos (x_i, y_i) , separando os respectivos conjuntos de pontos. A partir daí, utiliza-se uma função de interpolação para encontrar os coeficientes da equação Parsec das curvas do intradorso e do extradorso e adicionar seus valores na função *coefin()*.

Com a equação Parsec definida, o próximo passo do programa é calcular os parâmetros geométricos do perfil, através das Equações (4.3) a (4.15), utilizando o algoritmo *ai2para()*. Estes parâmetros são os dados de entrada para a função *cfid()*, que chama o X-Foil utilizando os

comandos gerados pela função *gerainstruc()* armazenados no arquivo *instruc.dat* e os pontos gerados pela função *geraxypts()* armazenados no arquivo *xypts.dat*.

A função CFD tem como resposta o valor da razão C_D/C_L mínima. A descrição do perfil em pontos é parâmetro de entrada para o programa X-Foil, que calcula todos os coeficientes aerodinâmicos, retornando seus valores em um arquivo *saida.dat*. O programa faz isso iterativamente para vários parâmetros geométricos, ou seja, vários perfis, respeitando restrições impostas na função *lesaida()*. Isso cria um conjunto de perfis candidatos a ser o perfil otimizado.

Matematicamente, tem-se uma função $f: \mathbb{R}^{11} \rightarrow \mathbb{R}$, onde \mathbb{R}^{11} é o espaço de vetores reais, cujos valores correspondem aos parâmetros geométricos de um perfil \bar{X}_i , onde:

$$\bar{X}_i = (rLE_U, rLE_L, X_{UP}, X_{LO}, Y_{UP}, Y_{LO}, Y_{XX_{UP}}, Y_{XX_{LO}}, Y_{TE}, \beta_{TE}, \alpha_{TE})_i$$

O espaço possui infinitos valores de \bar{X} , os quais nem todos representam perfis, e nem todos são perfis candidatos a perfis ótimos. Sendo assim, delimita-se uma região do espaço (perfis com $C_L > 1,8$ neste caso) e dentre estes, busquemos o mínimo da função $f(\bar{X})$, que é o valor da razão C_D/C_L . Uma interpretação gráfica desta descrição pode ser vista na Figura 4.20.

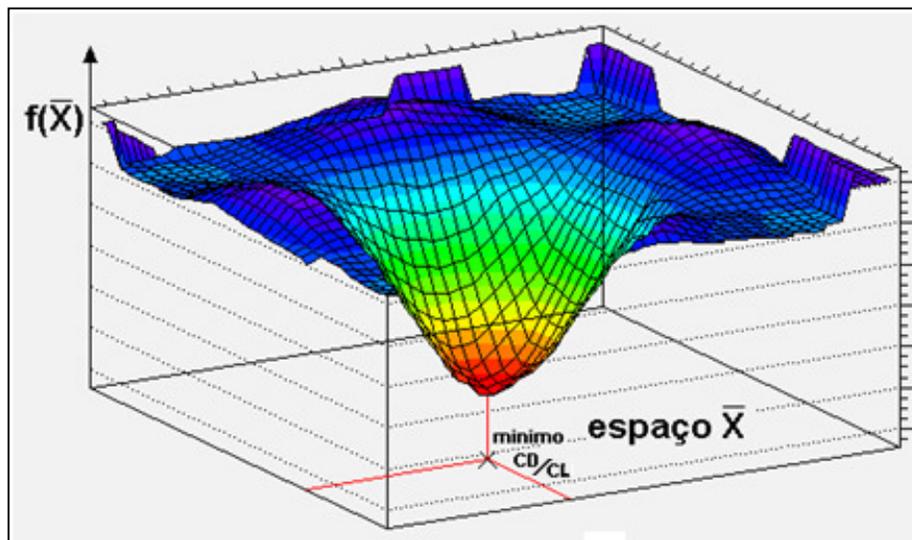


Figura 4.20: Interpretação gráfica do espaço \bar{X} de perfis de aerofólios

De posse do menor valor de C_D/C_L e do seu respectivo vetor \bar{X} , os valores dos coeficientes da equação Parsec é obtido pela função *ai2para()*, e através desta, obtem-se o conjunto de pontos (x_i, y_i) que descreve, finalmente, o perfil otimizado. Chama-se a função *plotahist(hist)* para plotar os gráficos de convergência dos parâmetros geométricos e do parâmetro de otimização.

Para cada iteração do Matlab, foram realizadas ajustes na faixa do bnd (dentro da função *main.m*) e nas condições de restrição do C_L máximo e C_D mínimo (dentro da função *lesaida.m*), fazendo comparação com os dados aerodinâmicos do perfil original. A cada resultado obtido, eram analisados graficamente os coeficientes de sustentação e arrasto para cada ângulo de ataque e foram separados os aerofólios que obtiveram melhor desempenho.

4.6.2. Procedimento de cálculo do carregamento da asa

A. Sem Flap e sem Efeito Solo

Para determinar o carregamento da asa, deve-se primeiramente conhecer os coeficientes A_n da Série de Fourier dos senos, dessa forma, foi rearranjada as Equações (4.63) a (4.65) para obter a expressão apresentada pela Equação (4.66), assumindo a asa como uma superfície de sustentação isolada com vôo em regime e possuindo carregamento simétrico.

$$C_l = a_0[\alpha_{eff}(y_0) - \alpha_{L=0}] = a_0[\alpha - \alpha_i - \alpha_{L=0}] = \frac{2\Gamma(y)}{V_\infty c(y_0)} \quad (4.63)$$

Assim,

$$[\alpha - \alpha_{L=0}]V_\infty - V_\infty \frac{\sum n A_n \sen n\theta}{\sen\theta} = \frac{2 (4 b V_\infty \sum_1^n A_n \sen n\theta)}{c(y)a_0} \quad (4.64)$$

Adotando

$$\mu = \frac{c(y)a_0}{8b} \quad (4.65)$$

Então,

$$\mu(\alpha - \alpha_{L=0}) = \sum_1^n A_n \text{sen } n\theta \left(1 + \frac{\mu n}{\text{sen}\theta}\right) \quad (4.66)$$

A geometria da asa do projeto VANT foi determinada na Seção 3.10 como sendo retatrapezoidal e sem enflexamento, mostrada na Figura 4.21.

Analisando a metade da asa sem deflexão de *flap*, a parte reta possui corda constante de 0,83m (corda raiz) e na parte trapezoidal ela varia conforme a Equação (4.67), com corda da ponta de 0,58 m.

$$c(y) = [-0,16 * (y - 1,55) + 0,83] \quad (4.67)$$

Figura 4.21: Geometria da asa do VANT

Sendo os parâmetros V e b conhecidos, o ângulo de ataque α foi variado de -6° a 10° a cada 2° , o coeficiente a_0 foi determinado pela relação $(dC_l) / d\alpha$ do perfil otimizado, junto com o coeficiente $\alpha_{L=0}$.

De posse da Equação (4.66), para se determinar os coeficientes A_n da série de Fourier, foi feito uma rotina de cálculos que variava os ângulos θ de $\pi / 2n$ a $\pi / (2)$ com passo de $\pi / 2n$ para n igual a 20, com os respectivos valores de μ para cada iteração. Sendo o parâmetro μ dependente de $c(y)$ e este dependente de θ , como apresentado na Figura 4.22.

Assim, resolvida a Equação (4.66), pode-se determinar a circulação, e conseqüentemente, a distribuição do carregamento da asa, através da Equação (4.63), e também o coeficiente de sustentação da asa.

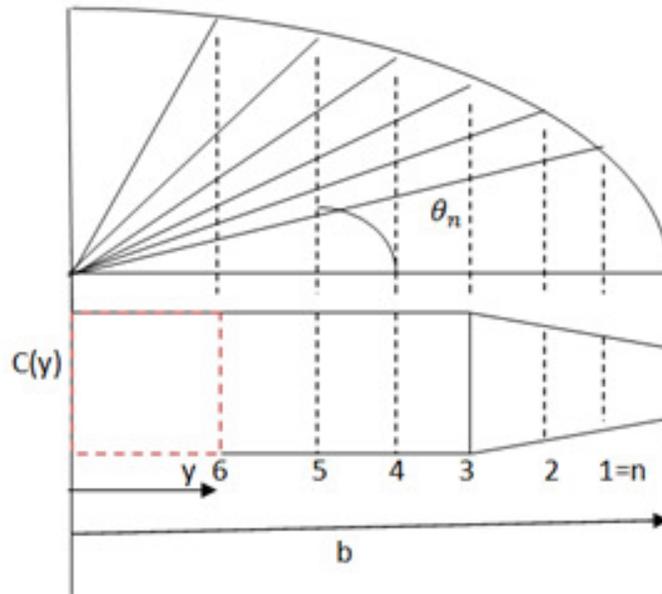


Figura 4.22: Asa segmentada em n partições dependentes do ângulo θ

B. Sem Flap e com Efeito Solo

O VANT passará o maior tempo da missão voando em altitudes muito próximas ou até mesmo abaixo do tamanho da sua envergadura, com isso, os parâmetros aerodinâmicos sofrerão interferências do solo.

Através do método de imagem descrito na Seção 4.5.4, foi determinado o valor da circulação $\Gamma(y)$ como descrito na Seção 4.6.2.A.

Pela Equação (4.42), foi obtida a variação do coeficiente de arrasto induzido e pela Equação (4.43), o coeficiente de arrasto induzido com efeito solo, e das Equações (4.44) e (4.45), o coeficiente de sustentação em efeito solo.

C. Com a deflexão do Flap

O coeficiente de sustentação para a seção do aerofólio localizado em $y=y_0$ é dado pela Equação (4.63). O *flap* irá aumentar a curvatura do aerofólio com a sua deflexão e, conseqüentemente, aumentar a sustentação, assim, os coeficientes a_0 e $\alpha_{L=0}$ não serão os mesmos de antes. Dessa forma, foram rearranjadas as Equações (4.22), (4.23) e (4.35) para chegar na expressão apresentada pela Equação (4.68) e assim, seguindo de maneira análoga o procedimento da Seção 4.6.2.A, pode-se obter os coeficientes An , e conseqüentemente, a distribuição do carregamento da asa com Flap, através da Equação (4.69).

$$C_{ltotal} = C_l + C_{lflap} \Rightarrow \frac{K(y)}{V c(y)} = a_0[\alpha - \alpha_i - \alpha_{L=0}] + a_{0f} (\alpha_f - \alpha_{fL=0}) \quad (4.68)$$

$$\frac{2 (4 V b \sum An \text{sen}\theta)}{V c(y)} = a_0 \left(\alpha - \frac{\sum n An \text{sen}\theta}{\text{sen}\theta} - \alpha_{L=0} \right) + a_{0f} (\alpha_f - \alpha_{fL=0})$$

Assim,

$$\sum An \text{sen}\theta \left(\frac{8 b}{c(y)} + \frac{a_0 n}{\text{sen}\theta} \right) = a_0 \alpha - a_0 \alpha_{L=0} + a_{0f} (\alpha_f - \alpha_{fL=0}) \quad (4.69)$$

Foi considerada a distribuição do ângulo de ataque causado pela deflexão do flap sobre a borda de fuga, como apresentado pela Equação (4.35). Os valores das derivadas desta Equação foram obtidos a partir do gráfico da Figura 11 A do ANEXO A e, conseqüentemente, o valor de α_f em função do ângulo de deflexão do flap (η_f). O fator λ_f foi estimado através de dados históricos das relações de várias aeronaves como mostrado no gráfico da Figura 4.23.

Sendo $x=0,75$ e $\lambda_f = 018$.

O valor de a_{0f} é numericamente igual à inclinação da curva $C_l \times \alpha$ do perfil com flap.

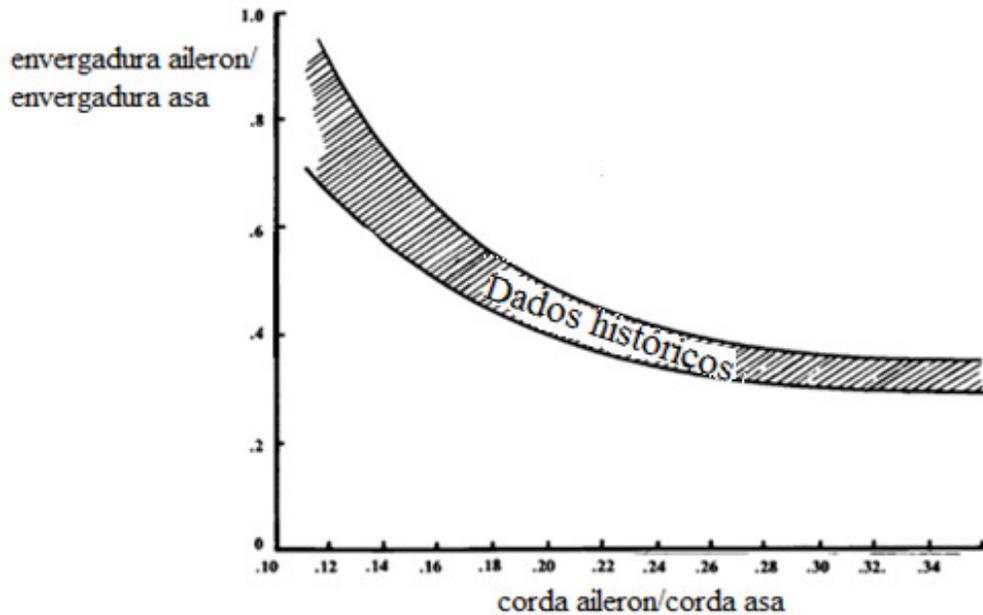


Figura 4.23: Dados históricos da relação entre corda e envergadura do aileron em relação à asa, adaptado de Raymer (1989)

4.6.3. Procedimento de cálculo para determinar o coeficiente de sustentação total

As superfícies que geram sustentação no VANT são a asa, a empenagem horizontal e a fuselagem. Esta última gera uma sustentação baixa, sendo então analisada a interferência que a mesma provoca na asa acarretando na diminuição da sustentação.

O coeficiente de sustentação da asa foi determinado pela Equação (4.28), após encontrar o coeficiente A_1 pela série de Fourier. O coeficiente de sustentação da empenagem horizontal foi calculado através da Equação (4.49).

O coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem foi determinado pela Equação (4.51), em que os coeficientes K_{wf} e K_{fw} foram obtidos graficamente pela Figura 3A, do ANEXO A. Assim como os fatores K , C_{dc} e η foram obtidos graficamente pela Figura 2A, 4A e

5A, respectivamente, do ANEXO A. Através da ferramenta de desenho SolidWorks, foi possível determinar a área plana da cauda e o diâmetro de revolução. Assim, com a Equação (4.52), foi determinado o coeficiente de sustentação total.

4.6.4. Procedimento de cálculo para determinação da Polar de arrasto do VANT

A. Determinação dos arrastos parasitas

Assim como foi feito anteriormente, com a análise dos coeficientes de sustentação da asa, a velocidade adotada foi de 44m/s (pulverização). Os valores dos parâmetros que envolvem a geometria, vieram do desenho feito em SolidWorks.

- **Empenagem Horizontal e Vertical**

Para estimar o arrasto parasita das empenagens horizontal e vertical, utilizou o valor do coeficiente de arrasto mínimo do perfil de ambas, gerado pelo X-Foil, o qual considera em sua rotina os arrastos de pele e de pressão.

- **Barra de Pulverização**

De maneira análoga, determinou-se o coeficiente de arrasto parasita da barra de pulverização, considerando o coeficiente de arrasto de um cilindro, sendo $C_{D\text{cilindro}} = 1,1$ (LSFM, 2008).

- Fuselagem

Utilizaram-se as Equações (4.55) a (4.57) para determinar o coeficiente de arrasto parasita da fuselagem. Para determinar o coeficiente de arrasto devido a sustentação, o ângulo de ataque da Equação (4.58) é o mesmo que o da asa, considerando que a fuselagem esteja na mesma horizontal que o solo. Dessa forma, esse ângulo foi variado de -5° a 8° . O valor de $\eta = 0.63$ retirado da Figura 4.21, e $C_{Dc} = 1.2$ conforme Roskan (1985), para baixo número de Mach. Então, através da Equação 4.59, pode-se obter o coeficiente de arrasto da fuselagem para cada ângulo de ataque.

- Coletor de Ar

O coeficiente de arrasto devido à coleta foi calculado através da Equação (4.61), com potência de 66HP (na pulverização)

- Trem de Pouso

O coeficiente de arrasto do trem de pouso foi determinado utilizando a Equação (4.54). Considerando para este projeto que o pneu não possua capota e que a estrutura do trem de pouso não seja dividida, então, segundo Roskan (1985), $C_{Dt_{CL}=0} = 0,565$. Para o fator p , foi adotado que seja um valor insignificante (Figura 4.19), e uma quantidade de pneus igual a 3 (bequilha e trem de pouso).

B. Determinação do Arrasto Induzido

- Empenagem Horizontal e Vertical

O arrasto induzido da empenagem horizontal foi obtido de maneira análoga a da asa, utilizando a Equação (4.28) para determinar os coeficientes de sustentação para cada ângulo de ataque, e em seguida, foi substituído os valores na Equação (4.31). Para a empenagem vertical, considerou-se que não houve deflexão do leme, dessa forma não há geração de arrasto induzido.

C. Arrasto de interferência entre empenagens e fuselagem

Para obter o arrasto de interferência entre as empenagens e a fuselagem, foi utilizada a Equação (4.60), sendo $N=4$ para empenagem horizontal e $N=2$ para a empenagem vertical, $c_{ht} = 0,35$ m e $c_{vt} = 0,79$ m.

- Polar de Arrasto

De posse de todos os coeficientes de arrastos parasitas e induzidos, além dos coeficientes de sustentação, foi possível obter o coeficiente de arrasto total para uma faixa ângulos de ataque, como também o coeficiente de sustentação total, e através das Equações (4.52) e (4.62), possibilitou criar a curva polar de arrasto do VANT, sendo apresentado na Figura 4.49.

4.6.5. Resultados do projeto aerodinâmico

- Validação da rotina computacional

Para verificar a confiabilidade dos resultados, foram gerados alguns gráficos utilizando a rotina computacional no Matlab criada para realizar o cálculo aerodinâmico da asa, com base na teoria da linha de sustentação de Prandtl, com o intuito de comparar com os dados da literatura no caso da asa sem flap, e com um trabalho experimental se tiver flap.

Dessa forma, foi gerada a curva $dC_L/d\alpha$ pela razão de aspecto, apresentada pela Figura 4.24, e simulada uma asa reta com as características: $AR=8,0$; corda = 0,5m e envergadura = 4,0 m, obtendo um valor de $dC_L/d\alpha = 4,82 /rad$, apresentada na Figura 4.25, que ficou bem próximo do resultado dada pela literatura, como mostrado na Figura 4.26.

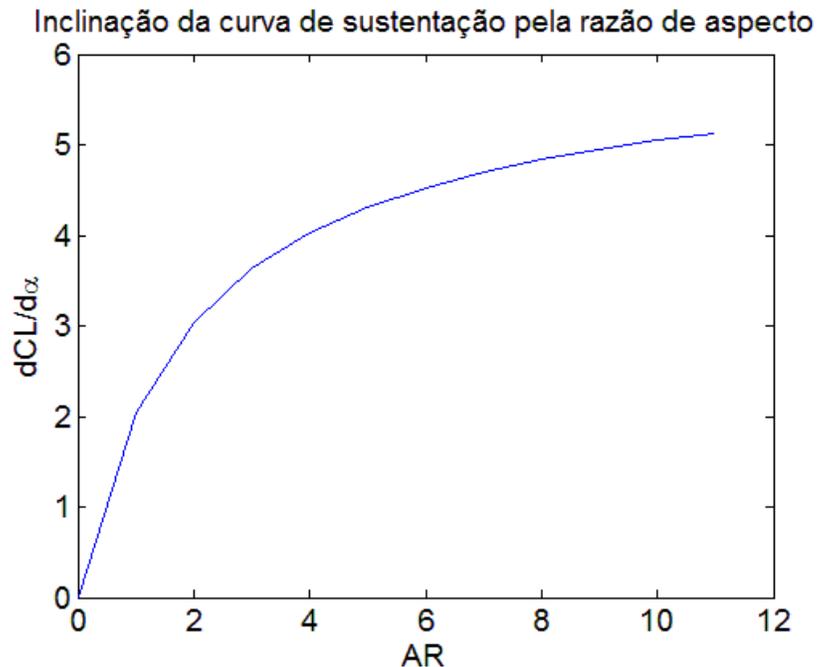


Figura 4.24: Curva $dC_L/d\alpha$ pela razão de aspecto gerada pela rotina computacional

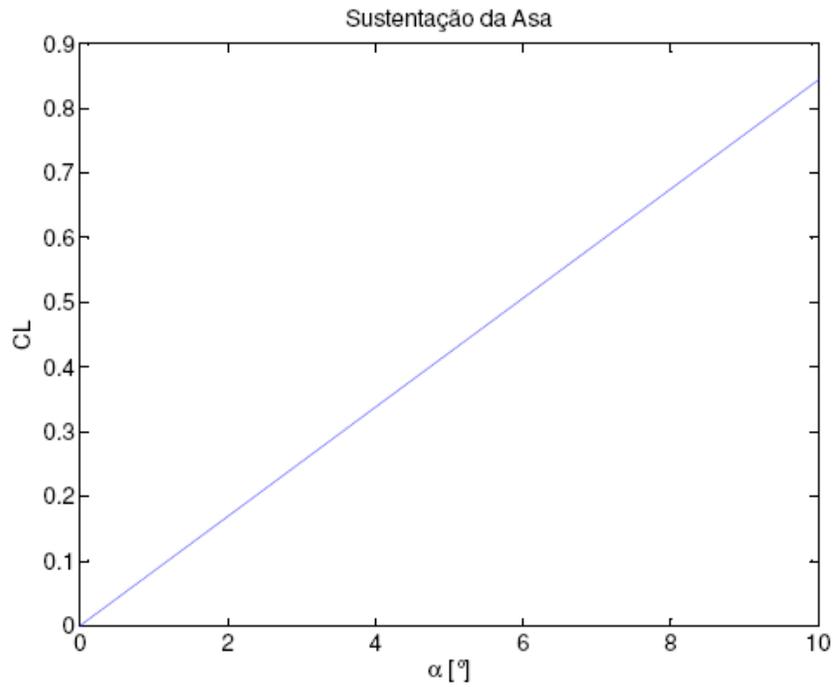


Figura 4.25: Curva do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque com inclinação de $4,82/\text{rad}$

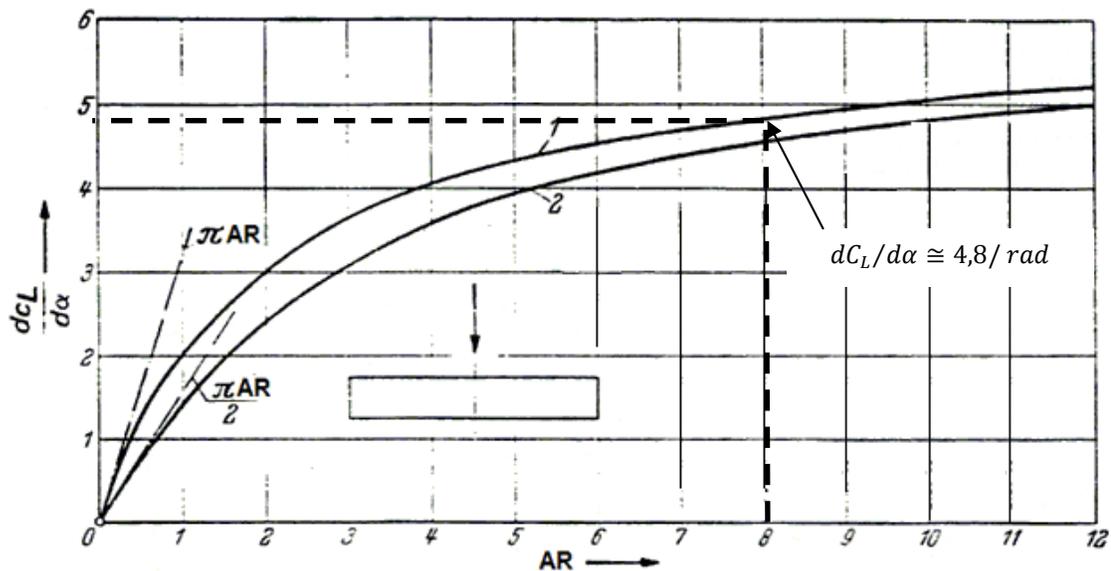


Figura 4.26: Inclinação da curva de sustentação da asa retangular pela razão de aspecto; $C'_{l\infty} = 2\pi$. (1) Teoria da linha de sustentação simples, (2) Teoria da linha de sustentação estendida (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT,1979)

Também foram geradas curvas da distribuição de sustentação na envergadura para algumas razões de aspecto, apresentado na Figura 4.27, e comparado com as curvas da Figura 4.28. Todas as curvas apresentaram resultados semelhantes.

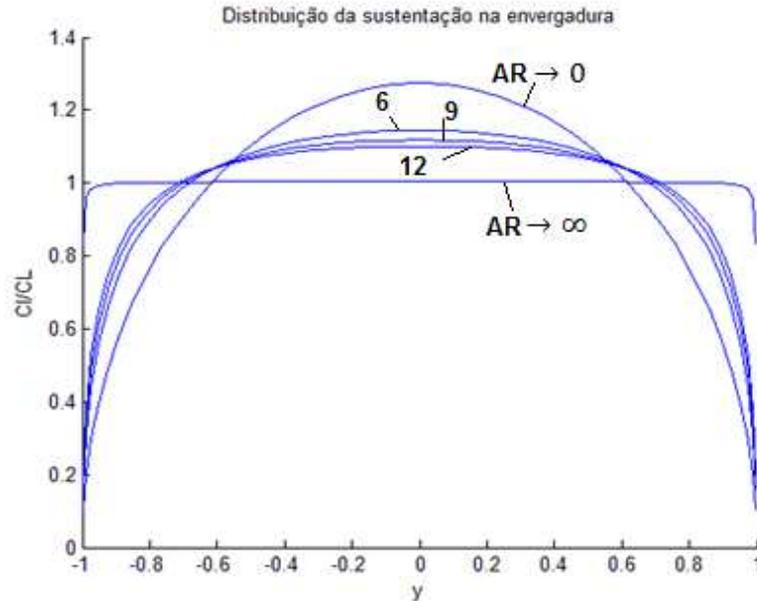


Figura 4.27: Distribuição da sustentação na envergadura para $AR=6, 9, 12$ e para os limites $AR \rightarrow 0$ e $AR \rightarrow \infty$

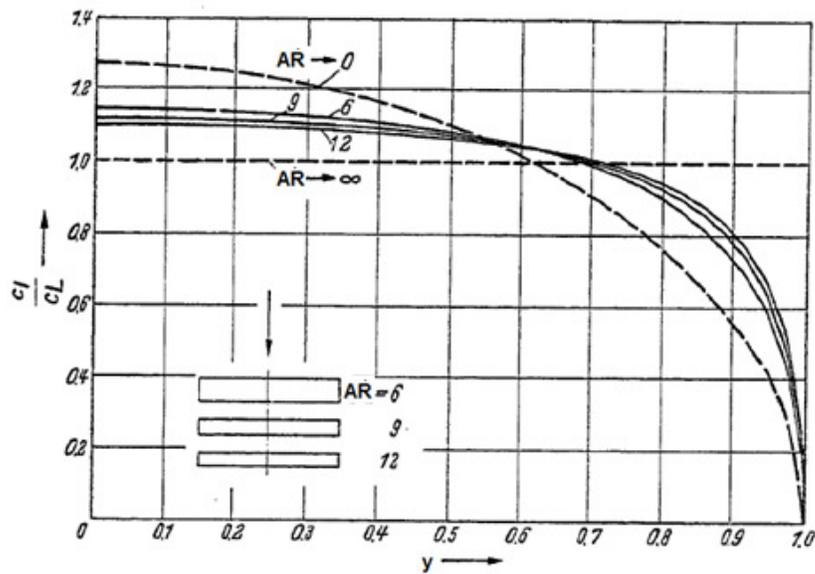


Figura 4.28: Distribuição da sustentação C_l/C_L de asas retangulares sem torção, de $AR=6, 9, 12$ e também para os limites $AR \rightarrow 0$ e $AR \rightarrow \infty$, $C'_{l\infty} = 2\pi$ (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979)

Para verificar o comportamento da circulação na envergadura comparando com a literatura (Figura 4.30), foi simulada uma asa retangular sem torção com $AR=6$ com ângulo de ataque de 1 grau, apresentando o resultado na Figura 4.29. Além disso, analisou o comportamento C_l/C_L dessa mesma asa, apresentado na Figura 4.31, comparando o resultado com a Figura 4.28.

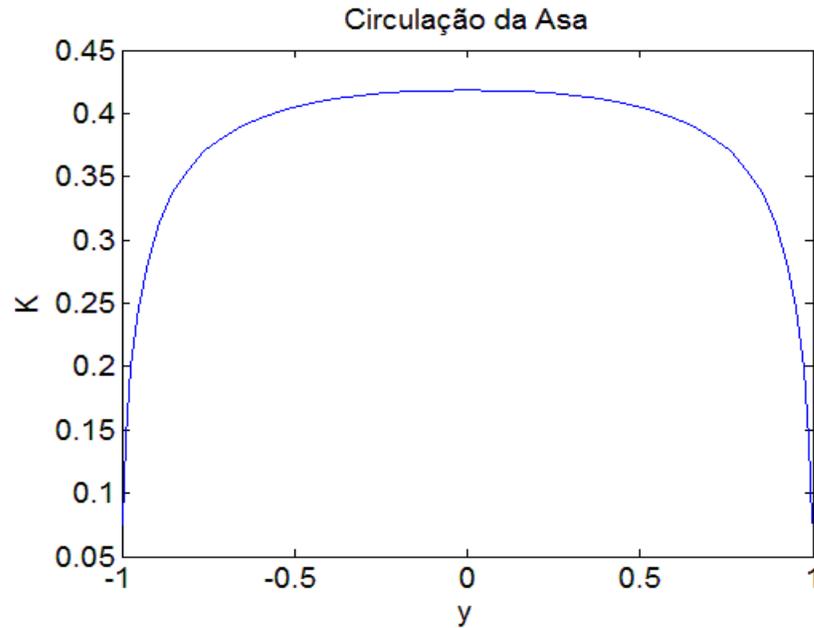


Figura 4.29: Distribuição da circulação da asa retangular sem torção com $AR=6$ atacada de 1 grau

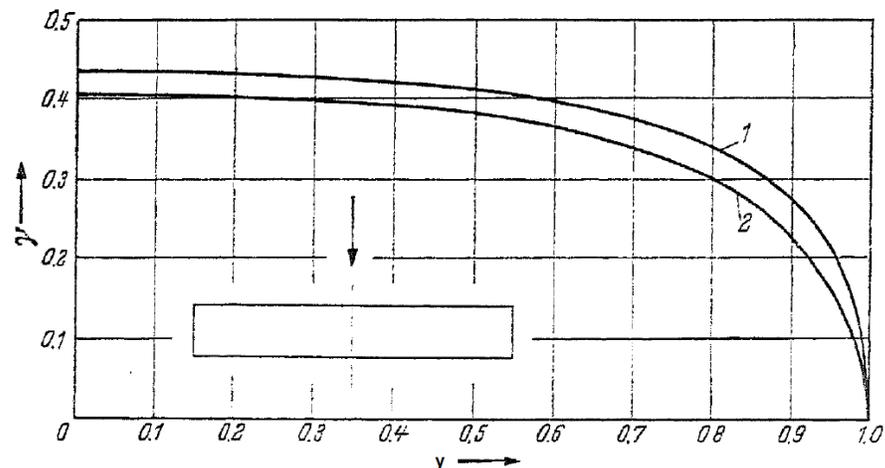


Figura 4.30: Distribuição da circulação da asa retangular sem torção de $AR=6$ e $\alpha=1^\circ$, $C'_{l\infty} = 2\pi$. (1) Teoria da linha de sustentação simples. (2) Teoria da linha de sustentação estendida (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT,1979)

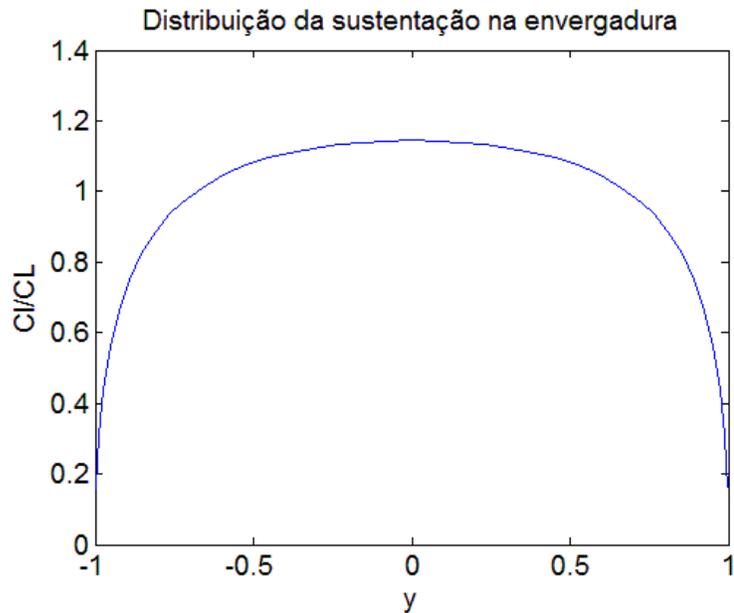


Figura 4.31: Distribuição da sustentação C_l/C_L na envergadura para asa reta sem torção de $AR=6$ e $\alpha=1^\circ$

Para verificar a rotina considerando a deflexão dos flapes, foi utilizado como comparação o trabalho experimental feito por Carter (1971) que trata da distribuição de pressão na asa de um aeromodelo que possui o aerofólio NACA 4415, com flap no bordo de fuga a 0° , e defletido de 40° . O resultado experimental do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque, apresentado pela Figura 1 A do ANEXO A, é comparado com os resultados analíticos na faixa de ângulos de ataque entre -2 a 5 grau, como apresentado na Figura 4.32.

A faixa de ângulos acima de $5,0$ graus não foi escolhida para fazer a comparação por ser uma região de não linearidade do escoamento a qual não é considerado na teoria da linha de sustentação de Prandtl. Então, pode-se fazer a comparação, qualitativamente, com a região linear. Observa-se que os resultados gerados pela rotina computacional foram equivalentes aqueles apresentados na literatura, tanto fazendo a simulação com características de asas genéricas quanto para uma asa específica, o que gera uma confiabilidade no programa. Desse modo, foi adotada essa rotina para calcular os parâmetros aerodinâmicos da asa do VANT.

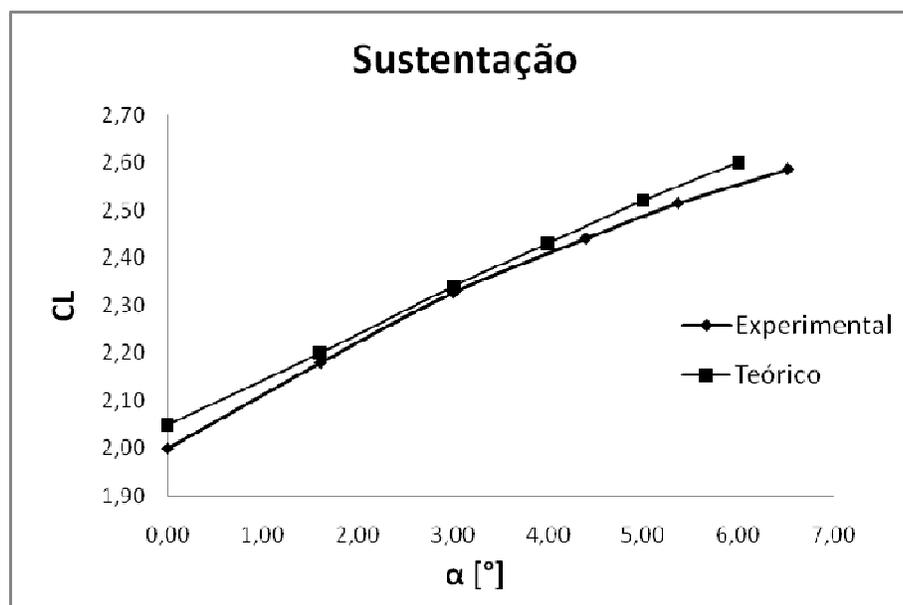


Figura 4.32: Resultados comparativos entre o coeficiente de sustentação teórico e experimental, ambos com flap defletido de 40 graus

4.7. Resultados e Discussões da Otimização do aerofólio NACA 4415

A operação de pulverização aérea acontece próxima do solo, em velocidades altas e em baixos ângulos de ataque. Dessa forma, foi proposto uma otimização no perfil NACA 4415 para que o desempenho durante o voo de pulverização aérea fosse melhorado, neste caso, a razão de planeio (C_L/C_D) para baixos ângulos de ataque. Além disso, a aeronave agrícola possui carga paga elevada necessitando de um alto coeficiente de sustentação próximo do *stall*, durante a decolagem.

A curva de razão de planeio pelo ângulo de ataque (Figura 4.36) do perfil otimizado apresentou a vantagem de ter valores de (C_L/C_D) maiores para ângulos de voo de pulverização (ângulos baixos, adotado 3,0 graus), obtendo um ganho aerodinâmico de 12% desta relação para 3,0 graus de ângulo de ataque. A contribuição desta razão juntamente com o arrasto, o qual manteve-se bem próximo do original (aumento em torno de 0,4% do mesmo para a faixa de

ângulos de operação de pulverização), pode gerar uma economia de combustível, e consequentemente, aumento da autonomia que é um fator importante para um VANT.

O resultado obtido na otimização encontra-se na Tabela 4.1 e para melhor compreensão dos resultados, a Tabela 4.2 apresenta os parâmetros geométricos do perfil original e a Figura 4.33 os perfis original e otimizado.

Tabela 4.1 - Coeficientes e parâmetros geométricos do perfil otimizado

a_{U1}	0.2159	a_{L1}	-0.2185	r_{LEU}	-53955	Y_{TE}	0.0014
a_{U2}	0.2576	a_{L2}	0.9020	r_{LEL}	54692	ΔY_{TE}	0.0060
a_{U3}	-16.980	a_{L3}	-22.310	Y_{up}	0.1432	α_{TE}	-0.1173
a_{U4}	26.330	a_{L4}	33.590	Y_{lo}	-0.0477	β_{TE}	0.3616
a_{U5}	-19.760	a_{L5}	-26.100	Y_{XXup}	-0.8206	X_{up}	0.3526
a_{U6}	0.5689	a_{L6}	0.7974	Y_{XXlo}	0.9242	X_{lo}	0.1432

Tabela 4.2 - Coeficientes e parâmetros geométricos do perfil original

a_{U1}	0.2159	a_{L1}	-0.2183	r_{LEU}	-53953	Y_{TE}	0.0006
a_{U2}	0.3253	a_{L2}	0.9138	r_{LEL}	54654	ΔY_{TE}	0.0060
a_{U3}	-18.130	a_{L3}	-23.746	Y_{up}	0.1181	α_{TE}	-0.1184
a_{U4}	28.657	a_{L4}	39.595	Y_{lo}	-0.0476	β_{TE}	0.3637
a_{U5}	-23.696	a_{L5}	-34.517	Y_{XXup}	-0.8208	X_{up}	0.3814
a_{U6}	0.7762	a_{L6}	11.660	Y_{XXlo}	0.9331	X_{lo}	0.1434

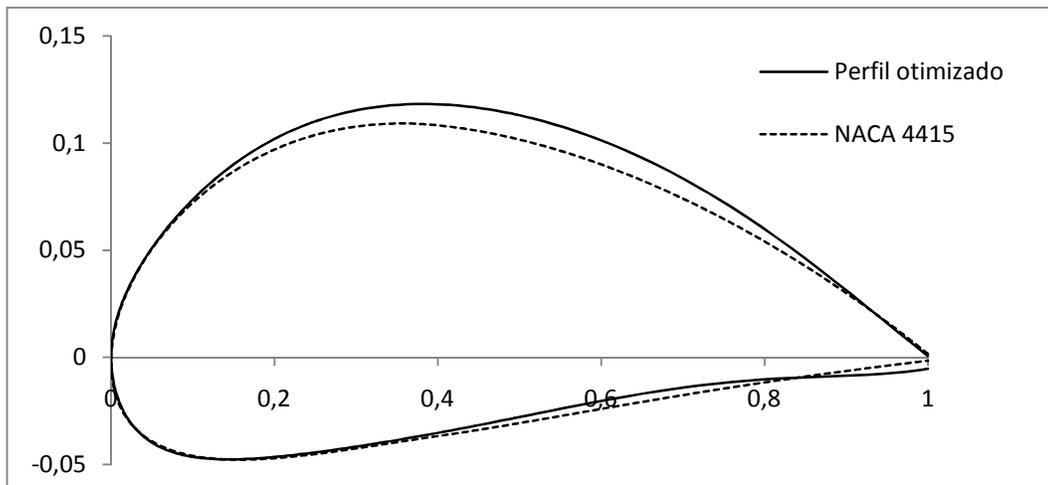


Figura 4.33: Perfil Original e Otimizado

As Figuras de 4.34a 4.38 comparam as curvas do perfil original com a do perfil otimizado nomeado N1PVA.

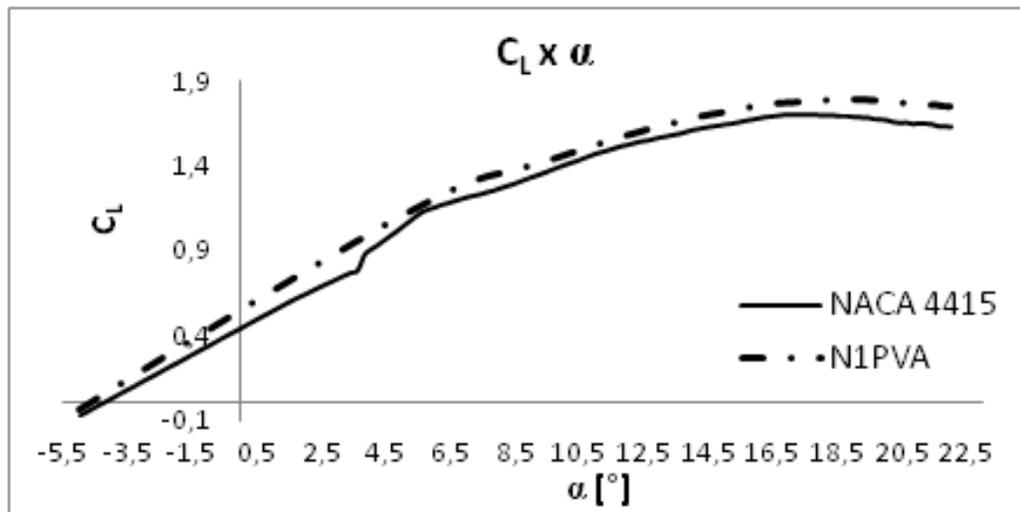


Figura 4.34: Curva do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque para $Re = 3,0 \cdot 10^6$

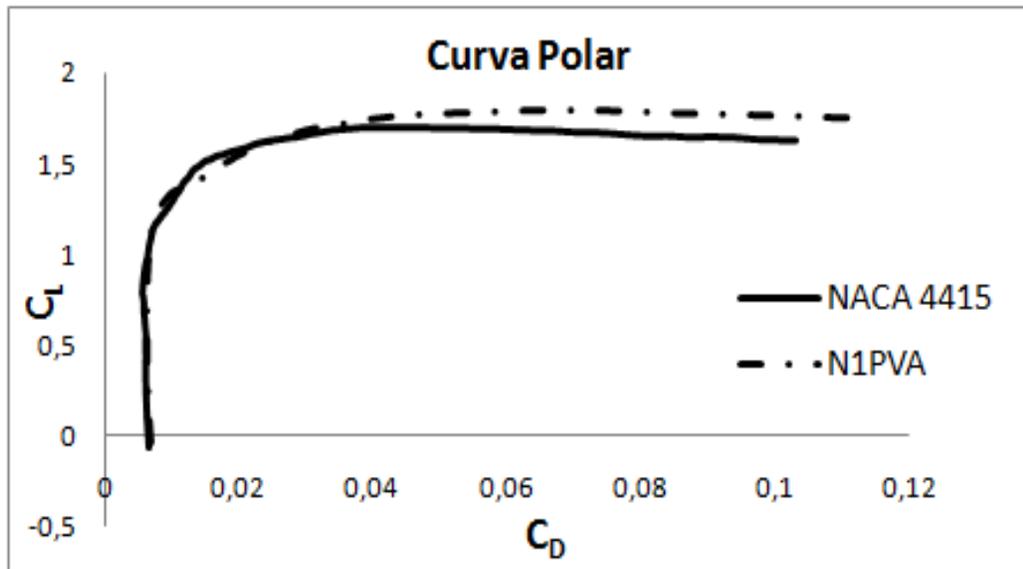


Figura 4.35: Curva polar de arrasto para $Re = 3,0 \cdot 10^6$

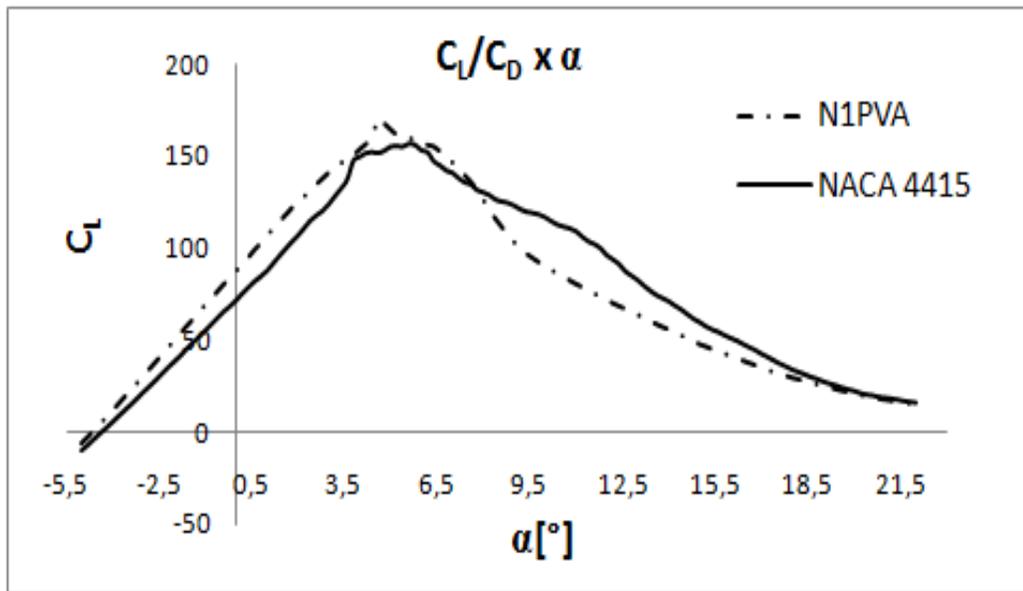


Figura 4.36: Curva da razão sustentação/arrasto pelo ângulo de ataque para $Re = 3,0 \cdot 10^6$

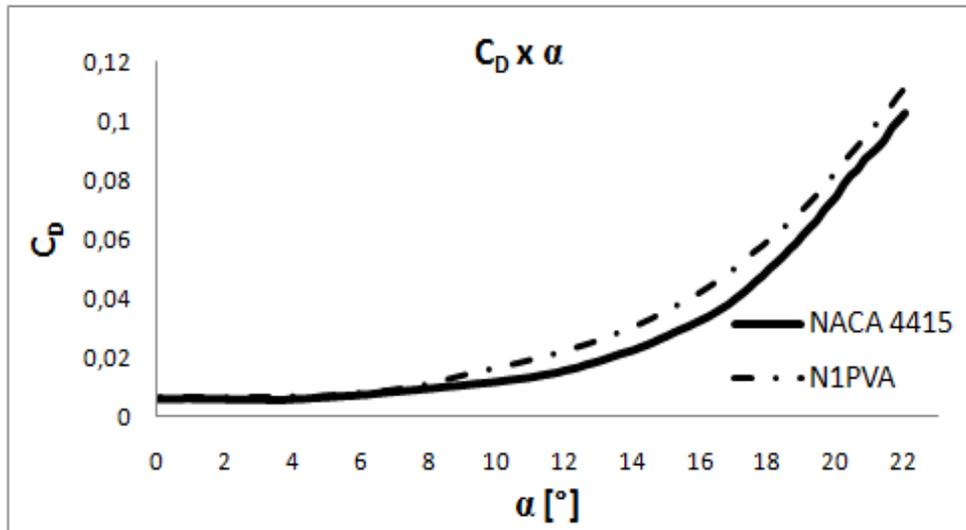


Figura 4.37: Curva do coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque para $Re= 3,0 \times 10^6$

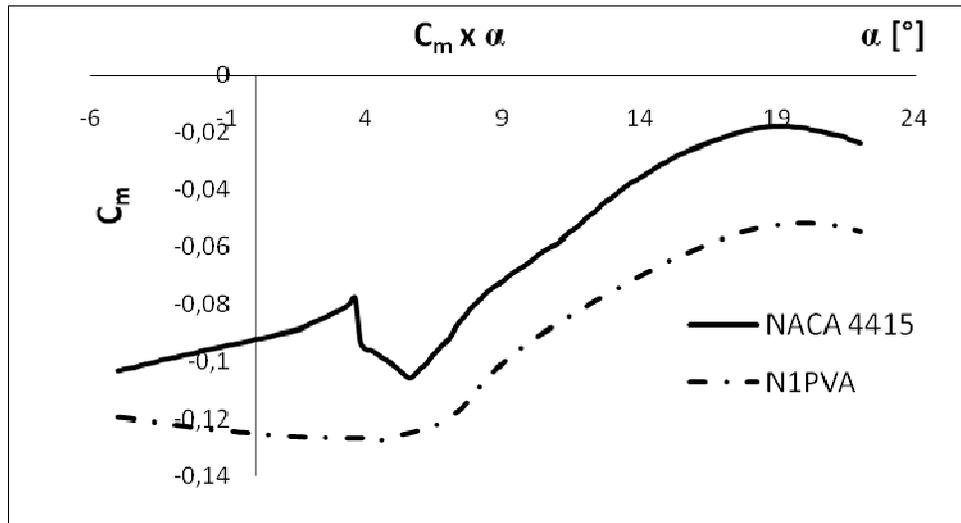


Figura 4.38: Curva do coeficiente de momento pelo ângulo de ataque para $Re= 3,0 \times 10^6$

Comparando os resultados da otimização com o perfil original NACA 4415, o perfil N1PVA possui um coeficiente de sustentação maior tanto na faixa de ângulos para vôo de cruzeiro quanto *stall*. A razão de sustentação/arrasto é maior na faixa de ângulos de vôo de cruzeiro (ou pulverização) e o arrasto passa a ficar maior por volta de 8,5°, no entanto, para a faixa de ângulos de vôo de cruzeiro os arrastos são bem próximos. Com relação ao coeficiente de

momento, o N1PVA apresentou um coeficiente um pouco mais negativo, com diferença de aproximadamente 0,01. Através da Equação (4.16), foi obtido o centro aerodinâmico do aerofólio. Sendo $m_0 = -0,022 \text{ rad}^{-1}$ e $a_0 = 6,17 \text{ rad}^{-1}$, então $\bar{x}_{ca} = 0,246$.

4.8. Resultados da análise aerodinâmica da asa

A curva de carregamento da asa assim como a curva dos coeficientes de sustentação e arrastos induzidos da mesma foi obtida considerando a velocidade de vôo de pulverização (140 km/h), e foi feita a variação do ângulo de ataque analisando a faixa de -0 a 16 graus. Os resultados são mostrados nas curvas das Figuras 4.39 a 4.41, comparando as situações com e sem efeito solo. Os resultados apresentados do carregamento distribuído na asa visam contribuir para um futuro trabalho de projeto estrutural da mesma.

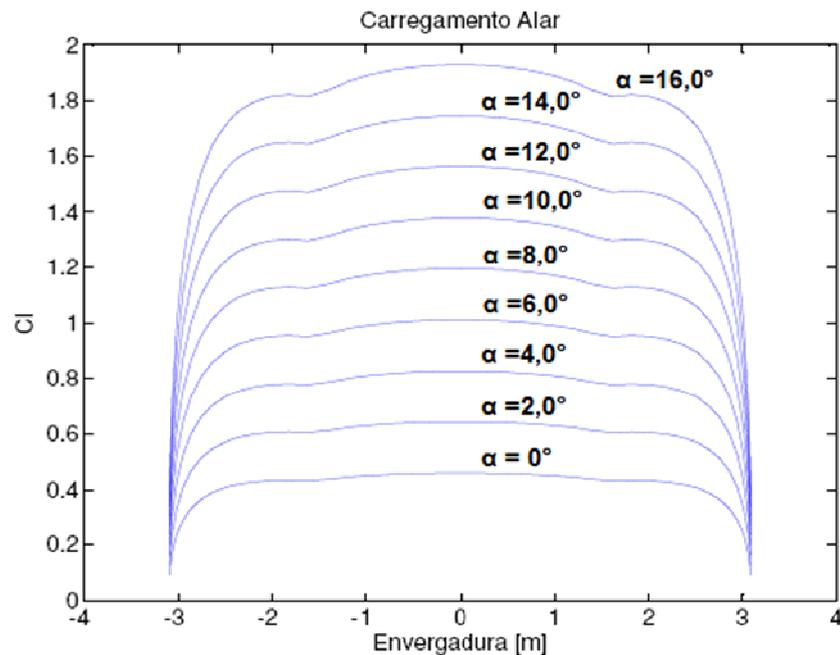


Figura 4.39: Curva de carregamento da asa para variados ângulos de ataque

Por se tratar de uma asa reta-trapezoidal com afilamento de 0,7, o *stall* na região das pontas da asa torna-se suaves, como mostra a Figura 4.39, para ângulo de ataque de 16 graus, em que as pontas da asa tendem a sofrerem *stall* antes que a raiz.

O valor do coeficiente de sustentação global da asa depende dos valores de A_1 , então para a faixa estipulada de ângulo de ataque calculou-se os valores de A_1 e C_L , obtendo a curva apresentada na Figura 4.40. E através da Equação (4.31), pode-se obter a curva do coeficiente de arrasto induzido da asa.

Pelo método da imagem descrito na Seção 4.5.4, a asa imagem induz uma velocidade upwash na asa real, e a soma desta velocidade com a velocidade de downwash provoca uma variação da velocidade induzida, como apresentado na Equação (4.40), acarretando na diminuição do arrasto induzido, mostrado na Figura 4.41.

Com a redução da velocidade de downwash, o ângulo de ataque induzido diminui provocando um aumento do ângulo de ataque efetivo da Equação (4.21), e conseqüentemente, o aumento da sustentação conforme apresenta a Figura 4.40, a qual foi determinada pela Equação (4.45), podendo ocasionar o crescimento da razão de planeio e economia de combustível. As análises da sustentação e arrasto em efeito solo foram feitas a 3,0 metros de altura do chão.

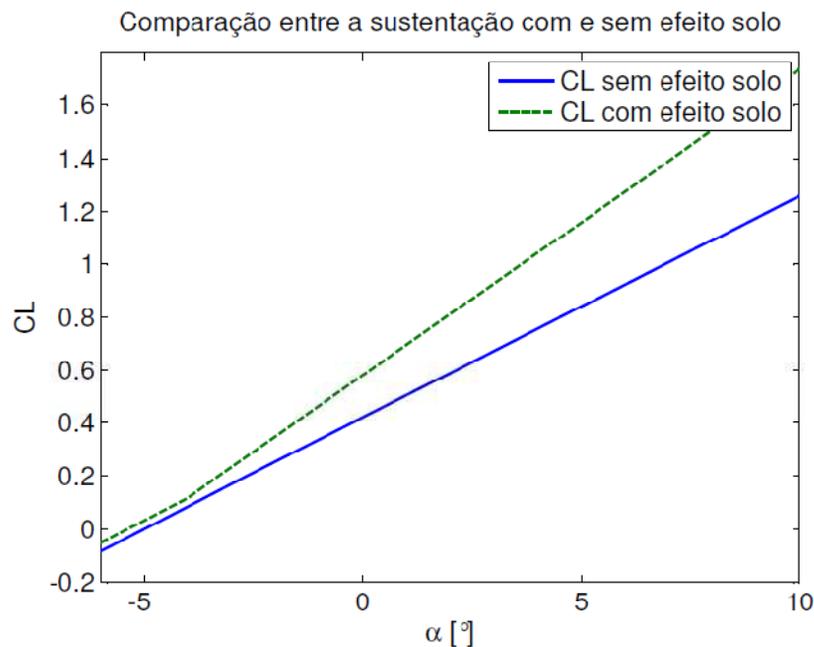


Figura 4.40: Comparação entre os coeficientes de sustentação global da asa, para variados ângulos de ataque, com e sem a influência do solo

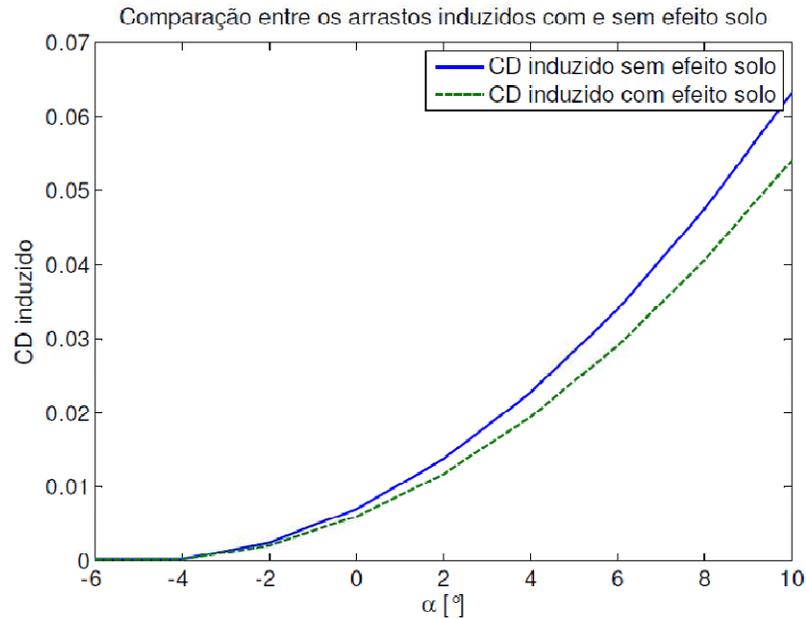


Figura 4.41: Comparação entre os coeficientes de arrasto induzido da asa, para variados ângulos de ataque, com e sem a influência do solo

4.9. Resultados considerando a deflexão do flap

A curva de carregamento da asa considerando a deflexão do *flap* foi obtido considerando um ângulo de ataque fixo 3 graus na velocidade de decolagem 26 m/s, que é a situação mais comum para se utiliza esse dispositivo, contendo o peso máximo do VANT. Assim, utilizando o procedimento da Seção 4.6.2.C, pode-se obter os resultados mostrados nas Figuras (4.42) e (4.43). Os *flaps* estão sendo defletidos na parte reta-trapezoidal da asa, com ângulos de deflexão 0° e 40°.

Nota-se uma contribuição 3 vezes maior na sustentação quando flapes defletidos de 40 graus.

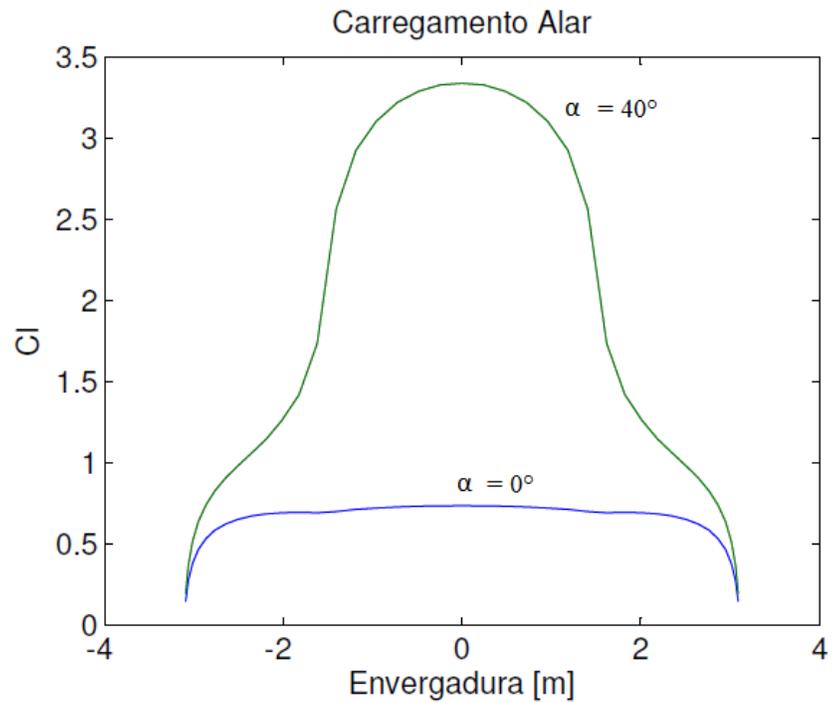


Figura 4.42: Carregamento da asa considerando a deflexão do flap a 0 e 40 graus, com ângulo de ataque de 3 graus

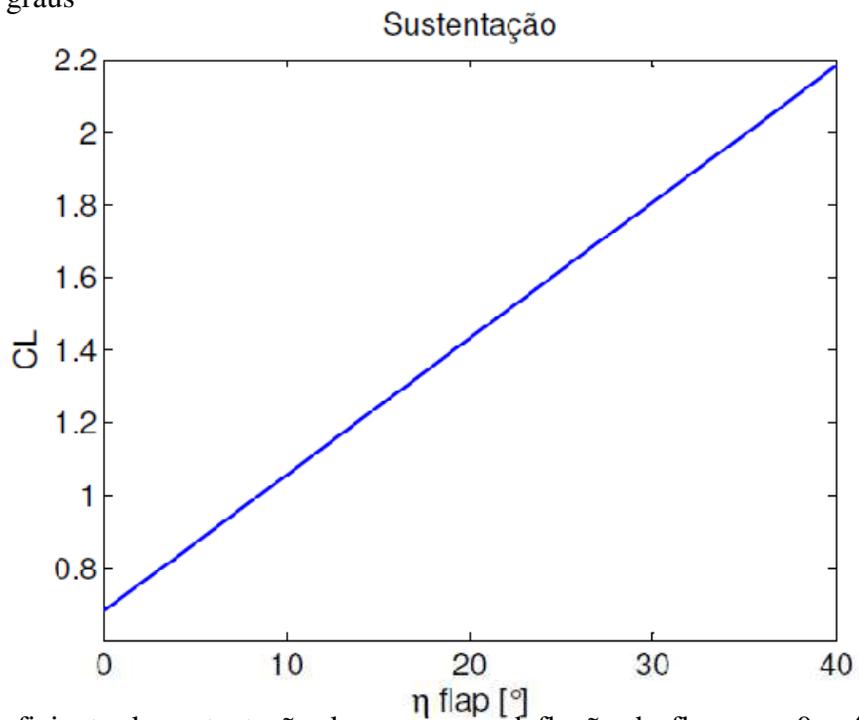


Figura 4.43: Coeficiente de sustentação da asa com a deflexão do flap para 0 e 40 graus, com ângulo de ataque de 3,0 graus

4.10. Resultados e discussões da análise aerodinâmica do VANT completo

Nessa análise considerou-se o VANT sem a deflexão dos flaps, numa faixa de vôo entre 25,0 e 50,0 m/ e a 3,0 m de altura em relação ao chão. Foram calculados analiticamente os coeficientes de arrastos e de sustentação para todos os componentes, o que possibilitou analisar a contribuição do arrasto de cada um deles, como apresentado na Figura 4.48.

Os resultados dos arrastos parasitas das empenagens foram: para $Re=1,0 \times 10^6$, o $C_{Doperfil} = 0,0053$ e $t=0.12$. Do desenho feito em SolidWorks, obteve-se:

$$C_{Doh} = C_{Doperfil} \frac{S_{wet_h}}{S} = 6,24 \cdot 10^{-4}$$

$$C_{Dov} = C_{Doperfil} \frac{S_{wet_v}}{S} = 6,03 \cdot 10^{-4}$$

Quanto a barra de Pulverização, o $C_{Docilindro} = 1,1$ (LSFM, 2008), para $Re= 1,0 \times 10^5$. Assim, $C_{Dobarra} = 0,0250$.

Para a Fuselagem, com $Re= 1,0 \times 10^7$, e admitindo o valor de 1,1 para Q. Os valores das áreas, $S_{wet} = 7,2 \text{ m}^2$, $S_{bfus} = 2,74 \text{ m}^2$.

O coletor de ar teve como coeficiente de arrasto parasita, $C_{Dcoletor} = 0,000632$ e o trem de pouso, $C_{Dtrem} = 0,0107$.

O arrasto de interferência entre empenagens e fuselagem teve como resultados: $C_{Dinterferencia_{ht}} = 9,1 \cdot 10^{-5}$ e $C_{Dinterferencia_{vt}} = 1,9 \cdot 10^{-4}$.

Para se construir a curva de sustentação, arrasto,polar de arrasto e a razão de planeio, foi arbitrada uma faixa de ângulos de ataque entre -2 a 16 graus, à velocidade de 38,0 m/s, como mostrado nas Figura 4.44 a 4.48, respectivamente.

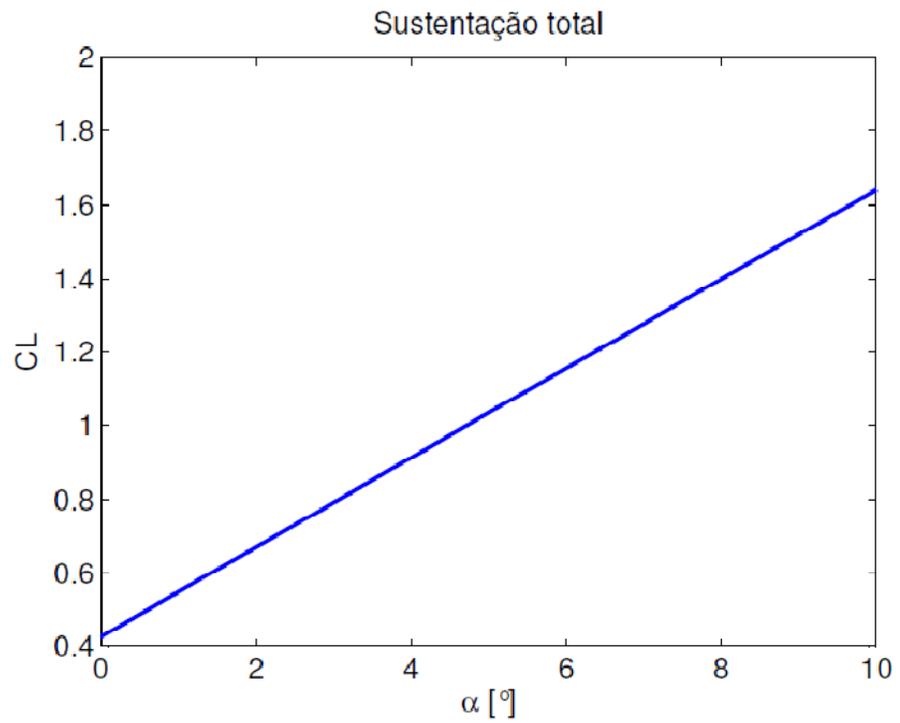


Figura 4.44: Curva de sustentação pelo ângulo de ataque na velocidade de 38,0 m/s

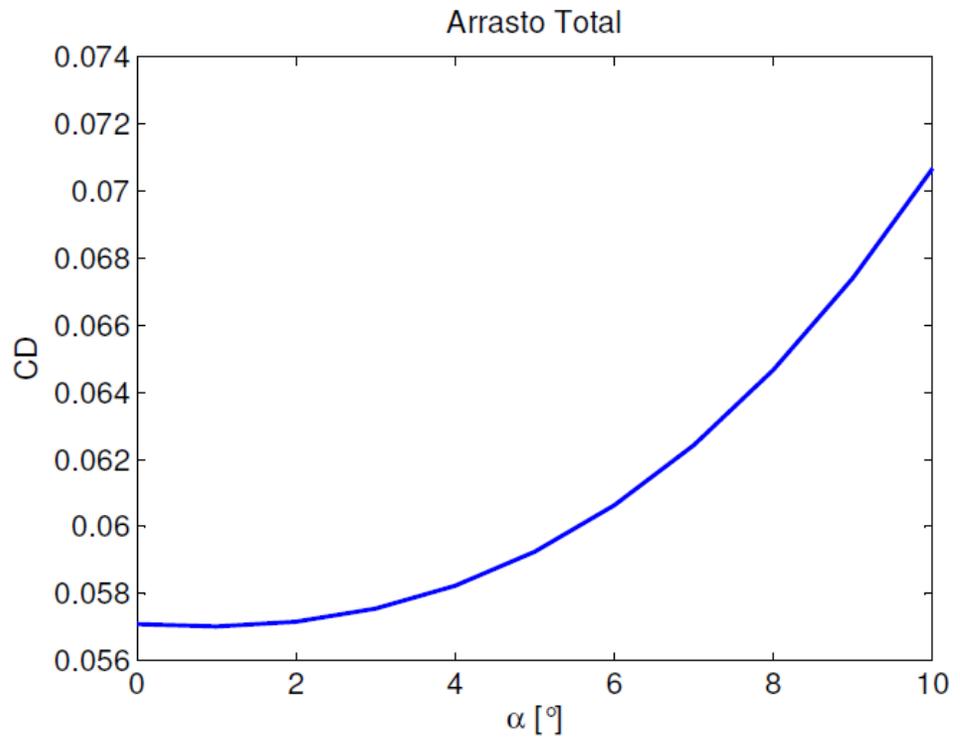


Figura 4.45: Curva de arrasto pelo ângulo de ataque na velocidade de 38,0 m/s

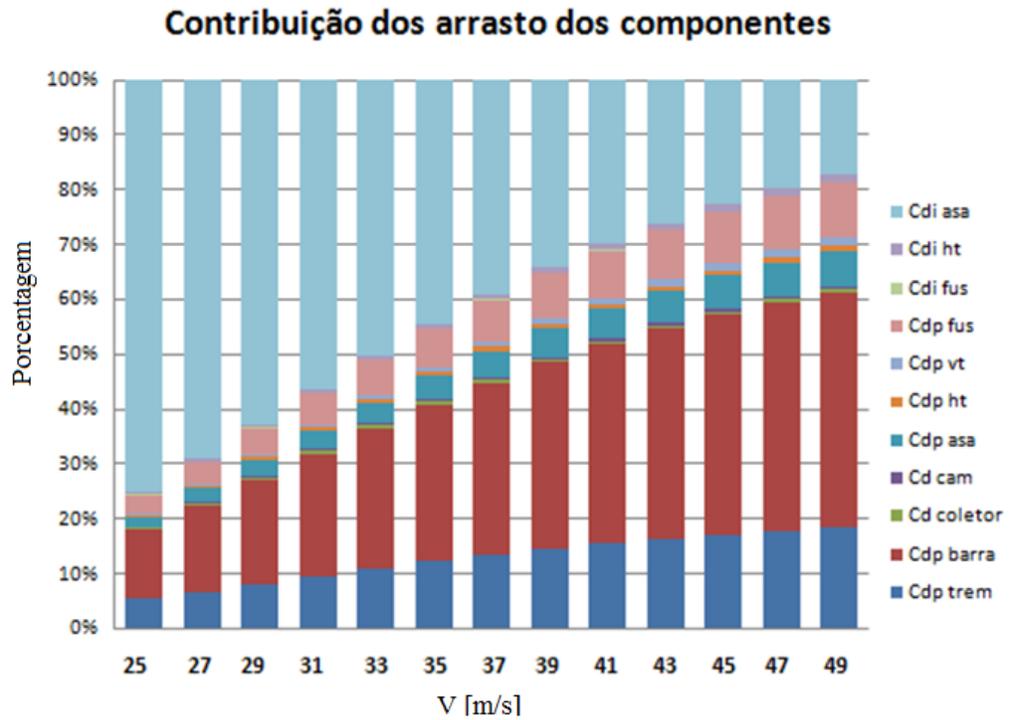


Figura 4.46: Porcentagem de arrasto dos componentes para uma faixa de velocidade de vôo

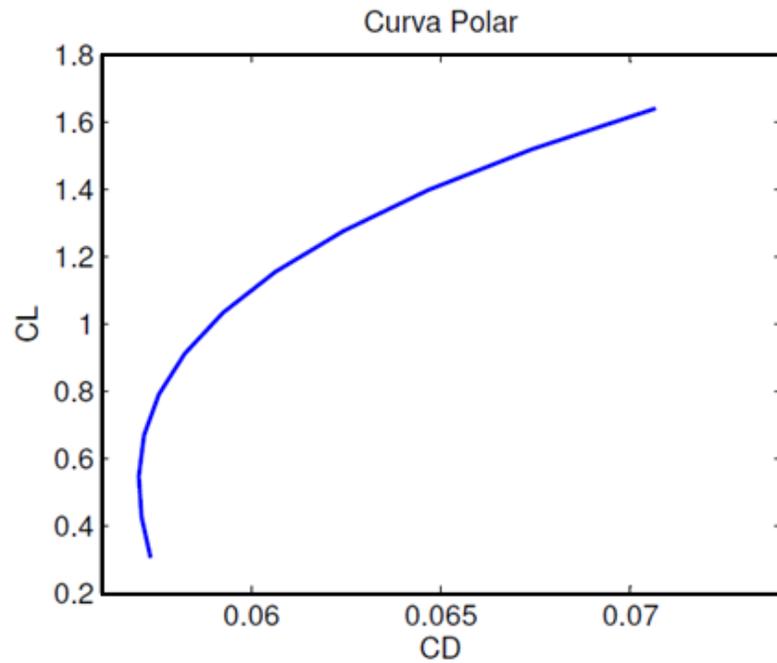


Figura 4.47: Curva polar de arrasto na velocidade de 38,0 m/s

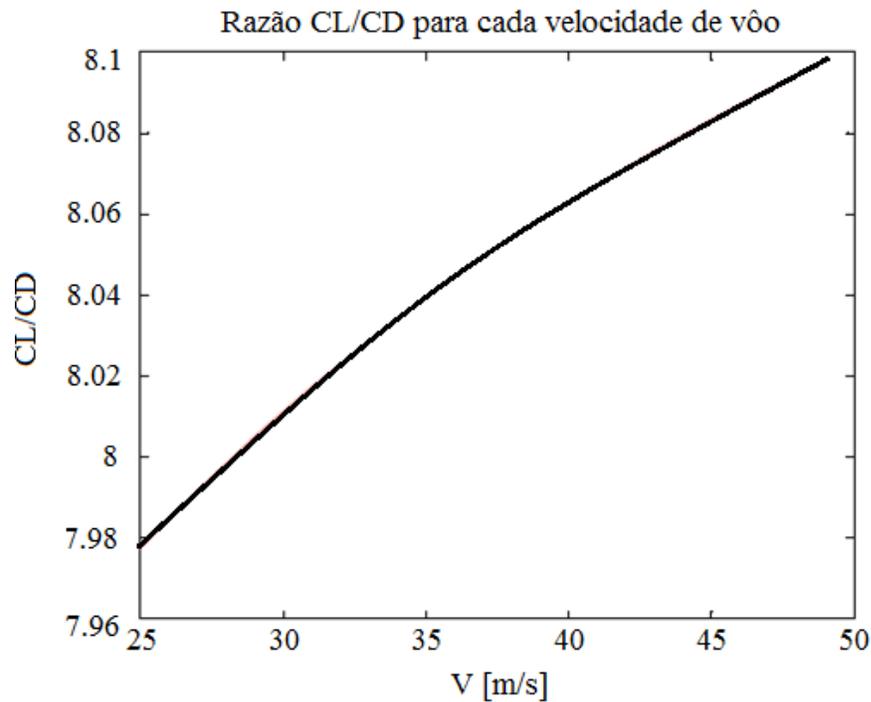


Figura 4.48: Curva da razão de planeio pela velocidade de voo

Por se tratar de uma aeronave agrícola, a barra de pulverização foi adicionada no cálculo da polar de arrasto, sendo possível visualizar uma significativa contribuição no arrasto total quando a velocidade aumenta. Os arrastos parasitas dos demais componentes tendem a aumentar essa contribuição devido ao arrasto induzido diminuir. Nota-se que a 35,0 m/s, por exemplo, o arrasto induzido da asa possui por volta de 45% do arrasto total, maior que somados os arrastos parasitas do trem de pouso e da barra (40% do total).

Capítulo 5

5. DESEMPENHO

5.1. Introdução

As forças que atuam na aeronave, sustentação, arrasto, peso e empuxo, determinam as características de vôo podendo ser este acelerado ou não, em condições de subida, planeio, nivelado e com curva.

A maioria dos parâmetros de desempenho podem ser determinados pelo arrasto ou potência requerida em vôo nivelado para uma velocidade uniforme (PERKINS, 1949).

Esta fase do projeto tem como objetivo determinar:

- Potência requerida e disponível;
- Velocidade máxima;
- Razão de subida e descida;
- Alcance;
- Autonomia;
- Distância de pouso e decolagem;
- Raio de virada plana, fatores de carga e manobra *pull up*;
- Desempenho na pulverização aérea.

5.2. Potência Requerida

A razão L/D afeta o desempenho da aeronave e a sua eficiência aerodinâmica, pois L e D são dependentes do ângulo de ataque e variam conforme a velocidade e altitude de vôo. Quando a velocidade é alta, o ângulo de ataque é pequeno. Quando a aeronave reduz a velocidade, o ângulo de ataque passa a aumentar para manter a sustentação, assim, a razão L/D inicialmente aumenta e logo decresce devido ao crescimento do arrasto. Dessa forma, a aeronave atinge a sua razão máxima e conseqüentemente a mínima potência.

A velocidade na qual ocorre a razão $(L/D)_{máxima}$ em vôo reto e em nível é dada pela Equação (5.1).

$$V_{(L/D)max} = \left(\frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \frac{W}{S} \right)^{1/2} \quad (5.1)$$

Em aeronaves que tenham rotores propulsores e motores a combustão, o valor de $(L/D)_{max}$ e a velocidade de vôo para essa razão é proporcional ao valor máximo de $(C_L^{3/2}/C_D)_{max}$, quando se está analisando o alcance e a autonomia máxima (ANDERSON, 1999).

A velocidade na condição de $(C_L^{3/2}/C_D)_{max}$, apresentada pela Equação (5.3), no caso de um vôo reto plano, é determinada substituindo o C_D pela Equação (4.33), seguida da derivação em relação a C_L , obtendo a Equação (5.2) e (5.3).

$$C_L = \sqrt{3C_{D0}/K} \quad (5.2)$$

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{max} = \frac{1}{4} \left(\frac{3}{K C_{D0}^{1/3}} \right)^{3/4} \quad (5.3)$$

Através das Equações (5.4) e (5.2), pode-se determinar a Equação (5.5).

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V_{(C_L^{3/2}/C_D)_{max}}^2 S C_L \quad (5.4)$$

$$V_{(C_L^{3/2}/C_D)_{max}} = \left(\frac{1}{3}\right)^{1/4} V_{(L/D)_{max}} \quad (5.5)$$

A potência requerida está diretamente relacionada com a relação $C_L^{3/2}/C_D$ e é obtida pelas Equações (5.6) a (5.8).

$$Potencia = \frac{d}{dt} (\vec{F} \cdot \vec{dr}) \quad (5.6)$$

$$P_R = T V = \frac{W}{C_L/C_D} V \quad (5.7)$$

Rearranjando as Equações (4.26) e (5.7), tem-se:

$$P_R = \sqrt{\frac{2 W^3 C_D^2}{\rho S C_L^3}} \quad (5.8)$$

Assim, as características associadas com $(C_L^{3/2}/C_D)_{max}$ são avaliadas para P_R mínima.

5.3. Potência Disponível e velocidade máxima

Para aeronaves com motor propulsor, a potência disponível é a potência que o motor cede à aeronave. Essa potência, apresentada pela Equação (5.9), é expressa através da eficiência da hélice (η_{pr}) e da potência do eixo do motor.

$$T = \frac{\eta_{pr} P}{V} \Rightarrow P_A = \eta_{pr} P \quad (5.9)$$

A eficiência da hélice é função da razão de avanço da aeronave, a qual depende da velocidade de vôo, da rotação do motor e do diâmetro da hélice, como mostrada na Equação (5.10). Foram utilizados os gráficos apresentados pelas Figuras 8 A à 10 A no Anexo A, de Hartman e Biermann (1938), para obter a eficiência da hélice.

$$J = \frac{V}{n D} \quad (5.10)$$

Um fator importante é especificar uma hélice adequada para o VANT, com o intuito de possibilitar que o motor opere em uma faixa de melhor rendimento da curva de potência. A Equação (5.11) expressa o coeficiente de potência-velocidade (c_s) cujos valores dos parâmetros serão adotados para a operação de pulverização, visando obter qual o ângulo da pá (β) que tenha melhor desempenho. A potência absorvida pela hélice é dada pela Equação (5.12) e é avaliada de modo que $P_h < P_{motor}$.

$$c_s = V \sqrt[5]{\rho/P n^2} \quad (5.11)$$

$$P_h = c_p \rho n^3 D^5 \quad (5.12)$$

Onde, c_p é o coeficiente de potência da hélice.

A velocidade máxima é obtida pela intersecção das curvas de potência requerida e disponível.

5.4. Razão de Subida

As características de subida dependem da habilidade de voar para cima e sobre obstáculos que podem aparecer inesperadamente numa certa altitude e, assim, querendo desviar do mesmo subindo ou descendo rapidamente, dentre outras razões, tornando o desempenho de subida uma das partes essenciais do projeto.

Em um vôo em regime e sem aceleração, conforme a Figura 5.1, as equações do movimento tornam-se:

$$T - D - W \operatorname{sen}\theta = 0 \quad (5.13)$$

$$L - W \operatorname{cos}\theta = 0 \quad (5.14)$$

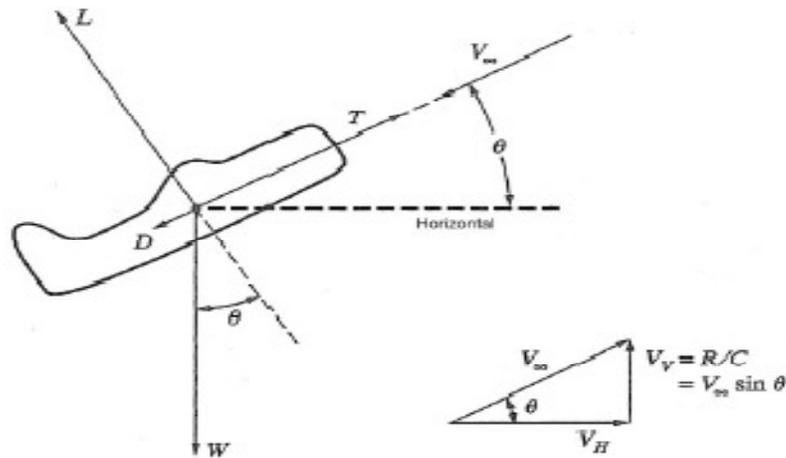


Figura 5.1: Forças que agem na aeronave durante a razão de subida

Rearranjando as Equações (5.13), (5.14), e analisando os vetores de velocidade, decompostos na direção vertical e horizontal na Figura 5.1, é obtida a razão de subida, apresentada na Equação (5.15) e o ângulo de subida da pela Equação (5.16), a qual é determinada geometricamente através da Figura 5.1.

$$V \sin\theta = V \left[\frac{T}{W} - \frac{1}{2} \rho V^2 \left(\frac{W}{S} \right)^{-1} C_{D0} - \frac{W 2 K \cos^2\theta}{S \rho V^2} \right] = V \frac{T - D}{W} = \frac{P_A - P_R}{W} \quad (5.15)$$

$$R/C = V_V = V \sin\theta \Rightarrow \sin^{-1} \theta = \frac{R/C}{V} \quad (5.16)$$

Para uma aeronave com motor de combustão e rotor propulsor a razão de subida máxima é equivalente a potência em excesso máxima, dessa maneira $(R/C)_{max}$ ocorre no momento em que se obtém a velocidade para mínima potencia requerida, ou a velocidade na qual a relação $C_L^{3/2}/C_D$ é máxima.

5.5. Razão de descida

A razão de descida é a velocidade vertical descendente da aeronave, ilustrado na Figura 5.2. As equações de movimento, nesse caso, tornam-se:

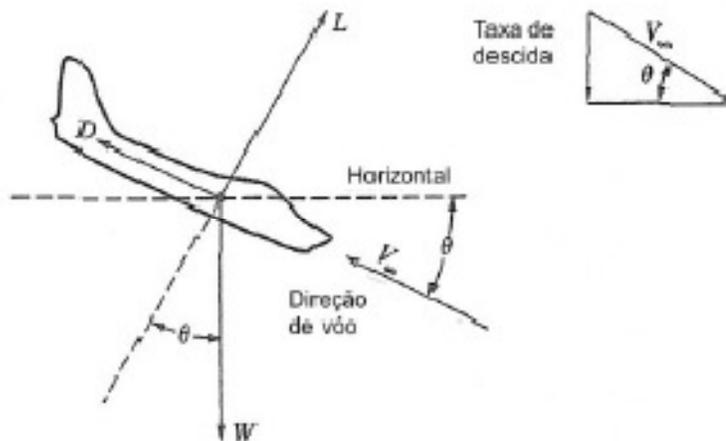


Figura 5.2: Forças que agem na aeronave durante a razão de descida

$$L = W \cos\theta \quad (5.17)$$

$$D = W \sin\theta \quad (5.18)$$

Multiplicando a Equação (5.18) por V , e manipulando as Equações (4.26) e (5.17), pode-se obter a Equação (5.19) da razão de descida.

$$V_V = \frac{D V}{W} = \sqrt{\frac{2 \cos^2\theta}{\rho (C_L^3 / C_D^2)}} \frac{W}{S} \quad (5.19)$$

Para que a aeronave obtenha uma razão de descida mínima, arrasto deve ser reduzido, e o valor de θ deve ser mínimo, dessa forma, considerando $\cos\theta = 1$, a expressão da razão de descida torna-se idêntica a da potência requerida.

5.6. Alcance

O alcance é a distância percorrida pela aeronave com apenas uma carga de combustível. Durante o vôo, essa carga decresce sendo consumida com o tempo. Para o caso de aeronaves com rotor propulsor, o consumo específico de combustível é dado pela Equação (5.20).

$$c_t = \frac{c V}{\eta_p} \quad (5.20)$$

A equação alcance, também conhecida como equação de Breguet, é dada pela Equação (5.21).

$$R = \int_{W_1}^{W_0} \frac{V L}{c_t D} \frac{dW}{W} = \frac{V L}{c_t D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (5.21)$$

Para obter o alcance máximo, o produto $V (L/D)$ deve ser maximizado, pois a razão (L/D) é dependente do ângulo de ataque e de V . Contudo, para aeronave com rotor propulsor, a expressão do alcance (Equação 5.22) é obtida substituindo a Equação (5.20) em (5.21), assim:

$$R = \frac{\eta_p}{c} \frac{L}{D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (5.22)$$

5.7. Autonomia

É conveniente que a aeronave permaneça voando por longo período de tempo com uma única carga de combustível. Para um motor propulsor, a autonomia é dada pela Equação (5.23), e através do rearranjo das Equações (5.20) e (5.23), pode-se obter a Equação (5.24).

$$E = \frac{1}{c_t} \frac{L}{D} \int_{W_1}^{W_0} \frac{W_f}{W} = \frac{1}{c_t} \frac{L}{D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (5.23)$$

$$E = \frac{\eta_p}{c} \sqrt{2 \rho S} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} (W_1^{-1/2} - W_0^{-1/2}) \quad (5.24)$$

5.8. Distância de decolagem

A distância de decolagem é composta por vários segmentos que são determinados dependendo da velocidade que a aeronave atinge em cada trecho, como mostra a Figura 5.3.

Essas velocidades são determinadas através da norma FAR-Part 23, a qual será utilizada nessa etapa do projeto.

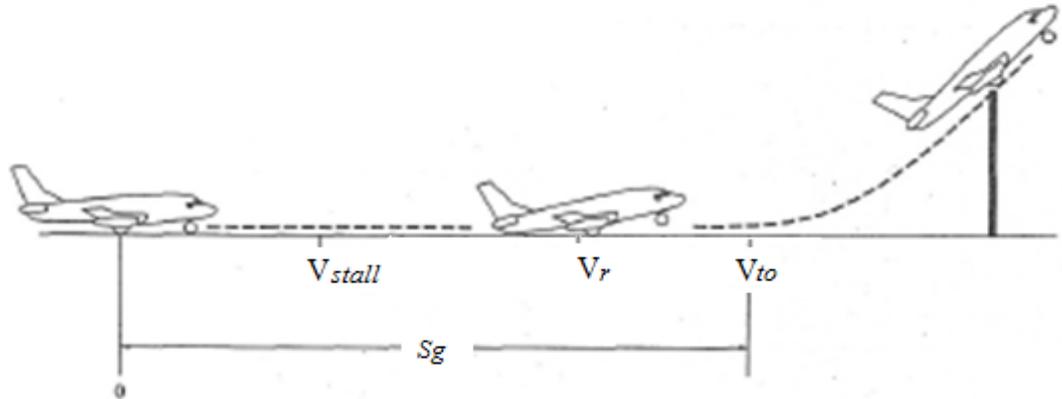


Figura 5.3: Etapas da distância de decolagem

O primeiro trecho é a distância percorrida no chão, denominada de S_g , que é dividida em pequenos segmentos os quais são função das velocidades que a aeronave atinge na pista, sendo algumas destas:

1. Velocidade de *stall*;
2. Velocidade rotacional: velocidade em que inicia o movimento de arfagem devido à deflexão do profundor, sem exceder o ângulo de *stall*.
3. Velocidade de decolagem (V_{TO}): velocidade que a aeronave, efetivamente, decola da pista.

O segundo trecho, S_R , é a distância em que ocorre o início da rotação da aeronave até a sua decolagem, e o terceiro trecho, S_a , é a distância percorrida pela aeronave para ultrapassar um obstáculo de 50 pés, segundo a norma FAR-Part 25.

Será obedecida a norma FAR-PART 25 de desempenho, a qual estabelece algumas proporções de velocidades no trecho S_g .

As forças que atuam na aeronave durante o processo de decolagem podem ser visualizadas na Figura 5.4.

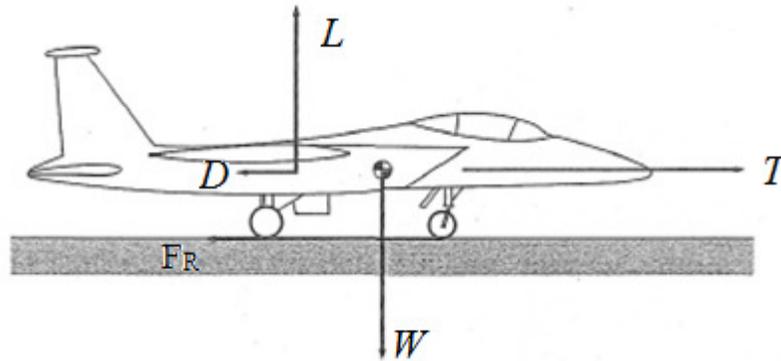


Figura 5.4: Esquemas de forças que atuam na aeronave durante a decolagem

Da lei de Newton, a equação de movimento torna-se:

$$T - D - F_R = m \frac{dV}{dt} \quad (5.25)$$

Sendo,

$$F_R = \mu_r(W - L) \quad (5.26)$$

Onde F_R é a força de atrito dos pneus com o chão e μ_r o coeficiente de atrito.

Para o primeiro trecho, a distância percorrida na pista pode ser escrita como:

$$dS_g = \frac{dS_g}{dt} dt = V \frac{dt}{dV} dV \quad (5.27)$$

Rearranjando as Equações (5.25), (5.26) e (5.27), é obtida a Equação (5.28) da aceleração.

$$\frac{dV}{dt} = a = g \left[\frac{T}{W} - \mu_r - \frac{\rho}{2(W/S)} (C_D + \mu_r C_L) V^2 \right] \quad (5.28)$$

Então, a distância percorrida no solo é dada pela Equação (5.29).

$$S_g = \frac{1}{2} \int_{V_i}^{V_f} \frac{dV^2}{a} \quad (5.29)$$

De acordo com a norma FAR-PART 25, a velocidade de decolagem não deve ser menor que 10% da velocidade de *stall*.

O segundo segmento é a parcela percorrida do início da rotação da aeronave até o momento que tira os pneus da pista e pode ser considerada como apresenta a Equação (5.30), na qual N é o tempo da rotação. O terceiro segmento será considerado como sendo a distância percorrida no movimento de rotação após a aeronave não ter mais contato com a pista. Esta distância é obtida considerando que a aeronave faça a manobra “pull up”, tendo que ultrapassar um obstáculo com altura de 50 pés, como mostra a Figura 5.5.

$$S_R = N V_{T0} \quad (5.30)$$

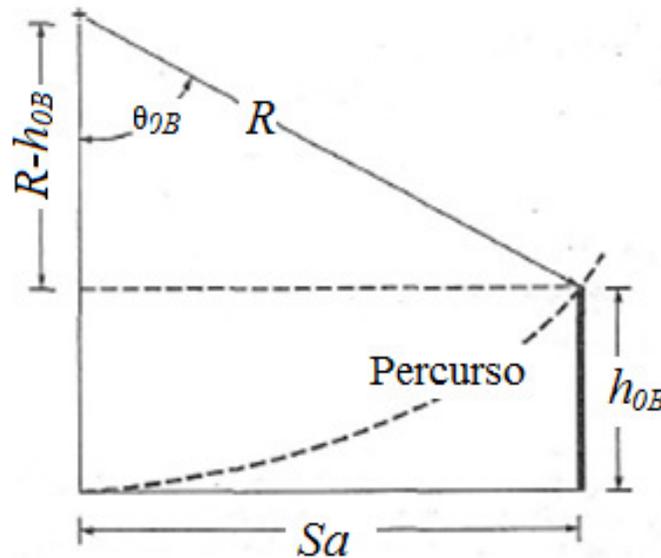


Figura 5.5: Distância percorrida para ultrapassar um obstáculo de 50 pés

Em que o raio de curvatura é dado pela Equação (5.31).

$$R = \frac{V^2}{g(n-1)} \quad (5.31)$$

Nesta fase, a norma FAR requer um aumento de velocidade de 10% para 20% maior que a velocidade de *stall* ao voar sobre um obstáculo de 50 pés de altura. Por motivos de segurança, admite-se que $C_L = 0,9 C_{L\text{ máximo}}$ e o fator de carga igual a 1,19 (ANDERSON, 1999).

Geometricamente da Figura 5.5 tem-se as Equações (5.32) e (5.33):

$$\theta_{OB} = \cos^{-1}\left(1 - \frac{h_{OB}}{R}\right) \quad (5.32)$$

Então,

$$S_a = R \sin \theta_{OB} \quad (5.33)$$

Assim, a distância total percorrida é dada pela soma das distâncias de todas as etapas (Equação (5.34)).

$$S_{total} = S_g + S_R + S_a \quad (5.34)$$

5.9. Distância de pouso

De maneira similar a distância de decolagem, a distância de pouso pode ser dividida nos seguintes trechos:

1. Distância de aproximação;
1. Distância de flutuação;
2. Distância de desaceleração em solo.

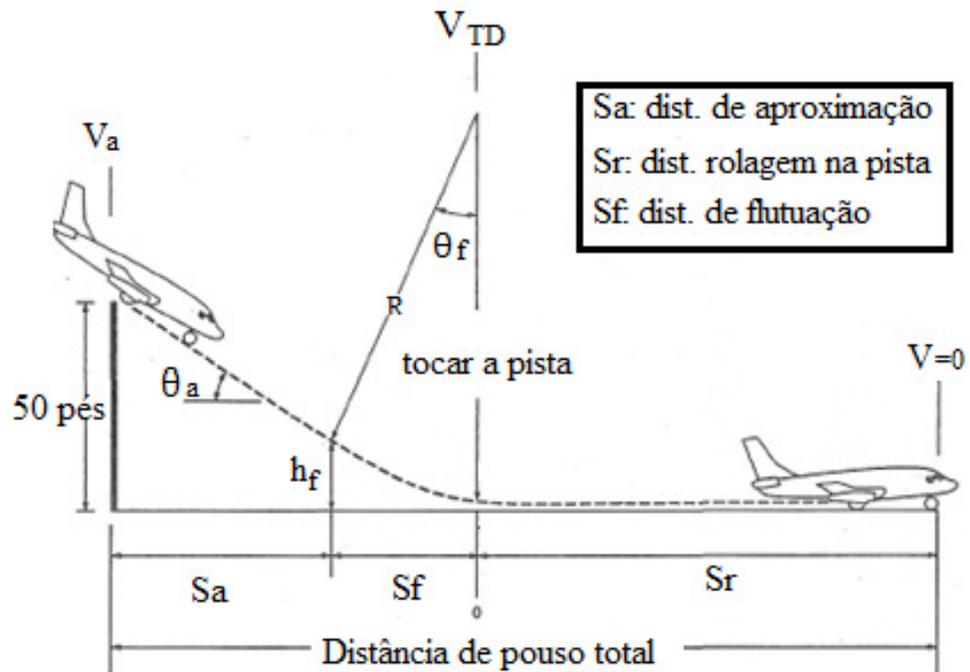


Figura 5.6: Etapas da distância de pouso

Geometricamente, a distância de aproximação mostrado na Figura 5.6, pode ser obtida como apresenta a Equação (5.35), e a altura h_f da Equação (5.36).

$$S_{ap} = \frac{15 - h_f}{\tan \theta_a} \quad (5.35)$$

$$h_f = R - R \cos \theta_f \quad (5.36)$$

O arco circular é tangente tanto do percurso de aproximação quanto da pista, assim, $\theta_f \cong \theta_a$. De acordo com a norma FAR-PART, a aeronave inicia sua aproximação numa altura de 15m, com velocidade $1,20 V_{estol}$

No segundo trecho, considera-se que a aeronave efetue um trajeto arco circular de raio R (Equação (5.31)) com ângulo de flutuação de 3 graus (aeronave civil) até o momento do toque

dos pneus na pista com a velocidade, V_{TD} , menor que $1,15 V_{estol}$, conforme Raymer (1989). Assim, a distância de flutuação pode ser calculada com a Equação (5.37).

$$S_f = R \sin \theta_f \quad (5.37)$$

No terceiro trecho onde ocorre a rolagem na pista, admite-se que o empuxo do motor vai a zero e a equação da distância de rolamento (S_r) fica sendo análoga a Equação (5.29). Assim, a distância total de pouso é dada pela Equação (5.38).

$$S_{total_pouso} = S_{ap} + S_f + S_r \quad (5.38)$$

5.10. Raio de virada e fator de carga máximo

Quando a aeronave realiza uma curva no mesmo nível do vôo, ocorre uma inclinação da mesma através de um ângulo de rolagem sem perder a altitude. Segundo Anderson (1999), as forças requeridas para a virada é mostrada na Figura 5.7 e as equações do movimento são dadas pelas Equações (5.39) e (5.40). Os parâmetros mais importantes são o raio de curvatura, a taxa de virada e o fator de carga (Equações (5.41), (5.42) e (5.43), respectivamente), pois para o caso da missão de pulverização aeroagrícola, quanto menor o raio de virada, menor o tempo e gasto de combustível, porém, a aeronave irá sofrer uma aceleração grande, tendo que ter um fator de carga adequado para a aeronave suportar estruturalmente.

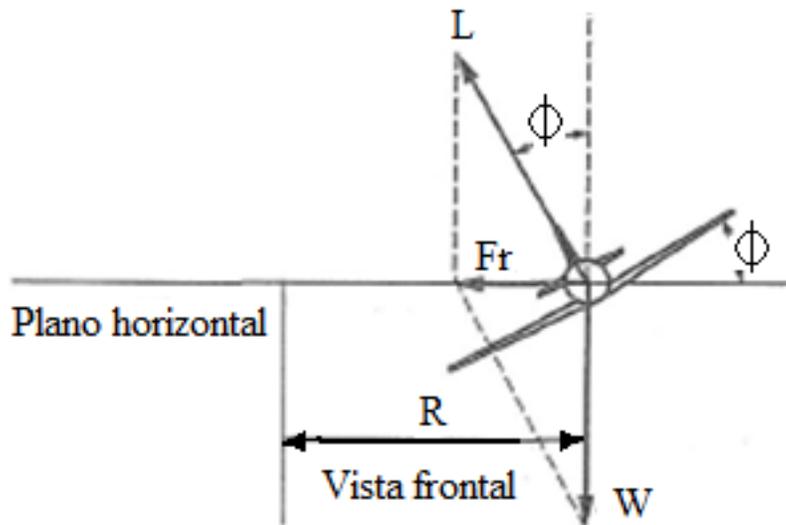


Figura 5.7: Aeronave executando a virada plana

$$m \frac{V^2}{R} = L \sin \phi \quad (5.39)$$

$$\cos \phi = \frac{W}{L} \quad (5.40)$$

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (5.41)$$

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V} \quad (5.42)$$

$$n = \frac{L}{W} \quad (5.43)$$

Segundo Anderson, com o aumento do ângulo de rolamento, a sustentação e o arrasto induzido aumentam, e para manter a curva horizontal plana, é necessário que o empuxo aumente seu valor para compensar o aumento do arrasto induzido. Sendo que o empuxo requerido não deve exceder o empuxo disponível, caso contrário, o ângulo de rolamento deve ser diminuído.

Dessa maneira, o fator de carga máximo para uma curva de virada plana, apresentada pela Equação (5.46), é limitada pelo empuxo máximo, podendo ser obtido rearranjando as Equações (5.44) e (5.45).

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S [C_{D0} + K C_L^2] \quad (5.44)$$

$$C_L = \frac{2 n W}{\rho V^2 S} \quad (5.45)$$

$$n_{m\acute{a}x} = \left\{ \frac{1}{2} \rho V^2 S \left[\left(\frac{T}{W} \right)_{m\acute{a}x} - \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{C_{D0}}{W/S} \right] \right\}^{1/2} \equiv \left(\frac{L}{D} \right)_{m\acute{a}x} \left(\frac{T}{W} \right)_{m\acute{a}x} \quad (5.46)$$

O raio mínimo da curva pode ser obtido rearranjando a Equação (5.41) em função de q e diferenciando-a, conforme mostra a Equação (5.47).

$$\frac{dR}{dq} = \frac{2 g \rho \sqrt{n^2 - 1} - 2 g \rho q n (n^2 - 1)^{-1/2} \frac{dn}{dq}}{g \rho (n^2 - 1)} = 0 \Rightarrow n^2 - 1 - q n \frac{dn}{dq} = 0 \quad (5.47)$$

Arrumando a Equação (5.46) em função de q, substituindo-a na Equação (5.47) e resolvendo-a, é obtida a Equação (5.48).

$$q = \frac{2 K (W/S)}{(T/W)} \Rightarrow V_{R \text{ m}\acute{i}n} = \sqrt{\frac{4 K (W/S)}{\rho (T/W)}} \quad (5.48)$$

Substituindo a Equação (5.48) na Equação (5.46), pode-se obter o fator de carga correspondente ao raio mínimo da virada, mostrado pela Equação (5.49).

$$n_{R \text{ m}\acute{i}n} = \sqrt{2 - \frac{4 K C_{D0}}{(T/W)^2}} \quad (5.49)$$

Assim, o raio mínimo de virada (Equação (5.50)) é obtido substituindo as Equações (5.48) e (5.49) em (5.41).

$$R_{\min} = \frac{V_{R \min}^2}{g\sqrt{n_{R \min}^2 - 1}} \quad (5.50)$$

5.11. Manobra Pull up

Na missão de pulverização aérea é possível que a aeronave encontre obstáculos como cabos de eletricidade, postes, árvores, desnivelamento do terreno, galpões, dentre outros. Em virtude disso há a necessidade de estudar a manobra *Pull up*, a qual geralmente é utilizada em aeronaves acrobáticas. Trata-se de um movimento circular para cima que a aeronave executa elevando-se bruscamente para o maior ângulo de ataque (ANDERSON, 1999), como mostra a Figura 5.8.

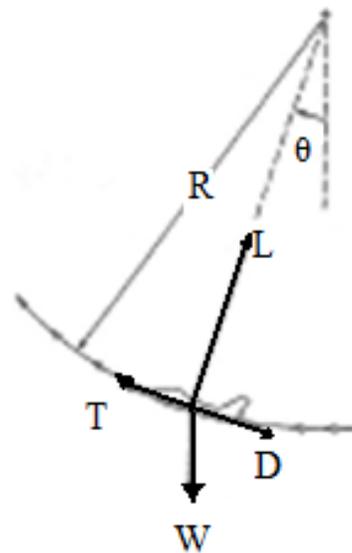


Figura 5.8: Manobra pull up

Os fatores de maior importância nessa manobra são o raio de curvatura e a taxa de virada instantânea, determinados pelas Equações (5.51) e (5.52), através da Figura 5.8, pois com os mesmos pode-se avaliar a capacidade da aeronave em desviar de um obstáculo.

$$R = \frac{V^2}{g(n-1)} \quad (5.51)$$

$$\omega = \frac{g(n-1)}{V} \quad (5.52)$$

5.12. Procedimento de Cálculo

Para calcular a potência requerida e disponível, assim como a razão de subida, descida, autonomia e alcance, foi adotada uma faixa de velocidade de operação do VANT, de 20 a 90 m/s.

5.12.1. Potência Requerida, Disponível e velocidade máxima

Utilizando Equação (5.1), obteve-se a velocidade na qual ocorre a razão $L/D_{máxima}$ e através da Equação (5.5), determinou a velocidade em que a razão $(C_L^{3/2}/C_D)$ é máxima. Considerando o peso bruto do VANT, a potência requerida foi obtida para cada velocidade de vôo através da Equação (5.7). Os resultados são mostrados no gráfico da Figura 5.9.

Para determinar a potência disponível, primeiramente, adotou-se o diâmetro da hélice com passo fixo, de perfil CLARK Y e então calculou o avanço da mesma pela Equação (5.10) e c_s pela Equação (5.11). Entrando com o valor de J na Figura 10 A, no ANEXO A, é possível obter β para o correspondente valor de c_s . Sendo o valor de J a entrada na Figura 9 A, no ANEXO A, pode-se obter o valor de c_p , e através da Equação (5.12), determina-se P_h .

Se o valor de P_h encontrado for maior que a potência do eixo do motor (no caso, 85hp), adota-se outro diâmetro e então é repetido os cálculos para $P_h < P_{\text{motor}}$.

Assim, com J e β como valores de entrada na Figura 8 A, em Anexo., pode-se obter o valor de η . Através das Equações (5.8) e (5.9), foi possível construir o gráfico da Figura 5.11 da potência disponível e requerida à 100% e 78% da potência do motor.

5.12.2. Razão de Subida e Descida

A variação de R/C depende da variação de arrasto a uma dada velocidade, se a velocidade for baixa o arrasto induzido será dominante, um aumento na relação W/S , acarreta na redução da razão de subida. Contudo, se a velocidade for alta, C_{D0} domina o arrasto total e um aumento de W/S resulta aumento da razão de subida.

A razão de subida e descida foram calculados através das Equações (5.15) e (5.19) para cada velocidade. A razão de descida é mínima quando (C_L^3/C_D^2) é máxima, e aumenta em relação à carga alar.

5.12.3. Distância de decolagem

A distância de decolagem foi dividida em 3 etapas: corrida, rolamento e subida até ultrapassar um obstáculo.

Na etapa de corrida, adotou-se o valor do coeficiente de atrito, sugerido por Raymer (1989) para superfície de concreto, como sendo $\mu = 0,02$. Foi adotado também o ângulo de ataque de 3 graus, sendo este o ângulo em que a aeronave está nivelada com o solo. A determinação da tração estática pode ser obtida através da curva da Figura 5.9.

A velocidade de decolagem, considerando a norma FAR-23, é 10% maior que a velocidade de *stall*, a qual é calculada pela Equação (3.11).

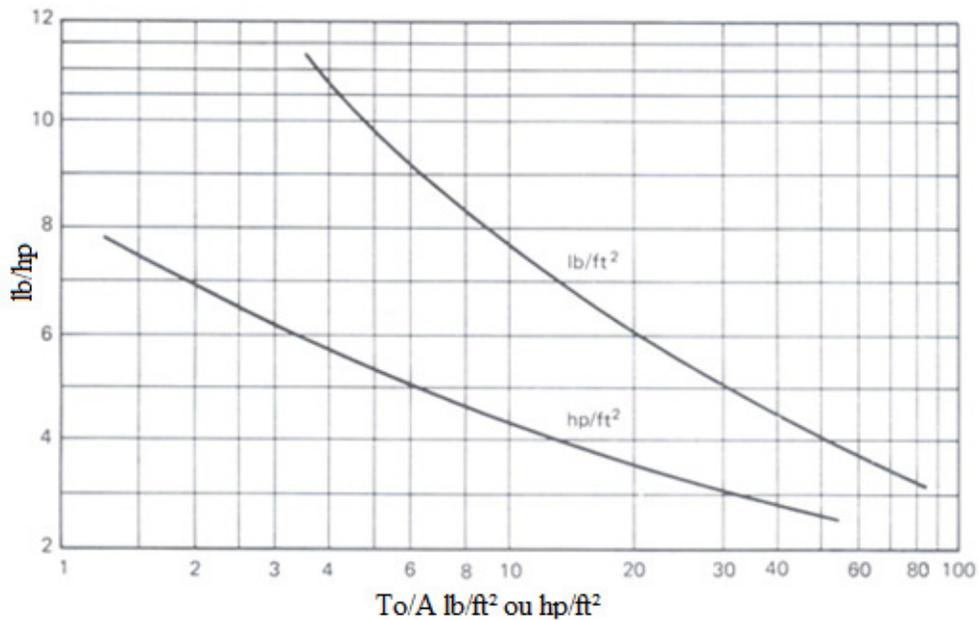


Figura 5.9: Desempenho estático da hélice (MCCORMICK, 1994)

Após a determinação dos parâmetros aerodinâmicos, coeficiente de atrito, tração estática e velocidade de decolagem, foi calculada a distância de corrida através da Equação (5.29). A distância percorrida do início da rotação até a decolagem propriamente dita foi calculada utilizando a Equação (5.30). O tempo da rotação nessa fase varia de 1 segundo (para aeronaves pequenas) a 3 segundos (para aeronaves grandes), segundo Anderson (1999), considerando flaps defletidos de 40 graus (com coeficiente de sustentação de 2,2). Por segurança, foi adotado o tempo de 1 segundos. O último trecho foi determinado, primeiramente, adotando a altura do obstáculo, considerado pela norma FAR-Part 25, como sendo 50 pés (15 m). Com a Equação (5.31) obteve-se o raio de rotação, o seu ângulo, e conseqüentemente, a distância horizontal percorrida nesse segmento.

5.12.4. Distância de Pouso

O cálculo da distância de pouso segue um procedimento análogo ao da distância de decolagem. O procedimento para o pouso foi dividido em 3 etapas: distância de aproximação, distância de planeio e de corrida no solo.

Conforme a norma FAR-Part 25, a altura do obstáculo que a aeronave tem de ser capaz de ultrapassar durante a aproximação da pista é de 50 pés (15m), com velocidade de $V_{aprox.} = 1,2 V_{estol}$. Segundo Raymer (1989) o ângulo de aproximação como sendo 3° , mas está sendo adotado o ângulo de descida em que $(L/D)_{máx}$. Dessa forma, utilizando as Equações (5.31), (5.36) e (5.35), obtém-se a distância de aproximação.

A distância de planeio foi calculada utilizando a Equação (5.37) adotando uma desaceleração de $0,2 g$ e $V_{planeio} = 1,2 V_{estol}$, conforme Anderson (1999).

O cálculo da distância de corrida logo após o toque dos pneus na pista é similar ao cálculo da distância de corrida na decolagem.

O coeficiente de sustentação é determinado seguindo a norma FAR-23, o qual indica que a força de sustentação na situação de pouso é $2/3$ do peso total da aeronave. Contudo, será adotado o valor de 60% do peso total da aeronave pela razão de que o VANT, por ser uma aeronave não tripulada, não terá pesos extras como o piloto e componentes relacionados a ele. Assim o VANT virá para o pouso quando estiverem vazios ou na reserva, tanto o *hopper* quanto o tanque de combustível. O valor do coeficiente de atrito é adotado para a situação mais crítica, conforme Raymer (1989), e a motorização foi considerada estando em marcha lenta, sem produzir tração. Assim, através da Equação (5.29) é possível determinar a distância de corrida.

5.12.5. Alcance

Durante a etapa de projeto conceitual, o tanque de combustível foi dimensionado visando atender os requisitos da missão, dessa forma, o volume de combustível total é de 42 litros que é equivalente a 30 kg de combustível. Conforme as características do motor, o consumo específico de combustível é de 15l/h, com a densidade do combustível de 0,72 kg/l.

Utilizando a Equação (5.22), foi calculado o alcance em função da velocidade de vôo como mostra na Figura 5.15.

5.12.6. Autonomia

Usando a Equação (5.24), foi calculada a autonomia em função da velocidade de vôo, como mostra a Figura 5.14.

5.12.7. Raio de virada plana e fator de carga máximo

Após o tiro de pulverização, pode-se realizar curvas de retorno como a *Back-to-Back* ou *Racetrack*, sem que o VANT perca a altitude e caia sobre a cultura. Ao executar tais manobras, a estrutura da aeronave deve suportar a quantidade de “G’s” para que não se rompa no ar, por isso foi determinado o fator de carga máximo e quanto pequeno pode ser seu raio de virada.

Para determinar o fator de carga máximo foi utilizada a Equação (5.46), o peso como sendo o peso máximo e a tração foi determinada pela Equação (5.44), assim:

$$T = \frac{\eta P}{V_{m\acute{a}x}} = 555 \text{ N}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{m\acute{a}x} = 12,8$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{m\acute{a}x} = 0,162$$

$$n_{m\acute{a}x} = 2,0$$

Onde,

P=85 HP;

V= 89 m/s (Velocidade máxima (a 78% Potência do eixo, tirada da Figura 5.11);

$\eta = 0,78$ (eficiência da hélice determinada na Seção 5.12.1).

Com estas mesmas considerações, o raio mínimo da curva foi calculado pela Equação (5.41). A taxa de virada e seu ângulo de inclinação foram determinados pelas Equações (5.42) e (5.40) respectivamente. Assim:

$$R_{min} = 68,5 \text{ m}$$

$$\omega = 0,13 \text{ rad/s}$$

$$\phi = 41^\circ$$

5.12.8. Manobra Pull up

Essa manobra foi analisada considerando o coeficiente de sustentação máximo (sem flaps estendidos) como sendo elemento determinante no fator de carga. Rearranjando a Equação (5.45), e adotando a velocidade para essa manobra como sendo a velocidade após o tiro de pulverização, e peso máximo, foi possível calcular o fator de carga (Equação (5.43)), e conseqüentemente, o raio e a taxa de virada desta manobra pelas Equações (5.51) e (5.52).

5.13. Procedimento de cálculo do desempenho na aplicação agrícola

Conforme os dados do fabricante do atomizador AU5000, Va escolha das pás do atomizador depende da velocidade de vôo da aeronave, sendo:

- 90-150 mph (145-240 km/h): pás EX17772/2 – raio=92mm, para aeronaves com motor a pistão;
- 50-100 mph (80-160 km/h): pás EX2021 – raio=127mm, para aeronaves que possuem velocidade de vôo mais baixa;
- 150-200 MPH (240-320 km/h): pás EX6353 – raio=70mm, para aeronaves com motor turbohélice.

O tempo de aplicação é determinado considerando os números de passadas e envergadura da aeronave, sendo utilizados os procedimentos (i) e (ii):

- i. Cálculo da área pulverizada (Equação (5.53)).

$$A_{pulv} = \frac{\text{Volume do tanque (hopper)}}{\text{Taxa de aplicação}} \quad (5.53)$$

- ii. Cálculo da distância percorrida

Durante a pulverização, a aeronave utiliza a sua envergadura de asa como sendo a faixa de deposição dos agroquímicos. A cada passada da aeronave é feito meio balão dependendo do tipo de vôo adotado como ilustrado na Figura 3.10. Neste caso esta sendo adotada uma área quadrada com o tipo de vôo balão como sendo a mais crítica.

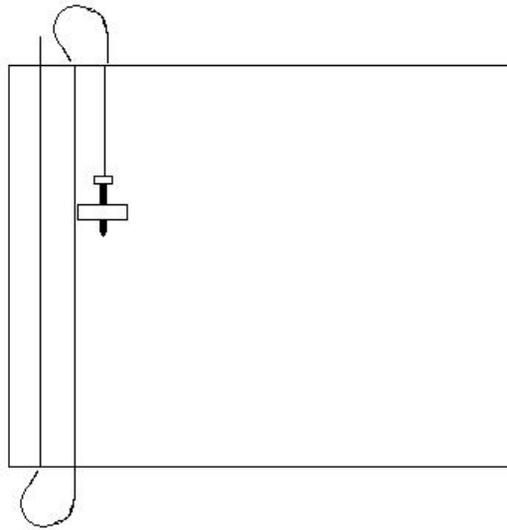


Figura 5.10: Modo de pulverização padrão Balão.

Assim, a distância total percorrida deverá ser a soma da distancia percorrida sem o balão somado com a distância percorrida do balão, utilizando as Equações de (5.54) a (5.57).

$$l = \sqrt{A_{pulverizada}} \quad (5.54)$$

$$N_p = \frac{l}{\text{faixa}} \quad (5.55)$$

$$D_p = N_p l \quad (5.56)$$

Sendo o numero de balões dado por $N_B = N_p - 1$, onde N_p é o numero de passadas, a distancia total percorrida é dada pela Equação (5.57).

$$D_T = D_p + D_B = N_p l + (N_p - 1)\pi r \quad (5.57)$$

Com a distância percorrida total e com a velocidade de pulverização, pode-se determinar o tempo com a Equação (5.58).

$$t_p = \frac{D_T}{V_p} \quad (5.58)$$

Onde,

$A_{\text{pulverizada}}$ = área de pulverização;

l = lado do quadrado;

faixa = faixa de aplicação;

N_p = número de passadas;

N_B = número de balões;

r = raio do balão;

D_T = distância total percorrida;

D_B = distância percorrida nos balões;

D_p = distância percorrida sem os balões;

t_p = tempo de pulverização;

V_p = velocidade de pulverização.

5.14. Resultados e discussões do desempenho do VANT agrícola

A velocidade na qual ocorre a razão $L/D_{máxima}$ e $(C_L^{3/2}/C_D)_{máxima}$ é:

$$V_{(L/D)max} = 35,1 \text{ m/s}; V_{(C_L^{3/2}/C_D)max} = 26,7 \text{ m/s}.$$

A Figura 5.11 mostra os valores de potência requerida e potência disponível para a 100% e a 78% de potência do motor. Os resultados referentes a hélice adotada assim como a obtenção das velocidades máximas por meio da intersecção das curvas de potência requerida e disponível são mostrados a seguir: $V_{máx} = 103,5 \text{ m/s}$ (100% Potência do motor); $V_{máx} = 89 \text{ m/s}$ (78% Potência do motor); $D=1,35 \text{ m}$; $J= 0,54$; $c_s = 0,91$; $\beta = 20^\circ$; $\eta = 0,78$.

A distância de decolagem teve como resultados: os coeficientes aerodinâmicos, $C_L = 0,36$ e $C_D = 0,051$, a tração estática, $T = 433,5 \text{ lb} = 1928,9 \text{ N}$, $V_{estol} = 25,5 \text{ m/s}$ (sem flapes), $V_{estol} = 23,4 \text{ m/s}$ (com flapes), $V_{TO} = 1,1 V_{estol} = 25,7 \text{ m/s}$.

Assim, foram obtidas as distâncias: $S_g = 68,8 \text{ m}$ e $S_r = 23,1 \text{ m}$, dessa forma, o VANT descola da pista em 92m, e o valor do último trecho sendo $S_a = 100 \text{ m}$.

Com as 3 distâncias determinadas, obteve-se a distância total de decolagem em $S_{TOTAL} = 192 \text{ m}$.

A distância de pouso, teve como resultados para a distância de aproximação: $R = 440,5 \text{ m}$; $\theta_a = 5,3^\circ$. Raymer (1989) considera este ângulo como sendo 3° , mas está sendo adotado o ângulo de descida em que $(L/D)_{máx}$; $S_{ap} = 178 \text{ m}$. Para a distância de planeio: $V_{planeio} = 27,7 \text{ m/s}$; $R = 392 \text{ m}$; $\theta_a = \theta_p = 5,3^\circ$; $S_{planeio} = 36,2 \text{ m}$. E os resultados quanto a distância de corrida: $\mu = 0,3$; coeficiente de atrito para terra seca e asfalto/concreto molhado - condição mais crítica - (RAYMER, 1989); $T=0$; $C_L = 0,6 \left(\frac{2W}{\rho S V^2} \right) = 0,97$; $S_g = 210 \text{ m}$. Assim, $S_{TOTAL_pouso} = S_a + S_{planeio} + S_g = 246 \text{ m}$.

Quanto ao resultado do alcance, observa-se na Figura 5.15 que o melhor alcance se dá na velocidade de 34 m/s, que está dentro da faixa de velocidade de pulverização em que os atomizadores da Micronair (pás EX2121) operam com melhor desempenho. Assim, o melhor alcance é de 221,8 km @ 34 m/s.

Para a autonomia, o resultado para máxima autonomia foi de 2h @ 26 m/s, como mostra a Figura 5.14.

A manobra *Pull up* teve o resultado, considerando $C_L = 0,9 C_{L\text{máx}}$ e $V = 40 \text{ m/s}$ obteve-se: $n_{\text{máx}} = 2,4$; $R = 112\text{m}$; $\omega = 0,35 \text{ rad/s}$.

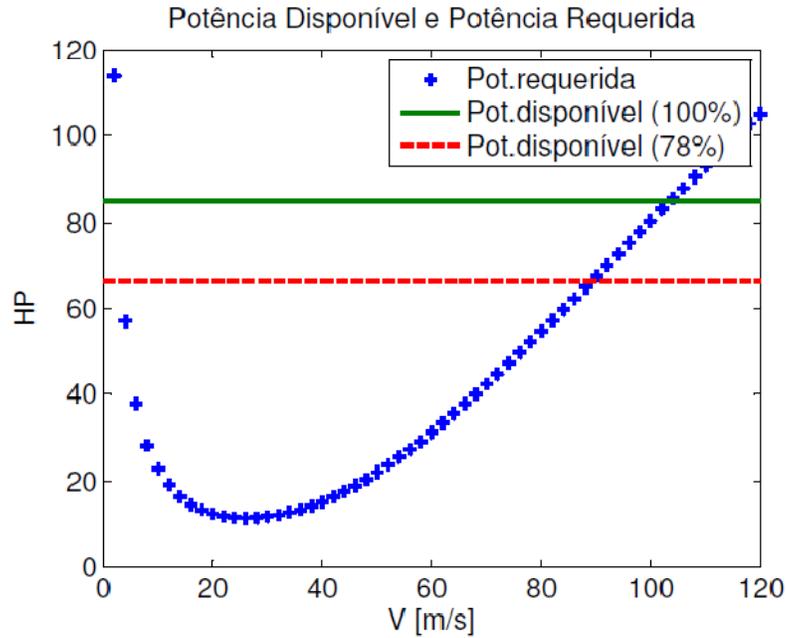


Figura 5.11: Potência requerida e disponível (a 100% e 78% P. motor) em função da velocidade

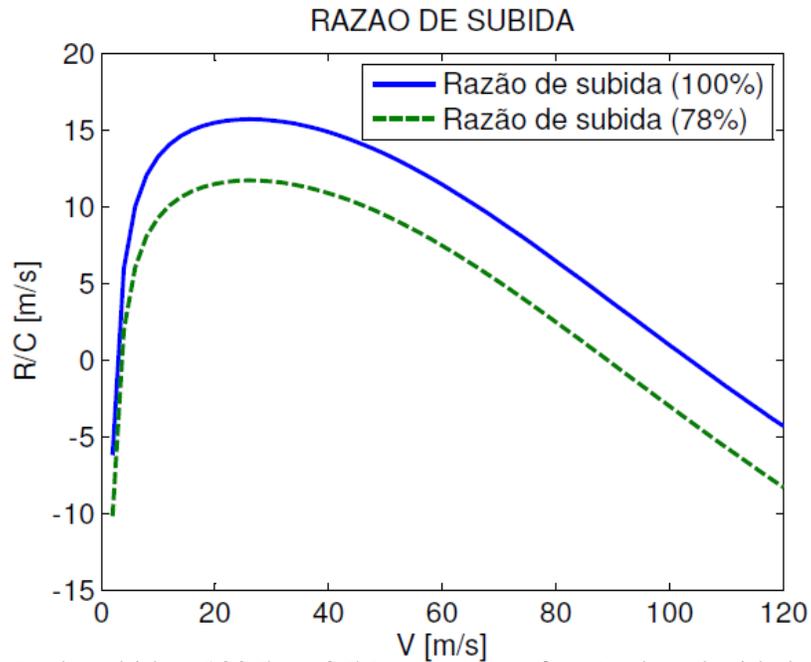


Figura 5.12: Razão de subida a 100% e 78% P. motor em função da velocidade

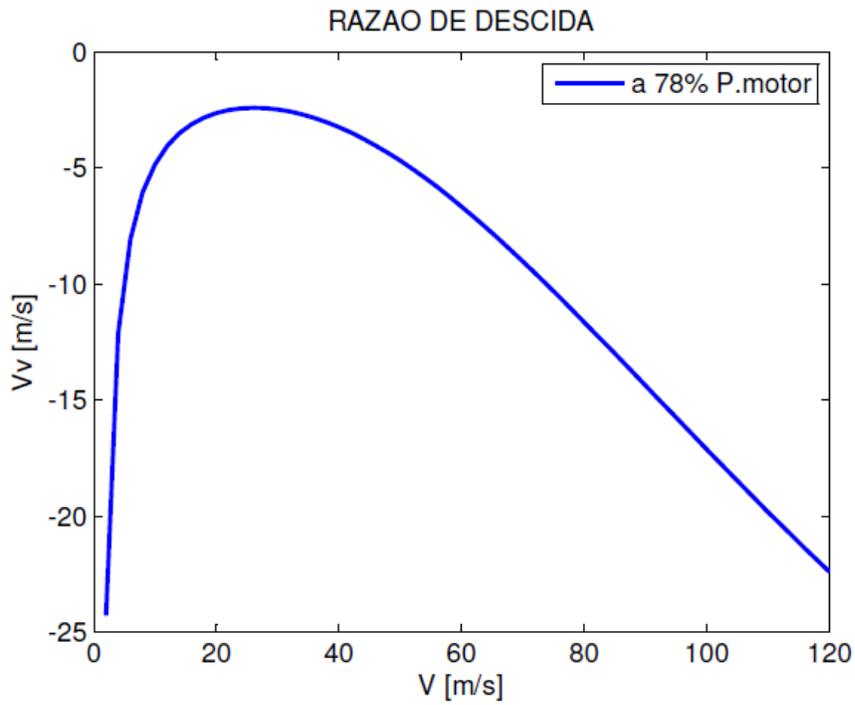


Figura 5.13: Razão de subida a 100% e 78% P. motor em função da velocidade

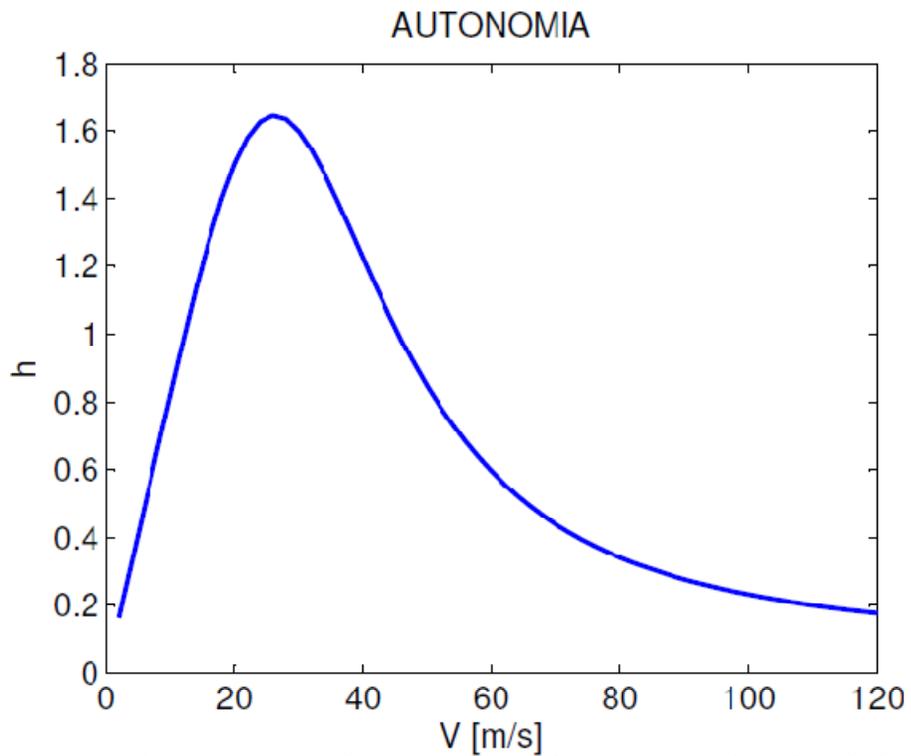


Figura 5.14: Autonomia do VANT agrícola em função da velocidade de vôo

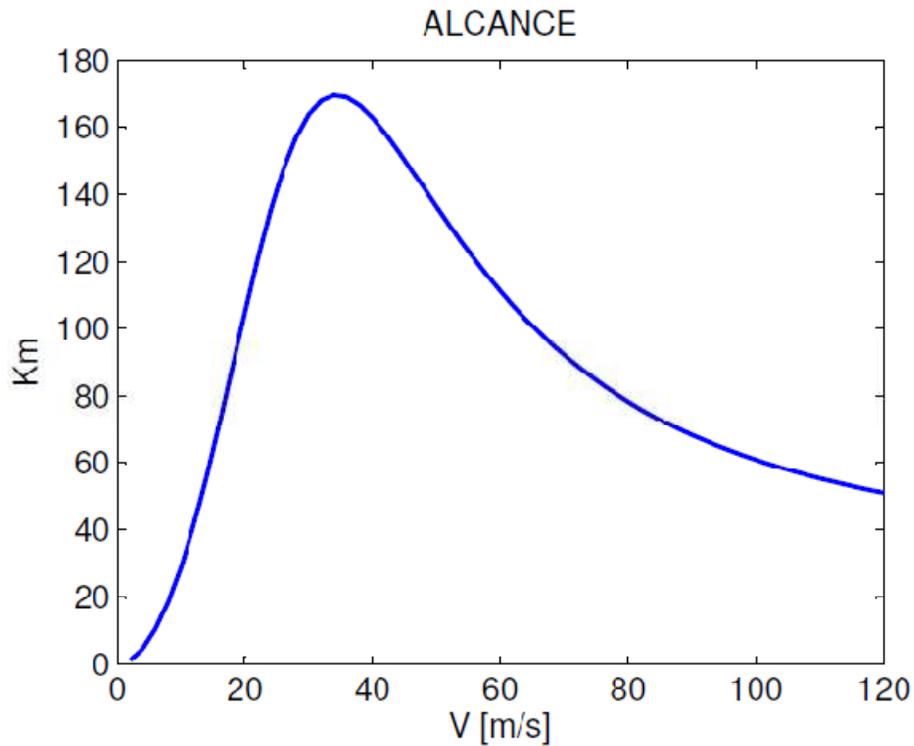


Figura 5.15: Alcance do VANT agrícola em função da velocidade de vôo

As Figuras 5.12 e 5.13, mostram os valores da razão de subida e descida, respectivamente, nos quais é possível determinar para cada potência analisada, a máxima razão de subida na velocidade de máximo ângulo de subida em 26 m/s e ângulo de 11 graus (a 78% da potência do motor). A razão de subida a 100% da potência do motor está na velocidade de máximo ângulo de subida em 26m/s e ângulo de 34 graus.

Os valores de autonomia e alcance estão mostrados nas Figuras 5.14 e 5.15 em função da velocidade de vôo a 78% da potência do motor.

A Tabela 5.1 apresenta os resultados obtidos para a operação de pulverização, configuração de decolagem, configuração de pouso, manobras de virada plana e *pull up*.

Tabela 5.1: Resultados de desempenhos obtidos para o VANT agrícola

Operação de Pulverização	
Velocidade $(L/D)_{\max}$ [m/s]	35,1
Máxima razão de subida [m/s] (78% P.motor)	11,7
Máxima razão de descida [m/s]	2,4
Ângulo de subida (R/C)máximo [°] (78% P.motor)	26°
Ângulo de subida (R/C)máximo [°] (100% P.motor)	34°
Ângulo de descida para $(Vv)_{\max}$ [°]	5°
Máxima autonomia [h]	2
Velocidade na máxima autonomia [m/s]	26
Máximo alcance [km]	222
Velocidade no máximo alcance [m/s]	34
Configuração de decolagem	
Tração estática [N]	1928,9
Coeficiente de atrito (decolagem)	0,02
Coeficiente de sustentação máximo (com flapes defletidos de 40 graus)	2,2
Coeficiente de sustentação (decolagem)	0,36
Coeficiente de arrasto (decolagem)	0,05
Velocidade de estol com flapes defletidos de 40 graus [m/s]	23,4
Fator de carga (decolagem)	1,19
Altura do obstáculo [m]	15
Distância de decolagem [m]	190
Distância de decolagem sem obstáculo [m]	90
Configuração de pouso	
Coeficiente de atrito (pouso)	0,3
Coeficiente de sustentação (pouso)	0,76
Distância de pouso [m]	426
Distância de pouso sem obstáculo [m]	238
Manobra – Virada plana	
Fator de carga máximo	2
Raio mínimo de virada plana [m]	68,5
Ângulo de virada [°]	41
Taxa de virada plana [rad/s]	0,13
Manobra <i>Pull up</i>	
Velocidade (após o tiro de pulverização) [m/s]	39
Fator de carga	2,3
Raio da manobra [m]	116
Taxa de virada [rad/s]	0,33

Os resultados obtidos mostram desempenho superior ao previsto. As restrições de projeto relacionadas a desempenho, distância de decolagem com obstáculo de 50 pés inferior a 500m, autonomia superior a 1,5 horas, foram atendidas. O requisito da velocidade de *stall* inferior a 31 m/s (estipulado pela norma FAR), também foi atendido para as condições com e sem flapes.

5.15. Análise da sensibilidade do VANT na aplicação dos defensivos agrícolas

Será adotada a pá EX2021 sendo que o VANT possui velocidades baixas para aplicação.

Considerando os resultados obtidos de alcance e autonomia, foi feito uma análise da taxa de consumo dos defensivos com o intuito de verificar se haverá sobra de combustível e de defensivos após a missão.

Foram adotadas as velocidades de 90, 130 e 150 km/h, abrangendo a faixa de velocidades dados pelos atomizares para verificar o tempo gasto do percurso, e uma faixa de pulverização de 8m. Dessa forma, o veículo deve satisfazer as seguintes condições:

- Distância percorrida < Alcance;
- Tempo de aplicação < Autonomia.

Observando as Tabelas 5.2 e 5.2, tem-se que para aplicação UBV para 1,0 l/ha, o veículo deve percorrer a distância de 204km no tempo de 2,26 h, por exemplo na velocidade de 80 km/h, até que todo o *hopper* esteja vazio (150 litros). Porém, essa condição não é satisfeita por ultrapassar os limites de autonomia e alcance do VANT naquela velocidade.

Assim, para a aplicação UBV acima de 1,5 l/ha, todas as condições são satisfeitas, em que os resultados de autonomia e alcance são menores.

Tabela 5.2: Alcance e Autonomia em relação a taxa de aplicação

Aplicação	UBV	UBV	UBV
Taxa [l/ha]	1	1,5	2
Dist.percorrida [km]	204	138	105
Velocidade [km/h]	tempo [h]	tempo [h]	tempo [h]
80	2,5	1,73	1,3
130	1,57	1,06	0,81
150	1,36	0,92	0,8

Tabela 5.3: Alcance e Autonomia do VANT

Velocidade [km/h]	Autonomia [h]	Alcance [km]
80	1,96	158
130	1,73	221
150	1,52	213

5.16. Análise da missão de pulverização aeroagrícola do VANT comparado a um dia de trabalho de uma aeronave tripulada

Com o intuito de verificar o número de vezes de abastecimento do *hopper* para poder cumprir a missão de pulverizar determinada área, foi feito um levantamento através do IBGE das áreas das culturas em todo o território nacional, que utilizam a aplicação aeroagrícola, sendo apresentado na Tabela 5.4.

Tabela 5.4: Área plantada em hectares das principais culturas por região brasileira (Fonte: IBGE - Produção Agrícola 2007)

Região	Áreas das culturas que utilizam aplicação aeroagrícola no país [ha]									
	Algodão	Arroz	Banana	Cana de açúcar	Feijão	Milho	Soja	Sorgo	Trigo	Total
Norte	715	465565	94380	25884	170771	536512	455075	9685		1758587
Nordeste	354777	743529	217000	1190500	2201842	2955844	1455734	76711		9195937
Sudeste	72011	117653	132940	4588667	580374	2279568	1361705	151533	55629	9340080
Sul	12253	1151160	52535	592438	816383	4850976	8283922	28669	1753633	17541969
Centro-Oeste	691439	437409	22332	689362	206530	3387938	9014957	404902	45796	14900665
Total	1131195	2915316	519187	7086851	3975900	14010838	20571393	671500	1855058	

Nota-se que as regiões Sul e Centro-Oeste possuem as maiores áreas plantadas.

Considerando aplicação UBV (1,5l/ha) na velocidade de 130 km/h, o VANT gasta um tempo até que o *hopper* esteja vazio de 1,06h em que ele percorre uma distância de pulverização de 138km. Supondo que a área de pulverização seja um quadrado, e que a faixa de pulverização seja de 8,0 metros e o raio para fazer o “balão” após o tiro de pulverização seja de 35 m, então através das Equações (5.54) a (5.57), foi possível determinar a área de pulverização (100 ha).

Adotando que a área média de plantação de algodão seja de 500 ha, então o número de vezes necessário de se fazer o abastecimento para cobrir a área de plantação é:

$$N_{Cobertura} = \frac{\text{Área da plantação}}{\text{Área da pulverização}} = 5$$

Supondo que o tempo de trabalho diário utilizando uma aeronave agrícola tripulada seja de 6h " $t_{p.tripulada}$ ", e que o tempo para que todo o *hopper* se esvazie seja " t_p ", então o número de abastecimentos é dado por $(N_{Cobertura} - 1)$, levando em conta que o VANT decole com o *hopper* cheio.

Se o tempo que o VANT leva para esvaziar o *hopper* for menor que o período de trabalho descontados das horas de abastecimento, então a pulverização da área de plantação esta dentro do período de trabalho de aeronaves tripuladas. Caso contrário, é necessário definir uma nova área de pulverização que esteja de acordo com o tempo de trabalho, para o caso de uma taxa de pulverização fixa, assim:

$$N_{Cobertura} t_p \leq [t_{p.tripulada} - (N_{Cobertura} - 1) t_{ab}]$$

Onde, t_{ab} é o tempo de abastecimento, o qual foi adotado como sendo de 30 minutos.

Para o exemplo, tem-se: $5 \leq 4$ (*absurdo*). Dessa forma, arbitrando uma área de plantação de algodão em 400 hectares e realizando os mesmos procedimentos, o resultado torna-se: $4 \leq 4,5$ (*ok!*).

Logo, com uma área de plantação de 400 hectares, por exemplo, foi possível cumprir a missão de um dia de trabalho de uma aeronave tripulada com 4 reabastecimentos.

Tomando essa área como referência, foi feito o levantamento da quantidade de áreas existentes no Brasil das principais culturas que utilizam a aplicação aeroagrícola, obtendo o resultado apresentado na Tabela 5.5.

Tabela 5.5: Quantidade de áreas de culturas que podem ser atendidas utilizando aplicação aeroagrícola

Quantidade de áreas plantadas até 400 hectares por região do Brasil	
Norte	626
Nordeste	2023
Sudeste	2844
Sul	2349
Centro-Oeste	674

Assim, sendo que no Brasil existe 8775 áreas menores ou iguais que 400 hectares (IBGE 2007), o VANT para aplicação de defensivos agrícolas tem o potencial de cobrir 7,1 % da quantidade de áreas na região norte, 23,0% na região nordeste, 32,4% na região sudeste, 26,7% na região sul e 7,6% na região centro oeste, levando em conta um dia de trabalho de 6 horas, com 4 reabastecimentos.

Capítulo 6

6. ESTABILIDADE

6.1. Estabilidade Estática Longitudinal

Esta etapa do projeto tem como objetivos:

- Determinação do Ponto Neutro do VANT;
- Determinar a Margem Estática;
- Analisar o coeficiente de momento de arfagem com a deflexão do profundor.

Estabilidade é definida como sendo uma propriedade de um estado de equilíbrio, sendo o equilíbrio estável quando o corpo é ligeiramente perturbado em qualquer grau de liberdade e é capaz de retornar ao seu estado inicial, segundo Etkin (1959).

Segundo Nelson (1989), um exemplo dos vários tipos de estabilidade estática que podem existir é mostrado na Figura 6.1, na qual, se uma esfera, em virtude da atração gravitacional, rolar até o fundo da tigela (Fig. 6.1.(a)), as forças e os momentos tendem a restabelecer a bola no seu ponto de equilíbrio, tal situação é referente ao ponto de equilíbrio estável. De outra maneira, com a esfera em cima da tigela (Fig. 6.1.(b)), qualquer perturbação provocada no ponto de equilíbrio, a esfera rola abaixo, neste caso, o ponto de equilíbrio é classificado como ponto de equilíbrio instável. Com uma esfera colocada sobre uma superfície plana (Fig.6.1.(c)) e se uma parede provocar um deslocamento no ponto de equilíbrio inicial para outra posição, a esfera permanecerá na nova posição, tal situação é classificada como ponto de equilíbrio neutro e representa o limite entre a estabilidade estática e a instabilidade estática.

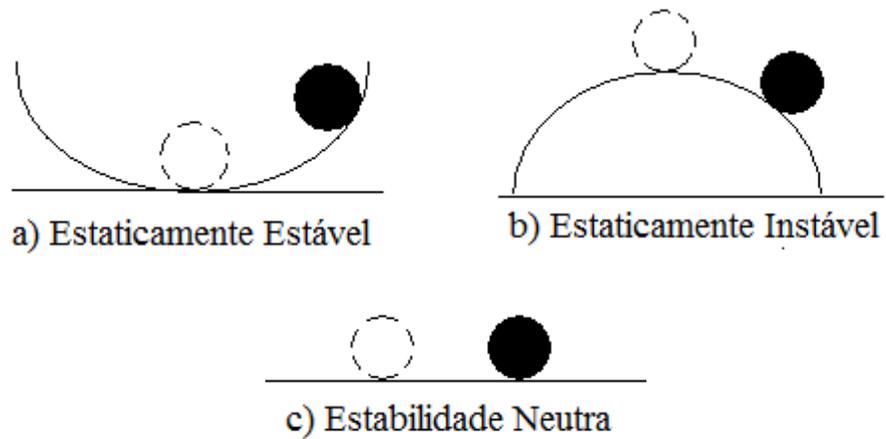


Figura 6.1: Ilustração das várias condições de estabilidade estática

Na Figura 6.2, Supondo que uma aeronave seja perturbada com uma rajada de vento para cima de tal forma que o ângulo de ataque é aumentado (ponto B), então a aeronave desenvolve um momento de arfagem que tende rotacionar a aeronave (abaixando o nariz), voltando ao ponto de equilíbrio $C_{m,c.g} = 0$ (ponto A). Dessa maneira, a aeronave é estaticamente estável longitudinalmente quando $dC_m/d\alpha < 0$.

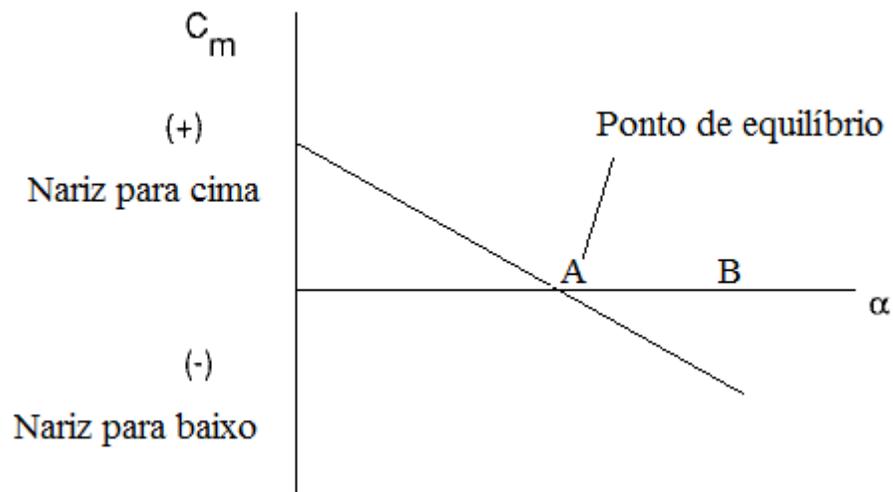


Figura 6.2: Coeficiente de momento de arfagem pelo ângulo de ataque

Os componentes da aeronave como a asa, fuselagem e cauda contribuem nas características da estabilidade estática da aeronave através dos momentos de arfagem. Dessa maneira, é considerada a contribuição de cada componente separadamente.

A contribuição da asa no momento da aeronave pode ser examinada conforme a Figura 6.3, e através da somatória dos momentos em relação ao centro de gravidade, é obtida a Equação (6.1) em função dos coeficientes aerodinâmicos.

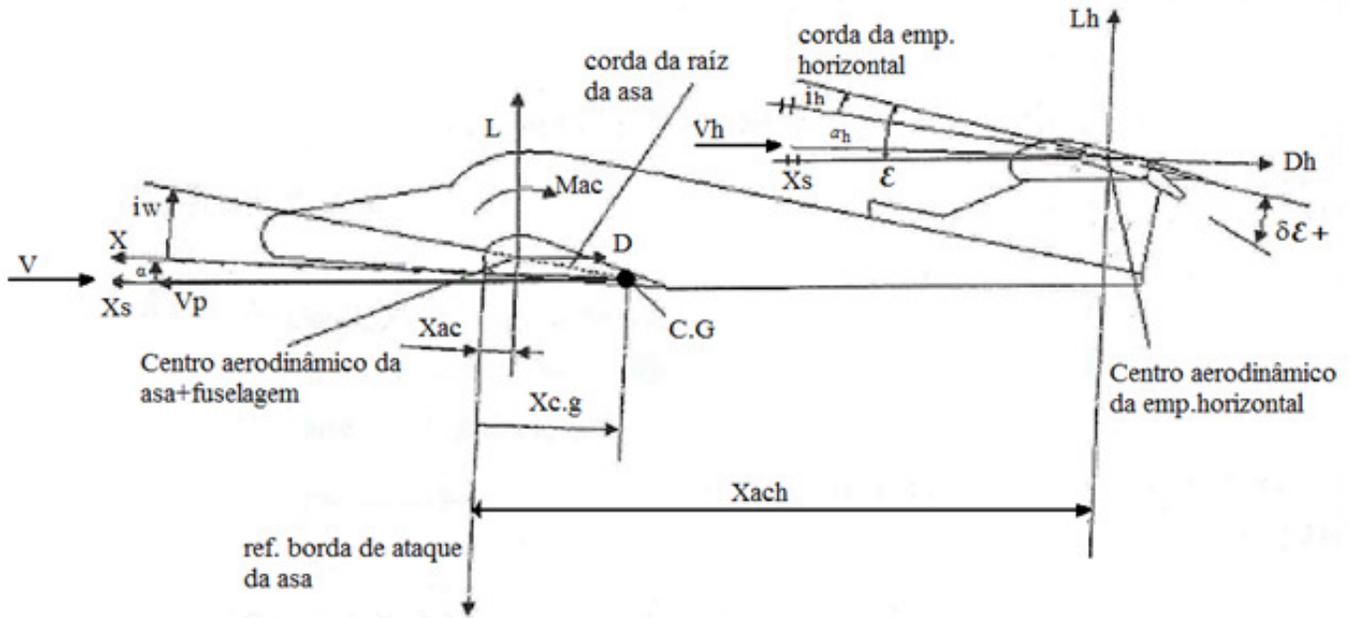


Figura 6.3: Esquema do posicionamento das forças atuantes na asa e na empennagem horizontal, com a deflexão positiva do profundor

$$C_{m\ c.g} = C_{m\ acw} + (C_{L0w} + C_{L\alpha w} \alpha) \left(\frac{X_{c.g}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (6.1)$$

Aplicando a condição de estabilidade estática, tem-se as Equações (6.2) e (6.3).

$$C_{m0} = C_{m\ acw} + C_{L0w} \left(\frac{X_{c.g}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (6.2)$$

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha w} \left(\frac{X_{c.g.}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (6.3)$$

Onde, $C_{L\alpha w}$ é o fator de correção da inclinação da curva de sustentação da asa infinita para a asa finita, e pode ser obtido pela Equação (6.4).

$$C_{L\alpha w} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{C_{l\alpha}}{\pi AR}} \quad (6.4)$$

Segundo a Equação (6.3), a posição do centro aerodinâmico deve-se situar atrás da posição do centro de gravidade fazendo com que $C_{m\alpha} < 0$, e para que a aeronave tenha um ângulo de ataque positivo, $C_{m0} > 0$.

A diferença entre a posição do C.G e o centro aerodinâmico da aeronave é chamada de Margem Estática, e conforme Canale (2009), tem-se observado em ensaios em vôo quanto em testes em simuladores, que a precisão de controle e a tendência a se estabilizar decresce com $C_{m\alpha}$, assim, o grau de atenção do piloto aumenta, bem como o trabalho e stress em percursos longos . Estudos em simuladores de vôo mostram que é possível o vôo para valores levemente positivos para $C_{m\alpha}$, principalmente para aviões de grande porte. Dessa maneira, a British Airworthiness Requirements especifica o máximo admitido para a margem de estabilidade estática longitudinal de -0,05.

A contribuição da cauda na sustentação da aeronave e no momento de arfagem pode ser desenvolvida como apresenta a Figura 6.2, em que o ângulo de ataque da cauda é dado pela Equação (6.5) e o ângulo de downwash pela Equação (6.6).

$$\alpha_H = \alpha - i_w - \varepsilon + i_H \quad (6.5)$$

Onde,

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha \quad (6.6)$$

A razão da mudança do ângulo de downwash com o ângulo de ataque é determinado pela Equação (6.7).

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{2 C_{L\alpha}}{\pi AR} \quad (6.7)$$

O momento de arfagem devido à cauda pode ser obtido somando os momentos sobre o centro de gravidade, e em função dos coeficientes aerodinâmicos, o coeficiente de momento da cauda é dada pela Equação (6.8) (NELSON, 1989).

$$C_{mh} = - V_H \eta C_{Lh} \quad (6.8)$$

Segundo Nelson (1989), os coeficientes de momento devido a fuselagem, C_{m0} e $C_{m\alpha}$, podem ser dados pelas Equações (6.9) e (6.10).

$$C_{m0f} = \frac{k_2 - k_1}{36,5 S \bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 (\alpha_0 + i_f) \Delta x \quad (6.9)$$

Onde,

$k_2 - k_1$: fator de correção da razão de finura do corpo;

w_f : largura média das seções da fuselagem;

i_f : ângulo de incidência da linha de curvatura da fuselagem em relação a linha de referencia da fuselagem no centro de cada incremento da mesma. A definição do ângulo como positivo ou negativo é mostrado na Figura 6.4;

Δx : comprimento dos incrementos da fuselagem.

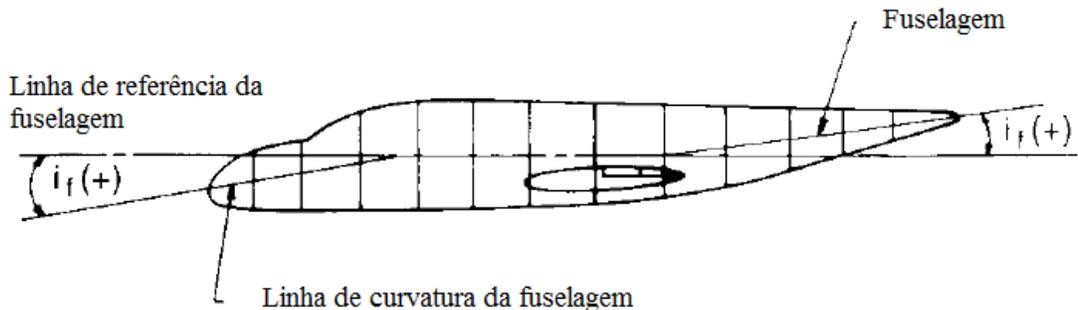


Figura 6.4: Procedimento para calcular C_{m0} da fuselagem

O ângulo de ataque local ao longo da fuselagem é afetado pelo campo de fluxo criado pela asa, sendo a parte dianteira da fuselagem tendo um fluxo upwash e a parte traseira com fluxo downwash, assim, a mudança do momento de arfagem com o ângulo de ataque pode ser dado pela Equação (6.10).

$$c_{m\alpha f} = \frac{1}{36,5 S \bar{c}} \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \frac{\delta \epsilon_u}{\delta \alpha} \Delta x \quad (6.10)$$

Onde $\delta \epsilon_u / \delta \alpha$ pode ser estimado conforme o gráfico da Figura 6.5, na qual, para a região de upwash, $\delta \epsilon_u / \delta \alpha$ é obtido da curva (a), e para a região de downwash, $(\delta \epsilon_u / \delta \alpha)$ é dada pela Equação (6.11).

$$\frac{\delta \epsilon_u}{\delta \alpha} = \frac{x_i}{l_h} (1 - \delta \epsilon_u / \delta \alpha) \quad (6.11)$$

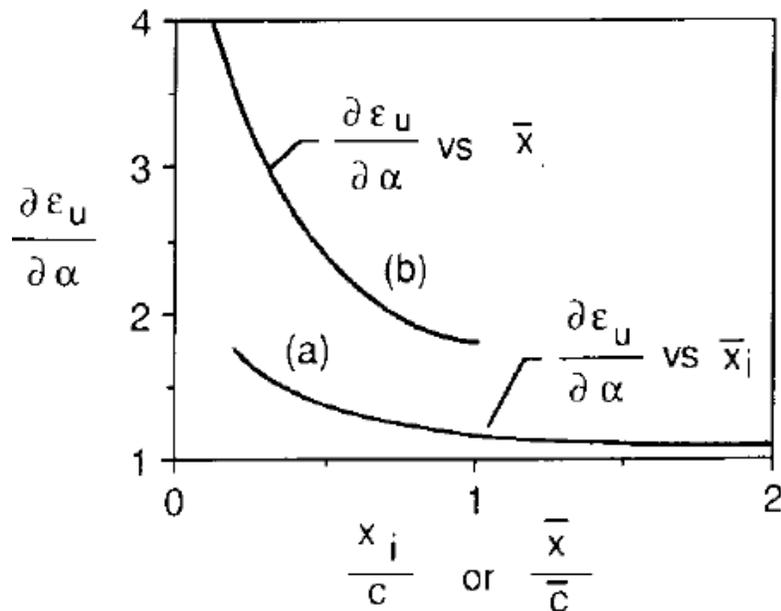


Figura 6.5: Variação do ângulo do fluxo local ao longo da fuselagem

6.2. Ponto Neutro Manche Fixo

O momento de arfagem total da aeronave pode ser obtido através da Equação (6.12), somando as contribuições da asa, cauda e fuselagem, através das Equações (6.13) e (6.14).

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha \quad (6.12)$$

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha w} \left(\frac{X_{c.g}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) + c_{maf} - V_H \eta C_{Lh} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (6.13)$$

$$C_{m0} = C_{m0} + C_{m0f} + V_H \eta C_{Lh} (\varepsilon_0 + i_w - i_h) \quad (6.14)$$

O $C_{m\alpha}$ (Equação (6.13)) depende da posição do centro de gravidade assim como das características aerodinâmicas da aeronave. Como o C.G varia durante o voo é importante ter o conhecimento dos limites do mesmo. Assim, para assegurar que a aeronave possua estabilidade estática longitudinal, deve-se conhecer o ponto em que $C_{m\alpha} = 0$, dessa forma, com as Equações (6.13) e (6.14) é obtida a Equação (6.15) do Ponto Neutro.

$$\frac{X_{NP}}{\bar{c}} = \frac{X_{ac}}{\bar{c}} - \frac{c_{maf}}{C_{L\alpha w}} + \eta V_H \frac{C_{L\alpha h}}{C_{L\alpha w}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (6.15)$$

6.3. Controle longitudinal

Quando a aeronave sofre qualquer perturbação no eixo longitudinal, é utilizado a empenagem horizontal e o comando de profundor com o fim de voltar a estabilizá-la. Dessa

forma, a deflexão do profundor provoca uma mudança no coeficiente de momento de arfagem, como mostra a Equação (6.16)

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta e} \delta e \quad (6.16)$$

Sendo $C_{m\delta e}$ o coeficiente de momento devido à deflexão do profundor, dada pela Equação (6.17), e $dC_{Lh}/d\delta e$ é a eficácia do profundor que leva em conta o tamanho do comando. Este pode ser estimado através da Equação (6.18), na qual o fator τ é obtido através da Figura 6.6.

$$C_{m\delta e} = -V_H \eta \frac{dC_{Lh}}{d\delta e} \quad (6.17)$$

$$\frac{dC_{Lh}}{d\delta e} = C_{L\alpha h} \tau \quad (6.18)$$

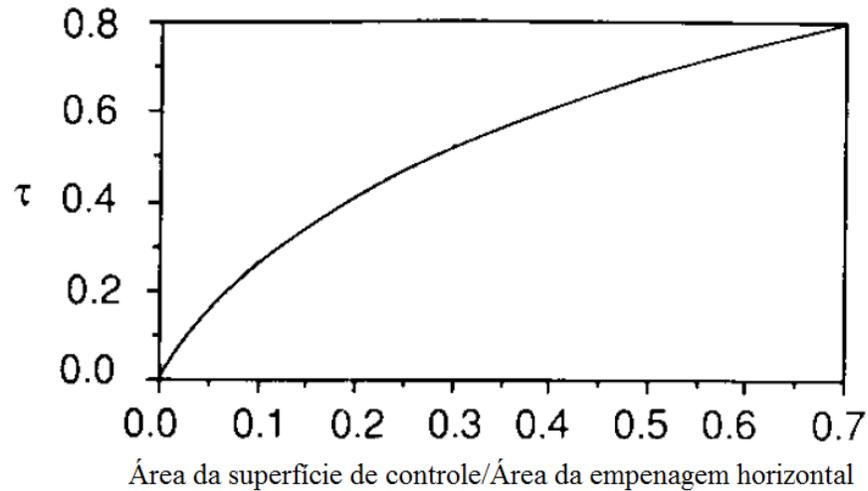


Figura 6.6: Parâmetro da eficiência da superfície de controle

6.4. Procedimento de Cálculo da Estabilidade Estática Longitudinal

Para se determinar o Ponto Neutro do VANT, foi utilizada a Equação (6.15), na qual, $c_{m\alpha f}$ foi calculado através da Equação (6.10), $C_{L\alpha w}$ da Equação (6.4), e $d\varepsilon/d\alpha$ da Equação (6.7), obtendo os seguintes valores, $C_{L\alpha h} = 3,80/\text{rad}$; $C_{L\alpha w} = 4,97/\text{rad}$; $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0,40$; e $c_{m\alpha f} = 0,003$.

A margem estática do VANT foi calculada utilizando a Equação (6.3), tendo um $C_{m\alpha} < 0$, para que a aeronave seja estaticamente estável no eixo longitudinal.

O VANT sofre várias perturbações quando esta voando próximo do solo, tirando-o do seu estado de equilíbrio estável, como por exemplo, ao atravessar regiões de lagos, de terra firme, e plantações, podendo encontrar térmicas que desestabilizam a aeronave, elevando ou descendo o nariz da mesma, dessa maneira, o profundor deve atuar para manter o nariz da aeronave para cima e não se chocar com o solo, plantação, dentre outros. Assim, foi analisado o momento de arfagem do VANT com a deflexão do profundor para que possa executar um vôo de pulverização estaticamente estável, utilizando a Equação (6.16). Foi feita a variação do ângulo de ataque do VANT e adotado ângulos de deflexão do comando de -4 a 6 graus a cada 2 graus.

6.5. Resultados e Discussões da Estabilidade Estática Longitudinal

A estabilidade estática longitudinal é geralmente expressada em termos do ponto neutro, em que a sua localização determina se a aeronave tem estabilidade estável, instável ou neutra.

Através da Equação (6.15), pode-se obter o Ponto Neutro $X_{NP} = 0,41$ m a partir do bordo de ataque da asa.

Para que o VANT tenha estabilidade estável longitudinalmente, a diferença entre a posição do centro de gravidade e do centro aerodinâmico não deve ultrapassar $0,05$, segundo a British Airworthiness Requirements, assim, foi obtida a Margem Estática de $0,03$ levando em conta o peso total do VANT, tendo um $C_{m\alpha} = -0,15$.

A análise do momento de arfagem com a deflexão do profundor obteve os resultados apresentados nas Figuras 6.7, 6.8 e 6.9 para ângulo de incidência da empenação horizontal de zero, -3,0 e 1,0 graus respectivamente.

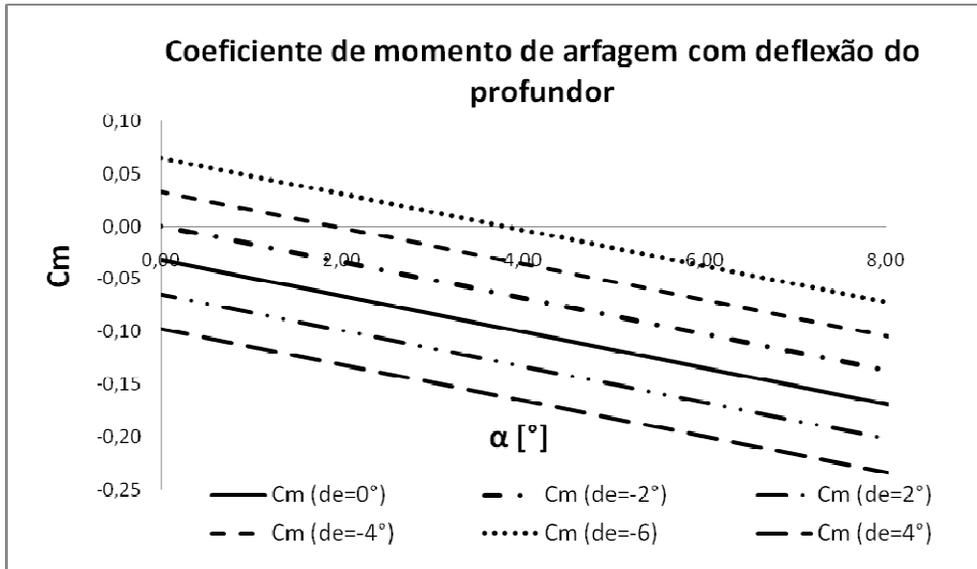


Figura 6.7: Coeficiente de momento de arfagem para ângulo de incidência da empenação horizontal de zero graus

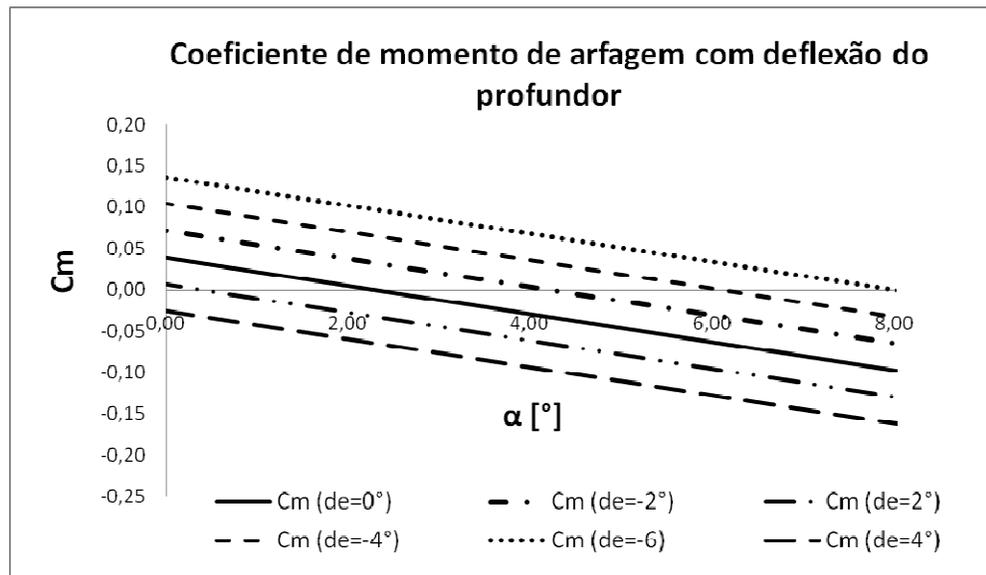


Figura 6.8: Coeficiente de momento de arfagem para ângulo de incidência da empenação horizontal de -3 graus

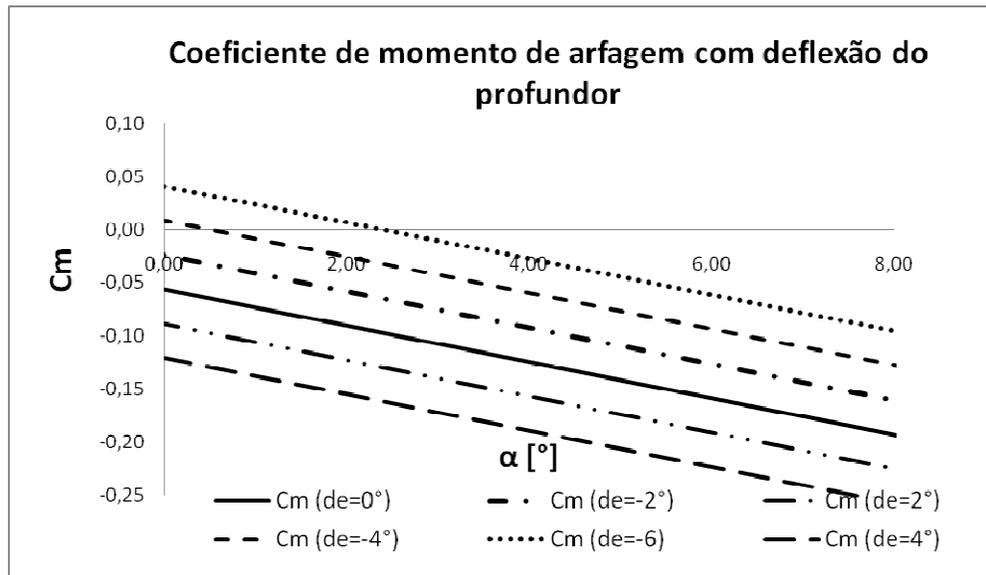


Figura 6.9: Coeficiente de momento de arfagem para ângulo de incidência da empennagem horizontal de 1 grau

Para o VANT manter o ângulo de ataque de aproximadamente 3,0 graus em vôo de pulverização, sem que o comando de profundor seja defletido, a incidência da empennagem horizontal deve ser de -3,0 graus, na qual é obtido um coeficiente de momento de arfagem nulo, como apresentado no gráfico da Figura 6.7.

Com o ângulo de incidência de zero grau, o coeficiente de momento de arfagem é nulo para uma deflexão do profundor de -4,0 graus; e com a incidência de 1 grau, a deflexão do profundor é de -6,0 graus.

Como o peso da aeronave é alterado à medida que a pulverização é realizada, a posição do centro de gravidade varia o que ocasiona uma rotação do nariz para baixo, dessa forma, é necessário que ocorra uma correção automática no ângulo de incidência da empennagem horizontal e na deflexão do profundor para elevar o ângulo de ataque e estabilizar o VANT. Tal correção é feita através da programação a ser inserida no Piloto Automático.

Capítulo 7

7. DIAGRAMA V-n

7.1. Envelope de cargas limites da aeronave

Durante o voo, a estrutura da aeronave fica submetida a acelerações da gravidade que são representadas pelo fator de carga. As limitações estruturais em função da velocidade de voo e do fator de carga são representadas de maneira gráfica através do diagrama V-n.

São considerados o fator de carga limite e o fator de carga último como sendo os fatores de cargas associados com a deformação permanente e com a ruptura do material, respectivamente.

Se o fator de carga n for menor que o fator de carga limite, a estrutura irá se deformar durante a manobra, contudo, retornará ao seu valor original quando $n=1$. Caso n seja maior, a estrutura sofrerá deformação permanente ocorrendo a sua danificação sem que haja ruptura. Se n ultrapassar o fator de carga último, a estrutura sofrerá ruptura.

7.2. Velocidades Estruturais

Para se construir os diagramas de manobra e de rajada são determinados as velocidades utilizadas para o cálculo estrutural e os fatores de carga máximos e mínimos, sendo seguida à metodologia sugerida nos regulamentos da FAR por serem os mais difundidos no mundo e que

são adotados pelo Brasil na forma dos RBHA. Devido ao fato de não haver regulamentação específica para VANT's, os fatores abaixo serão considerados uma categoria de aeronaves leves subsônicas.

7.3. Velocidade de Cruzeiro (Vc)

De acordo com a norma FAR-Part 23-335, a velocidade de cruzeiro não pode ser menor que:

- $33 \sqrt{\frac{W}{S}}$, para $W/S < 20$;
- $28 \sqrt{\frac{W}{S}}$, para $W/S > 100$.

A velocidade de cruzeiro também não deve exceder 90% da velocidade máxima nivelada.

7.4. Velocidade Nunca Excedida em Mergulho (Vd)

Segundo a norma anterior, a velocidade nunca excedida em mergulho não deve ser menor que 125% da velocidade de cruzeiro e também não deve ser menor que 140% do limite inferior estabelecido para a velocidade de cruzeiro.

7.5. Fatores de carga de manobra

Conforme a norma FAR-Part 23.337, os fatores de carga de manobra limites são de +4,4 e -1,76 e segundo os requisitos da JAR-VLA 337, são de +3,8 e -1,5.

Para a categoria de aeronave em questão, os fatores da norma da FAR foram considerados exagerados, por isso, serão utilizadas as especificações da JAR.

7.6. Velocidade de Manobra (V_A)

A velocidade de manobra não deve ser menor que $V_s \sqrt{n}$, sendo V_s a velocidade de *stall* sem flapes com a aeronave em peso de projeto e n o fator de carga máximo definido para o projeto.

Além disso, a velocidade de manobra não deve exceder a velocidade de cruzeiro, assim, $V_s \sqrt{n} < V_A < V_C$.

7.7. Fatores de carga de rajada

Os fatores de carga de rajada, apresentados pela Equação (7.1), podem ser calculados segundo o requisito da FAR-Part 23.341, através das Equações (7.2) e (7.3) considerando que a aeronave está sujeita a rajadas de ventos verticais simétricas em vôo nivelado.

$$n = 1 \pm \frac{K_g U_{de} V a}{498 (W/S)} \quad (7.1)$$

$$K_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (7.2)$$

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho \bar{c} a g} \quad (7.3)$$

Onde, U_{de} é a velocidade de rajada em pés por segundo, V é a velocidade de cruzeiro ou velocidade nunca excedida em mergulho dada em nós, K_g é o fator de alívio de rajada, μ_g é o fator de massa da aeronave e α um valor médio da inclinação da curva do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque.

É considerada a velocidade de rajada de 50 pés por segundo (15 m/s) na velocidade de cruzeiro da aeronave, entre as altitudes do nível do mar e 20000 pés (6096 m), para os fatores de carga positivo e negativo.

Considerada a velocidade de rajada de 25 pés por segundo (7,5 m/s) na velocidade nunca excedida em mergulho, entre as altitudes do nível do mar e 20000 pés (6096 m), para os fatores de carga positivo e negativo.

7.8. Velocidade máxima de operação com flapes

De acordo com a norma FAR-Part 23.345, essa velocidade é assumida como sendo:

- $V_F \geq 1,4 V_S$ (Equação 7.4); ou
- $V_F \geq 1,8 V_{SF}$ (Equação 7.5), assumindo quaisquer das velocidades contando que seja maior.

7.9. Curvas de vô com coeficiente de sustentação máximo

Para obter os fatores de carga limite são consideradas as situações com e sem flaps, segundo a Equação (7.6).

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\rho S C_{L\max} V^2}{2 W} \quad (7.6)$$

7.10. Coeficiente de sustentação máximo negativo

Esses coeficientes são geralmente determinados através do uso de túneis de vento, entretanto, pode-se utilizar na prática o coeficiente de sustentação máximo negativo sendo de 60% a 100% do coeficiente de sustentação máximo. Quanto mais simétrico for o perfil, mais próximo de 100% (OLIVEIRA,2011).

7.11. Cálculos Detalhados

Nesta etapa, as unidades estarão no sistema inglês, seguindo os requisitos da FAR. O VANT possui as especificações mostradas na Tabela 7.1.

Tabela 7.1: Especificações do VANT

W_{to}	786,8 lbf (3500 N)	corda média	2,3 pés (0,70 m)
S	50,8 pés ² (4,75 m ²)	C_{Lmax}	1,8
ρ	0,002373 slug/ft ³ (1,23 kg/m ³)	C_{Lmax_flap}	2,2
a	4,96 / rad	V_{max}	262 pés/s (80,0 m/s)

7.11.1. Velocidade de Cruzeiro

Considerando os valores da Tabela 7.1, a razão W/S é maior que 20, dessa forma, $33 \sqrt{\frac{W}{S}} < V_c < 0,9 V_{M\acute{a}x}$, então, $130,5 < V_c < 219,8$.

Assim foi adotado, $V_c = 165,0 \text{ ft/s}$ (50,3 m/s).

7.11.2. Velocidade nunca excedida em mergulho

Com os resultados anteriores, tem-se:

$$V_D > 1,25 V_c \Rightarrow V_D > 137,0 \text{ ft/s}$$

$$V_D > 1,40 V_{c \text{ mín}} \Rightarrow V_D > 108,27 \text{ ft/s}$$

Foi adotado $V_D = 200,0 \text{ ft/s}$ (60,9 m/s).

7.11.3. Velocidade de manobra

Adotando o fator de carga de manobra máximo como sendo 3,8 e com os dados da tabela 7.1, tem-se:

$$V_s \sqrt{n} < V_A < V_C$$

$$166,87 < V_A < 185$$

Foi adotado $V_A = 168,0 \text{ pés/s}$ (51,2 m/s).

7.11.4. Fatores de carga de rajada

Com os dados da Tabela 7.1 e com as Equações 7.1, 7.2 e 7.3, são obtidos os resultados apresentados na Tabela 7.2.

Tabela 7.2: Fatores de carga de rajada

Vc=185,0 pés/s (56,4 m/s)	Ude = 50 pés/s (15 m/s)	n = 4,06
		n=-2,06
Vc=215 pés/s (65,5 m/s)	Ude = 25 pés/s (7,5 m/s)	n=2,67
		n=-0,67

7.11.5. Curvas de vôo com coeficiente de sustentação máximo

Por meio das Equações 7.4 e 7.5, a velocidade máxima de operação dos flapes foi assumida como sendo: $V_F = 119,8 \text{ pés/s}$ (36,5 m/s).

Com os dados da Tabela 7.1 e com a Equação 7.6, temos a função dos fatores de carga com e sem flapes:

$$n1 = 0,000167 V^2 \text{ (com flape)}$$

$$n2 = 0,000136 V^2 \text{ (sem flape)}$$

A curva do fator n1 foi gerada até atingir V_F , e a curva do fator n2 foi gerada até atingir a velocidade de manobra da aeronave.

Da mesma maneira, utilizou-se a Equação 7.6 para obter o fator de carga negativo, considerando que o $C_{L\text{máx}_{neg}} = 0,75 C_{L\text{máx}}$, assim, a curva dos fatores de carga máximos negativos e sem flape é gerada até que o valor coincida com o valor do fator de carga mínimo (-1,5).

Depois da determinação das velocidades de seus respectivos fatores de carga, podem ser construídos os diagramas V-n de manobra e de rajada (Figura 7.1) do VANT.

7.12. Resultados Diagrama V-n de Manobra e de Rajada

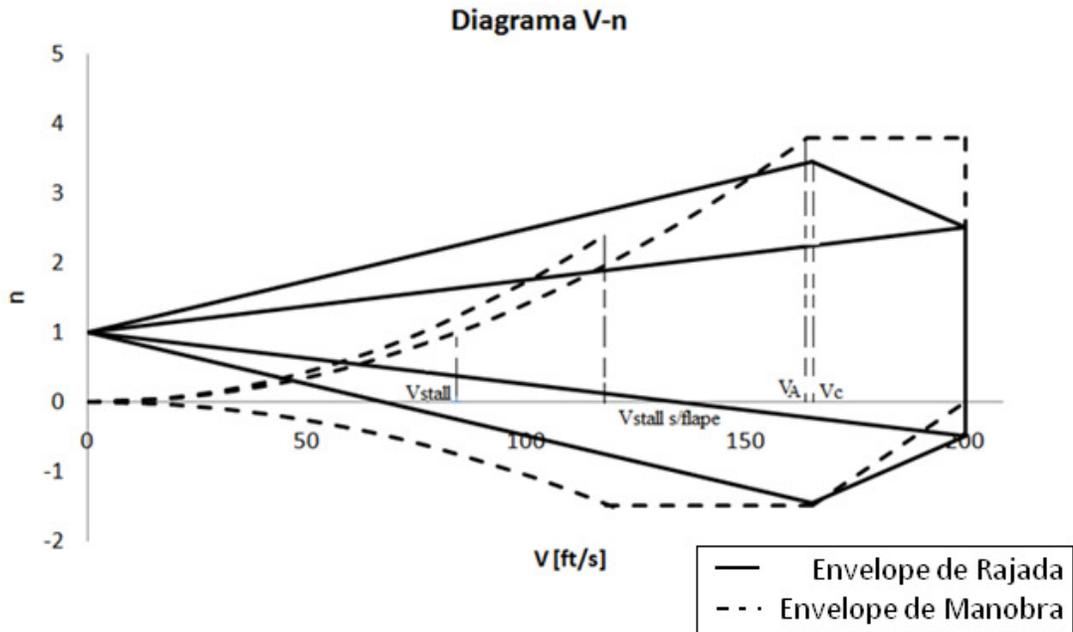


Figura 7.1: Superposição dos diagramas de manobra e de rajada

No diagrama de manobra, para uma velocidade acima de 200,0 pés/s (60,9 m/s) ocorre uma limitação estrutural por velocidade, e para um fator de carga acima de 3,8 e menor que -1,5 ocorre a limitação estrutural por fator de carga, causando deformação permanente na estrutura. Caso o fator de carga atinja acima de 1,5 do fator de carga limite, pode ocasionar a falha na estrutura da aeronave.

Verifica-se no diagrama V-n uma velocidade de manobra de 168,0 pés/s (51,2 m/s), velocidade nunca excedida em mergulho de 200,0 pés/s (60,9 m/s), e fator de carga positivo de 3,35, com os pontos do envelope de rajada dentro do envelope de manobra, assegurando a integridade estrutural do VANT.

Assim, este diagrama representa um elemento de fundamental importância a fim de se verificar o verdadeiro potencial de vôo de uma aeronave e sua respectiva resistência estrutural.

Capítulo 8

8. SISTEMA DE CONTROLE DE VÔO DO VANT

8.1. Conceitos Gerais

Os conceitos que envolvem o planejamento e a execução de missões serão mostrados sucintamente, tirados do trabalho desenvolvido por Costa (2008).

- Missão: descreve a operação da aeronave que visa cumprir um objetivo específico, denominado de objetivo da missão. Antes de executar qualquer missão, o VANT é pré-programado essencialmente para decolar, voar em certa altitude com a rota e tempo determinados, transmitindo as informações de sinais e imagens captadas, as quais poderão ser utilizadas para designar alvos para ataques aéreos, reconhecimento e vigilância, voltar para o lugar de decolagem e pousar em segurança. Há alternativas para fazer o recolhimento do VANT de asas fixas, podendo ser utilizado pára-quedas, esquis para grama ou neve, estradas ou até mesmo redes, em navios, onde o espaço é limitado;
- Atitude da aeronave: diz respeito a sua posição nos eixos vertical, longitudinal e transversal;
- Guiagem: técnica de controle da posição do centro de massa da aeronave;
- Pilotagem: técnica que controla a atitude da aeronave;
- Navegação: sistema que recebe informações de dados de missão, pontos de rota, manobras básicas ou mesmo posições de deflexão dos atuadores da aeronave

- Telemetria: sistema de monitoramento em que os dados provenientes dos sensores embarcados na aeronave são enviados para a Estação Solo;
- Telecomandos: posicionamento e acionamento de câmeras fotográficas e de vídeo, sensores infravermelhos etc.

8.2. Constituição do Veículo

Segundo Pereira (2005), o VANT pode ser constituído dos seguintes subsistemas:

- Atuação: controla os atuadores para que a velocidade de rotação destes ou a inclinação adequada das superfícies de deflexão corresponda a referencia gerado pelo sistema de pilotagem e controle;
- Suporte: verifica o seu estado inicial e faz o monitoramento continuo do estado do veículo com o intuito de detectar falhas de hardware e erros de comportamento, e ativar ações corretivas para evitar a perda do veículo;
- Energia: distribui a energia disponível a bordo;
- Carga útil: são dispositivos variados de sensores e atuadores, como câmeras de vídeo, sonares, sensores de temperatura, etc para o primeiro e dispositivo de recolher amostras, armas, dispositivos mecanicos, dentre outros, para o segundo;
- Comunicação: faz a comunicação entre os sistemas e o veículo ou entre o operador e o veículo;
- Interface pessoa-sistema: o operador pode definir a missão, especificar restrições operacionais, autorizar algumas operações e intervir, pelo menos, nas operações de decolagem e pouso, alem disso, pode interpretar informações e alguns processos de decisão;
- Planejamento: processo de definir ou adaptar um conjunto de ações articuladas de forma a atingir os objetivos da missão;

- Executor: recebe os dados continuamente gerados pelos dados sensoriais e de monitoração, avaliando continuamente a necessidade de replanejamento, podendo recorrer a interface pessoa-sistema para completar as tarefas;
- Dados sensoriais e percepção: apanha, integra e interpreta os dados dos sensores locais e do Funcionamento em rede e colaboração para produzir uma representação do estado do ambiente, da execução da missão e do veículo que vão ser utilizadas pelo Planejamento e pelo Executor;
- Monitoração e Diagnóstico: recolhe, integra e interpreta informação sensorial relativa ao estado do veículo, incluindo detecção e identificação de falhas. Esta informação poderá ser utilizada para gerir a redundância de recursos na execução da missão.

8.3. Classificação dos VANT's

Os VANT's podem ser usados para diversas aplicações, como citado na Seção 2.1.1, dependendo do seu tamanho, custo, dispositivos que transportam como sensores meteorológicos, radioativos e químicos, câmeras de vídeo, lasers, materiais bélicos, dentre outros. Seu nível de complexidade pode ser classificado em três tipos (SOUZA,1999 apud NERIS, 2001):

- Tipo I – Nesse sistema, os vôos são controlados com visada direta da aeronave utilizando rádios convencionais. São utilizados aeromodelos convencionais equipados com câmeras fotográficas ou de vídeo. Sistemas tipo I possuem funcionalidade mínima, menor custo e maior facilidade de implantação;
- Tipo II – Nesse sistema, os vôos são controlados sem visada direta, através de um computador que recebe imagem da aeronave em tempo real. A aeronave deve estar equipada com instrumentos de bordo para que seja possível pilotar e obter fotografias aéreas com referencia geográficas;

- Tipo III – Nesse sistema, os vôos são autônomos com pequena ou nenhuma interferência do piloto. Estes são iguais aos sistemas do tipo II, porém equipados com equipamentos e software adicionais para permitir o vôo autônomo.

8.4. Sistema de Controle de Vôo

O Sistema de Controle de Vôo é um conjunto de sistemas computacionais (apresentado na Figura 6.2), divididos em módulos, que permite determinar e controlar a atitude e o posicionamento do veículo ao executar a missão.

Os módulos podem ser divididos em Estação Solo e Estação Embarcada (Piloto Automático) sendo esta composta pelo Sistema de Navegação e Sistema de Controle.

Segundo Sampaio (2006), seu modo de operação pode ser de três tipos:

- Pilotado (*Pilot-In-Control*): o veículo realiza vôo manual controlado pelo operador via rádio-controle;
- Remotamente Pilotado: é um modo de operação semi-autônomo, em que o Sistema de Controle de Vôo tem apenas a função de estabilizar o veículo e a Navegação é realizada pelo piloto de maneira manual.
- Autônomo: é o modo em que as funções dos Sistemas de Controle e Navegação são realizadas automaticamente.

A comunicação entre as estações é feita via ondas eletromagnéticas, de maneira em que a Estação Solo envia sinais para o Piloto Automático e este recebe e envia sinais para os satélites (do GPS) e para a Estação Solo (representado pela Figura 6.1). Esta comunicação pode ser dividida nas categorias: Navegação, Telemetria, Telecomandos e Monitoramento.

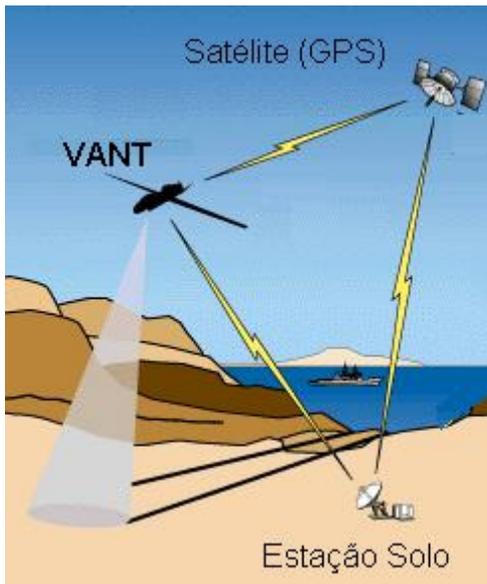


Figura 8.1: Enlace de comunicação entre a Estação Solo e o veículo

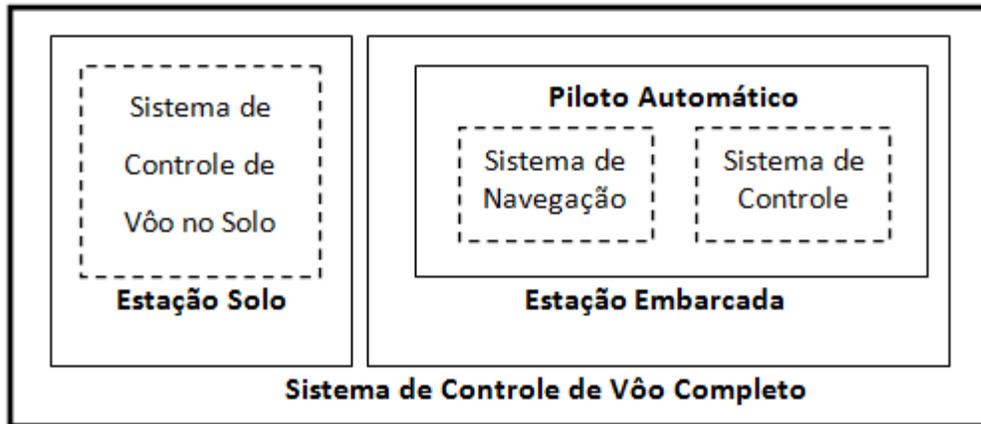


Figura 8.2: Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo Completo

8.4.1. Estação Solo

Composto por um computador, console de pilotagem (comando RC), antena e caixa da “estação solo” (na qual é ligado os componentes anteriores).

Na estação solo, o usuário define a missão, através de um plano de voo, determinando as tarefas e a rota que o veículo irá executar podendo ser modificadas a qualquer momento pelo usuário. Recebe e envia informações para o Piloto Automático.

Alguns exemplos dessa estação são mostrados nas Figuras 6.3 a 6.5, usadas no Sistema de Controle de VANT’S militares e civis.



(a)



(b)



(c)

Figura 8.3: (a) Estação Solo; (b) e (c) Sistema operacional (Computadores) do VANT Predator



(a)



(b)

Figura 8.4: (a) Estação Solo e (b) Sistema de Controle de Vôo do VANT



(a)



(b)

Figura 8.5: (a) Estação Solo do Dirigível AURORA [PROJ. AURORA CTI] e (b) Estação Solo do VANT civil MLB BAT

8.4.2. Piloto Automático

Computador de bordo que tem a função de controlar e orientar o veículo através do Sistema de Controle e do Sistema de Navegação. Recebe o plano de vôo da Estação Solo, faz a leitura das informações vindas dos sensores (GPS, giroscópio, altitude, etc) e envia para os atuadores realizarem a manobra.

i. Sistema de Navegação

Sistema que determina o estado do UAV fornecendo à estação solo: a posição atual e de destino, velocidades (lineares e angulares) e atitude, verifica continuamente as informações dados pelos sensores (altitude, GPS, direção, etc) e calcula manobras de correção da rota, caso haja necessidade, enviando para o Sistema de Controle.

A navegação pode ser feita por alguns métodos como apresentados a seguir:

- Correção de Posição: a posição do veículo é corrigida em relação a um ponto de referência;
- Navegação Inercial: é um sistema que determina a posição e velocidade a partir da aceleração, a qual é obtida por sensores internos e a velocidade é calculada por um processo matemático de integração;
- GPS: é um sistema de radio navegação através de satélites, em que é conhecida a posição do conjunto de satélites em relação a um referencial inercial e assim obtém a sua posição em relação a este conjunto.
- Rádio-navegação: a posição do veículo é determinada medindo o tempo que uma onda eletromagnética vai de um transmissor em solo até um receptor contido no veículo;

- **Dead Reckoning:** para se determinar a nova posição, pega-se a última posição conhecida do veículo e a média da velocidade e da direção, faz-se a decomposição da velocidade nas direções norte e leste as quais serão convertidas em medidas angulares (latitude e longitude) e então são adicionadas à posição inicial para obter a posição atual;

Sendo geralmente utilizado o de Correção de Posição através de Navegação Inercial e GPS.

ii. Sistema de Controle

Sistema que recebe as informações dos sensores e do Sistema de Navegação, permitindo que o veículo mantenha a estabilidade e também seja capaz de executar manobras de correção de rota, através dos atuadores (superfícies de comando). O sistema de controle pode ter como função (KAYTON, 1997):

- **Controle de velocidade:** consiste em manter a velocidade constante e programada através do ajuste da potência do motor, por meio de um sistema de controle de fluxo de combustível automático (*auto-throttle*);
- **Controle de rota:** consiste em manobrar a aeronave em resposta aos dados provenientes do sistema de navegação para alcançar e manter a rota desejada. A orientação lateral se faz por meio do sistema de navegação e a orientação vertical é obtida através de sensores e controlada por um sistema de manutenção de altitude e da taxa constante de subida. Os comandos de manobra são introduzidos como entrada de atitude e posição no piloto automático.
- **Aumento de estabilidade:** consiste em amortecer as respostas às rajadas de vento, melhorando a qualidade da pilotagem manual da aeronave e coordenação de manobras. É empregado em vôos que devem ser extremamente seguros ou com manobras bruscas;
- **Manutenção da atitude:** controla a orientação da aeronave mantendo a sua atitude previamente selecionada, através do fornecimento de informação por giroscópios (vertical e direcional) ou por plataforma inercial;

8.4.3. Atuadores

São servos de pilotagem (elétricos ou hidráulicos) que executam os comandos fornecidos pelo Sistema de Controle para atuar nas superfícies de controle, as quais permitem a estabilidade do veículo.

A Figura 6.6 mostra as principais superfícies de controle do veículo:

- Leme: controla a direção da aeronave sobre seu eixo vertical;
- Profundor: responsável pelo movimento do avião sobre seu Eixo Lateral;
- Ailerons: controla a rotação da aeronave em relação ao eixo longitudinal;
- Motor: fornece a tração para a aeronave.

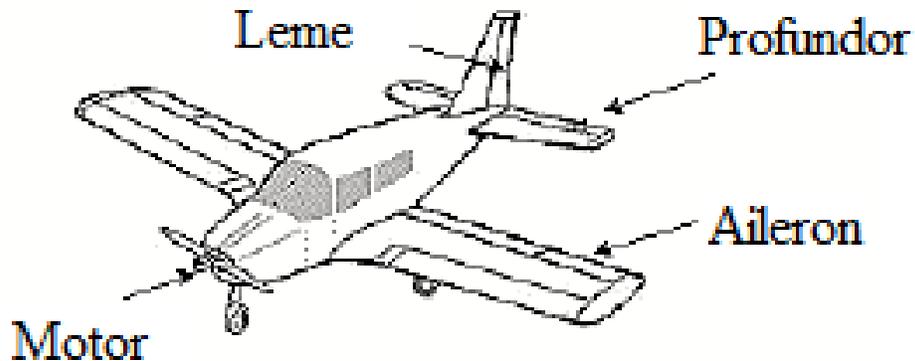


Figura 8.6: Indicação dos servos de pilotagem em uma aeronave comum

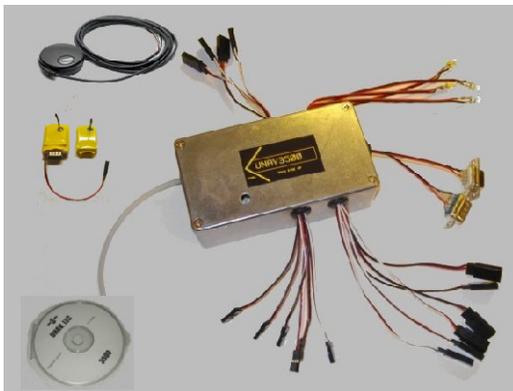
8.5. Sistemas de Controle comercializados

Atualmente, há uma variedade de empresas que desenvolvem pilotos automáticos capazes de executar as diversas missões impostas a esse tipo de veículo. A seguir são descritos resumidamente alguns pilotos automáticos comercializados para os VANT's.

8.4.4. UNAV

O piloto automático UNAV 3500, sendo apresentado na Figura 6.7, possui sensores (*AirData*) e navegação AHRS (Attitude and Heading Reference Systems), o qual é composto por sensores que fornecem a posição, atitude e guinada para os veículos. Este modo só é ativado quando se perde o sinal de GPS.

Os dados por telemetria são recebidos ao mesmo tempo em que os comandos podem ser enviados. São incluídos câmera integrada de estabilização (3 saídas servo) e mapa em tempo real. Além de um GPS (5 Hz), AHRS (1kHz), modems de rádio e software para a Estação Solo. Este sistema foi projetado especificamente para mini VANT's de asa fixa e peso menor que 2 kg.



(a)



(b)

Figura 8.7: (a) Piloto Automático e o software (b) Comparação do tamanho do Hardware com uma moeda

8.4.5. KESTREL

O piloto automático Kestrel 2.2X, projetado para mini e pequenos veículos é alimentado por um processador de 8 bits e 29 MHz , contém um conjunto de sensores utilizados pelo

software para medir e estimar os estados da aeronave. A comunicação digital permite enviar o estado de telemetria em tempo real para a estação solo e receber comandos de vôo.

Possui entrada do GPS na placa do piloto automático (opcional) e fornece informações por navegação inercial. Além disso, possui várias portas para conectar cargas pagas adicionais.

O piloto automático controla o avião com quatro servos standard RC hobby. Se mais servos são necessários, uma placa de servo extensor pode ser usado. A Figura 6.8 mostra as portas do piloto automático Kestrel com o modem conectado.

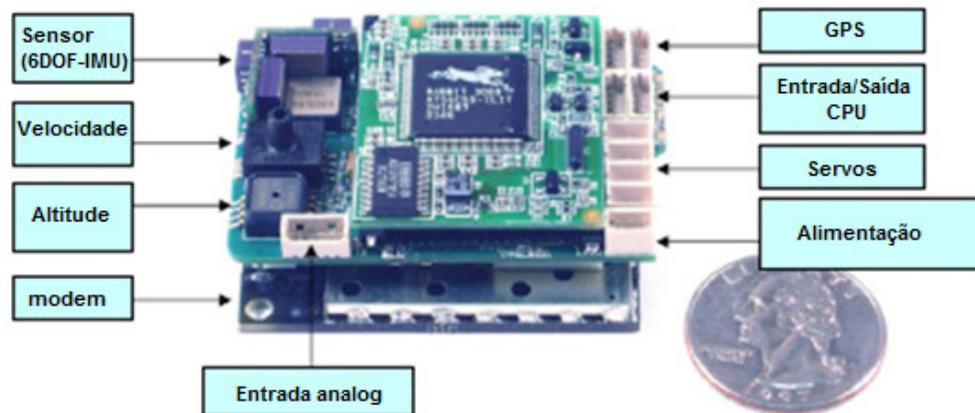


Figura 8.8: Piloto automático Kestrel 2.2x com o modem AC4490 conectado

8.4.6. MICROPILOT

O piloto automático MP2028, apresentado na Figura 6.9, é projetado para mini VANT'S, possui comunicação "LRC" (de longo alcance), e sensores de redundância, que reduz possíveis modos de falha. Possui três modos de controle incluindo piloto automático, manualmente pilotada e servo direto de emergência, com interruptor automático entre a pilotagem manual e o modo de emergência permitindo recuperação imediata.



Figura 8.9: Piloto automático MP2028 e seu peso

8.4.7. UAV Navigation

O Piloto automático AP04, apresentado na Figura 6.10, pode ser usado em VANT de micro e pequeno porte, é um piloto automático totalmente integrado com comando manual, *link* de rádio e capacidades de controle de carga, possui redundância, e é capaz de decolar e aterrissar automaticamente.

A substituição para pilotagem manual permite que o operado em solo tenha completo controle pelo joystick, uso similar em aeronaves remotamente controladas (R/C), sem necessidade de adaptação.

O VANT pode ser lançado por catapultas com força acima de 15 g's.



Figura 8.10: Piloto automático AP04

8.5. Cloud Cap

O piloto automático Piccolo inclui todos os sensores necessários (dados de ar, rádio inercial, GPS) e de enlace de dados em um pequeno compartimento blindado. Pode ser integrado em VANT's de asa fixa, com decolagem vertical, balões, e a decolagem pode ser feita por lançamento através de catapultas, e utilizar pistas de decolagem.

Suporta três modos de voo: controle manual, autônoma e de estabilidade da direção autônoma. Além disso, pode suportar *Plug-and-play* de periféricos, incluindo câmeras de vídeo, transponder, magnetômetro, Iridium, RTK GPS e um altímetro a laser.

8.6. Instrumentos de Bordo

Os instrumentos de bordo podem ser divididos em duas categorias, os que indicam as condições operacionais da aeronave como os indicadores de temperatura e rotação do motor, indicadores de pressão do óleo e dos gases do escapamento, e os que indicam as características do voo e a posição da aeronave no espaço como o GPS, indicador de velocidade do ar, variômetro, dentre outros (PROCHASKA, 1996 apud NERIS, 2001).

8.7. Arquitetura do Sistema de Controle de Voo do VANT

O fluxo de informações e todos os sistemas que controlam o veículo podem ser representados por diagramas que são arquitetados mostrando os principais componentes de cada Sistema. São apresentados nas Figura 6.11 e 6.12, a arquitetura do Sistema de Controle de Voo do UAV-UFBA e do ARARA, respectivamente.

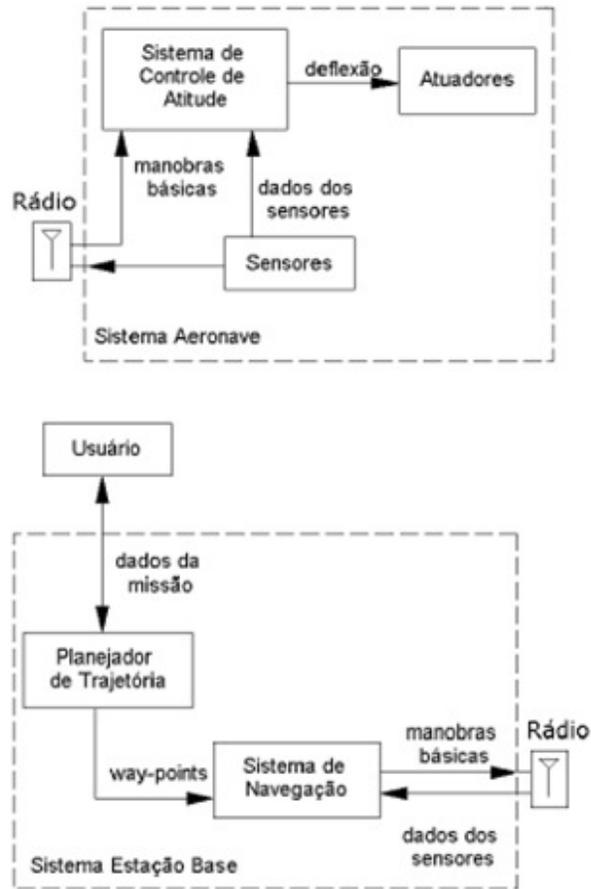


Figura 8.11: Arquitetura do Sistema de Controle de Voo do UAV-UFBA (SAMPAIO, 2006)

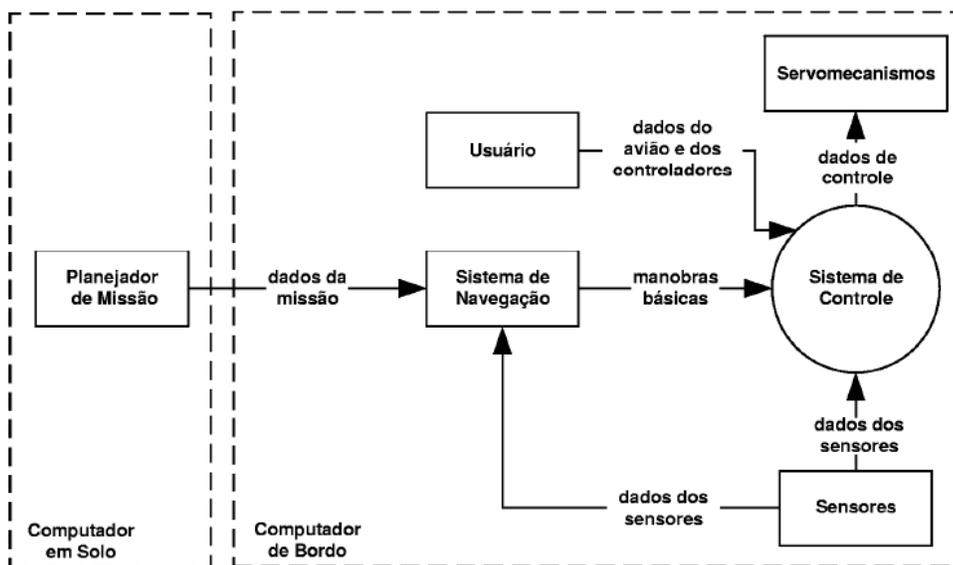


Figura 8.12: Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo do ARARA (NERIS, 2001)

O Sistema de Controle de Vôo do ARARA é dividido no módulo Planejador de Missão que permite ao usuário definir uma rota e um conjunto de tarefas associado a cada *waypoint* da rota que será seguida pelo avião; o Sistema de Navegação que controla a navegação ao longo da rota traçada, através do GPS e sensores na aeronave; e o Sistema de Controle que mantém a atitude de vôo constante e realizar as manobras básicas para correção da rota utilizando controladores PID (NERIS, 2001).

O Sistema de Controle de Vôo do UAV-UFBA é dividido em: Sistema Estação Base que é responsável pela interface com o usuário e a navegação da aeronave em função dos dados da missão; o Sistema de Navegação que recebe os pontos da rota (*waypoints*) e calcula a manobra necessária para que a aeronave siga a rota estabelecida; e o Sistema de Controle de Atitude que irá executar essa manobra (SAMPAIO, 2006).

8.8. O Sistema de Controle de Vôo do VANT agrícola

Para que o VANT agrícola seja capaz de cumprir a missão estabelecida, ele deve possuir um Piloto automático que atenda os requisitos da missão e as características do veículo. Com isso, foi feito um levantamento dos tipos de pilotos automáticos, selecionando aquele que mais se adequaria ao VANT agrícola, considerando também o seu custo. Dessa forma, o Piloto Automático Piccolo II, a Estação Solo e a câmera estão apresentados nas Figuras 6.13, 6.14 e 6.15, respectivamente. Nas Tabelas 6.1 a 6.5 são apresentados os equipamentos de controle, comunicação e sensores utilizados para voo autônomo.

Tabela 8.1: Elementos usados no controle e comunicação

Material	Quantidade
Piccolo II – 900 MHz Sem licença (DGPS pouso automático)	1
Antena, 900 MHz ¼ onda (aeronave) conector BNC	1
Antena, <i>Ground Plane</i> * para 900 MHz	1
Antena, Piccolo II GPS com conector SMA (20-polegadas)	1
Antena, <i>Ground Plane</i> * para aeronave GPS	1
Cabo, Típico do Piccolo II	1
*Estrutura que realiza a interação entre a antena e o objeto, este permite que a antena funcione como tal.	

Tabela 8.2: Sensor de altitude

Laser (altímetro – para pouso automático)	
Material	Quantidade
AGL Sensor, Laser, 1Hz, RS232, 30cm (acuracidade)	1

Tabela 8.3: Dispositivo de comunicação

Transponder	Quantidade
Transponder, MicroAir T2000 UAV-S com BNC	1
Antena (transponder)	1
Cabo Kit, Transponder Coax. 50 cm	1

Tabela 8.4: Elementos que compõe a Estação Solo

Estação Solo	
Material	Quantidade
Kit desenvolvedor, Piccolo II – 900 MHz Unlicensed ISM	1
Kit da Estação Solo, Desktop – 900 MHz Unlicensed ISM	1
Console de pilotagem, (New Futaba to Desk Top GS), 24 pés	1

Tabela 8.5: Dispositivo para leitura de imagem

Câmera TASE Duo Gimbal	Resolução da Imagem	Lentes	HFOV**(graus)
EO: Sony FCB-EX980	380K pixels	20.8x Optical	52.0°-2.5°
Kit Gimbal Tase Duo*			
Possui sistema de vídeo analógico (NTSC, PAL)			
** Campo de visão horizontal			
*Inclui todos os itens de apoio necessários para operar a câmera			

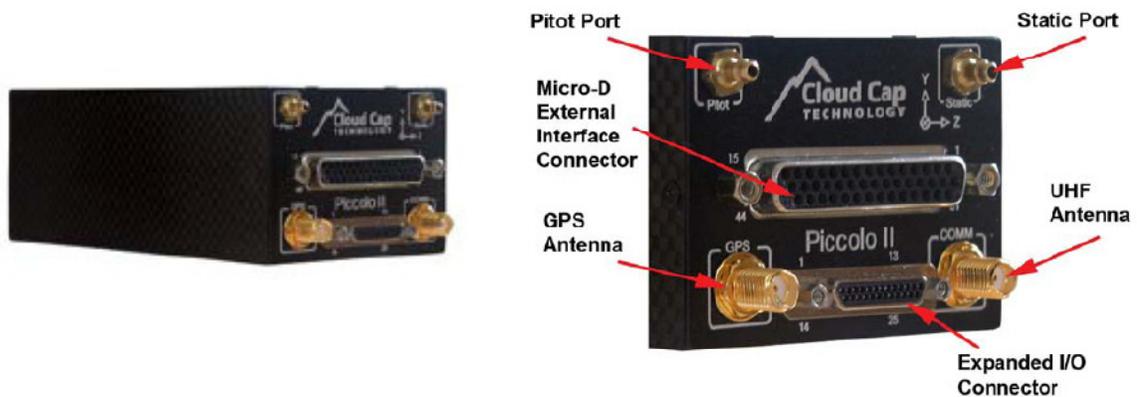


Figura 8.13: Piloto Automático Piccolo II



Figura 8.14: Estação Solo



Figura 8.15: Câmera Tase Duo Gimbal

8.9. Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo do VANT agrícola

O princípio de funcionamento do Sistema de Controle de Vôo do VANT agrícola pode ser descrito da seguinte maneira: o usuário define previamente ou atualiza durante o vôo, um conjunto de operações no computador de solo, e então os dados da missão serão enviados para o Sistema de Navegação que vai fundir os dados dos sensores e gerar uma avaliação do estado da aeronave. Em resposta aos comandos deste sistema, o Sistema de Controle aciona as superfícies de controle para posicionar, estabilizar, manter a velocidade e atitude do veículo. O VANT pode estar no ar percorrendo um trajeto de espera (*loiter*) enquanto recebe o plano de vôo, ou então, executar o plano enquanto este é atualizado.

Os sensores permitem que o VANT perceba o ambiente e com isso determina o seu estado em relação ao mesmo. A partir dessa informação ele consegue determinar quais as ações necessárias para se realizar uma determinada tarefa com o objetivo de alcançar uma determinada meta.

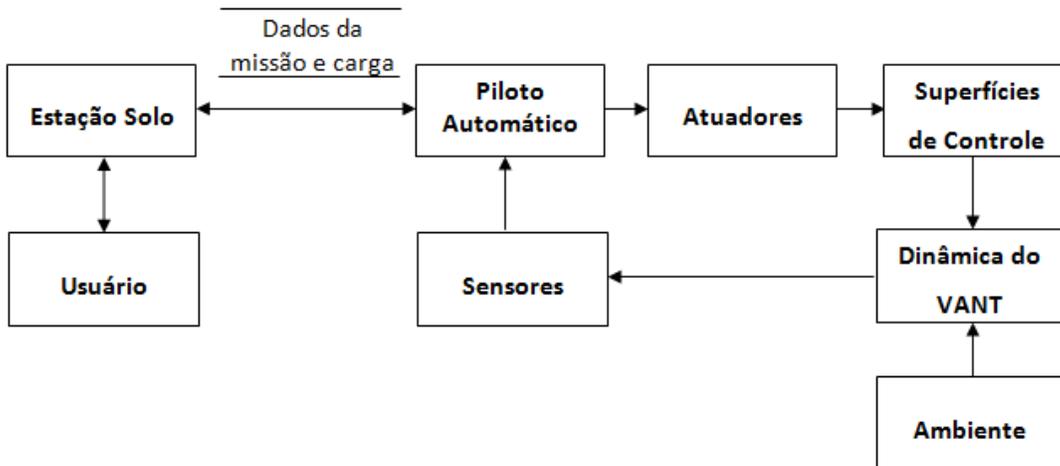


Figura 8.16: Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo completo

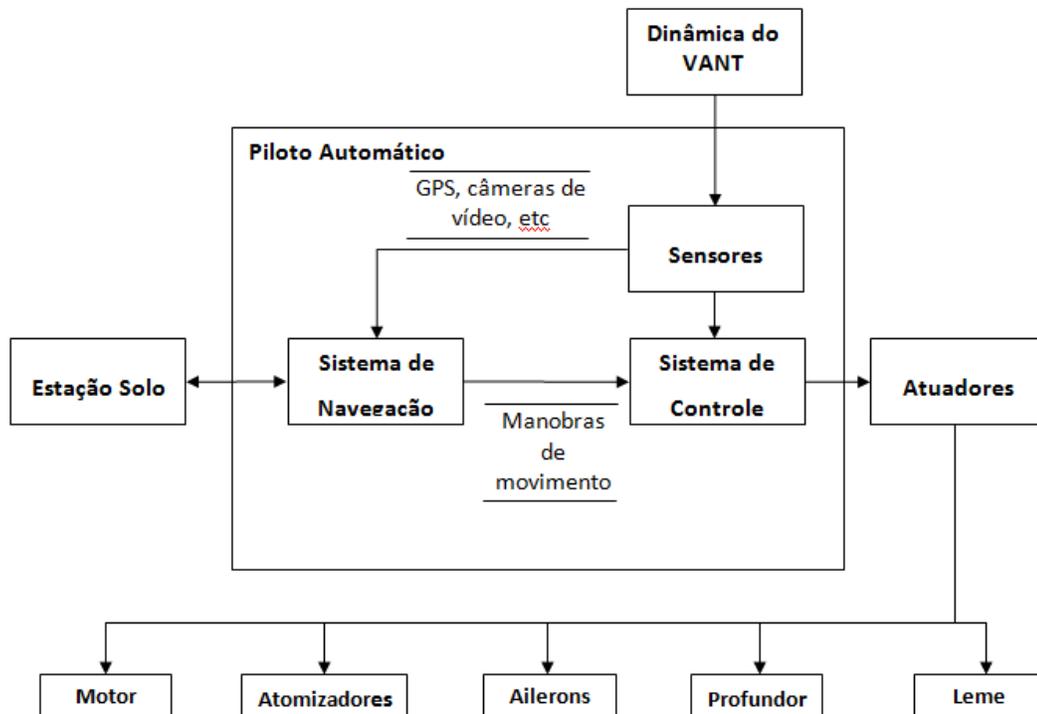


Figura 8.17: Arquitetura do Piloto Automático

Capítulo 9

9. CONCLUSÃO

O risco de acidentes na aviação agrícola que envolve o fator humano como a perda de controle em vôo e a colisão em vôo com obstáculo correspondem a mais de 60% do total de acidentes nesse segmento, isso gera iniciativa de buscar projetos de aeronaves mais leves, eficientes e de custo reduzido. Assim, um Veículo Aéreo Não Tripulado para aplicações aeroagrícolas visa poupar vidas humanas evitando tais riscos.

O desenvolvimento do Veículo Aéreo Não Tripulado para ser utilizado em aplicações aeroagrícolas tem como principais partes do projeto, a otimização do aerofólio NACA 4415, que teve como resultado um acréscimo de 17% do coeficiente de sustentação a 3 graus de ângulo de ataque (vôo de pulverização), e acréscimo de 4% do mesmo a 15 graus (próximo da região de *stall* do perfil original), o veículo tem a possibilidade de melhorar o desempenho na decolagem, necessitando de menos pista, e também de aumentar sua carga paga. Dessa forma, foi utilizado o aerofólio otimizado na asa do VANT.

Tendo um desempenho na distância de decolagem, com obstáculo de 50 pés inferior a 250m, o requisito da velocidade de *stall* inferior a 31 m/s (estipulado pela norma FAR), foi atendido para as condições de flapes estendidos e recolhidos. Com relação ao modo aplicação dos defensivos (UBV), a taxa tendeu condições satisfatórias acima de 1,5 l/ha, em que a autonomia da pulverização é menor que a autonomia da missão, visando à diminuição do custo.

Quanto a estabilidade estática longitudinal, a margem estática é menor que 5,0% conforme a norma FAR e com ângulo de incidência da empenagem horizontal em -3,0 graus, para vôo de pulverização, assim a aeronave se mantém estável longitudinalmente com a deflexão nula do comando. Sendo que as correções para quaisquer alterações nos momentos de arfagem do veículo devem ser feitas através da programação a ser inserida no Piloto Automático.

Com a importância de se verificar o verdadeiro potencial de vôo de uma aeronave e sua respectiva resistência estrutural foi obtido o diagrama V-n, cujos pontos do envelope de rajada estão dentro do envelope de manobra, dessa forma, é mantida a integridade estrutural do veículo. Assim, comparando as restrições inicialmente impostas para o projeto com os resultados obtidos, o desempenho da aeronave mostra-se superior ao previsto.

Capítulo 10

10. SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS

Devido a complexidade do projeto, os cálculos aerodinâmicos, de desempenho, estudos mais detalhados do Sistema de Controle e cálculos de estabilidade, como também a definição do Sistema de Pulverização e o modo de aplicação, não foi possível no tempo disponibilizado pelo mestrado, realizar os seguintes cálculos de projeto:

- Simulação em CFD do conjunto asa e sistema de pulverização para analisar o arrasto deste dispositivo e influência das vorticidades na dispersão dos defensivos;
- Obter a curva de empuxo do conjunto motor-hélice, através de ensaios experimentais em túnel de vento;
- Estudo mais detalhado da dinâmica de vôo, uma vez que foi feita apenas o estudo da estabilidade longitudinal;
- Fazer os cálculos estruturais e ensaios experimentais, além da seleção de materiais para a fabricação;
- Implementação do Sistema de Controle (hardware e software necessários além do conjunto servo-mecanismos e o estudo da interação dos mesmos) para executar a missão de vôo autônomo;
- Ensaios de Vôo remotamente pilotado e autônomo;

Sendo assim, tais projetos ficam como sugestões para trabalhos futuros.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. **Theory of Wing Section**. New York: Dover Publications, 1959.

ABRAMOWSKI, T. Numerical Investigation of Airfoil in Ground Proximity. **Journal of Theoretical and Applied Mechanics**, v.48, n.2, p.426-436, 2007.

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. **ANAC**. Disponível em: <<http://www.anac.gov.br/rab/>>. Acessado em Dez 09.

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. **ANAC**. Disponível em: <http://www.anac.gov.br/imprensa/frota_aerea_cresceu.asp>. Acessado em Nov. 09.

ANDERSON, J.D. Jr. **Fundamentals of Aerodynamics**. New York: McGraw-Hill, 1984.

ANDERSON, J.D. Jr. **Aircraft Performance and Design**. New York: McGraw-Hill, 1999.

ARAÚJO, E. C., ARAÚJO, R. M. Análise de gotas em pulverizações agrícolas utilizando digitalização de imagens. Pelotas: Agrotec Tecnologia Agrícola e Industrial Ltda, 2007. Disponível em: < <http://www.agrotec.etc.br/downloads/AgroScan%20versao%202.pdf>>. Acessado em Ago.10.

AZEVEDO, F. R., FREIRE, F. C. O. Tecnologia de Aplicação de Defensivos Agrícolas. Fortaleza: EMBRAPA Agroindústria Tropical, 2006.

BARROS, C.P. **Uma metodologia para o desenvolvimento de projeto de aeronaves leves e subsônicas**. 2001. Tese de Doutorado. Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte.

BELLEZA, C.H. Céu de Brigadeiro no Campo. *Revista da Aero Magazine*. Entrevista concedida a Elenildes Dantas. Disponível em: http://www.aguasclarasaviacao.com.br/reportagem_01.htm. Acessado em Dez.09.

BRASIL. Comando da Aeronáutica. Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos. ICA 3-2: Programa de Prevenção de Acidentes da Aviação Civil Brasileira para 2010. Brasília, 2010.

BRASIL é o segundo maior mercado mundial de aviação agrícola. 2009. Disponível em:< <http://agribizz.blogspot.com/2009/08/aviacao-agricola-brasil-e-o-2-mercado.html>>. Acessado em Out.09.

CANALE, A.C. *Apostila de Dinâmica de Vôo*. São Carlos: EESC, 2009.

CARTER, A.W. Pressure Distributions on a wing having NACA 4415 airfoil sections with trailing-edge flaps set at 0° and 40°. NASA Technical Memorandum, 1971.

CHRISTOFOLETTI, J. C. Desempenho dos Bicos de Pulverização em Aeronaves Agrícolas. Sorocaba: Edição do Autor, 2° Edição, 2005.

COHEN S. A concept paper for separation safety modeling. FAA/EUROCONTROL, 1998. Disponível em:< <http://ntl.bts.gov/lib/16000/16800/16807/PB2000105071.pdf>>. Acessado em: Jan. 2010

CORRÊA, M.A; JUNIOR J.B.C. Estudos de veículos aéreos não tripulados baseado em sistemas multi-agentes e sua interação no espaço aéreo controlado. In: SIMPOSIO DE TRANSPORTE AÉREO, 7., 2008, Rio de Janeiro.

COSTA, G. S. Utilização da Verificação de Modelos para o Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não-Tripulados. 2008. Dissertação. Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro.

COUTO, J. L. V. Aplicação de Agrotóxicos. Universidade Federal Rural do Rio de Janeiro, 2004. Disponível em:< <http://www.ufrrj.br/institutos/it/de/acidentes/aplic.htm>>. Acessado em: Jan. 2011.

DICKERSON, L. Mercado de VANT atingirá US \$ 13 bilhões até 2014. [15 de Abril, 2008]. Washington: *Aviation Today*. Entrevista concedida a John Persinos. Disponível em: <[http://www.aviationtoday.com/pr/UAV-Market-to-Top-\\$13-Billion-by-014_21109.html](http://www.aviationtoday.com/pr/UAV-Market-to-Top-$13-Billion-by-014_21109.html)>. Acessado em: Jan.10.

DRELA, M.;YOUNGREN H. XFOIL 6.94 User Guide. MIT Aero & AstroAerocraft, Inc., Dec 2001. Disponível em: < <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>>. Acessado em Dez. 09.

ETKIN, B. **Dynamics of flight Stability and Control**. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1959.

FEDERAL AVIATION REGULATION. FAR. Disponível em:< http://ecfr.gpoaccess.gov/cgi/t/text/text-idx?&c=ecfr&tpl=/ecfrbrowse/Title14/14tab_02.tpl >. Acessado em: Set. 09.

FROST & SULIVAN, EUROPEAN COMMISSION, Study analyzing the current activities in the Field of UAV, 2007.

GOMES, G.A.F. Proposta de um Modelo Incremental e Sequencial para Avaliação de Veículos Aéreos Não Tripulados. 2008.Rio de Janeiro.

H´AJEK, J. Parameterization of Airfoils and Its Application in Aerodynamic Optimization. In: **WDS'07 Proceedings of Contributed Papers**. Prague. Part I, 233–240, 2007.

HARTMAN, E. P.; BIERMANN, D. The aerodynamic characteristics of full-scale propellers hving 2, 3, and 4 blades of Clark Y and R. A. F. 6 airfoil sections. **T. R. N. A. C. A**, No. 640, 1938.

INSTITUTO BRASILEIRO DE GEOGRAFIA E ESTATÍSTICA. IBGE. Disponível em: <<http://www.ibge.gov.br/home/estatistica/economia/pamclo/2007/default.shtm>>. Acessado em Jul. 2009.

ISMAIL, K. A. R. **Aerodinâmica Básica**. Campinas: BAE, 2007. 518p.

JABIRU. Disponível em:< <http://www.jabiru.net.au/> >. Acessado em: Abr. 10.

JANES. All the world's aircrafts. Alexandria: Jane's Information Group Inc, 2004.

JANES. Unmanned aerial vehicles and targets. Alexandria: Jane's Information Group Inc, 2004.

JONES, C.A. **Unmanned aerial vehicles (UAVS) an assessment of historical operations and future possibilites**. The Research Department Air Command and Staff College, 1997. Disponível em: <<http://www.fas.org/irp/program/collect/docs/97-0230D.pdf>>. Acessado em: Nov. 2010.

JONES, B. L. **Experimental Investigation into the Aerodynamic Ground Effect of a Tailless Chevron-Shaped UCAV**. 2005. Thesis, Air Force Institute of Technology, Ohio.

JORGE, L. A. C. Imageamento com aeromodelos para Agricultura de Precisão. Agroline.com.br. Disponível em:<<http://www.agronline.com.br/artigos/artigo.php?id=243>>. Acessado em Jan. 11.

KAYTON, M.; FRIED, W. R. **Avionics Navigation Systems**. John Wiley & Sons, 1997. 773p.

LANDINI, M.Z.; GONÇALVES, D.; FERRARI, J.F.; PESSOA, M.V.P.; CHAGAS JÚNIOR, M.; LOUREIRO, G. Stakeholders e seus requisitos no desenvolvimento conceitual de um mini VANT para monitoramento de unidades agrícolas. In: **VIII SIMPÓSIO DE GUERRA ELETRÔNICA**, 2006, São José dos Campos.

LEDNICER D. The incomplete guide to airfoil usage. Disponível em:<http://www.public.iastate.edu/~akmitra/aero361/design_web/airfoil_usage.htm>. Acessado em: Out. 09.

LOTERIO, C. P. Percepção de comandantes de Boeing 767 da aviação civil brasileira, sobre as repercussões das condições de trabalho na sua saúde. 1999. Dissertação (mestrado) – Fundação Oswaldo Cruz, Escola Nacional de Saúde Pública, Rio de Janeiro.

LSFM. *Distribuição de pressão sobre um cilindro em túnel de vento*. Porto Alegre: PUCRS, 2008.

MCCORMICK, B.W. **Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics**. John Wiley & Sons, 1995. 672p.

MEDEIROS, F. A. **Desenvolvimento de um Veículo Aéreos Não Tripulados para aplicação em agricultura de precisão**. Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Santa Maria, Centro de Ciências Rurais, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Agrícola, RS, 2007.

MICRONAIR. *Manual de operação e catálogo de peças*. Disponível em:<
<http://www.agrotec.etc.br/downloads/AU5000port.pdf>>. Acessado em: Ago. 09.

MONTEIRO, M.V.M. *Compêndio de aviação agrícola*. 2006.

NELSON, R.C. **Flight Stability and Automatic Control**. McGraw-Hill Book Company, 1989.

NERIS, L.O. **Um Piloto Automático para as aeronaves do projeto ARARA**. 2001. Dissertação (Mestrado) – Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo, São Carlos.

OLIVEIRA, P. H. I. A. Introdução às Cargas nas Aeronaves. Disponível em: <
http://www.aerodesign.ufsc.br/ipa/ipa_quadros.htm>. Acessado em: Jan. 2011

ORON, H. UAV Engines in the next decade – Turbine Engines, Piston Engines and the newly Combat Proven Rotary Engine. **In: A Lecture at the 6 th Symposium on Jet Engines and Gas Turbines**, 13, 2006, Haifa

OZEKI, Y.; KUNZ R. P. *Manual de aplicação aérea*. São Paulo: Ciba Agro, 1994.

PAZMANY, L. **Light Airplane Design**. San Diego: Pazmany, 1963.

PEREIRA, F. L. *Sistemas e Veículos Autônomos Aplicação na Defesa*. Instituto de Defesa Nacional, 2005.

PERKINS, C. D.; HAGE, R. E. **Airplane performance Stability and Control**. John Wiley & Sons, 1949.

PULLIN, D.C. *Apostila de Aerodinâmica do Avião*. Belo Horizonte: CEAEUFMG, 1976.

RASI, J.R. **Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado para aplicação em pulverização agrícola**. 2008. Dissertação (Mestrado em Engenharia Rural) – Universidade Federal de Pelotas.

RAYMER, D.P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. Washington: AIAA Education Series, 1989.

ROSKAN, J. **Airplane Design**. Ottawa: Roskan Aviation and Engineering Corporation, 1985.

SAMPAIO, R.P. **Sistema de Controle de Atitude Embarcado para vôo autônomo de aviões em escala**. 2006. Dissertação (Mestrado) – Escola Politécnica e Instituto de Matemática, Universidade Federal da Bahia, Salvador.

SANTOS, J.M. Aplicações aéreas e terrestres: Vantagens e limitações comparativas. In: CONGRESSO BRASILEIRO DE ALGODÃO, 2005, Salvador.

SANTOS, J.M.F. *Manual de tecnologia de aplicação de agroquímicos*. São Paulo: Rhodia Ltda, 1992.

SCHLICHTING H.; TRUCKENBRODT, E. **Aerodynamics of the Airplane**. New York: McGraw-Hill, 1979.

SCHRÖDER, E. P. Por terra ou ar? Cultivar, Jun.07. Disponível em: <http://www.planair.com.br/arquivos/br/custo_da_aplicacao_aerea.pdf>. Acessado em: Dez.10.

SILVA, D.D; GONÇALVES, E.H.P; CÂNDIDO ,F.M.; ALMEIDA, H.R.S; FERREIRA, J.S.; GARCIA, J.M; ANDRADE, M; PORTES, R.R; COSTA .A; BARBOSA, W.A. Aviação Agrícola, 2009. Disponível em: <<http://sistemasdeproducao.cnptia.embrapa.br/FontesHTML/Ameixa/AmeixaEuropeia/tecnologia.htm>>. Acessado em Nov.09.

SILVA, M. V. **A utilização de agrotóxicos em lavouras cafeeiras frente ao risco da Saúde do Trabalhador Rural no Município de Cacoal – RO (Brasil)**. 2006. Dissertação de Mestrado, Universidade de Brasília, Brasília.

SILVEIRA, V. Brasil já desenvolve veículo não tripulado. São José dos Campos. Disponível em: <<http://www.defesanet.com.br/tecno/vant/>>. Acesso em Out 09.

SIMÃO A.C. Acidentes nas operações aeroagrícolas: Análise do fator humano. Jun.2010. Disponível em: <<http://inseer.ibict.br/sipaer/index.php/sipaer/article/viewArticle/46>> Acessado em Nov. 10.

SINDICATO NACIONAL DAS EMPRESAS DE AVIAÇÃO AGRÍCOLA. Frota Brasileira de Aviação Agrícola. Disponível em: <http://www.sindag.org.br/Site/Html/content/artigos/estatisticas.aspx>. Acesso em: 20 abr. 2010.

SOARES, D. M. As vantagens da agricultura orgânica. Disponível em: <<http://www.faemg.org.br/Content.aspx?Code=350&ParentPath=None;13&ContentVersion=C&ParentCode=>>. Acessado em Jan. 11.

SOBIECZKY, H. Parametric Airfoils and Wings. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 68, Vieweg Verlag, 1998, 71-88 pp.

SOUZA B. S. **Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos**. 2008. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá.

TORENBEEK, E. Synthesis of subsonic airplane design. Delf: Delf University Press, 1982. 598p.

TRAPÉ, A. Z. Efeitos toxicológicos e registro de intoxicação por agrotóxicos. Disponível em: <<http://www.feagri.unicamp.br/tomates/pdfs/eftoxic.pdf>>. Acessado em Nov.10.

TSCHIEDEL, M., FERREIRA, M. F. Introdução à Agricultura de Precisão: Conceitos e Vantagens. *Ciência Rural*, v.32, n.1, p.159-163, 2002.

UIUC. Applied Aerodynamics Group. Disponível em: <<http://www.ae.illinois.edu/m-selig/>>. Acessado em Jan.10.

UNITED STATES DEPARTMENT OF DEFENSE.USDOD. Defense Science Board Study on Unmanned Aerial Vehicles and Uninhabited Combat Aerial Vehicles. Washington, DC, 2004.

URBAN Aeronautics' AirMule Completes First Phase of Flight Testing. 2010. Disponível em: <<http://www.urbanaero.com/Frame-whatsnew.htm>>. Acessado em Jan.11.

VALENTINI, M.L; MOLIN, J.P; GIMENEZ, L.M. Agricultura de Precisão – A visão ampliada para os Campos Gerais do Parana, 2004.

VARGAS L.; GLEBER L. Tecnologia de aplicação de defensivos. Disponível em: <http://sistemasdeproducao.cnptia.embrapa.br/FontesHTML/Ameixa/AmeixaEuropeia/tecnologia.htm>>. Acessado em Nov. 2009.

VARGAS, L. A. T; OLIVEIRA, P. H. I.A; PINTO, R. L. U. F; BORTOULUS, M. V; SOUZA, M. S. Comparison between modern procedures for aerodynamic calculation of subsonic airfoil for application in light aircraft designs. In: **International Congresso of Mechanical Engineering**, Ouro Preto, 2005.

VARGAS, L. A. T. **Desenvolvimento e Implementação de um Procedimento numérico para cálculo de conjuntos asa-empenagens de geometria complexa em regime de vôo subsônico,**

assimétrico e não linear. 2006. Dissertação (Mestrado) - Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte.

Virgínia S. Brasil terá seu veículo aéreo não tripulado. Valor Econômico, 2009. Disponível em:<
<http://www.abin.gov.br/modules/articles/article.php?id=4125>>. Acessado em Jul.09.

ANEXO A

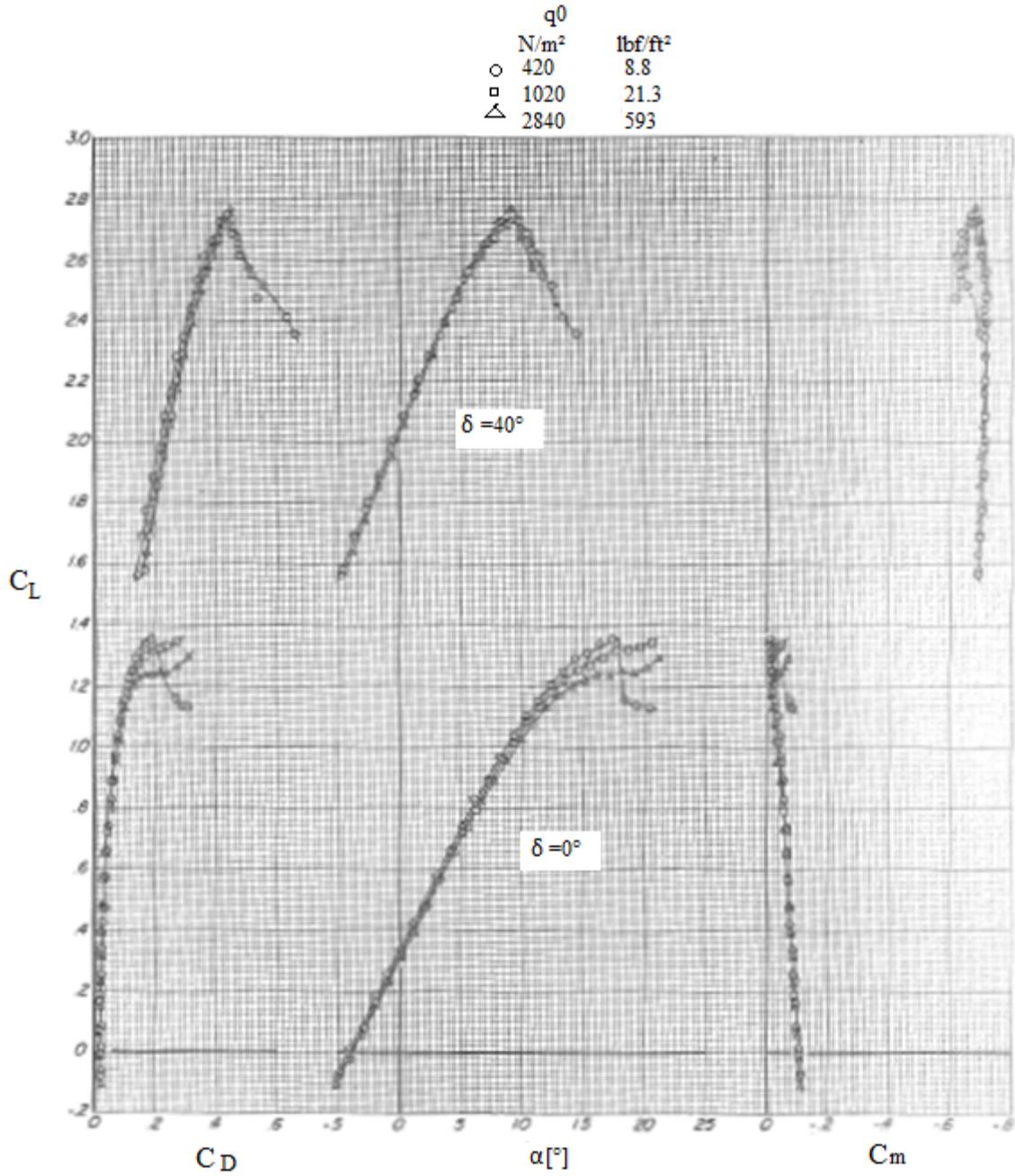


Figura 1 A: Efeito do ângulo de ataque nas características longitudinais do modelo

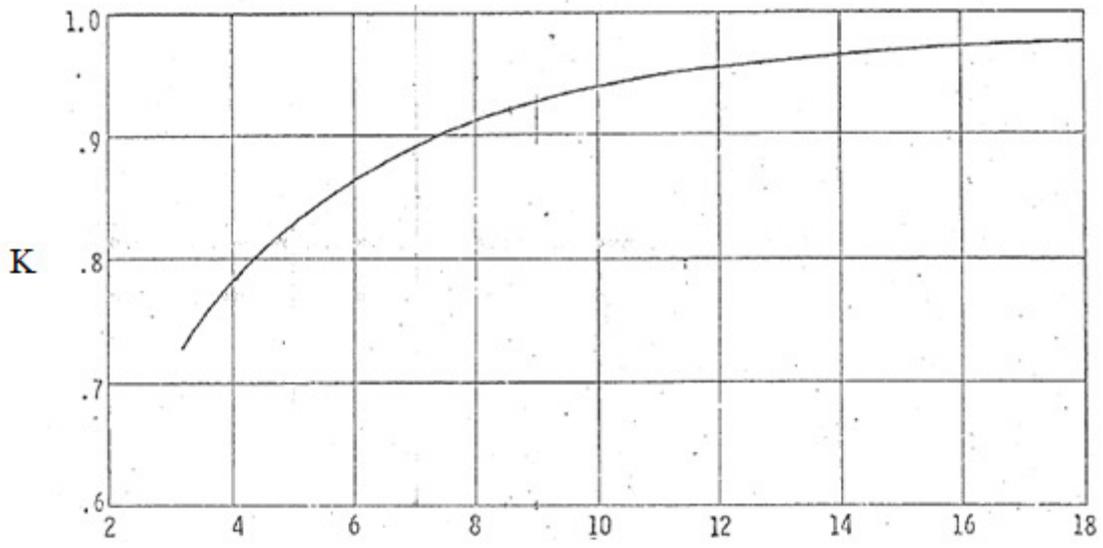


Figura 2 A: Fator de massa aparente (K)

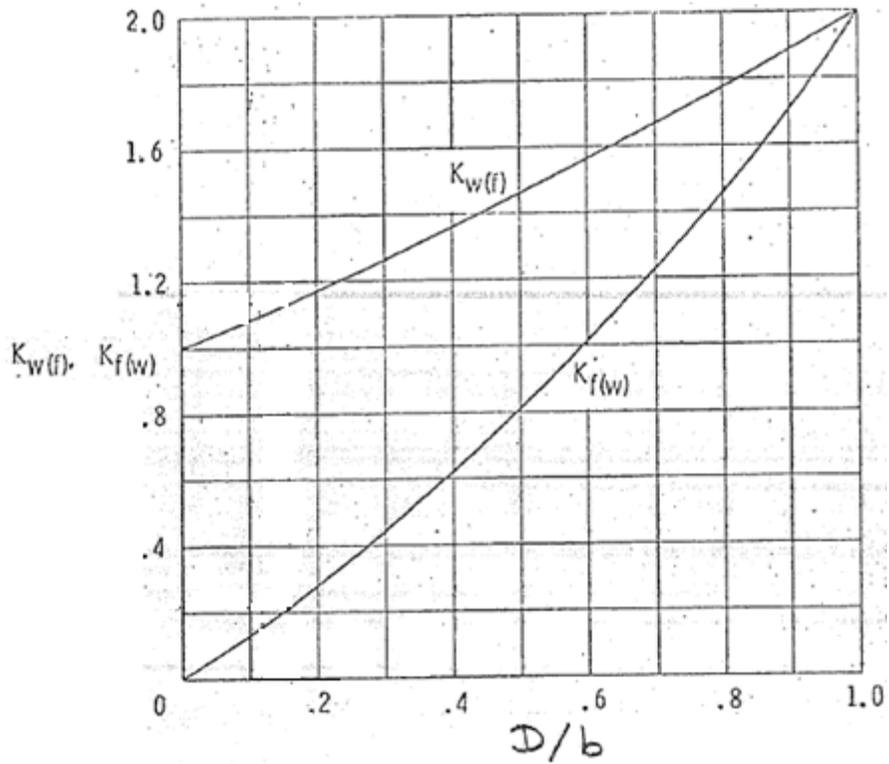


Figura 3 A: Fatores de influência asa-fuselagem

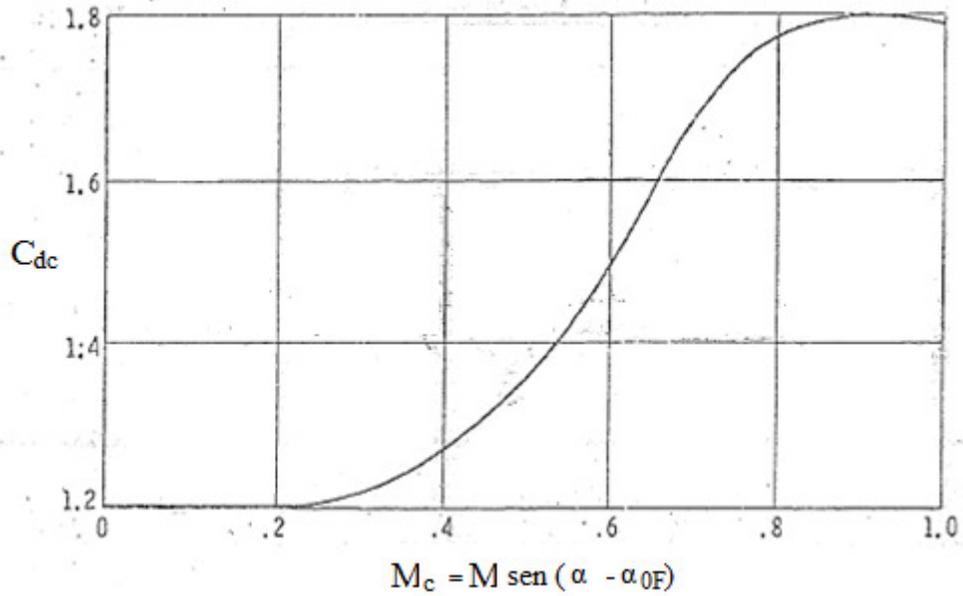


Figura 4 A: Coeficiente de arrasto do cilindro

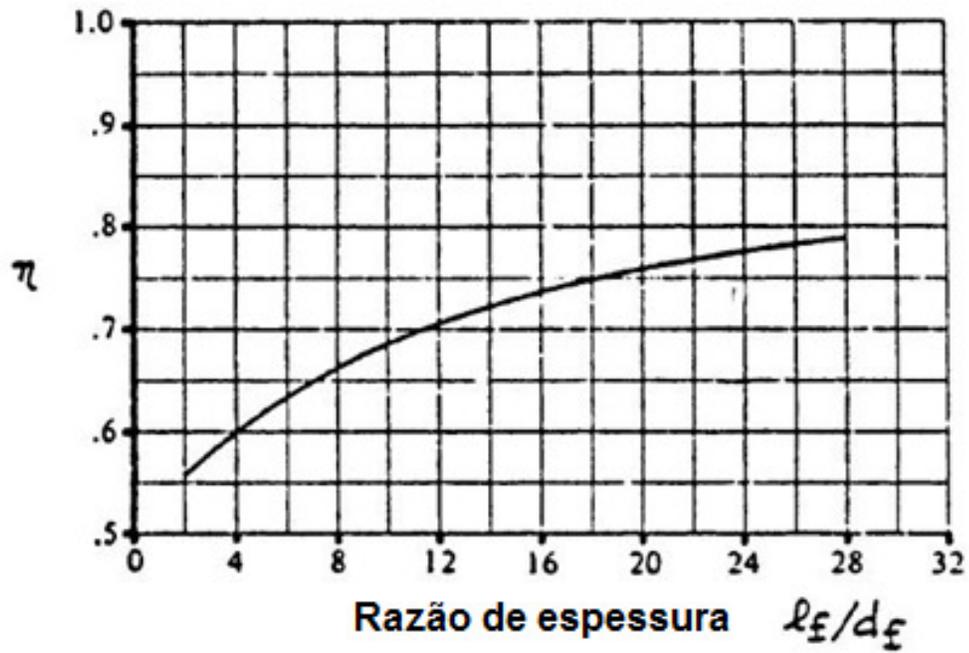


Figura 5 A: Razão do coeficiente de arrasto de um cilindro circular de comprimento finito por um de comprimento infinito (ROSKAN, 1985)

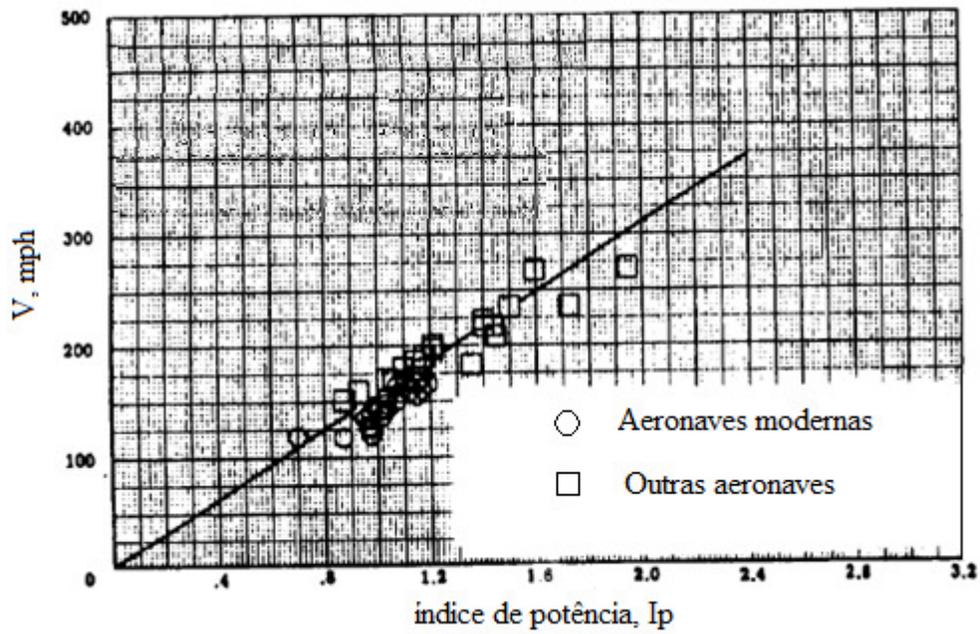


Figura 7A: Correlação da velocidade do avião com o índice de potência (RAYMER, 1985)

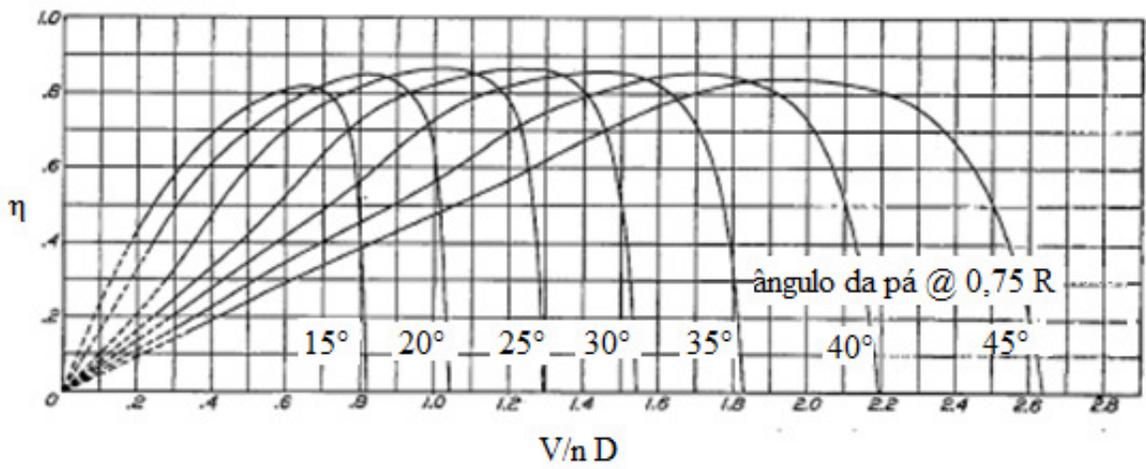


Figura 8 A: Curva da eficiência da hélice Clark Y, bi-pás

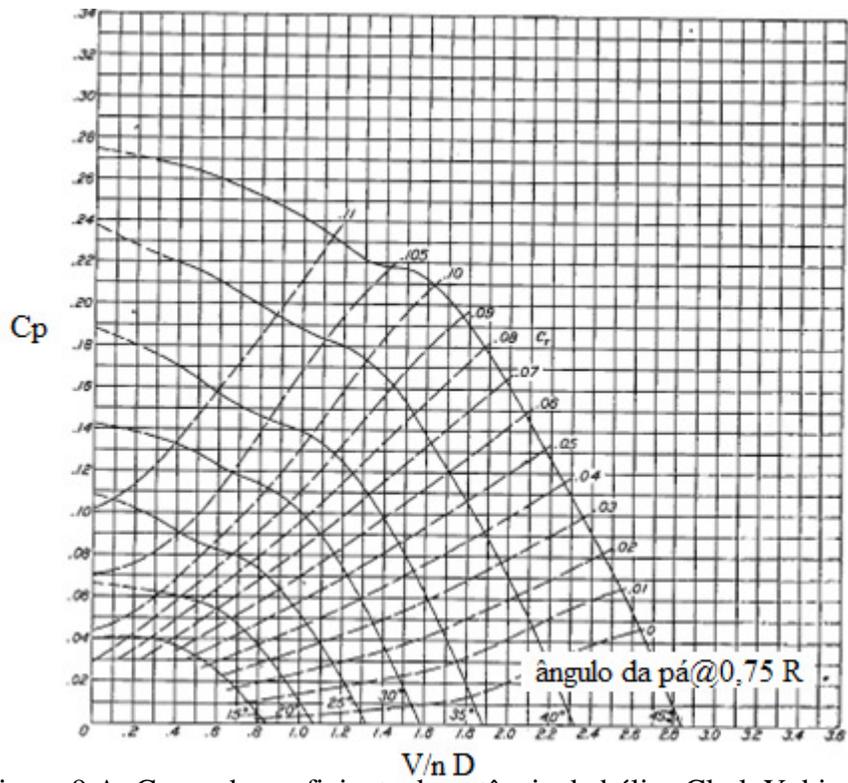


Figura 9 A: Curva do coeficiente de potência da hélice Clark Y, bi-pás

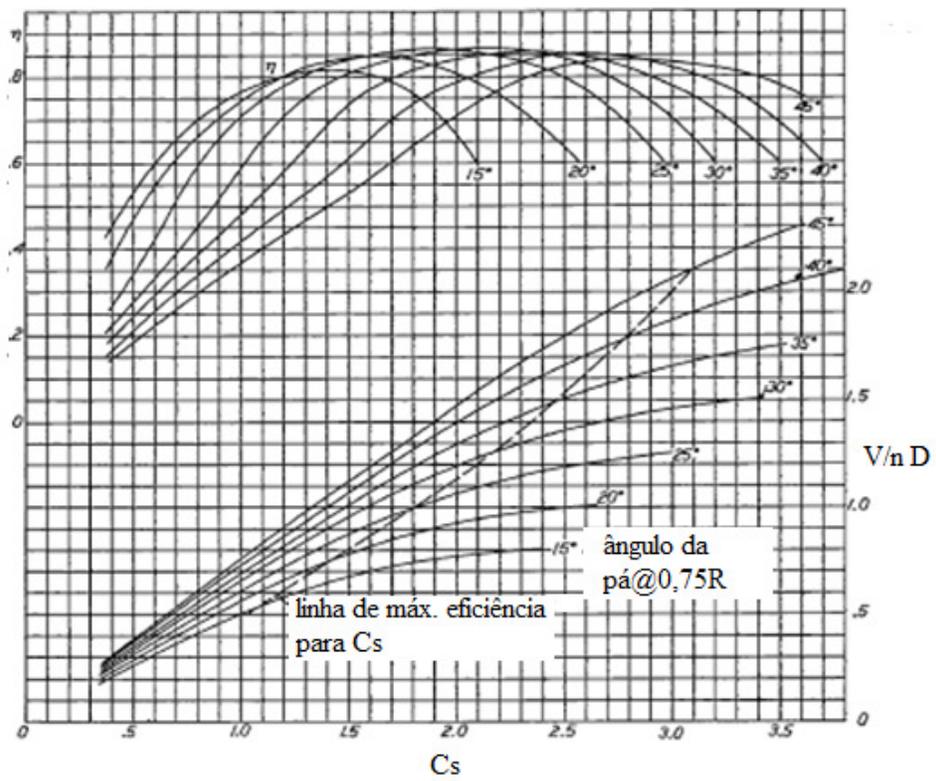


Figura 10 A: Carta de projeto da hélice Clark Y, bi-pás (HARTMAN; BIERMANN, 1938)

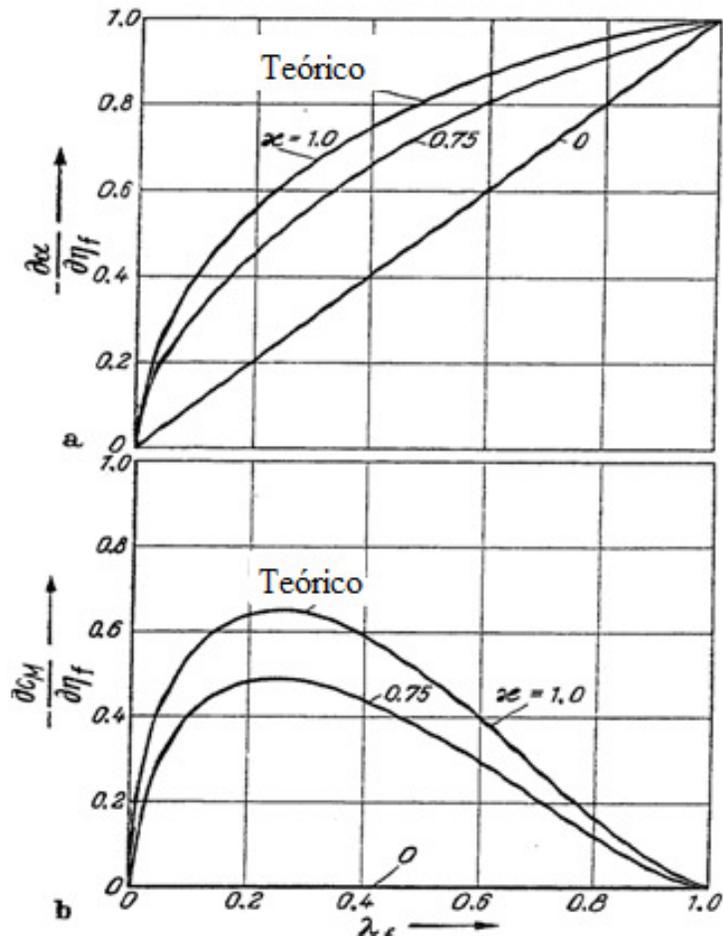


Figura 11 A: (a) Mudança do ângulo de ataque devido à deflexão do flap, (b) Mudança do momento de arfagem devido à deflexão do flap (SCHLICHTING; TRUCKENBRODT, 1979)