



## Índice

1. Introdução .....	16
2. Especificações de projeto.....	18
3. Fichas Técnicas.....	22
4. Tabela comparativa e Gráficos referentes à tabela .....	37
5. Definições de Projeto .....	38
5.1. Lista de Prioridades: .....	38
5.2. Justificativa da lista de prioridades .....	41
5.2.1. Desempenho.....	41
5.2.1.1. Minimização da área frontal .....	41
5.2.1.2. Dimensionamento da área alar visando desempenho da operação de pulverização. ....	41
5.2.1.3. Adoção de asas e empenagens afiladas.....	41
5.2.1.4. Adoção de perfis laminares com melhor L/D .....	42
5.2.1.5. Adoção de filets .....	42
5.2.1.6. Minimização de arrasto de interferência e protuberâncias .....	42
5.2.2. Manobrabilidade .....	42
5.2.3. Resposta rápida eficiente de comandos / Rapidez e segurança na reversão	42
5.2.4. Qualidade de Vôo .....	43
5.2.5. Estol suave gradativo sem perda dos comandos .....	43
5.2.6. Boa estabilidade .....	43
5.2.7. Segurança Operacional .....	43
5.2.8. Montagem a prova de falha.....	43
5.2.9. Conexões automáticas / Sistemas redundantes / Travas múltiplas .....	44
5.2.10. Facilidade de operação dos sistemas de emergência .....	44
5.2.11. Manutenção.....	44
5.2.11.1. Acessibilidade dos sistemas / Janelas de inspeção / Painéis removíveis	44
5.2.11.2. Desmontabilidade / Padronização.....	44
5.2.12. Adequação Ergonômica .....	44
5.2.13. Custo: Facilidade Construtiva / Dimensões e pesos reduzidos.....	45
5.2.14. Capacidade de operar em pista irregular:.....	45
5.2.15. Robustez Química e Mecânica : .....	45
5.2.16. Estética .....	46
6. Estimativa de Peso da Aeronave.....	47
6.1. Estimativa de Peso Missão 1 (Pulverização) .....	48
6.2. Estimativa de Peso Missão 2 (Cruzeiro).....	59

---



7.	Construção dos gráficos de Carga Alar e Relação Peso Potência .....	65
7.1.	Definição das curvas: .....	66
7.1.1.	Velocidade de Estol / Distância de pouso .....	66
7.1.2.	Distancia de Decolagem .....	69
7.1.3.	Razão de Subida .....	70
7.1.4.	Gradiente de Subida .....	73
7.1.5.	Arremetida .....	74
7.1.6.	Velocidade de Cruzeiro .....	75
7.2.	A escolha do ponto .....	81
8.	Escolha do Grupo Motopropulsor .....	84
9.	Escolha do Perfil .....	89
10.	Superfícies de hipersustentação: .....	93
11.	Refinamento do peso da aeronave .....	98
11.1.	O primeiro passo - determinação do peso vazio: .....	98
11.2.	Empenagem Horizontal .....	100
11.3.	Empenagem Vertical: .....	101
11.4.	Fuselagem .....	102
11.5.	Trem de Pouso .....	103
11.6.	Controles .....	103
11.7.	Peso das Partes Principais .....	104
11.8.	Spinner .....	104
11.9.	Carenagem do Motor .....	105
11.10.	Berço do Motor .....	105
11.11.	Tanques de Combustível .....	106
11.12.	Linhas de combustível .....	107
11.13.	Equipamentos .....	107
11.14.	Instrumentos .....	110
11.15.	Santo Antonio e Canopy .....	111
11.16.	Controles do Motor .....	111
11.17.	Ar Condicionado .....	112
11.18.	Resumo do peso estrutural .....	112
12.	Envelope de vôo .....	113
12.1.	Diagrama "V-n" de Manobra .....	118
12.2.	Diagrama "V-n" de rajada .....	119
12.3.	Diagrama "V-n" sobreposto .....	120
12.4.	Diagrama "V-n" Resultante .....	121
13.	Passeio do CG .....	122
13.1.	Posição do Centro de Gravidade da Aeronave com peso mínimo de operação	124
13.2.	Possíveis Carregamentos variáveis .....	125

---



14.	Evolução dos Desenhos .....	128
15.	Cálculos aerodinâmicos .....	149
15.1.	Introdução .....	149
15.2.	Determinação dos principais parâmetros aerodinâmicos.....	149
15.3.	Determinação da corda média aerodinâmica .....	150
15.4.	Número de Reynolds.....	151
15.5.	Corda média geométrica .....	152
15.6.	Afilamento equivalente da asa .....	152
15.7.	Inclinação da curva do perfil.....	153
15.8.	Alongamento efetivo devido ao “end-plate” (tip-tanque).....	153
15.9.	Variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque (3D) 154	
15.10.	Ângulo de ataque de sustentação nula da asa em relação à linha de referência da fuselagem. $\alpha_{ow}$ .....	154
15.11.	Determinação do Coeficiente de Sustentação da Asa – $C_{L\ Asa}$ .....	155
15.12.	“Downwash da asa” $\partial\varepsilon/\partial\alpha$ .....	157
15.13.	Coeficiente de sustentação máximo da asa. $C_{L\ max}$ .....	160
15.14.	Ângulo de estol do avião. (em relação à linha de referencia da fuselagem) $\alpha_s$ .....	161
15.15.	Arrasto parasita da asa $C_{Dow}$ . .....	161
15.16.	Arrasto induzido da asa $(C_{Di})_w$ .....	163
15.17.	Empenagens .....	165
15.17.1.	Determinação do coeficiente de sustentação da Empenagem Horizontal – $C_{L\ -HE}$ .....	165
15.18.	Arrasto parasita da empenagem horizontal e vertical $C_{Dot}$ e $C_{Dov}$ .	168
15.19.	Determinação do Coeficiente de Arrasto Induzido da Empenagem Horizontal $C_{Di-EH}$ .....	169
15.20.	Fuselagem ou Naceles.....	170
15.20.1.	Sustentação da fuselagem $C_{LF}$ .....	171
15.21.	Coeficiente de arrasto parasita da fuselagem.....	174
15.22.	Arrasto induzido da fuselagem .....	175
15.22.1.	Arrasto Sistema do tubo de distribuição do liquido do sistema de pulverização .....	175
15.23.	Determinação do Arrasto devido à Coleta de Ar - $C_{D\ COL}$ .....	176
15.24.	Calculo do Arrasto do trem de pouso principal .....	176
15.25.	Calculo do Arrasto da Bequilha.....	177
15.26.	Calculo do acréscimo de arrasto devido as frestas do flap e aileron .	177
15.27.	Interferências.....	177
15.27.1.	Determinação do Coeficiente de Sustentação Asa-Fuselagem – $C_L$ wf 177	
15.28.	Determinação da Sustentação Aeronave – $C_L\ aero$ .....	179
15.29.	Coeficiente de sustentação máximo asa-fuselagem.....	180
15.30.	Ângulo de Estol asa-fuselagem.....	180
15.31.	Incremento de arrasto devido ao acoplamento asa-fuselagem.....	180



15.32.	Acréscimos de arrasto devido às junções.....	180
15.32.1.	Acréscimo de arrasto devido à junção Empenagens – Fuselagem	180
15.32.2.	Acréscimo de arrasto devido à junção da empenagem horizontal com a vertical	181
15.33.	Outros arrastos .....	181
15.33.1.	Acréscimo de Sustentação devido ao flap .....	181
15.34.	Características de Planeio da Aeronave com motor em marcha lenta	185
15.35.	Calculo dos coeficientes da aeronave completa.....	188
15.36.	Contribuição das parcelas do coeficiente de arrasto para o valor global.	189
15.37.	Parcelas de cada componente de arrasto no valor global deste coeficiente para velocidade de 270 Km/h.....	190
15.38.	Polar de arrasto da aeronave completa.....	191
15.39.	Curva $C_D \times a$ da aeronave completa.....	191
15.40.	Curva $C_D \times a$ da aeronave completa.....	192
15.41.	Polar de velocidades da aeronave completa.....	192
15.42.	Comparação entre a polar calculada e estimativa inicial .....	193
15.43.	Polar de arrasto da aeronave completa para atitude de decolagem....	193
15.44.	Contribuição das parcelas de coeficiente de arrasto para o valor global	194
16.	Cálculos de Desempenho .....	195
16.1.	Dados de Entrada .....	195
16.1.1.	Dados da turbina .....	198
16.2.	Cálculo da potência requerida ( $P_{req}$ ) ao nível do mar.....	199
16.2.1.	Determinação da Razão de avanço da hélice – J .....	202
16.2.2.	Determinação do Coeficiente de Potencia da Hélice.....	203
16.2.3.	Rendimento da hélice.....	203
16.2.4.	Determinação da potência disponível ( $P_{dis}$ ).....	210
16.3.	Curvas de “Potencia x Velocidade” .....	211
16.4.	Resultados obtidos .....	211
16.5.	Determinação da Razão de Subida – R/S .....	212
16.6.	Determinação de “E”- autonomia (endurance).....	215
16.7.	Cálculo do Alcance – R (range).....	217
16.8.	Cálculo da Distancia de Pouso.....	218
16.8.1.	Calculo de distancia de planeio.....	219
16.8.2.	Calculo de distancia de desceleração em vôo .....	219
16.8.3.	Calculo de corrida de desaceleração no solo .....	220
16.9.	Cálculo da Distancia de Decolagem .....	222
16.9.1.	Calculo de Atrito de Rolamento .....	224
16.9.2.	Cálculo de arrasto aerodinâmico.....	225
16.9.3.	Calculo da Distância Horizontal Percorrida na Rotação - $S_R$ .....	226
16.9.4.	Calculo da distancia horizontal percorrida na subida - SS .....	227
16.10.	Resumo dos Resultados Obtidos.....	229
16.11.	Comentários .....	230



17.	Cálculo de Estabilidade Longitudinal Estática .....	231
17.1.	Introdução .....	231
17.2.	Cálculo das características e derivadas aerodinâmicas .....	232
17.2.1.	Principais Parâmetros da Aeronave .....	232
17.3.	Conclusão.....	275
18.	Estabilidade Direcional Estática .....	277
18.1.	Introdução .....	277
18.2.	Cálculo das características e derivadas aerodinâmicas .....	278
18.2.1.	Principais Parâmetros da Aeronave .....	278
18.3.	Cálculo das características de estabilidade e controle direcionais .....	290
18.3.1.	Margem de estabilidade direcional com os comandos fixos .....	290
18.3.2.	Margem de estabilidade direcional com os comandos livres.....	290
18.3.3.	Ângulo de flutuação do leme .....	291
18.4.	Resumo dos resultados.....	292
18.5.	Força no pedal para manter vôo glissado.....	292
19.	Calculo de Cargas .....	294
19.1.	Cargas na asa.....	295
19.1.1.	Cargas na asa em manobras simétricas .....	299
19.1.2.	Cargas Assimétricas.....	301
19.1.3.	Cargas em Manobras de Rolamento .....	302
19.1.4.	Cargas de torção.....	307
19.2.	Cargas na Empenagem Horizontal.....	310
19.2.1.	Cargas de equilíbrio na empenagem .....	310
19.2.2.	Carga de Equilíbrio com fator de Carga Limite.....	312
19.2.3.	Acréscimo de Carga devido a Manobra .....	314
19.2.4.	Carga Total na Empenagem Horizontal.....	315
19.2.5.	Acréscimo de Carga devido a Rajada .....	316
19.2.6.	Cargas Assimétricas na Empenagem Horizontal.....	319
19.2.7.	Distribuição de Esforços na Longarina para a condição de carga simétrica	319
19.3.	Cargas na Empenagem Vertical.....	325
19.3.1.	Carga de Manobra na Empenagem Vertical .....	325
19.3.2.	Cargas de Rajadas na Empenagem Vertical .....	326
19.3.3.	Distribuição de Cargas na Empenagem Vertical .....	326
19.4.	Cargas no Trem de Pouso .....	330
19.4.1.	Cargas em aterragens forçadas.....	330
19.4.2.	Velocidade vertical máxima .....	331
19.4.3.	Fatores de carga para pouso.....	331
19.4.4.	Cargas no solo.....	332
19.4.4.1.	Vôo nivelado – pouso de pista .....	332
19.4.4.2.	Aterrissagem em três rodas.....	334
19.4.4.3.	Aterrissagem em uma roda .....	335
19.4.4.4.	Cargas laterais na aterrissagem.....	336
19.4.4.5.	Cargas de frenagem.....	337

---



19.4.4.6.	Condições suplementares para a bequilha .....	338
19.5.	Cargas no Berço do Motor .....	340
19.5.1.	Cargas verticais combinadas ao torque do motor .....	340
19.5.2.	Torque do motor .....	341
19.5.3.	Cargas verticais de inércia no ponto de manobra do diagrama V-n ..	341
19.5.4.	Torque limite do motor .....	341
19.5.5.	Reações de apoio do berço do motor na fuselagem .....	342
19.5.6.	Cargas laterais no berço do motor .....	345
19.5.7.	Reações de apoio na fuselagem .....	345
19.6.	Cargas na fuselagem .....	347
19.6.1.	Cargas na porção anterior da fuselagem .....	347
19.6.1.1.	Cargas verticais de inércia .....	347
19.6.1.2.	Cargas laterais transmitidas pelo berço do motor .....	350
19.6.1.3.	Cargas de torção devido ao motor .....	351
19.6.2.	Cargas na porção posterior da fuselagem .....	351
19.6.2.1.	Cargas verticais de inércia .....	351
19.6.2.2.	Cargas verticais aplicadas na bequilha .....	353
19.6.2.3.	Cargas laterais devido às cargas na empenagem vertical .....	353
19.6.2.4.	Cargas de torção devido às combinações de cargas assimétricas nas empenagens .....	354
19.7.	Cargas nos comandos .....	355
19.7.1.	Cargas no sistema de comando do profundor .....	355
19.7.2.	Cargas no sistema de comando do leme de direção .....	359
19.7.3.	Cargas no sistema de rolamento .....	361
19.7.4.	Cargas no sistema de flape .....	365
20.	Dimensionamento Estrutural .....	367
20.1.	Dimensionamento das Asa .....	367
20.1.1.	Longarina .....	368
20.1.1.1.	Dimensionamento das Mesas .....	368
20.1.1.2.	Calculo das Mesas por Resistência .....	369
20.1.2.	Verificação da flexa máxima .....	375
20.1.2.1.	Cálculo no número de “feixes de Roving” por mesa .....	376
20.1.2.2.	Dimensionamento da Alma .....	380
20.1.2.3.	Determinação do número de camadas de laminado .....	385
20.1.2.4.	Verificação da área de colagem em função dos esforços atuantes nas mesas	389
20.1.2.5.	Verificação da área de colagem baseando-se na relação $\tau d_{col} / \tau d_{alm}$	393
20.1.2.6.	Verificação da Margem de Segurança .....	398
20.1.2.7.	Dimensionamento do Revestimento da Asa .....	401
20.1.2.8.	Rigidez Torcional .....	408
20.2.	Ligação Asa Fuselagem .....	411
20.2.1.	Ligação das Longarinas .....	411
20.2.2.	Dimensionamento da Espiga da Longarina .....	413
20.2.3.	Número de “Feixes de Roving” na Espiga por mesa .....	415



20.2.4.	Dimensionamento da Alma.....	417
20.2.5.	Numero de Camadas de Laminado .....	419
20.2.6.	Dimensionamento da caixa da Longarina.....	420
20.2.7.	Dimensionamento das Mesas da Caixa.....	421
20.2.8.	Cálculo do Número de feixes de roving para fabricação da Mesa ....	423
20.2.9.	Dimensionamento da Alma.....	424
20.2.10.	Determinação do número de camadas de laminado.....	424
20.2.11.	Dimensionamento das Ferragens de Fixação Longarina Dianteira.....	425
20.2.12.	Verificação do Cisalhamento do Pino.....	426
20.2.13.	Verificação da Flexão no Pino.....	427
20.2.14.	Verificação da Compressão da Bucha .....	427
20.2.15.	Pinos de Fixação da Longarina / Caixa Longarina .....	428
20.2.16.	Verificação do Cisalhamento do Pino.....	429
20.2.17.	Verificação da Flexão no Pino.....	429
20.2.18.	Verificação do Cisalhamento do Pino.....	430
20.3.	Dimensionamento das Empenagens Horizontais.....	430
20.3.1.	Dimensionamento da Longarina .....	430
20.3.2.	Dimensionamento das Mesas.....	432
20.3.3.	Flexa Máxima .....	433
20.3.4.	Numero de Feixes de Roving.....	434
20.3.5.	Espessura da Alma .....	436
20.3.6.	Número de Camadas de Laminado .....	437
20.3.7.	Dimensionamento do Revestimento da Empenagem Horizontal .....	439
20.3.8.	Rigidez torcional.....	443
20.4.	Dimensionamento da Fuselagem .....	445
20.4.1.	Revestimento.....	445
20.4.1.1.	Parte Posterior .....	445
20.4.1.2.	Momento de Torção .....	447
20.4.2.	Rigidez a Torção .....	449
20.4.3.	Solicitações no plano Vertical .....	450
	Tensão atuante .....	451
20.4.3.1.	Geometria da Seção .....	452
20.4.3.2.	Determinação da linha neutra - $d_{LN}$ .....	452
20.4.3.3.	Calculo de I.....	453
20.4.3.4.	Cálculo da Tensão Atuante .....	453
20.4.4.	Solicitações no plano horizontal .....	453
20.4.4.1.	Determinação da linha neutra - $d_{LN}$ .....	454
20.4.4.2.	Calculo de I.....	454
20.4.4.3.	Cálculo da Tensão Atuante .....	454
20.5.	Parte Anterior.....	455
20.5.1.	Solicitação no plano vertical.....	455
20.5.1.1.	Tensão Atuante .....	455
20.5.1.2.	Solicitação no plano horizontal.....	456
20.6.	Dimensionamento dos comandos .....	457
20.6.1.	Cargas no sistema de comando do profundor .....	457
20.6.1.1.	Forças externas.....	458



20.6.1.2.	Dimensionamento do tubo de torção E (para resistir ao momento de $M_t = 250 \text{ kgf.m}$ ) .....	458
20.6.2.	Dimensionamento do manche .....	460
20.6.2.1.	Dimensionamento da peça de ligação nas extremidades do tubo de torção “c” .....	461
20.6.2.2.	Rasgamento da chapa do olhal .....	462
20.6.2.3.	Verificação da flambagem do tubo F .....	463
20.6.2.4.	Dimensionamento das peças de ligação “b” e “a” .....	464
20.6.2.5.	Verificação da flambagem do tubo G .....	465
20.6.2.6.	Verificação da flambagem do tubo K .....	466
20.6.2.7.	Verificação guinhol “J” no mecanismo do profundor .....	467
20.6.2.8.	Rasgamento do olhal no guinhol (J) .....	469
20.6.2.9.	Esmagamento do furo no guinhol (J) .....	469
21.	Sistema de Instrumentos .....	471
21.1.	Disposição do Instrumentos no Painel da Aeronave .....	483
22.	Sistema de Pulverização .....	485
22.1.	Introdução .....	485
22.2.	Descrição dos Sistemas Agrícolas .....	486
22.3.	Detalhamento do equipamento .....	487
22.4.	Monitor de aplicação eletrônico Micronair .....	488
22.4.1.	Funções do Monitor .....	489
22.5.	Simulação de Aplicação .....	491
22.5.1.	Aplicação de herbicida para Cana-de-Açúcar .....	491
22.5.2.	Estimativa da Área Tratada por tempo .....	492
22.5.3.	Estimativa do tempo de pulverização .....	492
22.5.4.	Estimativa da vazão do Equipamento .....	493
22.5.5.	Inseticida .....	494
22.5.6.	Estimativa da Área Tratada por tempo .....	495
22.5.7.	Estimativa do tempo de pulverização .....	496
22.5.8.	Estimativa da vazão do Equipamento .....	496
22.6.	Conclusões .....	497
23.	Fabricação .....	498
23.1.	A Asa .....	498
23.2.	Fuselagem .....	499
24.	Relatório descritivo .....	500
25.	Bibliografia consultada .....	507

---



## Lista de Figuras

Figura 2-1 – Missão Típica (Pulverização).....	20
Figura 2-2 – Missão Típica Translado .....	21
Figura 6-1 – Missão Típica (Pulverização) .....	48
Figura 6-2 – Missão Típica (Cruzeiro) .....	59
Figura 6-3 – Estimativa Inicial da Polar de Arrasto da Aeronave .....	64
Figura 7-1 – Gráfico Velocidade de Estol .....	68
Figura 7-2 Gráfico de Distância de Decolagem.....	70
Figura 7-3 – Gráfico de Razão de Subida .....	72
Figura 7-4 – Gradiente de Subida .....	74
Figura 7-5 - Gráficos Arremetida .....	75
Figura 7-6 – Velocidade de Cruzeiro .....	77
Figura 7-7 – Gráfico de Desempenho .....	78
Figura 7-8 – Gráfico Desempenho.....	80
Figura 7-9 – Gráfico Desempenho.....	82
Figura 8-1 - King Air B90 – Motor M601E-11 A .....	84
Figura 8-2 - Sukhoi SU26 – Motor M601T .....	85
Figura 8-3 Air Tractor – M601 E11 (Hélice Hartzell).....	85
Figura 8-4 – Turbina Walter .....	86
Figura 8-5 - Desenho Esquemático de uma turbina Walter .....	86
Figura 9-1 – Curva Curva $C_{L_x}$ $\alpha$ NASA NFL (1)-0215F .....	90
Figura 9-2 – Curva $C_{L_x}$ $C_d$ NASA NFL (1)-0215F .....	90
Figura 9-3 – Distribuição de CL ao longo da envergadura.....	91
Figura 12-1 – Diagrama “V-n” sobreposto.....	120
Figura 12-2-12-3 – Diagrama “V-n” Resultante .....	121
Figura 13-1 – Avião no sistema de referência .....	123
Figura 13-2 – Passeio do CG .....	127
Figura 14-1- Esboço inicial do projeto .....	128
Figura 14-2 – Evolução do desenho.....	129
Figura 14-3 – Evolução do Desenho.....	130
Figura 14-4 – Air Tractor.....	131
Figura 14-5 – Comparação Air Tractor .....	132
Figura 14-6 - Hopper .....	133
Figura 14-7 - Hopper .....	133
Figura 14-8 – Corte Hopper .....	134
Figura 14-9 - Hopper .....	134
Figura 14-10 – Corte Hopper .....	135
Figura 14-11 - Hopper .....	135
Figura 14-12 – Desenho CAD .....	136
Figura 14-13 – Desenho Cad .....	137
Figura 14-14 – Altura da Calda .....	138
Figura 14-15 - Trem Convencional.....	138
Figura 14-16 – Modelamento 3D.....	139
Figura 14-17 – Vista Perspectiva.....	139
Figura 14-18 – Vista Superior.....	140
Figura 14-19 – Vista Frontal.....	140



Figura 14-20 – Vista Lateral .....	141
Figura 14-21 - Winglet.....	141
Figura 14-22 – Detalhe Winglet .....	141
Figura 14-23 - Winglet.....	142
Figura 14-24 – Trem de pouso.....	142
Figura 14-25 – Hopper.....	143
Figura 14-26 – Hopper.....	144
Figura 14-27 – Detalhe Turbina.....	145
Figura 15-1 – Determinação do Downwash da Asa .....	158
Figura 15-2 – Gráfico $C_l$ x $C_d$ do perfil NLF .....	162
Figura 15-3 – Gráfico do Coeficiente de Sustentação Local da Empenagem Horizontal em Função do Ângulo de Ataque.....	167
Figura 15-4 – Curva $C_l$ x $C_d$ , do perfil NACA 63012.....	169
Figura 15-5– Gráficos de dimensionamento.....	182
Figura 15-6– Gráficos de dimensionamento.....	183
Figura 15-7– Gráficos de dimensionamento.....	184
Figura 15-8– Gráficos de dimensionamento.....	184
Figura 15-9 – Contribuição das Parcelas para o Coeficiente de Arrasto .....	189
Figura 15-10 – Contribuição das parcelas de arrasto, para a vel de 270 km/h .....	190
Figura 15-11 – Polar de Arrasto Completa .....	191
Figura 15-12 – Coeficiente de Arrasto da Aeronave .....	191
Figura 15-13 – Arrasto da Aeronave em função do angulo de ataque.....	192
Figura 15-14 – Polar de Velocidades da Aeronave Completa.....	192
Figura 15-15 – Comparação entre as Polares estimadas e calculadas .....	193
Figura 15-16 – Polar de Arrasto completa (decolagem).....	193
Figura 15-17 – Parcelas do Coeficiente de Arrasto Global .....	194
Figura 16-1 – Polar de Arrasto da Aeronave .....	196
Figura 16-2 - Turbina M601E.....	198
Figura 16-3 -Curvas de coeficiente de potencia para hélices tri-pás .....	204
Figura 16-4 - Curvas de Eficiencia helice tri-pá.....	207
Figura 16-5 - Curvas de potencia requerida e disponivel verus velocidade da aeronave .....	211
Figura 16-6 - Curvas de razão de subida versus velocidade.....	214
Figura 16-7 - Autonomia versus velocidade.....	216
Figura 16-8 – Pilonamento da Aeronave .....	220
Figura 17-1- Curva $C_L$ x $\alpha$ NASA NFL (1)-0215F .....	234
Figura 17-2- Gráfico para determinação da constante $j$ .....	237
Figura 17-3-Parâmetros para determinação contribuição da fuselagem para o coeficiente de momento da aeronave.....	245
Figura 17-4-Curva $C_L$ x $\alpha$ -NACA 63-012.....	248
Figura 17-5 - Deflexão do profundor em função da velocidade.....	267
Figura 17-6 -Deflexão do profundor em função do coeficiente de sustentação .....	267
Figura 17-7-Força no manche em função da velocidade.....	270
Figura 17-8-Força X Coeficiente de sustentação.....	270
Figura 17-9- Variação da deflexão do manche para efetuar manobra de uma gravidade em função da velocidade de vôo - em milímetros .....	271



Figura 17-10-Variação da deflexão do manche para efetuar manobra de uma gravidade em função do coeficiente de sustentação .....	272
Figura 17-11- Variação da força do manche para efetuar manobra de uma gravidade em função da velocidade de vôo - em quilogramas-força .....	273
Figura 17-12 - Força mais o acréscimo de força em função da velocidade para posição de C.G. igual a 23% .....	274
Figura 18-1-Variáveis para cálculo da contribuição da fuselagem para a variação do coeficiente de momento de guinada da aeronave com a variação do seu ângulo de guinada.....	288
Figura 18-2- Força do pedal para vôo glissado.....	293
Figura 19-1– Diagrama V x n .....	294
Figura 19-2 – Asas Equivalente .....	297
Figura 19-3 – Esforço Cortante ao Longo da Envergadura .....	300
Figura 19-4 – Esforço Fletor ao Longo da Envergadura .....	300
Figura 19-5 – Cálculo da Carga devido a deflexão do Aileron .....	302
Figura 19-6 – Efeito da Deflexão do Aileron no Cortante.....	306
Figura 19-7 – Efeito da Deflexão do Aileron no Fletor .....	306
Figura 19-8 – Esforços aplicados na Longarina .....	322
Figura 19-9 – Esforços aplicados na Longarina .....	324
Figura 19-10 – Método para cálculo das Carga de Manobra na Empenagem Vertical .....	325
Figura 19-11 – Cortante ao Longo da Empenagem Vertical .....	329
Figura 19-12 – Fletor ao Longo da Empengem Vertical .....	329
Figura 19-13 - Aterrissagem em atitude de vôo nivelado.....	332
Figura 19-14 - Aterrissagem em três pontos.....	334
Figura 19-15 -Aterrissagem em uma roda .....	335
Figura 19-16 - Cargas laterais.....	337
Figura 19-17 - Aplicação da carga na bequilha para casos de impacto com obstáculos .....	338
Figura 19-18 - Aplicação da carga lateral na bequilha .....	339
Figura 19-19 – Reações verticais do berço do motor na fuselagem .....	343
Figura 19-20 – Reações de toque do berço do motor na fuselagem .....	343
Figura 19-21 – Reações laterais do berço do motor na fuselagem .....	346
Figura 19-22- Componentes da fuselagem .....	348
Figura 19-23- Cargas assimétricas nas empenagens.....	355
Figura 19-24– Distribuição de carga na empenagem horizontal .....	356
Figura 19-25 – Aplicação da carga no profundor .....	357
Figura 19-26 – Sistema de comando do profundor.....	358
Figura 19-27– Aplicação da carga no profundor .....	359
Figura 19-28- Sistema de comando do leme de direção .....	360
Figura 19-29 - Distribuição de carga no aileron .....	362
Figura 19-30 - Sistema de comando de rolamento .....	363
Figura 19-31 – Detalhe do comando do aileron.....	364
Figura 19-32- Carga no flape.....	365
Figura 19-33 - Sistema de comando do flape .....	366
Figura 20-1 – Esforço Cortante na Longarina .....	367



Figura 20-2 – Esforço Fletor na Longarina.....	368
Figura 20-3 – Perfil da Longarina Utilizada.....	369
Figura 20-4 – Perfil da Longarina.....	380
Figura 20-5 – Esforços na mesa da longarina.....	389
Figura 20-6 – Comparação do Comprimento de Colagem para as duas metodologias de cálculo (Longarina Dianteira).....	396
Figura 20-7 – Comprimento de Colagem Crítico (Longarina Dianteira).....	396
Figura 20-8 – Comparação do Comprimento de Colagem para as duas metodologias de cálculo (Longarina Traseira).....	397
Figura 20-9 – Comprimento de Colagem Crítico (Longarina Traseira).....	397
Figura 20-10 – Esforço Torçor na Asa.....	401
Figura 20-11 – Distribuição de Momento Torçor na Asa.....	403
Figura 20-12 – Dimensões do Revestimento.....	403
Figura 20-13 – Esforços na parte central da longarina.....	411
Figura 20-14 – Dimensões da caixa da longarina.....	422
Figura 20-15 – Pino de fixação da asa (Torção).....	426
Figura 20-16 – Pino de fixação da asa – Dimensões.....	426
Figura 20-17 – Pino fixação longarina Dianteira.....	428
Figura 20-18 – Pino fixação longarina Dianteira (dimensões).....	428
Figura 20-19 – Cortante na Longarina da Empenagem Horizontal.....	431
Figura 20-20 – Momento Fletor na Longarina da Empenagem Vertical.....	431
Figura 20-21 – Perfil da Longarina Utilizada.....	432
Figura 20-22 – Momento torçor na Empenagem.....	440
Figura 20-23 – Fuselagem da Aeronave (Fibra de Vidro).....	447
Figura 20-24 – Dimensões da Fuselagem.....	452
Figura 20-25 – Seção da fuselagem próximo ao ponto de fixação da longarina dianteira.....	455
Figura 20-26- Sistema de comando do profundor.....	457
Figura 20-27 - Batente do manche de comando do profundor.....	460
Figura 20-28 - Olhal das extremidades da barra de torção.....	461
Figura 20-29- Rasgamento no olhal do guinhol do profundor.....	462
Figura 20-30 – Determinação da carga na barra F.....	463
Figura 20-31 - Detalhamento da peça de ligação do comando.....	464
Figura 20-32 – Determinação da carga na barra G.....	465
Figura 20-33– Determinação da carga na barra K.....	466
Figura 20-34 - Peça J no mecanismo do profundor.....	468
Figura 20-35 - Rasgamento no olhal do guinhol do profundor.....	469
Figura 20-36 – Área de contato para cargas de esmagamento.....	470
Figura 22-1 - Monitor eletrônico.....	488
Figura 22-2 - Medição de vazão.....	489
Figura 22-3 – Localização dos sensores de velocidade.....	490
Figura 22-4 - Impressora.....	490
Figura 22-5 – Determinação da área de aplicação.....	495
Figura 24-1 – Sistema de Comando Leme.....	503
Figura 24-2 – Sistema de Comando profundor.....	504



## Índice de Tabelas

Tabela 8-1 – Dados Turbina Walter .....	87
Tabela 8-2 – Certificação Turbina Walter .....	88
Tabela 11-1 – Peso estimado do componentes pulverização.....	108
Tabela 11-2 – Peso dos pulveriração .....	108
Tabela 11-3 – Peso Instrumentos .....	110
Tabela 11-4 – Pesos Equipamentos .....	111
Tabela 11-5 – Peso Estrutural da Aeronave.....	112
Tabela 13-1 – Cálculo de Centro de Gravidade da Aeronave .....	124
Tabela 13-2 – Carramentos Variaveis.....	125
Tabela 13-3 – Passeio do CG.....	126
Tabela 15-1 – Coeficiente de Sustentação do Peril/Asa .....	156
Tabela 15-2 – Ângulo de Down-wash .....	160
Tabela 15-3 – Ângulo de Ataque Local .....	160
Tabela 15-4 – Arrasto em função do ângulo de ataque .....	163
Tabela 15-5 – Coeficiente de arrasto Induzido da Asa .....	164
Tabela 15-6 – Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal .....	166
Tabela 15-7 – Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com correção por Down-Wash .....	167
Tabela 15-8 – Variação de $C_{L_f}$ com o ângulo de ataque .....	174
Tabela 15-9 – Coeficiente de Sustentação Asa-Fuselagem .....	178
Tabela 15-10 – Coeficiente de sustentação da Aeronave .....	179
Tabela 15-11 – Velocidade de Afundamento da Aeronave .....	187
Tabela 15-12 – Coeficientes de Arrasto (Cruzeiro).....	188
Tabela 15-13 – Coeficientes de Arrasto (Decolagem).....	188
Tabela 16-1 - Razão de Planeio .....	197
Tabela 16-2 - Dados turbinas Walter .....	198
Tabela 16-3 - Dados da Turbina .....	199
Tabela 16-4 - Potência requerida da aeronave.....	201
Tabela 16-5 - Razões de avanço da hélice .....	202
Tabela 16-6 - Angulo das Pás para Potência Maxima .....	205
Tabela 16-7 - Angulo das Pás para Potência Maxima Continua .....	206
Tabela 16-8 - Eficiencia da hélice a potência maxima .....	208
Tabela 16-9 - Eficiencia da hélice a potência maxima continua .....	209
Tabela 16-10 - Potência disponível.....	210
Tabela 16-11 - Razão de Subida .....	212
Tabela 16-12 - Angulos de Subida.....	213
Tabela 16-13 - Autonomia .....	215
Tabela 16-14 – Alcance .....	217
Tabela 17-1-Parâmetros da aeronave.....	232
Tabela 17-2 - Perfil NACA 63-012 .....	248
Tabela 17-3 – Parâmetros de Estabilidade da Aeronave .....	258
Tabela 18-1-Parâmetros da aeronave.....	278
Tabela 18-2- Dados do perfil NACA 63-012 .....	279
Tabela 18-3-Numero de Reynolds da empenagem Vertical .....	282



Tabela 18-4- Resumo de resultados .....	292
Tabela 19-1 – Distribuição de Sustentação na Asa.....	296
Tabela 19-2 – Distribuição de Carregamento na asa .....	298
Tabela 19-3 – Distribuição de Esforços sobre a Envergadura da Asa .....	299
Tabela 19-4 – Carga em Manobra Assimétricas.....	301
Tabela 19-5 – Distribuição de Esforços devido a Deflexão do Aieron e Flap .....	304
Tabela 19-6 – distribuição de Cargas Total na Asa devido a deflexão do Aileron ...	305
Tabela 19-7 – Torção na Asa Vd .....	307
Tabela 19-8 – Torção na Asa Vf.....	308
Tabela 19-9 – Torção na Asa Va .....	309
Tabela 19-10 – Condições de Carregamento .....	310
Tabela 19-11 – Carga de Equilíbrio na Empenagem Horizontal (N) .....	311
Tabela 19-12 – Carga de Equilíbrio com fator de Carga Limite (Vôo Normal) – (N) .....	312
Tabela 19-13 – – Carga de Equilíbrio com fator de Carga Limite (Vôo Invertido) – (N).....	313
Tabela 19-14 – Acréscimo de Carga na Empenagem Horizontal Devido a Monobra .....	314
Tabela 19-15 – Somatório entre o valor da carga de equilíbrio para vôo com fator de carga unitário e o valor do acréscimo de carga devido à manobra (N).....	315
Tabela 19-16 – Diferença entre o valor da carga de equilíbrio para vôo com fator de carga limite e o valor do acréscimo de carga devido à manobra (N).....	316
Tabela 19-17 – Acréscimo de Carga devido a Rajada.....	317
Tabela 19-18 – Carga Total na Empenagem devido a Rajada.....	318
Tabela 19-19 – Distribuição do Carregamento na Longarina.....	320
Tabela 19-20 – Esforços atuantes na Longarina .....	321
Tabela 19-21– Distribuição do Carregamento na Longarina.....	322
Tabela 19-22 – Esforços atuantes na Longarina .....	323
Tabela 19-23 – Distribuição de Carregamento ao Longo da Empenagem Vertical ..	327
Tabela 19-24 – Distribuição de Esforços ao Longo da Empenagem Vertical.....	328
Tabela 19-25- Cargas verticais combinadas com torque no berço do motor.....	342
Tabela 19-26 - Massas concentradas na porção anterior da fuselagem .....	349
Tabela 19-27 – Cargas no berço do motor.....	350
Tabela 19-28-Momentos na porção posterior da fuselagem.....	352
Tabela 20-1 – Distribuição de Momento resistido pelas longarians.....	372
Tabela 20-2 – Dimensões das Mesas da Longarina Dianteira.....	373
Tabela 20-3 – Dimensões das Mesas da Longarina Traseira.....	374
Tabela 20-4 – Número de feixes de Roving necessities para a fabricação das mesas (Longarina Dianteira).....	378
Tabela 20-5– Número de feixes de Roving necessities para a fabricação das mesas (Longarina Traseira) .....	379
Tabela 20-6 – Distribuição de Esforços Cortante entre as Longarinas.....	381
Tabela 20-7 – Espessura da Alma para a longarina dianteira .....	383
Tabela 20-8 - Espessura da Alma para a longarina traseira.....	384
Tabela 20-9 – Número de camadas de laminado na longarina dianteira .....	387
Tabela 20-10 – Número de camadas de laminado na longarina traseira .....	388



Tabela 20-11 – Comprimento necessário de colagem (Longarina dianteira) .....	391
Tabela 20-12 – Comprimento necessário de colagem (Longarina traseira) .....	392
Tabela 20-13 – Comprimento de colagem (longarina dianteira) .....	394
Tabela 20-14 – Comprimento de colagem (longarina dianteira) .....	395
Tabela 20-15 – Margem de Segurança Colagem (Longarina Dianteira) .....	399
Tabela 20-16 – Margem de Segurança Colagem (Longarina Traseira) .....	400
Tabela 20-17 – Momento Torçor na Asa .....	402
Tabela 20-18 – Tensões no revestimento da Asa .....	405
Tabela 20-19 – Espessura do Revestimento .....	406
Tabela 20-20 – Tensão atuante em cada estação do revestimento .....	407
Tabela 20-21 – Margem de Segurança para o revestimento .....	408
Tabela 20-22 – Torção das Estações da Asa .....	409
Tabela 20-23 – Torção total da Asa .....	409
Tabela 20-24 – Esforços na parte central da longarina .....	412
Tabela 20-25 – Dimensões da mesa da espiga (Longarina Dianteira) .....	414
Tabela 20-26 – Dimensões da mesa da espiga (Longarina Traseira) .....	414
Tabela 20-27 – Número de feixes de Roving por mesa - Espiga (Longarina Principal) .....	416
Tabela 20-28 – Número de feixes de Roving por mesa - Espiga (Longarina Traseira) .....	416
Tabela 20-29 – Espessura da Alma da Espiga (Longarina Principal) .....	418
Tabela 20-30 – Espessura da Alma da Espiga (Longarina Traseira) .....	418
Tabela 20-31 – Número de camadas de Laminada Alma da Espiga (Longarina Principal) .....	419
Tabela 20-32 – Número de camadas de Laminadao na Alma da Espiga (Longarina Traseira) .....	420
Tabela 20-33 – Distribuição de Esforços na Caixa da Longarina .....	421
Tabela 20-34 – Dimensões da Mesa da Longarina da Empenagem .....	433
Tabela 20-35 – Número de feixes do Roving por mesa .....	435
Tabela 20-36 – Espessura da Alma .....	437
Tabela 20-37 – Numero de camadas de laminado para a fabricação da alma .....	438
Tabela 20-38 – Momento de Torção devido a deflexão das superfícies de comando	439
Tabela 20-39 – Tensões no revestimento de 3mm de laminado .....	441
Tabela 20-40 – Espessura necessária do revestimento .....	441
Tabela 20-41 – Verificação do Revestimento .....	442
Tabela 20-42 – Margem de Segurança do Revestimento .....	442
Tabela 20-43 – Torção das estações da Asa .....	444
Tabela 20-44 – Torção Total .....	444
Tabela 20-45 – Tensão de cisalhamento do revestimento da fuselagem (parte traseira) .....	448
Tabela 20-46 – Verificação do Cisalhamento nas ultimas seções .....	449
Tabela 20-47 – Torção do cone de cauda .....	450
Tabela 23-1 - Pesos dos equipamentos de pulverização líquida .....	486
Tabela 23-2 Condições para aplicação do ALLY .....	491
Tabela 23-3 Condições para aplicação do DISSULFAN CE .....	494

---



## **1. Introdução**

O projeto proposto da aeronave Urutau visa fechar os estudos acadêmicos na área de Engenharia Mecânica aeronáutica, oferecidos pelo Centro de estudos Aeronáuticos da Universidade Federal de Minas gerais. Essa trabalho permite que o graduando explore todos os seus conhecimentos na área além de pesquisar diversas soluções construtivas e tecnologias existentes. Para isso foi proposto projetar uma aeronave agrícola de alto rendimento e alta capacidade de carga, que atenda a crescente demanda neste setor, em vista da grande capacidade produtiva agrícola brasileira. De acordo com os requisitos de projeto essa aeronave deve ser capaz também de operar em combate a incêndios em área de difícil acesso.

O trabalho foi dividido em partes levando em consideração os diferentes tópicos importantes. Primeiramente são apresentados as especificações e requisitos de projeto. São discutidos assuntos como a lista de prioridade e delimitações do protótipo.

A próxima etapa é a parte de métodos comparativos que faz a utilização de ferramentas comparativas para verificar em que âmbito entre as aeronaves já existentes, a aeronave Urutau estará. É utilizado para isso gráficos de barras e paramétricos com vários parâmetros importantes de projeto, obtendo assim limites de valores para eles.

Em seguida são feitos estudos preliminares da aeronave a ser projetado. São definidos então, através dos métodos comparativos ou estatísticos, os parâmetros como peso máximo de decolagem, carga útil, área alar, razão de aspecto, entre outros.

Em aerodinâmica é apresentado o processo de escolha do perfil e cálculos de sustentação da asa. Já em desempenho, são feitos os cálculos referentes à performance do avião determinando então algumas características principais como: velocidade de estol, desempenho de subida, distância de decolagem, etc.

---



Então essas informações são agrupadas e apresentadas em um único gráfico de Carga Alar e Relação Peso Potência Agrupando permitindo assim, determinar a melhor configuração para a aeronave. Depois de definido os parâmetros essenciais da aeronave é possível então, fazer a melhor escolha do grupo motopropulsor além de estimar com maior precisão, o peso dos componentes da aeronave. Nestas etapas preliminares, é ainda obtido o envelope de vôo da aeronave.

Na etapa final, serão feitos cálculos de aerodinâmica, estabilidade, desempenho, cargas, e dimensionamento estrutural da aeronave.



## 2. Especificações de projeto

*A aeronave a ser projetada deverá atender às seguintes especificações de projeto:*

- Capacidade de Carga agrícola : 1500 kg / 2200 l
- Distância de Decolagem @ $M_{TOW}$  : 350m
- Distância de Pouso @ $M_{LW}$  : 200m
- Velocidade máx Nivelada @ $M_{TOW}$  ASL  $\geq$  145 kts
- Alcance ASL c/ sistema agrícola  $\geq$  1000 km
- Base de Certificação: RBHA 103

*Equipamentos:*

- DGPS Agrícola
  - Rádio Transponder
  - ECT
  - Equipamento VFR
  - Equipamento IFR –sem homologação
  - Luzes de Navegação, Faróis
  - Capacidade de Adaptação de Diversos Sistemas Agrícolas
  - Cabine Ambientada
-



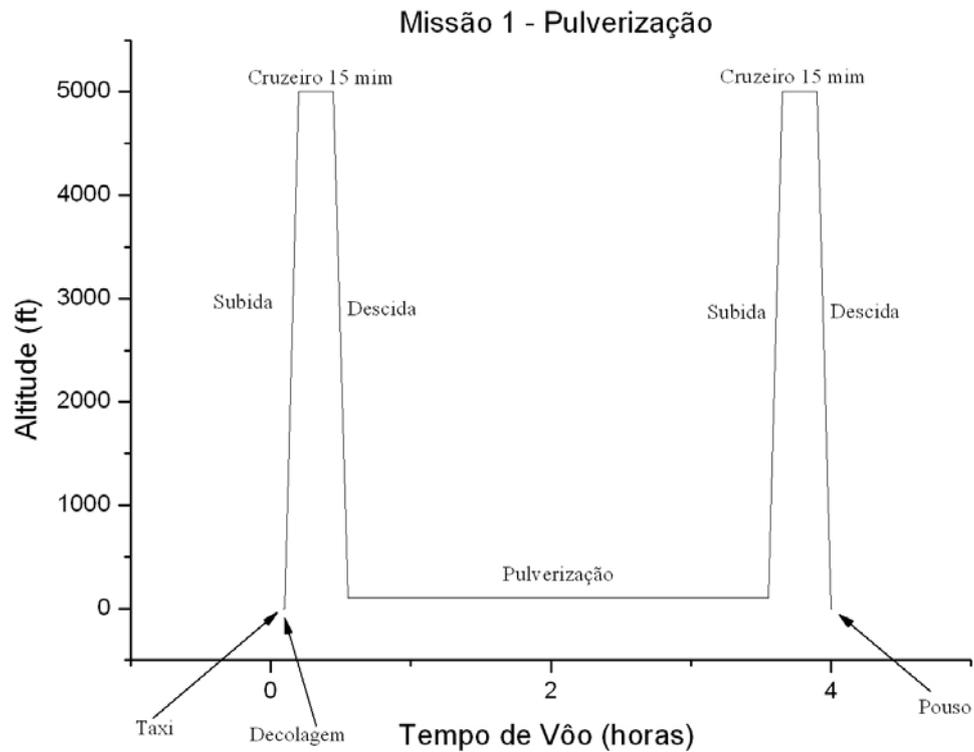
*Característica*

- Robustez Mecânica / Química
- Facilidade de Manutenção
- Qualidade de Voo
- Segurança do Piloto – Ativa / Passiva
- Capacidade de Operação em Pista Irregular
- Combate a Incêndio

Entre as especificações de projeto, encontram-se ainda as capacidades de cumprir duas missões típicas, a saber.

*Missão 1 (Pulverização)*

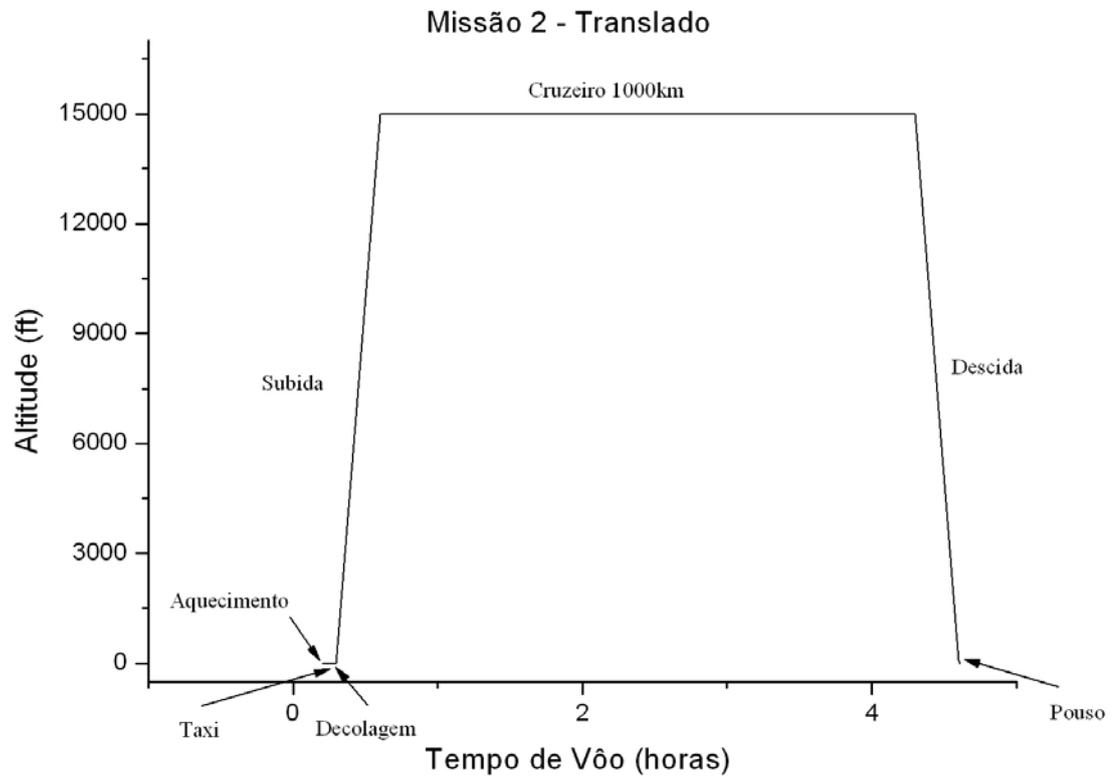
- 1 → Táxi
  - 2 → Decolagem
  - 3 → Subida até 5000 ft
  - 4 → Cruzeiro 15 mim
  - 5 → Descida
  - 6 → Pulverização (3 hs)
  - 7 → Subida até 5000 ft
  - 8 → Cruzeiro 15 mim
  - 9 → Descida
  - 10 → Pouso
-



**Figura 2-1 – Missão Típica (Pulverização)**

*Missão 2 - Translado (provável extinção de incêndio)*

- 1 → Aquecimento
  - 2 → Táxi
  - 2 → Decolagem
  - 4 → Subida até 15000 ft
  - 5 → Cruzeiro 1000 Km
  - 5 → Descida
  - 6 → Pouso
-

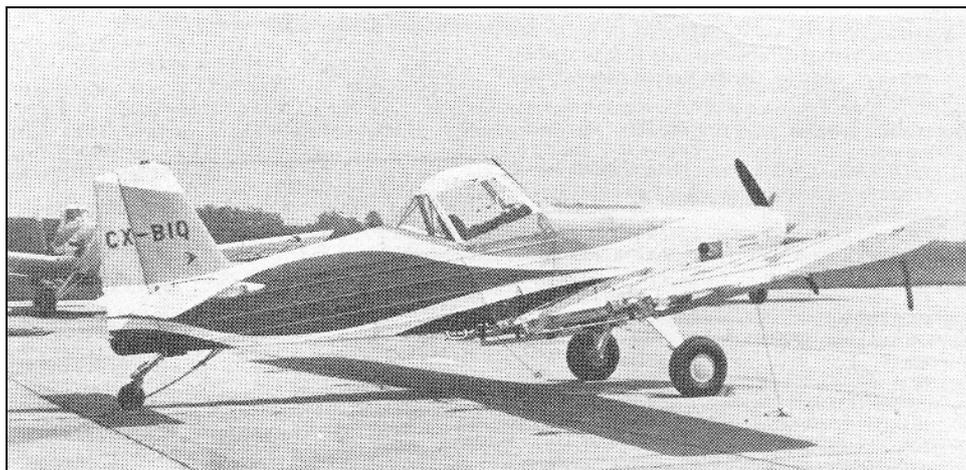
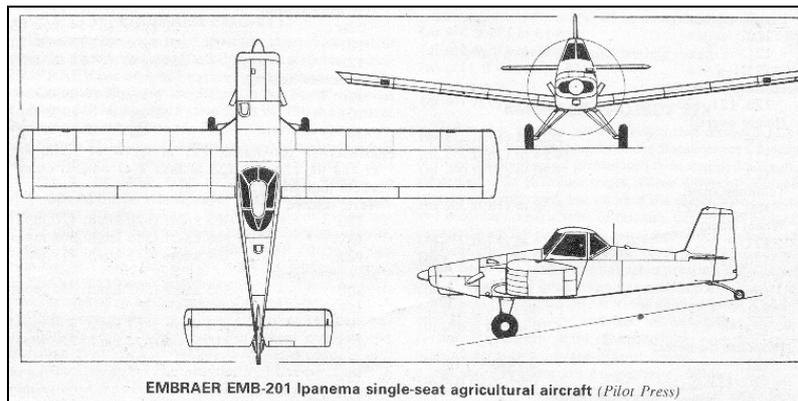


**Figura 2-2 – Missão Típica Translado**



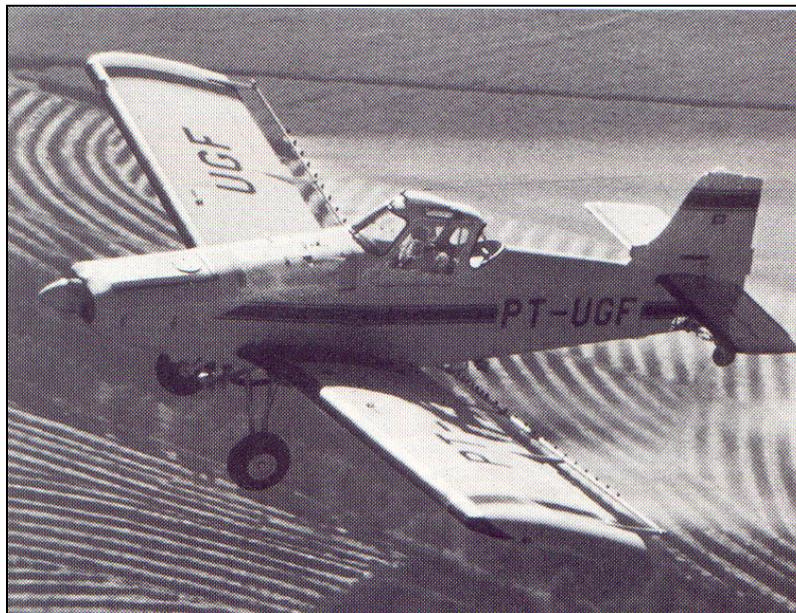
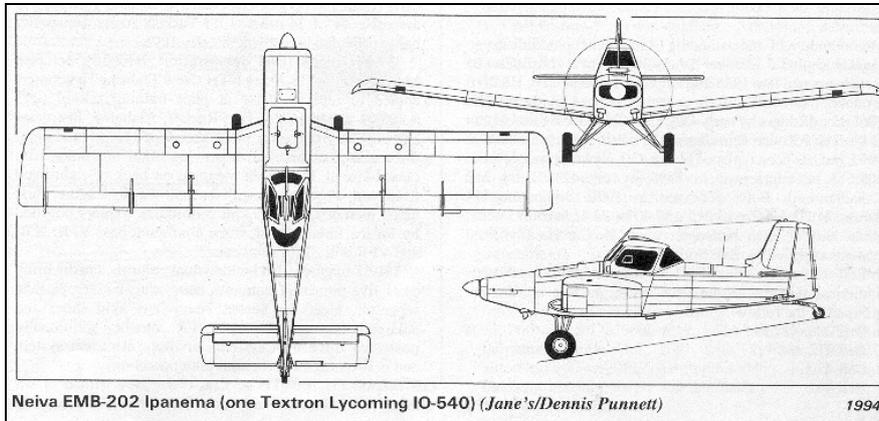
### 3. Fichas Técnicas

#### EMB-201 Ipanema



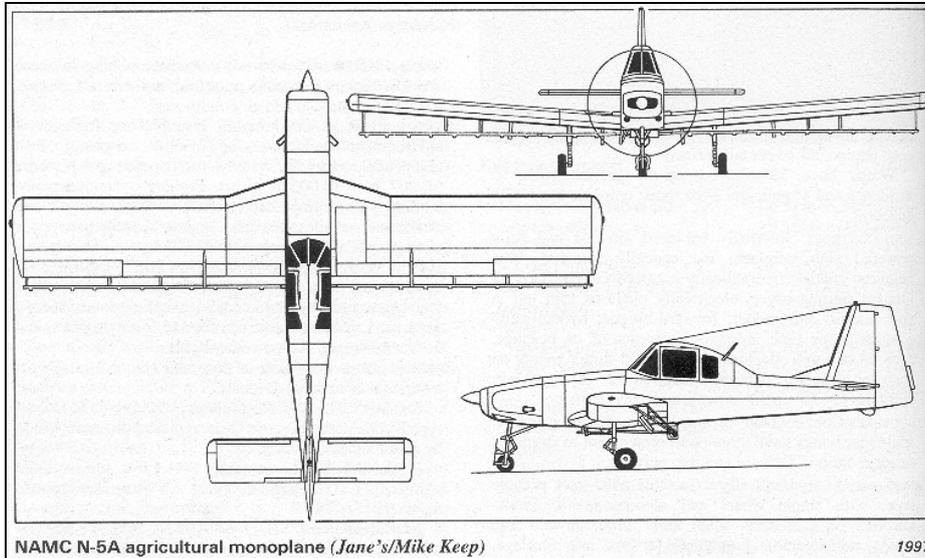
Envergadura [m]	11,20	Afilamento	1
Comprimento [m]	7,42	Peso máximo de decolagem [Kg]	1549,93
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	18,00	Carga útil [Kg]	549,75
Alongamento	7,00	Volume do Hopper [Lt]	680
Distancia de pouso [m]	92,96	Velocidade de cruzeiro [m/s]	62,25
Razão de subida [m/s]	540,17	Velocidade de estol (sem flape) [m/s]	34,98

#### EMB-202 Ipanema



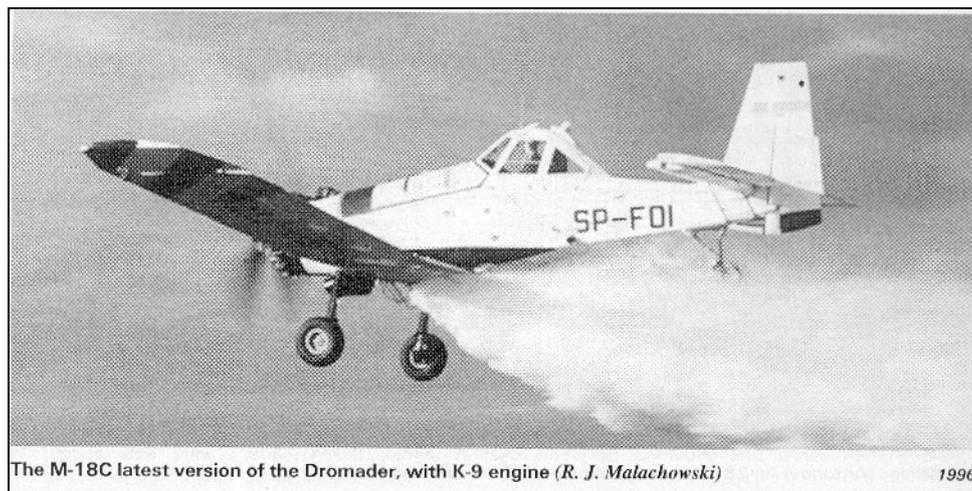
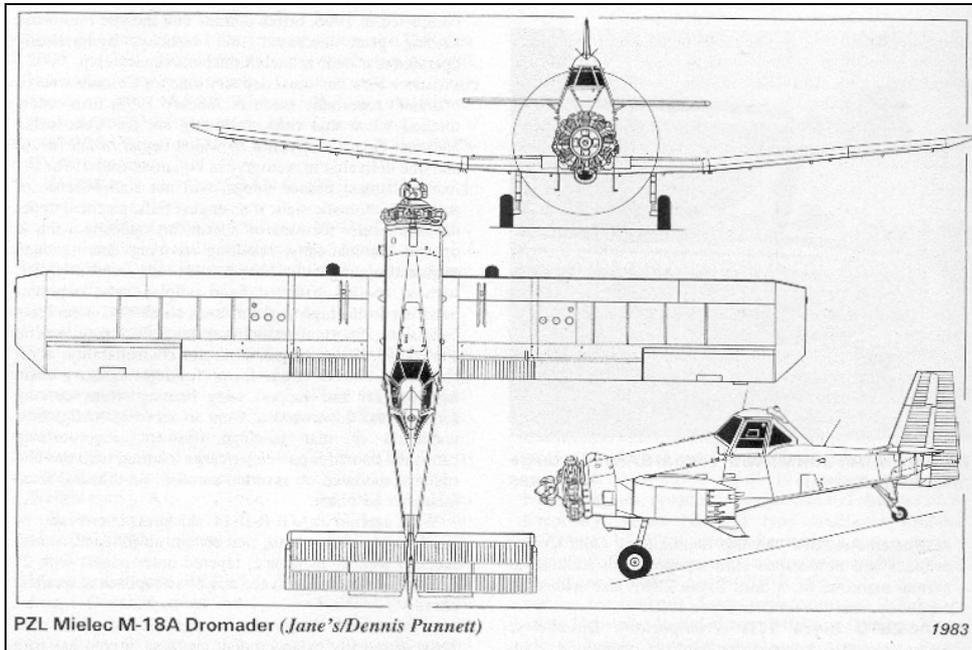
Envergadura [m]	11,69	Peso vazio [Kg]	1020,13
Comprimento [m]	11,28	Peso máximo de decolagem [Kg]	1549,93
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	19,97	Carga útil [Kg]	740,72
Alongamento	6,9	Velocidade máxima [m/s]	63,79
Distancia de pouso [m]	153,92	Velocidade de cruzeiro [m/s]	59,16
Razão de subida [m/s]	4,72	Velocidade de estol (sem flape) [m/s]	30,87

NAMC N-5A



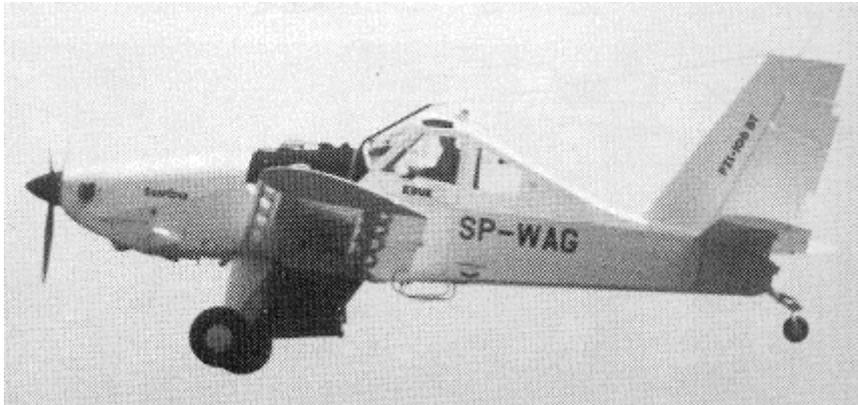
Envergadura [m]	13,42	Peso vazio [Kg]	1328,12
Comprimento [m]	10,47	Peso máximo de decolagem [Kg]	2449,85
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	26,00	Carga útil [Kg]	959,80
Alongamento Asa	6,80	Volume do Hopper [Lt]	1200
Distancia de pouso [m]	246,89	Velocidade de cruzeiro [m/s]	46,30
Razão de subida [m/min]	4,29	Velocidade de estol (sem flape) [m/s]	29,32

PZL MIELEC M-18 Dromader

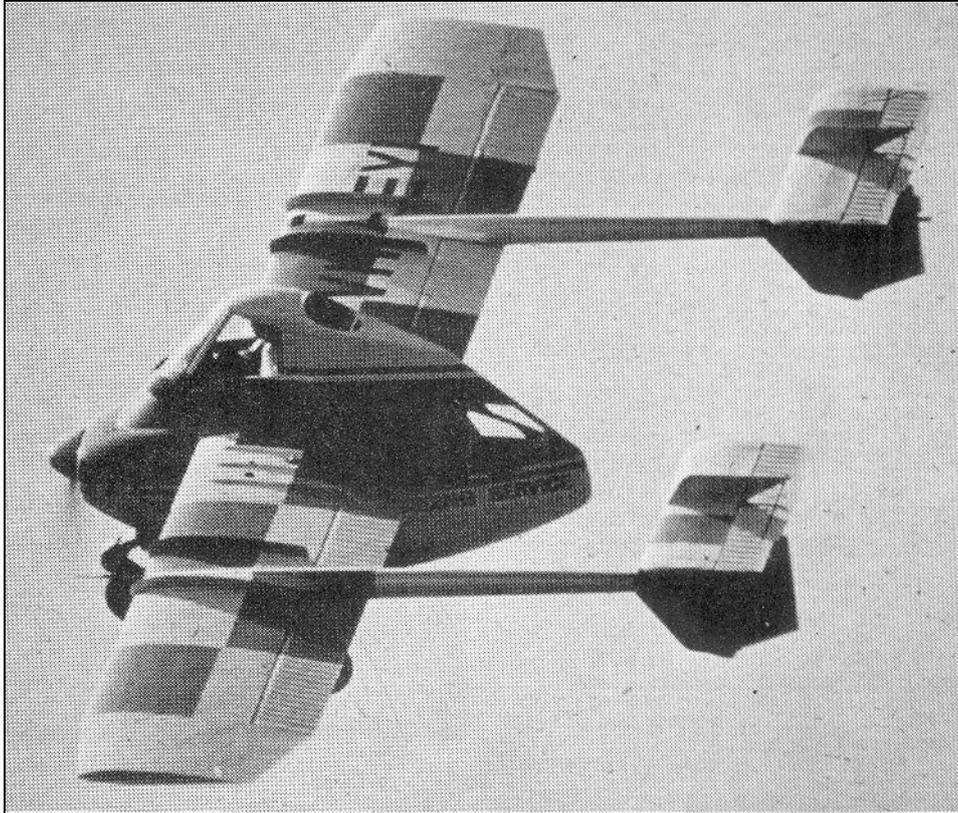


Envergadura [m]	17,71	Peso vazio [Kg]	2710,21
Comprimento [m]	9,48	Peso máximo de decolagem [Kg]	4199,81
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	39,99	Carga útil [Kg]	1133,98
Alongamento	7,80	Volume do Hopper [Lt]	2500
Distancia de pouso [m]	300,23	Velocidade de cruzeiro [m/s]	56,59
Razão de subida [m/min]	6,91	Velocidade de estol (sem flape) [m/s]	33,44

PZL-106BT

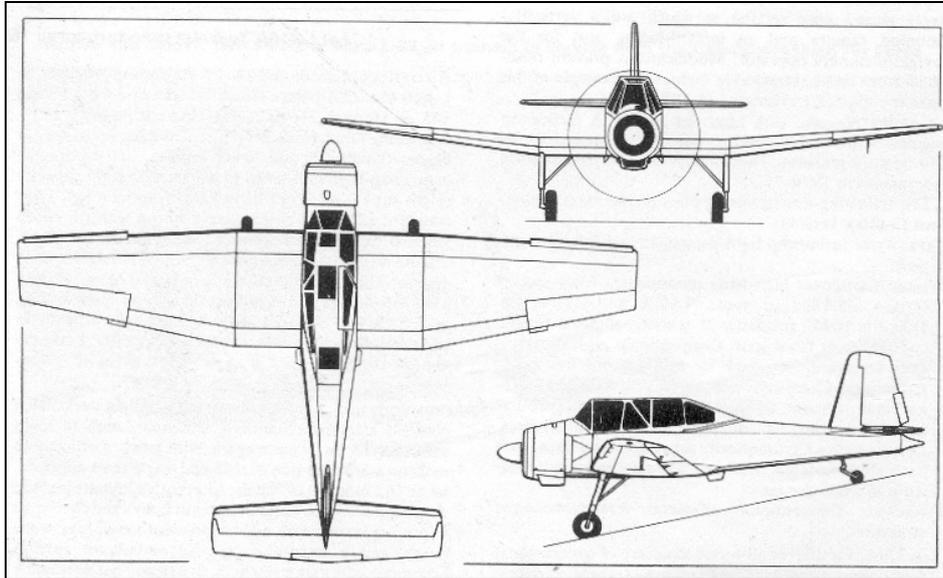


Envergadura [m]	14,89	Peso vazio [Kg]	3,80
Comprimento [m]	9,25	Peso máximo de decolagem [Kg]	3000
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	31,69	Carga útil [Kg]	1300
Alongamento	7,00	Volume do Hopper [Lt]	1400,00
Distancia de pouso [m]	199,64	Velocidade de cruzeiro [m/s]	41,67
Razão de subida [m/min]	3,80	Velocidade de estol (sem flape) [m/s]	27,78



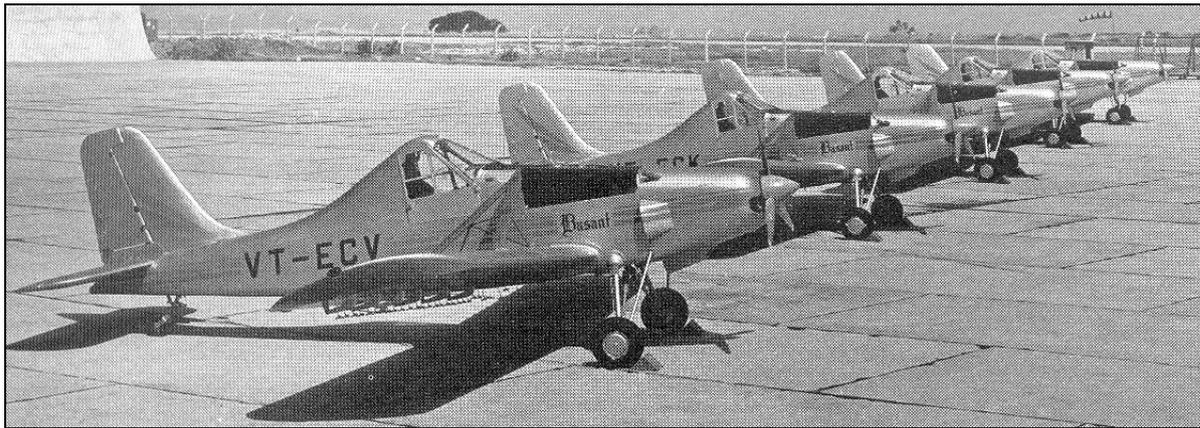
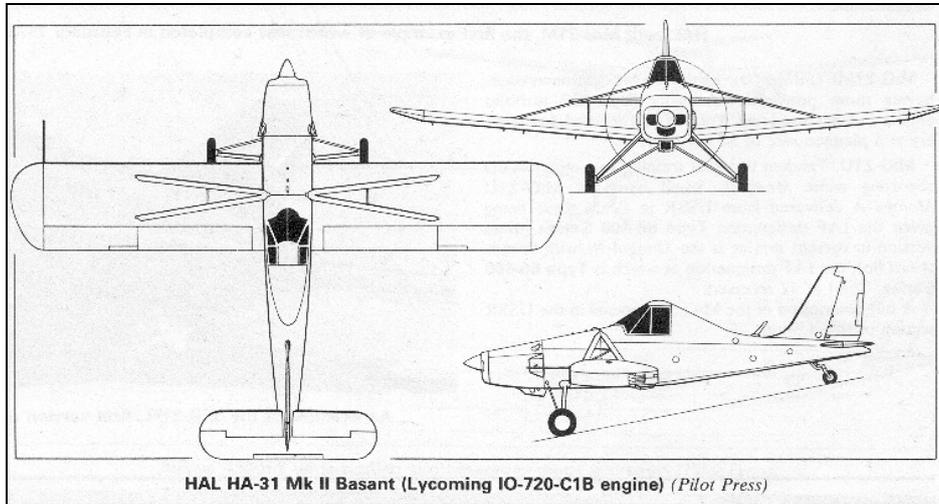
Envergadura [m]	11,97	Peso vazio [Kg]	775,64
Comprimento [m]	6,40	Peso máximo de decolagem [Kg]	1723,65
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	23,78	Volume do Hopper [Lt]	818,00
Alongamento	6,02	Velocidade máxima [m/s]	52,99
Distancia de pouso [m]	182,88	Velocidade de cruzeiro [m/s]	48,87
Razão de subida [m/min]	3,05	Velocidade de estol (sem flape) [m/s]	28,29

LET Z-37A Cmelak (Blumberg)



<b>Envergadura [m]</b>	<b>12,22</b>	<b>Peso vazio [Kg]</b>	<b>1040,99</b>
<b>Comprimento [m]</b>	<b>8,56</b>	<b>Peso máximo de decolagem [Kg]</b>	<b>1850,66</b>
<b>Área Alar [m<sup>2</sup>]</b>	<b>23,80</b>	<b>Área Empenagem Horizontal [m<sup>2</sup>]</b>	<b>5,03</b>
<b>Alongamento</b>	<b>6,30</b>	<b>Volume do Hopper [Lt]</b>	<b>650,00</b>
<b>Distancia de pouso [m]</b>	<b>121,92</b>	<b>Velocidade de cruzeiro [m/s]</b>	<b>33,44</b>
<b>Razão de subida [m/min]</b>	<b>3,70</b>	<b>Velocidade de estol (sem flape) [m/s]</b>	<b>25,21</b>

HAL HÁ-31 Mk II Basant (Spring)

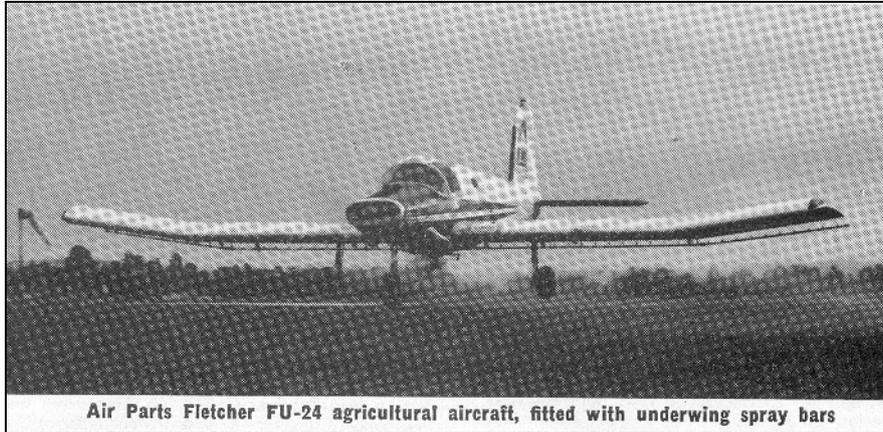


Envergadura [m]	11,99	Peso vazio [Kg]	1199,75
Comprimento [m]	8,99	Peso máximo de decolagem [Kg]	2267,96
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	23,34	Volume do Hopper [Lt]	930
Alongamento	6,17	Velocidade máxima [m/s]	62,25
Distancia de pouso [m]	182,88	Velocidade de cruzeiro [m/s]	51,44
Razão de decolagem [m/min]	213,36	Velocidade de estol (sem flape) [m/s]	26,75

Anahuac Tauro 300 (Bull)



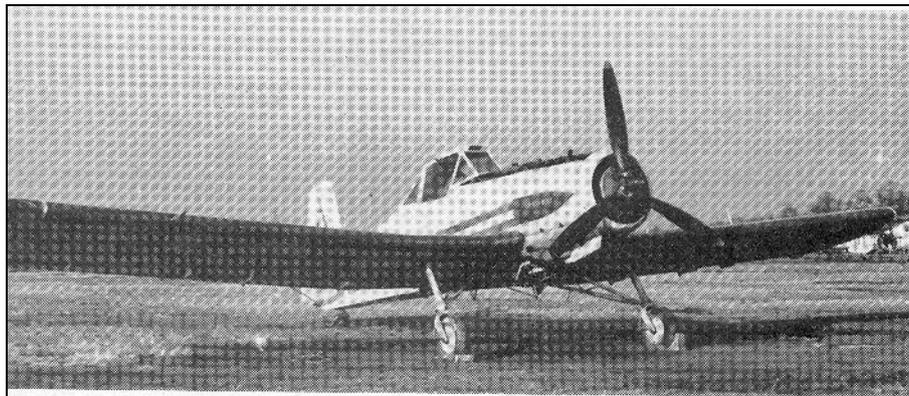
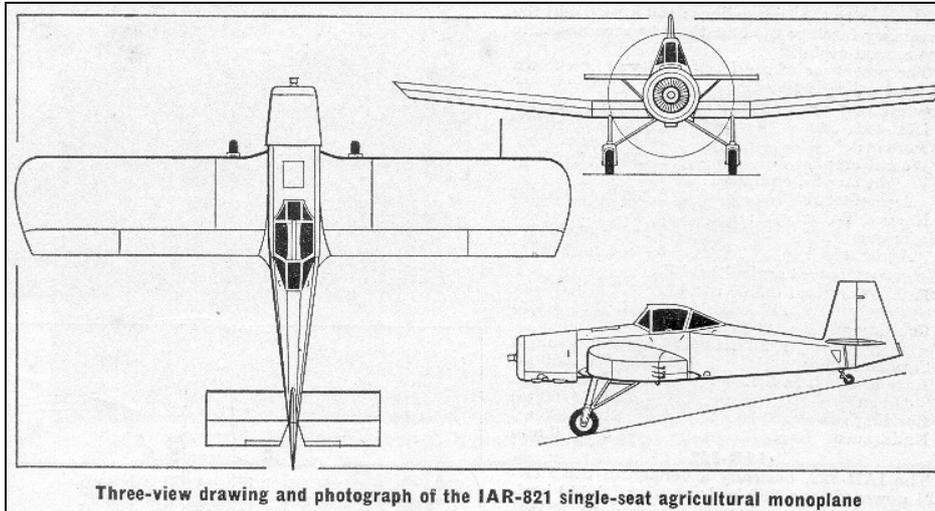
<b>Envergadura [m]</b>	11,44	<b>Peso vazio [Kg]</b>	894,94
<b>Comprimento [m]</b>	8,82	<b>Peso máximo de decolagem [Kg]</b>	1606,62
<b>Área Alar [m<sup>2</sup>]</b>	20,24	<b>Volume do Hopper [Lt]</b>	795,00
<b>Alongamento</b>	6,40	<b>Velocidade máxima [m/s]</b>	53,50
<b>Distancia de pouso [m]</b>	249,94	<b>Velocidade de cruzeiro [m/s]</b>	40,13
<b>Razão de subida [m/min]</b>	2,54	<b>Velocidade de estol (sem flape) [m/s]</b>	24,69



Envergadura [m]	12,80	Peso vazio [Kg]	907,18
Comprimento [m]	9,70	Peso máximo de decolagem [Kg]	1587,57
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	9,70	Carga útil [Kg]	730,28
Alongamento	6,00	Velocidade máxima [m/s]	63,79
Distancia de pouso [m]	152,40	Velocidade de cruzeiro [m/s]	56,59
Razão de subida [m/min]	4,57	Velocidade de estol (sem flape) [m/s]	21,61

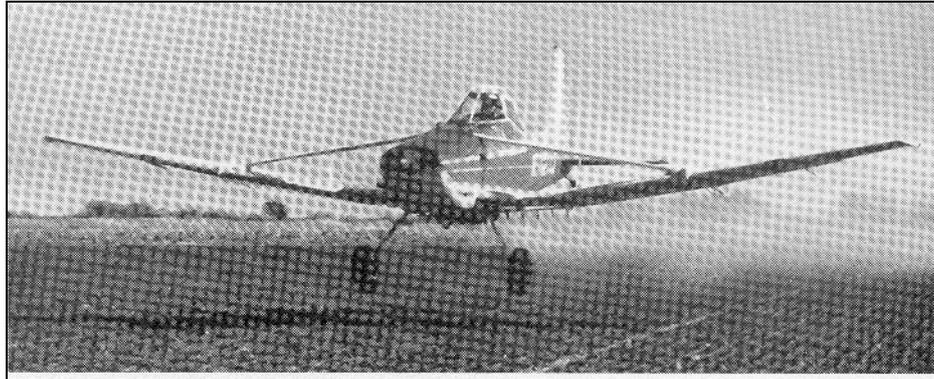


IMA - IAR-821



Envergadura [m]	12,80	Peso vazio [Kg]	1079,55
Comprimento [m]	9,20	Peso máximo de decolagem [Kg]	1900,10
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	26,00	Altura Total [m]	2,78
Alongamento	6,30	Velocidade máxima [m/s]	54,53
Distancia de decolagem [m]	130,15	Velocidade de cruzeiro [m/s]	49,90
Razão de subida [m/min]	4,50	Área Empenagem Horizontal [m <sup>2</sup> ]	4,50

Cessna Agwagon B



Cessna Agwagon "B" agricultural aircraft (230 hp Continental O-470-R or 300 hp Continental IO-520-D engine)

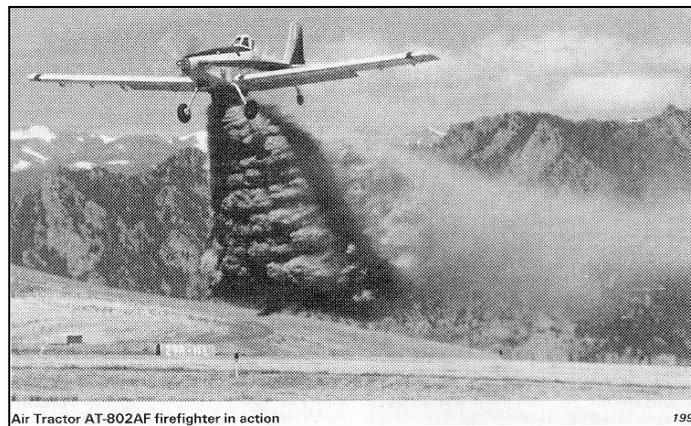
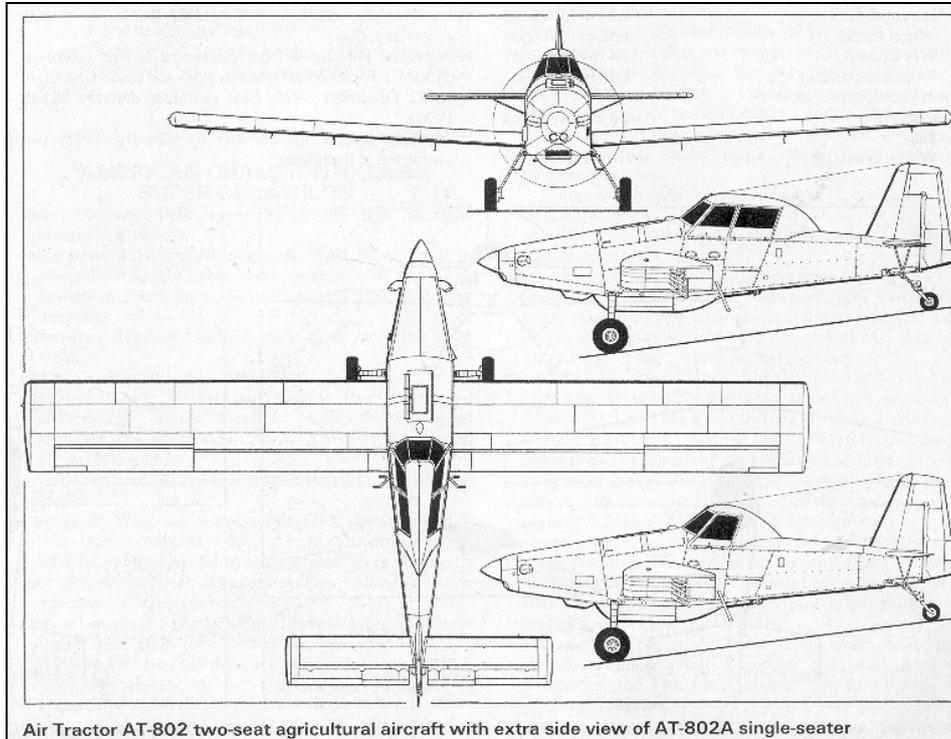
<b>Envergadura [m]</b>	<b>12,55</b>	<b>Peso vazio [Kg]</b>	<b>836,88</b>
<b>Envergadura Empenagem [m]</b>	<b>3,30</b>	<b>Peso máximo de decolagem [Kg]</b>	<b>1814,37</b>
<b>Área Alar [m<sup>2</sup>]</b>	<b>18,77</b>	<b>Volume do Hopper [Lt]</b>	<b>757,00</b>
<b>Alongamento</b>	<b>8,10</b>	<b>Velocidade máxima [m/s]</b>	<b>54,02</b>
<b>Distancia de pouso [m]</b>	<b>128,02</b>	<b>Velocidade de cruzeiro [m/s]</b>	<b>50,93</b>
<b>Razão de subida [m/min]</b>	<b>3,51</b>	<b>Velocidade de estol (sem flape) [m/s]</b>	<b>27,78</b>



**Aero Commander Thrush Commander**



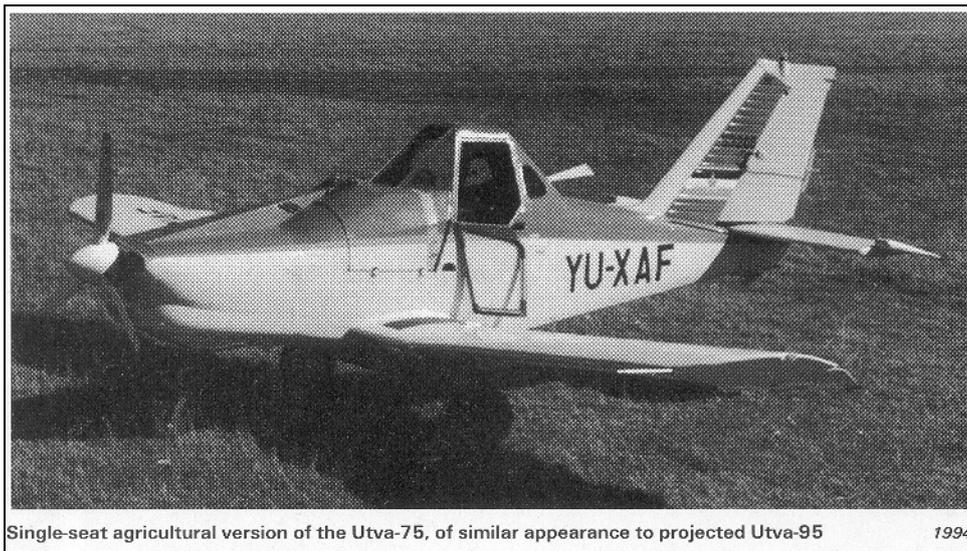
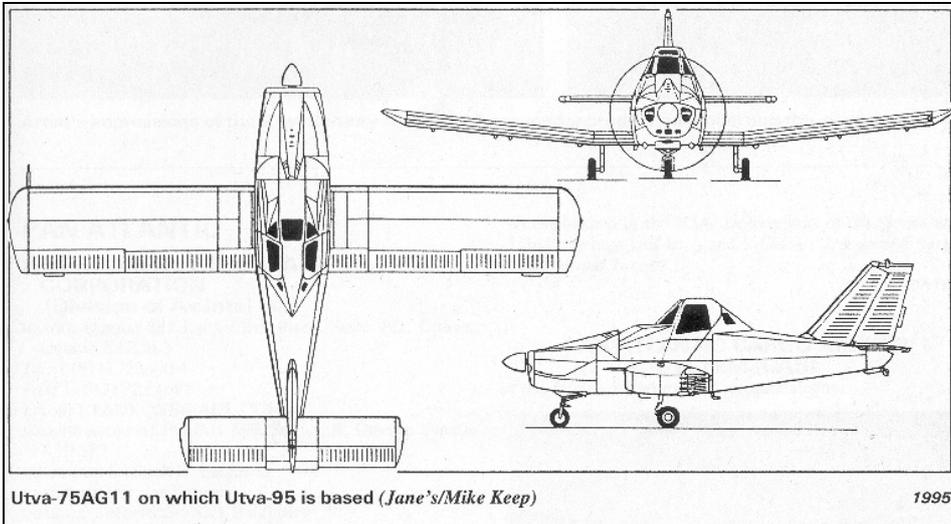
<b>Envergadura [m]</b>	<b>13,54</b>	<b>Peso vazio [Kg]</b>	<b>1678,29</b>
<b>Comprimento [m]</b>	<b>8,94</b>	<b>Peso máximo de decolagem [Kg]</b>	<b>3129,79</b>
<b>Envergadura Empenagem [m]</b>	<b>4,85</b>	<b>Volume do Hopper [Lt]</b>	<b>1514,00</b>
<b>Altura Total [m]</b>	<b>2,80</b>	<b>Velocidade máxima [m/s]</b>	<b>62,76</b>
<b>Distancia de pouso [m]</b>	<b>152,40</b>	<b>Velocidade de cruzeiro [m/s]</b>	<b>49,39</b>
<b>Distancia de decolagem [m]</b>	<b>236,22</b>	<b>Velocidade de estol (sem flape) [m/s]</b>	<b>31,38</b>



<b>Envergadura [m]</b>	<b>17,68</b>	<b>Peso vazio [Kg]</b>	<b>2857,63</b>
<b>Comprimento [m]</b>	<b>10,87</b>	<b>Peso máximo de decolagem [Kg]</b>	<b>7257,48</b>
<b>Área Alar [m<sup>2</sup>]</b>	<b>36,33</b>	<b>Volume do Hopper [Lt]</b>	<b>2385,00</b>
<b>Alongamento</b>	<b>8,60</b>	<b>Velocidade máxima [m/s]</b>	<b>93,63</b>
<b>Distancia de decolagem [m]</b>	<b>548,64</b>	<b>Velocidade de cruzeiro [m/s]</b>	<b>86,94</b>
<b>Razão de subida [m/min]</b>	<b>4,06</b>	<b>Velocidade de estol (comape) [m/s]</b>	<b>40,64</b>



UTVA-95



Envergadura [m]	9,73	Área Empenagem Horizontal [m <sup>2</sup> ]	3,34
Comprimento [m]	7,11	Área Empenagem Vertical [m <sup>2</sup> ]	1,78
Área Alar [m <sup>2</sup> ]	14,63	Volume do Hopper [Lt]	2000
Alongamento	6,50	Alongamento E.H.	4,32
Envergadura Empenagem [m]	3,80	Enverg. Asa / Enverg. EH	2,56
Altura Total [m]	3,15	Flaps [m <sup>2</sup> ]	1,61



#### **4. Tabela comparativa e Gráficos referentes à tabela**

A tabela comparativa encontra-se em anexo.

---



## 5. Definições de Projeto

Durante o desenvolvimento do projeto de uma aeronave pode ocorrer situações que causem dúvidas de decisões como, por exemplo, escolher entre uma aeronave mais leve ou robusta. Para evitar possíveis problemas futuros nas definições de projeto futuros é necessário fazer a lista de prioridades. Esta lista deve ser seguida ao longo da evolução do projeto, sempre que duas ou mais opções de configuração forem possíveis de se adotar.

A lista de prioridades do projeto Urutau foi baseada nas características desejadas ao avião em função das peculiaridades inerentes ao tipo de atividade a ser realizada. Foi feita também, uma pesquisa em aeronaves semelhantes para então, sugerir a seguinte lista de prioridades.

### 5.1. Lista de Prioridades:

#### 1. Desempenho

##### 1.1 Minimização da área frontal

##### 1.2 Dimensionamento da área alar visando desempenho da operação de pulverização

##### 1.3 Adoção de asas e empenagens afiladas

##### 1.4 Adoção de perfis laminares com melhor L/D

##### 1.5 Adoção de filets

##### 1.6 Minimização de arrasto de interferência e protuberâncias

#### 2. Manobrabilidade

##### 2.1. Resposta rápida eficiente de comandos

---



- 2.2. Rapidez e segurança na reversão
  3. Qualidade de Vôo
    - 3.1. Estol suave gradativo sem perda dos comandos
    - 3.2. Boa estabilidade
  4. Segurança Operacional
    - 4.1. Montagem a prova de falha
    - 4.2. Conexões automáticas
    - 4.3. Sistemas redundantes
    - 4.4. Travas múltiplas
    - 4.5. Facilidade de operação dos sistemas de emergência
  5. Manutenção
    - 5.1. Acessibilidade dos sistemas
    - 5.2. Janelas de inspeção
    - 5.3. Painéis removíveis
    - 5.4. Desmontabilidade
    - 5.5. Padronização
  6. Adequação Ergonômica
    - 6.1. Facilidade e acessibilidade de todos comandos
    - 6.2. Conforto de assento com regulagens
    - 6.3. Minimização de ruído
-



- 6.4. Climatização
  - 6.5. Acessibilidade à cabine
  - 6.6. Ausência de superfícies cortantes e protuberâncias
  - 7. Custo
    - 7.1. Facilidade Construtiva
    - 7.2. Dimensões e pesos reduzidos
  - 8. Capacidade de operar em pista irregular
    - 8.1. Trem de pouso robusto com suspensão
    - 8.2. Pneus adequados para este uso
    - 8.3. Proteção contra ingestão de partículas pelo motor
    - 8.4. Proteção das articulações de peças móveis
  - 9. Robustez Química e Mecânica
    - 9.1. Materiais resistentes aos agentes externos
    - 9.2. Resistência a corrosão e calor
    - 9.3. Capacidade de absorção de impactos
  - 10. Estética
-



## 5.2. *Justificativa da lista de prioridades*

### 5.2.1. *Desempenho*

A primeira característica desejada é um alto desempenho da aeronave. Para isso, espera-se que a aeronave possua uma alta capacidade de armazenamento do Hopper, até porque é uma das especificações de projeto, e que, além disso, ela seja rentável e eficaz. Para obtenção destas características, deverão ser observadas as seguintes características na elaboração do projeto.

#### 5.2.1.1. *Minimização da área frontal*

Uma menor área frontal propicia um menor arrasto da aeronave, levando a um melhor desempenho com baixo consumo de combustível, maiores velocidades.

#### 5.2.1.2. *Dimensionamento da área alar visando desempenho da operação de pulverização.*

A área alar deve ser projetada de forma que possa resistir aos esforços existentes durante o vôo, e que, ao mesmo tempo, tenha alongamento suficiente para aumentar a área pulverizada por passagem.

#### 5.2.1.3. *Adoção de asas e empenagens afiladas*

É importante a adoção de asas e empenagens afiladas é interessante, pois com isso, a forma em planta aproxima-se da elíptica. E com as se sabe, a forma em planta elíptica é a que possibilita o menor arrasto induzido.

---



#### **5.2.1.4. Adoção de perfis laminares com melhor L/D**

É interessante utilizar novas tecnologias de perfis laminares que proporcionem altos valores de sustentação, com baixos valores de arrasto.

#### **5.2.1.5. Adoção de filets**

De forma a melhorar o escoamento sobre a fuselagem, minimizando os arrastos aerodinâmicos.

#### **5.2.1.6. Minimização de arrasto de interferência e protuberâncias**

Uma outra característica significativa para minimizar os arrastos é a suavização das curvas da fuselagem.

### **5.2.2. Manobrabilidade**

A aeronave deve ser facilmente manobrável, devido à necessidade da operação agrícola.

### **5.2.3. Resposta rápida eficiente de comandos / Rapidez e segurança na reversão**

Espera-se que a aeronave possua alta capacidade de manobrabilidade, e boas características de estol. Isso é importante para que o piloto possa realizar o balão com facilidade e em curto espaço, de forma a minimizar o tempo perdido durante a pulverização, aumentando a produtividade da operação.

---



#### **5.2.4. Qualidade de Vôo**

A qualidade de vôo foi analisada sabendo que mesmo que um grande fazendeiro se interesse pela aeronave, a palavra do seu piloto é extremamente importante na decisão final de compra. Então, considera-se que o fato do piloto gostar do avião significa um grande diferencial para conseguir a venda do avião. Portanto, a aeronave deve possuir qualidade de vôo, deve ser confortável (os pilotos chegam a passar o dia inteiro dentro da aeronave), segura e fácil de voar.

#### **5.2.5. Estol suave gradativo sem perda dos comandos**

A realização do balão é considerada uma manobra crítica em que podem ocorrer problemas como o estol assimétrico. Então, é necessário ter um estol suave gradativo sem perda dos comandos por questão de segurança.

#### **5.2.6. Boa estabilidade**

Facilidade de manter o avião alinhado durante a passagem de pulverização.

#### **5.2.7. Segurança Operacional**

Aeronaves agrícolas em geral são expostas a um estado de operações extremamente drásticas e muitas vezes são reparadas sem a presença de um técnico responsável. Desta forma é importante que seja fácil a realização de pequenas manutenções pelos próprios operadores.

#### **5.2.8. Montagem a prova de falha**

Característica necessária para que alguma parte quando desmontada não possa ser remonta de forma errada.

---



### **5.2.9. Conexões automáticas / Sistemas redundantes / Travas múltiplas**

Os sistemas devem ser a prova de falhas dos operadores por questão de segurança.

### **5.2.10. Facilidade de operação dos sistemas de emergência**

Um grande problema de aeronaves agrícolas é a ocorrência de pylonamento da aeronave de certa forma frequente. Por isso, os sistemas de emergência devem estar acessíveis ao piloto.

### **5.2.11. Manutenção**

#### **5.2.11.1. Acessibilidade dos sistemas / Janelas de inspeção / Painéis removíveis**

A manutenção deve ser facilitada para garantir a acessibilidade a partes internas da aeronave.

#### **5.2.11.2. Desmontabilidade / Padronização**

Facilidade de aquisição de equipamentos para reposição, bem como a facilidade de substituição destes.

### **5.2.12. Adequação Ergonômica**

Facilidade e acessibilidade de todos comandos / Conforto de assento com regulagens / Minimização de ruído / Climatização / Acessibilidade à cabine / Ausência de superfícies cortantes e protuberâncias

---



Isso foi levado em consideração por, novamente estar visando o interesse do piloto pelo avião, influenciando na compra da aeronave.

### **5.2.13. Custo: Facilidade Construtiva / Dimensões e pesos reduzidos**

É importante projetar a aeronave de forma que sua construção não seja custosa, barateando o preço final da aeronave. Isso torna o avião mais acessível aos agricultores, e fazendo com que sua compra também seja vantajosa àqueles agricultores que hoje terceirizam o serviço.

### **5.2.14. Capacidade de operar em pista irregular:**

Trem de pouso robusto com suspensão / Pneus adequados para este uso / Proteção contra ingestão de partículas pelo motor / Proteção das articulações de peças móveis

Normalmente as aeronaves operam em regiões onde não existe uma pista de pouso. Essa pista é então improvisada e o projeto da aeronave deve ser feito de maneira garantir a operação nelas.

### **5.2.15. Robustez Química e Mecânica :**

Materiais resistentes aos agentes externos / Resistência a corrosão e calor / Capacidade de absorção de impactos

Essas características, além de serem especificações de projeto, é importante para que a aeronave não se degrade com o tempo. Isso evita contínua de peças e aumentando o custo de operação de avião.

---



### **5.2.16. Estética**

É importante que a aeronave também seja bonita esteticamente. Entretanto, a aeronave deve possuir o aspecto de um avião agrícola, caso contrário ela pode ser recusada pelo mercado.



## 6. Estimativa de Peso da Aeronave

A estimativa de peso inicial foi feita com base no procedimento sugerido por Roskan [2]. O peso da aeronave é estimado em função do consumo de combustível da aeronave onde este por sua vez é determinado em função da missão típica.

O autor sugere que para uma determinada categoria de aeronaves, existe uma relação logarítmica entre o peso máximo de decolagem, e o peso vazio:

$$W_E = 10^{\left\{ \frac{\log_{10} W_{TO} - A}{B} \right\}}$$

onde A, e B são constantes que dependem da categoria da aeronave a ser analisada.

Para aeronaves agrícolas, os valores das constantes sugeridos são:

$$A = -0,4398$$

$$B = 1,1946$$

Para o projeto em questão, a aeronave deve ter capacidade de cumprir duas missões típicas, descritas anteriormente. Uma delas é a operação de pulverização feita em no máximo três horas, e a outra é a de vôo em cruzeiro na distancia de 1000 km.

Deve-se então calcular o peso estimado da aeronave para as duas condições e assim poder determinar qual a condição mais critica, ou seja, aquela que necessita de um maior peso de combustível para ser realizada.

---



### 6.1. Estimativa de Peso Missão 1 (Pulverização)

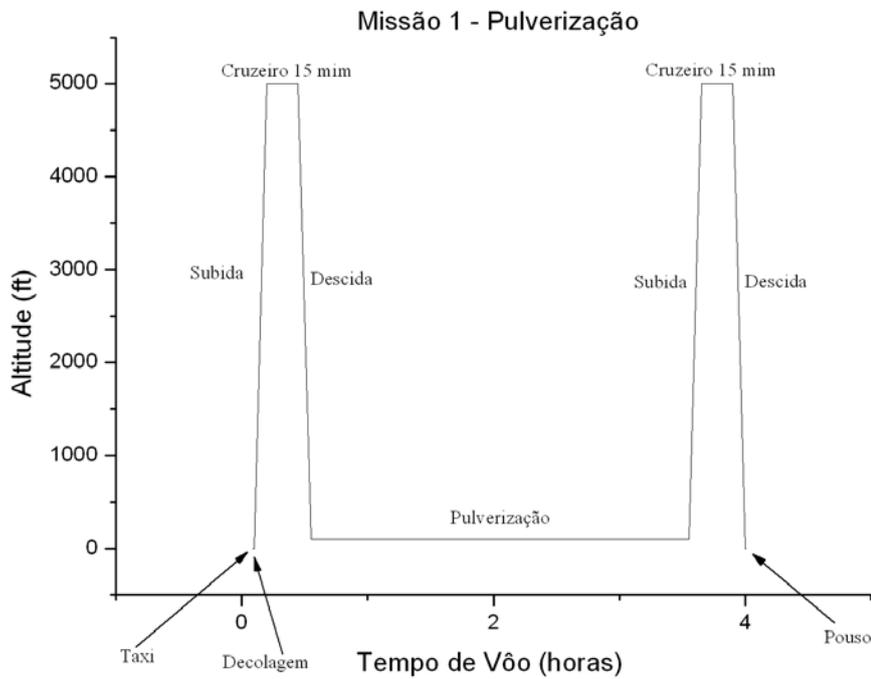


Figura 6-1 -- Missão Típica (Pulverização)

Para a estimativa de peso, o cálculo de peso da aeronave é dividido em parcelas, da seguinte forma.

- Wto → Peso máximo de decolagem
  - Woe → Operacional vazio
  - Wf → Combustível
  - Wpl → Carga paga
  - We → Peso vazio
  - Wtfo → Fluidos não consumíveis
  - Wcrew → Tripulação mínima
  - Wme → Peso vazio especificado pelo fabricante
  - Wfeq → Equipamentos fixos
-



Tem-se então as seguintes relações:

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL}$$

$$W_{OE} = W_E + W_{tfo} + W_{crew}$$

$$W_E = W_{ME} + W_{FEQ}$$

Segue-se então o procedimento para cálculo do peso da aeronave, que é dividido em seis etapas a saber:

⇒ **Etapa 1**

Determina-se a carga paga:

⇒ **Etapa 2**

Estima-se um valor inicial para o peso máximo de decolagem, (chute inicial).

⇒ **Etapa 3**

Determina-se o consumo de combustível em cada parcela da missão típica.

Para as etapas mais comuns de uma missão (Roskan, 1997), propõe em seu livro valores típicos para o consumo específico, que ele chama Mff.

Descrição	Mff
Taxi	0.995
Decolagem	0.996
Subida	0.998
Descida	0.999
Pouso	0.998



O valor do consumo específico total é encontrado multiplicando-se cada parcela para cada fase do voo.

O valor de  $M_{ff}$  representa a relação entre o peso da aeronave antes e após o término da missão. Desta forma, pode-se então estimar o peso de combustível necessário para aquela missão. Para esse peso de combustível encontrado, deve-se somar uma parcela que corresponde a uma reserva de combustível. No projeto da aeronave Urutau, considerou-se como 25% a porcentagem de combustível na reserva.

⇒ **Etapa 4**

Calcula-se então o valor do peso operacional vazio da aeronave:

$$W_{oe} = W_{to} - W_f - W_{pl}$$

⇒ **Etapa 5**

A partir daí determina-se o valor do peso vazio da aeronave:

$$W_e = W_{oe} - W_{tfo} - W_{crew}$$

⇒ **Etapa 6**

Encontra-se o valor sugerido pelas tabelas, para o peso operacional vazio de acordo com o peso máximo de decolagem estimado na etapa 2.

⇒ **Etapa 7**

Compara-se então os valores encontrados, caso eles não estejam próximos e refaz-se todo o procedimento novamente, até que ocorra a conversão dos dois valores para um mesmo ponto.

---



Comparando-se estes valores chega-se a conclusão de que os gráficos de peso (sugeridos por Roskan [2]), se encontravam fora da realidade do avião do projeto. Propôs-se então outra duas formas de comparação dos valores criando novos gráficos que relacionem os pesos. O primeiro gráfico foi construído com todos os aviões da tabela comparativa e o segundo gráfico apenas com os aviões da série dos AirTractor. Esta serie são as aeronaves que mais se assemelham ao avião projetado, haja vista que a grande maioria dos aviões, da tabela comparativa, apresenta a capacidade do Hopper bem inferior àquela especificada pelo projeto.

Os resultados encontrados seguindo esse procedimento são apresentados a seguir. Cabe ressaltar que todos os cálculos foram realizado para as condições de atmosfera padrão ao nível do mar ( $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ ).

Passo 1 - Determinar Carregamento			
		lbs	Kg
$W_{pl}$		3306.9339	1500
$W_{crew}$		187.39292	85

$W_{pl}$  → Carga Paga (Hopper) → Especificação de projeto.  
 $W_{crew}$  → Tripulação → Peso médio de um Piloto.

Passo 2 - Estimar um peso maximo de decolagem			
		lbs	Kg
$W_{to}$	Peso máximo de decolagem	10496	4760.9016

Estimativa inicial

Passo 3 - Determinar o Peso de Combustivel			
$C_p$	Consumo Especifico de Combustivel	lb/hp/h	0.5*
$\eta_p$	Eficiencia da Helice		0.82*



Determina-se então, a área molhada da aeronave pela equação.

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \cdot \log_{10} W_{TO}$$

onde “c”, e “d”, são coeficientes que dependem da categoria da aeronave .

Para aeronaves agrícolas:

$$c = 1.0447$$

$$d = 0.5326$$

Definir área Molhada		
<b>c</b>		1.0447
<b>d</b>		0.5326
<b>W<sub>to</sub></b>	Peso máximo de decolagem	10496
<b>S<sub>wet</sub></b>	Área Molhada	1535.6678

Determina-se o coeficiente arrasto parasita (f).

$$\log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{wet}$$

onde “a”, e “b”, são coeficientes que dependem do coeficiente de fricção equivalente ( $c_f$ ).

O valor de  $c_f$ , deve ser estimado em função de um gráfico que apresenta algumas aeronaves típicas, e o seu respectivo valor de  $c_f$ . O valor desse coeficiente esta diretamente relacionado com o arrasto produzido pela aeronave O seu valor portanto deve ser relativamente alto em função do tipo de aeronave que está sendo projetada, haja visto que historicamente, em função de sua configuração aerodinâmica “suja”, aeronaves agrícolas apresentam altos valores de arrasto.

---



Observando-se algumas aeronaves da categoria escolhe-se um valor relativamente conservador.

$$C_f = 0,011$$

Pela tabela 3.4 [1], extrapolando-se os valores pode-se então definir os valores das constantes “a” e “b”.

$$a = -1,9458$$

$$b = 1$$

Definir área equivalente de arrasto parasita		
<b>Cf</b>	Coeficiente de fricção	0.011
<b>a</b>		-1.9458
<b>b</b>		1
<b>f</b>	Área equivalente arrasto parasita	17.397918

Determina-se então, a estimativa da polar de arrasto da aeronave, onde os seguintes parâmetros foram utilizados:

$S_{ref} = 350 \text{ ft}^2$  (esse valor foi sendo alterado até se conseguir uma boa relação de carga alar, e em função de valores encontrados na tabela comparativa).

O valor do arrasto de atrito  $C_{D0}$ , foi estimado para uma aeronave com trem de pouso baixado (a aeronave do projeto é de trem fixo).

AR = Razão de Aspecto – Escolhida com o valor igual a nove (em função da tabela comparativa).

e = fator de Oswald – Escolhido igual a 0,81.

Com esses dados pode-se então estimar a polar de arrasto:

Estimar polar de arrasto			
<b>S<sub>ref</sub></b>	Area de referência (alar)	ft <sup>2</sup>	350
<b>C<sub>d0(clear)</sub></b>	Arrato de atrito		0.0497083
<b>ΔC<sub>d0</sub></b>	Incremento de arrasto (trem de pouso)		0.022
<b>C<sub>d0</sub></b>			0.0717083
<b>AR</b>	Razão de Aspecto		9
<b>e</b>	Fator de Oswald		0.81
<b>1/(π*AR*e)</b>			0.0436639

A equação da polar de arrasto portanto será:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \rightarrow C_D = 0,0717083 + 0,0436639 \cdot C_L^2$$

Com a equação da polar de arrasto, pode-se então calcular a relação (L/D) máxima, ou (D/L) mínimo, da seguinte forma:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \rightarrow \frac{C_D}{C_L} = \frac{0,0717083}{C_L} + \frac{C_L}{0,0436639}$$

$$\frac{dC_D}{dC_L} = 0$$

e também a de cruzeiro, calculando-se o C<sub>L</sub> de cruzeiro, e portanto (L/D).



A partir daí pode-se então calcular as parcelas de consumo de combustível ( $M_{ff}$ ).

$C_D = C_{D0} + C_L^2 / (\pi \cdot AR \cdot e)$		
$C_{Lmax}$		1.2815145
$C_{Dmax}$		0.1434167
$(C_L/C_D = L/D)_{max}$	8.935603225	

$V_{cruz}$	Velocidade de Cruzeiro	knot	145
$C_{Lcruz}$			0.4879222
$C_{Dcruz}$			0.0821033
$(C_L/C_D = L/D)_{cruz}$	5.942782611		

Para essa primeira missão típica, os requisitos foram estipulados em função de horas de voo. Dois cruzeiros de 15 min (0,25 hs), e um cruzeiro de 3 hs.

Como o requisito para essa missão está relacionada com o parâmetro hora de voo, usa-se então a equação Breguet para autonomia, para a estimativa do consumo de combustível da aeronave durante a missão.

Equação de Breguet:

$$E_{cl} = 375 \left( \frac{1}{V_{cl}} \right) \left( \frac{\eta_p}{c_p} \right)_{cl} \left( \frac{L}{D} \right)_{cl} \ln \left( \frac{w_0}{w_1} \right)$$

onde  $W_0$  e  $W_1$ , representam o peso do avião antes e depois da missão respectivamente. Essa diferença de peso é justamente o consumo de combustível da aeronave.

Portanto para maximizar o tempo de voo, deve-se maximizar o parâmetro ( $L/D$ ), o que já foi feito anteriormente.

Para os três vôos de cruzeiro da missão pode-se então estimar o consumo de combustível de cada etapa.

$$\ln\left(\frac{w_0}{w_1}\right) = \frac{E_{cl}}{375 \left(\frac{1}{V_{cl}}\right) \left(\frac{\eta_p}{c_p}\right)_{cl} \left(\frac{L}{D}\right)_{cl}}$$

Determinar o Peso de Combustível no cruzeiro		
<b>Cruz 0,25h</b>	Ln (W0/W1)	0.0114139
	(W0/W1)	1.0114793
	(W1/W0)	0.988651
<b>Cruz 3h</b>	Ln (W0/W1)	0.1369671
	(W0/W1)	1.1467905
	(W1/W0)	0.8719989

Pode-se agora então estimar o peso de combustível necessário para cumprir toda a missão de pulverização.

Fase	Descrição	Mff
Fase 01	Taxi	0.995
Fase 02	Decolagem	0.996
Fase 03	Subida (5000 ft)	0.998
Fase 04	Cruzeiro 15 minutos	0.988651
Fase 05	Descida	0.999
Fase 06	Pulverização (cruzeiro) (3h)	0.8719989
Fase 07	Subida (5000 ft)	0.998
Fase 08	Cruzeiro 15 minutos	0.988651
Fase 09	Descida	0.999
Fase 10	Pouso	0.998
<b>Mff</b>	<b>Total</b>	<b>0.8379284</b>

Determina-se então o peso de combustível consumido:

---

$$W_f = W_{to} (1 - M_{ff})$$

Determinar o Peso de Combustível Total			
Wf		lbs	1701.1031
Wf+reserf		lbs	2126.3788

Passo 4 - Tentativa de Valor para Peso Operacional Vazio			
<b>Woe=Wto-Wf-Wpl</b>			
Wto		lbs	10496
Wf		lbs	2126.3788
Wpl		lbs	3306.9339
Woe		lbs	5062.6873

Passo 5 - Tentativa de Valor para Peso Vazio			
<b>We=Woe-Wtfo-Wcrew</b>			
Woe		lbs	5062.6873
Wtfo		lbs	52.48
Wcrew		lbs	187.39292
We		lbs	4822.8143

Nas tabelas apresentadas abaixo, as duas primeiras linhas representam o valor estimado inicialmente, e as duas últimas o valor para qual o peso convergiu.

Comparação com os valores sugeridos por Roskan [2]:

	Calculado	Roskan	Erro %
Wto (lbs)	10000	10000	
We (lbs)	4394	5206	18.47975
Wto (lbs)	11875	11875	
We (lbs)	6220.98	6220.45	-0.00852

Comparação com a tabela com todos os aviões da tabela comparativa.

	Encontrado	Tabela	Erro %
<b>Wto (lbs)</b>	10000	10000	
<b>We (lbs)</b>	4394	4710	7.191625

<b>Wto (lbs)</b>	11086	11086	
<b>We (lbs)</b>	5003.24	5003.6	0.007195

Comparação com a tabela apenas com os aviões da série Air Tractor.

	Encontrado	Airtractor	Erro %
<b>Wto (lbs)</b>	10000	10000	
<b>We (lbs)</b>	4394	4691.2	6.763769

<b>Wto (lbs)</b>	10496	10496	
<b>We (lbs)</b>	4822.81	4822.98	0.003525

Optou-se então por utilizar o valor que convergiu com a tabela gerada apenas com os aviões da série AirTractor.

### Resultado final da estimativa de peso para missão 1:

	lbs
<b>W<sub>to</sub></b>	10496
<b>W<sub>f</sub></b>	2126.3788
<b>W<sub>p</sub></b>	3306.9339
<b>W<sub>oe</sub></b>	5062.6873
<b>W<sub>tfo</sub></b>	52.48
<b>W<sub>crew</sub></b>	187.39292
<b>W<sub>e</sub></b>	4822.8143

Carga Alar	lbs/ft <sup>2</sup>
<b>Com Hopper Cheio</b>	29.988571
<b>Com Hopper Vazio</b>	20.540189

C <sub>L</sub> Cruz	0.4879222
C <sub>D</sub> Cruz	0.0821033

---

## 6.2. Estimativa de Peso Missão 2 (Cruzeiro)

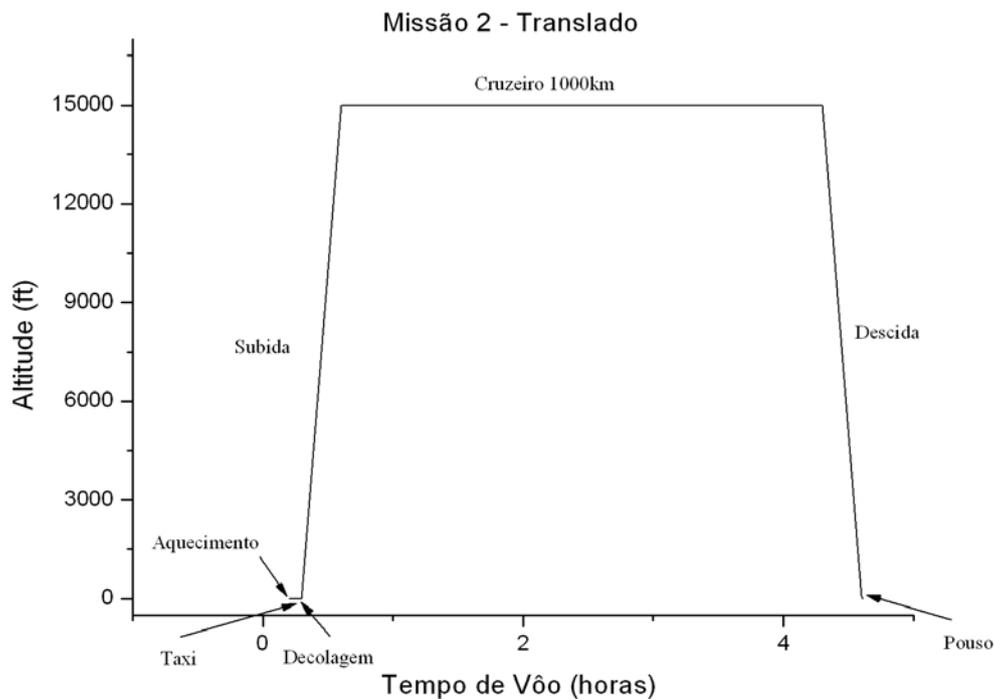


Figura 6-2 – Missão Típica (Cruzeiro)

O procedimento para o cálculo do consumo de combustível para essa missão 2 é o mesmo do caso anterior, com a diferença de que a especificação para este caso consiste em distância percorrida (alcance) portanto, deve-se usar a equação de Berguet para alcance:

Para o cálculo do consumo no cruzeiro, considera-se o condição de atmosfera padrão a 10000 ft ( $\rho = 1,0581 \text{ kg/m}^3$ ), de acordo com a especificação.



Estimar polar de arrasto

$S_{ref}$	Area de referência (alar)	ft <sup>2</sup>	350
$C_{d0}(clear)$	Arrato de atrito		0.0492347
$\Delta C_{d0}$	Incremento de arrasto		0.022
$C_{d0}$			0.0712347
AR	Razão de Aspecto		9
e	Fator de Oswald (Roskan pag 127)		0.81
$1/(\pi \cdot AR \cdot e)$			0.0436639

$C_D = C_{D0} + C_L^2 / (\pi \cdot AR \cdot e)$			
$C_{Lmax}$			1.277275
$C_{Dmax}$			0.1424694
$(C_L/C_D = L/D)_{max}$	8.965261839		

$V_{cruz}$	Velocidade de Cruzeiro	knot	145
$C_{Lcruz}$			0.5576759
$C_{Dcuz}$			0.0848143
$(C_L/C_D = L/D)_{cruz}$	6.575261621		

Pela equação de Breguet para alcance tem-se:

$$R_{cR} = 375 \left( \frac{\eta_p}{c_p} \right)_{cR} \left( \frac{L}{D} \right)_{cl} \ln \left( \frac{w_0}{w_1} \right)$$

$$\ln \left( \frac{w_0}{w_1} \right) = \frac{E_{cl}}{\left( \frac{\eta_p}{c_p} \right)_{cl} \left( \frac{L}{D} \right)_{cl}}$$

Determinar o Peso de Combustível no cruzeiro

Alcance 1000Km	Ln (W0/W1)	0.1536608
	(W0/W1)	1.1660952
	(W1/W0)	0.8575629



Fase	Descrição	Mff
Fase 01	Taxi	0.995
Fase 02	Decolagem	0.996
Fase 03	Subida	0.998
Fase 04	Cruzeiro	0.8575629
Fase 05	Descida	0.999
Fase 10	Pouso	0.998
<b>Mff</b>	<b>Total</b>	<b>0.8456195</b>

Determinar o Peso de Combustível Total

Wf	lbs	1591.5089
Wf+reserf	lbs	1989.3861

Passo 4 - Tentativa de Valor para Peso Operacional Vazio

$W_{oe} = W_{to} - W_f - W_{pl}$			
Wto	lbs	10309	
Wf	lbs	1989.3861	
Wpl	lbs	3306.9339	
Woe	lbs	5012.6799	

Passo 5 – Tentativa de Valor para Peso Vazio

$W_e = W_{oe} - W_{tfo} - W_{crew}$			
Woe	lbs	5012.6799	
Wtfo	lbs	51.545	
Wcrew	lbs	187.39292	
We	lbs	4773.742	

Passo 6 - Encontrar Valor sugerido pelas tabelas de We

Passo 7 - Comparar os valores encontrados



Então, faz-se a comparação com os valores sugeridos por Roskan [2]:

	Encontrado	Roskan	Erro
<b>Wto</b>	10000	10000	
<b>We</b>	4507	5206	15.50921
<b>Wto</b>	11625	11625	
<b>We</b>	5906.15	5906.06	-0.00152

Comparação com a tabela com todos os aviões da tabela comparativa.

	Encontrado	Tabela	Erro
<b>Wto</b>	10000	10000	
<b>We</b>	4507.2	4710	4.499468
<b>Wto</b>	10455	10455	
<b>We</b>	4899.59	4899.73	0.002857

Comparação com a tabela apenas com os aviões da série Air Tractor.

	Encontrado	Airtractor	Erro
<b>Wto</b>	10000	10000	
<b>We</b>	4527	4938	9.07886
<b>Wto</b>	10309	10309	
<b>We</b>	4773.74	4773.3	-0.00922

**Resultado final da Estimativa de peso:**

	lbs
<b>Wto</b>	10309
<b>Wf</b>	1989.3861
<b>Wpl</b>	3306.9339
<b>Woe</b>	5012.6799
<b>Wtfo</b>	52.48
<b>Wcrew</b>	187.39292
<b>We</b>	4773.742

Carga Alar	lbs/ft <sup>2</sup>
<b>Com Hopper Cheio</b>	29.454286
<b>Com Hopper Vazio</b>	20.005903

Cl Cruz	0.5576759
Cd Cruz	0.0848143

---

Tem-se então a comparação entre os dois resultados.

Missão 1 (Pulverização)

	lbs
$W_{to}$	10496
$W_f$	2126.3788
$W_{pl}$	3306.9339
$W_{oe}$	5062.6873
$W_{tfo}$	52.48
$W_{crew}$	187.39292
$W_e$	4822.8143

Missão 2 (Cruzeiro)

	lbs
$W_{to}$	10309
$W_f$	1989.3861
$W_{pl}$	3306.9339
$W_{oe}$	5012.6799
$W_{tfo}$	52.48
$W_{crew}$	187.39292
$W_e$	4773.742

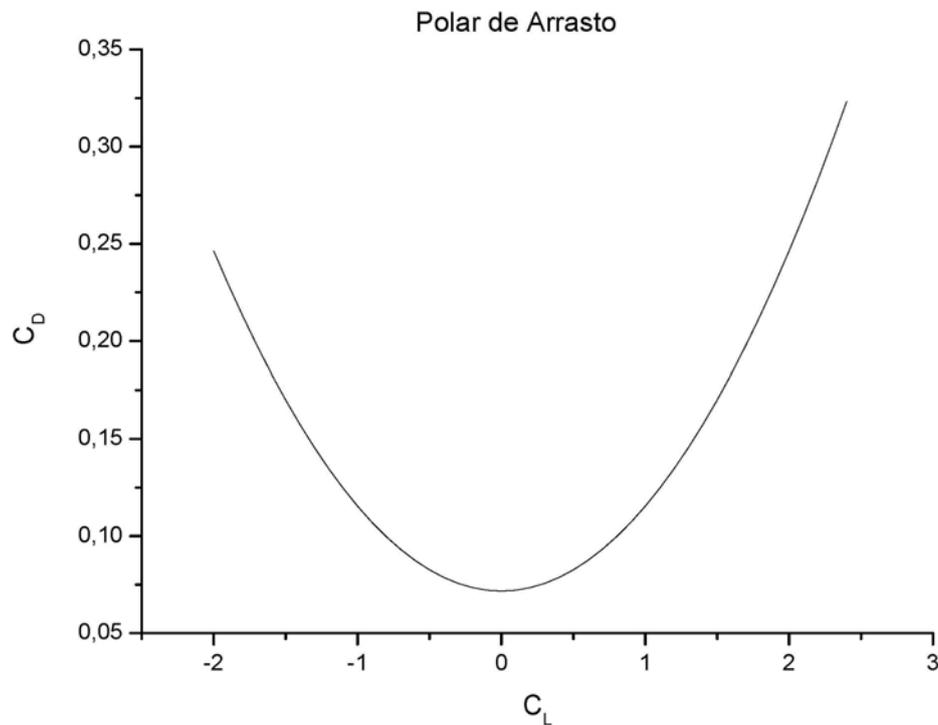
Observa-se que o primeiro caso, é o mais crítico, aquele que exige um maior consumo de combustível, e um maior peso máximo de decolagem. O projeto da aeronave daqui pra frente deve transcorrer de acordo com os dados para que a primeira missão seja atendida, pois desta forma assegura-se que segunda missão também estará sendo atendida.

---



**Dados da aeronave definidos nesta etapa do projeto.**

$W_{to}$	→	Peso máximo de decolagem	→	10496 lbs
$W_{oe}$	→	Operacional vazio	→	5062,6873 lbs
$W_f$	→	Combustível	→	2126,3788 lbs
$W_{pl}$	→	Carga paga	→	3306,9339 lbs
$W_e$	→	Peso vazio	→	4822,8143 lbs
$W_{tfo}$	→	Fluidos não consumíveis	→	52,48 lbs
$W_{crew}$	→	Tripulação mínima	→	187,39292 lbs
$S_w$	→	Área Alar	→	350 ft <sup>2</sup>
AR	→	Razão de aspecto	→	9
$e$	→	Fator de Oswald	→	0,81



**Figura 6-3 – Estimativa Inicial da Polar de Arrasto da Aeronave**



## 7. Construção dos gráficos de Carga Alar e Relação Peso Potência

Nesta parte do projeto devem ser construídos gráficos de desempenho da aeronave. Traça-se curvas do fator carga alar (peso do avião pela área da asa) em função da relação peso potência (peso do avião pela potência disponível no grupo motopropulsor) que atenda a um determinado requisitos de projeto da aeronave.

A metodologia para a construção destas curvas foi baseada naquela descrita por Roskan [2] em seu livro. Onde todas as curvas são plotadas em um mesmo gráfico. Neste gráfico devem ser plotadas diversas curvas para cada requisito de desempenho. Cada curva dessa será construída em função de valores de  $C_L$  admissíveis que se espera encontrar na aeronave para aquela determinada condição de vôo. Tem-se então uma espécie de envelope de vôo do avião, onde cada curva limita as condições para a qual a aeronave será capaz de cumprir determinada situação previamente utilizada na construção da própria curva.

Após todas as curvas serem colocadas em um mesmo gráfico, pode-se então encolher um determinado ponto onde se deseja que a aeronave se encontre. Este ponto deve ser escolhido de forma a atender todos os requisitos necessários para aeronave, bem como algumas normas exigidas para homologação. Além disso, deve apresentar valores de  $C_L$ , compatíveis com as condições de vôo do avião, e também com aqueles valores que se espera atingir no projeto final da aeronave.

É importante observar aqui que, depois de escolhido um determinado ponto nesta fase do projeto, obrigatoriamente a aeronave devesse possuir as características escolhidas em que todos os valores de  $C_L$  definidos deveriam ser atendidos. Caso contrários devemos retornar novamente nestes gráficos e fazer as alterações necessárias para o projeto.

---



Pela localização deste ponto podem-se então prever quais são os valores de  $C_L$  necessários para a aeronave atender a cada requisito de projeto. Com isso, é possível definir qual a carga alar, e a relação peso potência da aeronave a ser construída. Com isso pode-se escolher o melhor motor que atenda às condições necessárias ao desempenho da aeronave.

As curvas são então construídas com base em seis características de desempenho da aeronave, a saber:

- Velocidade de Estol / Distância de Pouso
- Distância de Decolagem
- Razão de Subida
- Gradiente de Subida
- Arremetida
- Velocidade de Cruzeiro

### 7.1. *Definição das curvas:*

Com base nos requisitos do projeto, e seguindo a metodologia proposta por (Roslan, 1997), cada curva foi então construída da seguinte forma:

#### 7.1.1. *Velocidade de Estol / Distância de pouso*

Para a determinação da curva de velocidade de estol, (Roslan, 1997), sugere em seu livro que seja adotada a equação básica da sustentação de uma aeronave:

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)}{\rho \cdot C_{L_{\max}}}}$$

---



Tem-se, portanto, uma equação em função da carga alar ( $W/S$ ). Sendo que esta equação não é função da relação peso potência, teremos retas verticais no gráfico, para cada valor de  $C_{Lmax}$ .

Roskan [2] sugere que para aeronaves da categoria agrícola, sejam adotados valores típicos de  $C_L$ , entre 1,3 e 1,9. Porém pela tabela comparativa pode-se concluir que algumas aeronaves mais novas chegam a apresentar valores de  $C_L$  próximos a 2,2. Por questão de cautela, opta-se por utilizar valores entre 1,3 e 2,0.

Considera-se para estes cálculos a aeronave voando na condição de atmosfera padrão ao nível do mar.

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

Um dos requisitos de projeto, é que a aeronave, seja capaz de pousar em uma pista de 200m (656,17 ft). Tem-se então a seguinte metodologia para a definição deste parâmetro:

Inicialmente, determinam-se dois parâmetros a saber:

$S_L$  = Distância total de pouso (Distância de aproximação com um obstáculo a 50 ft, mais o corrido no solo).

$S_{LG}$  = Distância de pouso (corrida no solo).

Faz-se então:

$$S_{LG} = 0,265.V_{SL}^2$$

\*(As unidades adotadas pelo autor encontram-se no sistema inglês)

Para o avião do projeto tem-se

---

$$S_{LG} = 656,17 \text{ ft.}$$

Tem-se então uma velocidade de estol de:

$$V_S = 49,76 \text{ kts}$$

Observa-se então que este procedimento nada mais que define uma velocidade de estol para que o avião consiga cumprir a especificação de distância de pouso. Por esse motivo essas duas especificações podem ser unidas em apenas uma. Tem-se então abaixo as curvas para essa especificação de projeto:

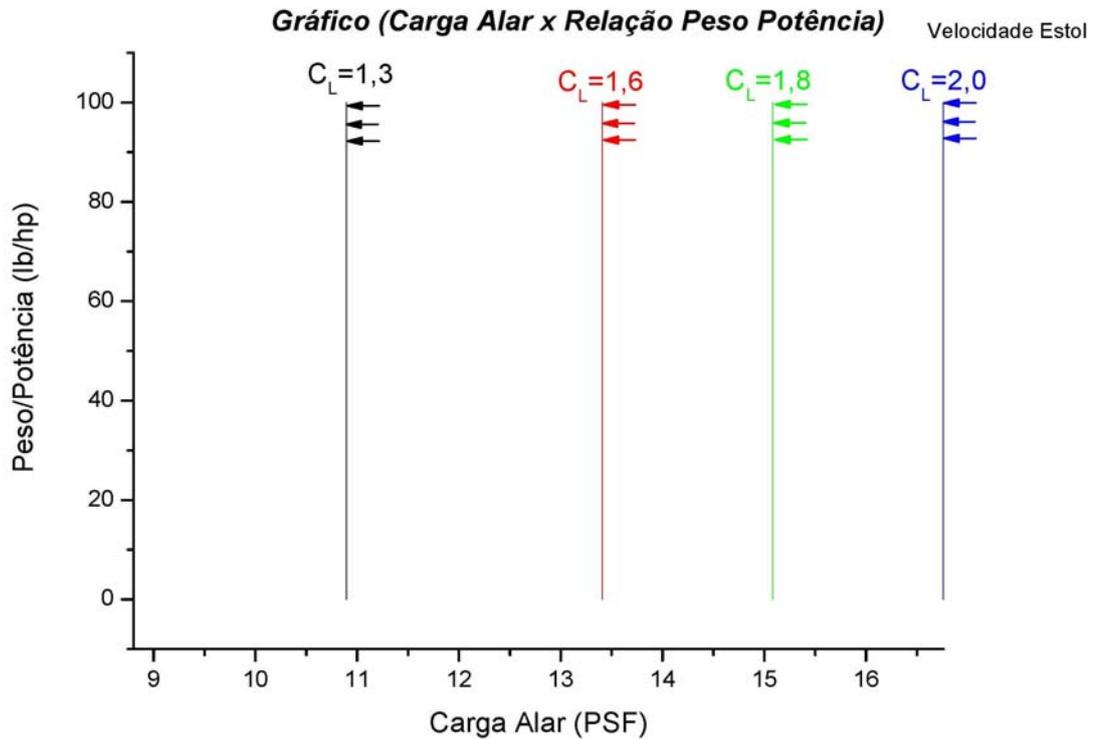


Figura 7-1 – Gráfico Velocidade de Estol



### 7.1.2. Distância de Decolagem

Para o projeto em questão, uma das especificações é que a aeronave seja capaz de decolar em uma distância de 350m (1148,294 ft). Na estimativa do parâmetro de distância de decolagem, o procedimento é parecido com aquele adotado para distância de pouso.

Determina-se inicialmente dois parâmetros:

$S_{TO}$  = Distância de decolagem com obstáculo a 50ft

$S_{TOG}$  = Distância de corrida de decolagem

Onde:

$$S_{TO} = 1,66.S_{TOG}$$

Tem-se então a seguinte relação:

$$S_{TOG} = 4,9TOP_{23} + 0,009TOP_{23}^2$$

onde  $TOP_{23}$  é um parâmetro definido da seguinte forma

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma \cdot C_{LTO}}$$

$\sigma = \rho / \rho_0 = 1$  (considera-se a decolagem ao nível do mar)

- O valor de  $C_{LTO}$ , da equação anterior deve ser o valor de  $C_{LmaxTO}$ , desejado, dividido por 1,21 que representa uma fator de segurança (de 10 %).

Pode-se então construir as curvas desejada isolando-se um dos fatores da seguinte forma:

---



$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = \frac{TOP_{23} \cdot C_{LMAXTO}}{1,21 \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}$$

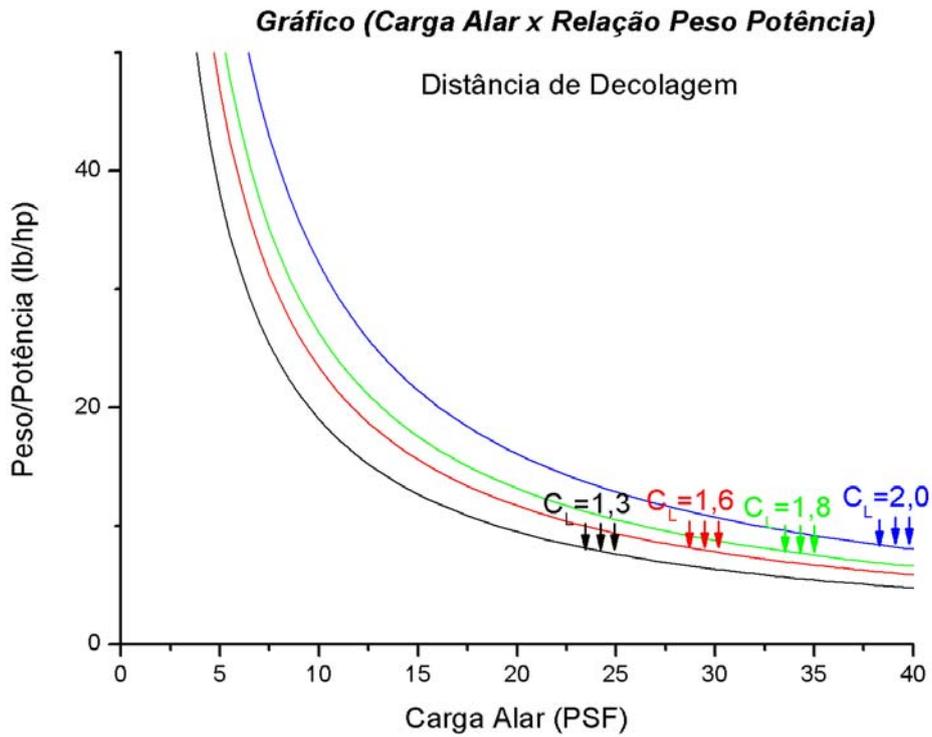


Figura 7-2 Gráfico de Distância de Decolagem

### 7.1.3. Razão de Subida

De acordo com normas do FAR (PART 23.65), exige-se que a razão de subida para aeronaves desta categoria seja maior igual a 300 ft/mim.

Adota-se então a seguinte relação:

$$RCP = (33000)^{-1} \cdot \frac{dh}{dt} = (33000)^{-1} \cdot RC$$



onde RC é a razão de subida:

O valor de RCP, pode então ser calculado da seguinte forma:

$$RCP = \frac{\eta_p}{\left(\frac{W}{P}\right)} \left[ \frac{\left(\frac{W}{S}\right)^{1/2}}{19 \cdot \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right) \cdot \sigma^{1/2}} \right]$$

Isolando-se os termos da equação chega-se a seguinte relação:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\eta_p}{\left[ RCP + \frac{\left(\frac{W}{S}\right)^{1/2}}{19 \cdot \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right) \cdot \sigma^{1/2}} \right]}$$

portanto, a melhor razão de subida ocorrerá quando a relação  $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)$ , for máxima.

O valor máximo deste parâmetro pode ser definido da seguinte forma:

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{máx} = \frac{1,345 \cdot (AR \cdot e)^{3/4}}{C_{do}^{1/4}}$$

Onde:

AR = Razão de aspecto (Definida igual a 9 durante a estimativa inicial de peso)

e = Coeficiente de Oswald (Definido igual a 0,81 durante a estimativa inicial de peso)

---



Neste caso as curvas não serão função de  $C_L$ , mas sim de um parâmetro

otimizado  $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)$ , desta forma somente uma curva será apresentada no gráfico.

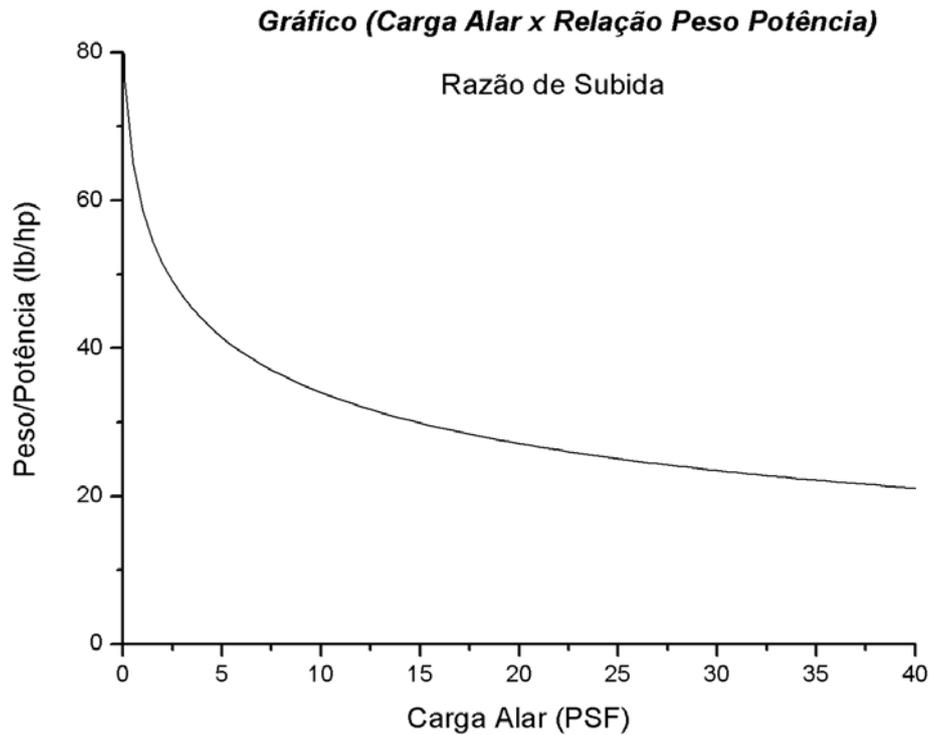


Figura7-3 – Gráfico de Razão de Subida



#### 7.1.4. *Gradiente de Subida*

Para essa estimativa considera-se a que a aeronave realiza a subida na condição mais favorável de trem de pouso e flaps. Para a aeronave do projeto considera-se o trem baixado (trem fixo) e flapes recolhidos.

Para o gradiente de subida, a norma exige (FAR PART 23.77) que este seja maior ou igual a 1/12 radianos. Segue-se então o procedimento para construção das curvas.

Primeiramente determina-se o parâmetro CGRP

$$CGRP = \frac{CGR + \left(\frac{L}{D}\right)^{-1}}{C_{L_{limb}}^{1/2}}$$

onde CGR, representa o valor do gradiente de subida (1/12 rad).

A relação (L/D) é obtida da polar de arrasto (estimada durante o cálculo de estimativa de peso), para cada valor de  $C_L$  que estiver sendo utilizado no denominador da equação.

Deve-se então minimizar o fator CGRP, para se conseguir um alto valor de gradiente de subida. Porém neste caso existe um problema: em valores mínimos de CGRP, temos altos valores de  $C_L$ , o que ocorre próximo ao estol. Por questão de segurança, deve-se admitir então uma redução de 0,2 no valor de  $C_L$ . Portanto para a curva de  $C_L = 1,3$ , por exemplo na verdade nas contas o valor adotado será de 1,1.

A partir daí defini-se um outro parâmetro:

$$CGRP = \frac{18,97 \cdot \eta_p \cdot \sigma^{1/2}}{\left(\frac{W}{P}\right) \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{1/2}}$$

Unindo-se então as duas equações:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{18,97 \cdot \eta_p \cdot \sigma^{1/2}}{\left[ \frac{CGR + \left(\frac{L}{D}\right)^{-1}}{C_{L_{limb}}^{1/2}} \right] \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{1/2}}$$

Pode-se então traçar as curvas de gradiente de subida.

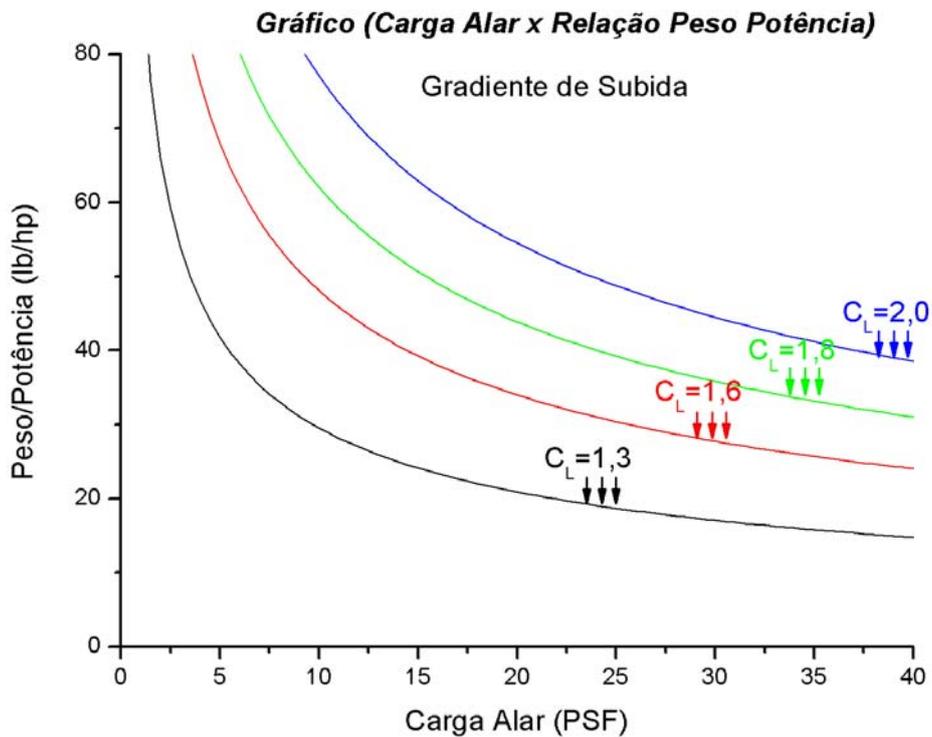


Figura7-4 – Gradiente de Subida

### 7.1.5. Arremetida

O procedimento de calculo de arremetida é feito da mesma forma que o calculo de razão de subida, com duas exceções.

- ✓ O valor da razão de subida e reduzido pela norma de (1/12 rad) para o valor de (1/30 rad).



- ✓ Considera-se que a aeronave esteja subindo com os flaps defletido. Portanto a polar de arrasto utilizado nos cálculos de  $(L/D)$ , é ligeiramente alterada, devendo-se somar ao valor de  $C_{D0}$  o incremento dos flaps.

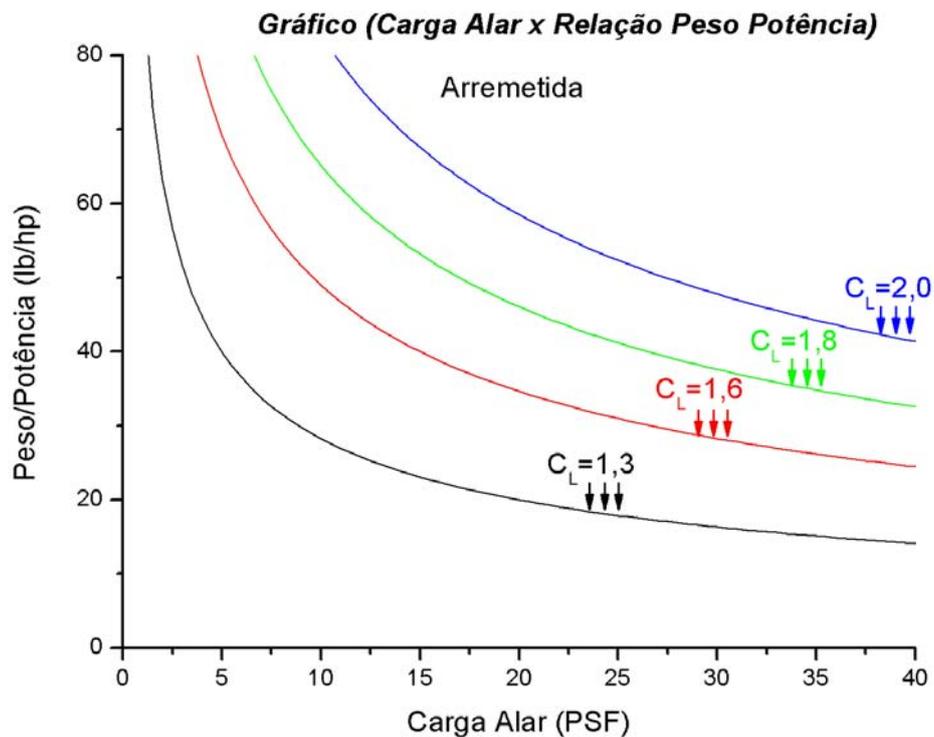


Figura7-5 - Gráficos Arremetida

### 7.1.6. Velocidade de Cruzeiro

Para as curvas de Velocidade de Cruzeiro, sugere-se que seja determinado um parâmetro chamado de  $I_p$ . Esse parâmetro é determinado em função da velocidade de cruzeiro da aeronave, pelo gráfico para aeronaves de trem fixo fig 3.29 [1].



Para a aeronave do projeto, durante a estimativa de peso, determinou-se uma velocidade de cruzeiro de:

$$V_C = 145 \text{ knot} = 167 \text{ mph}$$

Pela fig 3.29 obtem-se um valor de  $I_p$  de 1,05

Tem-se então a seguinte relação de carga alar com peso potência:

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

para  $\sigma = 1$  (nível do mar), tem-se

$$(W/P) = \frac{(W/S)}{I_p^3}$$

Neste ponto, é importante ressaltar, que a relação peso potência encontrada pela equação representa a potência contínua disponível pelo motor. Sabe-se que um motor não é capaz de operar na máxima potência disponível por muito tempo. O valor escolhido de potência para o cruzeiro foi então de 75% da potência máxima disponível. No gráfico a curva já foi construída com base em qual seria a potência máxima disponível, para a qual 75% de potência seria capaz de atender àquela velocidade de cruzeiro.

---

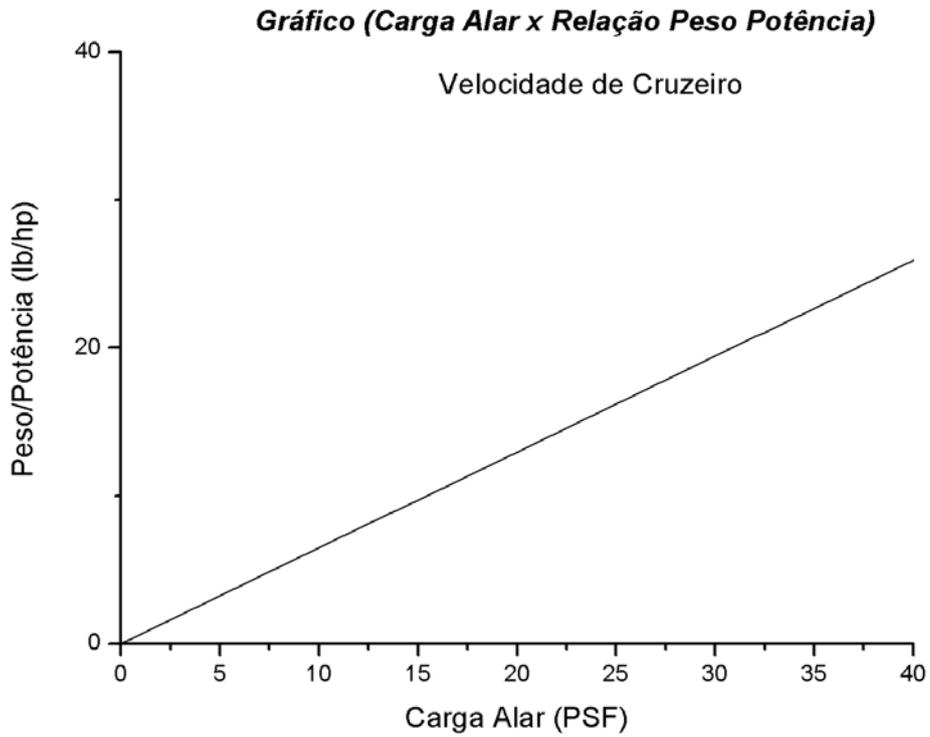


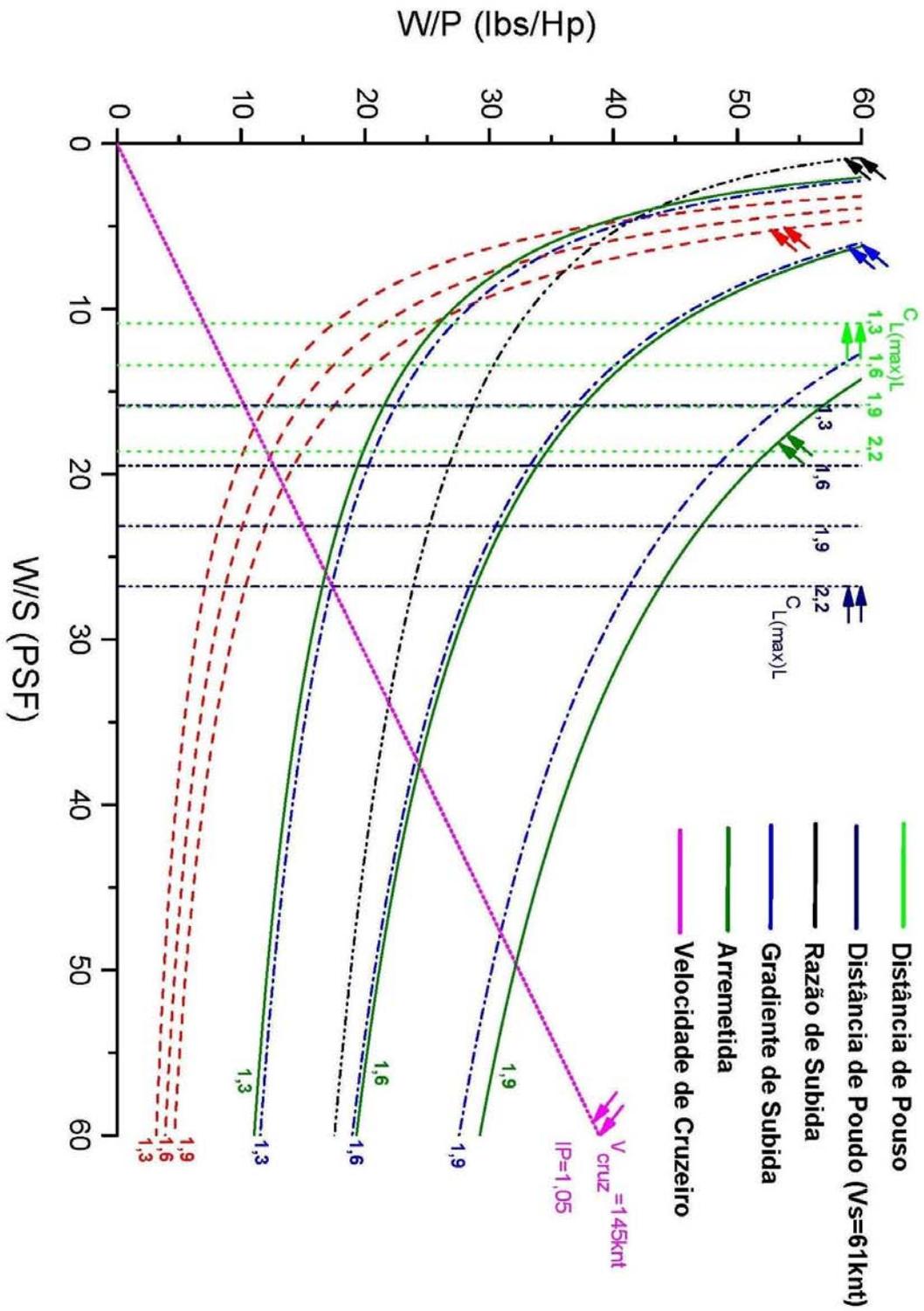
Figura 7-6 – Velocidade de Cruzeiro

Agrupando todas as curvas em um mesmo gráfico pode-se determinar a melhor configuração para a aeronave. Tem-se então o seguinte resultado.

---



**Gráfico (Carga Alar x Relação Peso Potência)**



**Agrícola-Urutau**

Figura 7-7 – Gráfico de Desempenho



Observa-se pelo gráfico que os valores de carga alar definidos em função das curvas de distância de pouso, são muito baixos. A escolha de um ponto muito à esquerda da curva implicaria em um valor de área alar muito alto.

Caso houvesse um aumento na velocidade de estol para 61 knots deslocaria as curvas para a direita, propiciando a escolha de um maior valor para a carga alar.

Neste ponto toma-se uma decisão de projeto:

- ✓ A especificação de projeto de distância de pouso não será atendida. A distância de pouso será então definida em função de uma velocidade de estol escolhida.

Para escolha da velocidade de estol a norma (FAR) exige que seu valor seja menor que 61 knot, para essa categoria de aeronave. Em função dessa norma e através das tabelas comparativas escolhe-se como velocidade de estol de 59 knot. Tem-se então:

$$S_{LG} = 0,265.V_{SL}^2$$

Para essa velocidade de estol a distância de pouso passa a ser então 280 m.

**Distância de Pouso @MTOW → 922 ft → 280 m**

Tem-se então o novo gráfico para essa distância de decolagem.

---

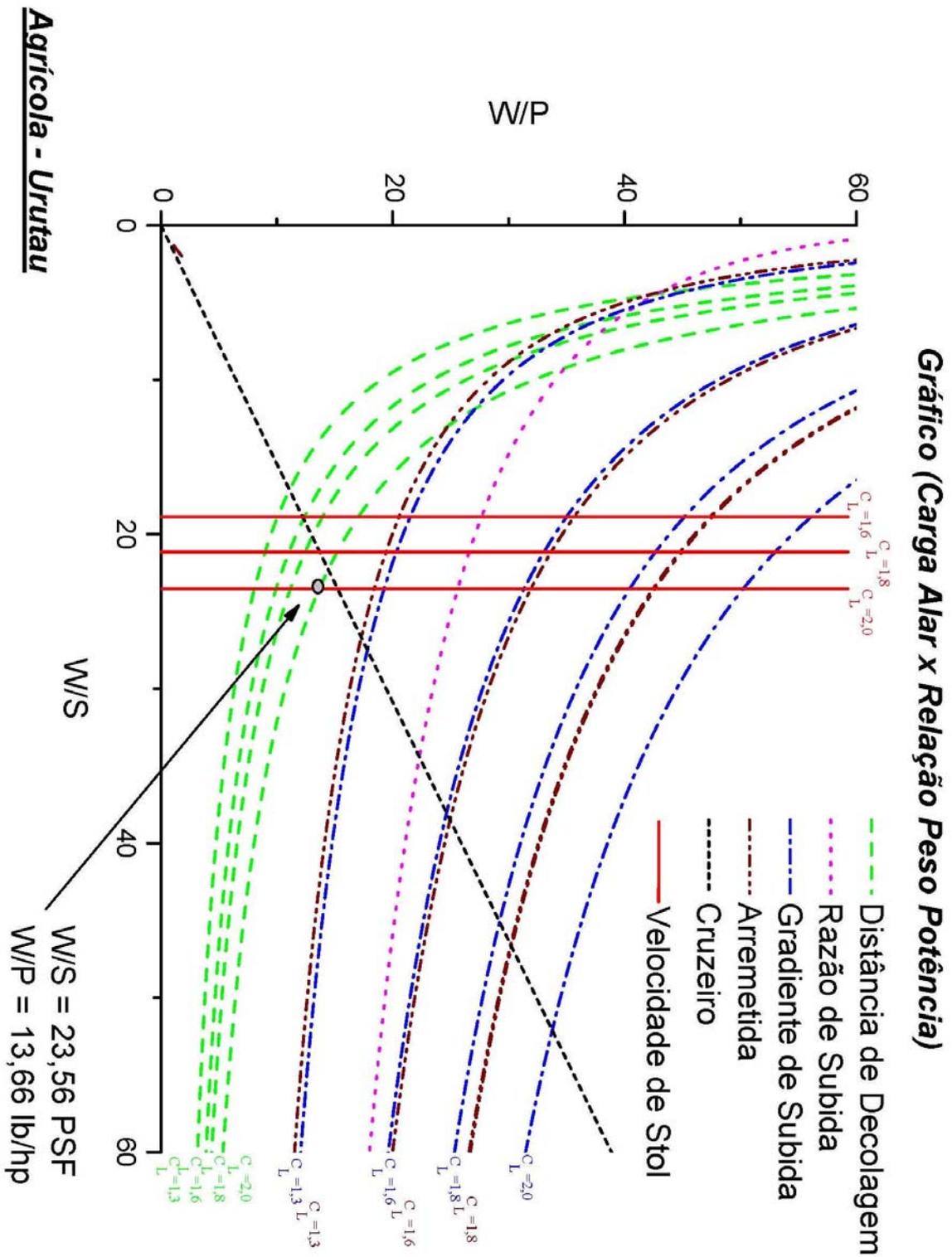


Figura 7-8 – Gráfico Desempenho



## 7.2. A escolha do ponto

Inicialmente escolhe-se um ponto de melhor desempenho que esteja à esquerda das curvas de velocidade de estol. Optou-se pela curva de  $C_L$  de pouso (estol) igual a 2,0. Desta forma a aeronave deve apresentar ao final do projeto um  $C_{Lmax}$  igual a 2,0 de forma a atender esse requisito.

Esse ponto deve então ficar abaixo das curvas de decolagem, supondo que se consiga também um  $C_L$  de decolagem de 2,0 o ponto foi então escolhido.

De acordo com esse ponto a aeronave apresenta então as seguintes características:

$$W/S = 23,56 \text{ PSF}$$

$$W/P = 13,66 \text{ lb/hp}$$

Pela estimativa inicial de peso calculada anteriormente, concluiu-se que o peso máximo de decolagem seria de:

$$W_{to} = 10416 \text{ lbs}$$

A área da asa escolhida anteriormente foi de 350 m<sup>2</sup>. Concluiu-se então que a aeronave apresenta uma carga alar de  $W/S = 29,76 \text{ PSF}$ , que é bem maior que aquela prevista no gráfico.

Para que a aeronave atendesse os requisitos de projeto, optou-se então pela seguinte opção:

Para a velocidade de estol, e distância de decolagem, a aeronave só atenderia os requisitos de projeto desde que operando com o hopper vazio. Caso aja alguma carga no início do voo, para retornar para pouso a aeronave deveria primeiramente alijar a carga de insumo agrícola em seu interior. Além disso, a distância de decolagem foi aumentada para 500m. E o novo gráfico, com as mudanças ficou da seguinte forma:

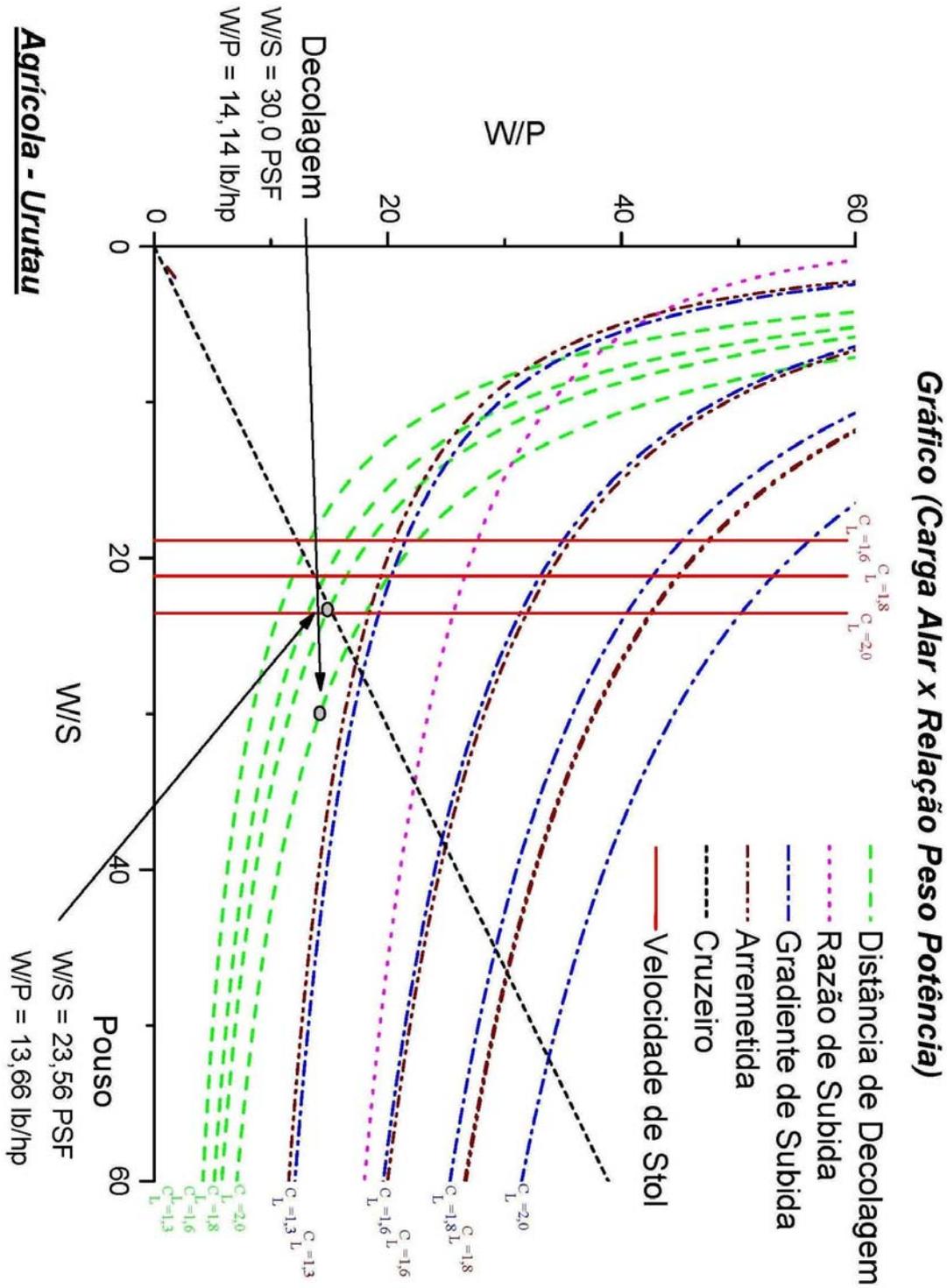


Figura 7-9 – Gráfico Desempenho

Tem-se então os seguintes dados da aeronave definidos nesta etapa do projeto:

**Urutau**



- ⇒ Distância de Pouso → 922 ft → 280 m
- ⇒ Distância de Decolagem @MTOW → 1640,42 ft → 500 m
- ⇒ Carga alar (com hoper) → 23,56 PSF
- ⇒ Peso Potência → 14,14 lb/hp

Conclui-se que a aeronave é apta de decolar em uma distância de 500m metros com a capacidade total de carga, mas para pousar nos 280 m, o hopper deve estar vazio.

---



## 8. Escolha do Grupo Motopropulsor

Com base nos dados obtidos pelos gráficos de carga alar, conclui-se que para atender aos requisitos de desempenho, aeronave projetada devera apresentar uma relação peso potência igual a 14,14 bs/hp.

Sabe-se que a aeronave apresenta um peso máximo de decolagem de 10496 lbs. Portanto é necessário, 742,3 hp disponível no grupo motopropulsor para que o avião possa cumprir as especificações de desempenho.

Devido à alta potência requerida, faz-se necessário, portanto a utilização de um motor turbo-hélice. Após consulta na bibliografia sobre o assunto, optou-se por utilizar uma turbina Walter, sabendo que esta empresa tem disponível no mercado turbinas que atendem a necessidade do projeto. É interessante notar também que esse motor é uma marca de turbinas que começa a se destacar no mercado mundial.

Esse tipo de turbina já equipa hoje uma série de aeronaves, como os King Air B90 e C90, o Lancair, alguns Sukhoi SU26 (acrobático), e ate mesmo uma série de aviões agrícolas, como os Air Tractor e os Ayres Trush.



Figura 8-1 - King Air B90 – Motor M601E-11 A

**Urutau**



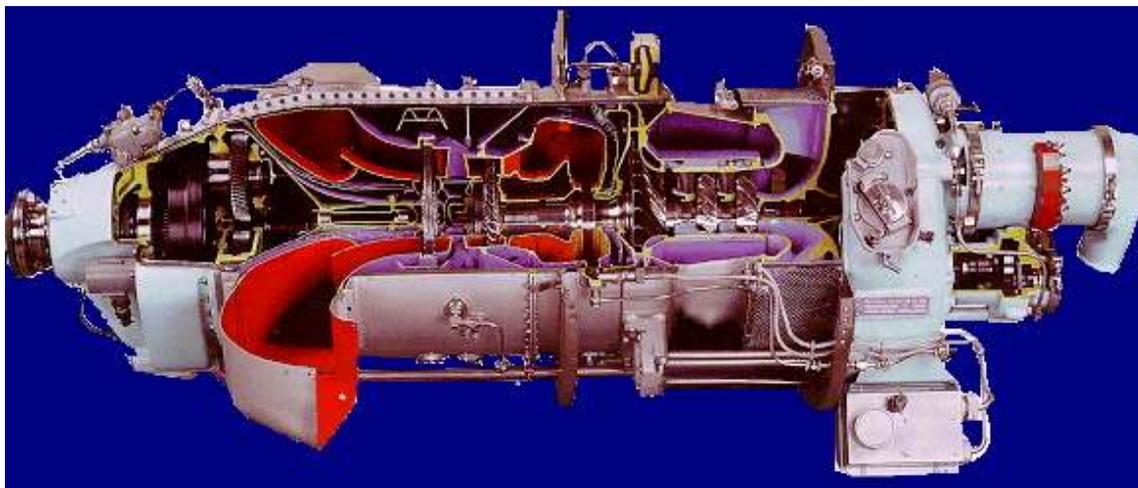
**Figura 8-2 - Sukhoi SU26 – Motor M601T**



**Figura 8-3 Air Tractor – M601 E11 (Hélice Hartzell)**



**Figura 8-4 – Trubina Walter**



**Figura 8-5 - Desenho Esquemático de uma turbina Walter**



O fabricante fornece a seguinte relação de característica das turbinas disponíveis.

Tabela 8-1 – Dados Turbina Walter

Tipo/Modelo	M601D	M601E	M601F
Potência disponível na decolagem (shp/kw)	724 / 540	751 / 560	777 / 580
Velocidade de gerador de gases (rpm)	36 806	36 146	36 146
Velocidade de hélice (rpm)	2 080	2 080	2 080
Temperatura Interna da turbina (°C)	710	710	710
E.S.F.C (lb/h/hp)	0.648	0.650	0.633
E.S.F.C (g/h/kW)	0.648	0.650	0.633
Potência máxima contiuua (shp/kW)	657 / 490	657 / 490	670 / 500
Velocidade de gerador de gases (rpm)	36 293	35 377	35 377
Velocidade de hélice (rpm)	1800 - 2100	1800 - 1900	1 800 - 1 900
Temperatura Interna da turbina (°C)	690	680	675
E.S.F.C (lb/h/hp)	0.666	0.674	0.666
E.S.F.C (g/h/kW)	405	410	405
Injeção de agua	sim	sim	sim
Dimensões (mm)	650/590/1675	650/590/1675	650/590/1675

A turbina que se encontra mais próxima das necessidades do projeto, é, portanto o modelo M601E, que apresenta uma potência máxima disponível de 750 hp. Essa será, então a turbina escolhida para equipar o avião.



Como o avião a ser projetado, dever ser homologado, faz-se necessário que o motor também seja, apresenta-se a seguir uma tabela que mostra alguns países onde estes motores já são certificados:

**Tabela 8-2 – Certificação Turbina Walter**

Certificação Turbinas Walter M601E		
País	Certificação	Data
Argentina	TC No. MT-9602	5/12/96
Áustria	TC No. TW 022-ACG	11/7/96
<b>Brasil</b>	<b>TC No. 9403</b>	<b>3/28/94</b>
Chile	TC No. A-02	2/2/98
Republica Checa	TC No. 89-03, Supp. 2	11/18/93
Checoslováquia	TC No. 75-03, Supp. 8	7/8/85
Alemanha	TC No. 7035	6/27/01
Filipinas	TC No. 5VE9700021	1/12/98
Coréia do Sul	*** in process	
Suíça	TC No. 14/90	7/5/90
USSR	TC No. 12-410-E	3/18/86

O motor é, portanto homologado pela legislação brasileira e está apto a atender a necessidade do projeto em questão.

Um importante aspecto levado em conta na escolha desta turbina foi o fato que ela é do tipo de ciclo reverso. Como uma das especificações é que a aeronave esteja apta a operar em pista irregulares, esse tipo de turbina torna-se a melhor opção. Isso porque, o ar é aspirado pela parte de trás da turbina e o risco desta sugar detritos torna-se bem menor. Além o eixo da turbina não necessita passar por dentro do eixo do compressor, o que torna a sua manutenção bem mais fácil.



## 9. Escolha do Perfil

Na determinação do perfil da aeronave Urutau, levou-se em consideração que ela deverá apresentar alto desempenho e eficiência para sua categoria. Além disso, a características como estol suave (por questão de segurança) e sustentação elevada também foram analisados.

O número de Reynolds foi calculado da seguinte maneira:

$$Re = \frac{\rho \times V \times c}{\mu} = 1,19E+07$$

sendo:

Viscosidade cinemática –  $\mu = 1,55E-05$  [m<sup>2</sup>/s]

Massa Específica (25°C) –  $\rho = 1,223$  [Kg/m<sup>3</sup>]

Velocidade do escoamento -  $V = 74,59444$  [m/s]

Comprimento da corda media aerodinâmica –  $c = 2,015$  [m]

Foi escolhido então, o perfil NASA NFL (1) – 0215F para toda a envergadura da asa que apresenta um coeficiente de sustentação máximo de 1,8 com o número de Reynolds calculado. Este perfil para baixas velocidades é resultado de uma pesquisa da NASA e é considerado como “natural – laminar – flow airfoil”. Este termo refere-se a um perfil que consegue estender significativamente o fluxo laminar ( $\geq 30$ -porcentagem de corda) com gradiente de pressão favorável sem sucção da camada limite. Ele apresenta uma combinação dos altos valores de sustentação dos perfis de baixa velocidade da NASA, com as características de baixo arrasto dos perfis da NACA série 6. Em seguida, serão apresentadas as curvas de  $C_{L \times \alpha}$  e  $C_{L \times C_d}$  do perfil:

---

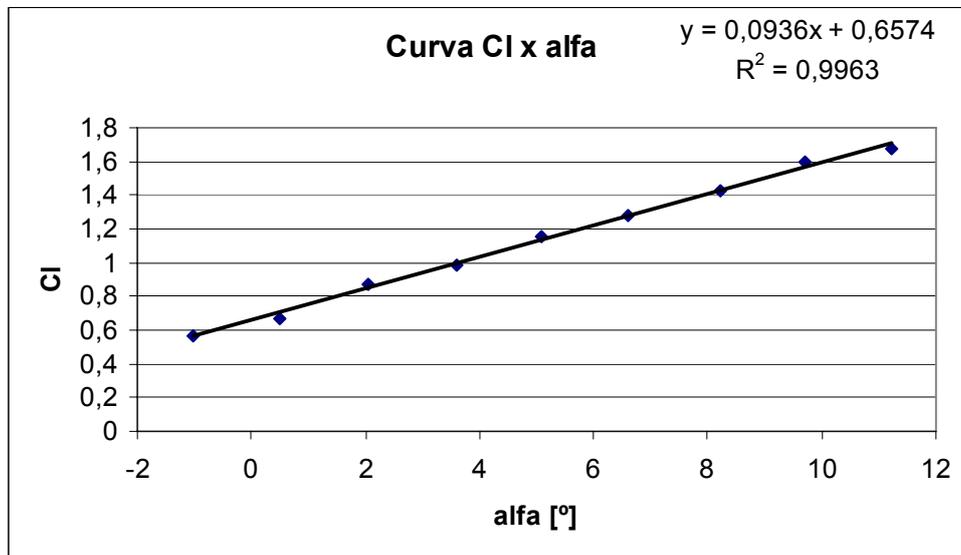


Figura 9-1 – Curva Curva  $C_L$  x  $\alpha$  NASA NFL (1)-0215F

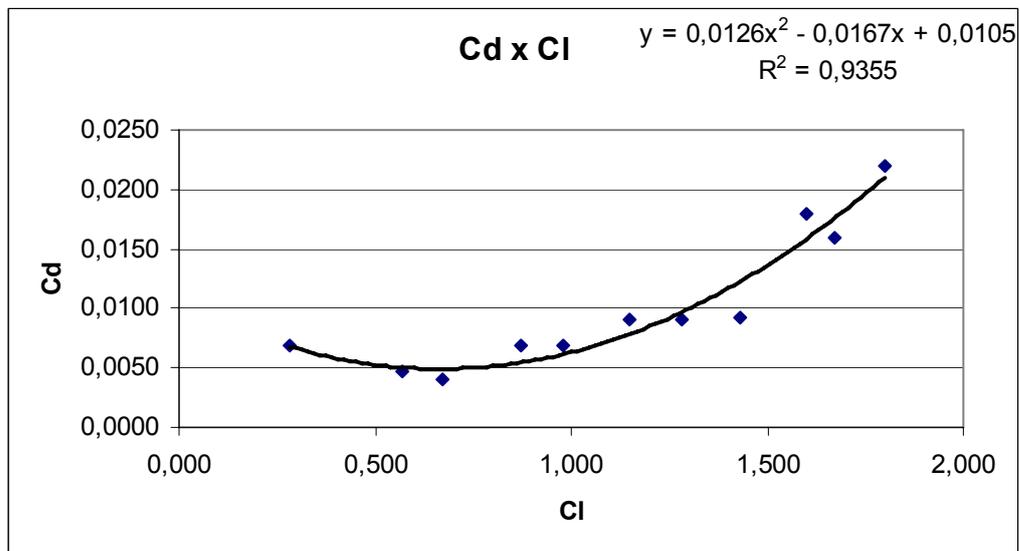


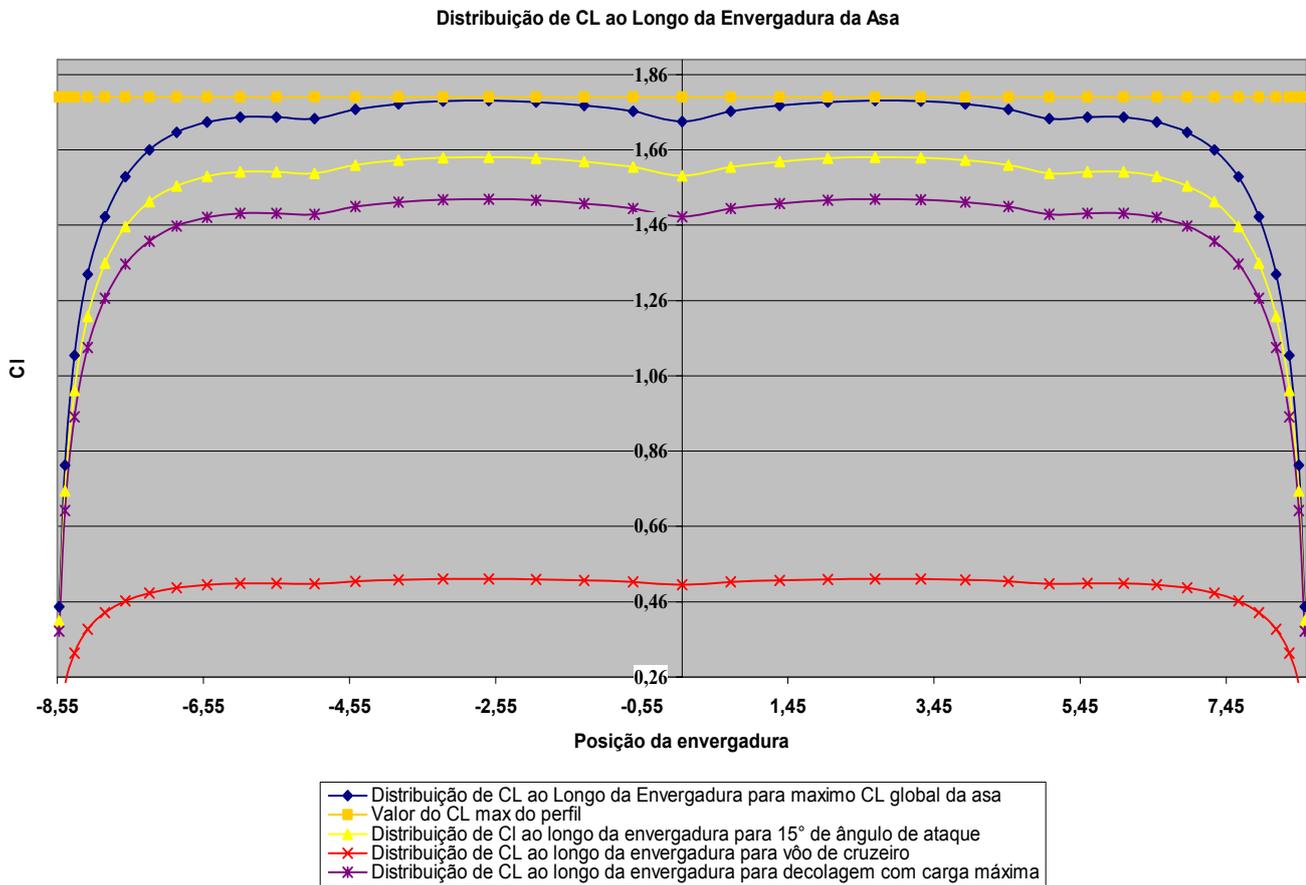
Figura 9-2 – Curva  $C_L$  x  $C_d$  NASA NFL (1)-0215F

Para verificação da aplicação desse perfil na aeronave, foi obtido coeficiente de sustentação global da asa ( $C_L$  médio) para cada ângulo de ataque. Esse cálculo foi baseado



no cálculo da distribuição de sustentação ao longo da envergadura através do Método Multhopp citado em (Pullin, 1976).

A determinação do  $C_{L,max}$  global foi feita variando o valor do ângulo de ataque até o estol da asa. Ou seja, essa variação foi feita até o valor do CL em algum ponto da envergadura igualasse ao limite do valor de CL do perfil 2D, que no caso era 1,8. O valor do  $C_{L,max}$  global de 1,73 pode ser verificado na figura a seguir:





A aplicação do NFL (1) – 0215F também foi possível a devido à utilização de materiais compostos que garantem um acabamento superficial médio a alto. Um outro motivo foi que com esse perfil, a sustentação necessária para decolagem com carga máxima é conseguida com um ângulo de ataque em que a rolagem do avião é suficiente. Na verdade avião na rolagem permite um ângulo de 12°. Na verdade, seria necessário 13° para conseguir a sustentação de 1,45 desejada e por isso tomou-se a decisão de adotar um ângulo de incidência na asa de 1°. A utilização dessa incidência foi estudada e concluiu-se que não causaria efeitos negativos, e pelo contrário, geraria maior conforto para o piloto em vôo de cruzeiro. Ou seja, durante a operação o piloto pode voar sem a necessidade de imprimir um ângulo de ataque. Com isso, definiu-se que o valor do  $\Delta CL$  em função dos flapes deve ser dimensionado para garantir 0,35 de sustentação e assim atingir 1,8 total.

Considerando que asa da aeronave Urutau possuirá dispositivo de hipersustentação, um plain flap, deve-se fazer um estudo para verificar o acréscimo no coeficiente de sustentação devido à utilização desse mecanismo que será discutido posteriormente.

---



## 10. Superfícies de hipersustentação:

Para a aeronave projetada ser capaz de atender as especificações dos pontos escolhidos na construção dos gráficos de carga alar, faz-se necessário que esta apresente um  $C_L$  máximo de 2,0 e 1,8 durante a decolagem. Pelo perfil escolhido chega-se a um valor máximo de  $C_L$  de aproximadamente 1,45. Faz-se necessário, portanto um acréscimo de 0,55 na sustentação da asa devido a presença dos flapes, e 0,35 durante a decolagem.

Por este motivo será feito o dimensionamento de flapes capazes de propiciarem esse ganho adicional de sustentação.

O dimensionamento destes flapes será feito de acordo com a metodologia descrita por Pazmany [3].

A seguinte equação é proposta para determinação do acréscimo de sustentação devido aos flapes.

$$\Delta C_L = \frac{F(A)}{F(6)} \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3$$

onde

$F(A) / F(6)$  = Fator dependente do alongamento da asa.

$\lambda_1$  = Fator dependente da relação entre a corda do flap e a corda da asa.

$\lambda_2$  = Fator dependente do tipo de flap.

$\lambda_3$  = Fator dependente da relação entre a envergadura do flap e a envergadura da asa.

De acordo com os gráficos apresentado por Pazmany[3], temos então.

---

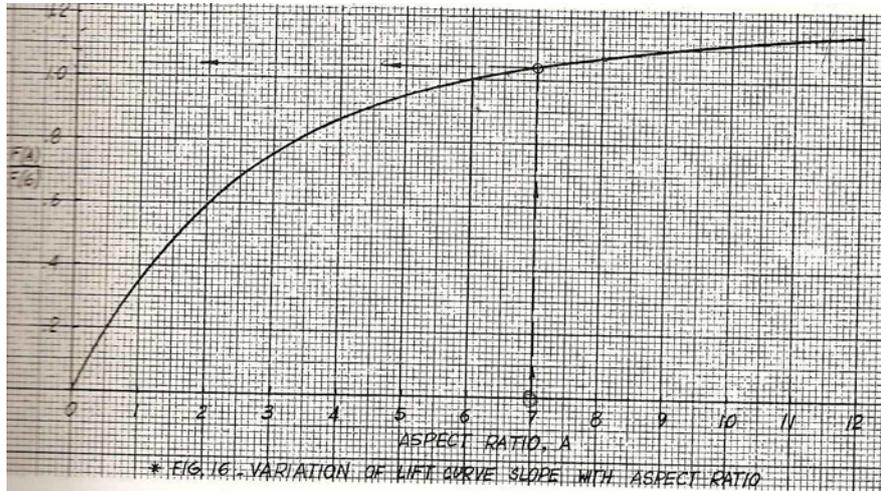


Figura 10.1 – Gráficos de dimensionamento

Alongamento da asa  $\rightarrow AR = 9$

$$F(A) / F(6) = 1,1$$

Será adotada a relação entre corda do flap e corda da asa, igual a 0,25%.

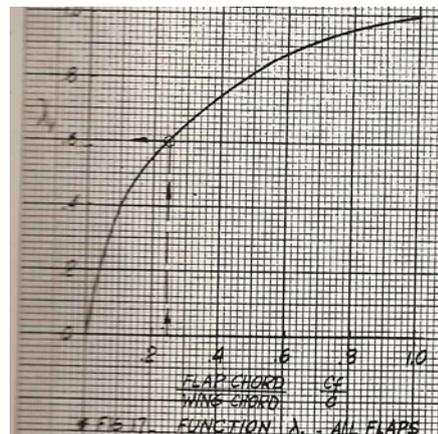


Figura 10.2 – Gráficos de dimensionamento

$$\lambda_1 = 0,6$$

Para a decolagem supõe-se um ângulo de deflexão dos flapes de  $20^0$ . Esse valor mais baixo de deflexão foi escolhido, pois durante a corrida de decolagem o arrasto produzido



pelos flapes é muito prejudicial. Portanto, quanto menor a deflexão necessária nos flapes, melhor será o desempenho da aeronave. Para esse valor de deflexão de flaps, temos:

$$\lambda_2 = 0,8$$

Caso os flapes estivessem presentes por toda envergadura da asa, o valor de  $\lambda_3$ , seria igual a 1, e o acréscimo de sustentação seria portanto:

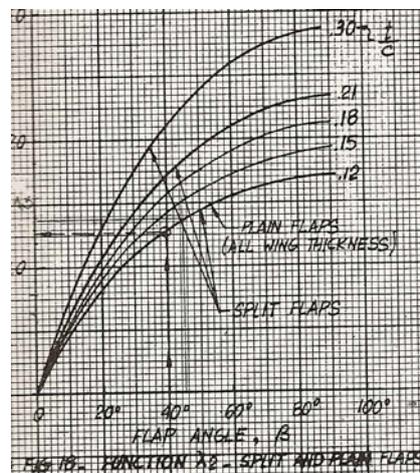


Figura 10.3 – Gráficos de dimensionamento

$$\Delta C_L = \frac{F(A)}{F(6)} \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 = 1,1 \cdot 0,6 \cdot 0,8 \cdot 1 = 0,528$$

Porém somente 0,35 são necessários de acréscimo de sustentação, logo a valor de  $\lambda_3$  pode ser determinado, para se encontrar a envergadura de flap necessária.



$$\Delta C_L = 0,35 = 0,528 \cdot \lambda_3$$

$$\lambda_3 = 0,66$$

Para esse valor de  $\lambda_3$ , o valor necessário de envergadura de flaps.

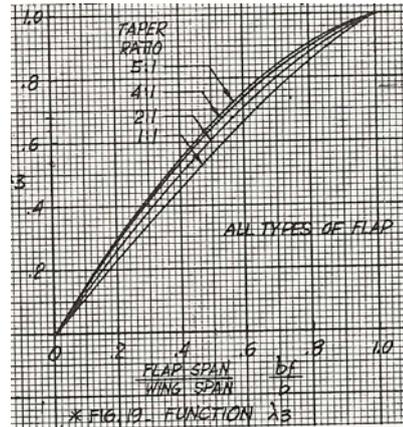


Figura 10.4 – Gráficos de dimensionamento

Envergadura dos flaps / Envergadura da asa = 0,6.

Portanto com flaps que ocupem 60% da envergadura e 25% da corda, são necessários  $20^\circ$  de deflexão para a decolagem.

Porém a aeronave deve ser capaz de atingir um valor de  $C_{Lmax}$  de 2,0. Para os flaps utilizador anteriormente deve-se calcular qual a deflexão necessária para esse ganho de sustentação (0,55).

$$F(A) / F(6) = 1,1$$

$$\lambda_1 = 0,6$$

$$\lambda_3 = 0,66$$

$$\Delta C_L = \frac{F(A)}{F(6)} \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 = 1,1 \cdot 0,6 \cdot \lambda_2 \cdot 0,66 = 0,4356 \cdot \lambda_2 = 0,55$$

**Urutau**



$$\lambda_2 = 1,26$$

Esse valor de  $\lambda_2$ , equivale a  $40^\circ$  de deflexão de flaps.

A aeronave porta vai operar com  $13^\circ$  para decolagem, e  $40^\circ$  para pouso.

Dados da aeronave definidos nesta etapa do projeto.

Corda dos flaps em relação a corda da asa  $\rightarrow$  0,25

Envergadura dos flapes em relação a envergadura da asa  $\rightarrow$  0,6

Deflexão dos flapes neccária para decolagem  $\rightarrow$   $20^\circ$

Deflexão dos flapes necessária para pouso  $\rightarrow$   $40^\circ$

---



## 11. Refinamento do peso da aeronave

### 11.1. O primeiro passo - determinação do peso vazio:

Piloto: 170 lbs

Querosene: 6 lbs por galão Americano

Para o Avião Urutau nos assumiremos os seguintes valores:

Piloto	187,5 lbs
Combustível (355 gal)	2126,3 lbs
Hooper	3308 lbs
Óleos e outros	52,5lbs
Total	5674,3lbs

Peso máximo de decolagem

$W_{to} = 10496$  lbs

Peso vazio estimado  $W_e = 4822,8$  lbs

### 11.2 Estimativa do peso estrutural

O peso estrutural é igual ao peso vazio, menos o peso do motor. A turbina do avião é uma Walter M601E e o seu peso é de 441lbs.

Então o peso estrutural é de  $4822,8 - 441 = 4381,8$  lbs

O peso da estrutura pode ser estimado com os gráficos e formulas derivadas do K.L. Sanders apresentadas no Pazmani[3].

⇒ *Asa:*

---



Primeiro o valor do fator B deve ser calculado como mostrado a seguir:

$$B = \frac{W_G (\text{lbs}) \cdot n_{\text{ult}} \cdot S_w (\text{ft}^2) \cdot [(1,9 \cdot AR) - 4]}{1 + (0,11 \cdot t/c(\%))}$$

Onde:

$W_G = 7188(\text{lbs})$  Peso de Decolagem HooperVazio

$n_{\text{ult}} = 4,4 \cdot 1,5$  Fator de carga ultima

$S_w = 350(\text{ft}^2)$  Area da asa

$AR = 9$  Alongamento

$t/c_r = 15\%$  Espessura relativa do Perfil

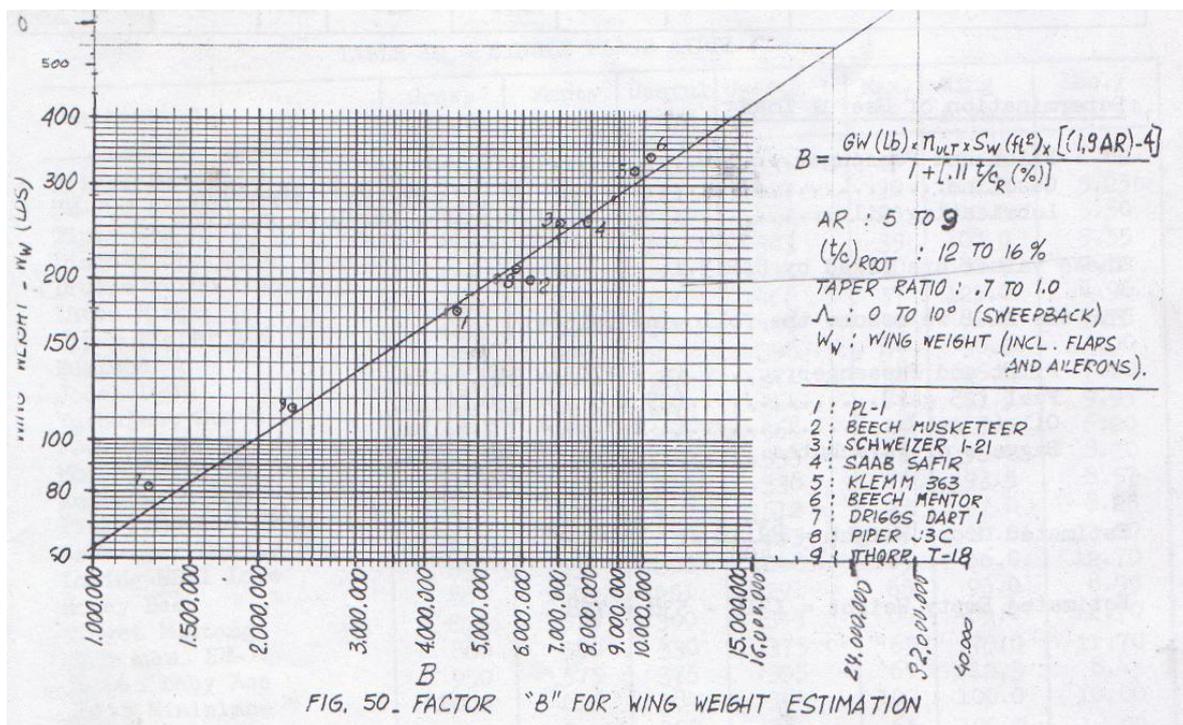


Figura 11.1 – Determinação do peso da asa

Assim tem-se

$$B = 0,82 \times 10^8$$

O gráfico acima obedece a seguinte equação:

$$W_{asa} = 0,004209168 \cdot B^{0,695358556}$$



Wasa=1341.02lbs

### 11.2. Empenagem Horizontal

O peso da empenagem horizontal é estimado da Figura abaixo baseada no fator A .

O calculo do fator A para nossa aeronave é mostrada a seguir:

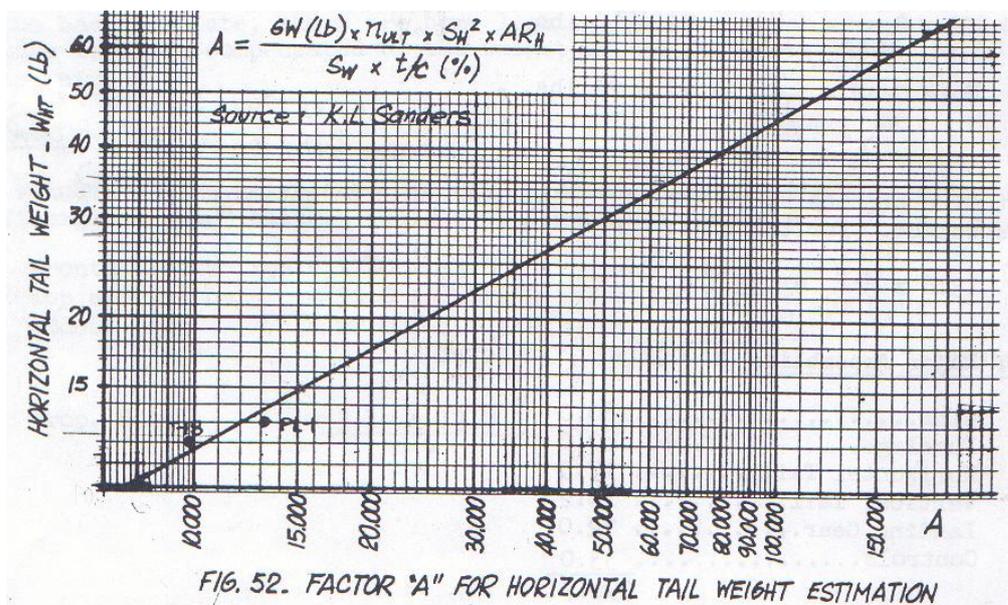


Figura 11.2 – Determinação do peso da empenagem horizontal

O gráfico acima obedece a seguinte equação:

$$W_H = 0,0508622173 \cdot A^{0,5902248328}$$

onde:



$$A = \frac{W_G (\text{lbs}) \cdot n_{ult} \cdot S_H^2 (\text{ft}^2) \cdot AR_H}{S_w \cdot t/c (\%)}$$

$W_G = 7188(\text{lbs})$  *Peso de Decolagem Hoorper Vazio*

$n_{ult} = 4,4 \cdot 1,5$  *Fator de carga ultima*

$S_H = 66,85(\text{ft}^2)$  *Area da Empenagem horizontal*

$S_w = 350(\text{ft}^2)$  *Area da asa*

$AR_H = 4,7$  *Alongamento empenagem horizontal*

$t/c_r = 12\%$  *Espessura relativa do Perfil da asa*

Assim

$$A = 2.37 \times 10^5$$

Logo

$$W_{eh} = 75.66 \text{ lbs}$$

### 11.3. *Empenagem Vertical:*

O peso da empenagem vertical é estimada com base no peso da empenagem horizontal, como mostrado:

Peso da empenagem horizontal: 75.66 lbs

Área da Empenagem horizontal: 66,84 ft<sup>2</sup>

Peso unitário =  $75.66 / 66,84 = 1,13 \text{ lbs/ft}^2$

Área da Empenagem vertical: 30ft<sup>2</sup>

Peso da empenagem vertical:  $30 \text{ ft}^2 \times 1,13 \text{ lbs/ft}^2 = 33.96 \text{ lbs}$

---



#### 11.4. Fuselagem

O peso da fuselagem é estimado da Figura abaixo baseada no peso de decolagem.

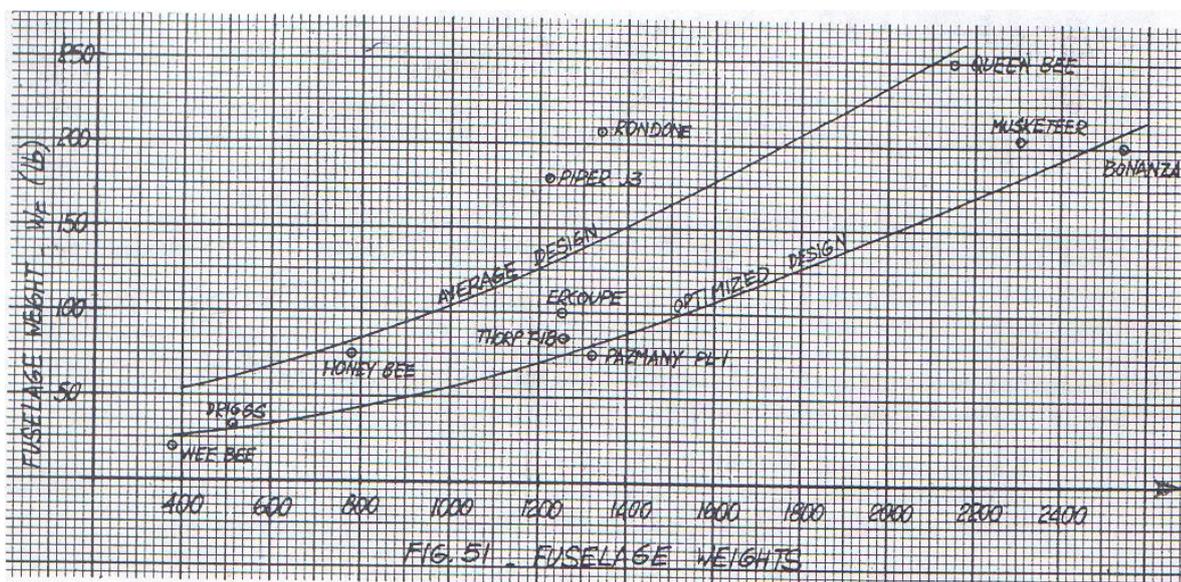


Figura 11.3 – Determinação do peso da fuselagem

$$W_F = 0,00003285985W^2 + 0,0374280303W + 33,61$$



$$W_F = 0,00003285985 * 7188^2 + 0,0374280303 * 7188 + 33,61$$

$$W_F = 2000,42 \text{ lbs}$$

$W_F = 2000,42 \text{ lbs}$  – (Roskan, 1997) sugere que para aviões fabricados com material composto o peso deve ser multiplicado entre 0,75 e 0,85.

$$W_F = 2000,42 \text{ lbs} * 0,8 = W_F = 1600 \text{ lbs}$$

### 11.5. Trem de Pouso

O peso do trem de pouso pode ser estimado em 4,5 % do peso máximo de decolagem para aviões convencionais e 5,5% para triciclos.

$$W_{\text{trem}} = 10496 * 4,5 = 472,3 \text{ lbs}$$

Estima-se que 85% deste peso seja do trem de pouso principal e 15 % da bequilha, assim temos:

$$W_{\text{principal}} = 472,3 * 0,85 = 401,455 \text{ lbs}$$

$$W_{\text{bequilha}} = 472,3 * 0,15 = 70,845 \text{ lbs}$$

### 11.6. Controles

O peso dos controles das superfícies podem ser estimados em 2,5 % do peso Máximo de decolagem. Para o Urutau 1 temos:

---



$$W_{\text{controles}} = 10496 * 0,025 = 262,4 \text{ lbs}$$

### 11.7. *Peso das Partes Principais*

Asa	1341
Fuselagem	1600
Empenagem Horizontal	75.66
Empenagem Vertical	33.96
Trem de Pouso	472.3
Controles	262.4
Total	3785.32

### 11.8. *Spinner*

O peso do Spinner pode ser encontrado através da sua área superficial, multiplicando este valor pela espessura, encontrando o volume de material. Através do desenho 3D do Solid Works obtemos a área, assim temos

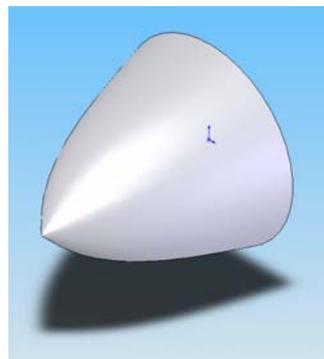
$$\text{Área superficial} = 0,43\text{m}^2 = 666,5 \text{ in}^2$$

$$\text{Espessura da parede} = 0,05\text{in}^2$$

$$\text{Volume} = 666,5 * 0,05 = 33,32\text{in}^3$$

$$\text{Peso específico} = 0,1 \text{ lbs/in}^3$$

$$\text{Peso spinner} = 3.3\text{lbs}$$





### 11.9. Carenagem do Motor

A carenagem do motor é feita em fibra de fibra e o seu peso será calculado baseado no volume de material utilizado. Sendo que a área superficial foi obtida através do desenho em CAD, e a espessura é de 0.05". Assim tem-se o volume de material e multiplica-se pelo seu peso específico. (0.07 lb/in<sup>3</sup>).

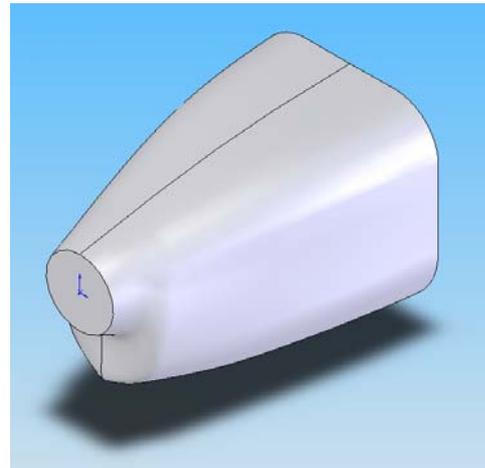
Área obtida em CAD (Solid Works)

$$6,23 \text{ m}^2 = 9656.5 \text{ in}^2$$

Espessura das paredes = 0.05in

$$\text{Volume de Material} = 9656.5 * 0.05 = 482.8 \text{ in}^3$$

$$\text{Peso Especifico} = 0.07 \text{ lb/in}^3$$



Peso da Carenagem do Motor

$$482.8 * 0.07 = 33.8 \text{ lbs}$$

### 11.10. Berço do Motor

Devido a inexistência de dados para fixação do motor nessa fase do projeto será estimado um valor de 3% do peso do motor para o peso a estrutura de fixação do mesmo.

Peso do motor = 441lbs.

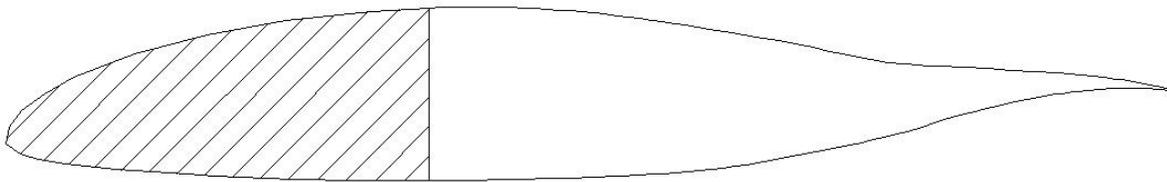
$$\text{Peso do Berço do Motor} = 0.03 * 441 = 13.3 \text{ lbs}$$

---



### 11.11. Tanques de Combustível

A aeronave possui o tanque que ocupa toda a caixa de torção localizada no bordo de ataque assim sendo o tanque aproveita o formato da asa para sua composição, devendo ser adicionada apenas uma parede que isolamento do restante da asa.



Área hachurada=0.22m

Volume necessário=1.35m<sup>3</sup>

Comprimento necessário de Parede=  $1.35/0.22= 6.136m=241.6in$

Largura da Parede=0.343m=13.50in

Espessura da Parede=0.025 in

Volume de Material =  $13.50*0.1*21.6=326,16in^3$

Peso parede do tanque =  $326,16*0,07=22,83lbs$

Peso estimado do pescador, tampas, etc,= 10 lbs

Sabendo que não se consegue utilizar toda a área hachurada tem-se que um comprimento maior do que o estimado, porem o peso deste comprimento a mais foi compensado pela espessura e outros.

Peso adicional para tanque=32,83



### ***11.12. Linhas de combustível***

Foi estimado para as linhas de combustível um valor de 15 lbs

### ***11.13. Equipamentos***

⇒ Equipamentos para Pulverização

A aeronave tem opções de trabalho com dispersão de sólidos, assim para alterar a configuração de trabalho, deve-se trocar o peso dos micronairs, barras de pulverizações e bombas pelo povilhador, que é mais leve que o sistema de pulverização de líquidos. O sistema para Fire-fighter, é o mais leve que o de todos.

O detalhamento dos pesos para o sistema de pulverização serão apresentado na pagina seguinte.

---



Tabela 11-1 – Peso estimado do components pulverização

Equipamentos		
Descrição	Valor	Unidade
Bomba hidráulica	4	lbs
Radiador de óleo hidráulico	2,2	lbs
Radiador de óleo hidráulico	2,2	Lbs
Reservatório de óleo hidraulico	1,7	Lbs
Filtro	2,2	Lbs
Valvula de controle da pulverização	0,9	Lbs
Valvula unidirecional	0,7	Lbs
Manometro de produtos liquidos	0,5	Lbs
Manometro do sistema hidraulico	0,4	Lbs
Atuador do equipamento (micronair)	5,1	Lbs
Motor hidraulico	2,9	Lbs
Bomba de "spray"	9,3	Lbs
Válvula de controle	5,0	Lbs
Valvula de reabastecimento rápido	4,4	Lbs
Barras com bicos atomizadores	32	Lbs
Equipamento Micronair	82	Lbs
<b>Total</b>	<b>155,5</b>	<b>Lbs</b>

Tabela 11-2 – Peso dos pulveriração

Material sólido		
Descrição	Valor	Unidade
Acionamento do agitador	13	Lbs
Caixa da porta	23	Lbs
Povilhador	66	Lbs
<b>Total</b>	<b>102,2</b>	<b>Lbs</b>



Conforme visto acima o peso crítico para o funcionamento da aeronave é o de pulverização de líquidos, assim para os cálculos será utilizada esta configuração

Estes pesos são determinados dentre outros através de dados de catálogos.

<b>Hélice</b>	60	lbs
<b>Defletor de Ar do motor</b>	1	lbs
<b>Tubos de Exaustão</b>	9	lbs
<b>Bateria</b>	30	lbs
<b>Bomba auxiliar de combustível</b>	3	lbs
<b>Sistema de Veneno</b>	155,5	lbs



### 11.14. Instrumentos

Tabela 11-3 – Peso Instrumentos

<b>Indicador de Velocidade do Ar</b>	1	lbs
<b>Altímetro</b>	1	lbs
<b>Bússola Magnética</b>	1	lbs
<b>Medidor de Pressão de Oleo e tubos</b>	1	lbs
<b>Medidos de Temperatura de Óleo</b>	0,5	lbs
<b>Tacometro e Cabos</b>	1	lbs
<b>Indicador Pau e bola</b>	1,5	lbs
<b>Indicador Climb</b>	1	lbs
<b>Indicador da pressão na Admissão</b>	0,8	lbs
<b>Clock</b>	0,7	lbs
<b>Anemômetro</b>	0,4	lbs
<b>DGPS</b>	10	lbs
	19,9	lbs



Tabela 11-4 – Pesos Equipamentos

<b>Cintos de Segurança</b>	2	lbs
<b>Amortecedores</b>	10	lbs
<b>Luzes do Cockpit</b>	0,3	lbs
<b>Luzes de Aterrissagem</b>	2	lbs
<b>Luzes de Posição</b>	0,7	lbs
<b>Farol rotativo</b>	1	lbs
<b>Cilindros de freio</b>	2	lbs
<b>Radio &amp; Power Supply (VHF)</b>	6	lbs
<b>Isolamento Acústico</b>	2	lbs
	26	lbs

### 11.15. *Santo Antonio e Canopy*

Os pesos são calculados com base nos desenhos e relatados

Canopy e Santo Antonio = 100 lbs

### 11.16. *Controles do Motor*

O peso é estimado em 6 lbs

---



### 11.17. Ar Condicionado

Estima-se um valor de 20 lbs para o compressor, e 10 lbs para o evaporador e acessórios.

Assim o sistema pesa:

$$W_{ar}=30\text{lbs}$$

### 11.18. Resumo do peso estrutural

Tabela 11-5 – Peso Estrutural da Aeronave

<b>Montagens Principais</b>	4785.72 lbs
<b>Spinner</b>	3.3lbs
<b>Carenagem do motor</b>	33.8 lbs
<b>Berço do Motor</b>	13.3 lbs
<b>Tanque de Combustível</b>	32.8 lbs
<b>Linhas de Combustível</b>	15 lbs
<b>Equipamentos</b>	218.9 lbs
<b>Santo Antonio e Canopy</b>	100 lbs
<b>Controles do motor</b>	6 lbs
<b>Ar condicionado</b>	30 lbs
<b>Sistema de Pulverização</b>	155,5 lbs
<b>Total</b>	4394,32 lbs

O resultado fecha com a estimativa de peso estrutural (4381,8 lbs). A diferença,  $4381 - 4394,32 = 13$  lbs, provavelmente desaparecera durante a construção do protótipo. Assim o peso final será um pouco maior que o peso de refinamento.

---



## 12. Envelope de vôo

O envelope de vôo da aeronave é composto dos diagrama “V-n” de manobra e de rajada, segundo a norma FAR-23 seções 333 a 341

### *Simbologia*

- n1 - Fator de carga positivo máximo de manobra
- n2 - Fator de carga negativo máximo de manobra
- n3 - Fator de carga positivo mínimo de manobra
- n4 - Fator de carga negativo mínimo de manobra
- $V_{SF}$  - Velocidade de estol com flape
- $V_S$  - Velocidade de estol sem flape
- $V_F$  - Velocidade máxima com Flapes
- $V_A$  - Velocidade de manobra
- $V_C$  - Velocidade de cruzeiro
- $V_D$  - Velocidade máxima picado

Definição das velocidades de projeto - FAR-23-335:

***Velocidade de Cruzeiro –  $V_C$ :***

$$V_C \geq K_c \sqrt{\frac{W}{S}}$$

W=10496 lbs

---



$$S=350 \text{ ft}^2$$

$$K_c = 33 \text{ para } w/s \text{ menor que } 20$$

$$28,6 \text{ para } w/s \text{ maior que } 100$$

$K_c$  varia linearmente entre estes valores

$$W/S=29,98 \quad K_c=32,45$$

$$V_{c_{\min}} = 32,45 \sqrt{29,98} =$$

$$V_{c_{\min}} = 177,68$$

$$V_c = 180 \text{ Knots}$$

### **Velocidade Máxima em Vôo Picado - $V_D$**

De acordo com a norma FAR-23 seção 335, deve haver:

$$V_D \geq 1,25V_c \text{ e } V_D \geq 1,50V_{c_{\min}}$$

$$V_D \geq 1,25 \cdot 180 \text{ e } V_D \geq 1,50 \cdot 177,68$$

$$V_D \geq 225 \text{ knots e } V_D \geq 266,52 \text{ knots}$$

$$V_D = 270 \text{ Knots}$$

### **Velocidade de Manobra - $V_A$**

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\max}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4761 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 32,52 \cdot 1,6}} = 38,28 \text{ m/s}$$

assim:

$$V_s = 74,42 \text{ Knots}$$

Condição de Projeto

$$V_{SF}=66,55 \text{ Knots}$$


---



De acordo com a norma FAR-23 seção 385, deve haver:

$$V_A \geq V_S \sqrt{n}$$

$$V_A = 74,42 \sqrt{4,4}$$

$$V_A = 156,1 \text{ Knots}$$

### ***Velocidade Máxima com Flapes – $V_F$***

De acordo com a norma FAR-23 seção 345, deve haver:

$$V_F \geq 1,4V_S \quad e \quad V_F \geq 1,8V_{SF}$$

$$V_F \geq 1,4 \cdot 74,42 \quad e \quad V_F \geq 1,8 \cdot 66,55$$

$$V_F \geq 104,2 \quad e \quad V_F \geq 119,8$$

$$V_F = 120 \text{ Knots}$$

Fatores de Carga Limite

### ***Fatores de Carga de Manobra***

Os fatores de carga de manobra de acordo com a norma FAR23-337 são de 4,4 positivo e 2,2 negativo.

### ***Fatores de Carga de Rajada:***

Os fatores de carga limite de rajada verticais são estabelecidos pelo FAR23 secção 341.

Os módulos de velocidades de rajada são:

$$U_{de} = 50 \text{ fts} \quad \text{para } V_C$$

$$U_{de} = 25 \text{ fts} \quad \text{para } V_D$$

---



$$n = 1 \pm \frac{K_g \cdot U_{de} \cdot V \cdot a}{498 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)}$$

onde:

$n$  = fator de carga

$U_{de}$  = módulo da velocidade de rajada

$W/S$  = Carga alar

$K_g$  = fator de alívio de rajada

$$K_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g}$$

onde:

$$\mu_g = \frac{2 \cdot (W/S)}{\rho \cdot \bar{c} \cdot a \cdot g}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3 = 0,00238 \text{ slug/ft}^3$$

$$S = 32,52 \text{ ft}^2$$

$$W = 10496 \text{ lbs}$$

$$\bar{c} = 6,24 \text{ ft}$$

$$g = 32,2 \text{ ft/s}^2$$

$$a = 4,996 \text{ rad}^{-1}$$

Logo

$$\mu_g = 25,08$$

$$K_g = \frac{0,88 \cdot 25,08}{5,3 + 25,08} = 0,73$$

Substituindo os valores tem-se

---



$$n = 1 \pm \frac{0,726 \cdot U_{de} \cdot V \cdot 5}{498 \cdot (29,98)} = 1 \pm 2,4778 \cdot 10^{-4} U_{de} \cdot V$$

Para  $V_C = 180$  Knots

$$U_{de} = 50 \text{ fts}$$

$$n = 1 \pm 2,4778 \cdot 10^{-4} \cdot 50 \cdot 180$$

$$n_{pos} = 3,23$$

$$n_{neg} = -1,23$$

Para  $V_D = 270$  Knots

$$U_{de} = 25 \text{ fts}$$

$$n = 1 \pm 2,4778 \cdot 10^{-4} \cdot 25 \cdot 270$$

$$n_{pos} = 2,67$$

$$n_{neg} = -0,67$$

### **Limites de sustentação:**

Os fatores de carga limite são obtidos pela entrada em estol, o que ocorre quando o  $C_{L_{max}}$  é atingido. Eles podem ser calculados através da seguinte equação:

$$n = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{mg} C_{L_{max}}$$

substituindo obtem-se:

Para  $C_{L_{max}}$  sem flap

$$n = 1,8056 \times 10^{-4} V^2$$

Para  $C_{L_{max}}$  com flap

---



$$n = 2,25 \times 10^{-4} V^2$$

Para  $C_{Lmax}$  negativo sem flap

$$n = 5,078 \times 10^{-4} V^2$$

### 12.1. Diagrama “V-n” de Manobra

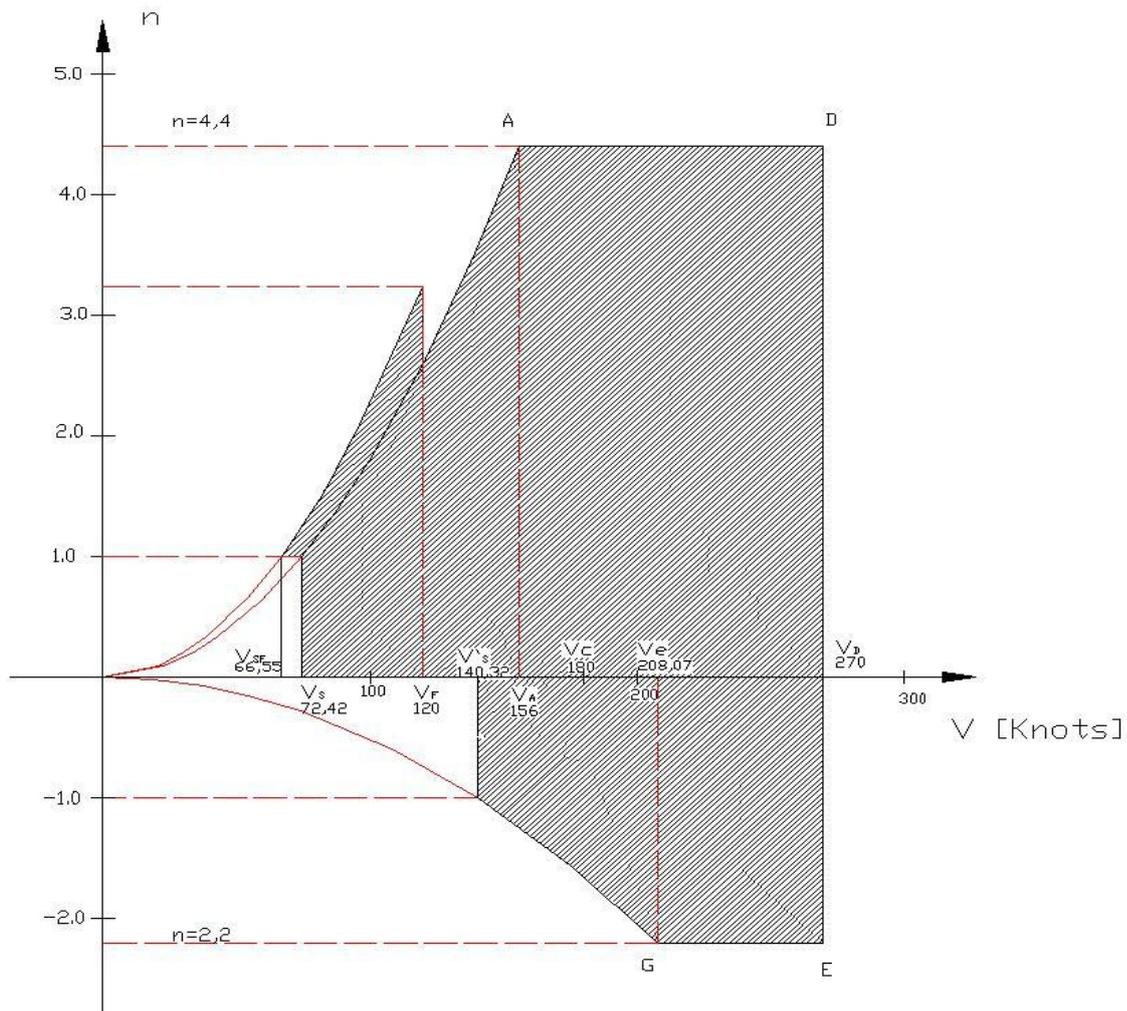
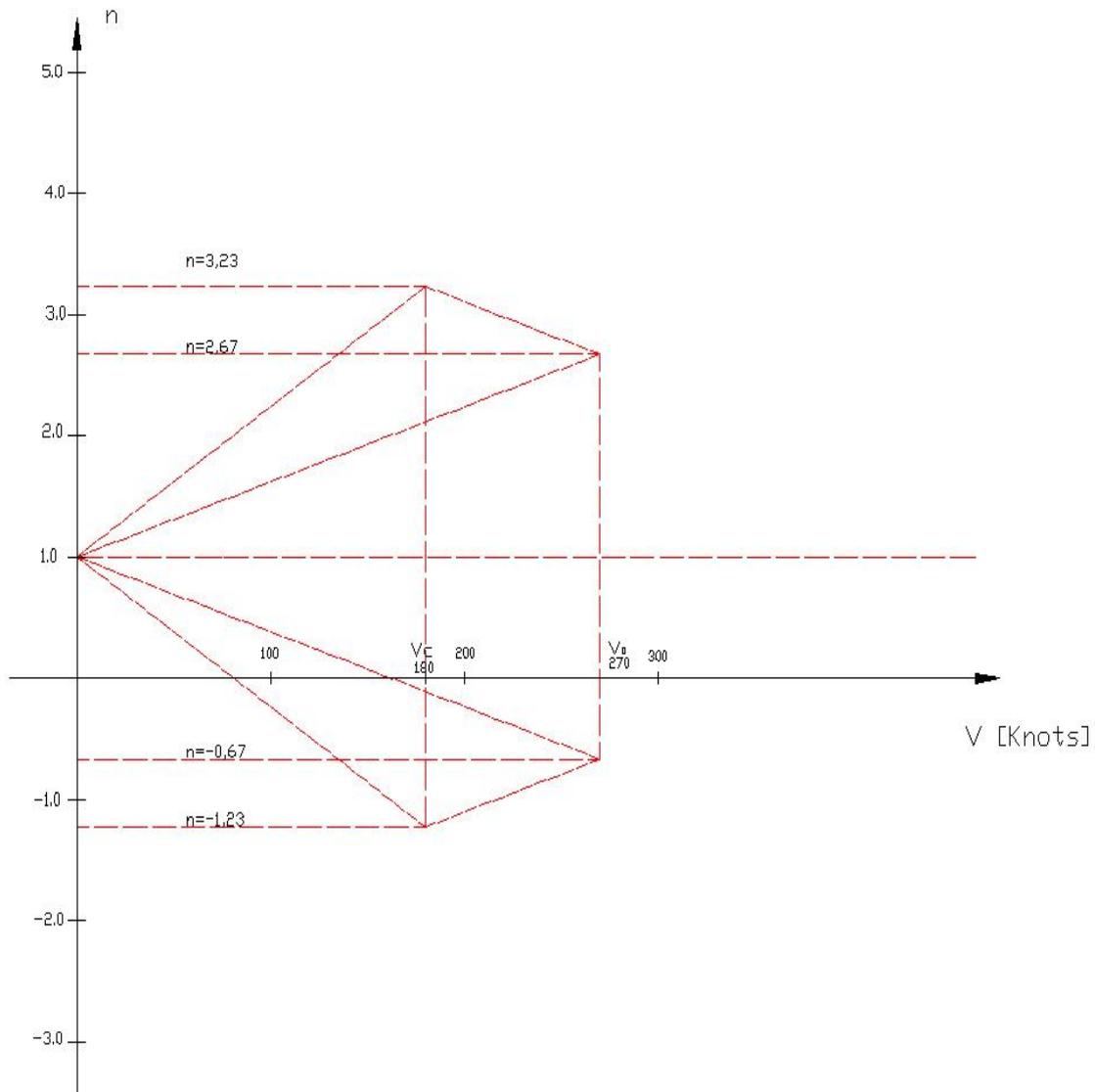


Figure 12-1 – Diagrama V-n (Manobra)



## 12.2. Diagrama "V-n" de rajada





### 12.3. Diagrama “V-n” sobreposto

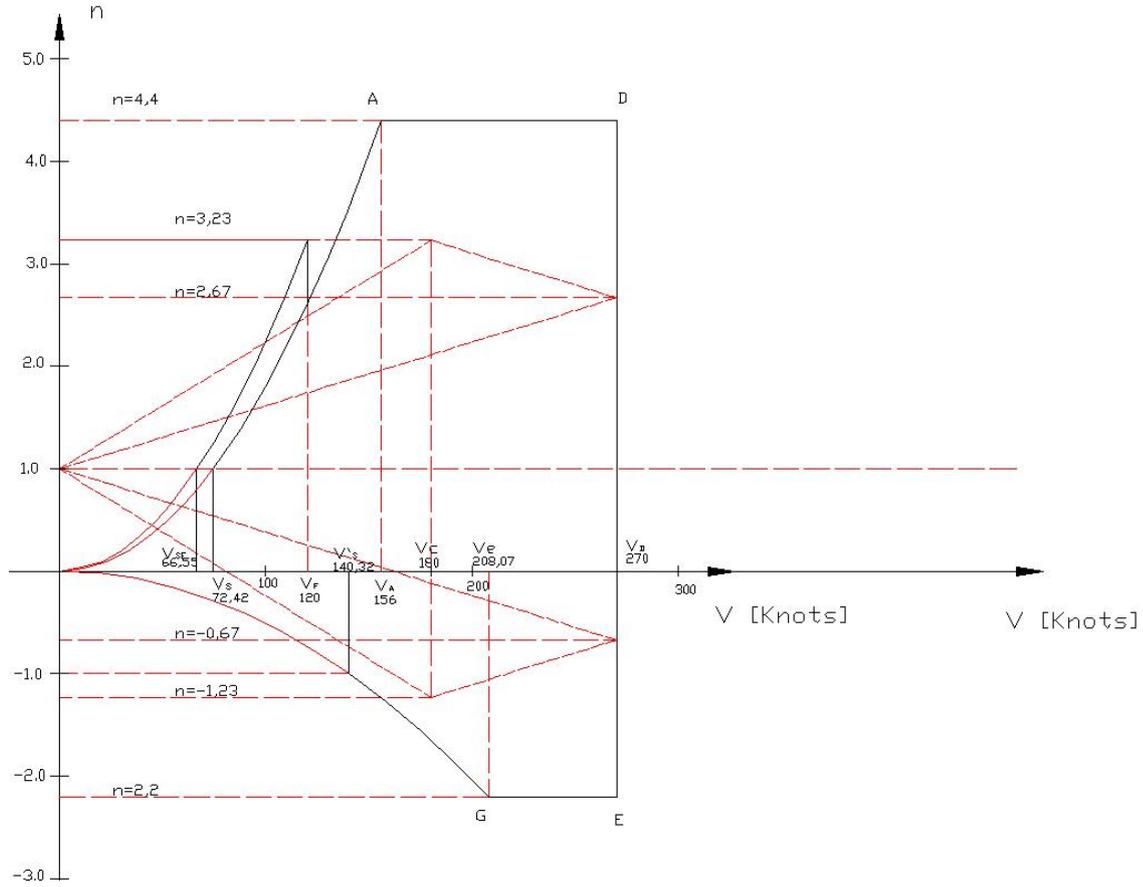


Figura 12-1 – Diagrama “V-n” sobreposto



### 12.4. Diagrama “V-n” Resultante

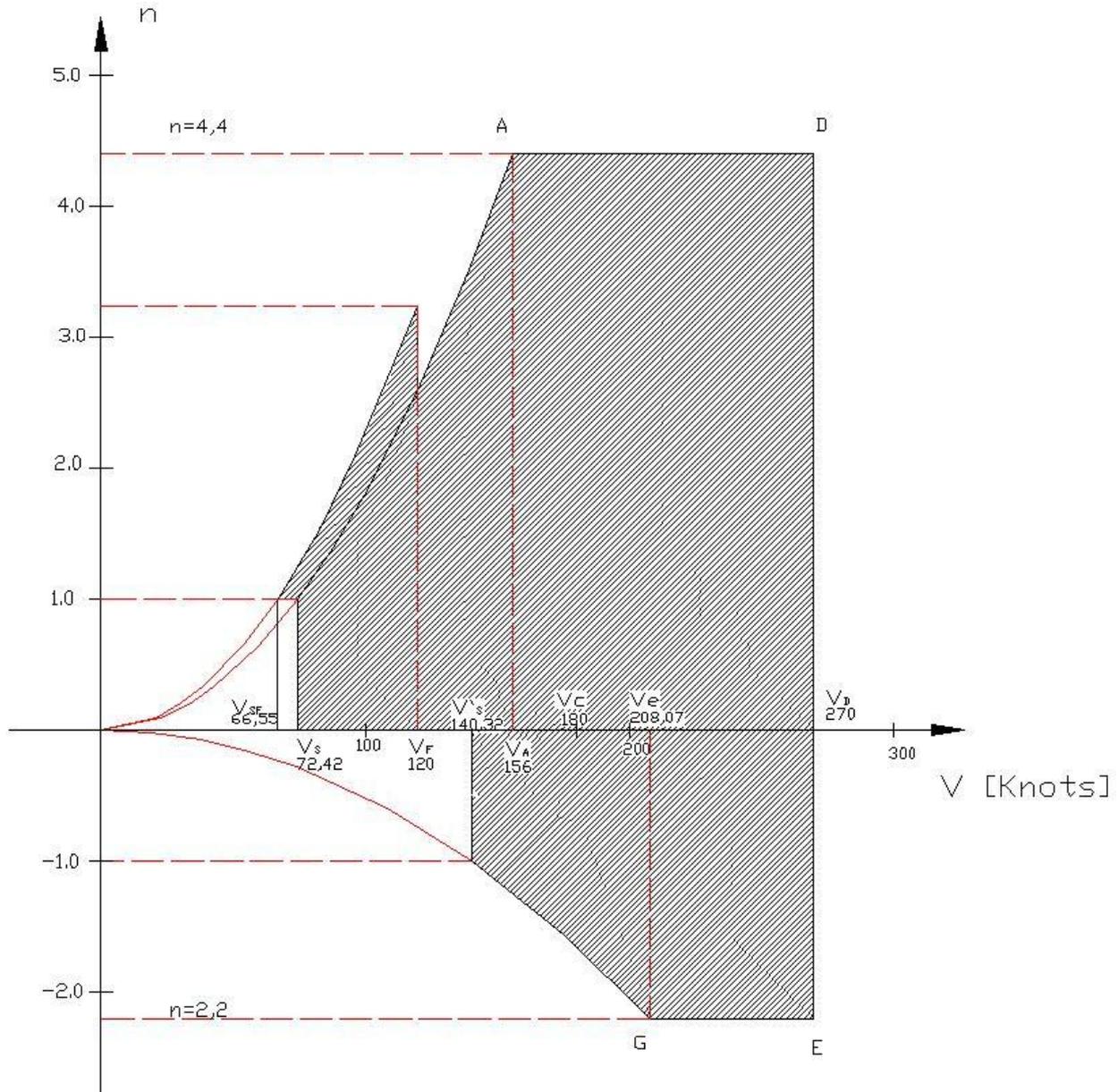


Figura 12-212-3 – Diagrama “V-n” Resultante



### 13. Passeio do CG

Para os cálculos futuros da aeronave torna-se necessária a determinação do passeio do centro de gravidade da aeronave. Assim são apresentados os cálculos da determinação do peso mínimo de operação da aeronave e em seguida é feito o passeio do CG do avião para os diferentes carregamentos.

A posição do centro de gravidade de qualquer corpo, em relação a um sistema de referencia é obtida através da relação entre o momento do corpo em relação ao sistema de referencia e o peso do corpo.

Assim, a determinação da posição do centro de gravidade de uma aeronave composta por diversos componentes pode ser obtida por

$$X_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i \cdot X_i}{\sum_{i=1}^n W_i}$$

Sendo

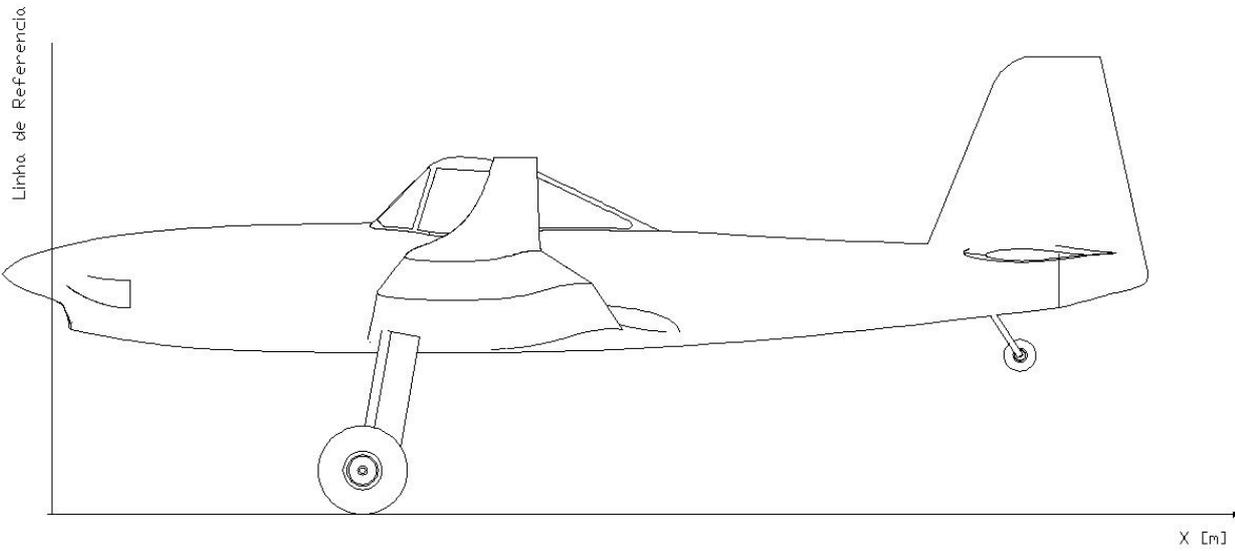
$W_i$  = Peso de cada componente

$X_i$  = Posição do centro de gravidade de cada componente em relação ao sistema de referencia

$X_{CG}$  = Posição do centro de gravidade da aeronave em relação ao sistema de referencia

Foi considerada como referencia a ponta da carenagem, assim como se vê na figura.

---



**Figura 13-1 – Avião no sistema de referência**



### 13.1. Posição do Centro de Gravidade da Aeronave com peso mínimo de operação

Tabela 13-1 – Cálculo de Centro de Gravidade da Aeronave

Descrição	Peso W [lbs]	Distancia [m]	Momento
Asa	1341	3,5	4693,5
Empenagem Vertical	33,96	8,7	295,452
Empenagem Horizontal	75,66	8,6	650,676
Fuselagem frente	620	2,27	1407,4
Fuselagem meio	620	4,63	2870,6
Fuselagem Cauda	360	7,01	2523,6
Trem Principal	401,46	3,24	1300,73
Bequilha	70,85	8,59	608,6015
Controles das Superfícies	262,4	3,8	997,12
Spinner	3,3	-0,15	-0,495
Carenagem do motor	33,8	1,02	34,476
Motor	441	0,8	352,8
Berço do motor	13,3	1	13,3
Tanque de combustível	32,83	3,3	108,339
Linhas de combustível	15	2,35	35,25
Hélice	60	-0,15	-9
Defletor do motor	1	0,7	0,7
Tubos de Exaustão	9	0,43	3,87
Bateria	30	1,48	44,4
Bomba auxiliary de combustível	3	1,47	4,41
Instrumentos	45,9	3,09	141,831
Canopy e Santo Antonio	100	3,94	394
Controles do Motor	6	2,73	16,38
Ar condicionado	30	1,48	44,4
Total	4609,46		16532,34
Posição do CG		3,586611208	



### 13.2. Possíveis Carregamentos variáveis

Tabela 13-2 – Carrgements Variaveis

Descrição	Peso W [lbs]	Distancia [m]
Piloto Pesado	187,5	3,8
Piloto Leve	100	3,8
Combustivel Max	2126	3,1
Combustivel Min.	425	3,1
Liquido do Hopper	3308	3,63
Sistema de Pulverização	155,5	4,7
Sistema de Semeagem	102,2	4,7
Oleos	52,2	0,5

De posse do mínimo de operação, dos valores dos pesos variáveis, e das distancia em relação a referencia, poder ser obtido o passeio do CG da aeronave.

Determina-se as posição avançadas do centro de gravidade pela adição, um a um, dos pesos de itens de carga útil ao peso mínimo de operação (iniciando pelos itens mais a frente), plotando em um gráfico a relação entre o peso da aeronave e a correspondente posição do CG.

Determina-se as posições traseiras do CG da mesma forma, porem começando pelos desta vez pelos item mais posteriores.

Abaixo são apresentados os cálculos para a aeronave Urutau.

Tabela 13-3 – Passeio do CG

	Descrição	Peso [lbs]	Braço [m]	Momento	Posição do CG X [m]	% CAM
	1 Peso Vazio	4609,46	3,5866112	16532,34		
	2 Combustível Mínimo	425	3,1	1317,5		
	3 Piloto [leve]	100	3,8	380		
	4 Oleos	52,2	0,5	26,1		
	5 Peso Mínimo de Operação	5186,66		18255,94	3,519787	28,17804
De frente p/ trás	6 Combustível Máximo	1701	3,1	5273,1		
	7 Parcial 5+6	6887,66		23529,04	3,416115	23,03302
	8 Hopper cheio	3308	3,63	12008,04		
	9 Parcial 7+8	10195,66		35537,08	3,485511	26,47695
	10 Diferença peso pilotos	87,5	3,8	332,5		
	11 Parcial 9+10	10283,16		35869,58	3,488187	26,60976
	12 Sistema de Semeagem	102,2	4,7	480,34		
	13 Parcial 11+12	10385,36		36349,92	3,500112	27,20158
	14 Diferença semeagem-pulverização	53,3	4,7	250,51		
	15 Peso Total	10438,66		36600,43	3,506238	27,50563
De trás p/ frente	16 Diferença semeagem-pulverização	53,3	4,7	250,51		
	17 Parcial 5+16	5239,96		18506,45	3,531792	28,77382
	18 Sistema de Semeagem	102,2	4,7	480,34		
	19 Parcial 17+18	5342,16		18986,79	3,554141	29,88294
	20 Diferença peso pilotos	87,5	3,8	332,5		
	21 Parcial 19+20	5429,66		19319,29	3,558103	30,07957
	22 Hopper cheio	3308	3,63	12008,04		
	23 Parcial 21+22	8737,66		31327,33	3,585323	31,43041
	24 Combustível Máximo	1701	3,1	5273,1		
	25 Peso Total	10438,66		36600,43	3,506238	27,50563

Deve-se notar que houve uma variação do Centro de Gravidade entre 23,3% e 31,43% da corda média aerodinâmica.

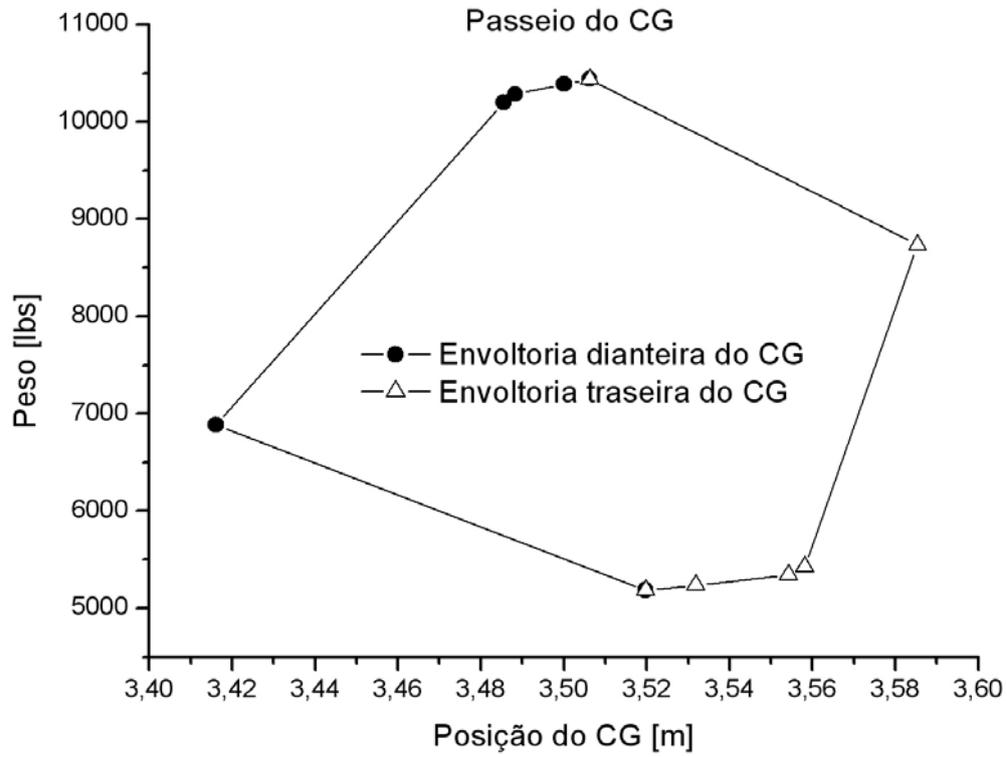


Figura 13-2 – Passeio do CG



## 14. Evolução dos Desenhos

Partiu-se assim para o início do esboço do projeto (figura 14-1), juntando as idéias discutidas em grupo.

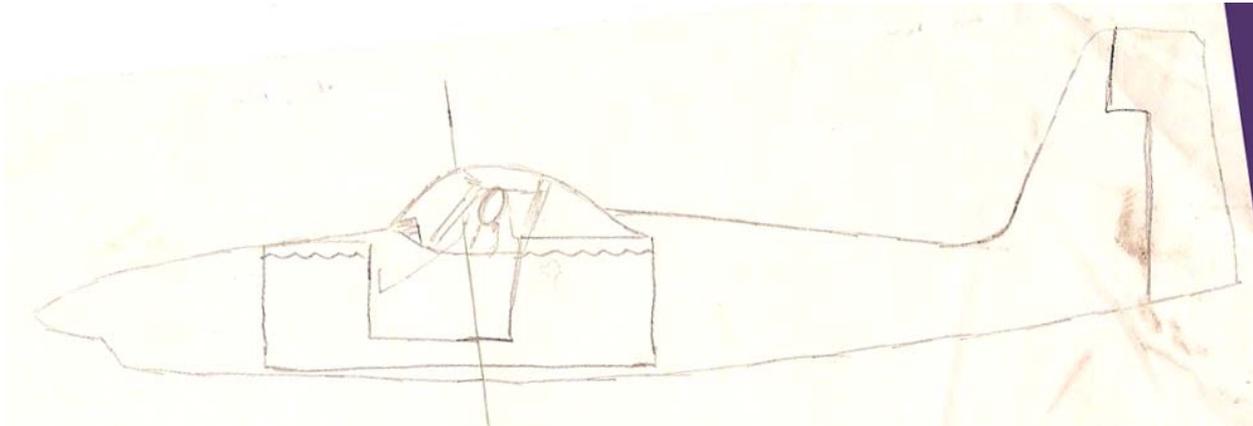


Figura 14-1- Esboço inicial do projeto

A princípio tinha-se a idéia de repartir o hopper em dois a fim de melhorar o posicionamento e o passeio do Centro de Gravidade. Com isso poderia-se otimizar dois pontos da aeronave, uma delas que o tamanho da fuselagem seria diminuído, a outra que o próprio piloto também ficaria posicionado em cima do CG, o que ajudaria diretamente na visibilidade do mesmo.

A configuração asa baixa se deu pelo fato da facilidade de se posicionar os bicos aspersores mais próximos da lavoura e devido ao fato de ter uma maior visualização em curvas. O que comum para este tipo de aeronave.

Optou-se pela construção da aeronave, em sua maioria em material composto. A esta decisão de projeto ocorreu devido ao melhor ganho em desempenho. Com o material composto é possível se obter formas mais complexas e aerodinâmicas nas asas, fuselagem e empenagens. Outra vantagem seria a de aproveitar a fuselagem para compor o hooper, assim um reforçaria o outro. Além uma possível opção para o futuro ser a fabricação em serie do avião. Pode-se então optar pela confecção de moldes que servirão de suporte para a laminação das peças. Então iniciou-se esboços (figura 14-2) mais próximos das linhas da idéia então firmada.

---

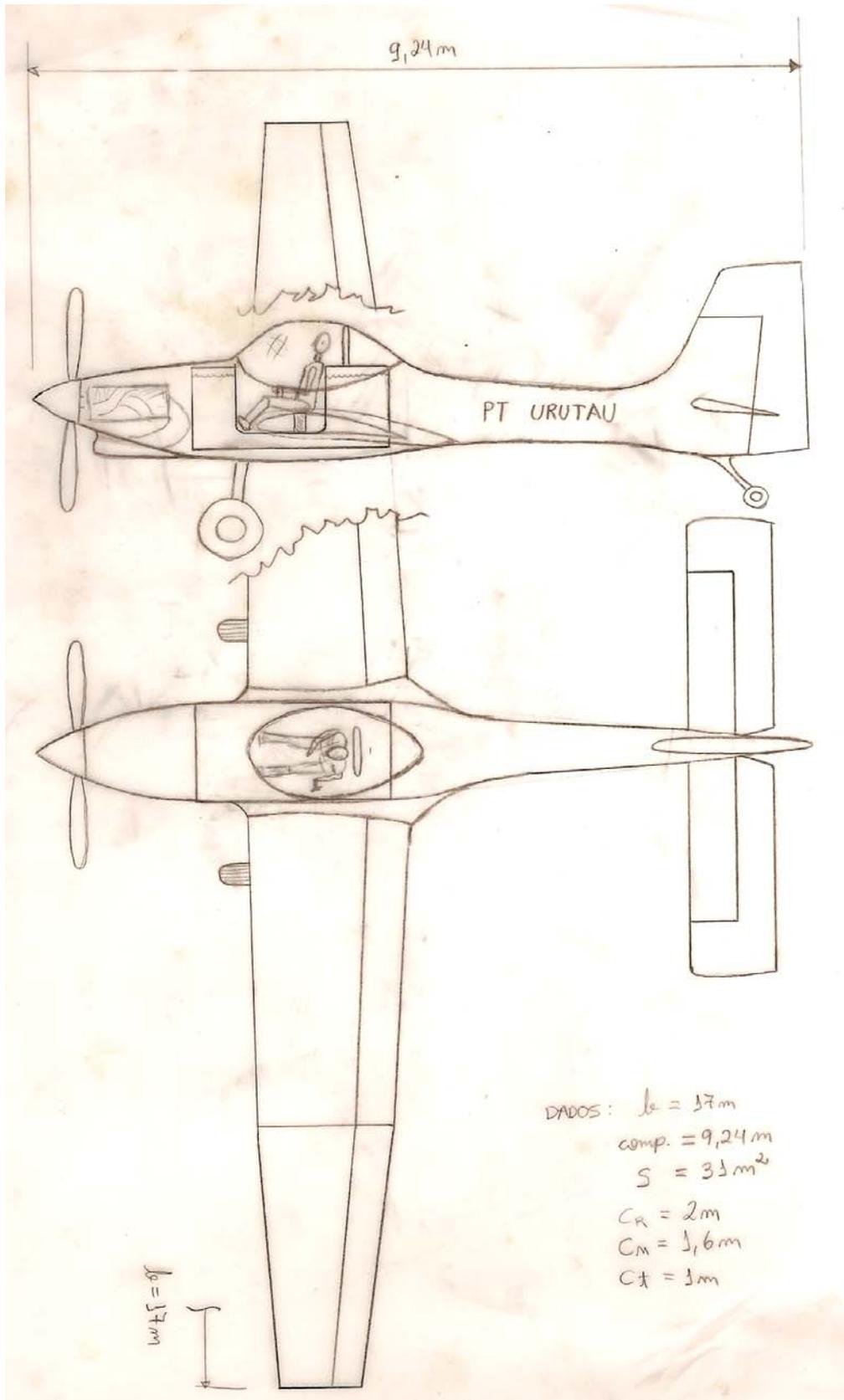


Figura 14-2 – Evolução do desenho



Após apresentar-se as idéias em sala de aula, juntamente com a ajuda do professor pode-se ver algumas tendências de traços, as quais regeram os desenhos em diante. Assim é possível observar na (figura 14-3) traços bem próximos dos que foram o ponto de partida para o CAD.

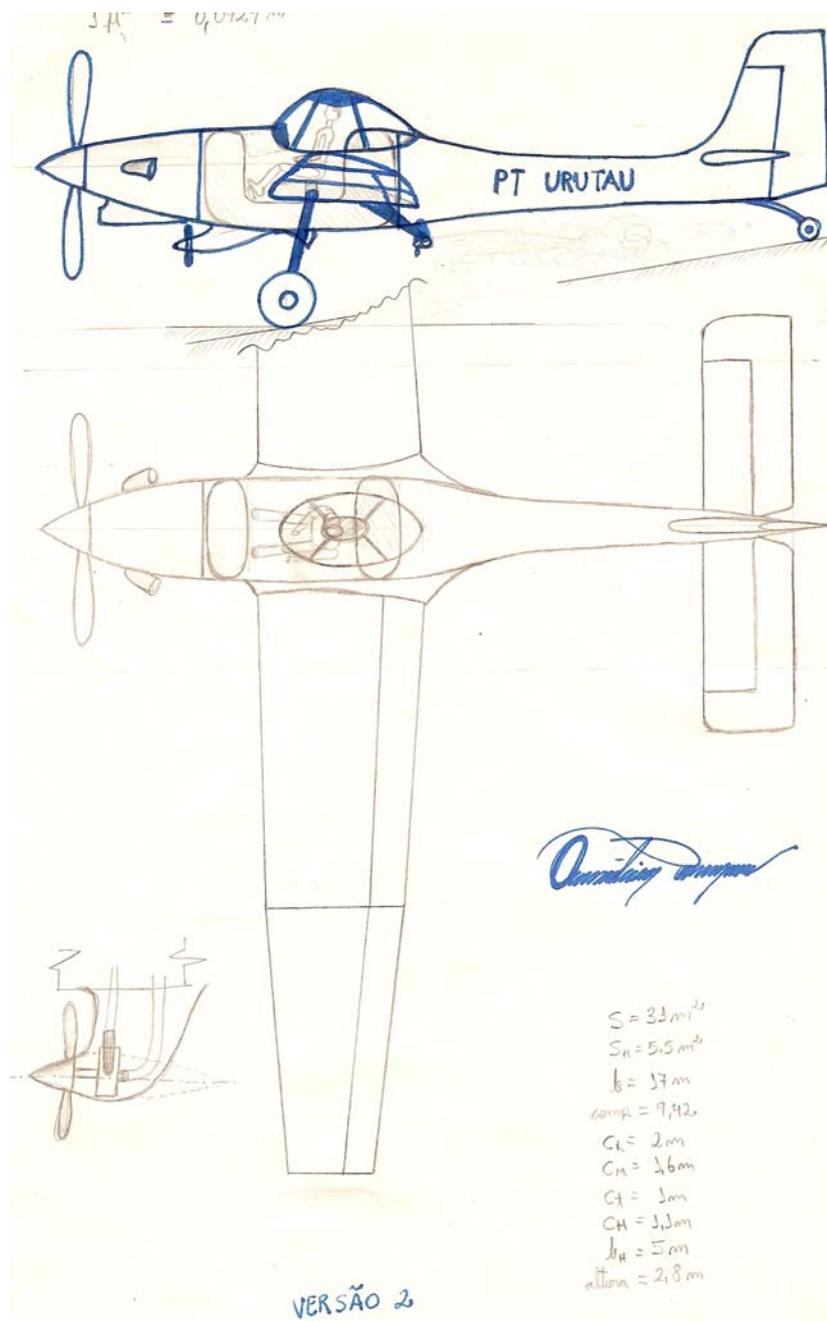


Figura 14-3 – Evolução do Desenho



Nesta mesma fase optou-se por comparar o projeto com os aviões agrícolas Air Tractors, já reconhecido mundialmente. Estas comparações foram feitas porque nessa categoria teríamos como principal concorrente estes aviões. Outro motivo foi a semelhança às especificações do projeto em questão.

É interessante notar que por essa comparação foi possível resolver varias duvidas, e diminuir o tamanho de fuselagem a fim de aliviar o peso total e bater o concorrente.

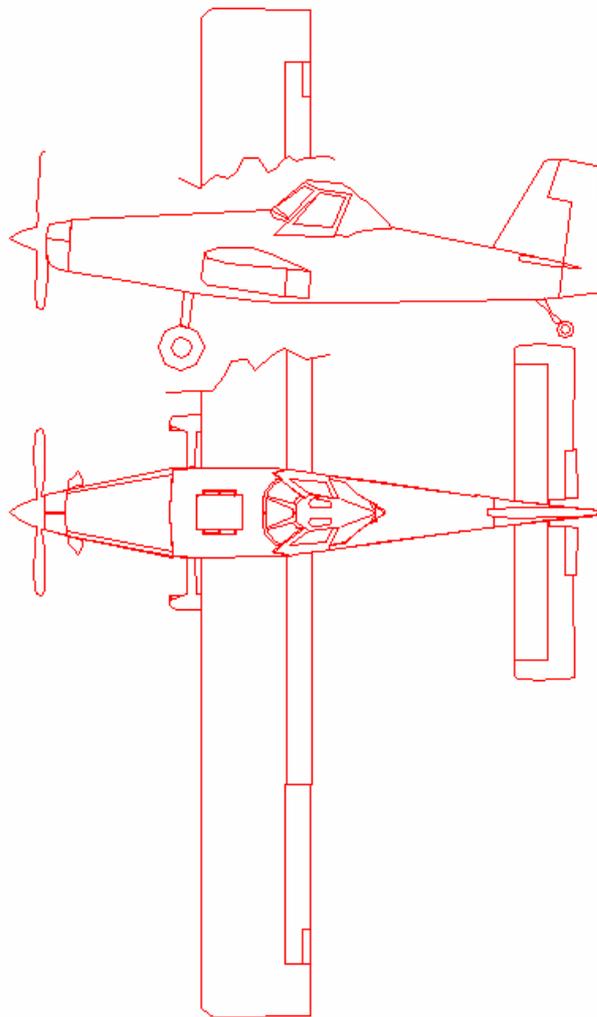
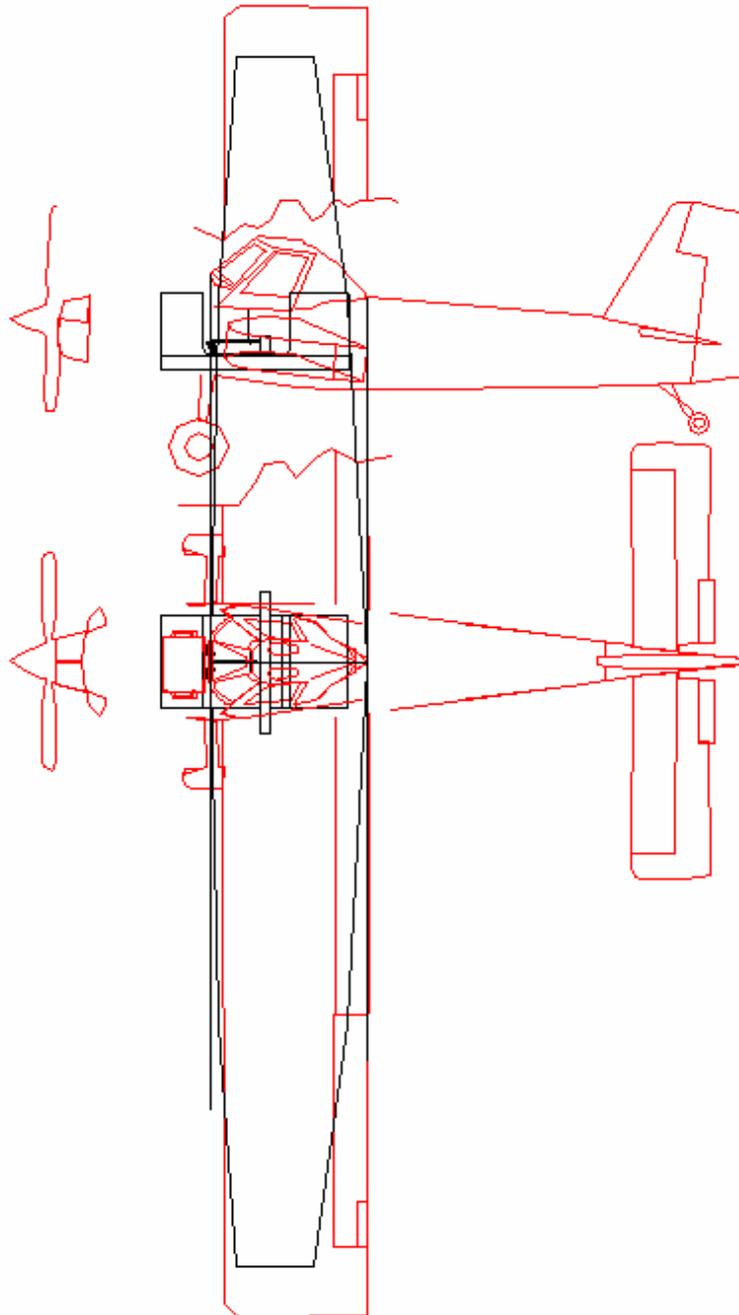


Figura 14-4 – Air Tractor



Com alguns cálculos prévios foi possível fazer uma análise e tomar a decisão de investir na idéia de fazer o hopper em dois volumes separados.



**Figura 14-5 – Comparação Air Tractor**



Com o desafio de dividir o hopper e tentar aproximar o piloto do CG, iniciou-se então uma análise para verificar as variações no momento de arfagem da aeronave devido aos três casos possíveis levantados conforme figuras seguintes.

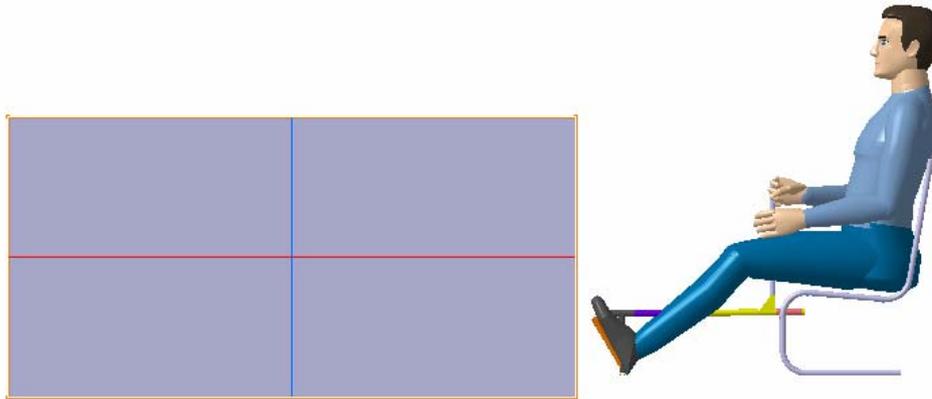


Figura 14-6 - Hopper

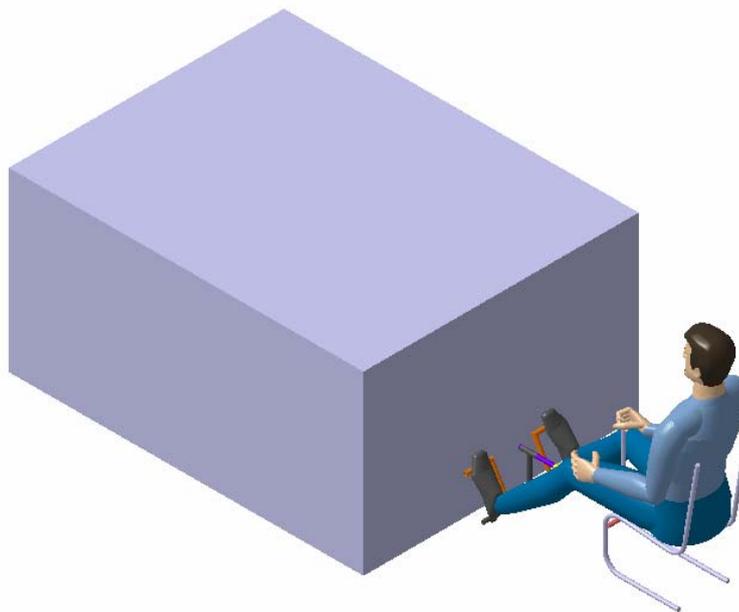


Figura 14-7 - Hopper



A primeira configuração é a tradicional, nela o piloto fica deslocado do CG devido ao volume do hopper a sua frente (que normalmente está à 25% da corda), assim o “nariz” da aeronave fica maior.

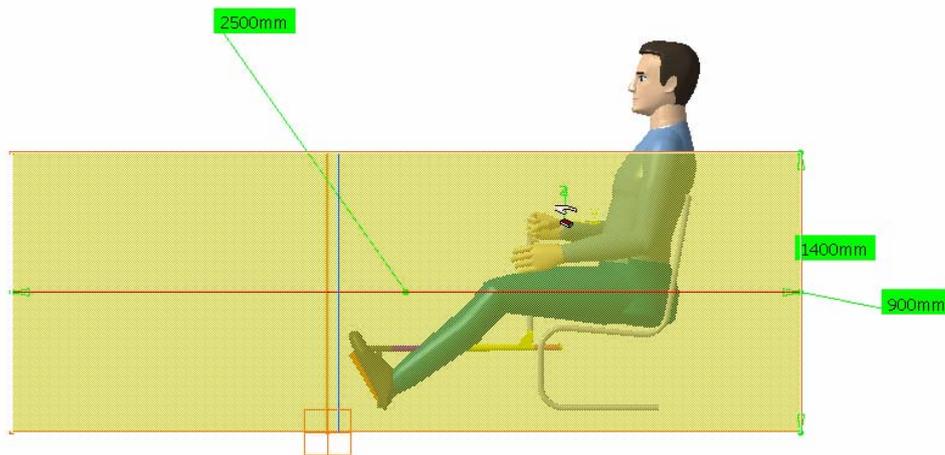


Figura 14-8 – Corte Hopper

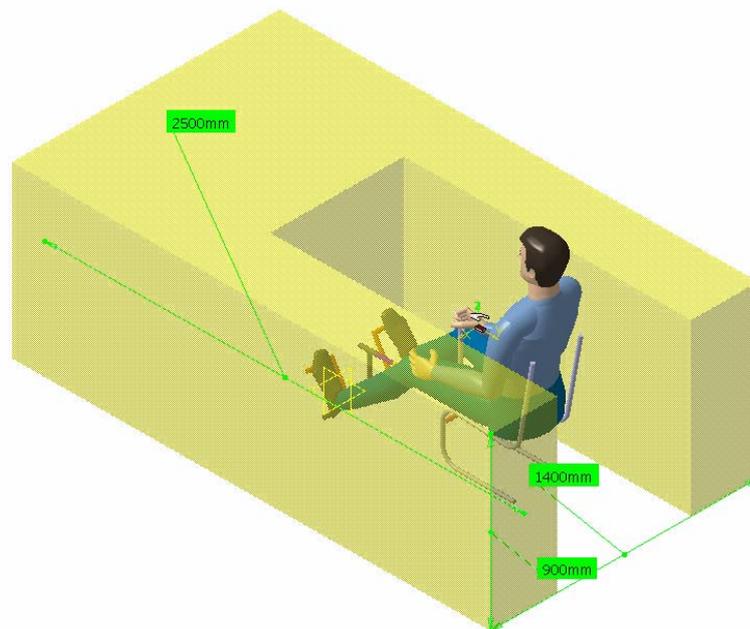


Figura 14-9 - Hopper



Nesta primeira tentativa conseguiríamos aproximar mais o piloto do CG, mas em contrapartida teríamos sérios problemas com comandos do avião, bem como a fixação da asa a fuselagem, assim esta opção foi descartada.

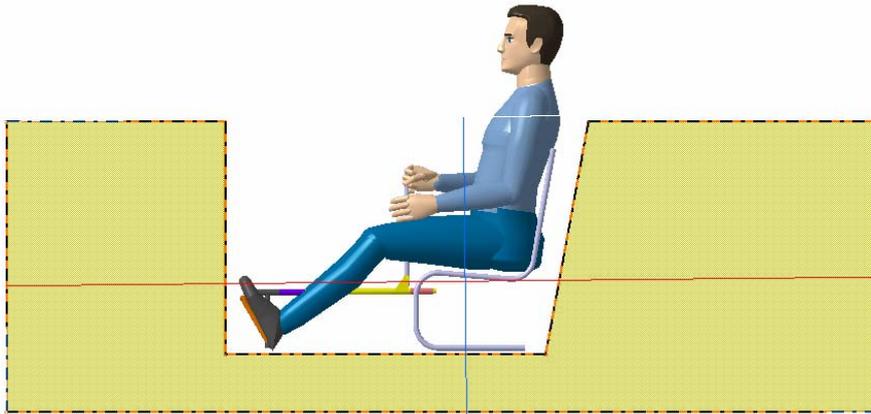


Figura 14-10 – Corte Hopper

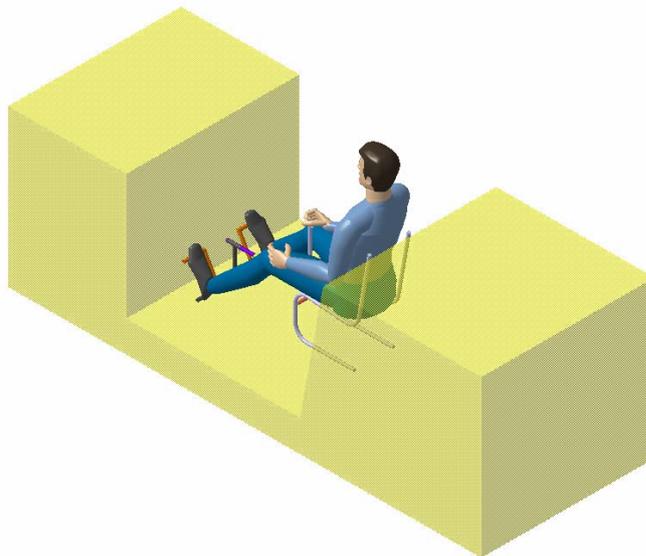


Figura 14-11 - Hopper



Finalmente a solução em que o piloto e hopper ficaram no mesmo ponto do CG longitudinal, fazendo que o mesmo não varie ao longo do vôo.

Com alguns parâmetros já calculados, entrou-se com esses valores no CAD para começar a calcular as próximas etapas que vieram pela frente. Neste primeiro desenho em CAD, pode-se ver que já havia o desejo de projetar uma aeronave que tivesse boas características de desempenho. Um grande motivo para isso é que esses aviões operam em muitos quilômetros quadrados de plantação. Com isso cada ganho em desempenho, reflete em uma economia substancial para o interessado na aplicação.

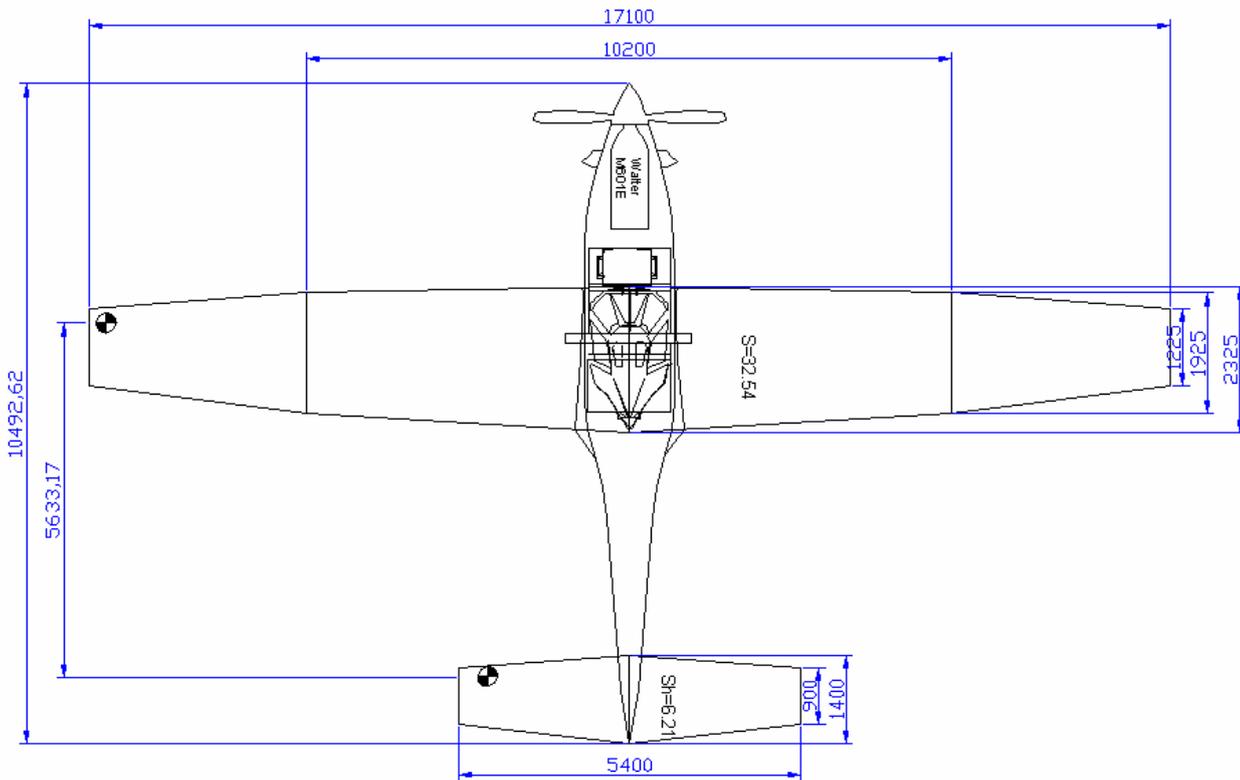


Figura 14-12 – Desenho CAD



Como o gupo moto-propulsor é bem delgado foi possível então reduzir o diâmetro e o peso da fuselagem melhorando ainda mais sua eficiência aerodinâmica. Isto foi outro ponto positivo pela opção da fabricação por material composto. Então a fuselagem mudou seu formato, como mostra a (figura 14-13)

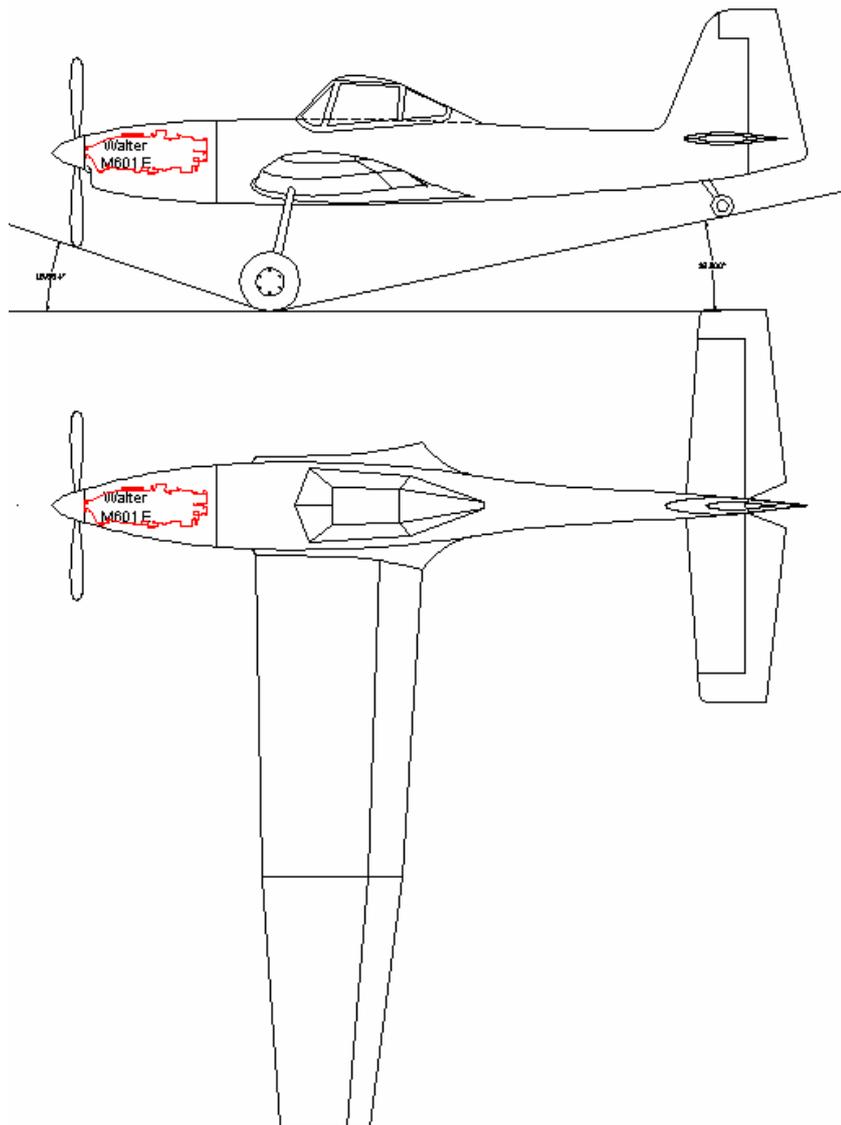
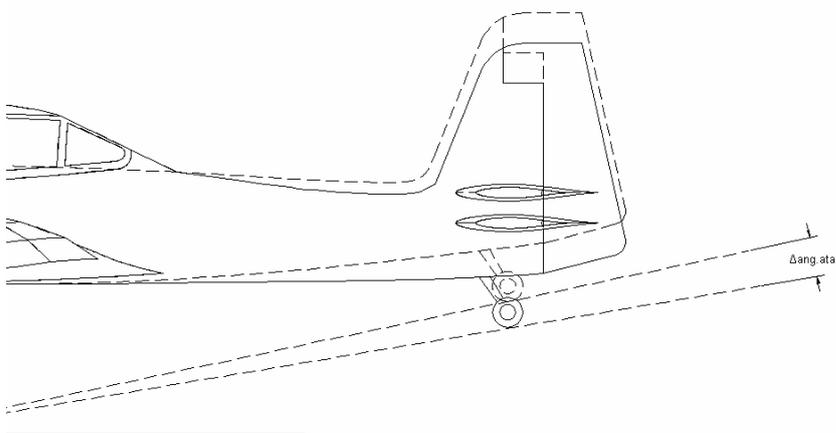


Figura 14-13 – Desenho Cad



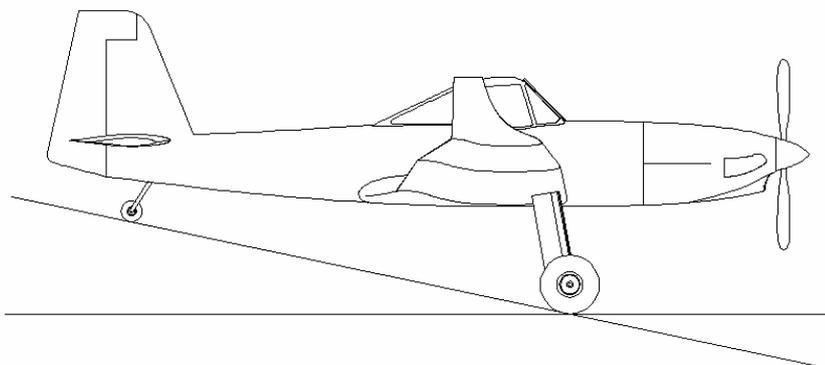
Com as características calculadas e o projeto em fase de congelamento percebeu-se a necessidade de aumentar o ângulo máximo de rolagem do avião ou a incidência da asa, pois com incidência de  $0^\circ$  não seria alcançado o CL necessário para a decolagem com o ângulo máximo de rolagem do avião.

O grupo então optou pelo levantamento da cauda conforme figura seguinte.



**Figura 14-14 – Altura da Calda**

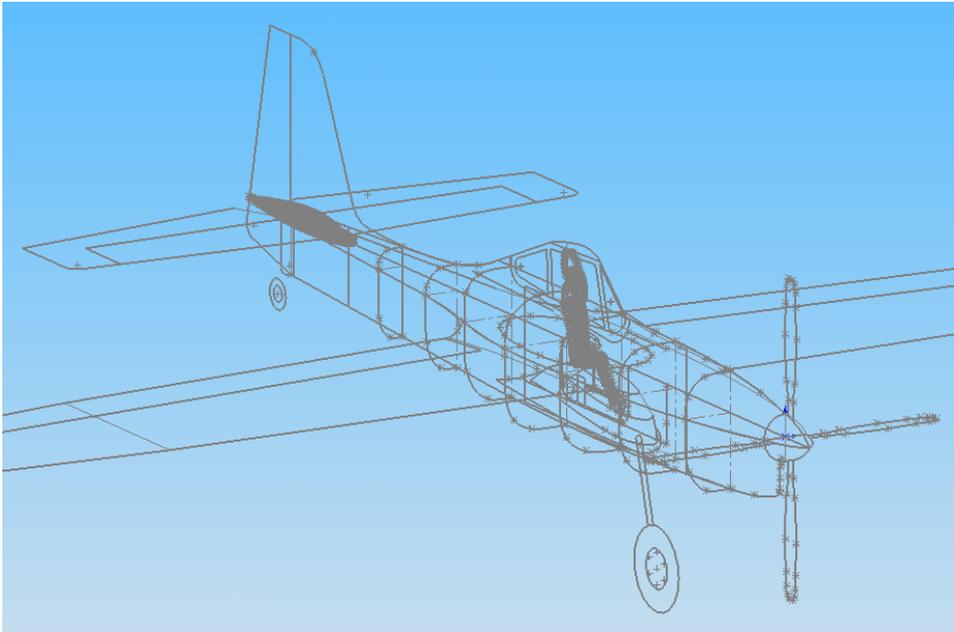
Ficando então com a forma final mostrado na figura 14-15



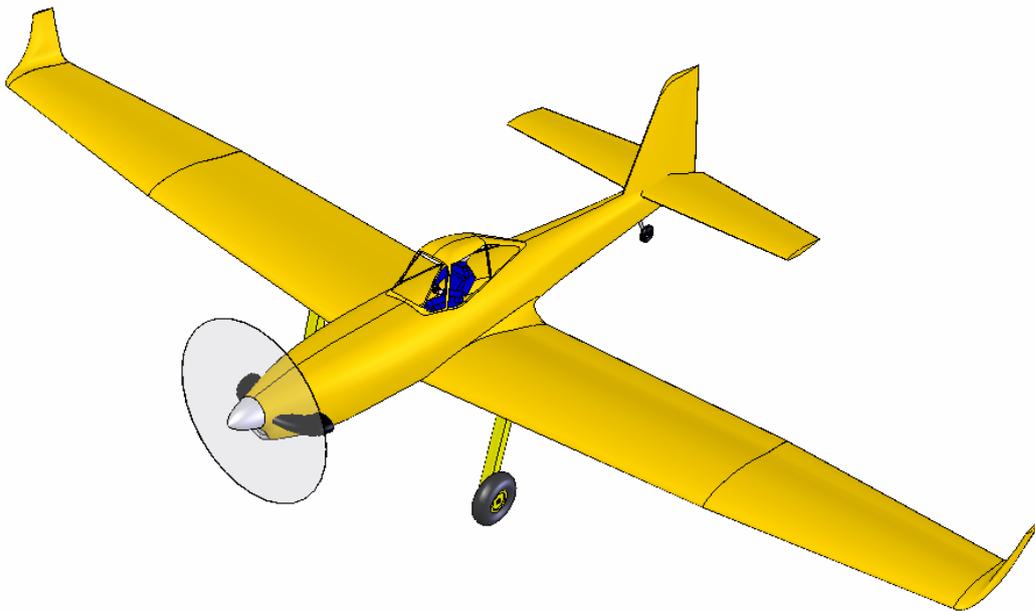
**Figura 14-15 - Trem Convencional**



Assim possível tirar as cotas para iniciar o desenho 3D através de cavernas e linhas guias. O Modelamento 3D foi executado no programa Solid Works com o comando Loft.

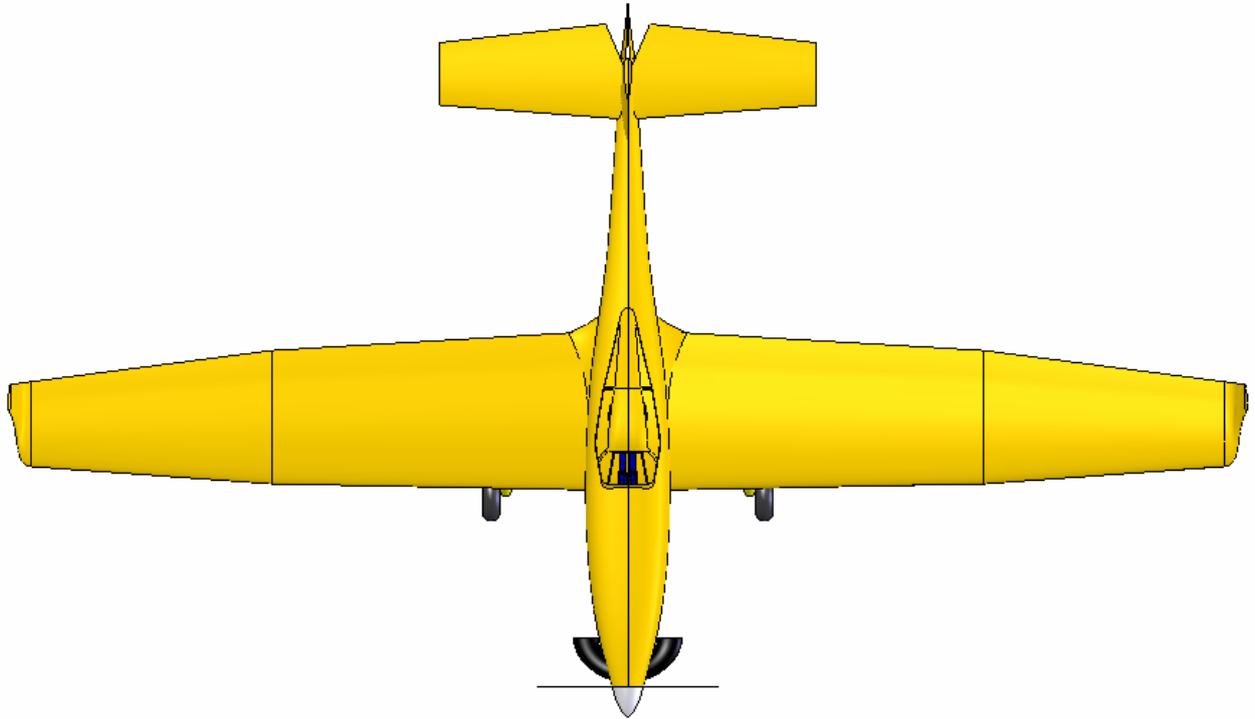


**Figura 14-16 – Modelamento 3D**

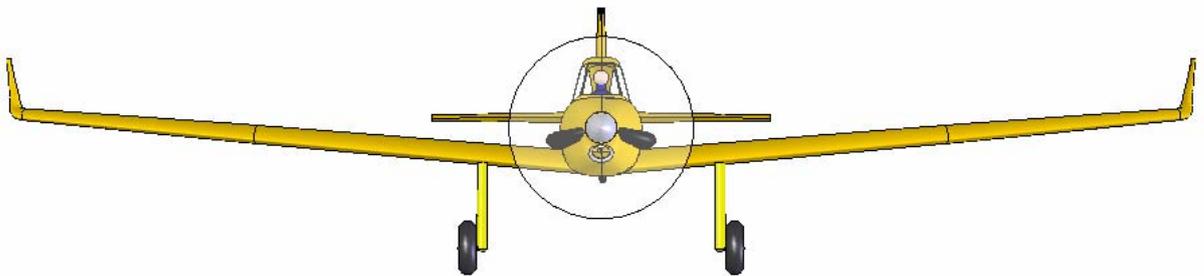


**Figura 14-17 – Vista Perspectiva**

---



**Figura 14-18 – Vista Superior**



**Figura 14-19 – Vista Frontal**

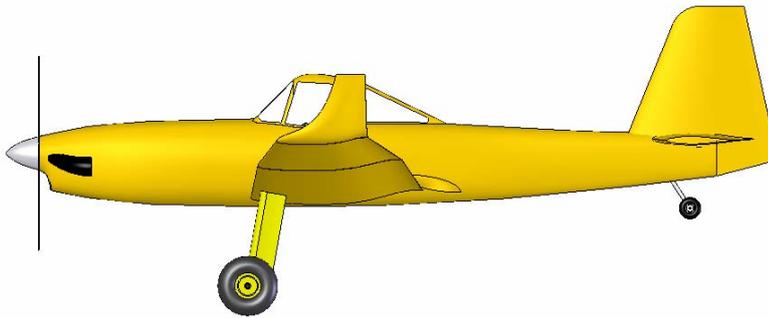


Figura 14-20 – Vista Lateral

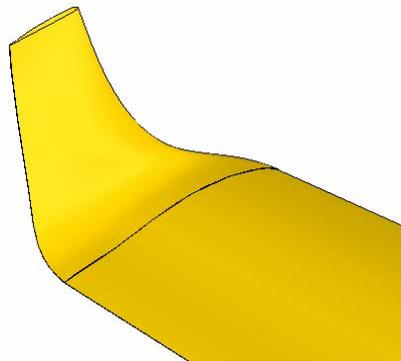


Figura 14-21 - Winglet

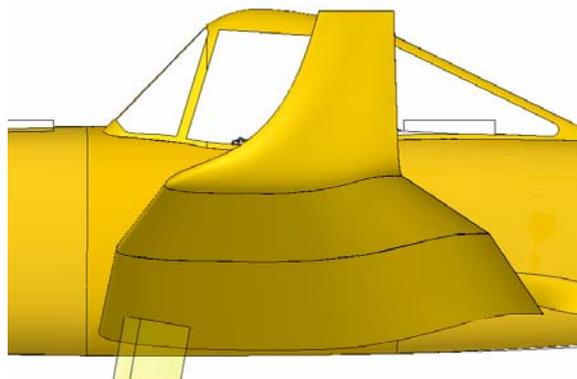
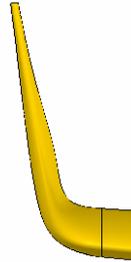


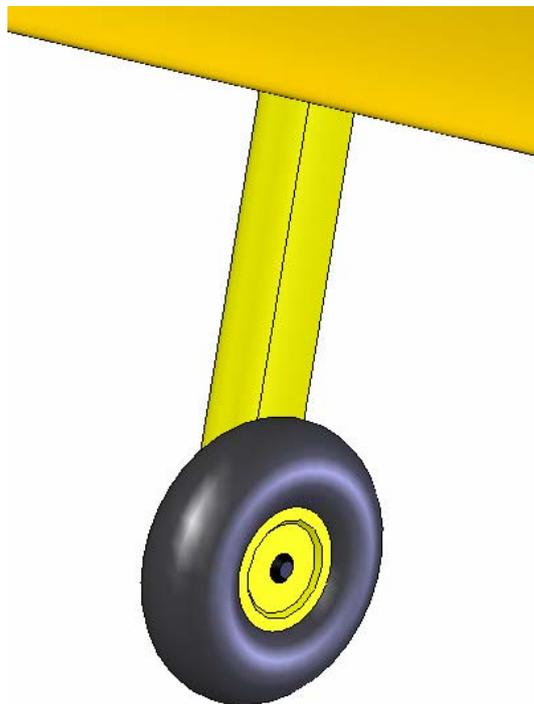
Figura 14-22 – Detalhe Winglet

**Urutau**



**Figura 14-23 - Winglet**

Um dos motivos justificam a escolha de wing-lets é que eles ajudam a manter o feixe de pulverização mais homogenio devido a diminuição dos vórtices de ponta de asa, dando assim um melhor aproveitamento por metro quadrado de veneno aplicado. Outro motivo é a estética e beleza comercial da aeronave.

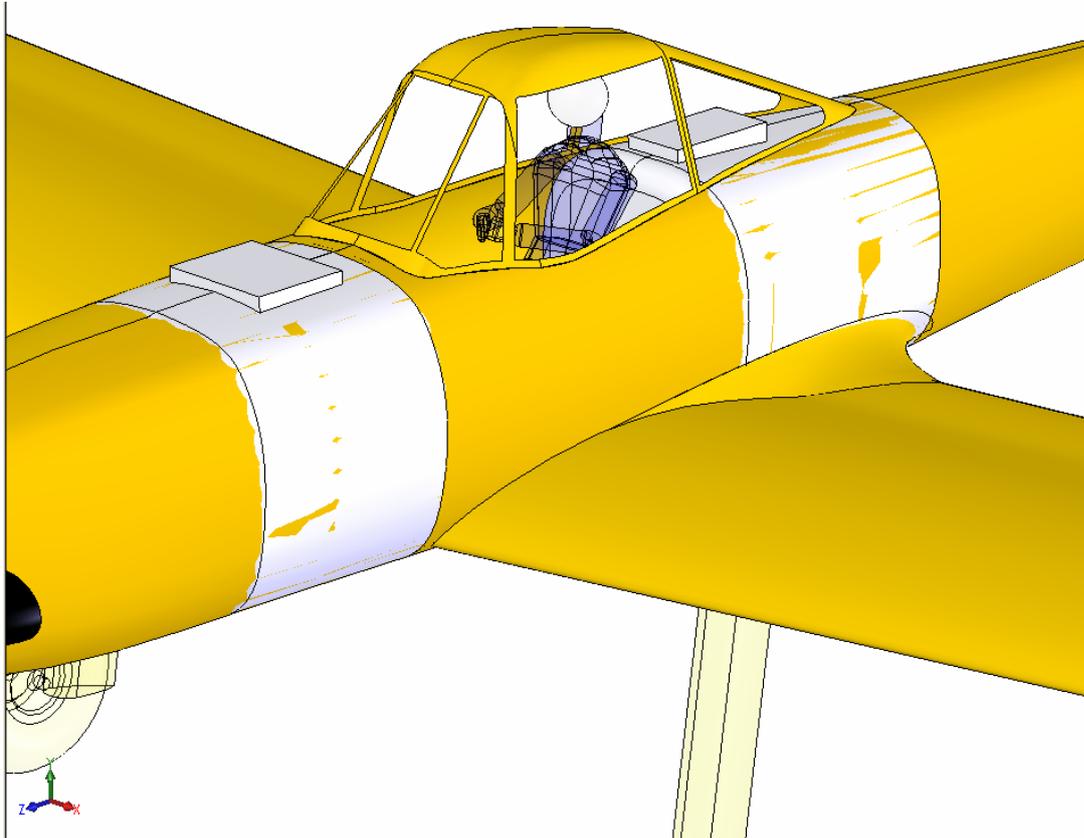


**Figura 14-24 – Trem de pouso**

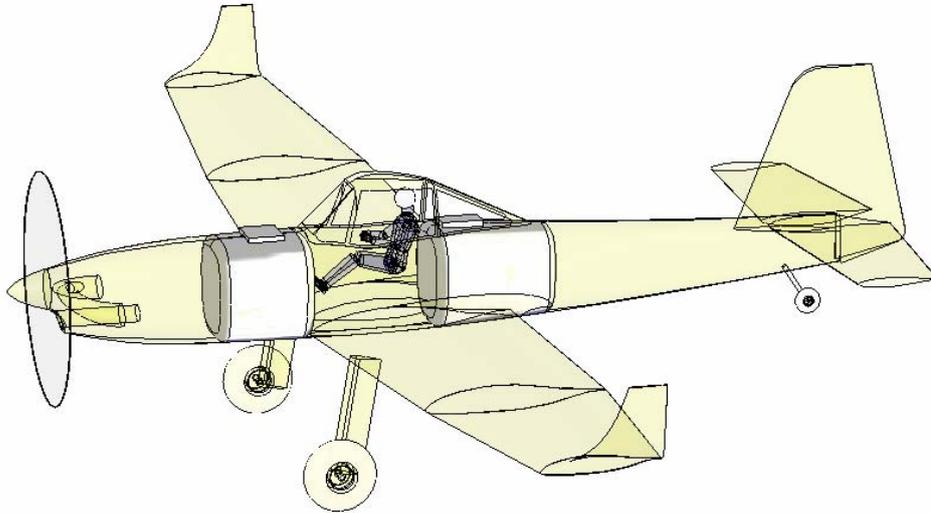
---



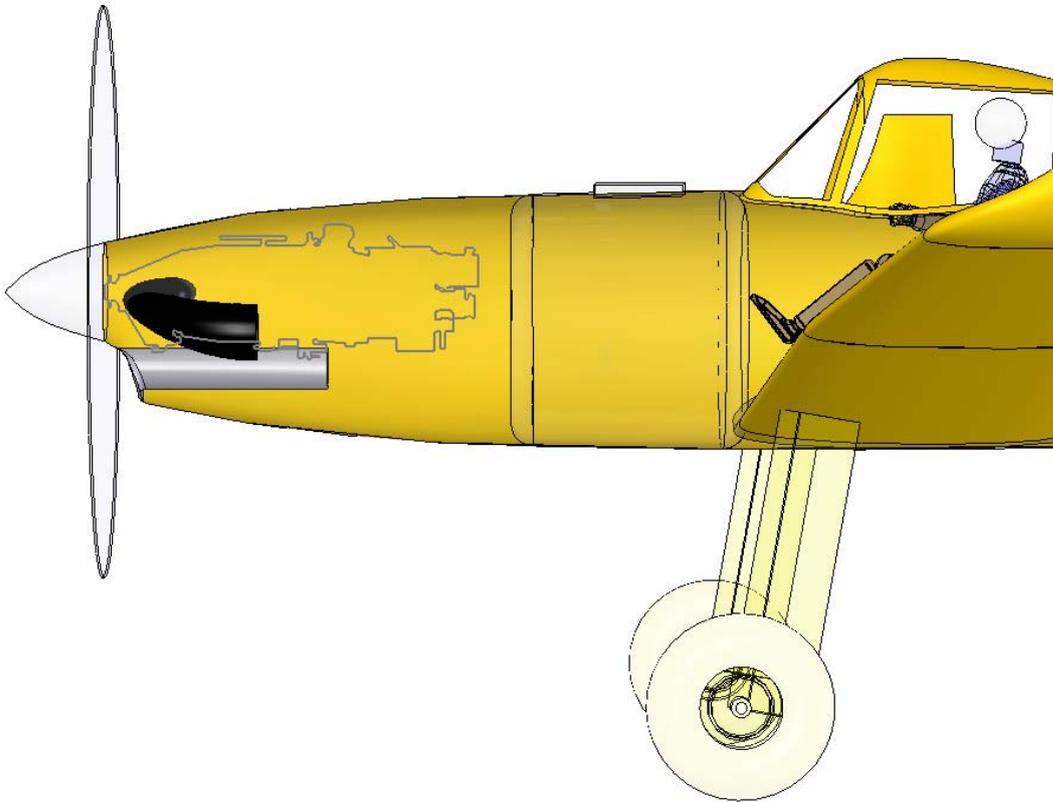
A opção por trem principal fixo nas asas se justifica pelo aumento da distancia entre eixos sem aumento do peso do mesmo, o que facilita a operação de pouso e decolagem.



**Figura 14-25 – Hopper**



**Figura 14-26 – Hopper**



**Figura 14-27 – Detalhe Turbina**

**Urutau**



**Urutau**



**Visibilidade do Avião**

---

**Urutau**





## 15. Cálculos aerodinâmicos

### 15.1. Introdução

O calculo aerodinâmico da aeronave seguirá o procedimento descrito por Pullin.

Neste procedimento são apresentadas forma de se determinar parâmetros que irão afetar a polar do avião completo. Através deste procedimento pode determinar a polar da aeronave.

### 15.2. Determinação dos principais parâmetros aerodinâmicos

Neste ponto serão determinados alguns dos principais parâmetros aerodinâmicos que serão úteis para o prosseguimento dos cálculos. Para isso serão necessários alguns parâmetros da aeronave em questão, definidos no relatório de projetos 1. Os principais dados são apresentados à seguir:

#### Dimensões Externas:

Envergadura da asa	17,1 m
Corda da asa na raiz:	2,325 m
Corda da asa na ponta:	1,225 m
Razão de aspecto da Asa	9
Envergadura da empenagem horizontal	5,4 m
Corda da empenagem horizontal na raiz:	1,4 m
Corda da empenagem horizontal na ponta:	0,9 m

---

**Urutau**



Altura: 3,0 m

Comprimento: 10,3m

**Áreas:**

Asa: 32,52m<sup>2</sup>

Ailerons: 2,72m<sup>2</sup>

Flaps: 2,18m<sup>2</sup>

Leme: 1,48m<sup>2</sup>

Profundor: 2,56m<sup>2</sup>

Empenagem horizontal: 6,21m<sup>2</sup>

Empenagem vertical: 3,45m<sup>2</sup>

**Performance:**

Velocidade de Cruzeiro: 75 m/s

Velocidade de Pulverização: 67 m/s

Velocidade de Estoll (com flaps): 30 m/s

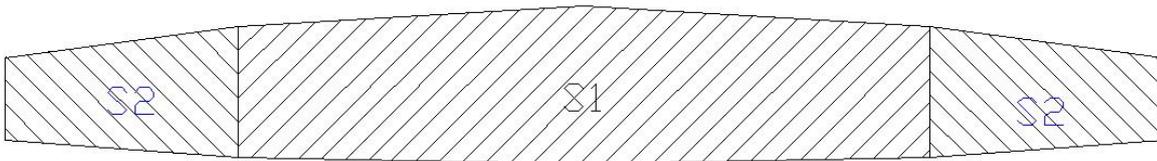
**15.3. Determinação da corda média aerodinâmica**

A corda média aerodinâmica, e um importante coeficiente aerodinâmico utilizado na determinação dos parâmetros.

---



Como se trata de um asa bi-trapezoidal, a corda média aerodinâmica pode ser calculada através do método de seccionar a asa em duas partes trapezoidais. Calcula-se a corda média aerodinâmica de cada parte, multiplica-se pela sua área de influencia, somam-se os resultados e divide-se pela área.



$$\bar{c} = \frac{S_1 \bar{c}_1 + S_2 \bar{c}_2}{S}$$

$$\bar{c} = \frac{S_1 \left[ \int \frac{c^2}{S_1} dy \right] + S_2 \left[ \int \frac{c^2}{S_2} dy \right]}{S}$$

$$\bar{c} = \frac{S_1 \left[ \frac{2}{3} c_{r1} \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \right] + S_2 \left[ \frac{2}{3} c_{r2} \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \right]}{S}$$

$$\bar{c} = \frac{21,67 \left[ \frac{2}{3} 2,324 \left( \frac{1 + 0,83 + 0,83^2}{1 + 0,83} \right) \right] + 10,87 \left[ \frac{2}{3} 1,924 \left( \frac{1 + 0,64 + 0,64^2}{1 + 0,64} \right) \right]}{32,54}$$

$$\bar{c} = 1,95m$$

#### 15.4. Número de Reynolds

O número de Reynolds é um adimensional de grande importância em cálculos aerodinâmicos, através dele pode-se comparar escoamentos em diferentes situações, desde que apresentem o mesmo número de Reynolds.



$$Re = \frac{V \cdot d \cdot \rho}{\mu} = 11,5 \times 10^6$$

$$Re = \frac{75,0 \cdot 1,95}{14,6 \cdot 10^{-6}} = 11,5 \times 10^6$$

### 15.5. Corda média geométrica

A corda média geométrica representa a corda equivalente de uma asa retangular de mesma área da asa em questão.

$$\bar{c} = \frac{S}{b} = \frac{32,52}{17,1} = 1,90$$

$$\bar{c} = 1,90m$$

### 15.6. Afilamento equivalente da asa

$$\lambda = \frac{\bar{c} - \sqrt{3\bar{c}(\bar{c} - \bar{c})}}{\bar{c} + \sqrt{3\bar{c}(\bar{c} - \bar{c})}}$$

$$\lambda = \frac{1,95 - (\sqrt{3 \cdot 1,90 \cdot (1,95 - 1,90)})}{1,95 + (\sqrt{3 \cdot 1,90 \cdot (1,95 - 1,90)})} = 0,56$$

$$\lambda = 0,56$$


---



### 15.7. Inclinação da curva do perfil

O perfil utilizado na aeronave, é o NFL (1) – 0215F a curva de inclinação do perfil pode ser obtida diretamente dos dados fornecidos pela NASA.

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 5,8021 / \text{rad}$$

$$a_0 = 5,8021 \text{ rad}^{-1}$$

### 15.8. Alongamento efetivo devido ao “end-plate” (tip-tanque)

A presença de um tanque na ponta da asa ou uma placa plana irá fazer com que o arrasto induzido seja reduzido, ou que o alongamento possa ser considerado como um “alongamento efetivo” maior que o real ( $b^2/S$ ).

$$Ae = A \left( 1 + 2,2 \frac{Sep}{Sw} \right)$$

onde:

$Ae$  – “Alongamento efetivo”

$A$  – Alongamento geométrico ( $b^2/S$ ) = 9

$Sep$  – Área lateral do “End-plate” ou “tip-tanque” =  $1,3 \text{ m}^2$

$Sw$  – Área de referência =  $32,52 \text{ m}^2$

Assim tem-se:

---



$$Ae = 9 \left( 1 + 2,2 \frac{1,3}{32,52} \right) = 9,79$$

$$Ae = 9,79$$

### 15.9. Variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque (3D)

$$a = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\left( \frac{A^2}{k^2} (\beta^2 + \text{tg}^2 \Lambda_{c/2}) + 4 \right)}}$$

onde:

$k$  – Dado por -  $k = \bar{a}_o / 2\pi = 0,9234$

$\beta$  - Fator devido à compressibilidade -  $\beta = \sqrt{1 - M^2} = 0,97357$  (M – n° de Mach)

$\Lambda_{c/2}$  - Enflexamento da linha de metade da corda =  $-1,32^\circ$

$A$  - Alongamento ( $b^2/S$ ) ou ( $Ae$ ) = 9,79

Assim:

$$a = \frac{2 \cdot \pi \cdot 9,79}{2 + \sqrt{\left( \frac{9,79^2}{0,9234^2} (0,9735^2 + \text{tg}^2(-1,32^\circ)) + 4 \right)}} = 4,9147 \text{ rad}^{-1}$$

$$a = 4,9147 \text{ rad}^{-1}$$

### 15.10. Ângulo de ataque de sustentação nula da asa em relação à linha de referência da fuselagem. $\alpha_{ow}$

Podemos escrever que, para uma asa com torção:

$$\alpha_{ow} = (\alpha_{ow})_0^R - i'_R + J\varepsilon$$



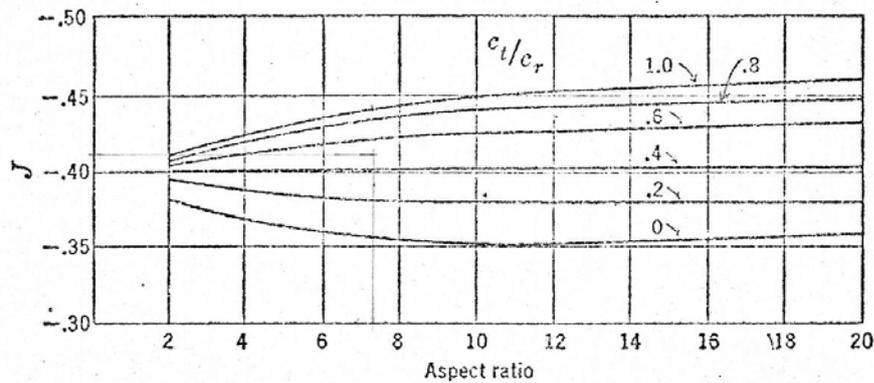
onde:

$(\alpha_{ow})_0^R$  - Ângulo de ataque para sustentação nula da raiz =  $-5,8^\circ$

$\varepsilon$  - Torção aerodinâmica -  $\varepsilon = i_t - i_r = 0^\circ$

$i'_R$  - Incidência geométrica da raiz da asa =  $1^\circ$

$J$  - Constante que depende do alongamento e do afilamento e é dada pelo



gráfico

Logo temos:

$$\alpha_{ow} = -5,8 - 1 + 0,425 \cdot 0 = -6,8^\circ$$

$$\alpha_{ow} = -6,8^\circ$$

### 15.11. Determinação do Coeficiente de Sustentação da Asa - $C_{L\ Asa}$

É dado por:

$$C_{L\ asa} = \frac{\left| \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right|_{asa}}{\left| \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right|_{perfil}} \cdot C_{L\ perfil} = \frac{a}{a_o} \cdot C_{L\ perfil}$$



Sendo,

$$a = 4,9147 \text{ rad}^{-1}$$

$$a_0 = 5,8021 \text{ rad}^{-1}$$

Então:

$$C_{L \text{ asa}} = \frac{4,9147}{5,8021} \cdot C_{L \text{ perfil}} = 0.847055 \cdot C_{L \text{ perfil}}$$

Podemos então determinar a tabela:

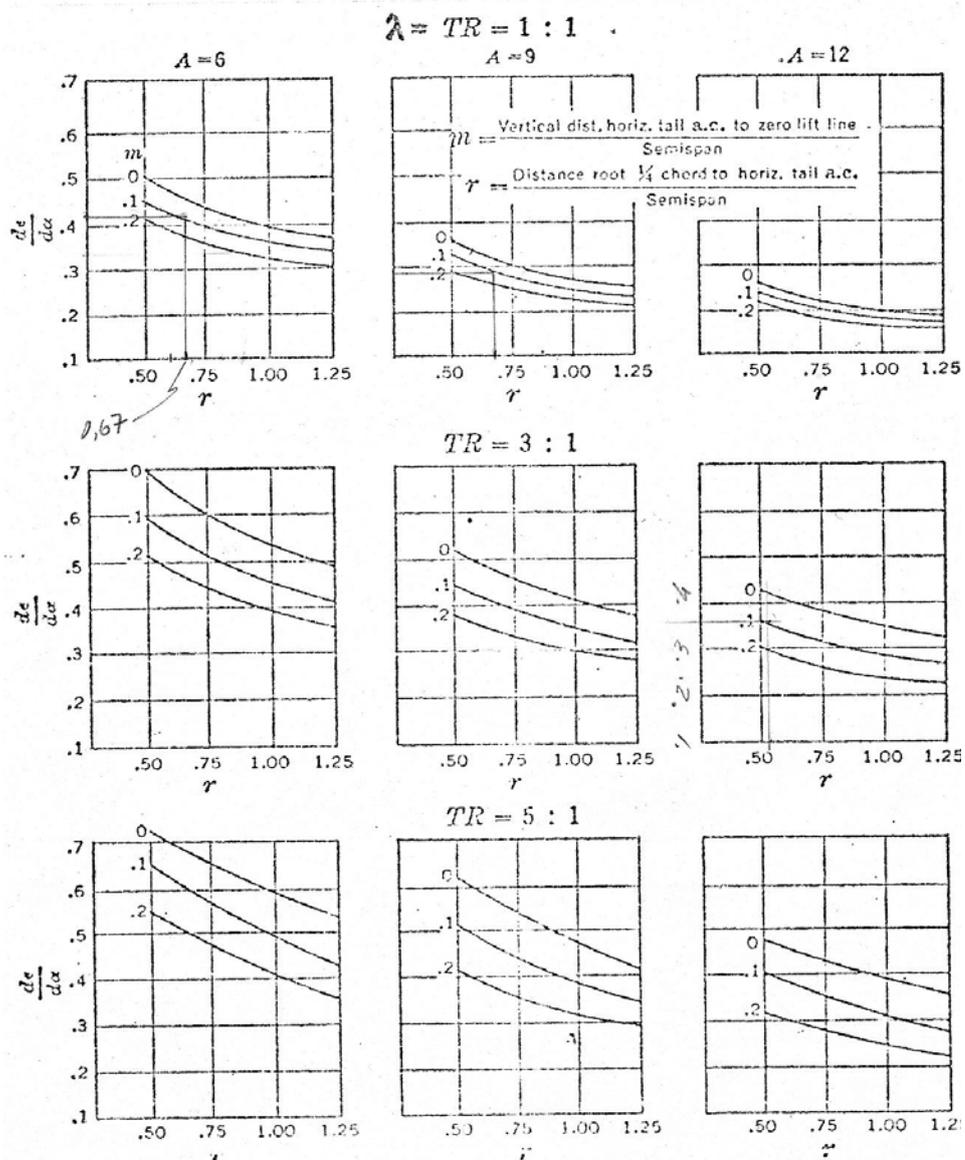
**Tabela 15-1 – Coeficiente de Sustentação do Peril/Asa**

<b>a</b> [°]	<b>a<sub>F</sub></b> [°]	<b>a/a<sub>0</sub></b>	<b>C<sub>L</sub> perfil</b>	<b>C<sub>L</sub> asa</b>
-2	-3	0,847055	0,38480984	0,325955
0	-1	0,847055	0,58734134	0,49751
2	1	0,847055	0,78987284	0,669066
4	3	0,847055	0,99240434	0,840621
6	5	0,847055	1,19493583	1,012176
8	7	0,847055	1,39746733	1,183732
10	9	0,847055	1,59999883	1,355287
12	11	0,847055	1,80253032	1,526842
14	13	0,847055	2,00506182	1,698398
16	15	0,847055	2,20759332	1,869953
18	17	0,847055	2,41012482	2,041508
20	19	0,847055	2,61265631	2,213064



15.12. "Downwash da asa"  $\partial \varepsilon / \partial \alpha$

O valor do downwash no centro aerodinâmico da empenagem pode ser obtido do gráfico abaixo em função do alongamento, afilamento da asa e de alguns parâmetros definidos por Pullin.





Logo para o avião em questão temos:

$$r = 0,61$$

$$TR \cong 2$$

$$m \cong 0,0877$$

Interpolando tem-se:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{CA}} = 0,41$$

Para se obter o valor médio do downwash por sobre toda a empenagem horizontal, deve-se utilizar o abaixo que nos dá a relação entre  $(\partial \varepsilon / \partial \alpha)_{\text{médio}}$  e  $(\partial \varepsilon / \partial \alpha)_{\text{centro E.H}}$  em função do alongamento, afilamento e relação de envergaduras entre a empenagem horizontal e a asa.

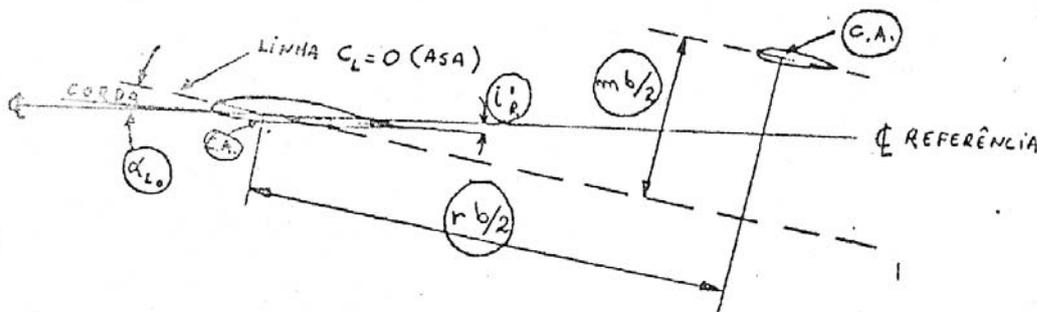
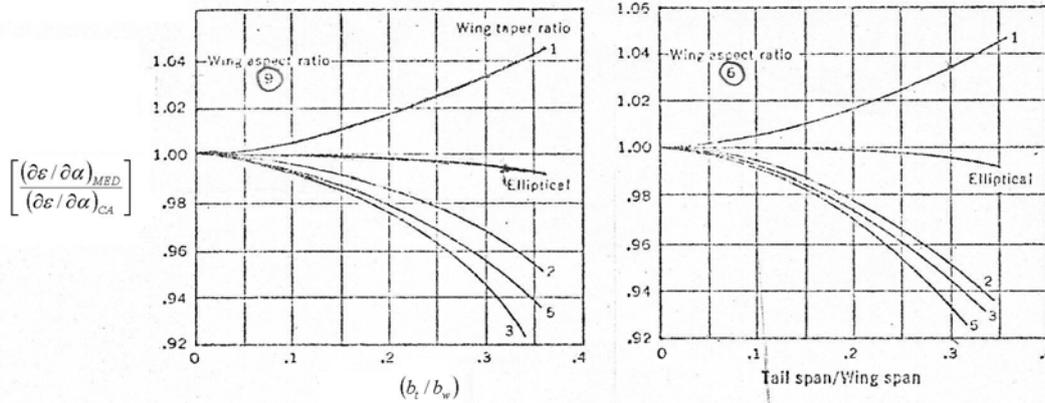


FIG.6.2.2 - Definição das dimensões  $m$  e  $r$ .

Figura 15-1 – Determinação do Downwash da Asa

Urutau



Para o Urutau tem-se:

$$b_t = 5,4\text{m} \quad b_w = 17,1\text{m}$$

$$TR = 2$$

assim:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{med}} = 0,97 \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{CA}}$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{med}} = 0,3977$$

Logo:

$$\varepsilon = 0,3977 \cdot \alpha$$



Tabela 15-2 – Ângulo de Down-wash

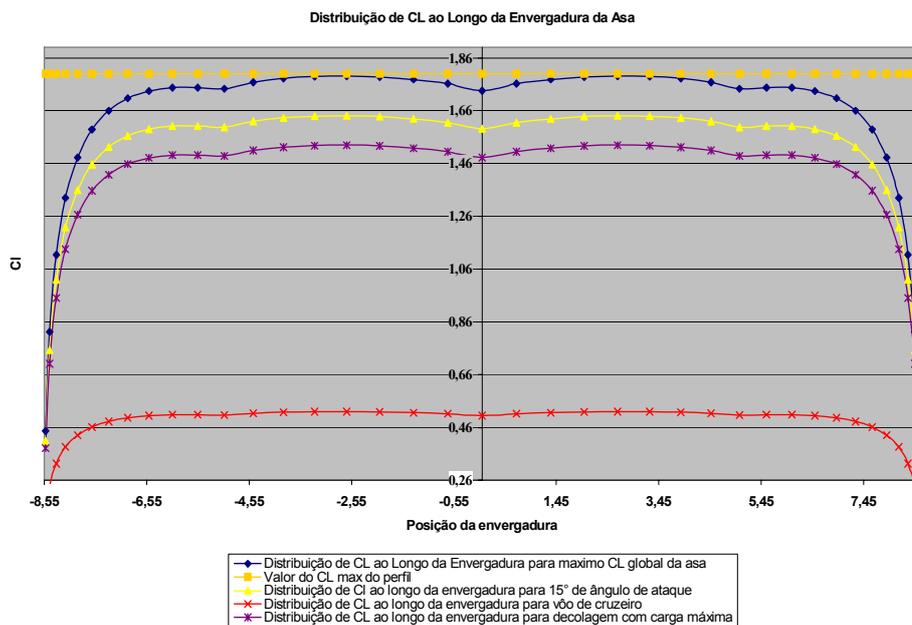
<b>a</b> [°]	-7	-5	-3	-1	1	3	5	7	9	11	13	15	17
<b>a<sub>F</sub></b> [°]	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10	12	14	16
<b>e</b> [°]	-3,18	-2,39	-1,59	-0,8	0	0,8	1,59	2,39	3,18	3,98	4,77	5,57	6,36

Tabela 15-3 – Ângulo de Ataque Local

<b>a</b> [°]	-7	-5	-3	-1	1	3	5	7	9	11	13	15	17
<b>a<sub>F</sub></b> [°]	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10	12	14	16
<b>e</b> [°]	-3,18	-2,39	-1,59	-0,8	0	0,8	1,59	2,39	3,18	3,98	4,77	5,57	6,36
<b>a<sub>EH</sub></b> [°]	-3,82	-2,61	-1,41	-0,2	1	2,2	3,41	4,61	5,82	7,02	8,23	9,43	10,6

### 15.13. Coeficiente de sustentação máximo da asa. $C_{Lmax}$

O valor do coeficiente máximo de sustentação da asa adotado, será aquele encontrado pelo método Multhopp, utilizado nos cálculos iniciais da aeronave. O gráfico com o resultado da aplicação do método pode ser observado abaixo:





Tem-se então um valor de  $C_{L\text{máx}} = 1,73$ .

$$C_{L\text{máx}} = 1,73$$

**15.14. Ângulo de estol do avião. (em relação à linha de referencia da fuselagem)  $\alpha_s$**

O ângulo de estol pode ser dado por:

$$\alpha_s = \frac{C_{L\text{max}}}{a} + \alpha_{ow} + \Delta\alpha_s$$

onde:

$\Delta\alpha_s$  -Correção de  $\alpha$  para a região da curva  $C_L$  x  $\alpha$  onde não há linearidade (ver fig. no Graf 6.2.11). É dado pelo gráfico 6.2.11 em função do enflexamento do bordo de ataque e de  $\Delta y$ .

$$\alpha_s = \frac{1,73}{4,9147} - 0,11868 + 0,035 = 0,268$$

$$\alpha_s = 0,268 \text{ rad} = 15,40^\circ$$

**15.15. Arrasto parasita da asa  $C_{Dow}$**

Para uma asa sem torção o arrasto parasita pode ser tirado diretamente da curva  $C_L$  x  $C_D$  ou  $C_D$  x  $\alpha$ , do perfil bidimensional para o ângulo de ataque e  $n^\circ$  de Reynolds conveniente. Como definido por Multhopp, tem-se portanto:

$$C_{Dow} = C_{Do} \frac{Se}{S} \quad \text{onde:} \quad \frac{Se}{S} = 0,931162$$

Logo:

---



$$C_{Dow} = C_{Do} \cdot 0,931162$$

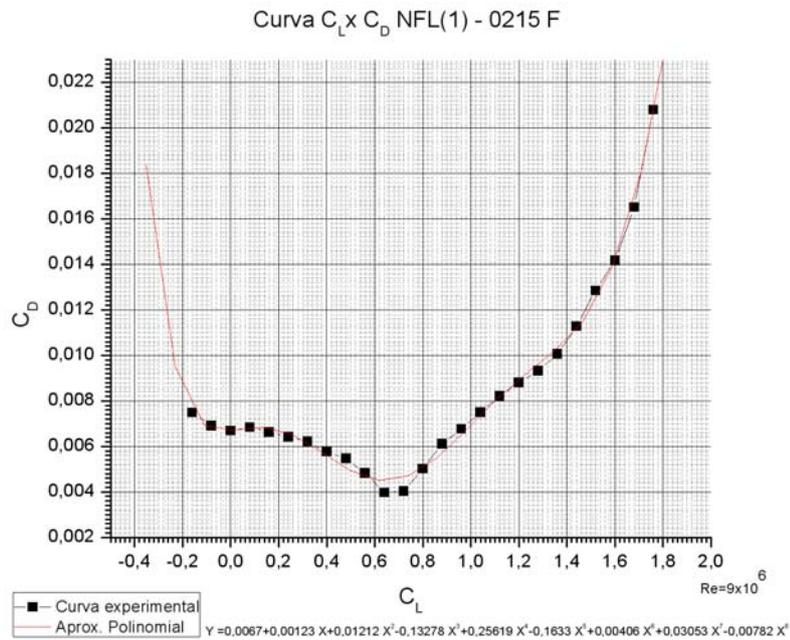


Figura 15-2 – Gráfico  $C_L \times C_D$  do perfil NLF

$$C_D = (0,0067 + 0,00123 \cdot C_L + 0,01212 \cdot C_L^2 - 0,13278 \cdot C_L^3 + 0,25619 \cdot C_L^4 - 0,1633 \cdot C_L^5 + 0,00406 \cdot C_L^6 + 0,03053 \cdot C_L^7 - 0,00782 \cdot C_L^8) \cdot 0,93$$

Tabela 15-4 – Arrasto em função do ângulo de ataque

a	a <sub>F</sub>	C <sub>Do</sub>	C <sub>Dow</sub>
-3	-4	0,0066665	0,0062
-1	-2	0,0057567	0,005354
1	0	0,0047634	0,00443
3	2	0,004538	0,00422
5	4	0,0053898	0,005013
7	6	0,0069644	0,006477
9	8	0,0086018	0,008
11	10	0,0099686	0,009271
13	12	0,0116406	0,010826
15	14	0,0151968	0,014133
17	16	0,0222686	0,02071
19	18	0,031873	0,029642

### 15.16. Arrasto induzido da asa ( $C_{Di}$ )<sub>w</sub>

O arrasto induzido em uma asa pode ser dado por:

$$(C_{Di})_w = \frac{C_{LW}^2}{\pi \cdot A} (1 + \delta_1 \delta_2)$$

onde:

$C_{LW}$  - Coeficiente total de sustentação da asa

A – Alongamento ( $b^2/S$ ) ou  $A_e$

$\delta_1$  - Correção devido à distribuição de sustentação não elíptica; depende do alongamento e do afilamento

$\delta_2$  - Correção devido ao enflexamento; depende do enflexamento a  $1/4$  de corda e do alongamento.



Para o avião em questão tem-se:

$$A = 9,79$$

$$\Lambda_{c/4} = 1,45^\circ$$

$$\lambda = 0,56$$

$$\delta_1 = 0,026$$

$$\delta_2 = 1$$

$$(C_{Di})_w = \frac{C_{LW}^2}{3,14 \cdot 9,79} (1 + 0,026 \cdot 1) = 0,03336 C_{LW}^2$$

$$(C_{Di})_w = 0,03336 C_{LW}^2$$

Tabela 15-5 – Coeficiente de arrasto Induzido da Asa

a	a <sub>F</sub>	C <sub>LW</sub>	C <sub>Diw</sub>
-3	-4	0,240178	0,001591
-1	-2	0,411733	0,004699
1	0	0,583288	0,009451
3	2	0,754844	0,015847
5	4	0,926399	0,023887
7	6	1,097955	0,033571
9	8	1,26951	0,044898
11	10	1,441065	0,05787
13	12	1,612621	0,072485
15	14	1,784176	0,088744
17	16	1,955731	0,106646
19	18	2,127287	0,126193



## 15.17. Empenagens

### 15.17.1. Determinação do coeficiente de sustentação da Empenagem Horizontal – $C_{L-HE}$

$$a_{EH} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\left(\frac{A^2}{k^2}(\beta^2 + \text{tg}^2 \Lambda_{c/2}) + 4\right)}}$$

onde:

$k$  – Dado por -  $k = \overline{a_{oEH}} / 2\pi = 1,003$

$\beta$  - Fator devido à compressibilidade -  $\beta = \sqrt{1 - M^2} = 0,97357$  (M – n° de Mach)

$\Lambda_{c/2}$  - Enflexamento da linha de metade da corda =  $1,06^\circ$

$A$  - Alongamento ( $b^2/S$ ) ou ( $Ae$ ) =  $4,7$

Assim:

$$a = \frac{2 \cdot \pi \cdot 4,70}{2 + \sqrt{\left(\frac{4,70^2}{1,003^2}(0,9735^2 + \text{tg}^2(1,06^\circ)) + 4\right)}} = 4,206 \text{rad}^{-1}$$

$$a_{EH} = 4,206 \text{rad}^{-1}$$

Como o perfil é simétrico a sustentação local será:

$$C_{LEH} = 4,206 \cdot \alpha$$

Pode-se então construir a seguinte tabela:



Tabela 15-6 – Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal

$\alpha_F$	$\alpha_{asa}$	$\alpha_{EH}$	$C_{L \text{ perfil}}$	$C_{L \text{ EH}}$
-4	-3	-4	-0,43996	-0,29363
-2	-1	-2	0,49751	-0,14682
0	1	0	0,669066	0
2	3	2	0,840621	0,146817
4	5	4	1,012176	0,293634
6	7	6	1,183732	0,440451
8	9	8	1,355287	0,587268
10	11	10	1,526842	0,734085
12	13	12	1,698398	0,880903
14	15	14	1,869953	1,02772
16	17	16	2,041508	1,174537

Sabendo que a empenagem horizontal sofre o efeito do “Down-Wash”, em virtude do ângulo de ataque local teremos a seguinte sustentação:



Tabela 15-7 – Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com correção por Down-Wash

$\alpha_F$	$\alpha_{asa}$	$\alpha_{EH}$	$e$	$C_{L\,EH}$
-4	-3	-4	-1,5908	-0,17686
-2	-1	-2	-0,7954	-0,08843
0	1	0	0	0
2	3	2	0,7954	0,088428
4	5	4	1,5908	0,176856
6	7	6	2,3862	0,265284
8	9	8	3,1816	0,353712
10	11	10	3,977	0,44214
12	13	12	4,7724	0,530568
14	15	14	5,5678	0,618996
16	17	16	6,3632	0,707423

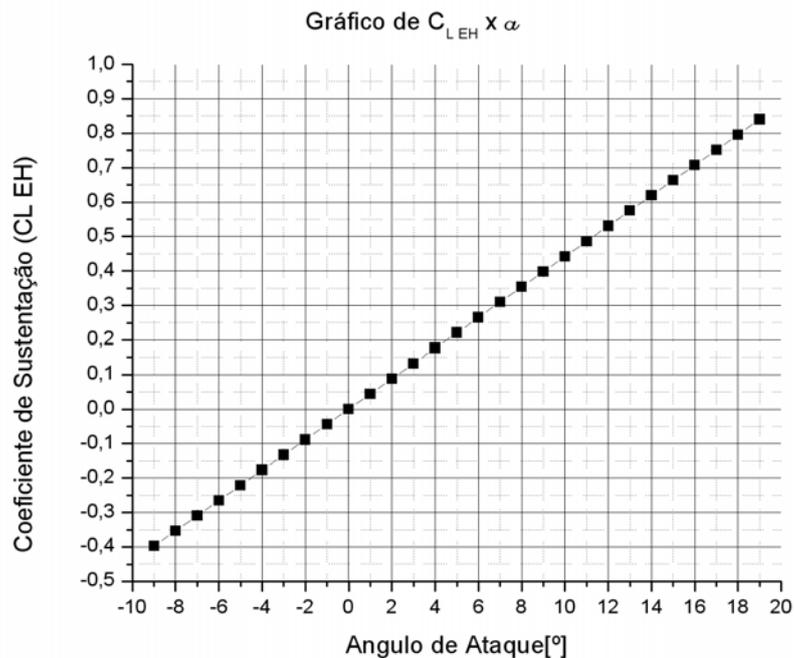


Figura 15-3 – Gráfico do Coeficiente de Sustentação Local da Empenagem Horizontal em Função do Ângulo de Ataque



**15.18. Arrasto parasita da empenagem horizontal e vertical  $C_{Dot}$  e  $C_{Dov}$**

Para as empenagens é valido o mesmo método que para as asas, porém a adimensionalização deve ser feita pela área da asa da seguinte maneira (considerando empenagem sem torção):

$$C_{Dot} = C_{Do} \frac{S_{te}}{S}$$

$$C_{Dov} = C_{Do} \frac{S_{ve}}{S}$$

onde:

$C_{Dot}$  e  $C_{Dov}$  - Arrasto parasita devido à empenagem horizontal e vertical, respectivamente.

$C_{Do}$  - Arrasto do perfil bidimensional da empenagem. Para a empenagem horizontal em função do ângulo  $\alpha_t$  dado pela equação (6.14). Para a empenagem vertical, fazer  $\beta = 0^\circ$ .

S – Área da asa (referencia)

$S_{te}$  e  $S_{ve}$  - Áreas “efetivas” das empenagens horizontal e vertical respectivamente.

O perfil utilizado nas duas empenagem, é o 63<sub>1012</sub>, portanto para este perfil tem-se



Curva  $C_L \times C_D$  - NACA 63<sub>1</sub>-012

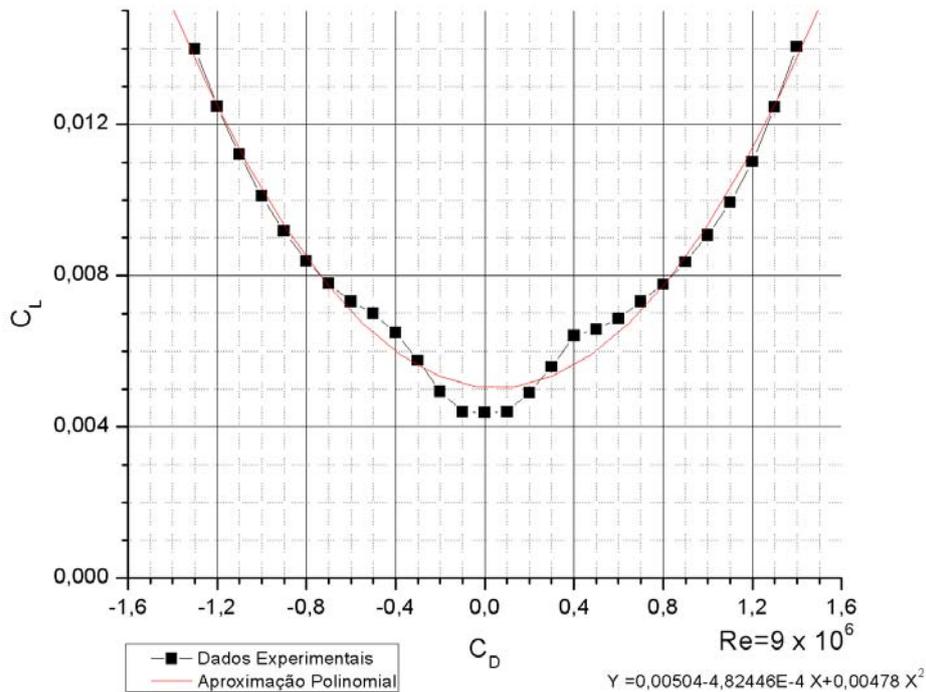


Figura 15-4 – Curva  $C_L \times C_D$ , do perfil NACA 63012

$$C_D = 0,00478 C_L^2 + 0,00504$$

$$S_{eH} = 6,21 \text{ m}^2$$

$$S_{eV} = 2,87 \text{ m}^2$$

$$S = 32,54 \text{ m}^2$$

$$C_{D_{EH}} = (0,00478 C_L^2 + 0,00504) \cdot 0,1908$$

$$C_{D_{EV}} = (0,00478 C_L^2 + 0,00504) \cdot 0,088199$$

### 15.19. Determinação do Coeficiente de Arrasto Induzido da Empenagem Horizontal $C_{D_{iEH}}$

O arrasto induzido em uma asa pode ser dado por:



$$(C_{Di})_{EH} = \frac{C_{LEH}^2}{\pi \cdot A_{EH}} (1 + \delta_1 \delta_2) \frac{S_{EH}}{S}$$

onde:

$C_{LEH}^2$  - Coeficiente total de sustentação da empenagem horizontal

$A_{EH}$  - Alongamento ( $b^2/S$ ) ou  $A_e$

$\delta_1$  - Correção devido à distribuição de sustentação não elíptica; depende do alongamento e do afilamento

$\delta_2$  - Correção devido ao enflexamento; depende do enflexamento a  $1/4$  de corda e do alongamento.

$S_{HE}$  - Área da empenagem horizontal

$S$  - Área alar

Para o avião em questão tem-se:

$$A_{EH} = 4,7$$

$$\Lambda_{c/4} = 3,71^\circ$$

$$\lambda = 0,64$$

$$\delta_1 = 0,016$$

$$\delta_2 = 1$$

$$(C_{Di})_{EH} = \frac{C_{LEH}^2}{\pi \cdot 4,70} (1 + 0,016 \cdot 1) \frac{6,21}{32,54} = 0,01313 C_{LEH}^2$$

$$(C_{Di})_{EH} = 0,01313 C_{LEH}^2$$

### 15.20. Fuselagem ou Naceles

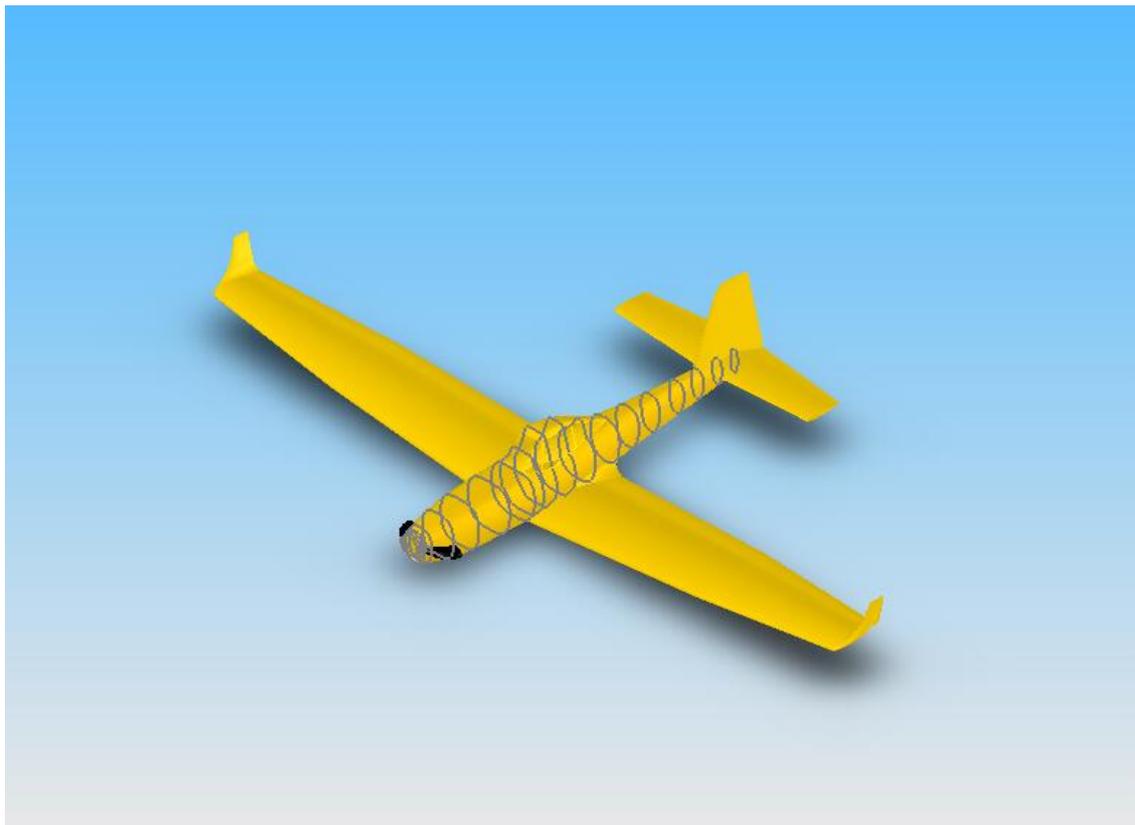
O avião em questão não apresenta naceles, portanto será considerado apenas a interferência da fuselagem.

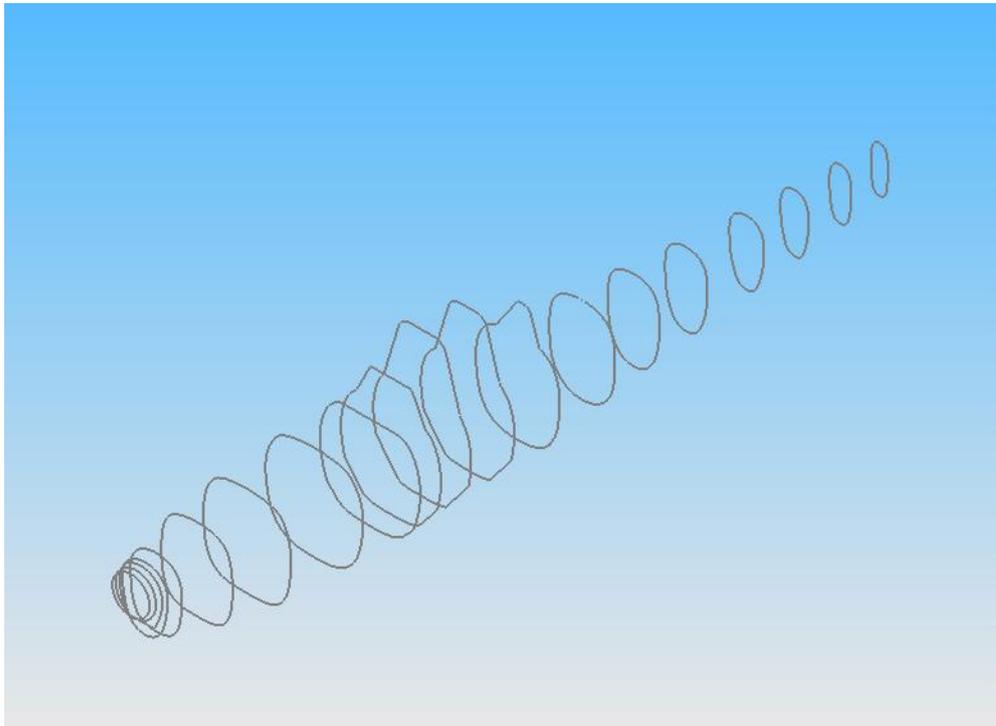


### ***15.20.1. Sustentação da fuselagem $C_{L_f}$***

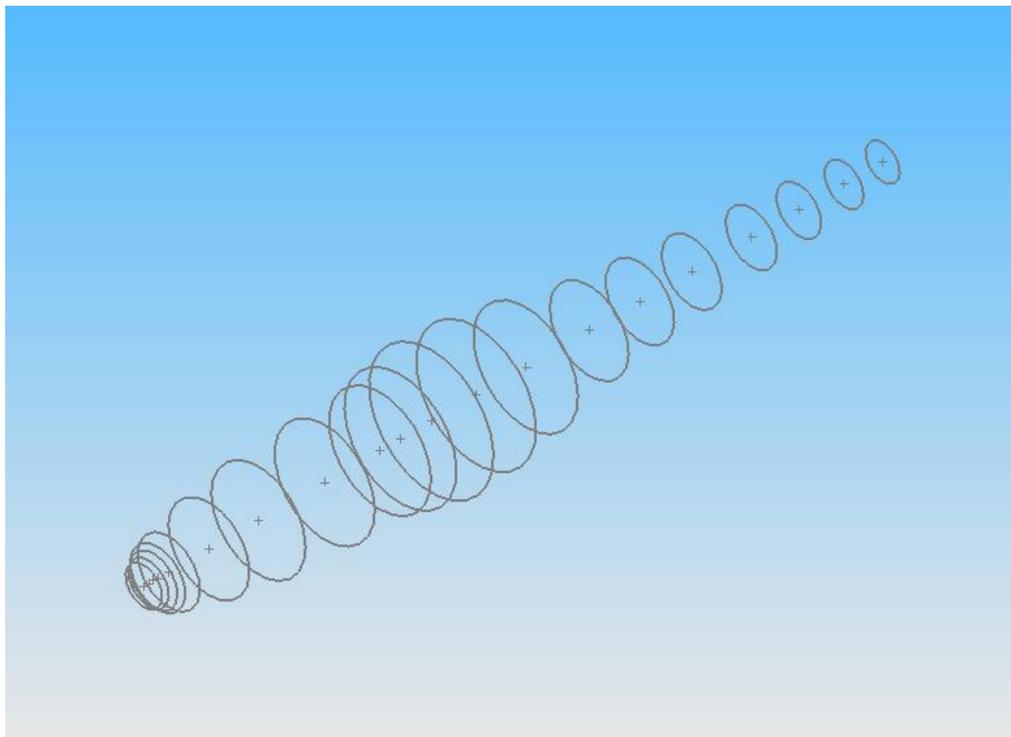
Inicialmente, deve-se encontrar o corpo de revolução equivalente, representado por um corpo de seção circular, onde cada seção possui o perímetro equivalente da seção da aeronave naquele ponto.

A aeronave foi dividida em 20 planos conforme as figuras à seguir:



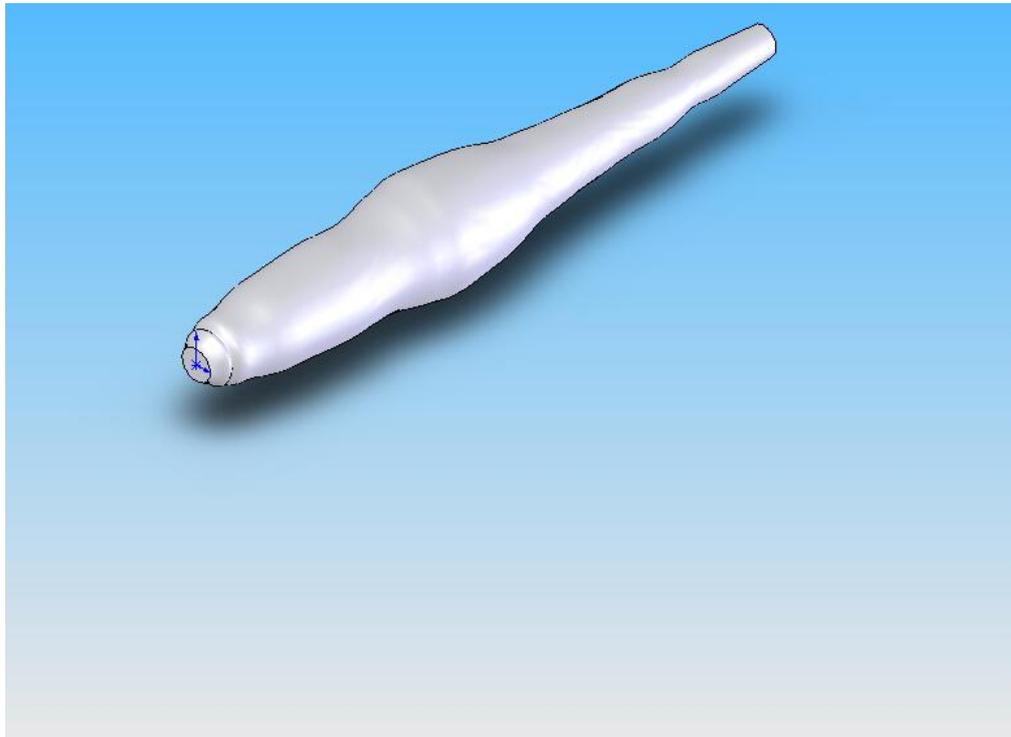


Para cada seção, define-se então uma circunferência que possua o mesmo perímetro da seção da aeronave.



Tem-se então um corpo equivalente de revolução:

---



O coeficiente de sustentação da fuselagem, pode então ser determinado da seguinte forma:

$$C_{L_f} = \frac{(\alpha_F - \alpha_{0F})}{57,3.S} \left[ \frac{k.\pi.D^2}{2} + \eta.C_{DC} \cdot \frac{(\alpha_F - \alpha_{0F})}{57,3} .Sm \right]$$

Onde:

$C_{L_f}$  = Coeficiente de sustentação da fuselagem

$\alpha_F$  = ângulo de ataque do avião em relação a linha de referencia

$\alpha_{0F}$  = ângulo para a sustentação nula da fuselagem (considera igual a zero)

S = área de referência = 32,54 m<sup>2</sup>

K = Fator de massa aparente = 0,86 ( $l_f / D = 5,87$ )

D = Diâmetro máximo do corpo = 1540 mm

$\eta$  = relação entre o coeficiente de arrasto de um cilindro infinito e o de um finito =

0,64



$C_{Dc}$  = coeficiente de arrasto em função do número de Mach. = 1,2 (para pequenos ângulos de ataque)

$S_m$  = Área molhada do corpo equivalente = 28,38 m<sup>2</sup>

$$C_{L_f} = \frac{\alpha_F}{57,3 \cdot 32,54} \left[ \frac{5,87 \cdot \pi \cdot 1,54^2}{2} + 0,64 \cdot 1,2 \cdot \frac{\alpha_F}{57,3} \cdot 28,38 \right]$$

$$C_{L_f} = 0,01173 \cdot \alpha_F + 0,000204 \alpha_F^2$$

Tabela 15-8 – Variação de  $C_{L_f}$  com o ângulo de ataque

<b>a</b>	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10	12	14	16
<b>a<sub>F</sub></b>	-7	-5	-3	-1	1	3	5	7	9	11	13	15	17
<b>C<sub>L<sub>f</sub></sub></b>	-0,0014	-0,001	-0,0006	-0,0002	0,0002	0,00061	0,00103	0,00144	0,00185	0,00226	0,00267	0,00308	0,0035

Variação de  $C_{L_f}$  com o ângulo de ataque

### 15.21. Coeficiente de arrasto parasita da fuselagem

O coeficiente de arrasto parasita da fuselagem pode ser determinado da seguinte forma:

$$C_{D0f} = C_{D0} + \Delta C_{D0Af} + \Delta C_{D0CAB}$$

Onde:

$C_{D0}$  = coeficiente de arrasto da fuselagem.

$\Delta C_{D0Af}$  = Acréscimo de arrasto devido ao enflexamento = 0 (para asa de material composto k = 0)

$\Delta C_{D0CAB}$  = Aumento de arrasto devido a cabine

$$\Delta C_{D0CAB} = 0,07 \cdot \frac{S_{cab}}{S}$$

Onde  $S_{cab}$  = área frontal da cabine = 0,414 m<sup>2</sup>



$$\Delta C_{D0CAB} = 0,07 \cdot \frac{0,414}{32,52} = 0,00089$$

$$C_{D0} = \frac{c_f \cdot F \cdot S_M}{S}$$

$$C_f = 0,0006$$

$$F = (L/D = 14,7) = 1,02$$

$$S_M = 28,38$$

$$S = 32,52$$

$$C_{D0} = \frac{c_f \cdot F \cdot S_M}{S} = 0,00053$$

$$C_{D0f} = 0,00053 + 0,00089 = 0,00142$$

## 15.22. Arrasto induzido da fuselagem

$$C_{Dif} = \frac{C_{lf} \cdot \alpha}{57,3}$$

### 15.22.1. Arrasto Sistema do tubo de distribuição do liquido do sistema de pulverização

O sistema de aspersão possui um tubo para a distribuição do liquido para os bicos atomizadores. Ete tubo é constituído de um perfil 63012 um comprimento de 15m e uma corda de 140 mm.

O coeficiente de arrasto  $C_{D\text{tubo}}$  é de 0,008

Logo temos:

$$C_{D\text{Tubo}} = C_{D\text{cilindro}} \frac{S_{\text{cilindro}}}{S}$$


---



$$S_{\text{cilindro}} = 0,14 \cdot 15 = 2,1$$

$$C_{D_{\text{Tubo}}} = 0,008 \cdot \frac{0,14 \cdot 15}{32,54} = 0,0005163$$

### 15.23. Determinação do Arrasto devido à Coleta de Ar - $C_{D_{COL}}$

Pode ser determinado a partir da seguinte equação

$$C_{D_{COL}} = \frac{\dot{m} \cdot V}{q \cdot S}$$

onde:

$C_{D_{COL}}$  = Coef. de Arrasto de Coleta do Ar

$\dot{m}$  = fluxo de massa de ar coletado (Kgf.s/m) = 0.9 (estimado)

$V$  = Velocidade de Cruzeiro = 75 m/s

$q$  = Pressão dinâmica = 3445,31 Kgf/m<sup>2</sup>

$S$  = área alar = 32.54 m<sup>2</sup>

$$C_{D_{COL}} = \frac{0,9 \cdot 75}{3445,31 \cdot 32,54} = 0,0006$$

$$C_{D_{COL}} = 0,0006$$

### 15.24. Cálculo do Arrasto do trem de pouso principal

Segundo Hoerner (1965), o coeficiente de arrasto do trem de pouso em principal para a configuração em questão tendo como referencia a área frontal do pneu é de:

$$C_{D_{\text{trem}}} = 0,3$$


---



$$C_{DTP} = C_{DTP} \frac{S_{pneu}}{S} = 0,3 \cdot \frac{0,82 \cdot 0,26}{32,54} = 0,001966 \text{ como são dois pneus}$$

$$C_{DTP} = 2 \cdot 0,001966$$

$$C_{DTP} = 0,00393$$

### 15.25. *Calculo do Arrasto da Bequilha*

Segundo Hoerner (1965), o coeficiente de arrasto da bequilha para a configuração em questão tendo como referencia a área frontal do pneu é de:

$$C_{D \text{ beq}} = 0,58$$

$$C_{D \text{ beq}} = C_{D \text{ beq}} \frac{S_{pneu}}{S} = 0,58 \cdot \frac{0,30 \cdot 0,09}{32,54} = 0,000481$$

### 15.26. *Calculo do acréscimo de arrasto devido as frestas do flap e aileron*

Segundo Charmichael (1994), o acréscimo de arrasto devido a efeitos das frestas das superfícies de comando pode ser estimado em 6% do arrasto parasita da asa.

$$C_{D \text{ frestas}} = 0,06 \cdot C_{Dow}$$

### 15.27. *Interferências*

#### 15.27.1. *Determinação do Coeficiente de Sustentação Asa-Fuselagem – $C_{Lwf}$*

O coeficiente de sustentação asa fuselagem pode ser definido da seguinte forma:



$$C_{L_{wf}} = C_{L_f}(\alpha) + [k_{w(f)} - k_{f(w)}] a \cdot (\alpha - \alpha_{ow}) \cdot \frac{S_e}{S}$$

Onde:

$$K_{w(f)} = 1,05$$

$$K_{f(w)} = 0,07$$

$S_e$  = área efetiva da asa (retirando-se a parte da fuselagem) = 30,3 m<sup>2</sup>

$$C_{L_{wf}} = 0,01173 \cdot \alpha + 0,000204 \alpha^2 + 4,8164 \cdot (\alpha - \alpha_{ow}) \cdot \frac{30,30}{32,52}$$

Tabela 15-9 – Coeficiente de Sustentação Asa-Fuselagem

<b>a</b>	<b>a<sub>F</sub></b>	<b>C<sub>L F</sub></b>	<b>C<sub>L asa</sub></b>	<b>C<sub>L A-F</sub></b>
-2	-3	-0,00061	0,325955	0,296833
0	-1	-0,0002	0,49751	0,453792
2	1	0,000205	0,669066	0,610752
4	3	0,000615	0,840621	0,767713
6	5	0,001025	1,012176	0,924674
8	7	0,001436	1,183732	1,081636
10	9	0,001848	1,355287	1,238598
12	11	0,00226	1,526842	1,395561
14	13	0,002672	1,698398	1,552524
16	15	0,003085	1,869953	1,709487
18	17	0,003498	2,041508	1,866452



### 15.28. Determinação da Sustentação Aeronave – $C_{L\text{aero}}$

$$C_{Laero} = C_{Lwf} + C_{LEH} \cdot \frac{S_{EH}}{S}$$

Sendo:

$$\frac{S_{EH}}{S} = \frac{6,21}{32,54} = 0,1908$$

Então:

$$C_{Laero} = C_{Lwf} + C_{LEH} \cdot 0,1908$$

Tabela 15-10 – Coeficiente de sustentação da Aeronave

$\alpha_F$	$C_{Lwf}$	$C_{LEH}$	$C_{LAERO}$
-4	0,218557	-0,17686	0,184813
-2	0,375517	-0,08843	0,358645
0	0,532477	0	0,532477
2	0,689438	0,088428	0,70631
4	0,846399	0,176856	0,880143
6	1,003361	0,265284	1,053977
8	1,160323	0,353712	1,227811
10	1,317285	0,44214	1,401646
12	1,474248	0,530568	1,575481
14	1,631212	0,618996	1,749316
16	1,788176	0,707423	1,923153



### 15.29. Coeficiente de sustentação máximo asa-fuselagem

$$C_{Lmaxwf} = K_M \cdot C_{Lmax}$$

$K_M$  = relação entre os coeficientes de sustentação (0,98)

$$C_{Lmaxwf} = 0,98 \cdot 1,73 = 1,69$$

### 15.30. Ângulo de Estol asa-fuselagem

$$\alpha_{swf} = K_s \cdot \alpha_s$$

$K_s$  pode ser considerado aproximadamente igual a 1.

$$\alpha_{swf} = 0,268 \text{ rad}$$

### 15.31. Incremento de arrasto devido ao acoplamento asa-fuselagem

$$\Delta C_{Dwf} = 0,05 \cdot [C_{Dof} + C_{Dif}]$$

$$\Delta C_{Dwf} = 0,05 \cdot \left[ 0,00053 + \frac{C_{lf} \cdot \alpha}{57,3} \right]$$

### 15.32. Acréscimos de arrasto devido às junções

#### 15.32.1. Acréscimo de arrasto devido à junção Empenagens – Fuselagem

$$\Delta C_{Def} = n_1 \left[ 0,8 \cdot (t/c)^3 - 0,0005 \right] \cdot \frac{c_j^2}{S}$$

$$\Delta C_{Def} = 4 \left[ 0,8 \cdot (0,12)^3 - 0,0005 \right] \cdot \frac{1,35^2}{32,52}$$

$$\Delta C_{Def} = 0,0001978$$


---



### **15.32.2. Acréscimo de arrasto devido à junção da empenagem horizontal com a vertical**

$$\Delta C_{DHV} = \frac{n_2}{2} \left[ 17.(t/c)^4 - 0,05(t/c)^2 \right] \cdot \frac{c_j^2}{S}$$

$$\Delta C_{DHV} = \left[ 17.(0,12)^4 - 0,05(0,12)^2 \right] \cdot \frac{1,35^2}{32,52}$$

$$\Delta C_{DHV} = 0,000157$$

### **15.33. Outros arrastos**

A título de arrastos não mensurados (instrumentação, pequenas saliências, etc) e margem de segurança será feita uma soma de 10% no arrasto total.

#### **15.33.1. Acréscimo de Sustentação devido ao flap**

Para a aeronave projetada ser capaz de atender as especificações dos pontos escolhidos na construção dos gráficos de carga alar, faz-se necessário que esta apresente um  $C_L$  máximo de 2,0 e 1,8 durante a decolagem. Pelo perfil escolhido chega-se a um valor máximo de  $C_L$  de aproximadamente 1,45. Faz-se necessário, portanto um acréscimo de 0,55 na sustentação da asa devido a presença dos flapes, e 0,35 durante a decolagem.

Por este motivo será feito o dimensionamento de flapes capazes de propiciarem esse ganho adicional de sustentação.

O dimensionamento destes flapes será feito de acordo com a metodologia descrita por Pazmany [3].

A seguinte equação é proposta para determinação do acréscimo de sustentação devido aos flapes.



$$\Delta C_L = \frac{F(A)}{F(6)} \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3$$

onde

$F(A) / F(6)$  = Fator dependente do alongamento da asa.

$\lambda_1$  = Fator dependente da relação entre a corda do flap e a corda da asa.

$\lambda_2$  = Fator dependente do tipo de flap.

$\lambda_3$  = Fator dependente da relação entre a envergadura do flap e a envergadura da asa.

De acordo com os gráficos apresentado por Pazmany[3], temos então.

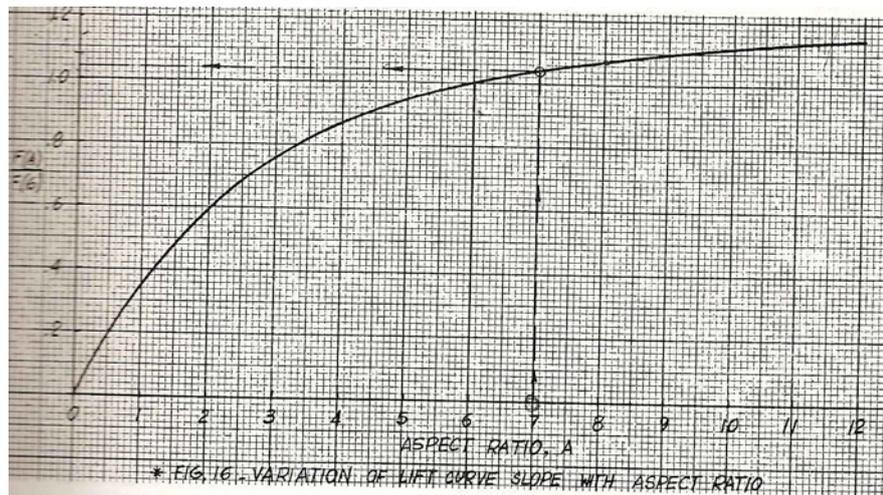


Figura 15-5– Gráficos de dimensionamento

Alongamento da asa  $\rightarrow AR = 9,79$

$$F(A) / F(6) = 1,1$$

Será adotada a relação entre corda do flap e corda da asa, igual a 0,25%.

Urutau

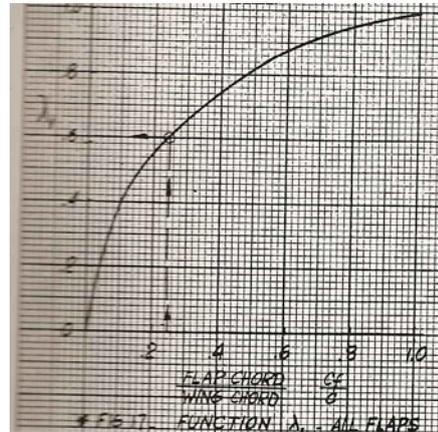


Figura 15-6– Gráficos de dimensionamento

$$\lambda_1 = 0,6$$

Para a decolagem supõe-se um ângulo de deflexão dos flapes de  $25^{\circ}$ . Esse valor mais baixo de deflexão foi escolhido, pois durante a corrida de decolagem o arrasto produzido pelos flapes é muito prejudicial. Portanto, quanto menor a deflexão necessária nos flapes, melhor será o desempenho da aeronave. Para esse valor de deflexão de flaps, temos:

$$\lambda_2 = 1,0$$

Caso os flapes estivessem presentes por toda envergadura da asa, o valor de  $\lambda_3$ , seria igual a 1, e o acréscimo de sustentação seria portanto:

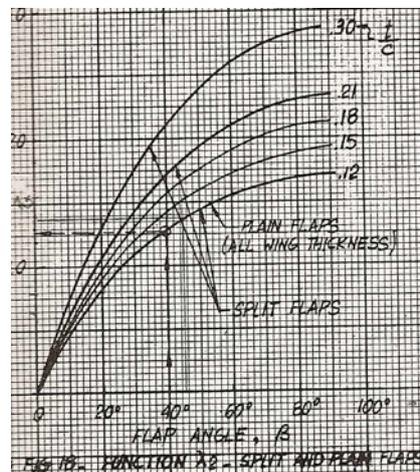




Figura 15-7– Gráficos de dimensionamento

$$\Delta C_L = \frac{F(A)}{F(6)} \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 = 1,1 \cdot 0,6 \cdot 1,0 \cdot 1 = 0,66$$

Porém somente 0,35 são necessários de acréscimo de sustentação, logo a valor de  $\lambda_3$  pode ser determinado, para se encontrar a envergadura de flap necessária.

$$\Delta C_L = 0,35 = 0,66 \cdot \lambda_3$$

$$\lambda_3 = 0,53$$

Para esse valor de  $\lambda_3$ , o valor necessário de envergadura de flaps.

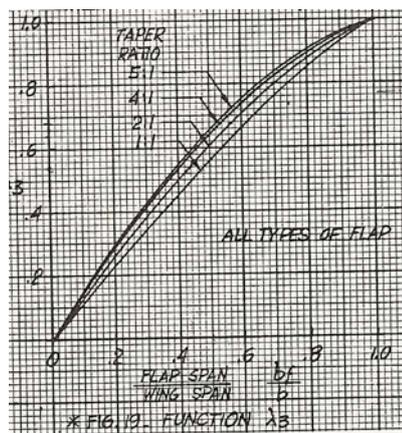


Figura 15-8– Gráficos de dimensionamento

Envergadura dos flaps / Envergadura da asa = 0,45

Assim será adotado uma relação de 0.5.

Portanto com flaps que ocupem 0,5% da envergadura e 25% da corda, são necessários 25° de deflexão para a decolagem.



Porém a aeronave deve ser capaz de atingir um valor de  $C_{L_{max}}$  de 2,0. Para os flaps utilizados anteriormente deve-se calcular qual a deflexão necessária para esse ganho de sustentação (0,55).

$$F(A) / F(6) = 1,1$$

$$\lambda_1 = 0,6$$

$$\lambda_3 = 0,53$$

$$\Delta C_L = \frac{F(A)}{F(6)} \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 = 1,1 \cdot 0,6 \cdot \lambda_2 \cdot 0,53 = 0,3498 \cdot \lambda_2 = 0,55$$

$$\lambda_2 = 1,57$$

Esse valor de  $\lambda_2$ , equivale a  $60^\circ$  de deflexão de flaps.

Dados da aeronave definidos nesta etapa do projeto.

Corda dos flaps em relação a corda da asa  $\rightarrow$  0,25

Envergadura dos flaps em relação a envergadura da asa  $\rightarrow$  0,6

Deflexão dos flaps necessária para decolagem  $\rightarrow$   $20^\circ$

Deflexão dos flaps necessária para pouso  $\rightarrow$   $60^\circ$

### 15.34. Características de Planeio da Aeronave com motor em marcha lenta

As velocidades de afundamento de uma aeronave são obtidas através da razão da velocidade de avanço pela razão de planeio da aeronave, sendo que tal razão é definida como a razão entre os coeficientes de sustentação e arrasto para uma dada velocidade.

---

Urutau



$$E = \frac{C_L}{C_D}$$

Admite-se que o motor não está produzindo tração e a hélice não está produzindo arrasto.

A partir da equação da sustentação, podemos isolar o termo da velocidade:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot L}{\rho \cdot S \cdot C_L}}$$

$$V_y = \frac{V}{\sqrt{1 + E^2}}$$

onde:

V= Velocidade da aeronave segundo a sua trajetória

$V_y$ = Velocidade de afundamento

L = Força de Sustentação

$\rho$  = Densidade do ar

S = Area alar

$C_L$ = Coeficiente de sustentação

E = Eficiência

Sendo:

L=W=4760,9 kgf

$\rho$  = 0,125 kgf.s<sup>2</sup>/m<sup>4</sup>

S=32,54 m<sup>2</sup>

Então:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 4760,9}{0,125 \cdot 32,54}} \cdot \sqrt{\frac{1}{C_L}} = \frac{48,38}{\sqrt{C_L}} \text{ m/s} \quad \text{ou} \quad \frac{174,18}{\sqrt{C_L}} \text{ km/h}$$



Tabela 15-11 – Velocidade de Afundamento da Aeronave

$a_F$	$C_{L \text{ aero}}$	$C_D \text{ aer}$	E	V (km/h)	$V_y$ (m/s)
-4	0,18460895	0,01262652	14,62074	405,3889	-7,68399
-3	0,27152462	0,01339296	20,27369	334,2671	-4,57436
-2	0,3584404	0,01450461	24,71217	290,9309	-3,26754
-1	0,44535632	0,01607068	27,71235	261,0024	-2,61448
0	0,53227235	0,0182051	29,23754	238,7434	-2,26691
1	0,61918851	0,02100197	29,48241	221,3537	-2,08436
2	0,7061048	0,0245196	28,79756	207,283	-1,99822
3	0,79302121	0,02877327	27,56104	195,5942	-1,97003
4	0,87993774	0,03373599	26,08306	185,6831	-1,97602
5	0,9668544	0,03934675	24,57266	177,1405	-2,0008
6	1,05377118	0,04552466	23,14726	169,6778	-2,03431
7	1,14068808	0,05218742	21,85753	163,0853	-2,07041
8	1,22760511	0,05927193	20,71141	157,2059	-2,10597
9	1,31452227	0,06675452	19,69188	151,9198	-2,14025
10	1,40143955	0,0746678	18,76899	147,1333	-2,17446
11	1,48835695	0,08311071	17,90813	142,7726	-2,21114
12	1,57527448	0,09224791	17,07653	138,7779	-2,25359
13	1,66219213	0,10229443	16,2491	135,1007	-2,30518
14	1,74910991	0,11348068	15,41328	131,7012	-2,36854
15	1,83602781	0,12599289	14,57247	128,546	-2,44457
16	1,92294583	0,13988337	13,74678	125,6073	-2,53143
17	2,00986398	0,1549448	12,97148	122,8613	-2,62323
18	2,09678225	0,17054192	12,29482	120,2878	-2,70873
19	2,18370065	0,18539422	11,77869	117,8696	-2,76976



### 15.35. Cálculo dos coeficientes da aeronave completa

Os coeficientes de arrasto da aeronave completa serão obtidos pelo somatório de todos os componentes calculados neste capítulo. A Tabela 15-12 os resultados obtidos para a configuração de cruzeiro, enquanto a Tabela 15-13 apresenta os valores para a configuração de decolagem.

Tabela 15-12 – Coeficientes de Arrasto (Cruzeiro)

Asa		Emp. Horizontal		Fuselagem		Emp. Vertic	Interferência				Trem Prin	Bequilha	Coleta Ar	Cilindro	D frestas		Total
C <sub>Dow</sub>	C <sub>Dw</sub>	C <sub>D, EH</sub>	C <sub>D, EH</sub>	C <sub>D, of</sub>	C <sub>D, f</sub>	C <sub>D, EV</sub>	C <sub>D, A-F</sub>	C <sub>D, E-F</sub>	C <sub>D, EV-EH</sub>	C <sub>DTP</sub>	C <sub>D Beq</sub>	C <sub>D col</sub>	C <sub>D cilin</sub>	C <sub>D frestas</sub>	C <sub>D outros</sub>	C <sub>D aer</sub>	
0,00622	9,7E-06	0,00105	0,00126	0,00142	0,00017	0,00048	3,5E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00037	0,00169	0,01859	
0,00632	0,00013	0,00103	0,00092	0,00142	0,00013	0,00047	3,3E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00038	0,00167	0,01838	
0,00636	0,00065	0,00101	0,00064	0,00142	8,9E-05	0,00047	3,1E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00038	0,00169	0,01862	
0,0062	0,00159	0,00099	0,00041	0,00142	5,7E-05	0,00046	2,9E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00037	0,00174	0,01915	
0,00584	0,00294	0,00098	0,00023	0,00142	3,2E-05	0,00045	2,8E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00035	0,00182	0,01997	
0,00535	0,0047	0,00097	0,0001	0,00142	1,4E-05	0,00045	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00032	0,00192	0,02116	
0,00485	0,00687	0,00096	2,6E-05	0,00142	3,6E-06	0,00045	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00029	0,00208	0,02285	
0,00443	0,00945	0,00096	0	0,00142	0	0,00044	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00027	0,00229	0,02517	
0,0042	0,01244	0,00096	2,6E-05	0,00142	3,6E-06	0,00045	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00025	0,00257	0,02823	
0,00422	0,01585	0,00097	0,0001	0,00142	1,4E-05	0,00045	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00025	0,00292	0,0321	
0,0045	0,01966	0,00098	0,00023	0,00142	3,2E-05	0,00045	2,8E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00028	0,00335	0,0368	
0,00501	0,02389	0,00099	0,00041	0,00142	5,7E-05	0,00046	2,9E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,0003	0,00384	0,04229	
0,0057	0,02852	0,00101	0,00064	0,00142	8,9E-05	0,00047	3,1E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00034	0,00441	0,04851	
0,00648	0,03357	0,00103	0,00092	0,00142	0,00013	0,00047	3,3E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00039	0,00503	0,05536	
0,00726	0,03903	0,00105	0,00126	0,00142	0,00018	0,00048	3,5E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00044	0,0057	0,06274	
0,008	0,0449	0,00108	0,00164	0,00142	0,00023	0,0005	3,8E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00048	0,00642	0,07058	
0,00866	0,05118	0,00111	0,00208	0,00142	0,00029	0,00051	4,1E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00052	0,00717	0,07885	
0,00927	0,05787	0,00114	0,00257	0,00142	0,00036	0,00053	4,4E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00056	0,00796	0,0876	
0,00994	0,06497	0,00118	0,00311	0,00142	0,00043	0,00054	4,8E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,0006	0,00881	0,09693	
0,01083	0,07248	0,00122	0,0037	0,00142	0,00052	0,00056	5,2E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00065	0,00973	0,10704	
0,01215	0,08041	0,00126	0,00434	0,00142	0,00061	0,00058	5,7E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00073	0,01074	0,11818	
0,01413	0,08874	0,00131	0,00503	0,00142	0,0007	0,00061	6,2E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00085	0,01187	0,13061	
0,01697	0,09749	0,00136	0,00578	0,00142	0,00081	0,00063	6,7E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00102	0,01314	0,14456	
0,02071	0,10665	0,00142	0,00657	0,00142	0,00092	0,00066	7,2E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00124	0,01455	0,16009	
0,02515	0,11621	0,00148	0,00742	0,00142	0,00104	0,00068	7,8E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00151	0,01609	0,17695	
0,02964	0,12619	0,00154	0,00832	0,00142	0,00116	0,00071	8,5E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00178	0,01767	0,1944	
0,03292	0,13658	0,00161	0,00927	0,00142	0,0013	0,00074	9,1E-05	0,0002	0,00016	0,00393	0,00048	0,0006	0,00052	0,00198	0,01918	0,21096	

Tabela 15-13 – Coeficientes de Arrasto (Decolagem)

Asa		Emp. Horizontal		Fuselagem		Emp. Vertical	Interferência				Trem Prin.	Bequilha	Coleta Ar	Cilindro	D frestas		Total
C <sub>Dow</sub>	C <sub>Dw</sub>	C <sub>D, EH</sub>	C <sub>D, EH</sub>	C <sub>D, of</sub>	C <sub>D, f</sub>	C <sub>D, EV</sub>	C <sub>D, A-F</sub>	C <sub>D, E-F</sub>	C <sub>D, EV-EH</sub>	C <sub>DTP</sub>	C <sub>D Beq</sub>	C <sub>D col</sub>	C <sub>D cilin</sub>	C <sub>D frestas</sub>	C <sub>D outros</sub>	C <sub>D aer</sub>	
0,00466	0,01588	0,00101	0,00064	0,00142	8,9E-05	0,0004651	3,1E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00028	0,0034	0,03742	
0,00493	0,01969	0,00099	0,00041	0,00142	5,7E-05	0,0004577	2,9E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,0003	0,00378	0,04162	
0,0053	0,02392	0,00098	0,00023	0,00142	3,2E-05	0,0004519	2,8E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00032	0,00422	0,04646	
0,00577	0,02856	0,00097	0,0001	0,00142	1,4E-05	0,0004478	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00035	0,00472	0,05194	
0,00634	0,03361	0,00096	2,6E-05	0,00142	3,6E-06	0,0004453	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00038	0,00528	0,05805	
0,00702	0,03908	0,00096	0	0,00142	0	0,0004445	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00042	0,00589	0,06481	
0,00779	0,04495	0,00096	2,6E-05	0,00142	3,6E-06	0,0004453	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00047	0,00656	0,0722	
0,00866	0,05123	0,00097	0,0001	0,00142	1,4E-05	0,0004478	2,7E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00052	0,00729	0,08024	
0,00963	0,05793	0,00098	0,00023	0,00142	3,2E-05	0,0004519	2,8E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00058	0,00808	0,08891	
0,0107	0,06503	0,00099	0,00041	0,00142	5,7E-05	0,0004577	2,9E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00064	0,00893	0,09822	
0,01187	0,07255	0,00101	0,00064	0,00142	8,9E-05	0,0004651	3,1E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00071	0,00983	0,10817	
0,01314	0,08047	0,00103	0,00092	0,00142	0,00013	0,0004742	3,3E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00079	0,0108	0,11875	
0,01451	0,08881	0,00105	0,00126	0,00142	0,00018	0,0004849	3,5E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00087	0,01182	0,12998	
0,01598	0,09756	0,00108	0,00164	0,00142	0,00023	0,0004973	3,8E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00096	0,0129	0,14185	
0,01754	0,10672	0,00111	0,00208	0,00142	0,00029	0,0005113	4,1E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00105	0,01403	0,15435	
0,01921	0,11629	0,00114	0,00257	0,00142	0,00036	0,0005269	4,4E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00115	0,01523	0,16749	
0,02098	0,12627	0,00118	0,00311	0,00142	0,00043	0,0005442	4,8E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00126	0,01648	0,18127	
0,02285	0,13667	0,00122	0,0037	0,00142	0,00052	0,0005632	5,2E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00137	0,01779	0,19589	
0,02481	0,14747	0,00126	0,00434	0,00142	0,00061	0,0005838	5,7E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00149	0,01916	0,21075	
0,02688	0,15869	0,00131	0,00503	0,00142	0,0007	0,0006061	6,2E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00161	0,02059	0,22645	
0,02905	0,17031	0,00136	0,00578	0,00142	0,00081	0,00063	6,7E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00174	0,02207	0,24279	
0,03131	0,18235	0,00142	0,00657	0,00142	0,00092	0,0006555	7,2E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00188	0,02361	0,25976	
0,03368	0,1948	0,00148	0,00742	0,00142	0,00104	0,0006827	7,8E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00202	0,02522	0,27738	
0,03614	0,20766	0,00154	0,00832	0,00142	0,00116	0,0007116	8,5E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00217	0,02688	0,29563	
0,03871	0,22093	0,00161	0,00927	0,00142	0,0013	0,000742	9,1E-05	0,0002	0,00016	0,0076	0,00048	0,0006	0,00052	0,00232	0,02859	0,31453	



15.36. Contribuição das parcelas do coeficiente de arrasto para o valor global.

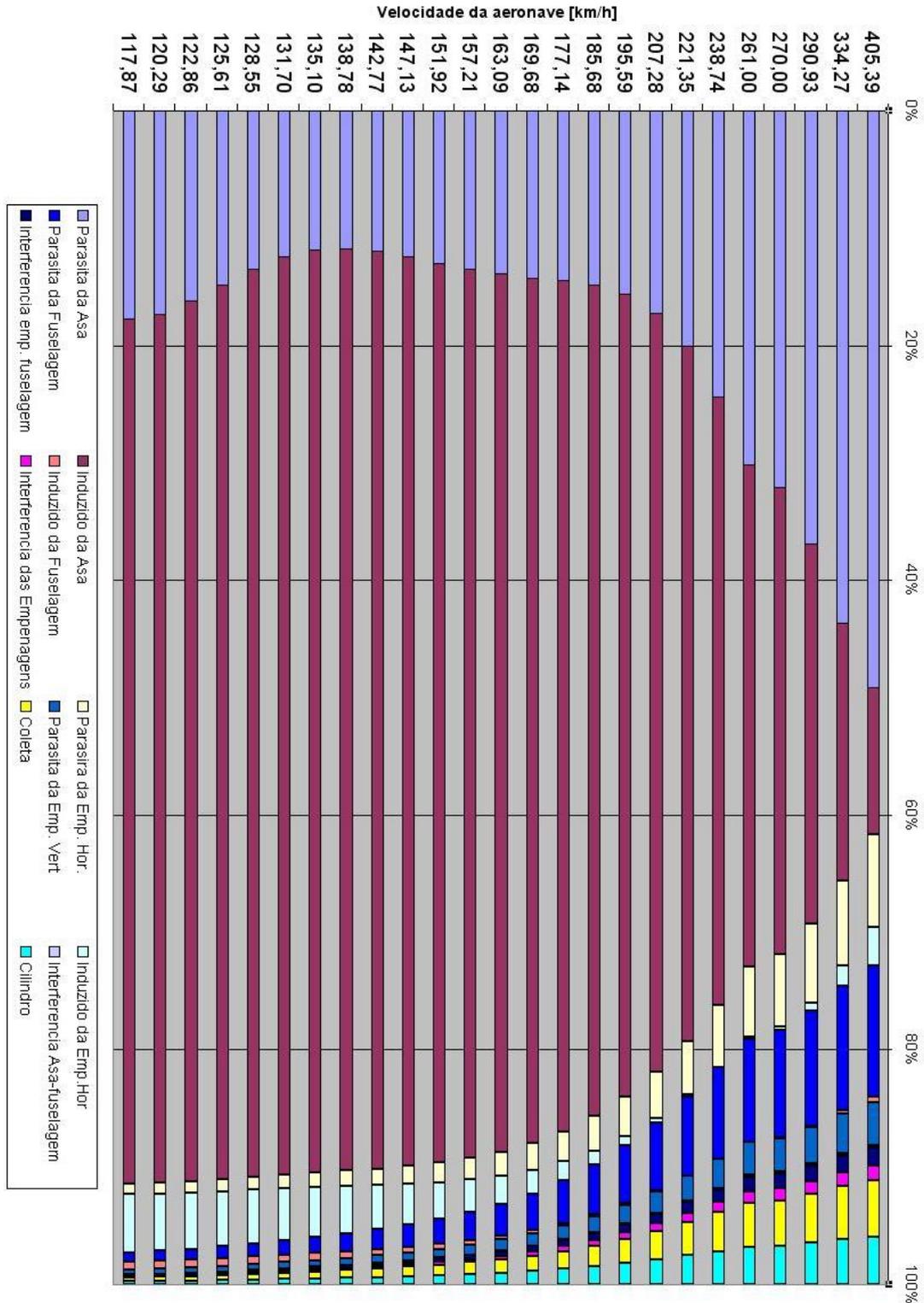
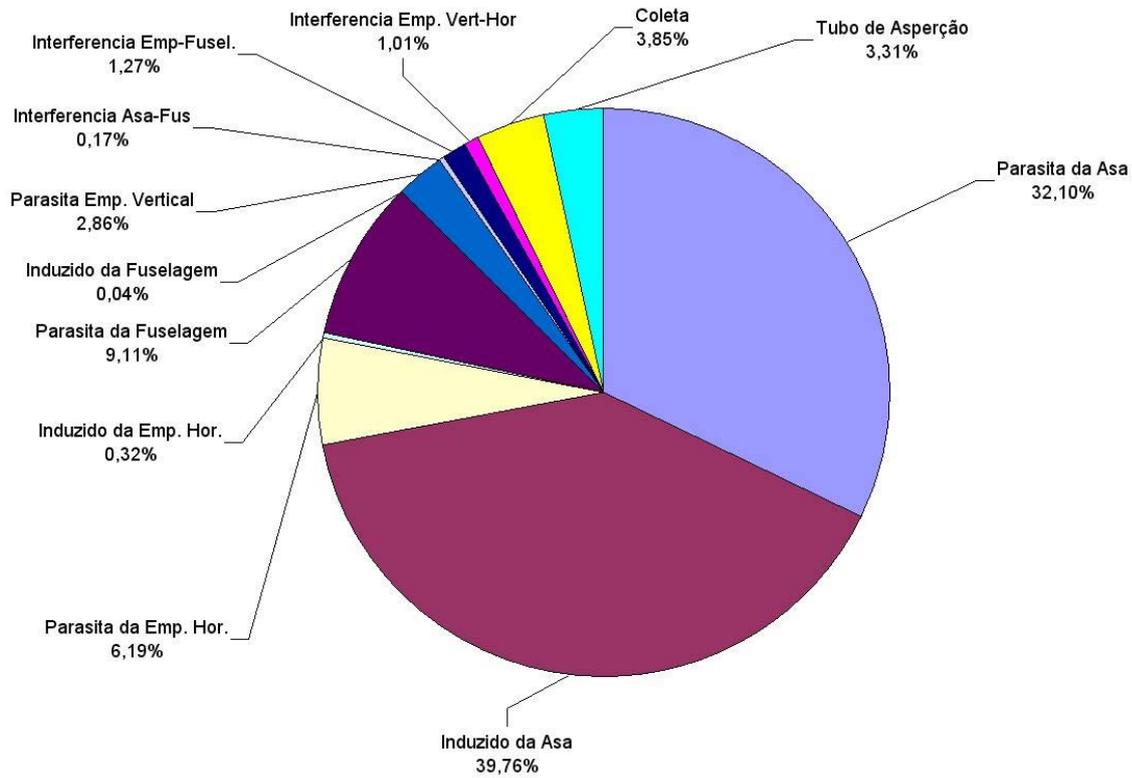


Figura 15-9 – Contribuição das Parcelas para o Coeficiente de Arrasto



**15.37. Parcelas de cada componente de arrasto no valor global deste coeficiente para velocidade de 270 Km/h**



**Figura 15-10 – Contribuição das parcelas de arrasto, para a velocidade de 270 km/h**



### 15.38. Polar de arrasto da aeronave completa

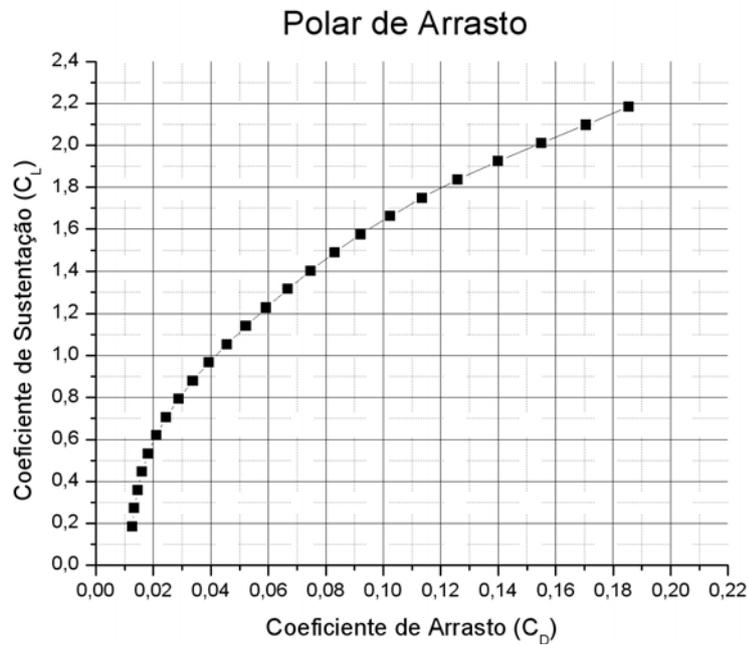


Figura 15-11 – Polar de Arrasto Completa

### 15.39. Curva $C_D$ x $\alpha$ da aeronave completa

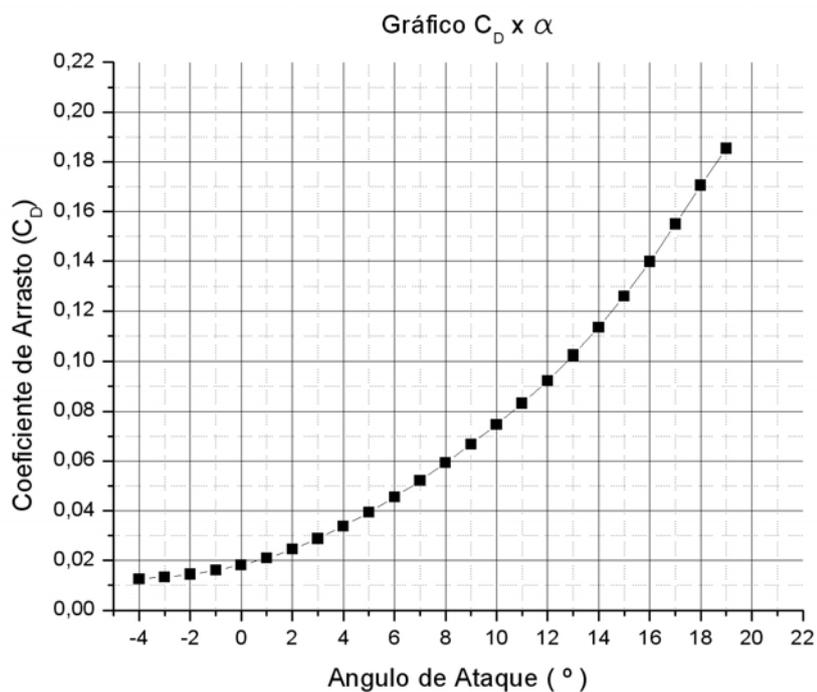


Figura 15-12 – Coeficiente de Arrasto da Aeronave



15.40. Curva  $C_D$  x  $a$  da aeronave completa

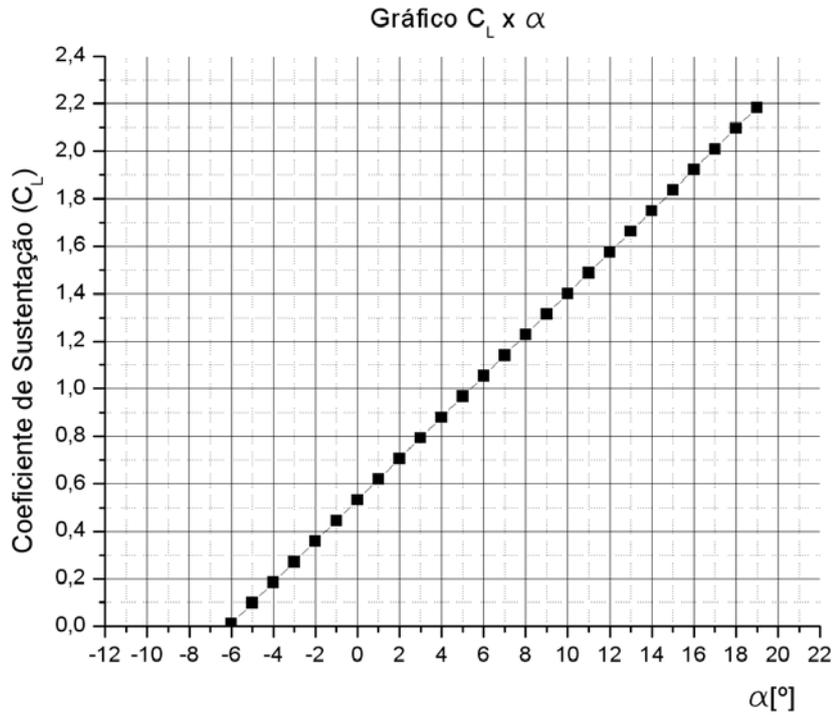


Figura 15-13 – Arrasto da Aeronave em função do angulo de ataque

15.41. Polar de velocidades da aeronave completa

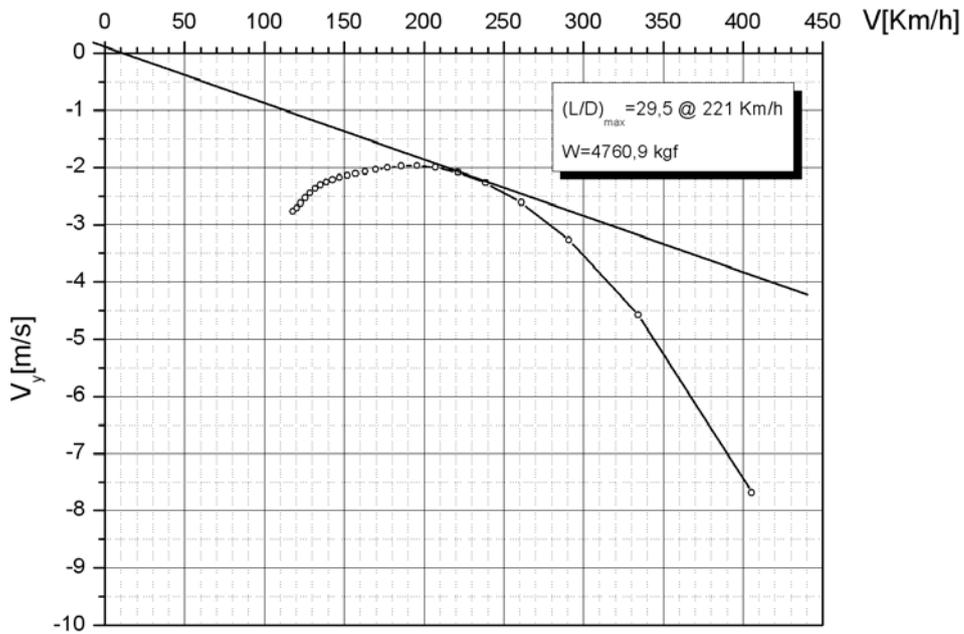


Figura 15-14 – Polar de Velocidades da Aeronave Completa



**15.42. Comparação entre a polar calculada e estimativa inicial**

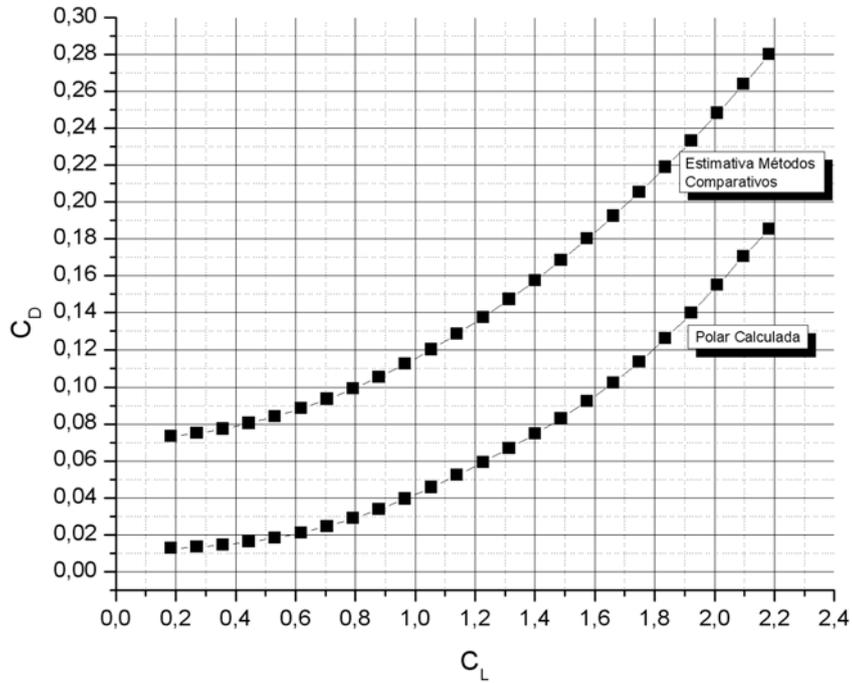


Figura 15-15 – Comparação entre as Polares estimadas e calculadas

**15.43. Polar de arrasto da aeronave completa para atitude de decolagem**

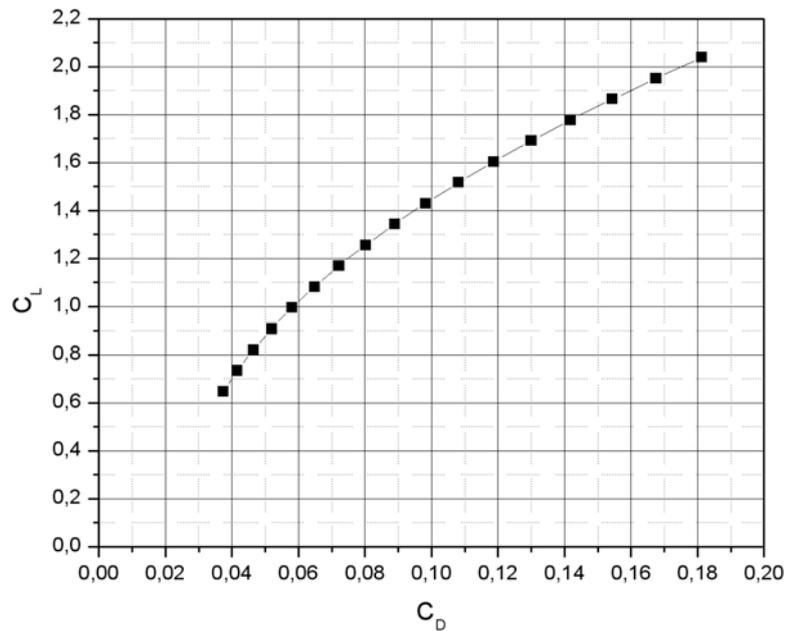


Figura 15-16 – Polar de Arrasto completa (decolagem)



15.44. Contribuição das parcelas de coeficiente de arrasto para o valor global

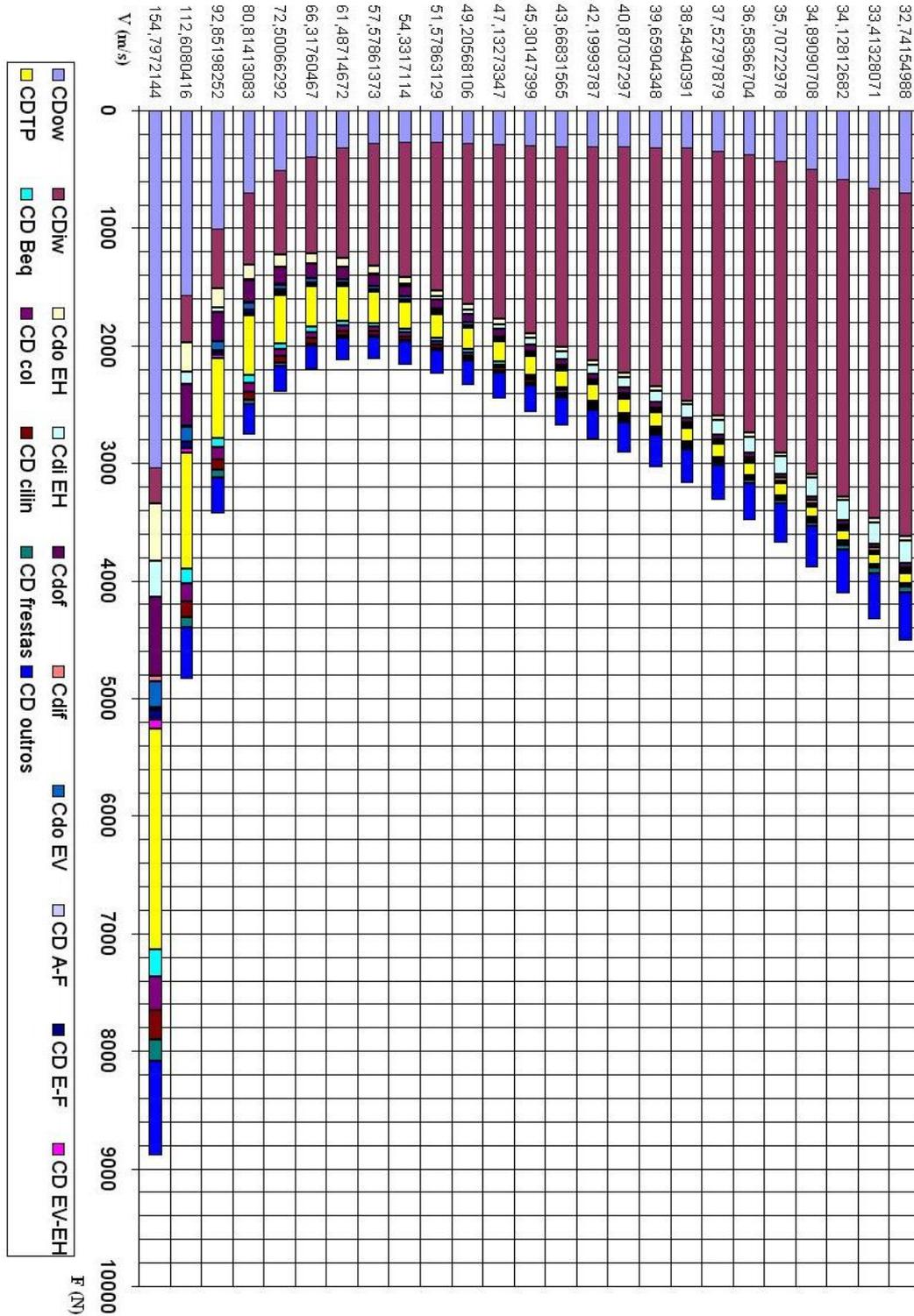


Figura 15-17 – Parcelas do Coeficiente de Arrasto Global



## 16. Cálculos de Desempenho

A aeronave urutau se enquadra na categoria “utilitária” de acordo com as normas FAR part 23. Os cálculos de desempenho desta aeronave constarão de:

- Curvas de “Potência x Velocidade” a potência máxima.
- Curvas de “Potência x Velocidade” a potência de cruzeiro
- Curvas de razão de Subida x Velocidade” a potência máxima.
- Curvas de razão de Subida x Velocidade” a potência de cruzeiro
- Velocidade de Estol
- Velocidade de autonomia máxima
- Velocidade de Cruzeiro
- Velocidade de máxima razão de subida
- Velocidade de máximo ângulo de subida.
- Razão de subida máxima
- Alcance máximo
- Corrida de pouso e decolagem

### 16.1. Dados de Entrada

As informações necessárias para o desenvolvimento deste trabalho são apresentadas a seguir:

Envergadura: 17,10 m

Comprimento da Fuselagem:

Área alar – 32,54 m

Peso máximo de decolagem: 4791 kgf

Perfilagem da asa – NLF(1)-0215 F

Motorização: Turbina Walter M-601E – 657 HP (Max. de cruzeiro)

Tanque de combustível: 1200 litros na asa

Hélice tripa de passo variável (Clark Y)

---

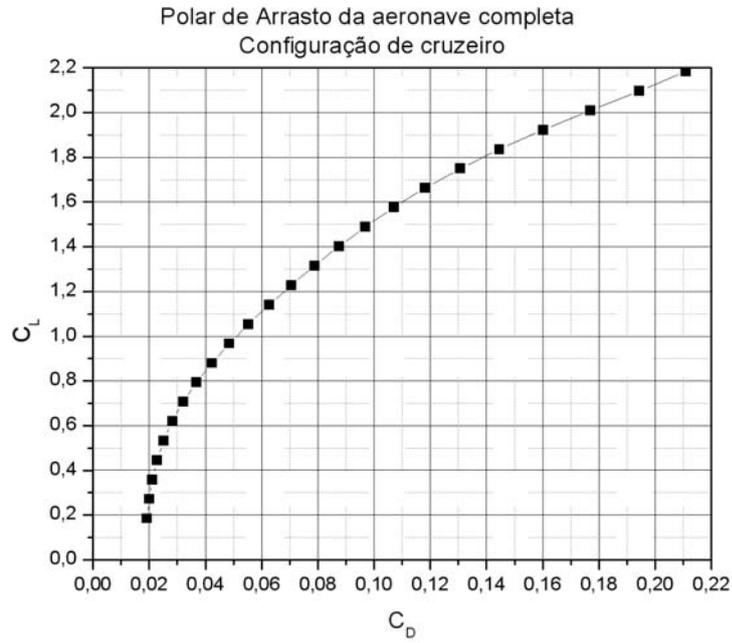


Figura 16-1 – Polar de Arrasto da Aeronave



Tabela 16-1 - Razão de Planeio

$a_F$	$C_{L \text{ aero}}$	$C_{D \text{ aer}}$	E	V (km/h)	$V_y$ (m/s)
-4	0,18460895	0,01915046	9,639922	405,3889	-11,6191
-3	0,27152462	0,0199699	13,59669	334,2671	-6,81062
-2	0,3584404	0,02116052	16,93911	290,9309	-4,76257
-1	0,44535632	0,02284963	19,49074	261,0024	-3,71486
0	0,53227235	0,02517009	21,14702	238,7434	-3,13253
1	0,61918851	0,02823161	21,93245	221,3537	-2,80057
2	0,7061048	0,03210221	21,99552	207,283	-2,61504
3	0,79302121	0,03679965	21,54969	195,5942	-2,51852
4	0,87993774	0,04229251	20,80599	185,6831	-2,47617
5	0,9668544	0,04850964	19,93118	177,1405	-2,46568
6	1,05377118	0,05535671	19,03602	169,6778	-2,47257
7	1,14068808	0,06273775	18,18185	163,0853	-2,48782
8	1,22760511	0,0705792	17,3933	157,2059	-2,5065
9	1,31452227	0,07885346	16,67044	151,9198	-2,52688
10	1,40143955	0,08759856	15,99843	147,1333	-2,54967
11	1,48835695	0,09692983	15,35499	142,7726	-2,57735
12	1,57527448	0,1070393	14,71679	138,7779	-2,61339
13	1,66219213	0,11817768	14,06519	135,1007	-2,66143
14	1,74910991	0,13061363	13,39148	131,7012	-2,72428
15	1,83602781	0,14456429	12,70042	128,546	-2,80282
16	1,92294583	0,16009066	12,01161	125,6073	-2,89475
17	2,00986398	0,17695098	11,35831	122,8613	-2,99311
18	2,09678225	0,19440458	10,78566	120,2878	-3,0847
19	2,18370065	0,21095834	10,35134	117,8696	-3,14837



### 16.1.1. Dados da turbina

O motor escolhido para a aeronave é a Turbina Walter M 601 E. As características gerais deste motor são mostradas na Tabela 16-2..

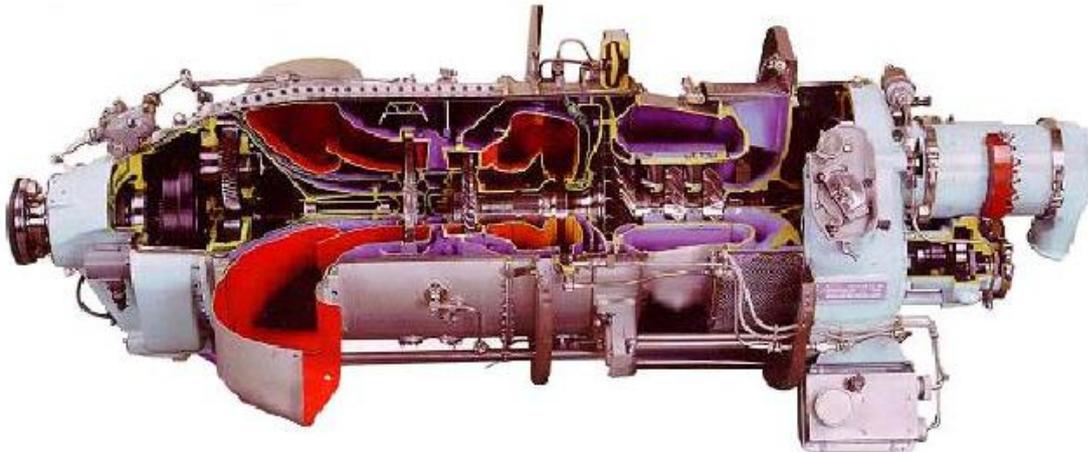


Figura 16-2 - Turbina M601E

Tabela 16-2 - Dados turbinas Walter

Model	Rating	Shaft Power [kW (shp)]	Equivalent Power [kW (shp)]	<sup>1</sup> ITT <sub>max</sub> [°C]	Fuel Consumption [kg/h (lb/h)]	ESFC [g/kWh (lb/shp.h)]	Max. Gas Generator Speed [%]	Propeller Speed [rpm]	Ambient		Max. Time of Continuous Operation	Torque at 100% on Indicator [Nm (lb ft)]	<sup>2</sup> Max. Torque [% / lb ft]
									Pressure [kPa]	Temperature [°C (°F)]			
M601E according to JAR	Take-Off	560 (751)	595 (798)	710	235.025 (518.1)	395 (.849)	98.6	2080	101.325	+ 15 (59)	5 min	2570 (1898)	108.5 / 2737 (108.5 / 2018)
		560 (751)	595 (798)	735	-	-	100		101.325	+ 23 (73)			
	Take-Off with Water Inject.	560 (751)	595 (798)	735	-	-	100	1700-2080	97.325	+ 33 (91)	5 min	2570 (1898)	108.5 / 2737 (108.5 / 2018)
		490 (657)	521 (699)	680	213.61 (470.9)	410 (.874)	96.5		101.325	+ 15 (59)			
	Max. Continuous	490 (657)	521 (699)	690	-	-	97	1700-2080	101.325	+ 18 (64)	unlimited	2570 (1898)	100 / 2570 (100 / 1898)
		560 (751)	595 (798)	710	235.025 (518.1)	395 (.849)	98.6		2080	101.325			
	<sup>7</sup> Intermed. Contingency	560 (751)	595 (798)	780	-	-	100.5	2080		101.325	+ 28 (82)	for finishing the flight	2570 (1898)
560 (751)		595 (798)	780	-	-	102	97.325		<sup>8</sup> + 28 (82)	10 min			
M601E according to FAR	Take-Off	560 (751)	595 (798)	710	235.025 (518.1)	395 (.849)	98.6	2080	101.325	+ 15 (59)	5 min	2570 (1898)	108.5 / 2737 (108.5 / 2018)
		560 (751)	595 (798)	735	-	-	100		101.325	+ 23 (73)			
	Take-Off with Water Inject.	560 (751)	595 (798)	735	-	-	100	1700-2080	97.325	+ 33 (91)	5 min	2570 (1898)	108.5 / 2737 (108.5 / 2018)
		490 (657)	521 (699)	680	213.61 (470.9)	410 (.874)	96.5		101.325	+ 15 (59)			
	Climb and Max. Cruise	490 (657)	521 (699)	690	-	-	97	1700-2080	101.325	+ 18 (64)	unlimited	2570 (1898)	100 / 2570 (100 / 1898)
		560 (751)	595 (798)	710	235.025 (518.1)	395 (.849)	98.6		2080	101.325			
	<sup>7</sup> Max. Continuous	560 (751)	595 (798)	780	-	-	100.5	2080		101.325	+ 28 (82)	for finishing the flight	2570 (1898)
560 (751)		595 (798)	780	-	-	102	97.325		<sup>8</sup> + 28 (82)	5 min			
Max. Take-Off	<sup>8</sup> 595 (798)	630 (845)	780	-	-	102	2080	97.325	<sup>8</sup> + 28 (82)	5 min	2570 (1898)	108.5 / 2737 (108.5 / 2018)	



Tabela 16-3 - Dados da Turbina

	M601D	M601E	M601F	M601T	M601Z
Mass (kg)	193 (425.5 lb)	200 (445 lb)	202 (445 lb)	202 (445 lb)	197 (434 lb)
Length (m)	1,675 (5 ft 5.95 in)				
Width (m)	590 (1.5 ft 5.23in)	590 (1.5ft 5.23in)	590 (1.5ft 5.23in)	590 (1.5ft 5.23in)	590 (1.5ft 5.23in)
Height (m)	650 (2 ft 1.59 in)	635 (2 ft 1 in)			

these values are meant for fully fitted engine with the instruments

A turbina apresenta uma potencia de 560KW que só pode ser utilizada durante 5 minutos e uma potencia de 490 KW que é a potencia máxima de uso por tempo ilimitado. Desta forma estas serão as potências utilizadas para o calculo do desempenho.

## 16.2. Cálculo da potência requerida ( $P_{req}$ ) ao nível do mar

A potência requerida pode ser calculada pela seguinte expressão:

$$P_{req} = W \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}} \cdot \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \quad (\text{Pullin, 1976}) \quad (1)$$

Onde:  $P_{req}$  = potência requerida ao nível do mar

W = peso máximo de decolagem

$\rho$  = densidade do ar

S = área alar

sendo:

$$W = 4760 \times 9,81 = 46704 \text{ N}$$

$$\rho = 1,22 \text{ Kg/ m}^3$$

$$S = 32.54 \text{ m}^2$$



$C_D / C_L^{3/2}$  - Tabela

Então:

$$P_{req} = 46704 \cdot \sqrt{\frac{2 \times 46704}{1,22 \cdot 32,52}} \cdot \frac{C_D}{C_L^{3/2}}$$

$$P_{req} = 2261544 \cdot \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \text{ [N.m/s = W]}$$

$$P_{req} = 3032,8 \cdot \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \text{ [hp]}$$

Podemos construir a tabela a seguir:

---



Tabela 16-4 - Potência requerida da aeronave

$a_F$	$C_{L \text{ aero}}$	$C_D \text{ aer}$	V (km/h)	$C_D/C_L^{3/2}$	Pot. Req. (Hp)
-4	0,184609	0,01915	405,3889	0,241434917	732,2238
-3	0,271525	0,01997	334,2671	0,141143909	428,0612
-2	0,35844	0,021161	290,9309	0,098605438	299,0506
-1	0,445356	0,02285	261,0024	0,076880779	233,164
0	0,532272	0,02517	238,7434	0,064816254	196,5747
1	0,619189	0,028232	221,3537	0,057943051	175,7297
2	0,706105	0,032102	207,283	0,054104221	164,0873
3	0,793021	0,0368	195,5942	0,052109455	158,0376
4	0,879938	0,042293	185,6831	0,051237221	155,3922
5	0,966854	0,04851	177,1405	0,051025399	154,7498
6	1,053771	0,055357	169,6778	0,051174164	155,201
7	1,140688	0,062738	163,0853	0,051496602	156,1789
8	1,227605	0,070579	157,2059	0,051890599	157,3738
9	1,314522	0,078853	151,9198	0,052320133	158,6765
10	1,40144	0,087599	147,1333	0,052800179	160,1324
11	1,488357	0,09693	142,7726	0,05338224	161,8977
12	1,575274	0,107039	138,7779	0,054138835	164,1923
13	1,662192	0,118178	135,1007	0,055145952	167,2466
14	1,74911	0,130614	131,7012	0,056462858	171,2406
15	1,836028	0,144564	128,546	0,05810883	176,2325
16	1,922946	0,160091	125,6073	0,060036506	182,0787
17	2,009864	0,176951	122,8613	0,062101627	188,3418
18	2,096782	0,194405	120,2878	0,064028967	194,1871
19	2,183701	0,210958	117,8696	0,065374299	198,2672



### 16.2.1. Determinação da Razão de avanço da hélice – J

A razão de avanço da hélice é obtida através da seguinte expressão:

$$J = \frac{V}{n \times D} \quad (2)$$

Onde: J = razão de avanço da hélice

$$V = \text{velocidade de avanço [m/s]} = V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_L}}$$

D = diâmetro da hélice [m] = 2,8 m

n = rotação da hélice [rps] = 34,66

Tabela 16-5 - Razões de avanço da hélice

Vel. (m/s)	Rotação	Diametro	J
20	34.66667	2.8	0.206044
25	34.66667	2.8	0.257555
30	34.66667	2.8	0.309066
35	34.66667	2.8	0.360577
40	34.66667	2.8	0.412088
45	34.66667	2.8	0.463599
50	34.66667	2.8	0.51511
55	34.66667	2.8	0.566621
60	34.66667	2.8	0.618132
65	34.66667	2.8	0.669643
70	34.66667	2.8	0.721154
75	34.66667	2.8	0.772665
80	34.66667	2.8	0.824176
85	34.66667	2.8	0.875687
90	34.66667	2.8	0.927198
95	34.66667	2.8	0.978709
100	34.66667	2.8	1.03022
105	34.66667	2.8	1.081731
110	34.66667	2.8	1.133242
115	34.66667	2.8	1.184753
120	34.66667	2.8	1.236264
125	34.66667	2.8	1.287775
130	34.66667	2.8	1.339286
135	34.66667	2.8	1.390797
140	34.66667	2.8	1.442308



### 16.2.2. Determinação do Coeficiente de Potencia da Hélice

O coeficiente de Potencia pode ser determinado através da seguinte expressão:

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (3)$$

onde: P = Potencia fornecida

$\rho$  = Densidade do ar

n = Rotação (rps)

D = Diâmetro da hélice

Sendo:

P = 560.000 W para potencia max. e 490.000 W para potencia máxima continua.

$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$

n = 2080 rpm ou 34,66 rps

D = 2,8 m

Temos:

$$C_P = \frac{560000}{1,225 \cdot 34,66^3 \cdot 2,8^5} = 0,063757 \text{ (pot. Max)}$$

$$C_P = \frac{490000}{1,225 \cdot 34,66^3 \cdot 2,8^5} = 0,055787 \text{ (pot max. cont.)}$$

### 16.2.3. Rendimento da hélice

Será admitido que esta hélice apresenta um comportamento semelhante a de uma hélice 5868-9 com seção Clark Y tri-pá. Assim pode-se recorrer ao Tecnical Report 640 da naca como fonte para os cálculos a seguir.

---



Para determinar o rendimento da hélice é necessário saber o ângulo da pá para aquela velocidade, assim deve-se recorrer ao Figura 16-3 que é função de  $J$  e  $C_p$  (Coeficiente de Potencia).

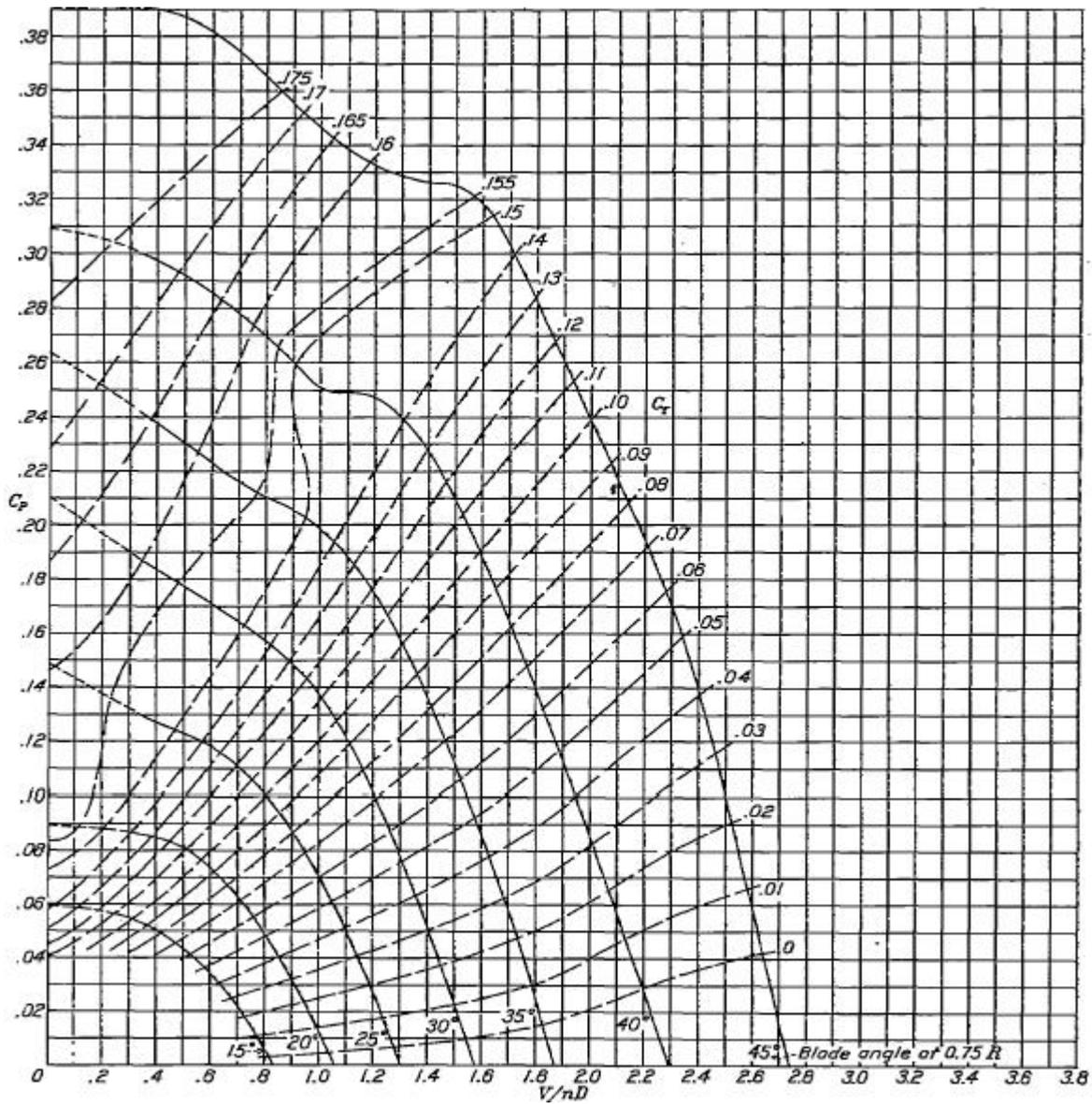


Figura 16-3 -Curvas de coeficiente de potencia para hélices tri-pás

Pode-se, então, construir as seguintes tabelas:



Para Potencia Máxima

Tabela 16-6 - Angulo das Pás para Potência Maxima

Vel. (m/s)	J	$C_P$	<b>b</b>
20	0.206044	0.063757	15.2
25	0.257555	0.063757	15.6
30	0.309066	0.063757	16
35	0.360577	0.063757	16.4
40	0.412088	0.063757	17.1
45	0.463599	0.063757	17.5
50	0.51511	0.063757	17.8
55	0.566621	0.063757	18.2
60	0.618132	0.063757	18.8
65	0.669643	0.063757	19.5
70	0.721154	0.063757	20
75	0.772665	0.063757	20.5
80	0.824176	0.063757	21.1
85	0.875687	0.063757	22.5
90	0.927198	0.063757	22.9
95	0.978709	0.063757	23.3
100	1.03022	0.063757	24.1
105	1.081731	0.063757	25.4
110	1.133242	0.063757	25.9
115	1.184753	0.063757	26.7
120	1.236264	0.063757	27.5
125	1.287775	0.063757	28.3
130	1.339286	0.063757	29.1
135	1.390797	0.063757	30.4
140	1.442308	0.063757	33



Para Potencia Máxima Continua

**Tabela 16-7 - Angulo das Pás para Potência Maxima Continua**

Vel. (m/s)	J	$C_p$	<b>b</b>
20	0.206044	0.055787	15
25	0.257555	0.055787	15
30	0.309066	0.055787	15
35	0.360577	0.055787	15.4
40	0.412088	0.055787	16
45	0.463599	0.055787	16.4
50	0.51511	0.055787	17
55	0.566621	0.055787	17.5
60	0.618132	0.055787	18
65	0.669643	0.055787	18.5
70	0.721154	0.055787	19.3
75	0.772665	0.055787	20
80	0.824176	0.055787	21.1
85	0.875687	0.055787	21.8
90	0.927198	0.055787	22.5
95	0.978709	0.055787	23.3
100	1.03022	0.055787	24.1
105	1.081731	0.055787	25.4
110	1.133242	0.055787	25.9
115	1.184753	0.055787	26.3
120	1.236264	0.055787	27
125	1.287775	0.055787	28.3
130	1.339286	0.055787	29.1
135	1.390797	0.055787	30.4
140	1.442308	0.055787	31



Rendimento da hélice pode ser obtido da Figura 16-4

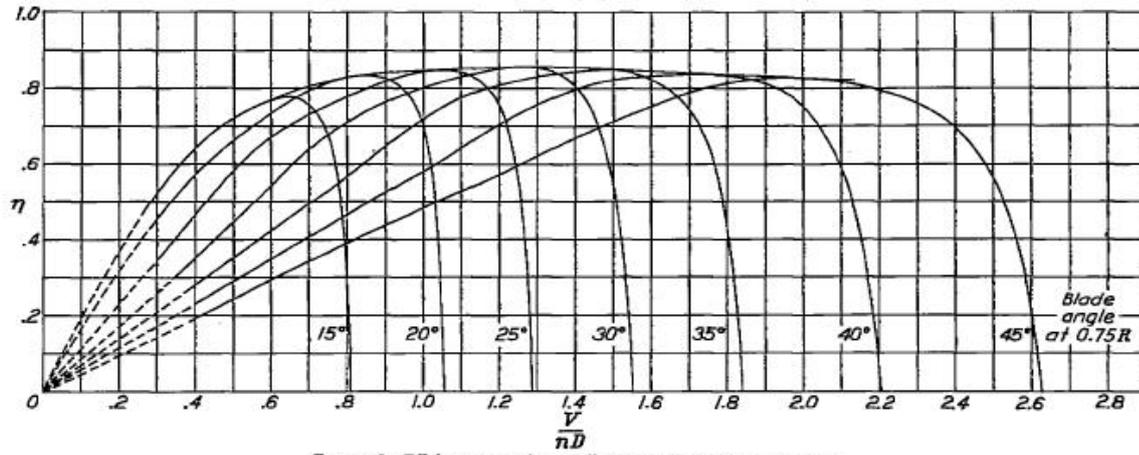


FIGURE 12.—Efficiency curves for propeller 6888-0, Clark Y section, 3 blades.

Figura 16-4 - Curvas de Eficiencia helice tri-pá



Para Potencia Máxima

Tabela 16-8 - Eficiencia da hélice a potência maxima

Vel. (m/s)	J	$C_p$	<b>b</b>	<b>h</b>
20	0.206044	0.063757	15.2	0.38
25	0.257555	0.063757	15.6	0.45
30	0.309066	0.063757	16	0.5
35	0.360577	0.063757	16.4	0.55
40	0.412088	0.063757	17.1	0.62
45	0.463599	0.063757	17.5	0.67
50	0.51511	0.063757	17.8	0.72
55	0.566621	0.063757	18.2	0.74
60	0.618132	0.063757	18.8	0.76
65	0.669643	0.063757	19.5	0.78
70	0.721154	0.063757	20	0.81
75	0.772665	0.063757	20.5	0.83
80	0.824176	0.063757	21.1	0.84
85	0.875687	0.063757	22.5	0.84
90	0.927198	0.063757	22.9	0.85
95	0.978709	0.063757	23.3	0.85
100	1.03022	0.063757	24.1	0.86
105	1.081731	0.063757	25.4	0.86
110	1.133242	0.063757	25.9	0.86
115	1.184753	0.063757	26.7	0.86
120	1.236264	0.063757	27.5	0.86
125	1.287775	0.063757	28.3	0.86
130	1.339286	0.063757	29.1	0.85
135	1.390797	0.063757	30.4	0.85
140	1.442308	0.063757	33	0.85



Para Potencia Máxima Continua:

**Tabela 16-9 - Eficiência da hélice a potência máxima continua**

Vel. (m/s)	J	$C_p$	<b>b</b>	<b>h</b>
20	0.206044	0.055787	15	0.38
25	0.257555	0.055787	15	0.45
30	0.309066	0.055787	15	0.52
35	0.360577	0.055787	15.4	0.6
40	0.412088	0.055787	16	0.64
45	0.463599	0.055787	16.4	0.68
50	0.51511	0.055787	17	0.73
55	0.566621	0.055787	17.5	0.75
60	0.618132	0.055787	18	0.76
65	0.669643	0.055787	18.5	0.78
70	0.721154	0.055787	19.3	0.81
75	0.772665	0.055787	20	0.83
80	0.824176	0.055787	21.1	0.84
85	0.875687	0.055787	21.8	0.84
90	0.927198	0.055787	22.5	0.85
95	0.978709	0.055787	23.3	0.85
100	1.03022	0.055787	24.1	0.86
105	1.081731	0.055787	25.4	0.86
110	1.133242	0.055787	25.9	0.86
115	1.184753	0.055787	26.3	0.86
120	1.236264	0.055787	27	0.85
125	1.287775	0.055787	28.3	0.85
130	1.339286	0.055787	29.1	0.85
135	1.390797	0.055787	30.4	0.8
140	1.442308	0.055787	31	0.73



#### 16.2.4. Determinação da potência disponível ( $P_{dis}$ )

A potência disponível é obtida através da seguinte equação:

$$P_{dis} = \eta_p \times P \quad (4)$$

Onde :  $\eta_p$  = rendimento em função da velocidade

P = potência do motor

Assim tem-se recorrendo-se as potência do motor.

Tabela 16-10 - Potência disponível

Vel. (m/s)	Pot req. (Hp)	Potencia Max Continua		Potencia Max	
		Pot disp. (W)	Pot disp. (HP)	Pot disp. (W)	Pot disp. (HP)
20	288.00	186200	249.508	212800	285.152
25	245.77	220500	295.47	252000	337.68
30	211.23	254800	341.432	280000	375.2
35	184.39	294000	393.96	308000	412.72
40	165.24	313600	420.224	347200	465.248
45	153.79	333200	446.488	375200	502.768
50	150.03	357700	479.318	403200	540.288
55	153.97	367500	492.45	414400	555.296
60	165.60	372400	499.016	425600	570.304
65	184.93	382200	512.148	436800	585.312
70	211.95	396900	531.846	453600	607.824
75	246.67	406700	544.978	464800	622.832
80	289.08	411600	551.544	470400	630.336
85	339.19	411600	551.544	470400	630.336
90	396.99	416500	558.11	476000	637.84
95	462.49	416500	558.11	476000	637.84
100	535.68	421400	564.676	481600	645.344
105	616.57	421400	564.676	481600	645.344
110	705.15	421400	564.676	481600	645.344
115	801.43	421400	564.676	481600	645.344
120	905.40	416500	558.11	481600	645.344
125	1017.07	416500	558.11	481600	645.344
130	1136.43	416500	558.11	476000	637.84
135	1263.49	392000	525.28	476000	637.84
140	1398.24	357700	479.318	476000	637.84



### 16.3. Curvas de “Potencia x Velocidade”

Baseando-se na tabela anterior pode-se levantar o seguinte gráfico:

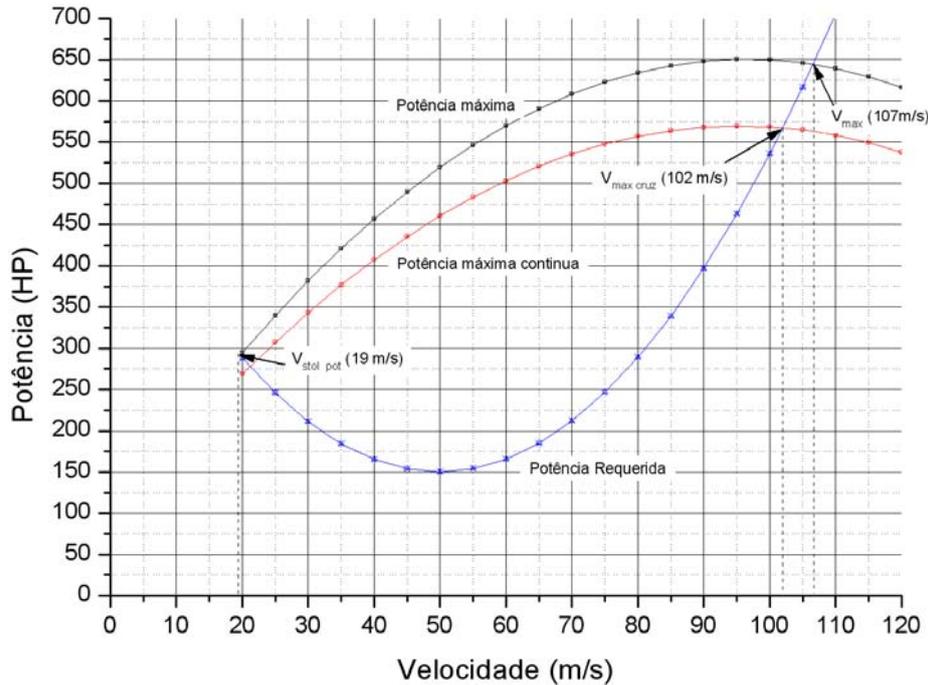


Figura 16-5 - Curvas de potencia requerida e disponivel versus velocidade da aeronave

### 16.4. Resultados obtidos

Através do gráfico anterior pode-se obter:

Velocidade máxima nivelada ao nível do mar :	107 m/s	(208 knots)
Velocidade máxima continua ao nível do mar :	102 m/s	(198 knots)
Velocidade de estol devido a potência:	19 m/s	( 37 knots)

Deve-se observar que o valor de velocidade de estol obtido através da Figura 16-5 é menor que o valor de velocidade de estol determinado através das características aerodinâmicas da asa. Desta forma a velocidade de estol da aeronave continua sendo determinada pelas suas características aerodinâmicas, sendo igual a 34,2 m/s – 123,1 km/h.



### 16.5. Determinação da Razão de Subida – R/S

A velocidade de subida de uma aeronave é determinada a partir da diferença entre os valores de potencia disponível e potencia requerida, segundo a equação 5.

$$V_v = \frac{P_{disp} - P_{req}}{W} \quad (\text{Pullin, 1979}) \quad (5)$$

Onde:  $V_v$  = razão de subida = R/S =  $V \sin \gamma$

W = Peso da aeronave

A Tabela 16-11 apresenta os valores de velocidade de subida para a presente aeronave nas diversas velocidades de vôo estudadas.

**Tabela 16-11 - Razão de Subida**

Vel. (m/s)	Pot req. (Hp)	Potencia Max Continua		Potencia Max	
		Pot disp. (HP)	$V_v$ (m/s)	Pot disp. (HP)	$V_v$ (m/s)
20	288,00	249,508	-0,614116533	285,152	-0,045438114
25	245,77	295,47	0,792973267	337,68	1,466408238
30	211,23	341,432	2,077294006	375,2	2,616041983
35	184,39	393,96	3,343602234	412,72	3,642906666
40	165,24	420,224	4,068115197	465,248	4,786445832
45	153,79	446,488	4,669859098	502,768	5,567772392
50	150,03	479,318	5,253590488	540,288	6,22632989
55	153,97	492,45	5,400283164	555,296	6,402953008
60	165,60	499,016	5,319450227	570,304	6,456807065
65	184,93	512,148	5,220604779	585,312	6,38789206
70	211,95	531,846	5,10374682	607,824	6,315929766
75	246,67	544,978	4,759363248	622,832	6,001476638
80	289,08	551,544	4,187454064	630,336	5,444532675
85	339,19	551,544	3,388019267	630,336	4,645097879
90	396,99	558,11	2,57057196	637,84	3,842615792
95	462,49	558,11	1,525599039	637,84	2,797642872
100	535,68	564,676	0,462613608	645,344	1,749622663
105	616,57	564,676	-0,827897436	645,344	0,459111619
110	705,15	564,676	-2,241177541	645,344	-0,954168487
115	801,43	564,676	-3,777226709	645,344	-2,490217654
120	905,40	558,11	-5,540801489	645,344	-4,149035883
125	1017,07	558,11	-7,32238878	645,344	-5,930623174
130	1136,43	558,11	-9,226745132	637,84	-7,954701299
135	1263,49	525,28	-11,7776533	637,84	-9,981826714
140	1398,24	479,318	-14,66084363	637,84	-12,13172119



Ângulo de subida da aeronave em uma dada condição de voo pode ser calculado de acordo com a equação (6)

$$\sin \gamma = \frac{V_v}{V} \quad (6)$$

Os valores de ângulo de subida são apresentados na Tabela 16-12

Tabela 16-12 - Ângulos de Subida

Vel. (m/s)	Potencia Max Continua		Potencia Max	
	$V_v$	$g$	$V_v$	$g$
20	-0,614116533	-1,759590853	-0,045438114	-0,13017072
25	0,792973267	1,817665736	1,466408238	3,362690264
30	2,077294006	3,970516481	2,616041983	5,002625932
35	3,343602234	5,481911218	3,642906666	5,974339591
40	4,068115197	5,837238322	4,786445832	6,872546752
45	4,669859098	5,956573308	5,567772392	7,107321224
50	5,253590488	6,031303842	6,22632989	7,153418232
55	5,400283164	5,634777492	6,402953008	6,685381075
60	5,319450227	5,086378974	6,456807065	6,177759675
65	5,220604779	4,606786936	6,38789206	5,639861058
70	5,10374682	4,181183707	6,315929766	5,176699047
75	4,759363248	3,638330379	6,001476638	4,589697432
80	4,187454064	3,000414218	5,444532675	3,902375704
85	3,388019267	2,284360502	4,645097879	3,132672381
90	2,57057196	1,636699519	3,842615792	2,447029034
95	1,525599039	0,920148881	2,797642872	1,687540072
100	0,462613608	0,265059018	1,749622663	1,002511095
105	-0,827897436	-0,451766861	0,459111619	0,250526113
110	-2,241177541	-1,167444546	-0,954168487	-0,497004662
115	-3,777226709	-1,882244179	-2,490217654	-1,240783603
120	-5,540801489	-2,646478778	-4,149035883	-1,981413624
125	-7,32238878	-3,358258306	-5,930623174	-2,719418321
130	-9,226745132	-4,069987752	-7,954701299	-3,508120843
135	-11,7776533	-5,004953959	-9,981826714	-4,240288475
140	-14,66084363	-6,011052764	-12,13172119	-4,971209298

Graficamente, o valor de ângulo de subida máximo da aeronave é representado pela inclinação da reta que parte da origem a tangencia a curva de razão de subida. Para a presente aeronave os valores obtidos são:

$$\gamma_{\max} |_{\max} = 7,15^\circ \text{ a } 50 \text{ m/s}$$



$$\gamma_{cont}|_{max} = 6,03^\circ \text{ a } 50 \text{ m/s}$$

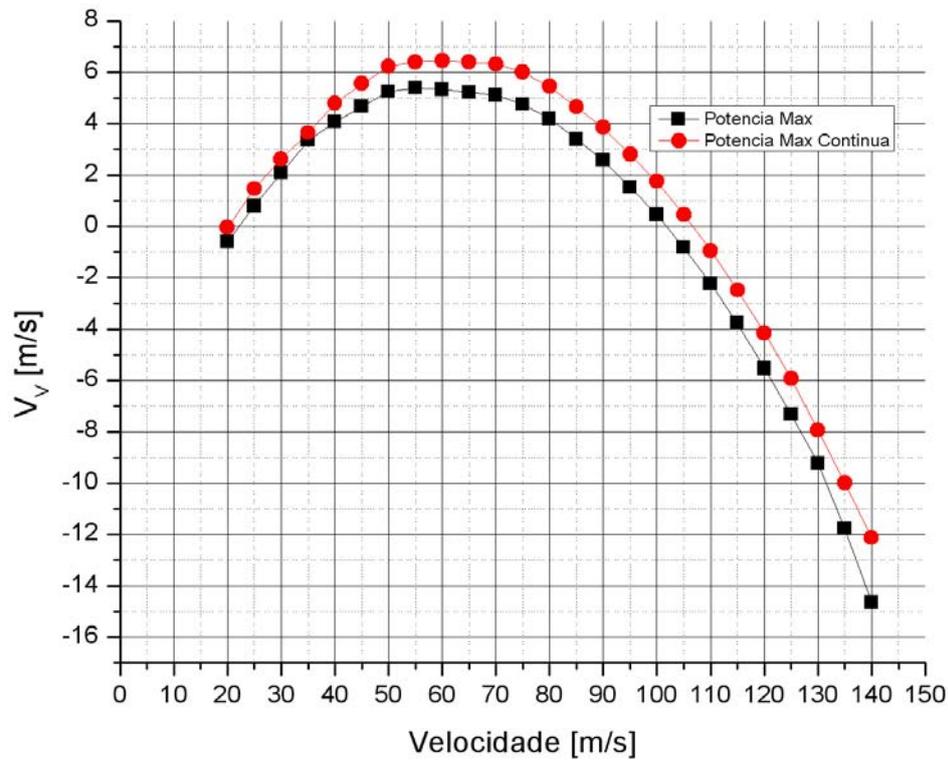


Figura 16-6 - Curvas de razão de subida versus velocidade

Os resultados obtidos na análise de razão de subida são resumidamente:

- Razão de subida máxima a potencia máxima:

6,46 m/s -1271 ft/min a 60 m/s – 216 km/h

- Razão de subida máxima a potencia máxima continua:

5,40 m/s -1063 ft/min a 55 m/s – 198 km/h

### 16.6. Determinação de “E”- autonomia (endurance)

A potência será calculada pela expressão de Breguet:

$$E = \frac{375}{V_{cruz}} \cdot \left( \frac{\eta}{c_p} \right) \cdot \left( \frac{L}{D} \right)_{cruz} \cdot \ln \left( \frac{W_0}{W_1} \right) \quad (7)$$

Onde: E = autonomia

$$C_p = \text{consumo específico} = \frac{\partial W}{\partial t} \times \frac{1}{P_{req}} = 0.649 \text{ lbs/hr/hp}$$

$\eta$  = rendimento da hélice

$W_0$  = peso máximo de decolagem = 10496 lbs

$W_1$  = peso máximo com os tanques vazios = 8369.7 lbs

Tabela 16-13 - Autonomia

Vel. (m/s)	CL	CD	Pot. Maxima		Pot. Max. Continua	
			h	E (horas)	h	E (horas)
20	5,858461	1,538141	0,38	4,225318	0,38	4,225318
25	3,749415	0,618403	0,45	6,372102	0,45	6,372102
30	2,603761	0,29479	0,5	8,595182	0,52	8,938989
35	1,912967	0,15954	0,55	11,00147	0,6	12,0016
40	1,464615	0,095864	0,62	13,82664	0,64	14,27266
45	1,157227	0,063173	0,67	15,9245	0,68	16,16218
50	0,937354	0,045261	0,72	17,41228	0,73	17,65412
55	0,774673	0,034946	0,74	17,41426	0,75	17,64959
60	0,65094	0,028773	0,76	16,73135	0,76	16,73135
65	0,554647	0,024969	0,78	15,56351	0,78	15,56351
70	0,478242	0,022574	0,81	14,31348	0,81	14,31348
75	0,416602	0,021043	0,83	12,79229	0,83	12,79229
80	0,366154	0,020057	0,84	11,19196	0,84	11,19196
85	0,324344	0,019422	0,84	9,635955	0,84	9,635955
90	0,289307	0,019017	0,85	8,389186	0,85	8,389186
95	0,259655	0,018764	0,85	7,229006	0,85	7,229006
100	0,234338	0,018614	0,86	6,321346	0,86	6,321346
105	0,212552	0,018534	0,86	5,484323	0,86	5,484323
110	0,193668	0,018501	0,86	4,778574	0,86	4,778574
115	0,177194	0,018499	0,86	4,182379	0,86	4,182379
120	0,162735	0,018518	0,86	3,677167	0,85	3,634409
125	0,149977	0,018552	0,86	3,247415	0,85	3,209654
130	0,138662	0,018595	0,85	2,846815	0,85	2,846815
135	0,128581	0,018643	0,85	2,535493	0,8	2,386347
140	0,11956	0,018694	0,85	2,267181	0,73	1,947108

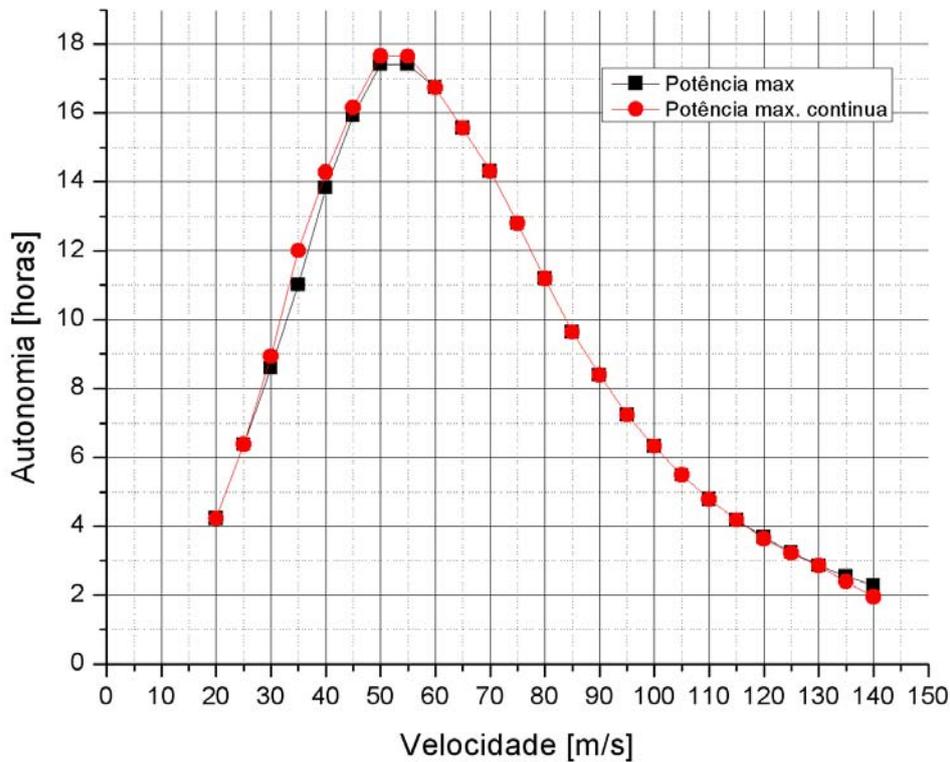


Figura 16-7 - Autonomia versus velocidade

Aplicando um fator de correção de 85%, devido à impossibilidade de se manter o CL constante durante todo o vôo chega-se aos seguintes valores através do gráfico anterior:

- Autonomia máxima com potência máxima :  $17,4 \times 0,85 = 14,75$  h
- Velocidade correspondente = 55 m/s - 198 km/h
  
- Autonomia máxima com 75% de potência :  $17,65 \times 0,85 = 15,00$  h
- Velocidade correspondente = 50 m/s - 180 km/h



### 16.7. Cálculo do Alcance – R (range)

Será feita através da formulação de Breguet, cuja expressão é:

$$R = 375 \times \frac{\eta_P}{C_P} \times \left( \frac{C_L}{C_D} \right) \times \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (8)$$

Onde: R = alcance

$C_P$  = consumo específico = 0.649 lbs/hr/hp

$\eta_P$  = rendimento da hélice

$W_0$  = peso máximo de decolagem = 10496 lbs

$W_1$  = peso máximo com os tanques vazios = 8369.7 lbs

Pode-se então construir a seguinte tabela:

Tabela 16-14 – Alcance

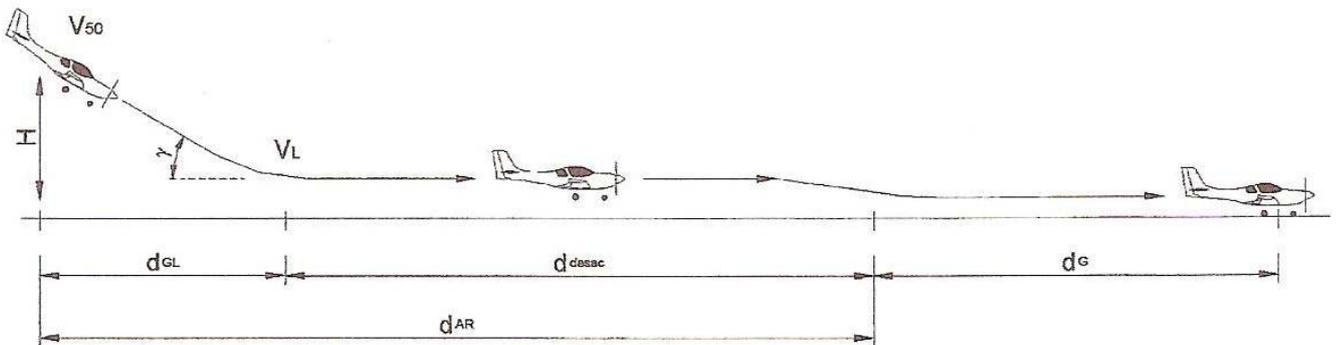
Vel. (m/s)	CL	CD	Pot. Maxima		Pot. Max. Continua	
			h	R	h	R
20	5,858461	1,538141	0,38	304,9035	0,38	304,9035
25	3,749415	0,618403	0,45	574,7722	0,45	574,7722
30	2,603761	0,29479	0,5	930,3564	0,52	967,5707
35	1,912967	0,15954	0,55	1389,286	0,6	1515,585
40	1,464615	0,095864	0,62	1995,49	0,64	2059,861
45	1,157227	0,063173	0,67	2585,541	0,68	2624,131
50	0,937354	0,045261	0,72	3141,222	0,73	3184,85
55	0,774673	0,034946	0,74	3455,737	0,75	3502,437
60	0,65094	0,028773	0,76	3622,057	0,76	3622,057
65	0,554647	0,024969	0,78	3650,01	0,78	3650,01
70	0,478242	0,022574	0,81	3615,067	0,81	3615,067
75	0,416602	0,021043	0,83	3461,644	0,83	3461,644
80	0,366154	0,020057	0,84	3230,495	0,84	3230,495
85	0,324344	0,019422	0,84	2955,199	0,84	2955,199
90	0,289307	0,019017	0,85	2724,177	0,85	2724,177
95	0,259655	0,018764	0,85	2477,851	0,85	2477,851
100	0,234338	0,018614	0,86	2280,776	0,86	2280,776
105	0,212552	0,018534	0,86	2077,712	0,86	2077,712
110	0,193668	0,018501	0,86	1896,549	0,86	1896,549
115	0,177194	0,018499	0,86	1735,379	0,86	1735,379
120	0,162735	0,018518	0,86	1592,09	0,85	1573,577
125	0,149977	0,018552	0,86	1464,606	0,85	1447,576
130	0,138662	0,018595	0,85	1335,29	0,85	1335,29
135	0,128581	0,018643	0,85	1235,007	0,8	1162,359
140	0,11956	0,018694	0,85	1145,216	0,73	983,538



Aplicando o mesmo fator de correção de 85% para o alcance chegamos a:

- Alcance máximo com potência máxima :  $3650 \times 0.85 = 3102 \text{ Km}$
- Velocidade correspondente =  $65 \text{ m/s} - 234 \text{ km/h}$
  
- Autonomia máxima com pot. max. continua :  $3650 \times 0.85 = 3102 \text{ Km}$
- Velocidade correspondente =  $65 \text{ m/s} - 234 \text{ Km/h}$

### 16.8. Cálculo da Distancia de Pouso



$d_{lg}$  = planeio a partir de uma altitude padrão ( pela norma a altura I, de ser igual a 15m)

$d_{deac}$  = distancia de desaceleração no vôo

$d_g$  = distancia de desaceleração em solo

Defini-se então os seguintes paramentros

$V_{50}$  = velocidade no ponto do obstáculo a 15m

$V_L$  = velocidade de pouso

Esse dois valores podem ser definidos da seguinte forma:

$$V_{50} = 1,3V_s$$

$$V_L = 1,15V_s$$



### 16.8.1. *Calculo de distancia de planeio*

Para este calculo, considera-se que a aeronave realiza o planeio com velocidade constante desde o obstáculo de 15m, com um ângulo de inclinação de 10°  
A distancia percorrida na horizontal durante o planeio, pode então ser calculada de seguinte forma:

$$d_{gl} = \frac{H}{\tan \gamma} \quad (9)$$

onde

$$H = 15\text{m}$$

$$\gamma = 10^\circ$$

portanto

$$d_{gl} = 88,3\text{m}$$

### 16.8.2. *Calculo de distancia de desceleração em vôo*

Neste caso considerado a aeronave pousando com peso máximo de decolagem, que é o caso critico, onde uma maior distancia de pouso será percorrida. Determine então as velocidades de aproximação e de pouso.

$$V_s = 34,2\text{m/s}$$

$$V_{50} = 1,3V_s = 44\text{m/s}$$

$$V_L = 1,15V_s = 39,3\text{m/s}$$

A distancia percorrida pode então ser determinada da seguinte forma:

$$d_{desac} = \frac{V_{50}^2}{2 \cdot a} - \frac{V_L^2}{2 \cdot a} \quad (10)$$

---



onde o fator “a”, representa a desaceleração de aeronave, e pode ser definida da seguinte forma:

$$a = 0,15g = 0,15 \cdot 9,81 = 1,4715 \text{ m/s}^2$$

$$d_{desac} = \frac{44^2}{2 \cdot 1,4715} - \frac{39,3^2}{2 \cdot 1,4715} = 133,0309 \text{ m}$$

### 16.8.3. Cálculo de corrida de desaceleração no solo

A distância percorrida no solo durante o pouso pode ser calculada pela máxima razão de frenagem que pode ser aplicada a aeronave, sem que ocorra o risco desta pilonar.

Essa aceleração máxima, será tal que não seja maior que o momento provocado pelo centro de gravidade da aeronave no eixo da roda.

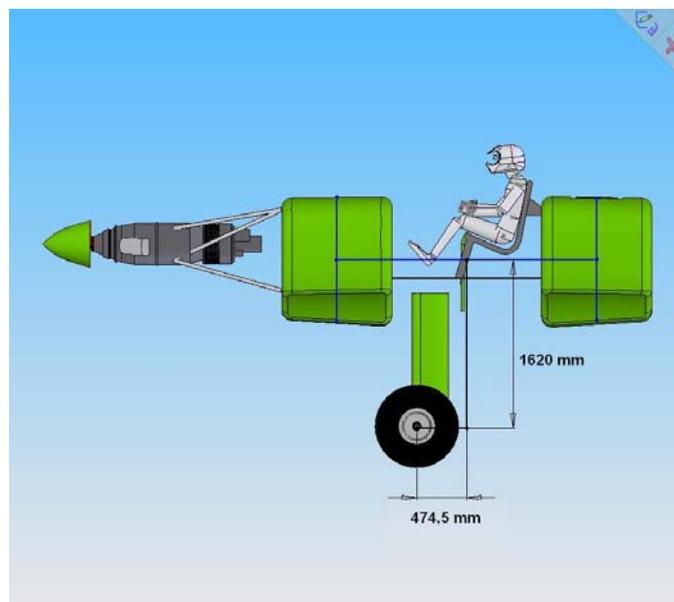


Figura 16-8 – Pilonamento da Aeronave

$$F_{fren} \cdot h = W \cdot x + D \cdot h \Rightarrow F_{fren} = m \cdot a = \frac{W}{g} \cdot a$$



$$\frac{W}{g} \cdot a \cdot h = W \cdot x + D \cdot h \Rightarrow \frac{1}{g} \cdot a \cdot h = x + \frac{D \cdot h}{W} \Rightarrow a = g \frac{x}{h} + g \frac{D}{W}$$

$$a = g \frac{x}{h} + g \frac{D}{W}$$

Porém:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

Sendo:

$$C_D = 0,0472 \cdot C_L^2 - 0,0174 \cdot C_L + 0,0201$$

Para o caso crítico temos  $C_L=0$  e  $C_D=0,0201$

Logo

$$a = g \frac{x}{h} + g \int_{39,675}^0 \left( \frac{0,5 \cdot 1,225 \cdot 32,54 \cdot 0,0201}{4760 \cdot 9,81} \cdot V^2 \right) dV$$

$$a = g \cdot \left( \frac{x}{h} + 0,18 \right)$$

$$h = 1620 \text{ mm}$$

$$x = 474,5 \text{ mm}$$

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$a = g \cdot \left( \frac{x}{h} + 0,18 \right) = 9,81 \cdot \left( \frac{474,5}{1620} + 0,18 \right) = 4,625 \text{ m/s}^2$$

Considerando que a aeronave toca o solo com uma velocidade 15% maior que a velocidade de stoll, tem-se:

$$V_L = 1,2 V_S$$

$$V_S = 34,5 \text{ m/s}$$

$$V_L = 39,675 \text{ m/s}$$

$$V^2 = V_0^2 + 2 \cdot a \cdot \Delta S$$


---



$$39,675^2 = 0^2 + 2 \cdot 4,625 \cdot \Delta S$$

$$\Delta S = 170 \text{ m}$$

Distancia total de pouso

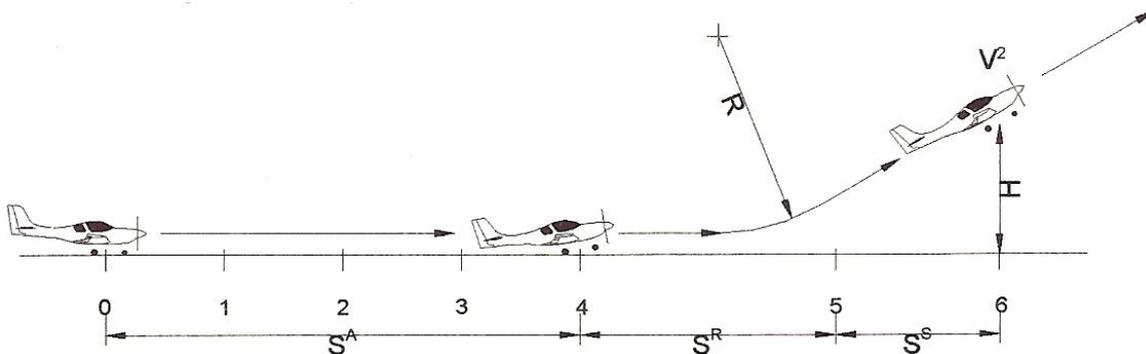
$$d = d_{gl} + d_{desac} + d_g$$

$$d = 88,3 + 133 + 170 = 391,3 \text{ m}$$

Portanto a distância de pouso é de **391,3 m**

### 16.9. Cálculo da Distancia de Decolagem

A decolagem é composta de 3 fases:



0-4: Corrida de aceleração

4-5: Rotação

5-6: Subida

A corrida total de decolagem é definida como sendo a distancia horizontal percorrida pela aeronave desde o repouso até uma altura de 50 ft (15m), de acordo com a norma FAR Part 23.

Os pontos assinalados correspondem a:

1.  $V_{MCG}$  – velocidade mínima de controle no solo



2.  $V_{Cef}$  - velocidade crítica de falha de motor
3.  $V_1$  - velocidade de decisão
4.  $V_R$  - velocidade de rotação
5.  $V_{lof}$  - velocidade de início de subida
6.  $V_2$  - velocidade de segurança de decolagem (para transpor um obstáculo imaginário)

A distancia percorrida desde o repouso até o ponto de rotação pode ser calculada através da expressão:

$$T - D_A - D_W = \frac{W}{2 \cdot g} \cdot \frac{\partial V^2}{\partial S_A} \quad (11)$$

Onde:

- T = Tração estática
- $D_A$  = Arrasto aerodinâmico
- $D_W$  = Atrito de rolamento
- W = Peso máximo de decolagem
- g = Aceleração gravitacional
- V = Velocidade (parâmetro de integração)
- S = Distancia percorrida

A tração estática pode ser obtida a partir da curvas da figura 6.19 (McCormick, 1979)

Sendo,

$D = 2,8 \text{ m} = 9,18 \text{ ft}$  (diâmetro da hélice)

$P_{max} = 751 \text{ Hp}$  (potencia máxima do motor)

Então, é possível calcular o carregamento da hélice:

---



$$\frac{P_{\max}}{A} = \frac{751Hp}{\frac{\pi \cdot 9,18^2}{4} ft^2} = 11.35 hp / ft^2$$

Da figura 6.19 (McCormick, 1979), tem-se:

$$T = 4.2 \text{ lbf/hp}$$

Para

$$P = 751 \text{ Hp} \quad \text{temos } T = 3154,2 \text{ lbf} = 14030,6 \text{ N}$$

### 16.9.1. Cálculo de Atrito de Rolamento

O atrito de rolamento pode ser calculado através da seguinte expressão:

$$D_w = m \cdot (W - L) \quad (12)$$

Onde:

$D_w$  = atrito de rolamento

$m$  = coeficiente de atrito de rolagem do pneu

$W$  = peso máximo de decolagem

$L$  = força de sustentação

Sendo  $CL = 2,0$ , o coeficiente de sustentação com flapes defletidos a  $25^\circ$  e

$$\rho = 1,225 \text{ kgf} / m^3$$

$$S = 32,54 \text{ m}^2$$

$$m = 0,02$$

$$W = 4760 \text{ kgf} = 46695,6 \text{ N}$$

Temos ainda:

---



$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot V^2 \cdot 32,54 \cdot 2 = 39,86 \cdot V^2$$

Então:

$$D_w = 0,02 \cdot (46695,6 - 39,86 \cdot V^2)$$

### 16.9.2. Cálculo de arrasto aerodinâmico

O coeficiente de arrasto aerodinâmico pode ser determinado a partir da equação da polar de arrasto da aeronave.

$$\text{Polar de Arrasto: } C_D = 0,0472 \cdot C_L^2 - 0,0174 \cdot C_L + 0,0201$$

Para  $C_L = 2$  (coeficiente de sustentação no momento da decolagem) temos:

$$C_D = 0,0472 \cdot 2^2 - 0,0174 \cdot 2 + 0,0201$$

$$C_D = 0,1741$$

Então:

$$D_A = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D$$

$$D_A = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 32,54 \cdot 0,1741 \cdot V^2$$

$$D_A = 3,47 \cdot V^2$$

Portanto, o arrasto total será a soma do arrasto de rolamento e do arrasto aerodinâmico:

---



$$D = D_W + D_A = 0,02 \cdot (46695,6 - 39,86 \cdot V^2) + 3,47 \cdot V^2$$

$$D = 2,6728 \cdot V^2 + 933,912$$

Para determinar a distancia de decolagem até a rotação, devemos integrar a equação 11 do repouso até a velocidade de rotação.

Sendo:  $V_R = 1,2 V_s$

Então:  $V_R = 1,2 \cdot 34,2 \text{ m/s} = 41,04 \text{ m/s}$

Integrando:

$$S_A = \int_0^{V_R} \frac{W}{2 \cdot g \cdot (T - D)} \cdot dV^2 \quad (13)$$

$$S_A = \int_0^{41,04} \frac{46695,6}{2 \cdot 9,81 \cdot (14030,6 - 2,6728 \cdot V^2 - 933,912)} \cdot dV^2$$

$$S_A = 375,04 \text{ m}$$

### 16.9.3. *Calculo da Distância Horizontal Percorrida na Rotação - $S_R$*

Primeiro é necessário determinar o raio de giro na rotação através da equação:

$$R = \frac{V_R^2}{\Delta n \cdot g} \quad (14)$$

onde:

R = raio de rotação

$V_R$  = velocidade de rotação

$\Delta n$  = acréscimo de fator de carga

g = aceleração gravitacional

Sendo:

---



$$V_R = 41,04 \text{ m/s}$$

$$\Delta n = 0,7$$

Então:

$$R = \frac{41,04^2}{0,7 \cdot 9,81} = 245,27 \text{ m}$$

Para um ângulo de subida de  $10^\circ$ , podemos calcular a distancia de rotação pela equação:

$$S_R = R \cdot \text{sen} \gamma$$

Onde:

$S_R$  = distancia de rotação

$R$  = raio de rotação

$\gamma$  = ângulo de subida

Então:

$$S_R = 245,27 \cdot \text{sen} 10^\circ$$

$$S_R = 42,59 \text{ m}$$

#### 16.9.4. *Calculo da distancia horizontal percorrida na subida - SS*

A distancia de subida é calculada pela seguinte equação:

$$S_S = \frac{H - h}{\tan \gamma} \quad (15)$$

Onde:

$S_S$  = Distancia de subida

---



H = Altura do obstáculo  
h = Altura ao terminar a rotação  
 $\gamma$  = ângulo de subida

A altura h pode ser determinada pela equação

$$h = \frac{S_R^2}{2 \cdot R} \quad (16)$$

Portanto,

$$h = \frac{42,59^2}{2 \cdot 245,27} = 3,7 \text{ m}$$

Sendo:

$$H = 15 \text{ m}$$

$$\gamma = 10^\circ$$

Então:

$$S_S = \frac{15 - 3,7}{\tan 10^\circ}$$

$$S_S = 64,085 \text{ m}$$

A distancia total da corrida de decolagem será então:

$$S = S_A + S_R + S_S$$

$$S = 375,04 + 42,59 + 64,085 = 481,715 \text{ m}$$

---



### 16.10. Resumo dos Resultados Obtidos

Velocidade máxima nivelada	385 km/h
Velocidade de cruzeiro (potência máxima contínua)	365 km/h
Máxima razão de subida a máxima potência	6,46 m/s
Velocidade de máxima razão de subida a máxima potência	216 km/h
Máxima razão de subida a potência máxima contínua	5,40 m/s
Velocidade de máxima razão de subida a potência máxima contínua	130,0 km/h
Velocidade de máximo ângulo de subida	180 km/h
Máximo ângulo de subida	7,15 °
Autonomia máxima	15 h
Velocidade correspondente à máxima autonomia	180 km/h
Alcance máximo	3102 km
Velocidade Correspondente a máximo alcance	234 km/h
Velocidade de Estol com flapes	123,1 km/h
Distância de Decolagem	417,63 m
Distância de Decolagem com obstáculo (15,24 m)	481,7 m
Distância de Pouso	303 m
Distância de Pouso com obstáculo (15,24 m)	391,3 m

---



### 16.11. Comentários

Através destes cálculos possível determinar as principais características de desempenho da aeronave Urutau, finalizando assim essa etapa do projeto.

Através dos cálculos de aerodinâmica foi possível perceber que a aeronave possui arrasto bem menor que a estimativa inicial. Como foi priorizado a aerodinâmica e desempenho no projeto, escolheu-se produzir uma aeronave fabricada em material composto, o que possibilitou utilizar perfil um laminar de baixo arrasto e projetar uma fuselagem aerodinamicamente lisa. Assim, é possível perceber na comparação entre a polar de arrasto estimada e a polar calculada que a curva real esta deslocada para baixo, o que significa um baixo arrasto parasita.

De acordo com as estimativas estatísticas de aerodinâmica propostas por Roskan, o arrasto da aeronave Urutau é bem menor que o arrasto dos seus concorrentes, o que reflete diretamente nas características de performance do avião. Assim foi possível perceber que o desempenho estimado durante a fase preliminar do projeto é muito conservadora, visto que a aeronave possui características de performance muito superiores as previstas.

Pode-se notar pelo alcance e autonomia que o volume do tanque de combustível pode ser reduzido. A velocidade de cruzeiro ficou ligeiramente superior a estimada, o que representa uma potencia excedente da turbina.

A distancia de decolagem de 481,7 m é pequena em comparação ao seu concorrente direto, o Air Tractor Model AT ; 802. A distancia de pouso sem obstaculo é de 303 m, valor equivalente a outro concorrente direto, o PZL MIELEC M-18 Dromader.

Conclui-se que a aeronave atende aos quesitos de desempenho sendo extremamente competitiva no mercado

---



## 17. Cálculo de Estabilidade Longitudinal Estática

### 17.1. Introdução

Neste trabalho realiza-se um estudo geral sobre os problemas referentes ao movimento de aeronaves na atmosfera. Os detalhes do problema e as características dos resultados destas equações dependem principalmente das características aerodinâmicas das aeronaves e, deste modo, é fundamental uma análise mais cuidadosa dos vários fatores que influenciam a dinâmica da aeronave. Nesta etapa, serão apresentadas apenas as equações que representam o movimento longitudinal da aeronave. Esta separação só é possível com a hipótese de pequenas perturbações.

As características a serem determinadas se resume em:

- pontos neutros de estabilidade longitudinal
  - margens de estabilidade longitudinal
  - deflexões do profundor em função do coeficiente de sustentação global da aeronave
  - deflexões do manche para manobras
  - força no manche para voo equilibrado
  - força no manche para manobra
-



## 17.2. Cálculo das características e derivadas aerodinâmicas

### 17.2.1. Principais Parâmetros da Aeronave

Inicialmente será apresentando os principais parâmetros da aeronave Urutau na seguinte tabela:

Tabela 17-1-Parâmetros da aeronave

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Envergadura	b	17,1	m
Comprimento	l	10,312	m
Altura	h	3,437	m
Largura	a		
Perfil	NLF (1)-0215F		
Perfil da Empenagem	NACA 63012		
Corda Raiz	$C_r$	2,291	m
Corda Ponta	$C_p$	1,224	m
Alongamento	A	9,626	
Enflexamento	$\Lambda$	0	°
Envergadura da Empenagem	$b_c$	5,4	
Área da Asa	$S_w$	30,376	m <sup>2</sup>
Área da Empenagem Horizontal	$S_c$	5,88	m <sup>2</sup>
Peso Máximo de Decolagem	$W_{to}$	4760,9	kg
Carga Alar	W/S	32,101	lb/ft <sup>2</sup>
Velocidade de Cruzeiro	$V_c$	75	m/s
Velocidade de Estol	$V_s$	30	m/s



O passeio do CG da aeronave Urutau encontrado nos cálculos preliminares de projeto encontra-se entre 23,3 e 31,43% da corda média aerodinâmica.

Corda Média Aerodinâmica e Corda Média geométrica:

Como definido anteriormente nos cálculos aerodinâmicos tem-se:

$$\bar{c} = 1,84m$$

$$X_c = 4,77 \text{ m}$$

$$Y_c = 0,34 \text{ m}$$

Já a corda média geométrica é:

$$\bar{c} = \frac{S}{b}$$

$$\bar{c} = 1,78 \text{ m}$$

Afilamento equivalente da asa:

Para o calculo do afilamento equivalente da asa tem-se a seguinte formula:

$$\lambda = \frac{\bar{c} - \sqrt{3\bar{c}(c - \bar{c})}}{\bar{c} + \sqrt{3\bar{c}(c - \bar{c})}} \quad \text{eq(1)}$$

Desse modo:

$$\lambda = 0,51$$

Estimativa dos Coeficientes Aerodinâmicos para a estabilidade e controle longitudinais

---



Inclinação da curva de sustentação da asa - Valor Bidimensional ( $a_0$ )

O perfil utilizado na aeronave é o NFL (1) – 0215F a curva de inclinação do perfil pode ser obtida diretamente dos dados fornecidos pela NASA.

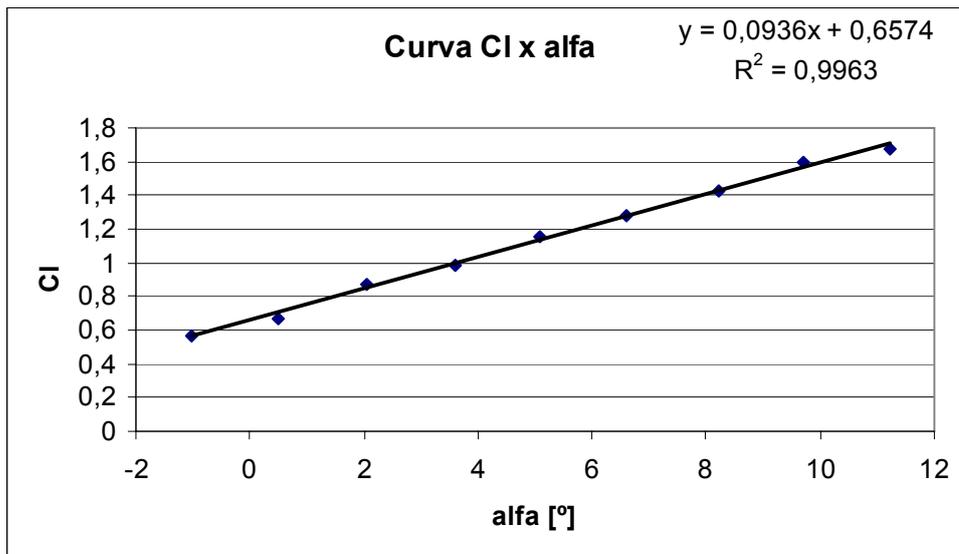


Figura 17-1- Curva  $C_{L_x}$   $\alpha$  NASA NFL (1)-0215F

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 0,0936 / \text{graus} \quad \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 5,3628 / \text{rad} \quad a_0 = 5,3628 \text{ rad}^{-1}$$

Alongamento efetivo devido ao “end-plate” (tip-tanque)

A presença de um tanque na ponta da asa ou uma placa plana irá fazer com que o arrasto induzido seja reduzido, ou que o alongamento possa ser considerado como um “alongamento efetivo” maior que o real ( $b^2/S$ ).

$$Ae = A \left( 1 + 2,2 \frac{Sep}{Sw} \right) \quad \text{eq(2)}$$

Ae-“Alongamento efetivo”



A – Alongamento geométrico ( $b^2/S$ ) = 9

Sep – Área lateral do “End-plate” ou “tip-tanque” = 1,3 m<sup>2</sup>

Sw – Área de referência = 30,376 m<sup>2</sup>

Assim tem-se:

$$Ae = 9,626 \left( 1 + 2,2 \frac{1,3}{30,376} \right)$$

$$Ae = 10,53$$

Valor tridimensional ( $a_w$ )

Esse valor encontrado pode então, ser corrigido para o caso tridimensional da seguinte forma:

$$a_w = \frac{\pi A}{1 + \sqrt{1 + (\beta^2 + tg^2 \Lambda_{c/2}) \frac{A^2}{4k^2}}} \quad \text{eq(3)}$$

Sendo "a" a variação do coeficiente de sustentação da asa com o ângulo de ataque, A, o alongamento da asa, k, função da variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque dos perfis bidimensionais da asa,  $\beta$ , função da velocidade de vôo.

$$k = \overline{a_o} / 2\pi = 0,8535$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} = 0,97357$$

$$\Lambda_{c/2} = -1,32^\circ$$

$$(b^2/S) \text{ ou } (Ae) = 9,79$$



Assim:

$$a_w = \frac{\pi * 10,53}{1 + \sqrt{1 + (0,97357^2 + \text{tg}^2 0) * \frac{10,53^2}{4 * 0,8535^2}}}$$

$$a_w = 4,667 \text{ rad}^{-1}$$

Ângulo de Sustentação Nula da asa ( $\alpha_{0_w}$ )

O efeito da torção aerodinâmica pode ser estimado pela seguinte expressão:

$$\alpha_{ow} = \alpha_{or} + J \cdot \varepsilon \quad \text{eq(4)}$$

Podemos escrever que, para uma asa com torção:

$$\alpha_{ow} = (\alpha_{ow})_0^R - i'_R + J\varepsilon \quad \text{eq(5)}$$

onde:

$(\alpha_{ow})_0^R$  - Ângulo de ataque para sustentação nula da raiz =  $-7,02^\circ$

$\varepsilon$  - Torção aerodinâmica -  $\varepsilon = i_t - i_r = 0^\circ$

$i'_R$  - Incidência geométrica da raiz da asa =  $1^\circ$

$J$  - Constante que depende do alongamento e do afilamento e é dada pelo gráfico abaixo:

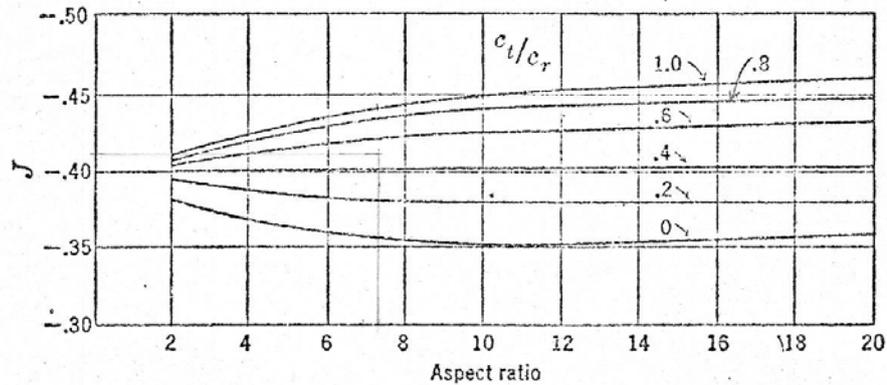


Figura 17-2- Gráfico para determinação da constante  $j$

$$\alpha_{ow} = \alpha_{or} + J \cdot \varepsilon = -0,05259877 - 0,41 \cdot 0,02158449 = -0,06144841 \text{ rad}$$

$$\alpha_{ow} = -0,0614484 \text{ rad}$$

Logo tem-se:

$$\alpha_{ow} = -7,02 - 1 + 0,425 \cdot 0 = -8,02^\circ$$

$$\alpha_{ow} = -8,02^\circ$$

Posição do Centro Aerodinâmico da Asa ( $h_{ow}$ )

O centro aerodinâmico de uma asa pode ser obtido através dos gráficos 4.4.a e 4.4.b (Pullin et alli, 1976), tendo como parâmetros: o afilamento da asa, o enflechamento a  $\frac{1}{4}$  de corda e o alongamento. Temos um afilamento de 0,42, portanto deve-se interpolar os gráficos:

$$A = 9,626 \quad \lambda = 0,42 \quad \Lambda_{\frac{c}{4}} = 3,415^\circ$$



$$x_{ac} = 0,27 \bar{c}$$

O valor e apresentado em porcentagem da corda média aerodinâmica.

Estimativa do Downwash  $\left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)$

O método mais utilizado para o cálculo do Downwash é o E.S.D.U. (Engineering Science Data Unit). Supõe-se a corda geométrica paralela ao eixo de rolagem do avião,  $\alpha$ , como sendo o ângulo de ataque em relação a corda geométrica e  $h$  distância entre os centro aerodinâmicos da asa e da empenagem horizontal aproximadamente a distância das linhas  $c/4$  da corda média aerodinâmica das mesmas. Para isso, utiliza-se as 3 vistas da aeronave para determinar os valores de  $X$  e de  $h-d$ .

Distância entre os centro aerodinâmicos da asa e da empenagem horizontal:

$$x = 5,28 \text{ m}$$

$$s = b/2 = 8,55 \text{ m}$$

$$x/s = 0,6175$$

define-se  $d$  (distancia da linha paralela a velocidade e a linha da folha de vórtices), pela figura 4.6 b

$$x/s = 0,6175$$

$$A = 9,626$$

$$\lambda = 0,56$$

$$d/SC_L = 0,0625$$

$$d = 0,5343 C_L$$

Durante o vôo de cruzeiro tem-se:

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



onde:

$$W = 4760,9 \text{ Kg}$$

$$V = 145 \text{ knot} = 74,59 \text{ m/s}$$

$$S = 30,376 \text{ m}^2$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} = 0,42$$

Portanto temos:

$$C_{L(\text{cruz})} = 0,42$$

$$d = 0,5343 \cdot 0,42 = 0,2244$$

A empenagem encontra-se a 0,43 m da linha paralela a velocidade, durante o vôo de cruzeiro.

$$h = 0,43 + 0,2244 = 0,6544$$

$$h/s = 0,076$$

Através da figura 4.6:

$$A = 9$$

$$\lambda = 0,56$$

$$h/s = 0,0687$$

$$x/s = 0,5895$$

$$\varepsilon/C_L = 4,7^\circ$$

$$\varepsilon/C_L = 0,082 \text{ rad.}$$

Inclinação da curva de sustentação do conjunto asa fuselagem ( $a_{wb}$ )

---



O valor de  $a_{wb}$  pode ser determinado conhecendo-se o valor de  $a_w$  através da equação:

$$a_{wb} = K_{wb} \cdot a_w \quad \text{eq(6)}$$

$$K_{wb} = 1 + 0,025 \left( \frac{d}{b} \right) - 0,25 \left( \frac{d}{b} \right)^2$$

onde:

$a_w$  = Coeficiente tridimensional da asa

$d$  = Máximo diâmetro da seção equivalente da fuselagem

$b$  = Comprimento da fuselagem

$d$  = Para a máxima seção da fuselagem faz-se:

$$S = \pi \frac{d^2}{4}$$

Na seção de maior área temos:

Largura =  $a = 1,250$  m

Altura =  $h = 1,16$  m

Aproximando a fuselagem por um retângulo temos:

$S = 1,45$  m<sup>2</sup>                      equivalente  $d = 1,358$  m

O comprimento da fuselagem  $b$  é de 10,312 m

$d / b = 0,132$

$$K_{wb} = 1 + 0,025 \left( \frac{d}{b} \right) - 0,25 \left( \frac{d}{b} \right)^2 = 1 + 0,025(0,1319) - 0,25(0,1319)^2 = 0,9989$$

$$K_{wb} = \mathbf{0,9989}$$

$$a_{wb} = K_{wb} \cdot a_w = 0,9989 \cdot 4,667 = 4,662$$

$$\mathbf{a_{wb} = 4,662 \text{ rad}^{-1}}$$



Ângulo de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem  $\alpha_{0wb}$

$$\alpha_{0wb} = \frac{K_2}{K_1} \cdot \alpha_{0w} + \alpha_{0f} \left( 1 - \frac{K_2}{K_1} \right) \quad \text{eq(7)}$$

onde:

$K_1$  e  $K_2$  = coeficientes obtidos a partir da figura 4.8

$\alpha_{0w}$  = ângulo de sustentação nula da asa

$\alpha_{0f}$  = ângulo de sustentação nula da fuselagem

$$\alpha_{0w} = -7,02^\circ = 0,1225 \text{ rad}$$

$$\alpha_{0f} \sim 0^\circ$$

$$d/b = 0,132 \quad A = 9,626$$

$$K_1 = 1,12$$

$$d/b = 0,132 \quad A = 9,626$$

$$K_2 = 0,94$$

$$\alpha_{0wb} = \frac{K_2}{K_1} \cdot \alpha_{0w} + \alpha_{0f} \left( 1 - \frac{K_2}{K_1} \right) = \frac{0,94}{1,12} \cdot -0,1225 + 0 \cdot \left( 1 - \frac{0,94}{1,12} \right) = -0,1028 \text{ rad}$$

$$\alpha_{0wb} = -5,89^\circ$$

$$\alpha_{0wb} = -0,1028 \text{ rad}$$

Do downwash, temos que:

$$C_L = a_{wb} \cdot \alpha + b$$

$$a_{wb} = 4,662 \text{ rad}$$

$$\alpha_{0wb} = -0,1028 \text{ rad}$$



Se  $C_L = 0$ , temos

$$0 = 4,662 \cdot \alpha - 0,1028 + b$$

$$b = 0,4793$$

$$C_L = 4,662 \cdot \alpha + 0,4793$$

Como obtido anteriormente

$$\varepsilon/C_L = 0,082 \text{ rad}$$

$$\varepsilon = 0,082 (4,662 \cdot \alpha + 0,4793)$$

$$\varepsilon = 0,3823 \cdot \alpha + 0,0393$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,3823 \text{ rad}^{-1}$$

Coeficiente de momento da asa para  $C_L = 0$  ( $C_{m_{0w}}$ )

Dois fatos levam a conseqüências importantes no valor do coeficiente de momento da asa, que devem ser somados para se definir o coeficiente de momento da asa. O coeficiente de momento da aeronave é dado pela equação 6.

$$C_{M_0} = (C_{M_0})_W + (C_{M_0})_B \quad \text{eq(8)}$$

Sendo que a primeira parcela do lado direito da equação 6 se refere à contribuição da asa e a segunda parcela à contribuição da fuselagem.

Definição de  $C_{mot}$

Parcela devido à sustentação básica pode ser dada por:

---



$$\boxed{\phantom{0}} \quad \text{eq(9)}$$

Onde:

$G$  = fator que depende de  $A$  e  $\lambda$  e é obtido através da figura 4.5

$A$  = alongamento da asa

$a_0 = \partial C_L / \partial \alpha$  médio dos perfis

$\varepsilon = (i_P - i_R)$  torção geométrica da asa

$\Lambda c/4$  = enflechamento a  $1/4$  da corda

Como a torção geométrica da asa é igual a zero, não temos essa contribuição para o momento.

$$C_{mot} = 0$$

Definição de  $C_{mos}$

A parcela devida à perfilagem da asa é calculada segundo a equação 10.

$$C_{mos} = E.C_{mac} + E'\Delta C_{mac} \quad \text{eq(10)}$$

Sendo que  $C_{Mac}$  é o coeficiente médio de momento em relação ao centro aerodinâmico dos perfis da asa,  $\Delta C_{Mac}$  é o incremento devido ao flape,  $E$  e  $E'$  são fatores dependentes do alongamento para a condição sem e com flape respectivamente.

Para a perfilagem escolhida da aeronave, temos:

$$E = 1,07$$


---



$$C_{mac} = NLF -0215F$$

$$C_{mac} = -0,15$$

Mas para o vôo de cruzeiro devemos considerar a aeronave sem os flapes, portanto:

$$C_{mos} = E.C_{mac} + E' \Delta C_{mac} = 1,07 \cdot (-0,15) + 0 = -0,1605$$

$$C_{mos} = -0,1605$$

$$C_{mow} = C_{mot} + C_{mo} = 0 - 0,1605 = -0,1605$$

$$C_{mow} = -0,1605$$

Incremento de  $C_{m0}$  devido à fuselagem  $(C_{m0})_B$

Esse coeficiente pode ser obtido através da figura 4.99 (Pullin et. alli, 1976) através dos seguintes parâmetros:

$$\left( \frac{S_{bf} \cdot l_{bf}}{S_b \cdot l_b} \right) \quad \text{eq(11)}$$

$$\left( \frac{W^2}{S_b} \right) \quad \text{eq(12)}$$

onde:

$L_B$  = comprimento da fuselagem

$L_{BF}$  = comprimento da fuselagem até a linha de  $\frac{1}{4}$  de corda

---



$S_B$  = área total de fuselagem

$S_{BF}$  = área da fuselagem ate a linha de  $\frac{1}{4}$  de corda

$W$  = largura da fuselagem no linha de  $\frac{1}{4}$  de corda

Sendo as variáveis dos parâmetros acima descritas na Figura 17-3.

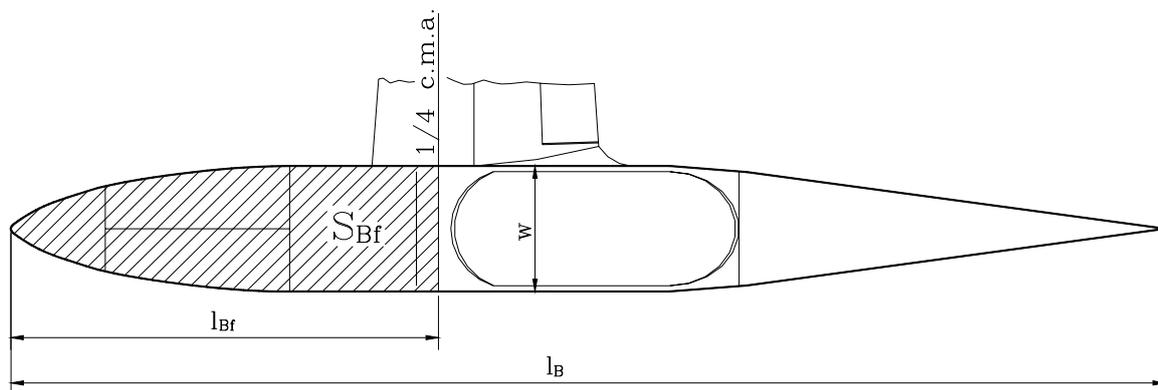


Figura 17-3-Parâmetros para determinação contribuição da fuselagem para o coeficiente de momento da aeronave

Para a aeronave escolhida temos:

$$L_B = 10,3 \text{ m}$$

$$L_{BF} = 3,85 \text{ m}$$

$$S_B = 8,22 \text{ m}^2$$

$$S_{BF} = 3,62 \text{ m}^2$$

$$W = 1,250 \text{ m}$$

Portanto:

$$\frac{S_{BF}}{S_B} \cdot \frac{L_{BF}}{L_B} = 0,1646$$

$$\frac{W^2}{S_B} = \frac{1,25^2}{8,22} = 0,19$$

$$\frac{C_{moe}}{i_w} \cdot \frac{S \cdot \bar{c}}{S_B \cdot l_b} = -0,111$$



onde:

$\bar{c}$  = corda média aerodinâmica = 1,845

$i_w$  = ângulo entre a linha de sustentação nula da asa e a linha de momento nulo do corpo = -0,1047 rad

$$C_{moB} = -0,0176$$

$$C_{mwb} = C_{mow} + C_{mob}$$

$$C_{mwb} = -0,161 - 0,0176 = -0,178$$

$$C_{mwb} = -0,178$$

Determinação do centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem ( $\Delta h_0$ )

A Influência da fuselagem ou nacele no ponto neutro do avião é determinada pela equação abaixo.

$$h_{0wB} = h_{0w} + h_{0Fuselagem} + \varepsilon(h_0)_{Nacele} \quad \text{eq(13)}$$

No caso, a aeronave não apresenta nacele, portanto o terceiro termo se anula. A influência da fuselagem no centro aerodinâmico da aeronave é obtida através do gráfico 4.10 (Pullin et alli, 1976). Os parâmetros para este gráfico são: a relação entre a corda na raiz da asa e o comprimento da fuselagem e a relação entre a posição longitudinal do ponto de  $\frac{1}{4}$  da corda da raiz da asa e o comprimento da fuselagem.

$C_r$  = corda na raiz = 2,325 m

L = comprimento da fuselagem = 10,312m

$C_r/L = 0,284$        $\bar{c} = 1,845$



$$h_{0w} = 0,27c$$

$$L_N = \text{distância do nariz a linha de } \frac{1}{4} \text{ de corda} = 3,85 \text{ m}$$

$$L_N/L = 0,3738$$

$$-\Delta h_0 \left( \frac{S \cdot c}{W \cdot C_R^2} \right) = 0,339$$

$$\Delta h_0 = -0,0409$$

$$h_{owb} = 0,27 - 0,0409 = 0,229$$

$$h_{owb} = 22,9\%$$

Cálculo da variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com a variação do ângulo de ataque da mesma -  $a_1 = \frac{dC_L}{d\alpha}$

A variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com a variação do ângulo de ataque da mesma é afetada por duas características básicas; os efeitos tridimensionais da empenagem e o efeito da fresta entre o estabilizador e o profundor da empenagem. Quanto aos efeitos tridimensionais da empenagem, trata-se a mesma como uma asa e procede-se os cálculos da forma comum.

---

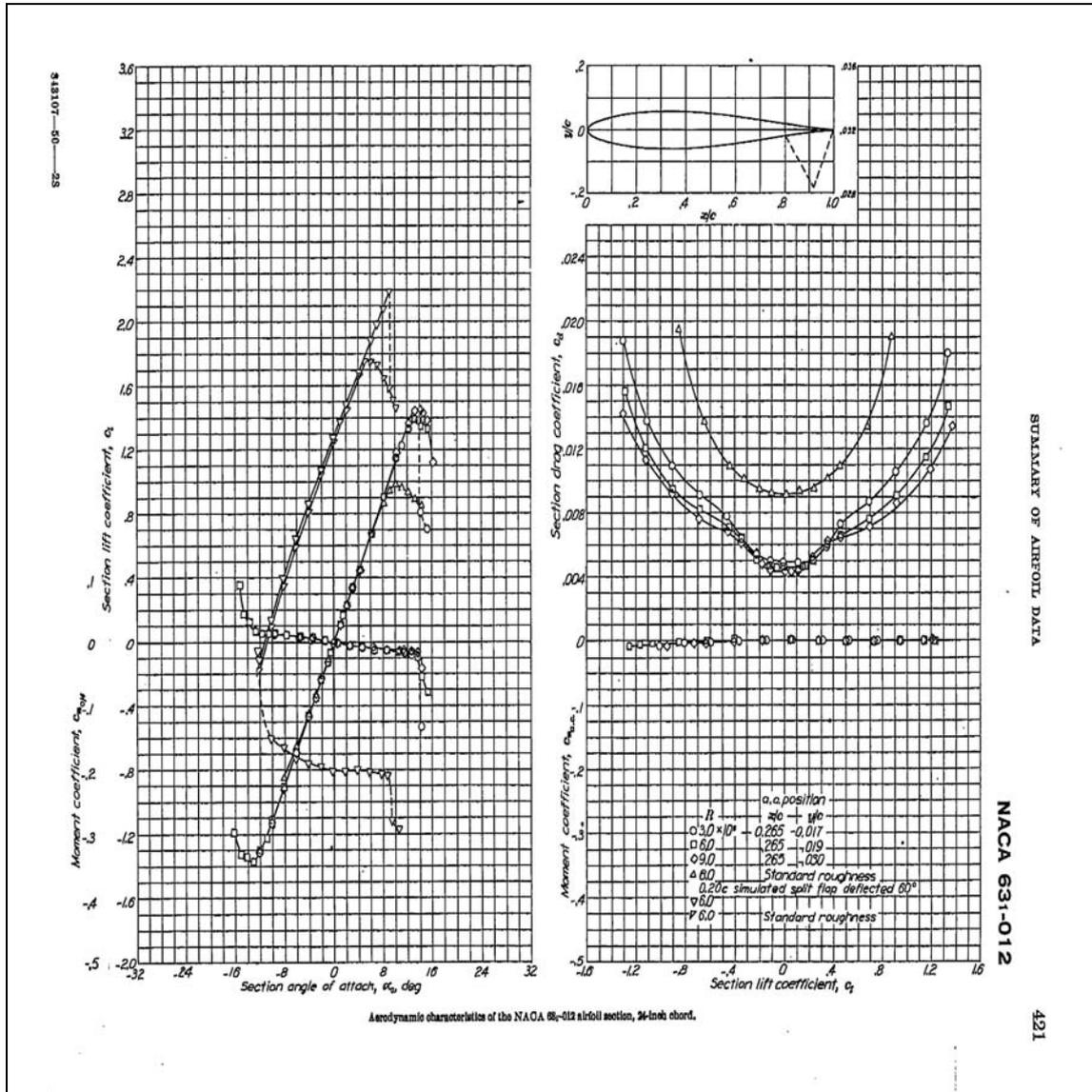


Figura 17-4-Curva  $C_{Lx} \alpha$  -NACA 63-012

Tabela 17-2 - Perfil NACA 63-012

$\alpha$ (°)	$\alpha$ (rad)	$C_L$
10	0,175329	1,1
-10	-0,175329	-1,1



$$a_o = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 0,11 \text{ graus}^{-1} \quad a_o = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 6,30 \text{ rad}^{-1}$$

A equação 11 determina este coeficiente de variação para a empenagem horizontal.

$$a_{1w} = \frac{2 \cdot \pi \cdot A_{EH}}{1 + \sqrt{\frac{A_{EH}^2}{4k^2} \cdot (\beta^2 + tg^2 \Lambda_{c/2})} + 1} \quad \text{eq(14)}$$

onde:

$$A = 4,6956$$

$$\text{Mach} = 0,2206$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} = \sqrt{1 - 0,219^2} = 0,9754$$

$$L_{c/2} = 0^\circ$$

O parâmetro “k”, segundo Pullin (1976) é definido como;

$$k = \frac{(a_1)_o}{2 \cdot \pi} \quad \text{eq(15)}$$

Desta forma o parâmetro “k” para empenagem horizontal do presente projeto será igual a:

$$k = \frac{a_o}{2\pi} = \frac{6,27392}{2\pi} = 1,003$$

$$a_{1w} = \frac{\pi \cdot 4,6956}{1 + \sqrt{1 + (0,9754^2 + tg^2 0) \frac{4,6956^2}{4 \cdot 1,003^2}}}$$

$$a_{1w} = 4,2276 \text{ rad}^{-1}$$

Supondo o profundor do tipo Round Nose da figura 4.11 (Pullin et alli, 1976):



$$GAP = 0,005c$$

$$\text{Posição do GAP} = 0,5c$$

$$A = \infty \rightarrow 0 \quad 0 \quad a_g / a_0 = 0,82$$

$$A = 3 \rightarrow 1/3 \quad 0,33 \quad a_g / a_0 = 0,915$$

$$A = 4,69 \rightarrow 0,1989 \quad a_g / a_0 = 0,877$$

$$C_B / C_F = 0,05$$

$$f = 0,85$$

$$(a_1)_g = a_1 \left[ \left( \frac{a_g}{a} \right) f \right] = 4,2276[(0,877)0,85] = 3,15146$$

Desta forma, os valores da variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com a variação do ângulo de ataque da mesma corrigida pelo efeito da fresta entre o estabilizador e o profundor será:

$$(a_1)_g = 3,15146 \text{ rad}^{-1}$$

Cálculo da variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com a variação

da deflexão do profundor -  $a_2 = \frac{dC_L}{d\eta}$

Para o cálculo da variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com a variação da deflexão do profundor utilizar-se-á a procedimento proposto por Pullin et ali (1976). Os valores da corda média aerodinâmica e da corda do profundor para consulta nos gráficos são:

$$\text{Corda média aerodinâmica} = 1,172 \text{ m}$$

$$\text{Corda profundor} = 0,5234 \text{ m}$$

$$c_f / c = 0,4466$$



Do gráfico 4.12.a (Pullin et al., 1976), tem-se o valor desta variação para o perfil bidimensional igual a:

$$(a_2)_{0T} = 5,5$$

Sabendo que:  $(a_1)_0 = 6,3$        $(a_1)_{0t} = 6,875$

$$(a_1)_0 / (a_1)_{0t} = 0,916$$

Do gráfico 4.12a (Pullin et al., 1976), também é possível determinar:

$$(a_2)_0 / (a_2)_{0t} = 0,89$$

$$(a_2)_0 = 0,89 * 5,5 = 4,895$$

$$(a_2)_0 = 4,895 \text{ rad-1}$$

Deve agora então aplicar as mesmas correções usadas na determinação de  $(a_1)$ . Sendo o valor médio de  $A\sqrt{(1-M^2)}$  para o presente projeto igual a:

$$A = 5,0275$$

$$M = 0,2206$$

$$c_f / c = 0,4466$$

$$A\sqrt{(1-M^2)} = 4,57$$

Do gráfico 4.12b (Pullin et al., 1976), essas correções podem ser realizadas da seguinte forma:

$$\frac{(a_2)_M}{(a_2)_0} / \frac{(a_1)_M}{(a_1)_0} = 1,06$$

$$(a_2)_M = 2,595 \text{ rad-1}$$


---



Cálculo da variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com a variação da deflexão do compensador

Não será necessária a utilização de um compensador na aeronave em questão, portanto o cálculo inicial será feito considerando-se a não existência de um compensador. Desta forma o cálculo deste coeficiente se torna desnecessário.

Cálculo da variação do coeficiente momento na articulação do profundor com a variação do ângulo de ataque da empenagem -

$$b_1 = \frac{dC_H}{d\alpha}$$

Primeiramente será determinado  $(b_1)_0$  para calcular  $b_1$ . Em seguida será feita a correção de  $(b_1)_0$  para o balanceamento do profundor. O terceiro passo é o da determinação de  $b_1$  para um alongamento finito, e o quarto passo consiste em uma correção para o efeito de “horn”. O “horn” consiste de um aumento da área da superfície de controle à frente da articulação, usualmente na extremidade da mesma. O seu efeito é reduzir (em valor absoluto) os coeficientes de momentos na articulação.

Para a determinação de  $(b_1)_0$  temos da figura 4.14a (Pullin et al., 1976):

$$(b_1)_{0t}^* = -0,75$$

$$(b_1)_0 / (b_1)_{0t} = 0,835$$

Logo;

$$(b_1)_0 / (b_1)_{0t} = 0,835 \rightarrow (b_1)_0 = 0,835 \cdot -0,75 = -0,626$$

$$(b_1)_{0t}^* = -0,626$$

A correção para o balanceamento pode ser feita através da figura 4.14b (Pullin et al., 1976) temos:

$$c_b = 0,35c$$

$$c_f = 0,65c$$


---



$$tc/2 = 0,3c$$

$$\sqrt{\left(\frac{c_b}{c_f}\right)^2 - \left(\frac{t/2}{c_f}\right)^2} = \sqrt{\left(\frac{0,35}{0,65}\right)^2 - \left(\frac{0,3}{0,65}\right)^2} = 0,27$$

$$(b_1)_{0bal} / (b_1)_{0plain} = 0,8$$

$$(b_1)_{0bal}^* = 0,8 \cdot -0,626 = -0,5$$

$$(b_1)_{0bal} = -0,5$$

Pode-se então determinar o valor do valor deste coeficiente para o caso de um alongamento finito (tridimensional). A relação entre o valor deste coeficiente bidimensional e o seu valor tridimensional é dada segundo a equação 16.

$$b_1 = (b_1)_o \cdot [1 - F_1] + F_2 \cdot F_3 \cdot (a_1)_o \quad \text{eq(16)}$$

Sendo que os valores de  $F_1$ ;  $F_2$ ; e  $F_3$  são obtidos pelo gráfico 4.14 (c) (Pullin, et alli,1976) em função do parâmetro  $A_{EH} \cdot \frac{5,73}{(a_1)_o}$ , o qual, no presente projeto, vale 4,27 e o balanço do

profundor  $\left(\frac{c_b}{c_f}\right)$  igual a 0.05. Ter-se-á então: para a correção para o alongamento finito:

$$F_1 = 0,31$$

$$F_2 = 0,0095$$

$$F_3 = 1,28$$

Desta forma:

$$b_1^* = (b_1)_o [1 - F_1] + F_2 F_3 (a_1)_o$$

$$b_1^* = -0,5 \cdot [1 - 0,31] + 0,0095 \cdot 1,28 \cdot 6,3$$

$$b_1^* = -0,268$$



Sabe-se que:

$$b_h = \text{envergadura do horn} = 0,4 \text{ m}$$

$$c_h = \text{corda do horn} = 0,64 \text{ m}$$

$$b_p = \text{envergadura do profundor} = 5,4 \text{ m}$$

$$c_p = \text{corda do profundor} = 0,42 \text{ m}$$

$$S_h = \text{área do horn} = 0,512 \text{ m}^2$$

$$S_p = \text{área do profundor} = 2,16 \text{ m}^2$$

$$c_f / c = 0,8$$

$$A_h = \text{alongamento do horn} = 0,3125$$

Então, pelo gráfico 4.14 (d) (Pullin, et alli,1976) a correção parta o efeito dos “horns” é feita da seguinte maneira :

$$B = \frac{S_h \cdot C_h}{S_p \cdot C_p} = 0,3612 \quad \left( \frac{\Delta b_1}{A_H \cdot B} \right) = 3,5$$

$$b_1 = (b_1)_s + \left( \frac{\Delta b_1}{A_H \cdot B} \right) A_H \cdot B$$

$$b_1 = -0,268 + 3,5 \cdot 0,3125 \cdot 0,36$$

$$\mathbf{b_1 = 0,12598}$$

Cálculo da variação do coeficiente de momento na articulação do profundor com a variação do de deflexão do profundor -

$$b_2 = \frac{dC_H}{d\alpha}$$


---



Do gráfico 4.15 (a), (Pullin, et alli,1976), sendo a razão entre a corda do profundor e a corda do estabilizador igual a 44,7 % e a espessura relativa dos perfis da empenagem igual a 12%, tem-se:

$$(b_2)_{0t}^* = -0,97$$

Sabendo que:

$$(a_2)_0 / (a_2)_{0t} = 0,89$$

Temos:

$$(b_2)_0 / (b_2)_{0t} = 0,9$$

$$(b_2)_0 / (b_2)_{0t} = 0,9 \rightarrow (b_2)_0 = 0,9 \cdot -0,97 = -0,873$$

$$(b_2)_0^* = -0,873$$

Então, como já foi definida, a correção para o balanceamento usando a figura 4.14b (Pullin, et alli,1976), é:

$$\sqrt{\left(\frac{c_b}{c_f}\right)^2 - \left(\frac{t/2}{c_f}\right)^2} = \sqrt{\left(\frac{0,35}{0,65}\right)^2 - \left(\frac{0,3}{0,65}\right)^2} = 0,27$$

Logo:

$$(b_2)_{0bal} / (b_2)_{0plain} = 0,6$$

$$(b_2)_{0bal}^* = 0,6 \cdot (-0,873) = -0,5238$$

$$(b_2)_{0bal} = -0,5238$$


---



Deve-se então, efetuar-se a correção de tal coeficiente devido aos efeitos tridimensionais. Semelhantemente ao coeficiente anterior, tem-se:

$$b_2 = (b_2)_o - \left( \frac{\alpha_i}{\delta} \right) \cdot (b_1)_o + \Delta(b_2) \cdot F_3 \cdot (a_2)_o \quad \text{eq(17)}$$

onde:

$(b_2)_o$  – valor de  $b_2$  bidimensional e corrigido para o balanceamento

$(a_1)_o$  – valor obtido graficamente (figura 4.14c)

$(b_1)_o$  – valor de  $b_1$  bidimensional e corrigido para o balanceamento

$\Delta(b_2)$  – valor obtido graficamente (figura 4.14c)

$F_3$  – valor obtido graficamente (4.14c)

$(a_2)_o$  – valor de  $a_2$  bidimensional e corrigido para o balanceamento

Sabendo que os valores de  $\left( \frac{\alpha_i}{\delta} \right)$ ;  $\Delta(b_2)$ ;  $F_3$  são obtidos pelo gráfico 4.14 (c) (Pullin, et ali, 1976) em função do parâmetro  $A_{EH} \cdot \frac{5.73}{(a_1)_o}$ , o qual, no presente projeto, vale 4,27 e do balanço do profundor  $\left( \frac{c_b}{c_f} \right)$ .

Então,

$$\left( \frac{\alpha_1}{\delta} \right) \cdot \frac{(a_2)_o}{(a_2)_o} = 0,3$$

$$\frac{\alpha_1}{\delta} = 0,5657$$

Do gráfico 4.14 (c) tira-se também:

$$\Delta b_2 = 0,018$$

e

$$F_3 = 1,22$$



Desta forma:

$$b_2^* = -0,5238 - (0,4125 \cdot -0,5) + 0,018 \cdot 1,22 \cdot 4,895 =$$

$$b_2^* = -0,1328 \text{ rad}^{-1}$$

A Correção parta o efeito dos horns;

$$B = \frac{S_h \cdot C_h}{S_p \cdot C_p} = 0,3612$$

$$\left( \frac{\Delta b_2}{A_H \cdot B} \right) = 2,8$$

logo:

$$b_2 = (b_2)_s + \left( \frac{\Delta b_2}{A_H \cdot B} \right) A_H \cdot B = 0,1832$$

$$\mathbf{b_2 = 0,1832}$$

No presente projeto, como,  $b_1/b_2 > 0$  ( $b_1 / b_2 = 0.687$ ) o profundor será “convergente”; resultando que o profundor flutuará para cima quando ocorrer um aumento do ângulo de ataque, o que irá reduzir a estabilidade estática quando se liberar o manche.

---



Tabela 17-3 – Parâmetros de Estabilidade da Aeronave

Nome	Símbolo	Valor
Inclinação da curva de sustentação da asa 2D	$a_0$	5,3628
Inclinação da curva de sustentação da asa 3D	$a_w$	4,6672
Ângulo de sustentação nula da asa	$a_{w0}$	-0,1400
Corda média aerodinâmica	$\bar{c}$	1,8448
Posição do centro aerodinâmico da asa	$h_{0w}$	0,2700
Coefficiente de momento da asa	$C_{mow}$	-0,1605
Downwash	$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	0,3823
Inclinação da curva de sustentação asa-fuselagem	$a_{wb}$	4,6623
Ângulo de sustentação nula asa-fuselagem	$\alpha_{0_{wb}}$	-0,1028
Coefficiente de momento da asa-fuselagem	$C_{m_{wb}}$	-0,1781
Influência da fuselagem no ponto neutro	$h_{0_{wb}}$	0,2291
$dCL / d\alpha$	$a_1$	3,1515
$dCL / d\eta$	$a_2$	2,5956
$dCL / d\beta$	$a_3$	0,0000
$dCH / d\alpha$	$b_1$	0,1260
$dCH / d\eta$	$b_2$	0,183192593
$dCH / d\beta$	$b_3$	0



## Cálculo das Características de estabilidade

As hipóteses básicas admitidas para o estudo de estabilidade em ângulo de ataque são:

- Os efeitos de Hélice e sua esteira são desprezíveis;
- Não há efeito de compressibilidade ( Mach constante);
- Pequenos ângulos de ataque (os coeficientes aerodinâmicos são lineares de ângulo de ataque);
- A velocidade linear e a aceleração centrípeta são constantes durante a manobra.

Em geral, são analisados dois casos: a estabilidade com “manche fixo” e a estabilidade com “manche livre”.

## Cálculo dos pontos neutro manche fixo em porcentagem da corda

Na hipótese Manche Fixo considera uma variação nula na deflexão do profundor ( $\tilde{\eta} = 0$ ). Define-se como Ponto Neutro Manche Fixo a posição do C.G. para a qual a margem estática longitudinal Manche Fixo se anula. Esse valor pode ser definido pela seguinte equação:

$$h_n = h_{owb} + \bar{V} \cdot \frac{a_1}{a_{wb}} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad \text{eq(18)}$$

$a_{wb}$  – Coeficiente  $dCL/d\alpha$  do conjunto asa-fuselagem

$a_1$  – Coeficiente  $dCL/d\alpha$  da empenagem horizontal

$\bar{V}$  - Volume de cauda da aeronave

$\partial\varepsilon/\partial\alpha$  – Efeito de Downwash

$h_{owb}$  – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa – fuselagem

O volume de cauda é calculado da seguinte maneira:

---



$$\bar{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot c} \quad \text{eq(19)}$$

onde  $I_t$  é a distância longitudinal entre o centro aerodinâmico da aeronave (sem levar em consideração da empenagem horizontal - item 4.1 da parte I deste capítulo) e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal (aproximadamente  $\frac{1}{4}$  da corda média aerodinâmica da mesma). Para o presente projeto, dos desenhos de três vistas têm-se :

$$S_t = 5,88 \text{ m}^2$$

$$I_t = 5,28 \text{ m}$$

$$S = 30,376 \text{ m}^2$$

$$c = 1,854$$

$$\bar{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot c} = 0,554$$

Logo:

$$h_{0wb} = 0,229$$

$$a_1 = 3,152 \text{ rad}^{-1}$$

$$\partial \varepsilon / \partial \alpha = 0,3823 \text{ rad}^{-1}$$

$$a_{wb} = 4,662 \text{ rad}^{-1}$$

$$h_n = h_{0wb} + \bar{V} \cdot \frac{a_1}{a_{wb}} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) = 0,229 + 0,554 \cdot \frac{3,152}{4,662} (1 - 0,3823) = 0,46$$

$$h_n = 0,46 = 46\%$$

Cálculo do ponto neutro manche livre em porcentagem da corda

---



A hipótese Manche Livre considera uma variação nula no momento de articulação. Define-se como Ponto Neutro Manche Livre a posição do C.G. para a qual a margem estática longitudinal Manche Livre se anula. Este valor pode ser definido da seguinte forma:

$$h'_n = h_{owb} + \bar{V} \cdot \frac{\bar{a}_1}{a_{wb}} \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad \text{eq(20)}$$

$$\bar{a}_1 = a_1 - \left( \frac{b_1}{b_2} \right) \cdot a_2$$

onde:

$h_{owb}$  – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa – fuselagem

$\bar{V}$  - Volume de cauda da aeronave

$\bar{a}_1$  – Coeficiente parametrizado a partir de  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $b_1$ ,  $b_2$

$a_1$  – Coeficiente  $dC_L/d\alpha$  da empenagem horizontal

$a_2$  – Coeficiente  $dC_L/d\eta$  da empenagem horizontal

$b_1$  – Coeficiente  $dC_H/d\alpha$  da empenagem horizontal

$b_2$  – Coeficiente  $dC_H/d\eta$  da empenagem horizontal

$\partial \varepsilon / \partial \alpha$  – Efeito de Downwash

$a_{wb}$  – Coeficiente  $dC_L/d\alpha$  do conjunto asa-fuselagem

Temos então:

$$h_{owb} = 0,229$$

$$\bar{V} = 0,554$$

$$a_1 = 3,152 \text{ rad}^{-1}$$

$$a_2 = 2,596 \text{ rad}^{-1}$$

$$b_1 = 0,1260 \text{ rad}^{-1}$$

$$b_2 = 0,1832 \text{ rad}^{-1}$$

$$\partial \varepsilon / \partial \alpha = 0,382 \text{ rad}^{-1}$$

$$a_{wb} = 4,662 \text{ rad}^{-1}$$



$$\text{Como } \bar{a}_1 = a_1 - \left(\frac{b_1}{b_2}\right) \cdot a_2 = 3,152 - \left(\frac{0,126}{0,1832}\right) \cdot 2,596 = 1,367$$

$$\bar{a}_1 = 1,367 \text{ rad}^{-1}$$

Logo,

$$h'_n = h_{owb} + \bar{V} \cdot \frac{\bar{a}_1}{a_{wb}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 0,229 + 0,554 \cdot \frac{1,367}{4,662} (1 - 0,32823)$$

$$h'_n = 0,329 = 32,9 \%$$

Cálculo do ponto de manobra manche fixo ao nível do mar (cruzeiro) em porcentagem da corda

O Ponto de Manobra Manche Fixo é a posição do C.G. para a qual não é necessária nenhuma alteração na deflexão do profundor para a realização de uma manobra.

O cálculo do Ponto de Manobra Manche Fixo é feito pela seguinte expressão:

$$h_m = h_{owb} + \bar{V} \cdot a_1 \cdot \left(\frac{\varepsilon_\alpha}{a_{wb}} + \frac{1}{2\mu}\right) \quad \text{eq(21)}$$

$$\text{*obs } \varepsilon_\alpha = \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$

onde:

$h_{owb}$  – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa – fuselagem

$\bar{V}$  - Volume de cauda da aeronave

$a_1$  – Coeficiente  $dC_L/d\alpha$  da empenagem horizontal



$\partial\varepsilon/\partial\alpha$  – Efeito de Downwash

$a_{wb}$  – Coeficiente  $dC_L/da$  do conjunto asa-fuselagem

$\mu$  – parâmetro de densidade longitudinal

O parâmetro de densidade longitudinal é definido por:

$$\mu = \frac{W}{g \cdot \rho \cdot l_z \cdot S} \quad \text{eq(22)}$$

sendo que: W denota o peso da aeronave, g a aceleração da gravidade e  $l_z'$  a distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal (1/4 da corda média aerodinâmica).

$$\mu = \frac{W}{g \cdot \rho \cdot l_z' \cdot S} = \frac{4760,9,9,81}{9,81 \cdot 1,225 \cdot 5,12 \cdot 30,376} = 24,99$$

Então:

$$h_m = h_{owb} + \bar{V} \cdot a_1 \cdot \left( \frac{\varepsilon_\alpha}{a_{wb}} + \frac{1}{2\mu} \right) = 0,495$$

$$\mathbf{hm = 0,495=49,5\%}$$

Cálculo do ponto de manobra manche livre ao nível do mar (cruzeiro) em porcentagem da corda

O Ponto de Manobra Manche Livre é a posição do C.G. para a qual não é necessária nenhuma alteração na força no manche para a realização de uma manobra. O cálculo do Ponto de Manobra Manche Livre é feito pela seguinte expressão:



$$h_m' = h_{owb} + \bar{V} \cdot \bar{a}_1 \cdot \left( \frac{\varepsilon_\alpha}{a_{wb}} + \frac{1}{2\mu} \right) \quad \text{eq(23)}$$

$h_{owb}$  – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa – fuselagem

$\bar{V}$  - Volume de cauda da aeronave

$\bar{a}_1$  – Coeficiente parametrizado a partir de  $a_1, a_2, b_1, b_2$

$a_1$  – Coeficiente  $dC_L/d\alpha$  da empenagem horizontal

$\partial\varepsilon/\partial\alpha$  – Efeito de Downwash

$a_{wb}$  – Coeficiente  $dC_L/d\alpha$  do conjunto asa-fuselagem

$\mu$  – parâmetro de densidade longitudinal

$$h_{owb} = 0,2061$$

$$\bar{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot c} = 0,546$$

$$h_m' = h_{owb} + \bar{V} \cdot \bar{a}_1 \cdot \left( \frac{\varepsilon_\alpha}{a_{wb}} + \frac{1}{2\mu} \right)$$

$$hm' = 0,229 + 0,554 \cdot 1,367 \cdot \left( \frac{0,618}{4,662} + \frac{1}{24,99} \right) = 0,345$$

$$hm' = 0,34458 = 34,58 \%$$

Levantamento das curvas Calculo  $\eta$  x  $C_L$  (Deflexão do Profundor por Coeficiente de sustentação)

Sabendo que  $\bar{\eta}$  é função linear de  $\bar{C}_L$ , a expressão é dada por:

$$\bar{\eta} = A_1 \cdot \bar{C}_L + A_2 \quad \text{eq(24)}$$

onde:

$$A_1 = \frac{1}{\bar{V} \cdot a_2} \cdot \left[ (h - h_{owb}) - \frac{\bar{V} \cdot a_1}{a_{wb}} \cdot \varepsilon_\alpha \right]$$



$$A_2 = \frac{1}{\bar{V} \cdot a_2} \cdot (C_{mwb} - \bar{V} \cdot a_1 \cdot i_t - \bar{V} \cdot a_3 \cdot \delta)$$

Como a aeronave não apresenta compensador, e será considerada uma incidência de  $-2,86^\circ$  na empenagem, o termo  $A_2$  torna-se então:

$$A_2 = \frac{1}{\bar{V} \cdot a_2} \cdot (C_{mwb} - \bar{V} \cdot a_1 \cdot i_t)$$

$h_{owb}$  – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa – fuselagem

$\bar{V}$  - Volume de cauda da aeronave

$a_1$  – Coeficiente  $dC_L/d\alpha$  da empenagem horizontal

$a_2$  – Coeficiente  $dC_L/d\eta$  da empenagem horizontal

$\partial\varepsilon/\partial\alpha$  – Efeito de Downwash

$a_{wb}$  – Coeficiente  $dC_L/d\alpha$  do conjunto asa-fuselagem

$C_{mwb}$  – Coeficiente de momento do conjunto asa-fuselagem

Para o caso da aeronave Urutau temos:

$$h_{owb} = 0,229$$

$$\bar{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot c} = 0,554$$

$$\partial\varepsilon/\partial\alpha = 0,3823 \text{ rad}^{-1}$$

$$a_{wb} = 4,662 \text{ rad}^{-1}$$

$$a_1 = 3,152 \text{ rad}^{-1}$$

$$a_2 = 2,596 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{mwb} = -0,178$$

$$A_1 = \frac{1}{\bar{V} \cdot a_2} \cdot \left[ (h - h_{owb}) - \frac{\bar{V} \cdot a_1}{a_{wb}} \cdot \varepsilon_\alpha \right] =$$



$$A_1 = \frac{1}{0,554 \cdot 2,596} \left[ (h - 0,229) - \frac{0,554 \cdot 3,152}{4,662} \cdot 0,618 \right]$$

$$A_1 = 0,695 h - 0,3202$$

$$A_2 = \frac{1}{\bar{V} \cdot a_2} \cdot (C_{mwb} - \bar{V} \cdot a_1 \cdot i_t) = \frac{1}{0,554 \cdot 2,596} \cdot (-0,178 - 0,554 \cdot 3,152 \cdot -2,86)$$

$$A_2 = -0,06313$$

$$\bar{\eta} = A_1 \cdot \bar{C}_L + A_2$$

$$\bar{\eta} = (0,695 h - 0,3202) \cdot \bar{C}_L - 0,06313$$

Para traçarmos as curvas, utilizaremos alguns valores de h (posição do CG), e CL da aeronave:

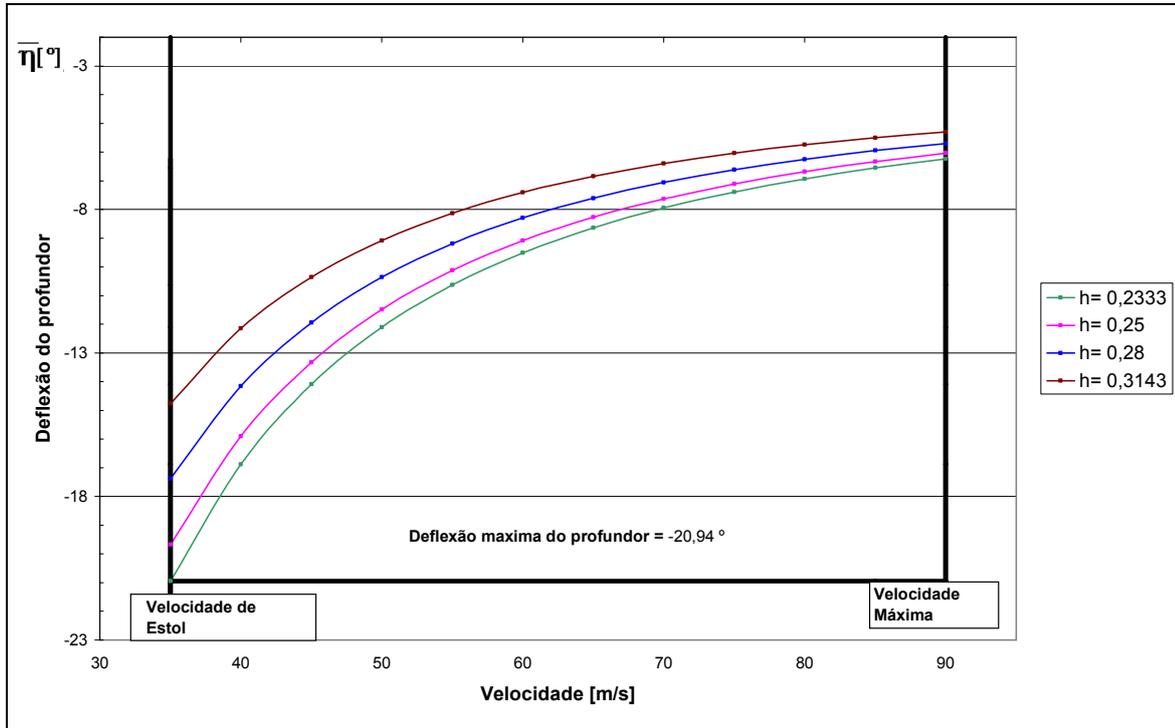


Figura 17-5 - Deflexão do profundor em função da velocidade

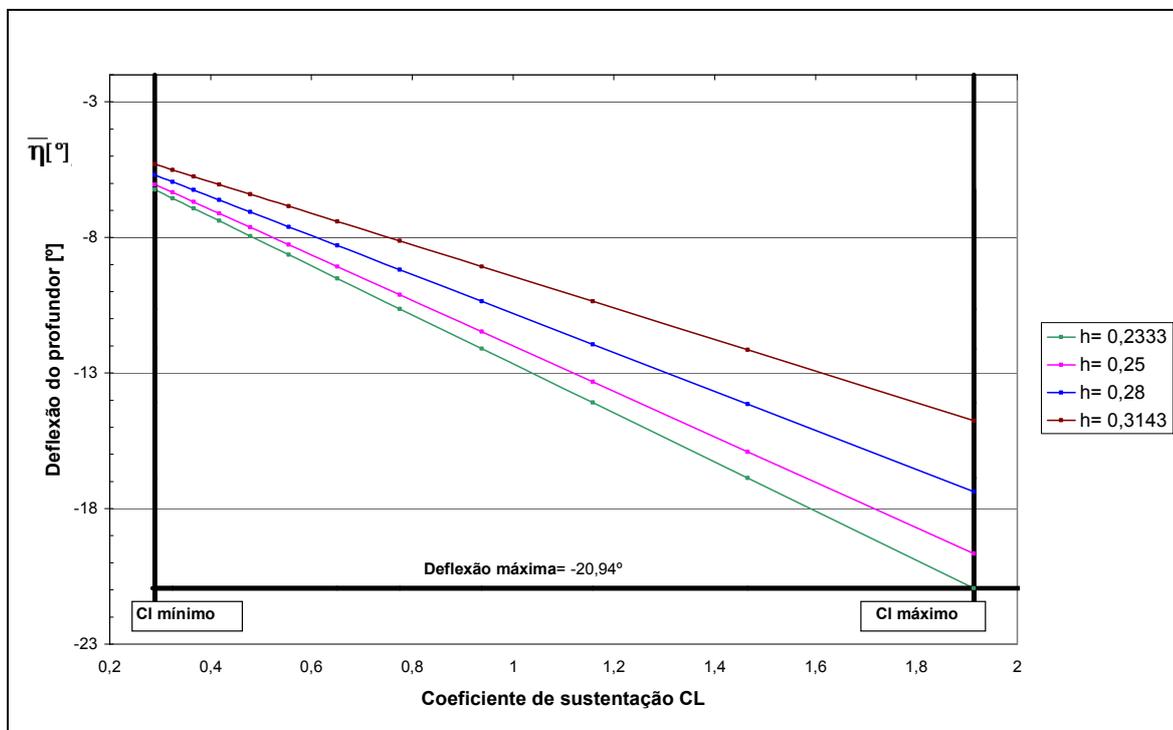


Figura 17-6 - Deflexão do profundor em função do coeficiente de sustentação



Levantamento das curvas Calculo de  $\overline{P_e}$  x V (Força no manche por velocidade)

Como  $\overline{P_e}$  é uma função quadrática de V, sua expressão é dada por:

$$\overline{P_e} = B_1 + B_2 \cdot V^2 \quad \text{eq(25)}$$

Sendo:

$$B_1 = m_e \cdot S_\eta \cdot \overline{c_\eta} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \frac{b_2}{\overline{V} \cdot a_2} \cdot \left[ (h - h_{owb}) - \frac{\overline{V} \cdot \overline{a_1}}{a_{wb}} \cdot \varepsilon_\alpha \right]$$

$$B_2 = m_e \cdot \rho \cdot S_\eta \cdot \overline{c} \cdot \frac{b_2}{2 \cdot \overline{V} \cdot a_2} \cdot (C_{mwb} - \overline{V} \cdot a_1 \cdot i_t - \overline{V} \cdot a_3 \cdot \delta)$$

Onde:

$m_e$  – Razão de engrasamento

$S_t$  – Área da empenagem horizontal

$B_1$  – Constante

$B_2$  - Coeficiente de proporcionalidade quadrática

h- Posição do Centro de Gravidade da Aeronave

$h_{owb}$  – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem

$\overline{c_\eta}$  - corda média aerodinâmica do profundor

$\overline{a_1}$  – Coeficiente parametrizado a partir de  $a_1, a_2, b_1, b_2$

$a_1$  – Coeficiente  $dC_{L1}/d\alpha$  da empenagem horizontal

$a_2$  – Coeficiente  $dC_{L1}/d\eta$  da empenagem horizontal

$b_1$  – Coeficiente  $dC_H/d\alpha$  da empenagem horizontal

$b_2$  – Coeficiente  $dC_H/d\eta$  da empenagem horizontal

Os valores de  $B_1$  e  $B_2$  são obtidos por:

$$m_e = 2,1$$

$$S_h = 0,9678 \text{ m}^2$$

$$b_1 = 0,126 \text{ rad}^{-1}$$



$$b_2 = 0,1832 \text{ rad}^{-1}$$

$$B_1 = m_e \cdot S_\eta \cdot \bar{c}_\eta \cdot \left( \frac{W}{S} \right) \cdot \frac{b_2}{\bar{V} \cdot a_2} \cdot \left[ (h - h_{owb}) - \frac{\bar{V} \cdot \bar{a}_1}{a_{wb}} \cdot \varepsilon_\alpha \right]$$

$$B_1 = 2,1 \cdot 0,9678 \cdot 1,174 \cdot \left( \frac{4760,9}{30,376} \right) \cdot \frac{0,1832}{0,554 \cdot 2,596} \cdot \left[ (h - 0,229) - \frac{0,554 \cdot 0,3665}{4,662} \cdot 0,618 \right]$$

$$B_1 = 47,64 \cdot h - 15,69$$

$$B_2 = m_e \cdot \rho \cdot S_\eta \cdot \bar{c} \cdot \frac{b_2}{2 \cdot \bar{V} \cdot a_2} \cdot (C_{mwb})$$

$$B_2 = 2,1 \cdot 1,225 \cdot 0,9678 \cdot 1,17 \cdot \frac{0,1832}{2 \cdot 0,554 \cdot 2,596} \cdot [-0,178]$$

$$B_2 = -0,017$$

$$\bar{P}_e = B_1 + B_2 \cdot V^2$$

$$\bar{P}_e = (47,64 \cdot h - 15,69) + (-0,017) \cdot V^2$$

Para traçarmos as curvas, utilizaremos alguns valores de h (posição do CG), e CL da aeronave:

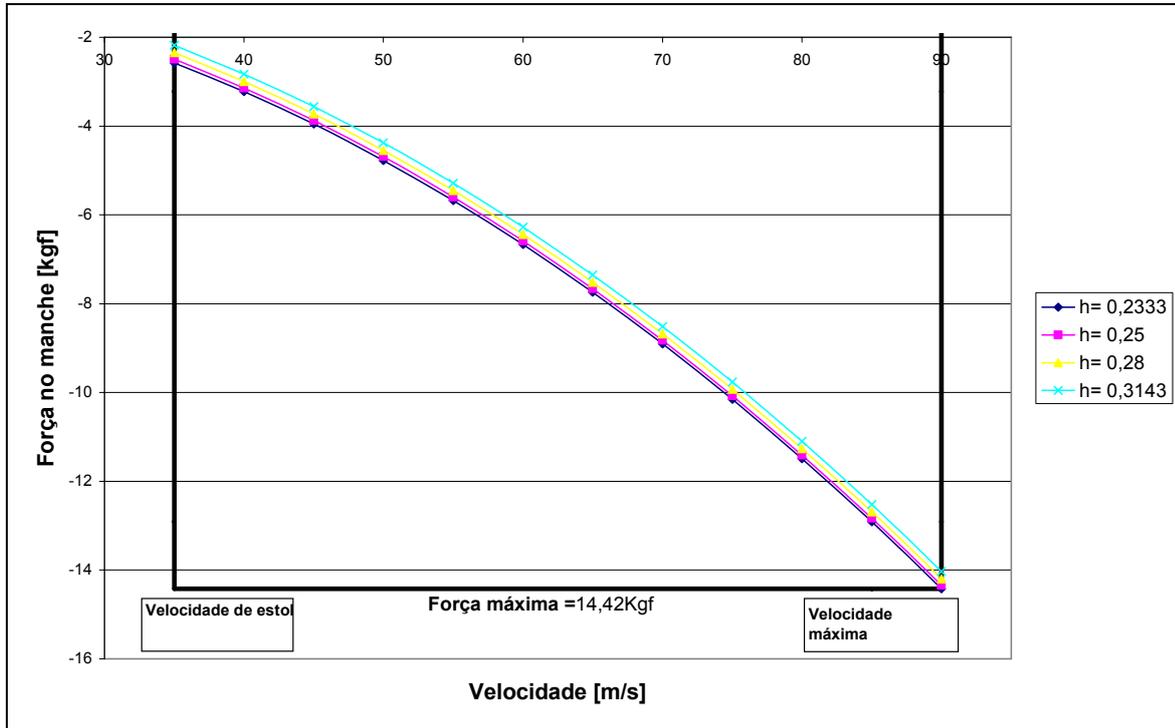


Figura 17-7-Força no manche em função da velocidade

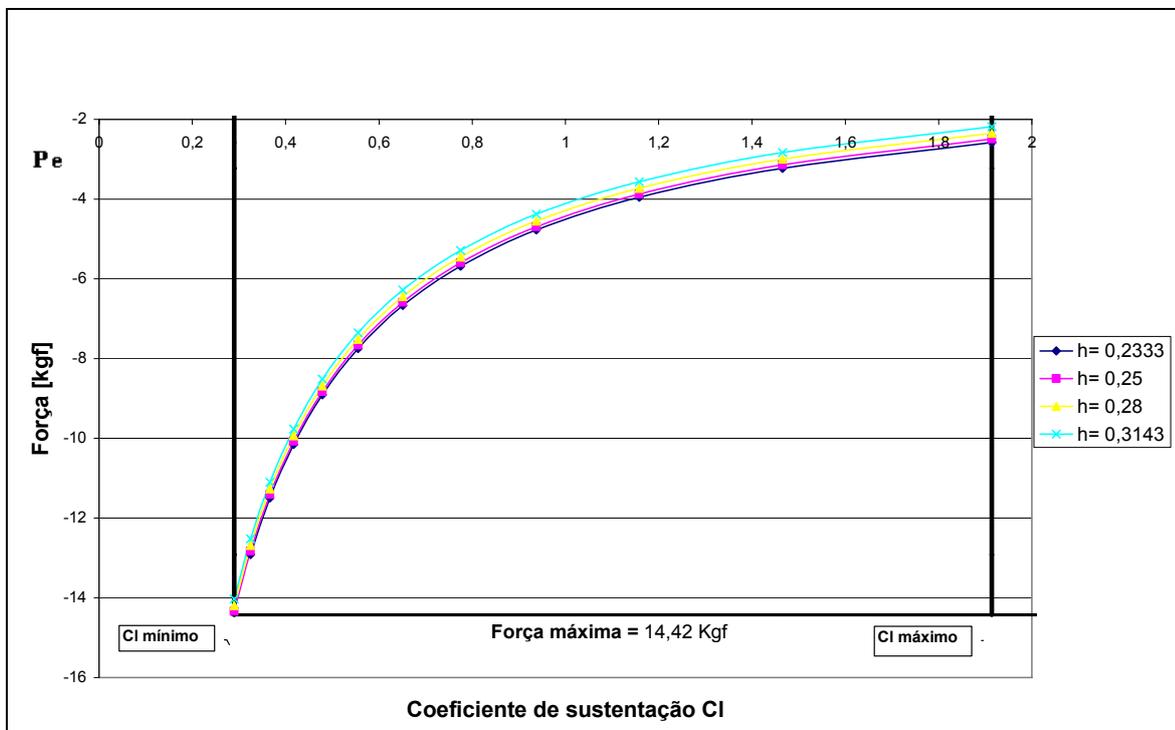


Figura 17-8-Força X Coeficiente de sustentação



Varição da deflexão do manche por “g” para realizar manobra

A variação da deflexão do manche por “g” para se realizar manobra, é obtida como:

$$Q_1 = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \cdot \frac{H_m}{\bar{V} \cdot a_2 \cdot m_e} \quad \text{eq(26)}$$

onde  $H_m$  é a margem de manobra manche fixo que representa a distancia entre o ponto de manobra manche fixo e a posição do centro de gravidade.

$$H_m = h_m - h \quad \text{eq(27)}$$

A Figura 17-9 apresenta a variação da deflexão do manche para efetuar manobra de uma gravidade em função da velocidade de vôo.

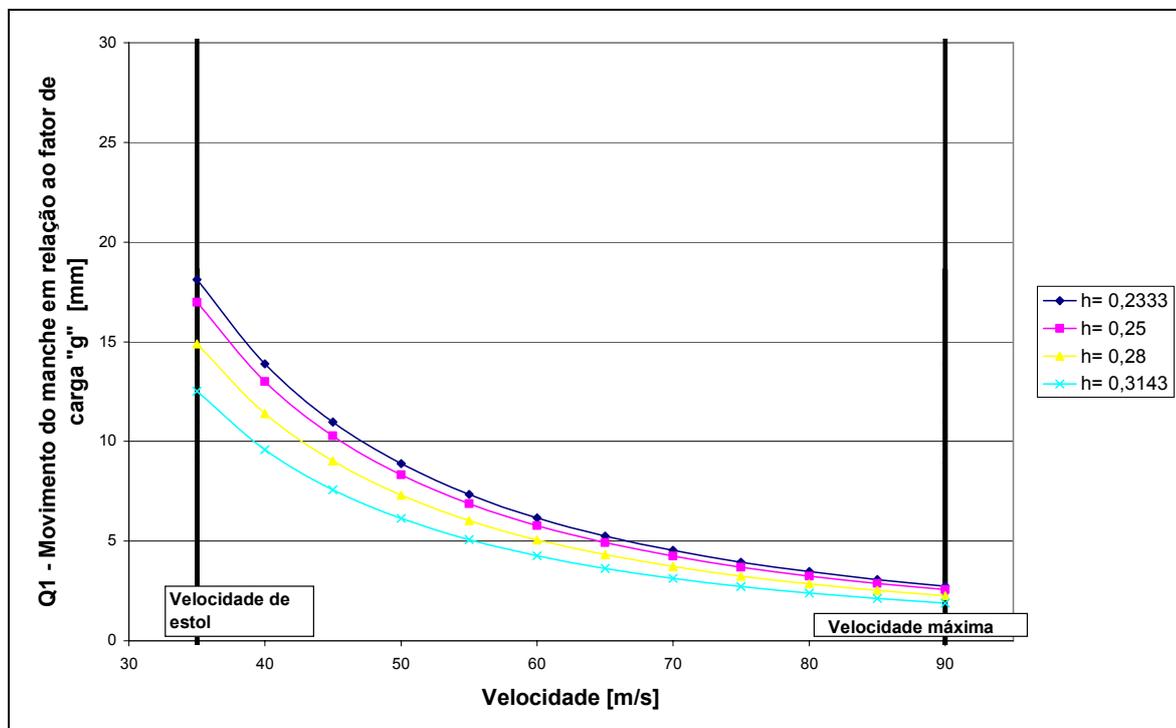


Figura 17-9- Variação da deflexão do manche para efetuar manobra de uma gravidade em função da velocidade de vôo - em milímetros

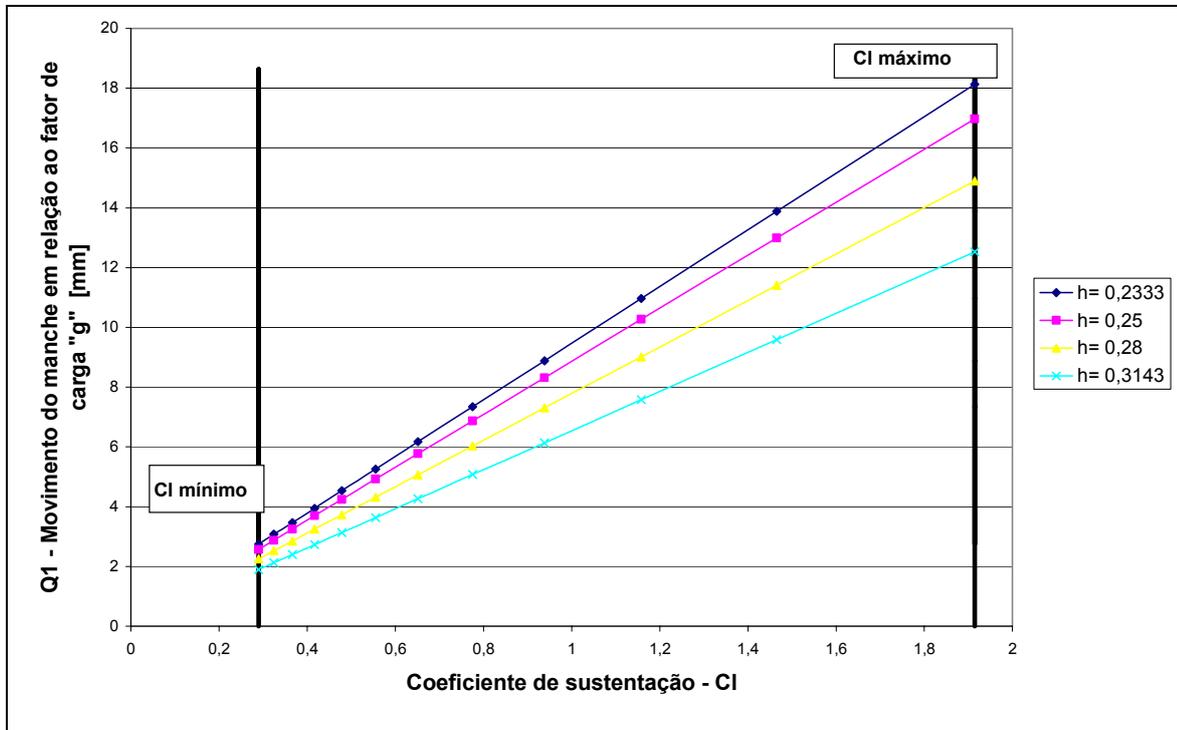


Figura 17-10-Variação da deflexão do manche para efetuar manobra de uma gravidade em função do coeficiente de sustentação

Variação da força no manche para realizar manobra

A variação da força do manche para se realizar manobra, é obtida como:

$$Q_2 = -m_e \cdot S_\eta \cdot \bar{c}_\eta \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \frac{b_2}{V \cdot a_2} \cdot H'_m \quad \text{eq(28)}$$

onde  $H'_m$  é a margem de manobra manche livre que representa a distancia entre o ponto de manobra manche livre e a real posição do centro de gravidade.

$$H'_m = h'_m - h \quad \text{eq(29)}$$

Assim:



$$Q_2 = -21,239 * (0,3446 - h)$$

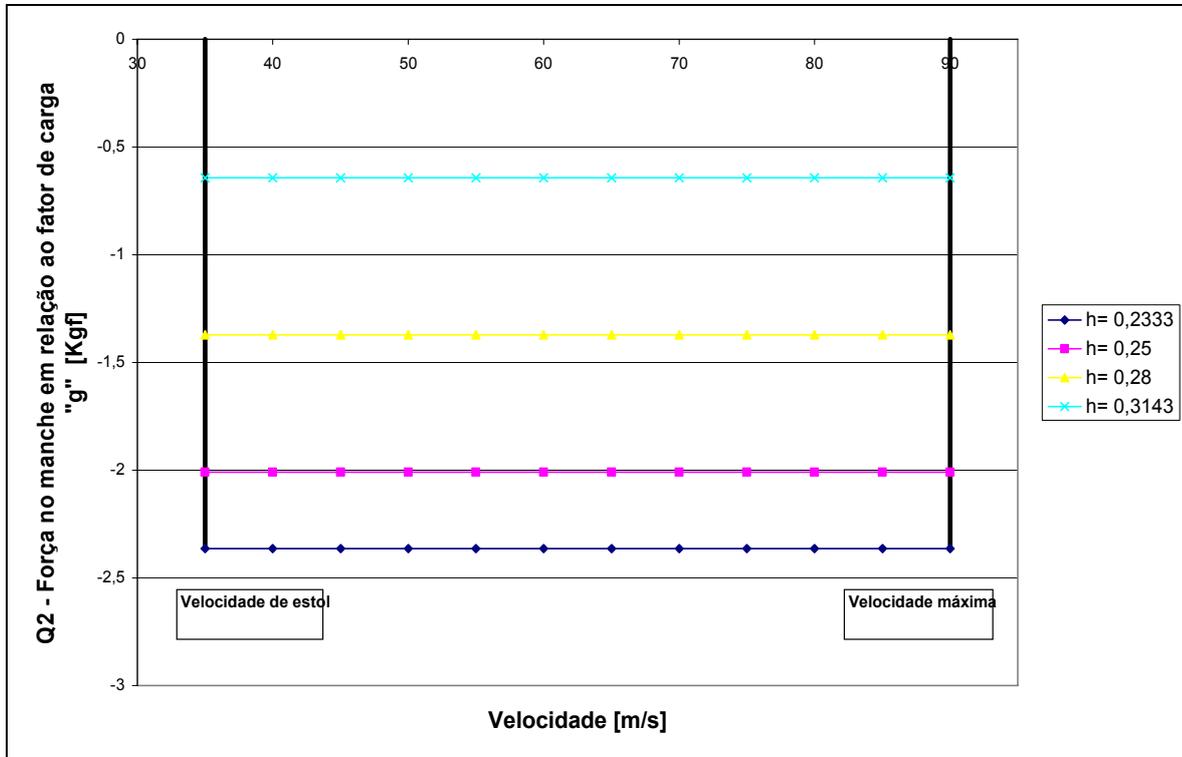


Figura 17-11- Variação da força do manche para efetuar manobra de uma gravidade em função da velocidade de vôo - em quilogramas-força



Calculo do acréscimo de força para realização de manobra

Cálculo do acréscimo de força para realizar manobra é feito através da seguinte equação:

$$\Delta Pe = -me.S_{\eta}.C_{\eta} \left( \frac{W}{S} \right) \cdot \frac{b^2}{a_2.V} \cdot H' m.(n-1) \quad \text{eq(30)}$$

onde n representa o valor do fator de carga. Serão analisados algumas situações de fator de carga para um mesmo valor de da posição do centro de gravidade. Foi usado o valor de h sendo 0,23.

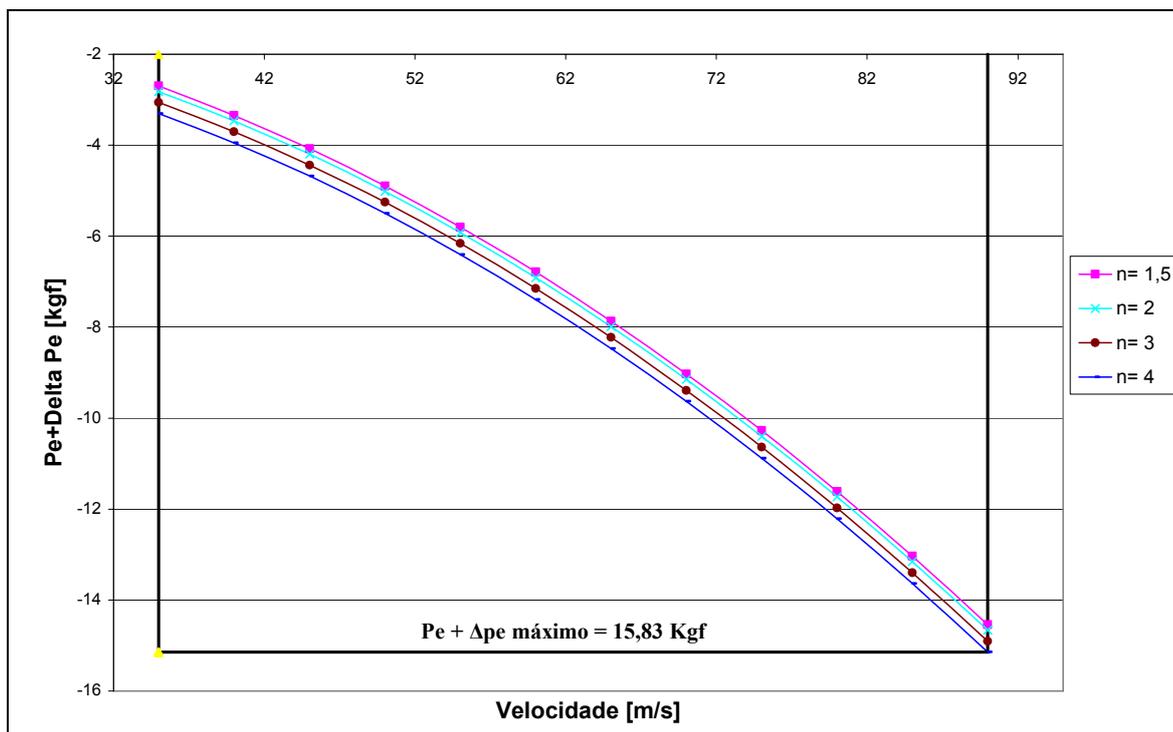


Figura 17-12 - Força mais o acréscimo de força em função da velocidade para posição de C.G. igual a 23%



### 17.3. Conclusão

A aeronave avaliada com relação à estabilidade longitudinal, apresenta os pontos neutros e de manobra atrás da posição mais traseira do CG, o que representa a sua estabilidade. De acordo com os resultados obtidos e expostos acima, observamos que o C.G. da aeronave está limitado superiormente pelo ponto neutro hipótese “manche fixo” que, localizado a 49,5% da corda média aerodinâmica, é o fator crítico de operação da aeronave.

Deve-se notar que os valores apresentados neste capítulo são os resultados de um número significativo de iterações, as quais visaram a satisfação de todos os critérios necessários à estabilidade longitudinal da aeronave.

A análise do gráfico  $\bar{\eta} \times C_L$  indica que a aeronave permite uma grande variação no ângulo de deflexão do profundor para posições dianteiras do C.G. e que, a medida que o C.G. dirige-se ao bordo de fuga, a variação do ângulo de deflexão do profundor diminui aproximadamente  $6^\circ$ . A aeronave apresentou limites de deflexão entre  $-14,2^\circ$  e  $-20,94^\circ$ . Esses valores estão dentro dos critérios de projeto que estabelecem limites máximos de deflexão do profundor entre  $-25^\circ$  e  $+25^\circ$ .

Através da análise do gráfico  $P_e \times V$  e baseando-se nos critérios para aplicação de força no manche de no máximo 5 kgf para percursos médios e longos (esforços contínuos) e de 15kgf para manobra (esforços intermitentes), observa-se que para a aeronave Urutau se enquadra na norma.

Através do gráfico “Deflexão do manche normalizada” em que temos o movimento do manche em função de  $C_L$ , percebe-se que a medida que o C.G. recua (cg mais trasiero), a sensibilidade do manche aumenta, permitindo que pequenas deflexões imponham fatores de carga altos.

Através do gráfico “Força no manche normalizada” em que temos uma função de  $V$ , podemos perceber que a sensibilidade em relação a força aplicada, aumenta a medida que a velocidade aumenta. Sendo assim, em condições normais de vôo, a aeronave proporciona comandos equilibrados.

---



**Urutau**



Todas as margens de estabilidade e estática e de manobra são positivas, garantindo a estabilidade da aeronave. Por tudo isso, podemos assegurar a estabilidade e segurança de operação da aeronave.



## 18. Estabilidade Direcional Estática

### 18.1. Introdução

Neste trabalho realiza-se um estudo geral sobre os problemas referentes ao equilíbrio e estabilidade direcional do avião. Assim como no caso da estabilidade estática longitudinal onde foram analisadas as equações de sustentação, arrasto e momento; analisaremos as equações de momento de guinada do avião. Em geral as equações de momento são as mais importantes no estudo de estabilidade. Sabe-se que a orientação do avião com relação ao sistema aerodinâmico é dada por apenas dois ângulos:  $\alpha$  (ângulo de ataque) e  $\beta$  (ângulo de derrapagem). Este último define a estabilidade direcional do avião (ou estabilidade para rotação em torno do eixo-z).

As características a serem determinadas são as margens de estabilidade direcional, deflexão do leme em função das velocidades de avanço e glissagem do avião. Além dessas, serão encontradas também os valores de força nos pedais para vôo glissado e velocidade do vento para glissagem máxima.



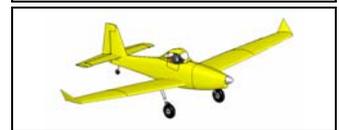
## 18.2. Cálculo das características e derivadas aerodinâmicas

### 18.2.1. Principais Parâmetros da Aeronave

Inicialmente será apresentando os principais parâmetros da aeronave Urutau na seguinte tabela:

Tabela 18-1-Parâmetros da aeronave

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Envergadura	b	17,1	m
Comprimento	l	10,312	m
Altura	h	3,437	m
Área da Asa	$S_w$	30,376	m <sup>2</sup>
Carga Alar	W/S	32,101	lb/ft <sup>2</sup>
Perfil da Empenagem	NACA 63012		
Corda Raiz (EV)	$C_r$	2,081	m
Corda Ponta (EV)	$C_p$	0,8533	m
Alongamento (EV)	A	1,431346	
Enflexamento (EV)	$L_{c/2}$	5,3	°
Envergadura da Empenagem Vertical	$b_e$	2,1	
Área da Empenagem Vertical	$S_{EV}$	3,081	m <sup>2</sup>
Peso Maximo de Decolagem	$W_{to}$	4760,9	kg
Velocidade de Cruzeiro	$V_c$	75	m/s
Velocidade de Estol	$V_s$	30	m/s



O passeio do CG da aeronave Urutau encontrado nos cálculos preliminares de projeto encontra-se entre 23,3 e 31,43% da corda média aerodinâmica.

Cálculo da variação do coeficiente de sustentação da empenagem vertical com a variação do ângulo de ataque da mesma

A variação do coeficiente de sustentação da empenagem vertical com a variação do ângulo de ataque da mesma é afetada por duas características básica: os efeitos tridimensionais da empenagem e o efeito da fresta entre a deriva e o leme.

Quanto aos efeitos tridimensionais da empenagem, trata-se a mesma como uma a asa e procede-se os cálculos da forma comum.

A equação 1 determina este coeficiente de variação para a empenagem horizontal.

$$a_1^* = \frac{2 \cdot \pi \cdot A_{EV}}{2 + \sqrt{\frac{A_{EV}^2}{k^2} \cdot (\beta^2 + \text{tg}^2 \Lambda_{c/2}) + 4}} \quad \text{eq(1)}$$

O parâmetro “k”, segundo Pullin (1976) é definido como;

$$k = \frac{(a_1)_o}{2 \cdot \pi} \quad \text{eq(2)}$$

Como no presente projeto adotar-se-á o perfil NACA 63-012 em toda a empenagem horizontal, ter-se-á para o perfil bidimensional:



$\alpha$ (°)	$\alpha$ (rad)	$C_L$
10	0,175329	1,1
-10	-0,175329	-1,1

$$a_o = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 0,11 \text{ graus}^{-1} \quad a_o = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 6,30 \text{ rad}^{-1}$$

$$\text{NACA 63-012 } (a_1)_o = 6,3 \text{ rad}^{-1}$$

Desta forma, o parâmetro “k” para a empenagem horizontal do presente projeto será igual a:

$$k = \frac{a_o}{2\pi} = \frac{6,27392}{2\pi} = 1,003$$

O parâmetro “β” que é definido de acordo com a equação 3:

$$\beta^2 = \sqrt{1 - M^2} \quad \text{eq(3)}$$

$$\beta = \sqrt{1 - 0,219^2} = 0,9754$$

$$\beta = 0,9754$$

O valor de  $a_1^*$  pode então ser encontrado sabendo que o enflechamento na distância de meia corda ( $\Lambda_{c/2}$ ) é 5,3° :

$$a_1^* = \frac{2 \cdot \pi \cdot 1,431}{2 + \sqrt{\frac{1,1538^2}{1,003^2} \cdot (0,9754^2 + \text{tg}^2 0,093)} + 4}$$

$$a_1^* = 2,025 \text{ rad}^{-1}$$



Para efetuar a correção deste valor devido a fresta existente entre a deriva e o leme, utilizar-se-á os gráfico 4.11 a e b (Pullin et al., 1976).

Nestes gráficos deve-se entrar com o valor da posição da fenda em relação à corda da empenagem vertical , bem como o valor da espessura desta fenda também em relação a corda da empenagem. Sendo o leme do tipo Round Nose:

$$\text{GAP} = 0,005c$$

$$\text{Posição do GAP} = 0,65c$$

$$A = \infty \rightarrow 1/\infty$$

$$a_1 / a_1^* = 0,9$$

$$A = 3 \rightarrow 1/3$$

$$a_1 / a_1^* = 0,98$$

$$A = 1,431$$

$$a_1 / a_1^* = 1,24344$$

Dessa forma, os valores da variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com a variação do ângulo de ataque da mesma corrigida pelo efeito da fresta entre a deriva e o leme será:

$$a_1 = 2,5183 \text{ rad}^{-1}$$

Cálculo da variação do coeficiente de sustentação da empenagem vertical com a variação da deflexão do leme

Para o calculo da variação do coeficiente de sustentação da empenagem com a variação da deflexão do leme, utilizar-se-á o procedimento proposto por Pullin (1976).

Do gráfico 4.12 (pullin et al.,1976), sendo a corda do leme igual a 40 % da corda da empenagem e a espessura relativa do perfil da empenagem igual a 12%, tem-se o valor desta variação para o perfil bidimensional igual a:

$$(a_2)_{or} = 5,15 \text{ rad}^{-1}$$

Da polar de sustentação do perfil NACA 63-012 tem-se:



$$a_o = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 6,30 \text{ rad}^{-1}$$

Sendo os números de Reynolds da empenagem vertical de acordo com a tabela abaixo, pode-se adotar como numero de Reynolds médio para a faixa de operação estuda o valor de:

$$Re_{EH} = 9,04 \times 10^6$$

Tabela 18-3-Numero de Reynolds da empenagem Vertical

Velocidade [m/s]	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140
Re [1E+06]	3,19	4,25	5,31	6,38	7,44	8,50	9,57	10,60	11,70	12,80	13,80	14,90

Sendo a tangente do semi ângulo do bordo de fuga da empenagem vertical a

$$\text{tg} \frac{15^\circ}{2} = 0,13165 ;$$

temos para o numero de Reynolds médio de acordo com o gráfico 4.1a e 4.1 b (pullin et al.,1976):

$$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{ot}} = 0,853$$

Do gráfico 4.12a (pullin et al.,1976), tem-se:

$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{ot}} = 0,84$	$\frac{(a_2)_0}{(a_2)_{ot}} = 0,78$
$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{ot}} = 0,86$	$\frac{(a_2)_0}{(a_2)_{ot}} = 0,81$
$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{ot}} = 0,853$	$\frac{(a_2)_0}{(a_2)_{ot}} = 0,7995$

$$\frac{(a_2)_0}{(a_2)_{ot}} = 0,7995$$



Desta forma,

$$(a_2)_0 = 4,1174 \text{ rad}^{-1}$$

Do gráfico 4.12b (Pullin e tel.,1976), sendo o valor médio de  $A\sqrt{1-M^2}$  deste projeto igual a:

$$A\sqrt{1-M^2} = 1,498$$

Tem-se:

$$\frac{(a_2)_M}{(a_2)_0} \bigg/ \frac{(a_1)_M}{(a_1)_0} = 1,14$$

O valor da variação do coeficiente de sustentação da empenagem vertical com a deflexão do leme corrigidos pelo efeito da fresta entre o leme e a deriva será:

$$(a_2)_M = 1,87629 \text{ rad}^{-1}$$

Pode-se ainda corrigir o valor desta variação devido aos efeitos de balanceamento do leme. Entende-se por porcentagem de balanceamento a razão entre a área em planta do leme à frente da articulação e a área em planta do mesmo atrás da articulação. Para o presente caso, tem-se aproximadamente:

$$\% \text{ Balanceamento} = S_r/S_f = 0,5$$

Da figura 4.11c (Pullin et alli, 1976), para o bordo de ataque do leme tipo 'round nose', tem-se:

$$f = 0.97$$

Desta forma a variação do coeficiente de sustentação da empenagem vertical com a deflexão do leme, corrigida pelos efeitos da geometria do leme, será:

---



$$a_2 = 1,82 \text{ rad}^{-1}$$

Cálculo da variação do coeficiente de momento na articulação do leme com a variação do ângulo de ataque da empennagem

Do gráfico 4.14(a), pullin, et alli,1976),sendo a razão entre a corda do leme e a corda da deriva igual a 40% e a espessura relativa igual a 12%, tem-se:

$$(b_1)_{ot}^* = -0,63$$

Sabe-se anteriormente que :

$$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{ot}} = 0,853$$

Desta forma, pelo gráfico 4.14(b), tem-se:

$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{ot}} = 0,84$	$\frac{(b_1)_0^*}{(b_1)_{ot}^*} = 0,66$
$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{ot}} = 0,86$	$\frac{(b_1)_0^*}{(b_1)_{ot}^*} = 0,71$
$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{ot}} = 0,853$	$\frac{(b_1)_0^*}{(b_1)_{ot}^*} = 0,6925$

Assim;

$$(b_1)_0^* = 0,6925 * (-0,63) \text{ ou } (b_1)_0^* = -0,43627$$

O valor de  $(b_1)_0$  é dado por (Pullin, et alli, 1976):

$$(b_1)_0 = (b_1)_0^* + 2 \cdot [(a_1)_{ot} - (a_1)_0] \cdot \left( \text{tg} \frac{\tau}{2} - t/c \right) \quad \text{eq(4)}$$



Ter-se-á então:

$$(b_1)_0 = -0,8236$$

Pode-se então determinar o valor deste coeficiente para o caso de um alongamento finito (tridimensional). A relação entre o valor deste coeficiente bidimensional e o seu valor tridimensional é dada segundo a equação:

$$b_1 = (b_1)_0 \cdot [1 - F_1] + F_2 \cdot F_3 \cdot (a_1)_0$$

Sendo que os valores de  $F_1$ ;  $F_2$ ; e  $F_3$  são obtidos pelo gráfico 4.14(c) (Pullin, 1976). Sabendo que  $(C_f/C)$  é igual a 0,42 temos:

$$F_1 = 0,51$$

$$F_2 = 0,00995$$

$$F_3 = 1,25$$

Então:

$$b_1 = -0,32875$$

Cálculo da variação do coeficiente de momento na articulação do leme com a variação da deflexão do leme.

Do gráfico 4.15 (a), (Pullin et alli, 1976), sendo a razão entre a corda do leme e a corda da deriva igual a 40% e a espessura relativa dos perfis da empenagem igual a 12%, tem-se:

$$(b_2)_{OT}^* = -0,94$$


---



Sabendo que  $\frac{(a_2)_0}{(a_2)_{ot}} = 0,7795$ , temos:

$$(b_2)_o^* / (b_2)_{ot}^* = 0,80$$

logo:  $(b_2)_o^* = (-0,94) * 0,80 = -0,71094$

Como o valor dado por (Pullin, et alli,1976) é:

$$(b_2)_o = (b_2)_o^* + 2 \cdot [(a_2)_{ot} - (a_2)_0] \cdot \left( \operatorname{tg} \frac{\tau}{2} - t/c \right) \quad \text{eq(5)}$$

$$(b_2)_o = -1,09967$$

Deve-se então, efetuar-se a correção de tal coeficiente devido aos efeitos tridimensionais.

Semelhante ao coeficiente anterior, tem-se:

$$b_2 = (b_2)_o - \left( \frac{\alpha_i}{\delta} \right) \cdot (b_1)_0 + \Delta(b_2) \cdot F_3 \cdot (a_2)_0 \quad \text{eq(5)}$$

Sendo que os valores de  $\left( \frac{\alpha_i}{\delta} \right)$ ;  $\Delta(b_2)$  e  $F_3$  são obtidos pelo gráfico 4.14 (Pullin,1976), ter-se-á então:

$$\left( \frac{\alpha_i}{\delta} \right) = 0,44 * 4,1174 / 6,3 = 0,2876 \text{ rad}^{-1} \quad F_3 = 1,1 \quad \text{e} \quad \Delta(b_2) = 0,035$$

Assim:

$$b_2 = -0,79407$$


---



Cálculo da variação do coeficiente de momento de guinada da aeronave com a variação do ângulo de guinada da mesma

A contribuição da fuselagem para a variação do coeficiente de momento de guinada da aeronave com a variação do seu ângulo de guinada é dada pela equação 9:

$$\left[ \frac{dC_n}{d\beta} \right]_0^B = -K_\beta \cdot \frac{S_{Bs} \cdot l_B}{S \cdot b} \cdot \sqrt{\frac{h_{B1}}{h_{B2}}} \left( \sqrt{\frac{b_{B2}}{b_{B1}}} \right)^{\frac{1}{3}} \quad \text{eq(9)}$$

Sendo as variáveis apresentadas na figura a seguir:

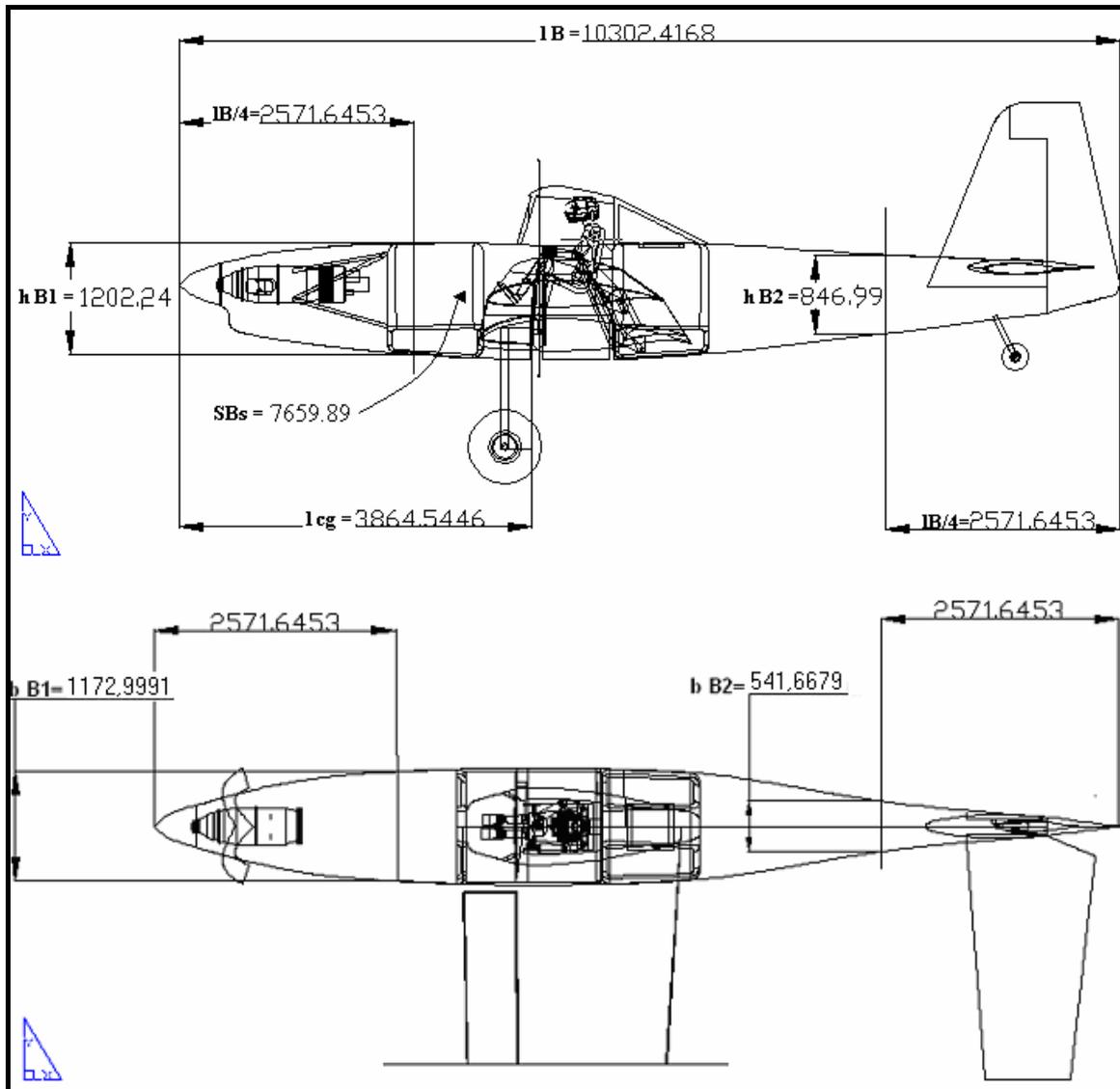


Figura 18-1-Variáveis para cálculo da contribuição da fuselagem para a variação do coeficiente de momento de guinada da aeronave com a variação do seu ângulo de guinada

E a constante  $K_\beta$  determinada pela equação:

$$K_\beta = 0,30 \cdot \frac{l_{CG}}{l_B} + 0,75 \cdot \frac{h_{Bmax}}{l_B} - 0,105 \quad \text{eq(10)}$$

Para este caso:

$$K_\beta = 0,30 \cdot \frac{3,864}{10,302} + 0,75 \cdot \frac{1,202}{10,302} - 0,105 = 0,095$$



$$\left[ \frac{dC_n}{d\beta} \right]_0 \Big|_B = -0,095 \cdot \frac{7,659 \cdot 10,302}{30,38 \cdot 17,1} \cdot \sqrt[3]{\frac{1,202}{0,846} \left( \frac{0,5417}{1,173} \right)} = -0,01329$$

A contribuição da hélice para a variação do coeficiente de momento de guinada da aeronave com a variação do seu ângulo de guinada é dada pela equação:

$$\left[ \frac{dC_n}{d\beta} \right]_0 \Big|_B = -0,053 \cdot N_p \cdot \frac{l_p \cdot D_p^2}{S \cdot b} \quad \text{eq(11)}$$

Sendo  $N_p$  o número de pás de hélice,  $l_p$  a distância do disco da hélice ao centro de gravidade da aeronave e  $D_p$  o diâmetro da hélice. Para o presente caso, ter-se-á:

$$C_{n\beta} \Big|_{HEL} = -0,053 \cdot 3 \cdot \frac{3,544 \cdot 2,6^2}{30,38 \cdot 17,1} = -0,00733$$

A variação do coeficiente de momento de guinada da aeronave com a variação do seu ângulo de guinada, considerando-a sem empenagem vertical será:

$$\left[ \frac{dC_n}{d\beta} \right]_0 \Big|_{S/EV} = \left[ \frac{dC_n}{d\beta} \right]_0 \Big|_B + \left[ \frac{dC_n}{d\beta} \right]_0 \Big|_{HEL} = -0,01329 - 0,00733 = -0,02063$$



### 18.3. Cálculo das características de estabilidade e controle direcionais

#### 18.3.1. Margem de estabilidade direcional com os comandos fixos

A margem de estabilidade direcional com os comandos fixos é dada por:

$$\frac{dC_n}{d\beta} = \left[ \frac{dC_n}{d\beta} \right]_{0,S/EV} + \bar{V}_v \cdot a_1 \quad \text{eq(12)}$$

Sendo que o volume de cauda da empenagem vertical da presente aeronave será:

$$\bar{V}_v = \frac{l_v \cdot S_v}{S \cdot b} = 0.012456$$

Desta forma:

$$\frac{dC_n}{d\beta} = -0.02063 + 0.012456 \cdot 2,518 = 0.010471$$

#### 18.3.2. Margem de estabilidade direcional com os comandos livres

A margem de estabilidade direcional com os comandos fixos é dada por:

$$\frac{dC_n'}{d\beta} = \left[ \frac{dC_n}{d\beta} \right]_{0,S/EV} + \bar{V}_v \cdot \bar{a}_1 \quad \text{eq(13)}$$

Sendo:

---



$$\bar{a}_1 = a_1 - \frac{a_2}{b_2} b_1 = 1.7648$$

Desta forma:

$$\frac{dC_n'}{d\beta} = -0.02063 + 0.012456 \cdot 1.7648 = 0,001354956$$

### 18.3.3. Ângulo de flutuação do leme

O ângulo de flutuação do leme é definido como o ângulo que o leme tomará em uma guinada se os comandos forem deixados livres. Tal valor é dado por:

$$\delta_f = -\frac{b_1}{b_2} \cdot \beta \quad \text{eq(14)}$$

Para o presente projeto ter-se-á:

$$\delta_f = -\frac{-0.3287}{-0.794} \cdot \beta = -0.414 \cdot \beta$$

---



#### 18.4. Resumo dos resultados

Tabela 18-4- Resumo de resultados

Nome	Símbolo	Valor
Coeficiente parametrizado a partir de a1, a2, b1, b2	$\bar{a}_1$	1,765
Volume de cauda da empenagem vertical	$\bar{V}$	0,0125
dCL/d $\alpha$ da empenagem vertical	a <sub>1</sub>	2,5183
dCL/d $\eta$ da empenagem vertical	a <sub>2</sub>	1,8200
dCH/d $\alpha$ da empenagem vertical	b <sub>1</sub>	- 0,3288
dCH/d $\eta$ da empenagem vertical	b <sub>2</sub>	- 0,7941
Margem de estabilidade direcional com os comandos fixos	$\frac{dC_n}{d\beta} =$	0,0107
Margem de estabilidade direcional com os comandos livres	$\frac{dC_n'}{d\beta} =$	0,00135
Ângulo de flutuação do leme	$\delta_f$	-0,414 $\beta$

#### 18.5. Força no pedal para manter vôo glissado.

A força no pedal para se manter o vôo glissado é dada pela seguinte equação:

$$P_e = m_e \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_L \cdot c_L \cdot \left[ b_1 - \left( \frac{dC_n}{d\beta} \cdot \frac{b_2}{\bar{V}_V \cdot a_2} \right) \right] \cdot \beta \quad \text{eq(15)}$$

Sendo :m<sub>e</sub> a razão de engrassamento entre os pedais e o leme;

S<sub>L</sub> a área do leme

c<sub>L</sub> a corda média do leme

Para o presente caso tem-se:

$$S_L = 3,081 \text{ m}^2 \quad c_L = 0.65 \text{ m}$$

Desta forma:



$$P_e = 0.0517 \cdot V^2 \cdot \beta$$

A Figura 18-2 apresenta então os valores de força no pedal para diversos casos de vôo glissado.

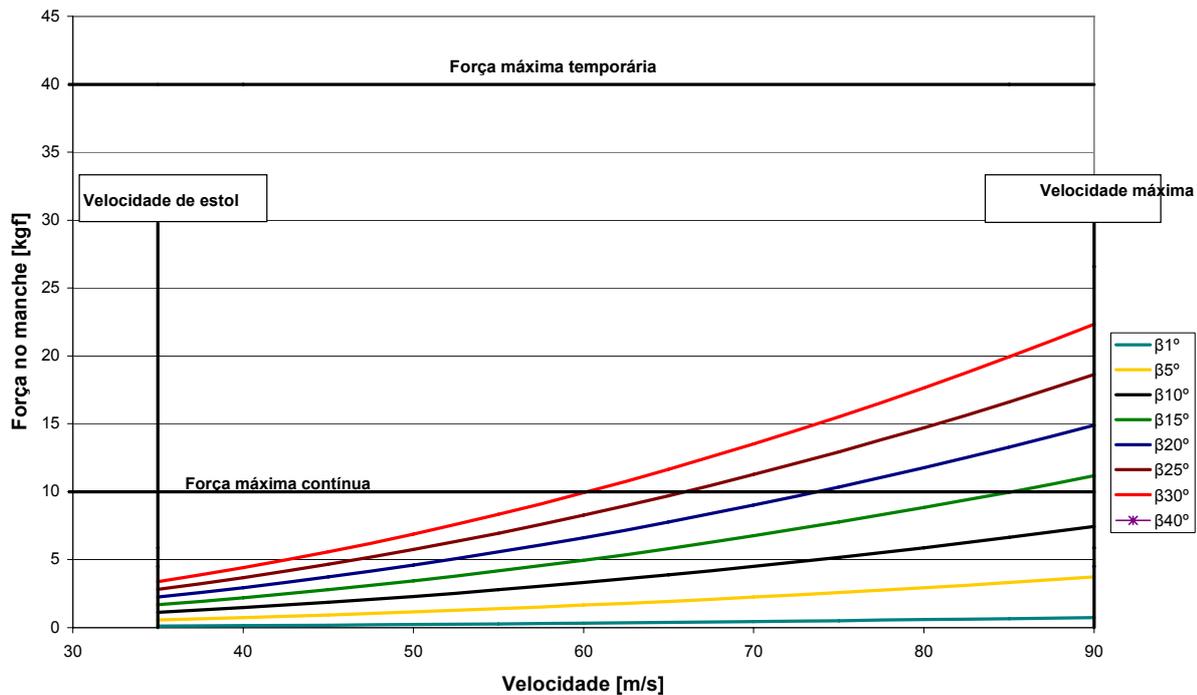


Figura 18-2- Força do pedal para vôo glissado

Pode-se notar, na Figura 18-2, que devido ao pequeno porte da aeronave as forças necessárias para se manter o vôo glissado são extremamente baixas. Deve-se salientar que o ângulo de glissada máxima da aeronave no entanto é igual a aproximadamente 15°, sendo este o ângulo de estol do perfil utilizado na empenagem vertical. Desta forma, pela Figura 18-2 pode-se observar que, para a presente aeronave, é possível manter o vôo com ângulo de glissada máximo em qualquer velocidade de vôo.



## 19. Cálculo de Cargas

As cargas na aeronave Urutau, serão calculadas segundo os requisitos previstos nas normas do FAR PART-23 e os principais cálculos são apresentados a seguir:

Para se realizar o cálculo de e necessário se conhecer o diagrama  $V \times n$ , da aeronave, determinado anteriormente:

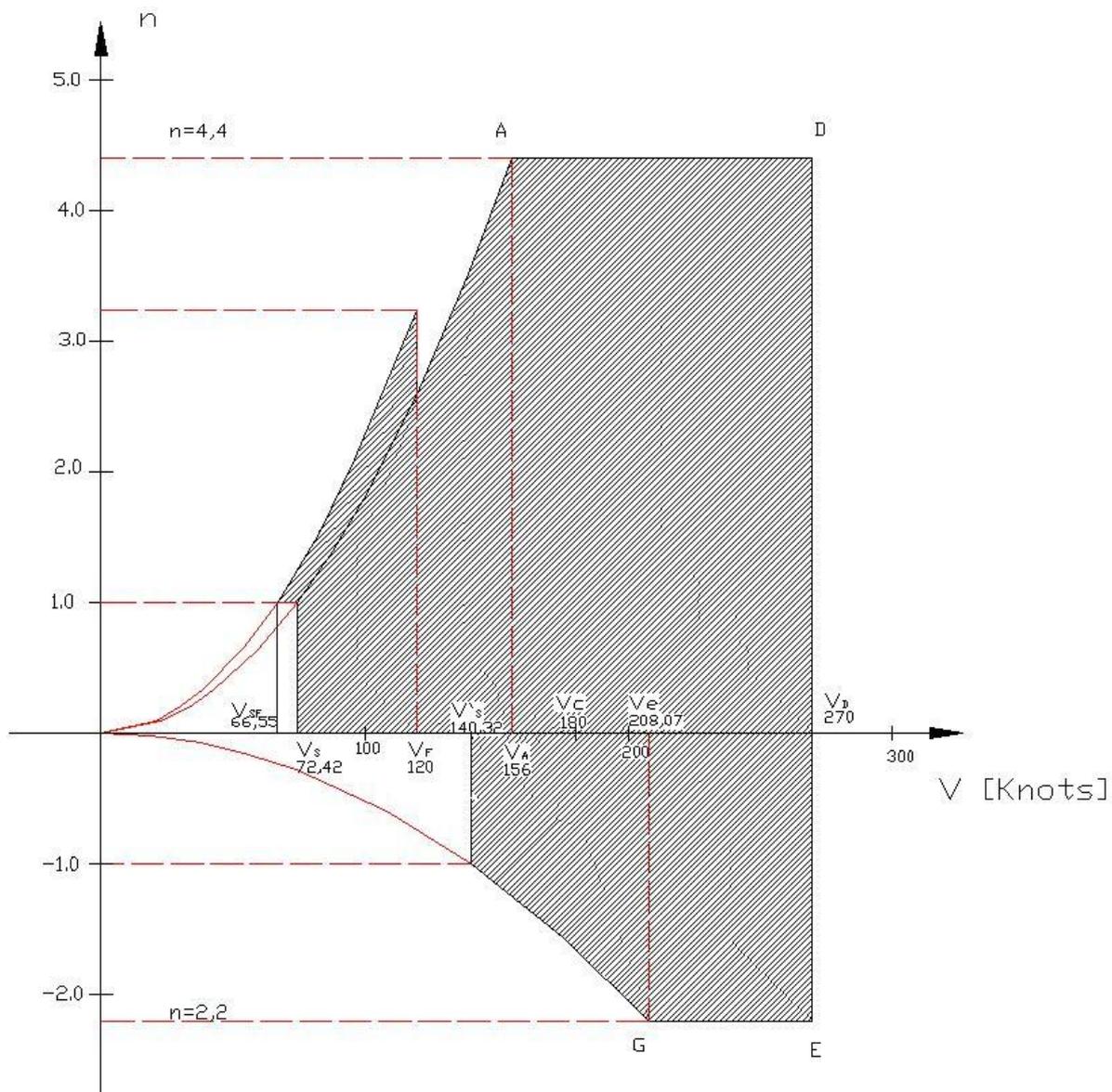


Figura 19-1– Diagrama  $V \times n$



Pelo diagrama  $V \times n$ , da aeronave, obtém-se o dado de que o fator de carga máximo da aeronave, e 4,4.

### **19.1. Cargas na asa**

Para o cálculo de cargas na asa será utilizado o método de Stender onde será considerado que a carga máxima aplicada asa equivale a sustentação máxima suportada pela asa (peso da aeronave) multiplicada pelo fator de carga da mesma.

Pelo método se Stender define-se uma asa equivalente que é uma média entre a asa real e uma asa elíptica equivalente (Figura 19-2). Nessa asa de Stender considera-se que a distribuição de sustentação e proporcional a área de cada seção. A asa foi dividida em quinze estações, e o resultado encontrado e apresentado na Tabela 19-1:



Tabela 19-1 – Distribuição de Sustentação na Asa

Estação	X (m)	Y (m) elipse	Ce (m)	Cg (m)	Cs (m)	As	W/S (max)	Li (N)
1	0,29	1,21	2,42	2,29	2,36	1,34	6319,17	8484,03
2	0,86	1,20	2,41	2,23	2,32	1,32	6319,17	8344,26
3	1,43	1,19	2,39	2,16	2,27	1,30	6319,17	8184,49
4	2,00	1,18	2,35	2,10	2,22	1,27	6319,17	8004,74
5	2,57	1,15	2,31	2,03	2,17	1,24	6319,17	7804,63
6	3,14	1,13	2,25	1,97	2,11	1,20	6319,17	7583,34
7	3,71	1,09	2,18	1,90	2,03	1,16	6319,17	7329,63
8	4,28	1,05	2,10	1,82	1,95	1,11	6319,17	7033,64
9	4,85	1,00	2,00	1,74	1,86	1,06	6319,17	6709,71
10	5,42	0,94	1,87	1,66	1,76	1,01	6319,17	6353,03
11	5,99	0,86	1,73	1,58	1,65	0,94	6319,17	5955,70
12	6,56	0,78	1,55	1,50	1,53	0,87	6319,17	5503,96
13	7,13	0,67	1,34	1,42	1,38	0,79	6319,17	4970,65
14	7,70	0,53	1,06	1,34	1,19	0,68	6319,17	4289,48
15	8,27	0,31	0,62	1,26	0,89	0,50	6319,17	3189,26

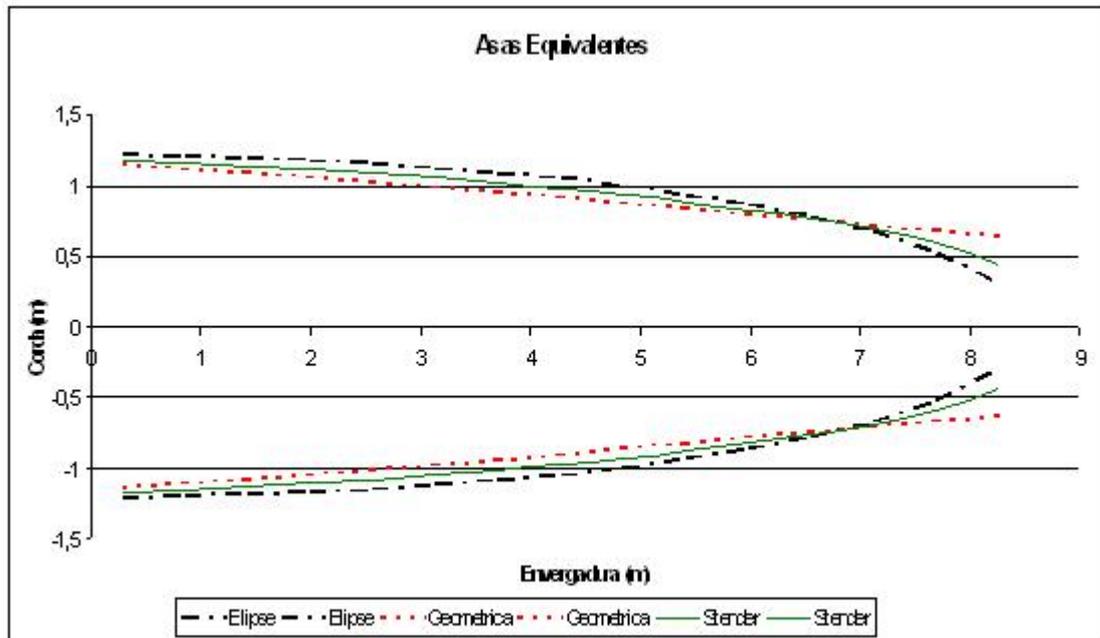


Figura 19-2 – Asas Equivalente

Para facilitar os cálculos o sistema de coordenadas utilizado foi alterado utilizando-se a coordenada da ponta para a raiz.

Desta forma, tem-se distribuição de esforços sobre a asa (Tabela 19-2). Cabe observar que esses esforços são esforços limites haja visto que estes já foram multiplicados pelo fator de carga máximo previsto para a aeronave.



Tabela 19-2 – Distribuição de Carregamento na asa

Coordenada Ponta p/ Raiz	
X (m)	Li Final (N)
0,285	3189,258109
0,855	4289,4769
1,425	4970,646368
1,995	5503,956436
2,565	5955,702846
3,135	6353,02941
3,705	6709,714035
4,275	7033,63528
4,845	7329,627928
5,415	7583,340946
5,985	7804,634602
6,555	8004,741816
7,125	8184,493334
7,695	8344,261658
8,265	8484,031056
Asa sobre a fuselagem	

A ultima estação não será considerada no cálculos que se seguem pois esse esforço encontra-se sobre a parte da asa que se encontra em baixo da fuselagem.

### 19.1.1. Cargas na asa em manobras simétricas

Para manobras simétricas, considerando toda a carga aplicada em cada uma das semi-asa, tem-se então a seguinte distribuição de esforços:

Tabela 19-3 – Distribuição de Esforços sobre a Envergadura da Asa

Distribuição de Esforços			
X(m)	F (N)	Cortante Limite (N)	Fletor Limite (N.m)
0,00	0,00	0,00	0,00
0,29	3189,26	3189,26	0,00
0,86	4289,48	7478,74	1817,88
1,43	4970,65	12449,38	6080,76
2,00	5503,96	17953,34	13176,90
2,57	5955,70	23909,04	23410,31
3,14	6353,03	30262,07	37038,46
3,71	6709,71	36971,78	54287,84
4,28	7033,64	44005,42	75361,76
4,85	7329,63	51335,05	100444,85
5,42	7583,34	58918,39	129705,82
5,99	7804,63	66723,02	163289,30
6,56	8004,74	74727,76	201321,43
7,13	8184,49	82912,26	243916,25
7,70	8344,26	91256,52	291176,24
8,03	0,00	96160,60	321747,17
	<b>Máximo</b>	<b>96160,60</b>	<b>321747,17</b>

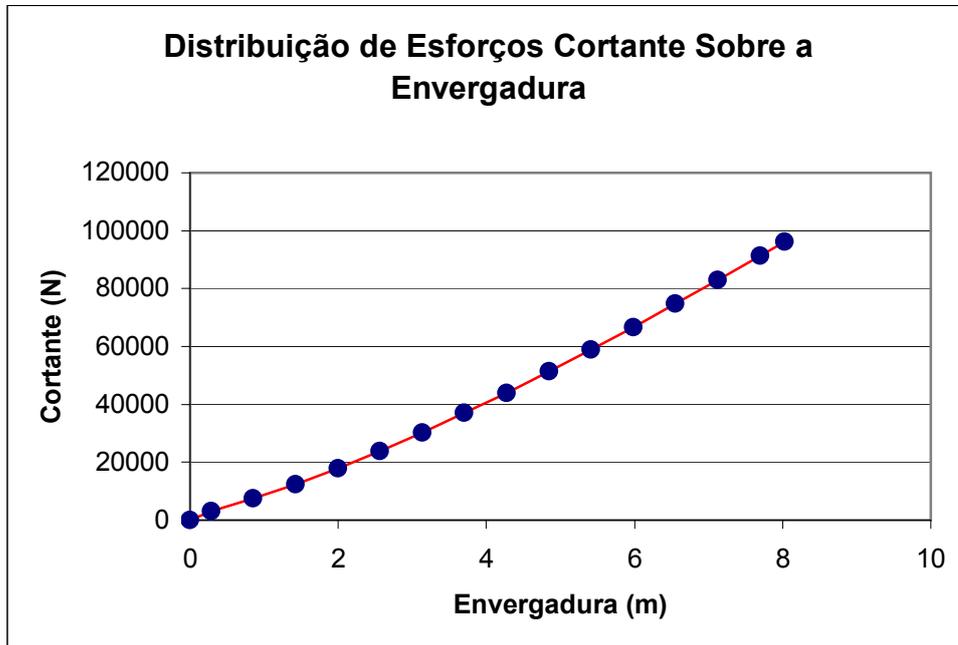


Figura 19-3 – Esforço Cortante ao Longo da Envergadura

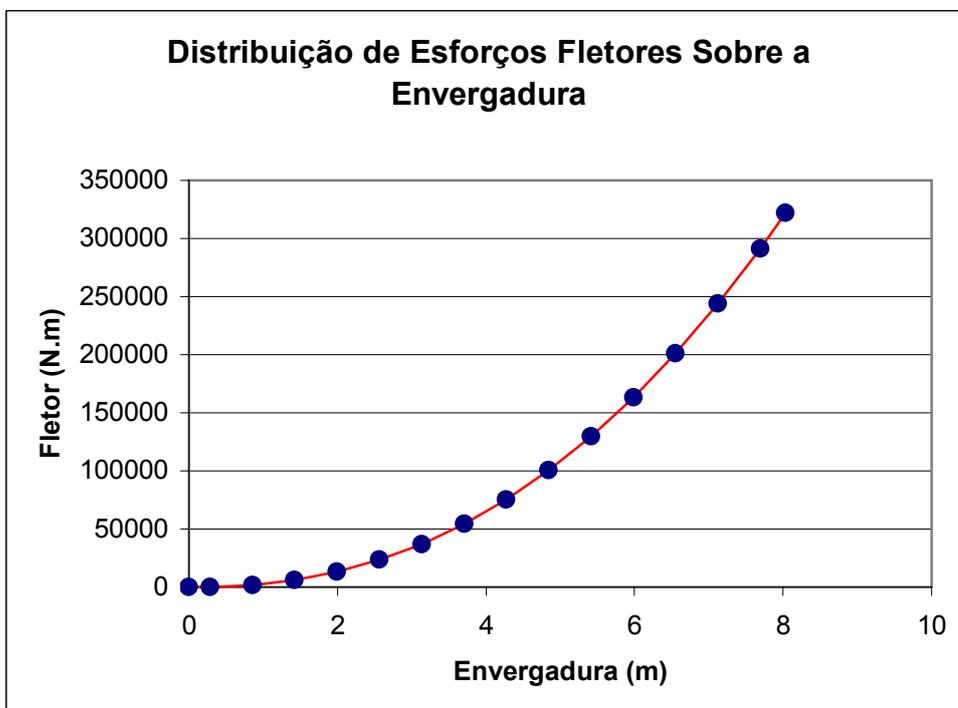


Figura 19-4 – Esforço Fletor ao Longo da Envergadura



### 19.1.2. Cargas Assimétricas

O parágrafo 349 do regulamento FAR PART 23, prevê que para aeronaves da categoria utilitário e normal, para os cálculos de carga assimétrica devesse ser considerado 100% do carregamento aplicado em uma das asas e 75 % aplicado na asa oposta. Desta forma tem-se então a seguinte distribuição:

Tabela 19-4 – Carga em Manobra Assimétricas

Estação (m)	Distância da Ponta (m)	Cortante Limite (N) [100%]	Cortante Limite (N) [75%]	Momento Limite (N.m) [100%]	Momento Limite (N.m) [75%]
1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
2	0,29	3189,26	2391,94	0,00	0,00
3	0,86	7478,74	5609,05	1817,88	1363,41
4	1,43	12449,38	9337,04	6080,76	4560,57
5	2,00	17953,34	13465,00	13176,90	9882,68
6	2,57	23909,04	17931,78	23410,31	17557,73
7	3,14	30262,07	22696,55	37038,46	27778,84
8	3,71	36971,78	27728,84	54287,84	40715,88
9	4,28	44005,42	33004,06	75361,76	56521,32
10	4,85	51335,05	38501,29	100444,85	75333,63
11	5,42	58918,39	44188,79	129705,82	97279,37
12	5,99	66723,02	50042,27	163289,30	122466,98
13	6,56	74727,76	56045,82	201321,43	150991,07
14	7,13	82912,26	62184,19	243916,25	182937,19
15	7,70	91256,52	68442,39	291176,24	218382,18
16	8,03	96160,60	72120,45	321747,17	241310,38



### 19.1.3. Cargas em Manobras de Rolamento

O parágrafo 349 do FAR PART 23 prevê que para manobras de rolamento deveria ser aplicado dois terços da carga máxima em uma das semi-asas mais a carga devido a deflexão máxima do aileron. O apêndice A do regulamento apresenta a metodologia para o calculo das cargas devido a deflexão do aileron. A Tabela 19-5 apresenta a distribuição de esforços devido a deflexão dos ailerons.

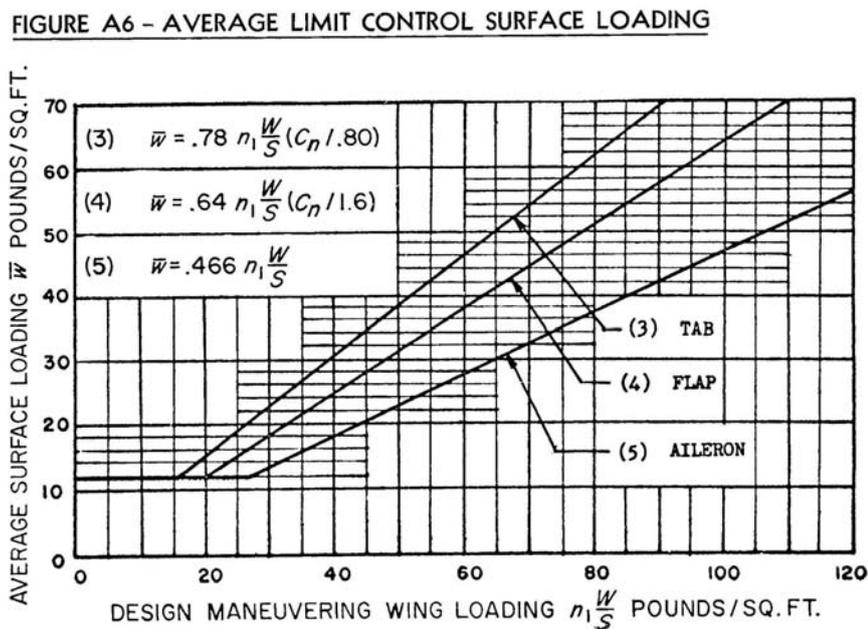


Figura 19-5 – Cálculo da Carga devido a deflexão do Aileron

Fator de Carga Máximo	$n_1$		4,40
Carga Alar	W/S	N/m <sup>2</sup>	1436,18
Carga Alar	W/S	Lbf/ft <sup>2</sup>	30,00
$n_1$ W/S	131,98		
w/s	61,50		

Urutau



Carga no Aileron		
P	lbf	1042,65
P	N	4637,96

Dados do Aileron		
Largura	l (m)	3,50
Comprimento	c (m)	0,45
Area	s (m <sup>2</sup> )	1,58
Area	s (ft <sup>2</sup> )	16,95

Carga em cada Charneira		
P	N	1159,49

Posição das Charneiras		
P1	m	0,70
P2	m	1,40
P3	m	2,10
P4	m	2,80



Tabela 19-5 – Distribuição de Esforços devido a Deflexão do Aieron e Flap

Distribuição de carregamento Devido Aileron			
X (m)	Carregamento (N)	Cortante Limite (N)	Fletor Limite (N.m)
0	0	0	0
0,285	0	0	0
0,7	1159,489152	1159,489152	0
0,855	0	1159,489152	179,7208186
1,4	1159,489152	2318,978304	811,6424066
1,425	0	2318,978304	869,6168642
1,995	0	2318,978304	2191,434498
2,1	1159,489152	3478,467457	2434,92722
2,565	0	3478,467457	4052,414587
2,8	1159,489152	4637,956609	4869,854439
3,135	0	4637,956609	6423,569903
3,705	0	4637,956609	9067,205171
4,275	0	4637,956609	11710,84044
4,39	2024,662848	6662,619457	12244,20545
4,845	0	6662,619457	15275,6973
5,28	2024,662848	8687,282306	18173,93676
5,415	0	8687,282306	19346,71988
5,985	0	8687,282306	24298,47079
6,17	2024,662848	10711,94515	25905,61802
6,555	0	10711,94515	30029,7169
7,06	2024,662848	12736,608	35439,2492
7,125	0	12736,608	36267,12872
7,695	0	12736,608	43526,99529
8,03	0	12736,608	47793,75897

A essas cargas deve-se somar ainda a carga de dois terços de carregamento máximo sobre a asa. Tabela 19-6 apresenta essa distribuição de cargas total na asa.



Tabela 19-6 – distribuição de Cargas Total na Asa devido a deflexão do Aileron

Distribuição Final Normal			
X (m)	Carregamento (N)	Cortante Final (N)	Momento Final (N.m)
0,00	0,00	0,00	0,00
0,29	2104,91	2104,91	0,00
0,70	1159,49	5325,61	873,54
0,86	2831,05	6095,45	1379,52
1,40	1159,49	10391,68	4701,54
1,43	3280,63	10535,57	4882,92
2,00	3632,61	14168,18	10888,19
2,10	1159,49	16051,76	12375,85
2,57	3930,76	19258,43	19503,22
2,80	1159,49	22146,62	24028,95
3,14	4193,00	24610,92	30868,95
3,71	4428,41	29039,33	44897,18
4,28	4642,20	33681,53	61449,60
4,39	2024,66	36682,19	65322,98
4,85	4837,55	40543,75	81569,30
5,28	2024,66	46388,02	99205,83
5,42	5005,01	47573,42	104952,56
5,99	5151,06	52724,48	132069,41
6,17	2024,66	56463,84	141823,44
6,56	5283,13	60032,27	162901,86
7,06	2024,66	66842,71	193218,15
7,13	5401,77	67458,70	197251,86
7,70	5507,21	72965,91	235703,31
8,03	0,00	76202,61	260146,89
Maximo		817287,90	1890015,04

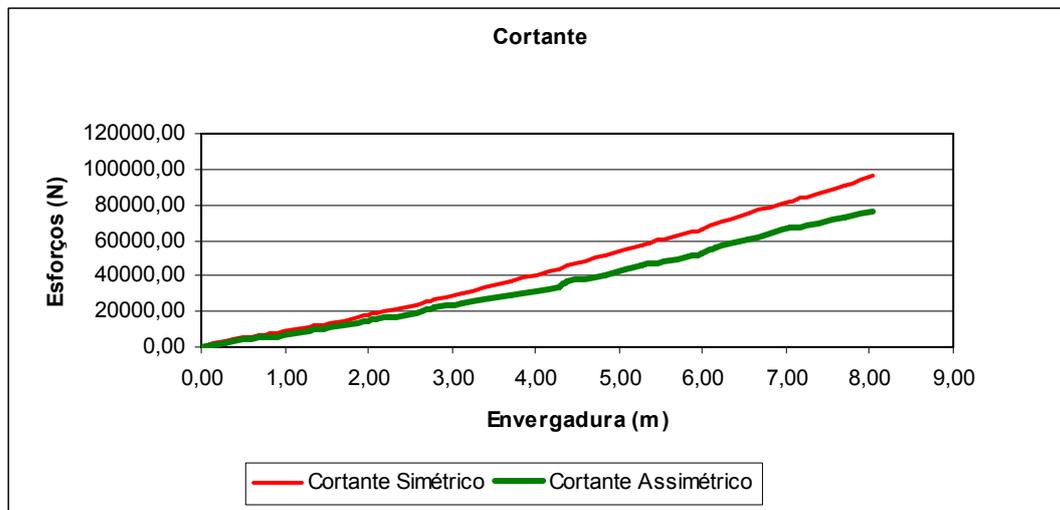


Figura 19-6 – Efeito da Deflexão do Aileron no Cortante

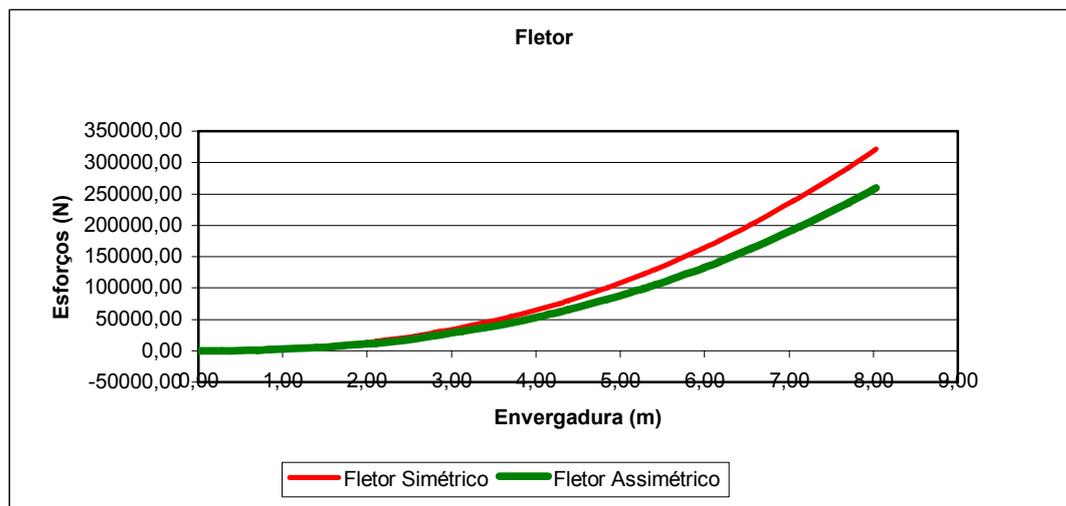


Figura 19-7 – Efeito da Deflexão do Aileron no Fletor

Observa-se que a condição mais crítica tanto para cortante como para fletor, é a condição de cargas simétricas, as cargas limites em função da carga aerodinâmica na asa serão portanto:

**Cortante Limite = 96160,60 N**  
**Fletor Limite = 321747,17 N.m**



#### 19.1.4. Cargas de torção

Para o calculo de cargas de torção será considerado três condições padrões, com a aeronave voando em  $V_d$ ,  $V_f$  e  $V_a$ .

O coeficiente de momento do perfil utilizado NFL e de -0,15. O momento na asa será então a soma do momento do perfil mais o momento gerado pela deflexão de flaps e ailerons;

De acordo com o FAR o momento acrescido pela deflexão das superficies de comendo pode ser dado por  $\Delta C_m = -0,01\delta$ , onde  $\delta$  é a deflexão da superfície em graus.

Aeronave na velocidade de mergulho ( $V_d$ ) com  $0^\circ$  de deflexão de Flap e  $1/3$  da deflexão dos ailerons:

Tabela 19-7 – Torção na Asa  $V_d$

Torção Total		
Estação	X (m)	Momento Final (N.m)
1	0,285	-8850,09
2	0,855	-17449,3
3	1,425	-25797,7
4	1,995	-33895,3
5	2,565	-41742
6	3,135	-49337,8
7	3,705	-56663,2
8	4,275	-60875,1
9	4,845	-64903,8
10	5,415	-68749,2
11	5,985	-72411,3
12	6,555	-75890,2
13	7,125	-79185,8
14	7,695	-82298,1
15	8,265	-85227,1



Aeronave na velocidade máxima de atuação de flaps ( $V_f$ ) com  $40^\circ$  de deflexão de flap e  $0^\circ$  da deflexão dos ailerons:

Tabela 19-8 – Torção na Asa  $V_f$

Torção Total		
Estação	X (m)	Momento Final (N.m)
1	0,285	-1237,75
2	0,855	-2440,41
3	1,425	-3607,99
4	1,995	-4740,49
5	2,565	-5837,91
6	3,135	-6900,24
7	3,705	-7924,74
8	4,275	-11851,9
9	4,845	-15608,1
10	5,415	-19193,5
11	5,985	-22608
12	6,555	-25851,6
13	7,125	-28924,4
14	7,695	-31826,2
15	8,265	-34557,2



Aeronave na velocidade de manobra ( $V_a$ ) com  $0^\circ$  de deflexão de flap e  $30^\circ$  de deflexão dos ailerons:

Tabela 19-9 – Torção na Asa  $V_a$

Torção Total		
Estação	X (m)	Momento Final (N.m)
1	0,285	-1772,49
2	0,855	-3494,75
3	1,425	-5166,76
4	1,995	-6788,53
5	2,565	-8360,07
6	3,135	-9881,36
7	3,705	-11348,5
8	4,275	-16972,3
9	4,845	-22351,3
10	5,415	-27485,7
11	5,985	-32375,4
12	6,555	-37020,3
13	7,125	-41420,6
14	7,695	-45576,2
15	8,265	-49487,1

Observa-se que o maior valor de torção na asa, e de:

**Momento de torção = 85227,14515 N.m**



## 19.2. Cargas na Empenagem Horizontal

As cargas na empenagem horizontal serão calculadas para duas condições a saber:

1ª - Soma entre o valor da carga de equilíbrio com o acréscimo necessário para manobra:

2ª - Carga de equilíbrio para o vôo com fator de carga diferente de um:

### 19.2.1. Cargas de equilíbrio na empenagem

As carga de equilíbrio e aquela carga necessária para manter a aeronave em vôo reto nivelado, e pode ser dada pela seguinte equação:

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{EH} \cdot \left( \frac{C_{M_0} + C_L (h - h_0)}{\bar{V}} \right)$$

Os cálculos serão feito para quatro condições de vôo, com quatro condições de carregamento e conseqüentemente quatro posições de C.G., como apresentado na Tabela 19-10.

Tabela 19-10 – Condições de Carregamento

Situação	Peso Total (kg)	Posição C.G. %C
Piloto Pesado tanque e Hoper cheio	4734,896529	0,275
Piloto Leve tanque e Hopper Vazio	2352,629402	0,2818
Piloto Leve tanque e Hoper Cheios	4624,673583	0,2647
Piloto Pesado tanque e Hopper Vazio	2462,852348	0,3008

Pode-se então calcular as carga de equilíbrio da empenagem horizontal para as diferentes condições de carregamento.







Tabela 19-13 -- Carga de Equilíbrio com fator de Carga Limite (Vôo Invertido) – (N)

Vôo Invertido									
Velocidade	m/s	80	90	100	110	120	130	140	
Fator de Carga	n	1,1628	1,4716	1,8168	2,1983	2,2	2,2	2,2	
	Vel	80	90	100	110	120	130	140	
	CL	0,4237	0,4237	0,4237	0,4237	0,3563	0,3036	0,2618	
h	0,275	P	-5987	-7577	-9354	-11318	-13911	-16731	-19776
W	46449,33								
	CL	0,2105	0,2105	0,2105	0,2105	0,177	0,1508	0,1301	
h	0,2818	P	-6546	-8285	-10228	-12376	-14970	-17789	-20835
W	23079,29								
	CL	0,4138	0,4138	0,4138	0,4138	0,348	0,2965	0,2557	
h	0,2647	P	-6195	-7841	-9680	-11713	-14305	-17125	-20171
W	45368,05								
	CL	0,2204	0,2204	0,2204	0,2204	0,1853	0,1579	0,1361	
h	0,3008	P	-6338	-8021	-9903	-11982	-14575	-17395	-20441

**19.2.3. Acréscimo de Carga devido a Manobra**

O acréscimo de carga devido a manobra pode ser calculado da seguinte forma:

$$\Delta P = \Delta n \cdot W \cdot \left[ \frac{h \cdot \bar{c}}{l_t} - \frac{S_{EH} \cdot a_l}{S \cdot a} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \rho \cdot \left( \frac{S_{EH} \cdot a_{EH} \cdot l_t \cdot g}{2 \cdot W} \right) \right]$$

Neste caso deve-se calcular também os acréscimos para o manobra positiva e invertida:

**Tabela 19-14 – Acréscimo de Carga na Empenagem Horizontal Devido a Monobra**

		Velocidade	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140
h	0,275	Positiva	94,456	0	1498,8	2411,7	3465	3498,8	3498,8	3498,8	3498,8	3498,8	3498,8
W	46449	Invertida					167,48	485,32	840,54	1233,2	1234,9	1234,9	1234,9
h	0,282	Positiva	76,543	0	1214,6	1954,4	2807,9	2835,3	2835,3	2835,3	2835,3	2835,3	2835,3
W	23079	Invertida					135,72	393,28	681,14	999,3	1000,7	1000,7	1000,7
h	0,265	Positiva	109,07	0	1730,8	2784,9	4001,1	4040,1	4040,1	4040,1	4040,1	4040,1	4040,1
W	45368	Invertida					193,4	560,41	970,59	1424	1425,9	1425,9	1425,9
h	0,301	Positiva	61,958	0	983,16	1581,9	2272,8	2295	2295	2295	2295	2295	2295
W	24161	Invertida					109,86	318,34	551,35	808,88	810	810	810

### 19.2.4. Carga Total na Empenagem Horizontal

A carga total na empenagem será então definida para duas condições:

A primeira o somatório entre a carga de equilíbrio com fator de carga unitário e o acréscimo de carga devido a manobra, e o segundo caso a diferença entre o valor da carga de equilíbrio para o voo com carga limite e o acréscimo devido a manobra.

**Tabela 19-15 – Somatório entre o valor da carga de equilíbrio para voo com fator de carga unitário e o valor do acréscimo de carga devido à manobra (N)**

		Vel	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140
h	0,275	Pos	-650,4	-1760	-1502	-2055	-2694	-4578	-6721	-9089	-11684	-14504	-17549
W	46449	Inve					-5992	-7591	-9379	-11355	-13948	-16768	-19813
h	0,2818	Pos	-1150	-2241	-2267	-2994	-3832	-5722	-7866	-10234	-12829	-15648	-18694
W	23079	Inve					-6505	-8164	-10020	-12070	-14663	-17483	-20528
h	0,2647	Pos	-815,2	-1939	-1449	-1862	-2337	-4216	-6359	-8728	-11322	-14142	-17187
W	45368	Inve					-6145	-7696	-9428	-11344	-13936	-16756	-19801
h	0,3008	Pos	-985,1	-2062	-2320	-3187	-4188	-6084	-8227	-10595	-13190	-16010	-19055
W	24161	Inve					-6351	-8060	-9970	-12082	-14675	-17495	-20540

**Tabela 19-16 – Diferença entre o valor da carga de equilíbrio para vôo com fator de carga limite e o valor do acréscimo de carga devido à manobra (N)**

		Vel	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140
h	0,275	Pos	-742,1	-1760	-2956	-4395	-6055	-7972	-10115	-12484	-15078	-17898	-20943
W	46449	Inv	-766,7	-1777	-3011	-4470	-6154	-8062	-10194	-12551	-15146	-17965	-21011
h	0,2818	Pos	-1250	-2241	-3854	-5547	-7500	-9426	-11569	-13938	-16532	-19352	-22397
W	23079	Inv	-1045	-2102	-3394	-4920	-6682	-8678	-10909	-13376	-15970	-18790	-21836
h	0,2647	Pos	-952,6	-1939	-3629	-5368	-7375	-9303	-11446	-13814	-16409	-19229	-22274
W	45368	Inv	-705,9	-1771	-3074	-4613	-6389	-8401	-10650	-13137	-15731	-18551	-21597
h	0,3008	Pos	-1039	-2062	-3182	-4575	-6183	-8098	-10241	-12609	-15204	-18023	-21069
W	24161	Inv	-1106	-2107	-3332	-4778	-6448	-8340	-10454	-12791	-15385	-18205	-21251

### 19.2.5. Acréscimo de Carga devido a Rajada

Segundo os requisitos do FAR para o calculo do acréscimo de carga na Empenagem Horizontal devido a rajada, considera-se uma rajada de 15,24 m/s, e o acréscimo de carga pode ser definido da seguinte forma

$$\Delta P_U = \frac{k_g \cdot U_{de} \cdot V \cdot a_1 \cdot S_{EH}}{16 \cdot 3} \left( 1 - \frac{d \varepsilon}{d \alpha} \right)$$

onde:

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g}$$

e:

$$\mu_g = \frac{2.(W/S)}{\rho \cdot \bar{c} \cdot a \cdot g}$$

A Tabela 19-17 apresenta os valores de acréscimo de carga devido a rajada no empenagem horizontal.

Tabela 19-17 – Acréscimo de Carga devido a Rajada

Acréscimo devido a Rajada															
				Vel (m/s)	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140
		mg	Kg												
				CL	1,457	0,933	0,648	0,476	0,364	0,288	0,233	0,193	0,162	0,138	0,119
h	0,275	27,21	0,737												
W	46449				432,6	540,7	648,8	757	865,1	973,3	1081	1190	1298	1406	1514
				CL	1,457	0,933	0,648	0,476	0,364	0,288	0,233	0,193	0,162	0,138	0,119
h	0,282	13,52	0,632												
W	23079				371,3	464,1	556,9	649,7	742,5	835,4	928,2	1021	1114	1207	1299
				CL	1,457	0,933	0,648	0,476	0,364	0,288	0,233	0,193	0,162	0,138	0,119
h	0,265	26,58	0,734												
W	45368				430,9	538,6	646,3	754,1	861,8	969,5	1077	1185	1293	1400	1508
				CL	1,457	0,933	0,648	0,476	0,364	0,288	0,233	0,193	0,162	0,138	0,119
h	0,301	14,15	0,64												
W	24161				376	470	564	658	752	846	940	1034	1128	1222	1316



A esse acréscimo de carga deve-se então somar o valor da carga de equilíbrio para o vôo com fator de carga igual a um, em cada situação para então se encontrar a carga atuante na empenagem durante a rajada. A Tabela 19-18 apresenta os valores finais das carga devido a rajada.

Tabela 19-18 – Carga Total na Empenagem devido a Rajada

Rajada mais carga de equilíbrio													
		Vel	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140
h	0,275		-312,3	-1219	-2352	-3710	-5294	-7103	-9138	-11399	-13885	-16597	-19534
W	46449												
h	0,282		-854,9	-1777	-2925	-4299	-5898	-7722	-9773	-12049	-14550	-17277	-20230
W	23079												
h	0,265		-493,4	-1401	-2534	-3892	-5477	-7286	-9322	-11583	-14069	-16781	-19719
W	45368												
h	0,301		-671	-1592	-2739	-4111	-5709	-7533	-9582	-11856	-14357	-17083	-20034
W	24161												

O valor máximo de carga encontrado atuando na empenagem foi na condição vôo com fator de carga limite mais o acréscimo devido a manobra. Essa condição e observada com a aeronave voando a 140 m/s, com um peso de 23073,29 N. Cabe observar que todos os valores de carga encontrados foram negativos.

$$P_{\max} = - 22397,3 \text{ N}$$



### **19.2.6. Cargas Assimétricas na Empenagem Horizontal**

De acordo com o item FAR PARTE 23.427, a carga máxima encontrada aplicada na empenagem deve ser distribuída assimetricamente nesta da seguinte forma.

100% das cargas aplicada em um dos lados da empenagem.

100 – (n-1)\*10 % aplicado na empenagem oposta.

Para o caso da aeronave Urutau o fator de carga máximo atuante e de 4,4. Portanto a carga a ser aplicada na empenagem oposta será de 66% da carga máxima.

Portanto:

$$P' = -11198,6 \text{ N}$$

$$P'' = -7391,1 \text{ N}$$

Como a empenagem utilizada no projeto e fabricada em material composto apresentando somente uma longarina traseira, as cagas serão descarregadas totalmente por esta longarina sendo os esforços todos aplicados nela.

### **19.2.7. Distribuição de Esforços na Longarina para a condição de carga simétrica**

Utilizou-se o método de Stender para determinação da aplicação das Cargas. A Tabela 19-19 apresenta a distribuição de carregamento devido a aplicação de 100% da carga máxima na empenagem, e a Tabela 19-20 apresenta os esforços resultantes da aplicação destas cargas.

---



As Tabela 19-21 e a Tabela 19-22, apresentam, essa mesma distribuição para o caso de carga menor.

Tabela 19-19 – Distribuição do Carregamento na Longarina

Est	X (m)	Y (m) elipse	Ce (m)	Cg (m)	Cs (m)	As (m <sup>2</sup> )	P máx (N/m <sup>2</sup> )	Li (N)
1	0,09	0,70	1,40	1,37	1,38	0,25	-3708,16	-941,50
2	0,28	0,70	1,39	1,34	1,37	0,25	-3708,16	-928,71
3	0,46	0,69	1,38	1,31	1,34	0,25	-3708,16	-913,74
4	0,64	0,68	1,36	1,28	1,32	0,24	-3708,16	-896,59
5	0,83	0,67	1,33	1,25	1,29	0,24	-3708,16	-877,19
6	1,01	0,65	1,30	1,22	1,26	0,23	-3708,16	-855,43
7	1,19	0,63	1,26	1,19	1,22	0,22	-3708,16	-831,12
8	1,38	0,61	1,21	1,16	1,18	0,22	-3708,16	-803,99
9	1,56	0,58	1,15	1,12	1,14	0,21	-3708,16	-773,59
10	1,74	0,54	1,08	1,09	1,09	0,20	-3708,16	-739,29
11	1,93	0,50	1,00	1,06	1,03	0,19	-3708,16	-700,01
12	2,11	0,45	0,90	1,03	0,96	0,18	-3708,16	-653,95
13	2,29	0,39	0,77	1,00	0,88	0,16	-3708,16	-597,57
14	2,48	0,30	0,61	0,97	0,77	0,14	-3708,16	-522,34
15	2,66	0,18	0,36	0,94	0,58	0,11	-3708,16	-393,86



Tabela 19-20 – Esforços atuantes na Longarina

<b>Distribuição de Esforços Carregamento Maior</b>			
<b>X(m)</b>	<b>F (N)</b>	<b>Cortante Limite (N)</b>	<b>Momento Limite (N.m)</b>
0,00	0	0	0
0,09	-393,86	-393,86	0,00
0,28	-522,34	-916,20	-72,21
0,46	-597,57	-1513,77	-240,18
0,64	-653,95	-2167,72	-517,70
0,83	-700,01	-2867,74	-915,12
1,01	-739,29	-3607,02	-1440,87
1,19	-773,59	-4380,61	-2102,16
1,38	-803,99	-5184,60	-2905,27
1,56	-831,12	-6015,72	-3855,78
1,74	-855,43	-6871,15	-4958,66
1,93	-877,19	-7748,34	-6218,37
2,11	-896,59	-8644,93	-7638,90
2,29	-913,74	-9558,68	-9223,81
2,48	-928,71	-10487,39	-10976,23
2,66	-941,50	-11428,89	-12898,92
2,75	0	-11428,89	-13946,57



Mínimo	-11428,89	-13946,57
--------	-----------	-----------

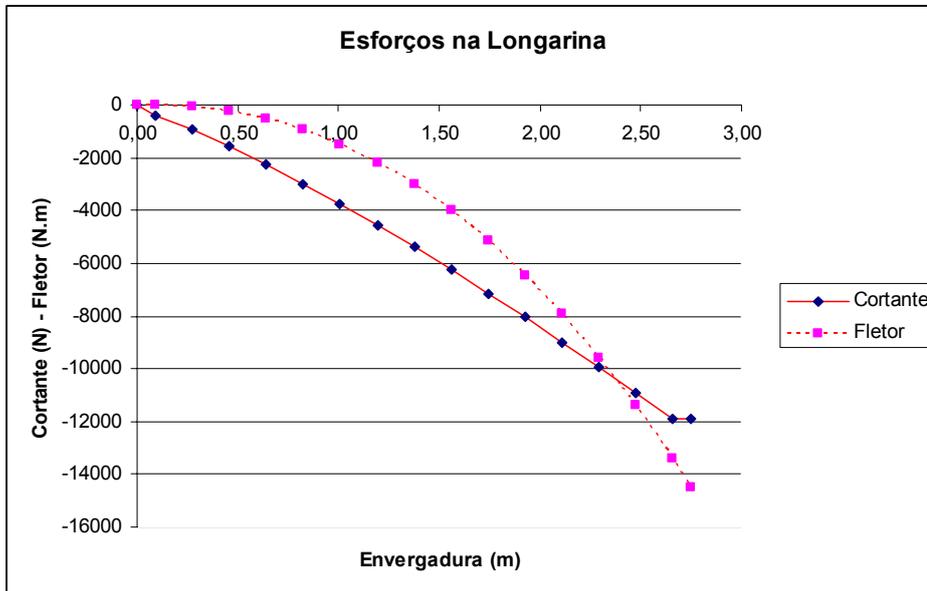


Figura 19-8 – Esforços aplicados na Longarina

Tabela 19-21– Distribuição do Carregamento na Longarina

Estação	X (m)	Y (m) elipse	Ce (m)	Cg (m)	Cs (m)	As	P máx	Li
1,00	0,05	0,70	1,40	1,38	1,39	0,25	-1256,99	-320,12
2,00	0,23	0,70	1,39	1,35	1,37	0,25	-1256,99	-315,97
3,00	0,41	0,69	1,38	1,32	1,35	0,25	-1256,99	-311,08
4,00	0,60	0,68	1,37	1,29	1,33	0,24	-1256,99	-305,45
5,00	0,78	0,67	1,34	1,26	1,30	0,24	-1256,99	-299,07
6,00	0,96	0,65	1,31	1,22	1,27	0,23	-1256,99	-291,90
7,00	1,15	0,64	1,27	1,19	1,23	0,23	-1256,99	-283,88
8,00	1,33	0,61	1,22	1,16	1,19	0,22	-1256,99	-274,93
9,00	1,51	0,58	1,17	1,13	1,15	0,21	-1256,99	-264,92
10,00	1,70	0,55	1,10	1,10	1,10	0,20	-1256,99	-253,65
11,00	1,88	0,51	1,02	1,07	1,04	0,19	-1256,99	-240,80
12,00	2,06	0,46	0,92	1,04	0,98	0,18	-1256,99	-225,85
13,00	2,25	0,40	0,81	1,01	0,90	0,17	-1256,99	-207,78



14,00	2,43	0,33	0,66	0,98	0,80	0,15	-1256,99	-184,35
15,00	2,61	0,22	0,44	0,95	0,64	0,12	-1256,99	-148,05

Tabela 19-22 – Esforços atuantes na Longarina

Distribuição de Esforços Carregamento Menor			
X(m)	F (N)	Cortante (N)	Momento (N.m)
0,00	0	0	0
0,09	-259,9450162	-259,9450162	0
0,28	-344,7437437	-604,6887599	-47,6565863
0,46	-394,3990976	-999,0878575	-158,5161923
0,64	-431,6102715	-1430,698129	-341,6822995
0,83	-462,0081805	-1892,70631	-603,9769565
1,01	-487,9281952	-2380,634505	-950,9731132
1,19	-510,5704925	-2891,204997	-1387,422772
1,38	-530,6303287	-3421,835326	-1917,477022
1,56	-548,5409169	-3970,376243	-2544,813498
1,74	-564,5840129	-4534,960256	-3272,71581
1,93	-578,9461872	-5113,906443	-4104,12519
2,11	-591,749726	-5705,656169	-5041,674704
2,29	-603,0704396	-6308,726608	-6087,711669
2,48	-612,9481105	-6921,674719	-7244,311547
2,66	-621,3924314	-7543,06715	-8513,285245
2,75	0	-7543,06715	-9204,733067
	Mínimo	-7543,07	-9204,73

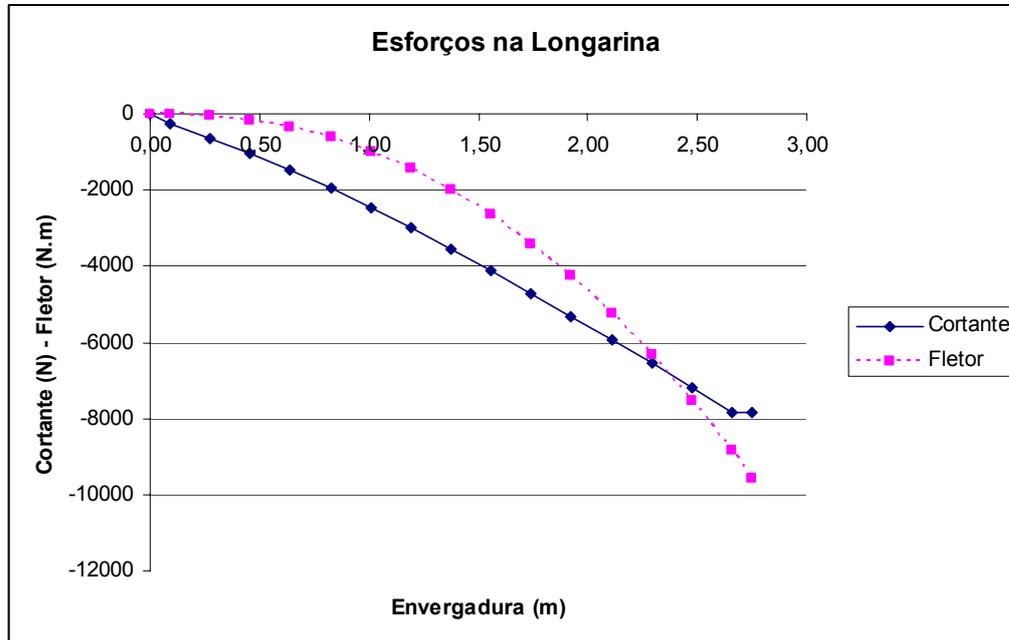


Figura 19-9 – Esforços aplicados na Longarina

Portanto para a empenagem horizontal as cargas máximas, serão portanto:

**Cortante: -11428,89 N e -7543,07 N**  
**Fletor : -13946,57 N.m e -9204,73 N.m**



### 19.3. Cargas na Empenagem Vertical

#### 19.3.1. Carga de Manobra na Empenagem Vertical

As cargas de manobra na empenagem vertical são calculadas seguindo a figura A5 do apêndice A do FAR.

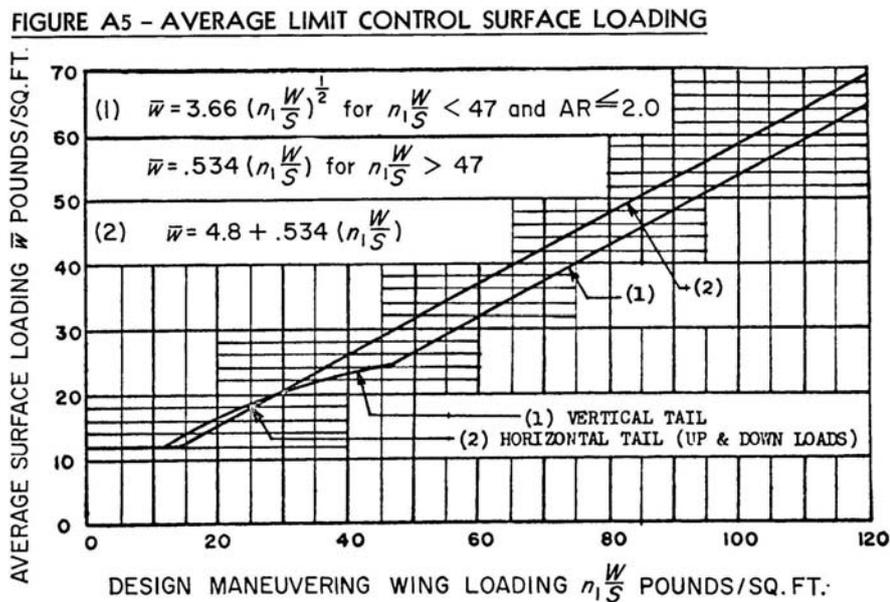


Figura 19-10 – Método para cálculo das Carga de Manobra na Empenagem Vertical

Fator de Carga Máximo	$n_1$		4,40
Carga Alar	$W/S$	$N/m^2$	1436,18
Carga Alar	$W/S$	$Lbf/ft^2$	30,00
$n_1 W/S$	131,98		
$w/s$	70,48		

Dados da E.V.		
Area	s ( $m^2$ )	3,19
Area	s ( $ft^2$ )	34,31



Carga na E.V.		
P	lbf	224,62
P	N	999,14

$$P = 999,14 \text{ N}$$

### 19.3.2. Cargas de Rajadas na Empenagem Vertical

As cargas de rajada são calculadas como o regulamento do FAR prevê, da seguinte forma:

$$P_{UEV} = \frac{k_{gt} \cdot U_{de} \cdot V \cdot (a_1)_{EV} \cdot S_{EV}}{16.3}$$

onde

$$k_{gt} = \frac{0.88 \cdot \mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}$$

$$\mu_{gt} = \frac{2 \cdot M}{\rho \cdot \bar{c}_{EV} \cdot g \cdot (a_1)_{EV} \cdot S_{EV}} \cdot \left( \frac{K}{I_{EV}} \right)^2$$

O que resulta em uma carga devido a rajada de:

$$P = 319,5257 \text{ N}$$

Observa-se portanto que a carga devido a manobras apresenta um valor maior, e logo é a mais crítica, que devera ser utilizadas nos cálculos da empenagem vertical.

### 19.3.3. Distribuição de Cargas na Empenagem Vertical

A distribuição das cargas a empenagem vertical, também será realizada pelo método de Stender. As Tabela 19-23 e Tabela 19-24, apresentam essa distribuição de esforços ao longo da longarina.



Tabela 19-23 – Distribuição de Carregamento ao Longo da Empenagem Vertical

Estação	X (m)	Y (m) elipse	Ce (m)	Cg (m)	Cs (m)	As (m <sup>2</sup> )	P máx (N/m <sup>2</sup> )	Li (N)
1,00	0,06	1,04	2,08	2,07	2,07	0,27	313,50	84,46
2,00	0,19	1,04	2,07	1,99	2,03	0,26	313,50	82,58
3,00	0,32	1,03	2,05	1,90	1,98	0,26	313,50	80,50
4,00	0,45	1,01	2,03	1,82	1,92	0,25	313,50	78,20
5,00	0,58	0,99	1,99	1,74	1,86	0,24	313,50	75,70
6,00	0,71	0,97	1,94	1,66	1,79	0,23	313,50	72,97
7,00	0,84	0,94	1,88	1,58	1,72	0,22	313,50	70,03
8,00	0,97	0,90	1,80	1,49	1,64	0,21	313,50	66,84
9,00	1,10	0,86	1,72	1,41	1,56	0,20	313,50	63,38
10,00	1,23	0,81	1,61	1,33	1,46	0,19	313,50	59,62
11,00	1,36	0,74	1,49	1,25	1,36	0,18	313,50	55,48
12,00	1,49	0,67	1,34	1,17	1,25	0,16	313,50	50,85
13,00	1,62	0,58	1,15	1,08	1,12	0,15	313,50	45,50
14,00	1,75	0,45	0,91	1,00	0,95	0,12	313,50	38,85
15,00	1,88	0,27	0,53	0,92	0,70	0,09	313,50	28,53



Tabela 19-24 – Distribuição de Esforços ao Longo da Empenagem Vertical

Distribuição de Esforços			
X(m)	F (N)	Cortante (N)	Momento (N.m)
0	0	0	0
0,06	28,53	28,53	0,00
0,19	38,85	67,38	3,71
0,32	45,50	112,88	12,46
0,45	50,85	163,74	27,12
0,58	55,48	219,22	48,38
0,71	59,62	278,84	76,85
0,84	63,38	342,22	113,06
0,97	66,84	409,06	157,50
1,10	70,03	479,09	210,63
1,23	72,97	552,06	272,85
1,36	75,70	627,76	344,54
1,49	78,20	705,96	426,06
1,62	80,50	786,46	517,75
1,75	82,58	869,04	619,88
1,88	0	949,68	730,07
	Máximo	949,6780263	730,0747458

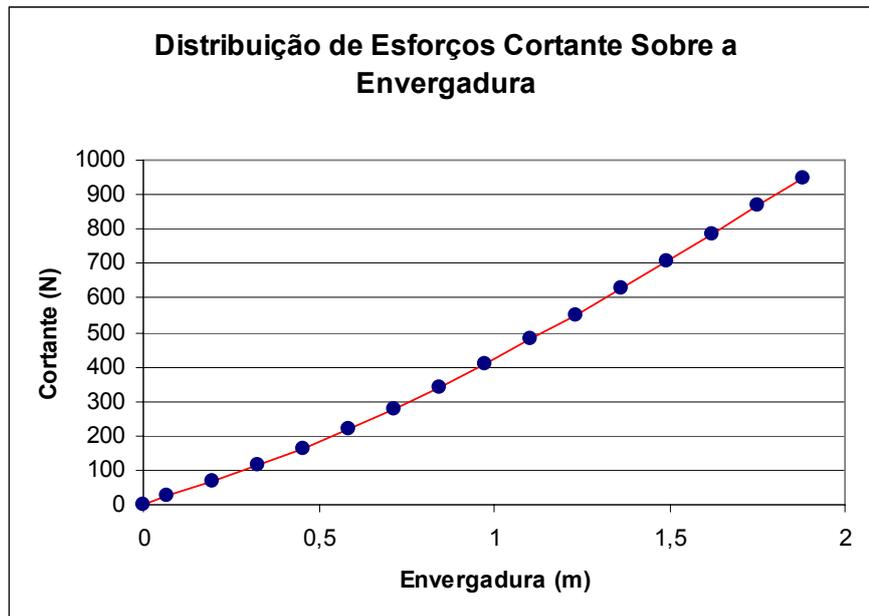


Figura 19-11 – Cortante ao Longo da Empenagem Vertical

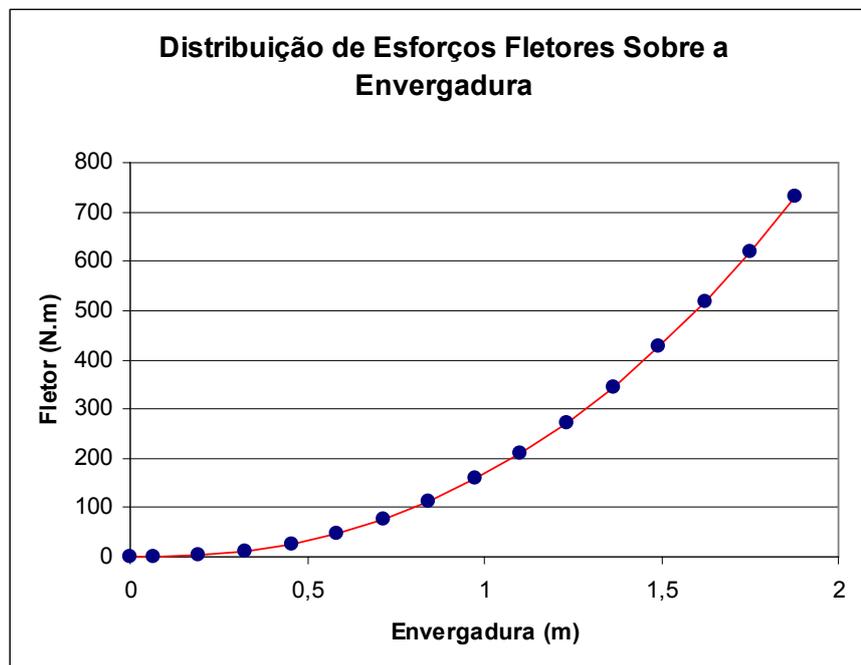


Figura 19-12 – Fletor ao Longo da Empenagem Vertical

As cargas máximas atuando sobre a empenagem vertical, serão portanto:

$$\text{Cortante} = 949,678 \text{ N}$$

$$\text{Fletor} = 730,0747 \text{ N.m}$$



## 19.4. Cargas no Trem de Pouso

### 19.4.1. Cargas em aterragens forçadas

Segundo o item FAR-23.561, em casos de pousos de emergência, a estrutura da aeronave e os cintos de segurança devem ser capazes de suportar os seguintes fatores de carga finais.

- Para cima 3,0 g
- Para frente 9,0 g
- Para o lado 1,5 g

No caso de “pilonagem”, de acordo com o item FAR-23.561(d)(2), a estrutura deve suportar um fator de carga final de 3,0 g para cima em conjunto com uma força de atrito de 0,5 vezes a normal.

Assim, os cintos de segurança, seus pontos de atracamento e estruturas de fixação, bem como os assentos e encostos dos bancos deverão resistir a (piloto pesado – 80 kgf)

	Fator de Carga	Peso	Força
Cargas para cima	3	88kgf	264 kgf
Cargas para a frente	9	88 kgf	792 kgf
cargas para o lado	1,5	88 kgf	132 kgf

Em caso de “pilonagem” a estrutura do canopy deverá resistir aos seguintes carregamentos:

- Carga para cima:  $3,0 \times 4760 \text{ kgf} = 14280 \text{ kgf}$
- Carga para tras:  $(F_a=f.N)=0,5 \times 14280 \text{ kgf} = 7140 \text{ kgf}$



### 19.4.2. Velocidade vertical máxima

A velocidade vertical máxima durante o pouso pode ser determinada através dos parágrafo FAR – 23.473(d) pela seguinte equação

$$V_v = 4,4 \left( \frac{W}{S} \right)^{\frac{1}{4}} = 4,4 \left( \frac{10497,6}{350} \right)^{\frac{1}{4}} = 10,3 \text{ ft} / \text{s}$$

onde:

$$W = 4760 \text{ kgf} = 10497,6 \text{ lbf}$$

$$S = 32,54 \text{ m}^2 = 350 \text{ ft}^2$$

Porém a velocidade na precisa ser maior que 10 ft/s, e não deve ser menor que 7 ft/s.

Assim assumi-se  $V_v = 10,0 \text{ ft/s}$ .

### 19.4.3. Fatores de carga para pouso

O Fator de Carga de Inercia deve ser maior que 2,67 g segundo a "FAR23.472(d),(f),(g)", porém Pazmany em seu livro Gear Design for Light Aircraft, volume I pag 9, sugere 3,0 g Adotar-se-á como fator de carga das reações no solo:

$$n_g = 3,0;$$

Desta forma, o fator de carga de inércia que ainda atua no centro e gravidade da aeronave será:

$$n = n_g + \frac{L}{W} = 3,0 + \frac{2}{3} = 3,67$$



#### 19.4.4. Cargas no solo

As cargas no solo para trem de pouso convencional são apresentadas nos parágrafos FAR-PART 23.479 (a)-1 e (b); FAR-PART 23.481 (a)-1; FAR-PART 23.483; FAR-PART 23.485; FAR-PART 23.493 e FAR-PART 23.497. Assim utilizou-se dos mesmos para efetuar cálculos a seguir.

Para esta aeronave, foi considerado o peso máximo de decolagem conforme previsto no FAR- 23.473 (a).

##### 19.4.4.1. Vôo nivelado – pouso de pista

Para aterrissagem em atitude de vôo nivelado, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.479 (a)-1, e Apêndice C) tem-se a configuração conforme apresentado na Figura 19-13.

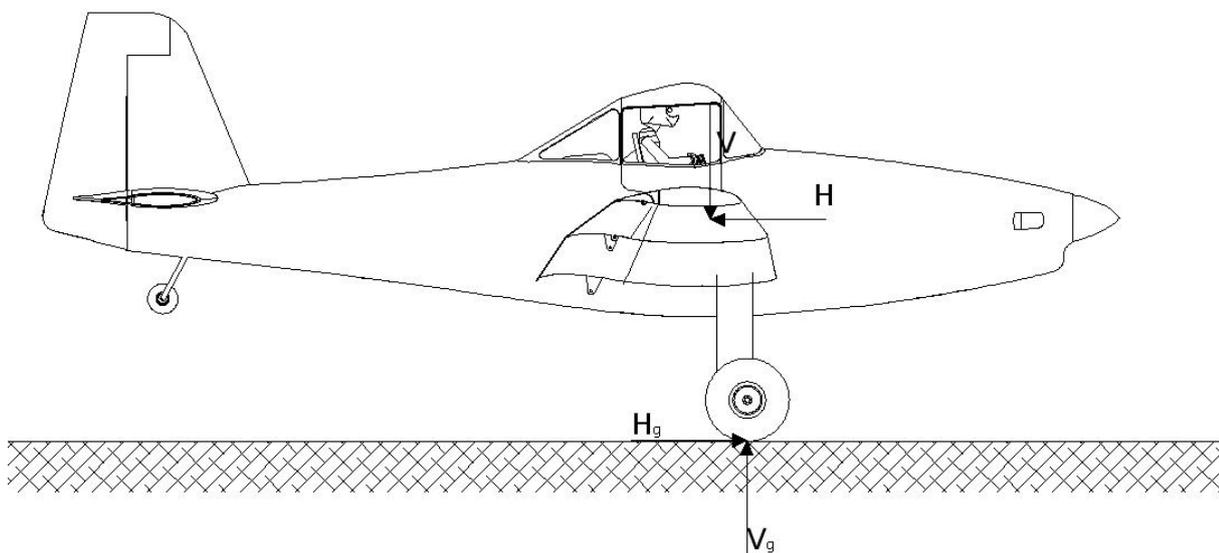


Figura 19-13 - Aterrissagem em atitude de vôo nivelado



Para o avião em atitude normal de vôo nivelado

Peso máximo de decolagem= 4760 Kgf

Fator de carga limite no CG = 3,67 g

Sustentação considerada:  $2/3 W$

a) Componente vertical no centro de gravidade

$$V = n \cdot W = 3,67 \cdot 4760 = 17469,2 \text{ kgf}$$

b) Componente horizontal no centro de gravidade

A componente horizontal no CG pode ser encontrada através da multiplicação da componente vertical por um fator K. Sendo de fator obtido através FAR23 Apendice C, 1ª nota:

$K=0,25$  p/  $W < 3000$  pounds

$K=0,33$  p/  $W=6000$  pounds ou maior, com variação linear entre estes valores

Como para a aeronave em questão o valor de  $W$  é aproximadamente 10500 pounds temos:

$$H = K \cdot n \cdot W = 0,33 \cdot 3,67 \cdot 4760 = 5764,8 \text{ Kgf}$$

c) Componente vertical no solo (em cada roda):

Deve levar em conta a sustentação

$$V_g = \frac{1}{2} n_g \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 3,00 \cdot 4760 = 7140 \text{ Kgf}$$

d) Componente horizontal no solo (em cada roda):

$$H_g = \frac{1}{2} \cdot K \cdot n_g \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 0,33 \cdot 3,00 \cdot 4760 = 2356,2 \text{ Kgf}$$



#### 19.4.4.2. Aterrissagem em três rodas

Para aterrissagem em três pontos, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.481(a)-1, tem-se a configuração conforme apresentado na Figura 19-14.

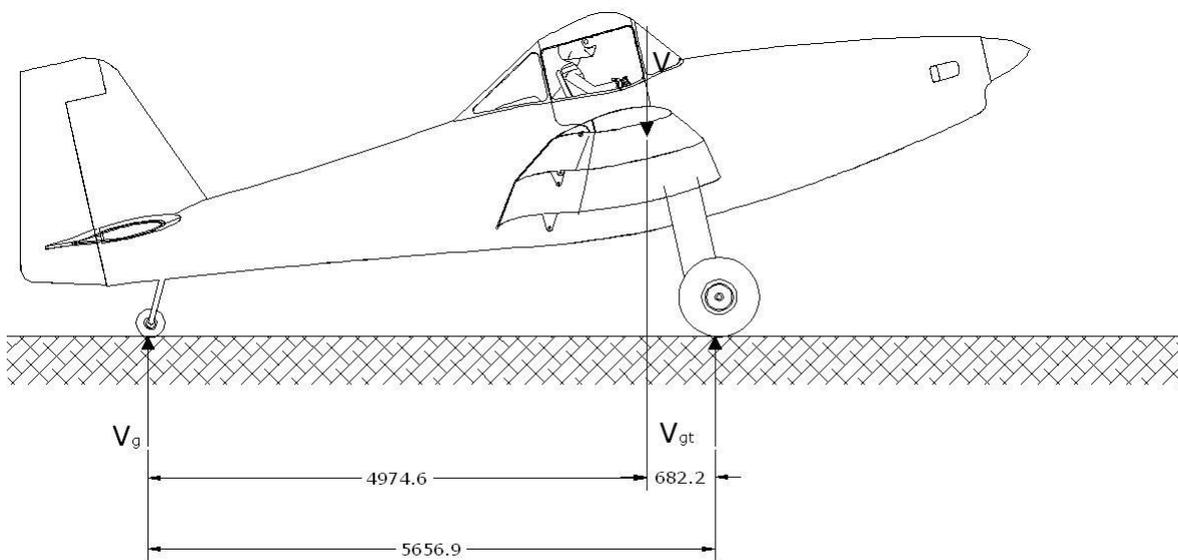


Figura 19-14 - Aterrissagem em três pontos

- a) Componente vertical no centro de gravidade

$$V = n \cdot W = 3,67 \cdot 4760 = 17469,2 \text{ Kgf}$$

- b) Componente vertical no trem principal (em cada roda)

$$V_g = \frac{1}{2} n_g \cdot W \cdot \frac{b}{d} = \frac{1}{2} \cdot 3,00 \cdot 4760 \cdot \frac{4974,6}{5656,9} = 6278,81 \text{ kgf}$$

- c) Componente vertical na bequilha



$$V_{gt} = n_g \cdot W \cdot \frac{a}{d} = 3,00 \cdot 4760 \cdot \frac{682,2}{5656,9} = 1722,11 \text{ kgf}$$

### 19.4.4.3. Aterrissagem em uma roda

Para aterrissagem em uma roda, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.483, tem-se a configuração conforme apresentado na Figura 19-15.

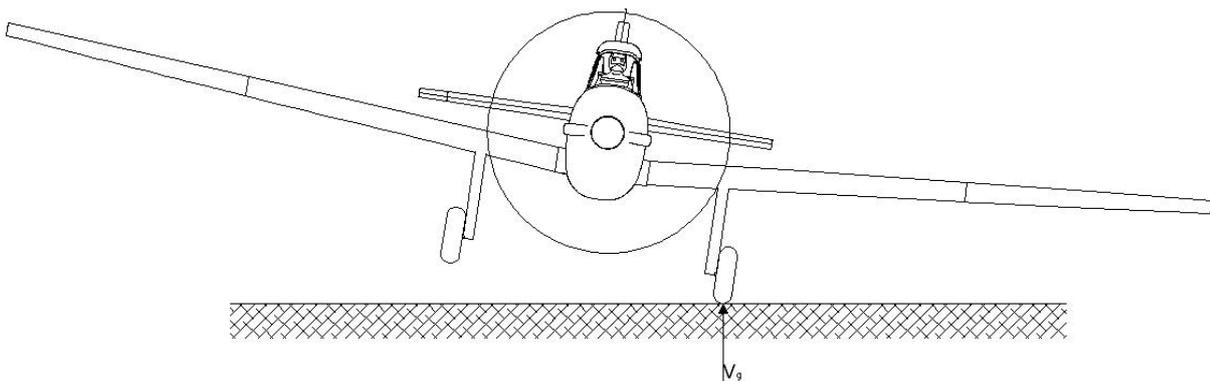


Figura 19-15 -Aterrissagem em uma roda

Nesta condição a inclinação da aeronave (conforme apresentado na Figura 19-15) deve ser desconsiderada e as cargas na roda devem ser as mesmas calculadas para atender o parágrafo FAR-PART 23.479 (a)-1. Desta forma:

- a) Componente vertical do centro de gravidade

$$V = \frac{1}{2} \cdot n \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 3,67 \cdot 4760 = 8748,1 \text{ kgf}$$

- b) Componente horizontal no centro de gravidade:



$$H = \frac{1}{2} \cdot 0,33 \cdot 3,67 \cdot 4760 = 2882,42 \text{ kgf}$$

c) Componente vertical no solo:

$$Vg = \frac{1}{2} n_g \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 3,00 \cdot 4760 = 7140 \text{ Kgf}$$

d) Componente horizontal no solo:

$$H_g = \frac{1}{2} \cdot k \cdot n_g \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 0,33 \cdot 3,00 \cdot 4760 = 2356,2 \text{ Kgf}$$

#### 19.4.4.4. Cargas laterais na aterrissagem

Para a determinação das cargas laterais durante a aterrissagem, o parágrafo FAR-PART 23.485 determina que:

- i) A aeronave está em atitude nivelada com apenas o trem principal em contato com o solo.
- ii) O fator de carga vertical deve ser igual a 1.33, dividindo-se a carga nesta direção igualmente para as duas rodas do trem principal.
- iii) O fator de carga lateral de vê ser igual a 0.83, sendo 0.5 para a roda do lado interno e 0.33 para a roda do lado externo.

Desta forma, as cargas laterais na aterrissagem serão aplicadas de acordo com a Figura 19-16, e as suas magnitudes serão conforme apresentado a seguir.

---

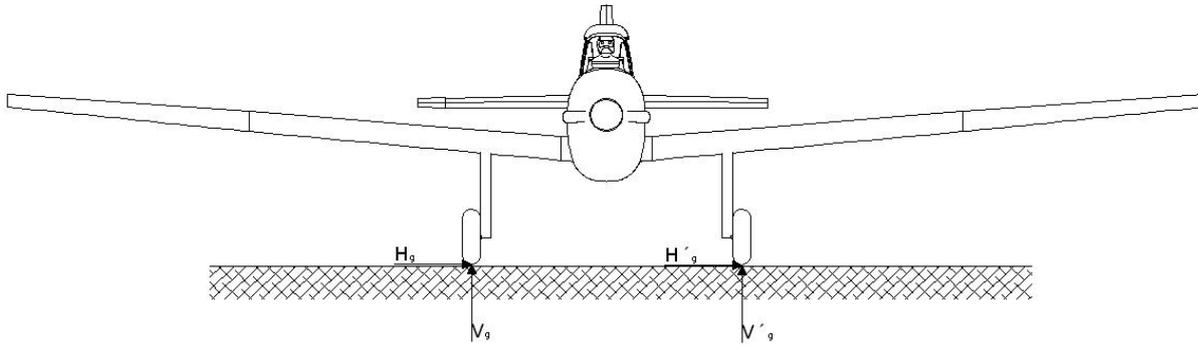


Figura 19-16 - Cargas laterais

a) Componente vertical no solo (em cada roda)

$$V_g = \frac{1}{2} \cdot 1,33 \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 1,33 \cdot 4760 = 3165,4 \text{ Kgf}$$

b) Componente horizontal no solo (na roda do lado interno)

$$H_g = 0,5 \cdot W = 0,5 \cdot 4760 = 2380 \text{ kgf}$$

c) Componente horizontal no solo (na roda do lado externo)

$$H'_g = 0,33 \cdot W = 0,33 \cdot 4760 = 1570,8 \text{ Kgf}$$

#### 19.4.4.5. Cargas de frenagem

De acordo com o parágrafo FAR-PART 23.493(b), as condições de atitude para as cargas de frenagem deve ser idênticas as condições admitidas para a aterrissagem nivelada (item 4.4.1). Entretanto, o fator de carga vertical aplicado deve ser de 1.33 e as componentes horizontais, devido a frenagem, deve ser igual a 80% das componentes verticais. Desta forma, com referência a Figura 19-13, ter-se-á:



a) Componente vertical no solo (em cada roda)

$$V_g = \frac{1}{2} \cdot 1,33 \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 1,33 \cdot 4760 = 3165,4 \text{ Kgf}$$

b) Componentes horizontais no solo (em cada roda)

$$H_g = \frac{1}{2} \cdot 0,80 \cdot 1,33 \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 0,80 \cdot 1,33 \cdot 4760 = 2532,32 \text{ kgf}$$

#### 19.4.4.6. Condições suplementares para a bequilha

O parágrafo FAR-PART 23.497 prevê condições suplementares para a bequilha em caso de aeronave com trem de pouso convencional.

O parágrafo FAR-PART 23.497 (a) prevê que a carga vertical obtida para o caso de pouso de três pontos deve ser também aplicada para cima e na frente da bequilha em um ângulo de 45° prevendo situação de colisão com obstáculos no solo. A Figura 19-17 representa esta situação para o presente caso.

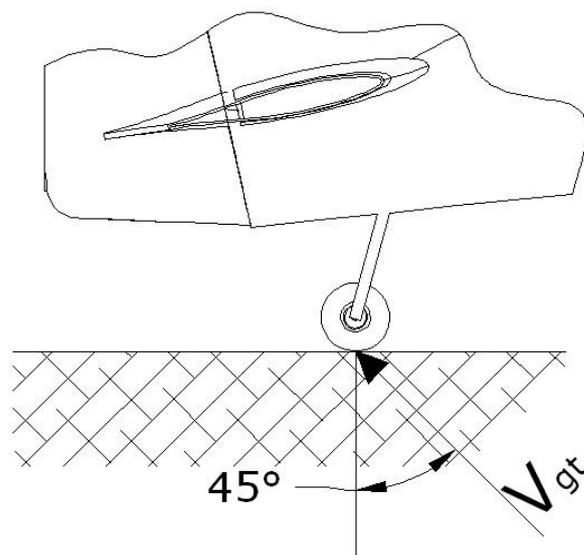


Figura 19-17 - Aplicação da carga na bequilha para casos de impacto com obstáculos



O parágrafo FAR-PART 23.497 (b) prevê que uma carga lateral deve ser aplicada a bequilha. Tal carga deve ter a mesma magnitude da carga vertical estática que atua na bequilha quando a aeronave está direcionada. Para o caso de bequilha fixa, o item FAR-PART 23.497 (b)-2 indica que tal carga deve ser aplicada na bequilha com a roda posicionada paralela ao eixo longitudinal da aeronave.

Com referência a abaixo, a carga vertical na bequilha, para a condição da aeronave estacionada será:

$$V_{gr} = W \cdot \frac{a}{d} = 4760 \cdot \frac{682,2}{5656,9} = 574,04 \text{ kgf}$$

A Figura 19-18 apresenta a aplicação desta carga para satisfazer os requisitos apresentados.

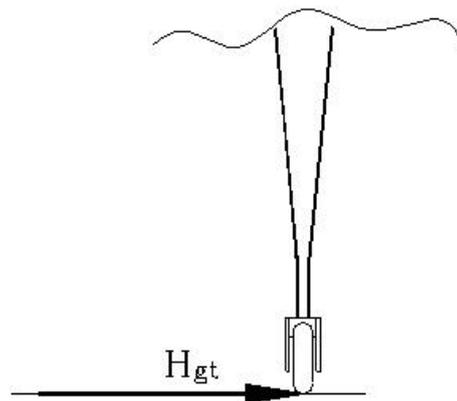


Figura 19-18 - Aplicação da carga lateral na bequilha



### ***19.5. Cargas no Berço do Motor***

As cargas no motor deverão ser determinadas em conformidade com os requisitos apresentados nos parágrafos FAR-PART 23.361, 23.363 e 29.361 se resumindo em:

- Cargas verticais combinadas ao torque do motor
- Cargas de inércia lateral

No presente projeto utilizar-se-á o motor Walter engine M601E do qual as curvas da representam as suas características de operação.

#### ***19.5.1. Cargas verticais combinadas ao torque do motor***

O parágrafo FAR-PART 23.361 determina que o berço do motor deve ser capaz de suportar duas combinações de carregamento.

- i) Torque máximo do motor em regime de decolagem mais 75% das cargas verticais de inércia com fator de carga correspondente ao ponto de manobra do diagrama V-n (FAR-PART 23.361 (a)-1).
- ii) Torque limite do motor em limite de potência máxima contínua mais as cargas verticais de inércia com fator de carga correspondente ao ponto de manobra do diagrama V-n (JAR-VLA 361 (a)-2).

Sendo que o torque limite do motor na condição (ii) corresponde ao torque médio do motor para máxima potência contínua multiplicado por um fator que depende do número de ciclos e do número de cilindros do motor.

---



### 19.5.2. Torque do motor

O torque máximo de decolagem será o torque máximo da aeronave vezes a relação de redução do redutor. Para o presente caso, sem redutor, a relação de transmissão será de 1:1.

Desta forma:

$$T_{\max,DEC} = 261,98Kgf \cdot m \cdot 1 = 261,98Kgf \cdot m$$

### 19.5.3. Cargas verticais de inércia no ponto de manobra do diagrama V-n

No ponto de manobra do diagrama V-n os fatores de carga limite são +4.4 e -2.2. O peso do motor Walter engine M601E completo é de 210 kgf, o peso estimado para o berço do motor é de 6 kgf, o peso do conjunto hélice mais spinner previsto é de 66,8 kgf, o peso estimado do capô do motor é de 15 kgf . Desta forma, as cargas verticais ao ponto de manobra do diagrama V-n serão:

$$P = (210 + 6 + 66,8 + 15) \cdot 4,4 = 1310,32kgf$$

$$P = (210 + 66,8 + 6 + 15) \cdot (-2,2) = -655,16kgf$$

### 19.5.4. Torque limite do motor

O torque médio do motor Walter engine M601E para operação com potência máxima contínua é de 261,98 kgf m. O parágrafo FAR-PART 29.361 (c)-3 determina que para motores de turbina o fator de torque deve ser igual a 1,25. Desta forma o torque limite do motor Walter engine M601E será:

$$T_{lim} = 261,98Kgf \cdot m \cdot 1,25 = 327,47kgf \cdot m$$

---



Assim, quanto ao parágrafo FAR-PART 23.361 as cargas no berço do motor se resumem na tabela.

Condição	Carga vertical [Kgf]		Torque [kgf.m]
Torque de decolagem + 75% carga vertical limite	75%P <sup>+</sup>	982,74	261,9775739
	75%P <sup>-</sup>	-491,37	
Torque limite do motor + carga vertical limite	P <sup>+</sup>	1310,32	261,9775739
	P <sup>-</sup>	-655,16	

Tabela 19-25- Cargas verticais combinadas com torque no berço do motor

#### 19.5.5. Reações de apoio do berço do motor na fuselagem

As reações de apoio do berço do motor na fuselagem são de extrema importância para o dimensionamento da estrutura da fuselagem.

As reações de apoio devidas as carga verticais de inércia, apresentadas na Figura 19-19, podem ser calculadas como:

$$2921,42 \cdot 1096,84 = R_{HI} \cdot (350,32 + 467,83)$$

$$\therefore R_{HI} = 3916,55kgf \quad \therefore R_{HS} = 3916,55kgf$$

$$R_{VS} = R_{VI} = 1460,71kgf$$

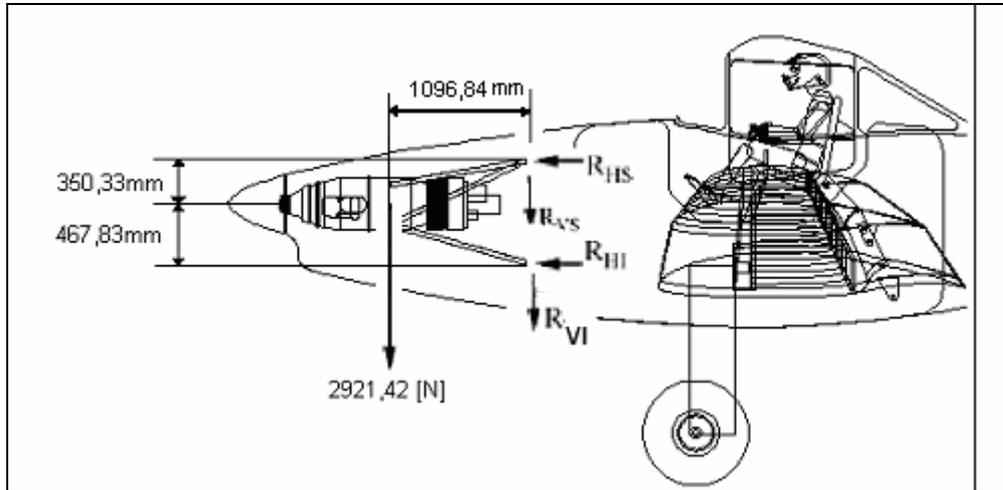


Figura 19-19 – Reações verticais do berço do motor na fuselagem

As reações de toque do motor são apresentadas na Figura 19-20.

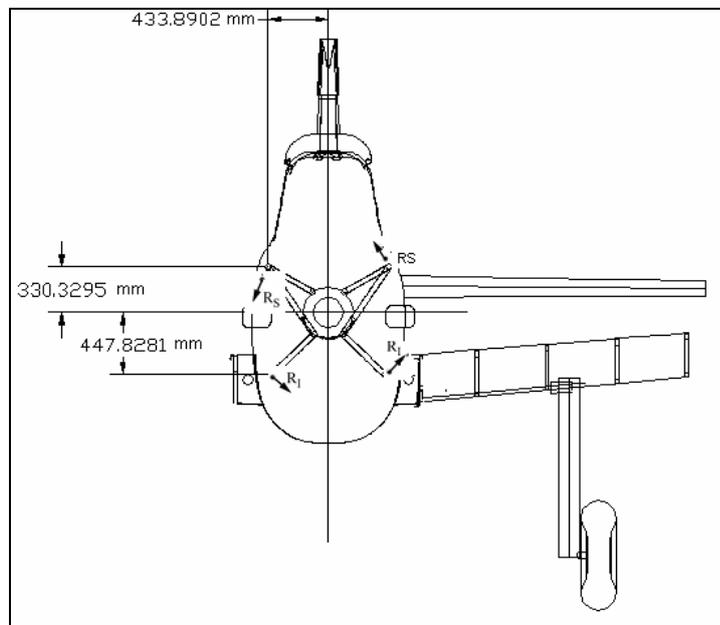


Figura 19-20 – Reações de toque do berço do motor na fuselagem



Estas reações de torque devem produzir um torque equivalente igual ao torque limite do motor calculado no item anterior.

$$2 \cdot R_s \cdot \sqrt{330,3295^2 + 433,89^2} + 2 \cdot R_l \cdot \sqrt{447,8281^2 + 433,89^2} = 261,98 \times 10^3 \text{ kgf} \cdot \text{mm}$$

$$1090,64 \cdot R_s + 1247,09 \cdot R_l = 261,98 \times 10^3 \text{ kgf} \cdot \text{mm}$$

Além disto deve haver equilíbrio de forças laterais:

$$2 \cdot R_s \cdot \frac{330,3295}{\sqrt{330,3295^2 + 433,8902^2}} - 2 \cdot R_l \cdot \frac{433,89}{\sqrt{447,828^2 + 433,89^2}} = 0$$

$$\therefore 1,2115 \cdot R_s - 1,391 \cdot R_l = 0$$

Resolvendo o sistema acima, tem-se:

$$R_s = 120,34 \text{ kgf} \text{ e } R_l = 104,824 \text{ kgf}$$

Estas cargas devem ser decompostas em cargas verticais e laterais, sendo:

$$R_{LS} = 120,34 \text{ kgf} \cdot \frac{330,3295}{\sqrt{330,3295^2 + 433,8902^2}} = 72,89 \text{ kgf}$$

$$R_{VS} = 120,34 \text{ kgf} \cdot \frac{433,89}{\sqrt{433,89^2 + 330,3295^2}} = 95,75 \text{ kgf}$$

$$R_{LI} = 104,824 \text{ kgf} \cdot \frac{433,8902}{\sqrt{433,8902^2 + 447,8281^2}} = 72,94 \text{ kgf}$$

$$R_{VI} = 104,824 \text{ kgf} \cdot \frac{447,8281}{\sqrt{433,8902^2 + 447,8281^2}} = 75,284 \text{ kgf}$$



Sendo as direções de aplicação em cada ponto de atracamento do berço do motor com a fuselagem devem ser observadas de acordo com a Figura 19-20.

Deve-se lembrar que as cargas verticais e de torque no motor devem ser aplicadas simultaneamente na fuselagem.

#### **19.5.6. Cargas laterais no berço do motor**

As cargas laterais no berço do motor são determinadas de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.363. Tal parágrafo determina que uma carga de inércia lateral, com fator de carga de no mínimo 1.33, deve ser aplicada lateralmente no berço do motor independentes de outras condições de operação. Desta forma, a carga lateral a ser aplicada no berço do motor para o presente caso será:

$$P = (210 + 6 + 66,8 + 15) \cdot \frac{4,4}{3} = 433,77kgf$$

#### **19.5.7. Reações de apoio na fuselagem**

As reações laterais de apoio do berço do motor na fuselagem são apresentadas na Figura 19-21.

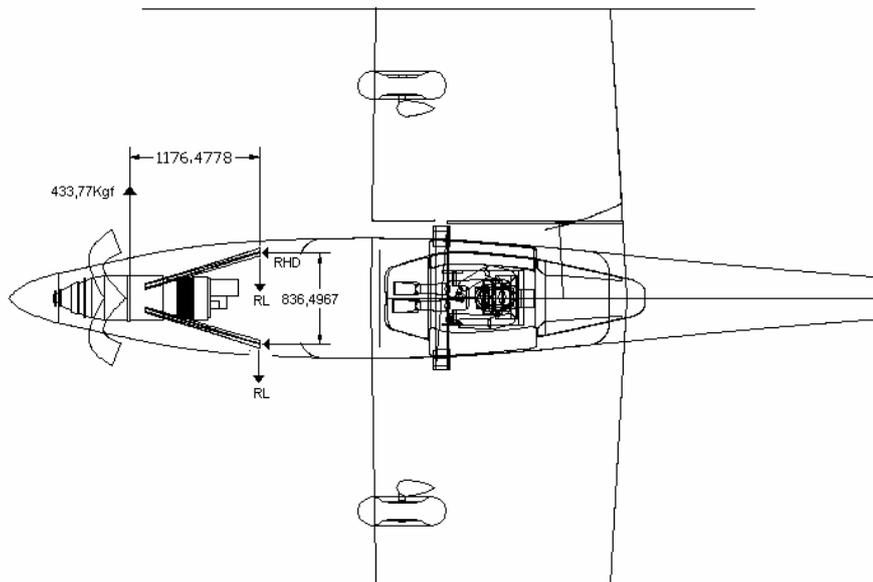


Figura 19-21 – Reações laterais do berço do motor na fuselagem

Sendo:

$$433,77 \cdot 1176,4778 = R_{HD} \cdot 836,4967$$

$$\therefore R_{HD} = 610,07kgf \quad \therefore R_{HE} = -610,07kgf$$

$$R_L = 216,89kgf$$



## 19.6. Cargas na fuselagem

A fuselagem será dividida em dois segmentos, a porção anterior e posterior, sendo esta divisão feita nas cavernas de ligação da asa com a fuselagem.

Os carregamentos aplicados a cada porção descrita serão compostos pela combinação dos carregamentos já determinados nas partes anteriores a esta.

### 19.6.1. Cargas na porção anterior da fuselagem

As cargas na porção anterior da fuselagem se resumem a:

- Cargas verticais de inércia devido ao peso próprio da fuselagem e aos diversos componentes atracados à mesma.
- Cargas laterais transmitidas pelo berço do motor
- Cargas de torção devido ao motor.

#### 19.6.1.1. Cargas verticais de inércia

As cargas de inércia da fuselagem serão determinadas considerando-se a mesma distribuição dos componentes apresentada nos **Cálculos de Peso e Centragem**. **A Erro! A origem da referência não foi encontrada.** apresenta as partes e componentes atracados à fuselagem.

A Tabela 19-26 apresenta o peso e a posição de cada componente em relação a região anterior da fuselagem. Estas massas devem ser aplicadas na fuselagem com um fator de carga de 4,4g.

---

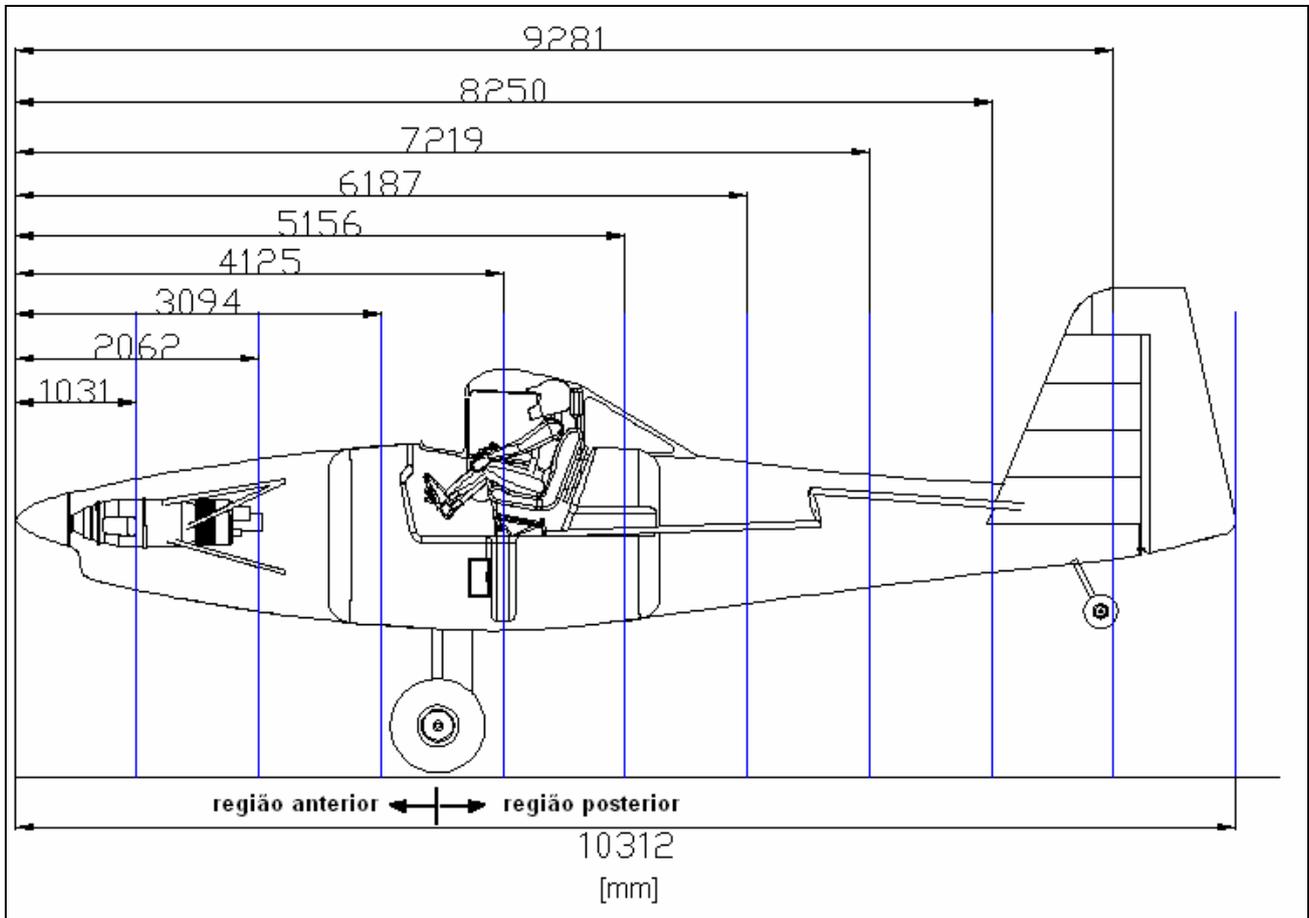


Figura 19-22- Componentes da fuselagem



Tabela 19-26 - Massas concentradas na porção anterior da fuselagem

Descrição	Braço [m]	Peso [lbs]	Peso [kgf]	Momento [kgfm]	Momento Limite [kgfm]
Spinner	0,28	3,30	1,50	0,42	1,84
Hélice	0,28	60,00	27,22	7,62	33,53
Capô	1,72	32,80	14,88	25,62	112,73
Motor	1,28	441,00	200,03	255,24	1123,07
Bateria de motocicleta	1,50	30,00	13,61	20,41	89,81
Berço	1,70	13,30	6,03	10,26	45,13
Bomba auxiliar	1,60	3,00	1,36	2,18	9,58
Radiador	0,70	2,20	1,00	0,70	3,07
Tubos de exaustão	0,80	9,00	4,08	3,27	14,37
Trem Principal	3,71	401,46	182,10	676,13	2974,99
Linha de combustível	2,09	15,00	6,80	14,24	62,66
Ar condicionado	1,81	30,00	13,61	24,63	108,37
Hopper (35%)	3,09	3308,00	1500,48	4628,99	20367,55
Fuselagem (anterior)	3,10	620,00	281,23	871,80	3835,94
Instrumentos	3,50	45,90	20,82	72,87	320,63

De acordo com a Tabela 19-26, a parte do hopper cheio que se encontra na região anterior provoca uma carga considerável para a análise estrutural. As cargas limites totais, devido as cargas de inércia são:

$$P = n \cdot \sum P_i = 4,4 \cdot 1299 = 5715,6 \text{ kgf}$$



$$M = n \cdot \sum M_i = 4,4 \cdot 3605 = 15864 \text{ kgf} \cdot \text{m}$$

### 19.6.1.2. Cargas laterais transmitidas pelo berço do motor

As cargas laterais aplicadas na fuselagem são aquelas previstas pelo regulamento FAR-PART 23.363 calculadas anteriormente. Entretanto, para se determinar o momento exercido por este carregamento na fuselagem, deve-se discretizar os componentes atracados o motor e calcular as cargas de inércia laterais de cada um. **A Erro! A origem da referência não foi encontrada.** apresenta os pesos, braços e momentos de cada componente atracado ao motor. Deve-se notar que o fator de carga limite para forças laterais é determinado pelo parágrafo FAR-PART 23.363 e igual a 1.33.

Tabela 19-27 – Cargas no berço do motor

Descrição	Braço [m]	Peso [kgf]	Momento [kgfm]	Momento Limite [kgfm]
Berço	1,70	13,30	6,03	8,02
Hélice	0,28	60,00	27,22	36,20
Spinner	0,28	3,30	1,50	1,99
Ar condicionado	1,81	30	13,61	18,10
Motor	1,28	441,00	200,03	266,05

De acordo com a **Erro! A origem da referência não foi encontrada.** as cargas limites totais aplicadas devido as cargas de inércia transmitidas pelo berço são:

$$P = n_{LAT} \cdot \sum P_i = 1.33 \cdot 547 = 727,51 \text{ kgf}$$

$$M = n_{LAT} \cdot \sum M_i = 1.33 \cdot 248,39 = 330,35 \text{ kgf} \cdot \text{m}$$



### ***19.6.1.3. Cargas de torção devido ao motor***

O momento de torção máximo que se deve admitir como sendo aplicado pelo motor foi determinado anteriormente em atendimento ao parágrafo FAR-PART 29.361 (c)-3. Tal momento deve ser transmitido à porção anterior da fuselagem, sendo seu valor igual a :

$$T_{\text{lim}} = 327,47 \text{ kgf} \cdot \text{m}$$

### ***19.6.2. Cargas na porção posterior da fuselagem***

As cargas na porção posterior da fuselagem se resumem a:

- Cargas verticais de inércia devido ao peso próprio da fuselagem e aos diversos componentes atracados à mesma adicionada da carga de manobra simétrica na empenagem horizontal.
- Cargas verticais devido às cargas na bequilha
- Cargas laterais devido às cargas na empenagem vertical
- Cargas de torção devido às combinações de cargas assimétricas nas empenagens

#### ***19.6.2.1. Cargas verticais de inércia***

As cargas de inércia na porção posterior da fuselagem serão determinadas semelhantemente ao caso da porção anterior da fuselagem.

A

---



Descrição	Braço [m]	Peso [lbs]	Peso [kgf]	Momento [kgfm]	Momento Limite [kgfm]
Piloto	0,98	90,00	40,82	40,01	176,03
Cintos de Segurança	0,98	2,00	0,91	0,89	3,91
Fuselagem (central)	1,18	620,00	281,23	331,85	1460,13
Canopy	1,00	100,00	45,36	45,36	199,58
Comandos	0,70	262,00	118,84	83,19	366,03
Fuselagem (cone de cauda)	3,60	360,00	163,29	587,86	2586,56
Hopper (65%)	0,22	2150,20	975,31	212,62	935,52
Empenagem Vertical	5,80	33,96	15,40	89,34	393,11
Bequilha	5,70	70,85	32,14	183,18	806,00

Tabela 19-28 apresenta o peso e a posição de cada componente em relação a caverna anterior do atracamento entre a asa e a fuselagem, e o momento exercido por cada componente nesta caverna. Deve-se notar que, neste caso, para o cálculo deste momentos deve-se considerar as manobras positivas ( $n = 4,4$ ) e negativas ( $n = -2,2$ ).

Descrição	Braço [m]	Peso [lbs]	Peso [kgf]	Momento [kgfm]	Momento Limite [kgfm]
Piloto	0,98	90,00	40,82	40,01	176,03
Cintos de Segurança	0,98	2,00	0,91	0,89	3,91
Fuselagem (central)	1,18	620,00	281,23	331,85	1460,13
Canopy	1,00	100,00	45,36	45,36	199,58
Comandos	0,70	262,00	118,84	83,19	366,03
Fuselagem (cone de cauda)	3,60	360,00	163,29	587,86	2586,56
Hopper (65%)	0,22	2150,20	975,31	212,62	935,52
Empenagem Vertical	5,80	33,96	15,40	89,34	393,11
Bequilha	5,70	70,85	32,14	183,18	806,00

Tabela 19-28-Momentos na porção posterior da fuselagem

De acordo com a

Descrição	Braço [m]	Peso [lbs]	Peso [kgf]	Momento [kgfm]	Momento Limite [kgfm]
Piloto	0,98	90,00	40,82	40,01	176,03
Cintos de Segurança	0,98	2,00	0,91	0,89	3,91



Fuselagem (central)	1,18	620,00	281,23	331,85	1460,13
Canopy	1,00	100,00	45,36	45,36	199,58
Comandos	0,70	262,00	118,84	83,19	366,03
Fuselagem (cone de cauda)	3,60	360,00	163,29	587,86	2586,56
Hopper (65%)	0,22	2150,20	975,31	212,62	935,52
Empenagem Vertical	5,80	33,96	15,40	89,34	393,11
Bequilha	5,70	70,85	32,14	183,18	806,00

Tabela 19-28 as cargas limites totais aplicadas devido as cargas de inércia são:

$$P = n \cdot \sum P_i = 4,4 \cdot 1673,31 = 7362,564 \text{ kgf}$$

$$M = n \cdot \sum M_i = 4,4 \cdot 1574,29 = 6926,87 \text{ kgf} \cdot \text{m}$$

#### 19.6.2.2. Cargas verticais aplicadas na bequilha

A carga máxima a ser aplicada na bequilha para aterrissagem em três roda da presente aeronave é igual a 1722 kgf, sendo a sua solicitação à fuselagem bem inferior ao item anterior.

#### 19.6.2.3. Cargas laterais devido às cargas na empenagem vertical

A carga máxima na empenagem vertical, calculada anteriormente é de 101,85 kgf e das três vistas da aeronave tem-se que o centro de pressão da empenagem vertical está a aproximadamente 0,9 m do ponto de fixação.

Desta forma as cargas nesta região, devido às cargas laterais na empenagem vertical são:

$$P = 101,85 \text{ kgf}$$

$$M = 101,85 \cdot 0,9 = 91,665 \text{ kgf} \cdot \text{m}$$



#### **19.6.2.4. Cargas de torção devido às combinações de cargas assimétricas nas empenagens**

A distribuição assimétrica de cargas na empenagem horizontal foi determinada de acordo com o item JAR-VLA 427(b) do requisito JAR-VLA. De acordo com este requisito, a distribuição assimétrica de cargas na empenagem horizontal obedecerá a:

100% da carga máxima devido ao vôo simétrico (atuando sobre cada semi-envergadura) aplica no centro de pressão de um lado da empenagem

100-10(n-1)% da carga máxima devido ao vôo simétrico (atuando sobre cada semi-envergadura) aplicada no centro de pressão do outro lado da empenagem.

Para o presente caso, ter-se-á:

$$P' = 2283,8 \text{ kgf}$$

$$P'' = [100 - 10 \cdot (4,4 - 1)] \% P' = 0,66 \cdot P' = 1507,3 \text{ kgf}$$

As cargas de torção na empenagem vertical são apresentadas na Figura 19-23 e pode-se notar que nessa situação esta adicionada a carga aplicada na empenagem vertical produzirá o maior momento de torção na porção posterior da fuselagem. Também estão representados os seus respectivos braços de alavanca em relação à linha de centro da fuselagem.

---

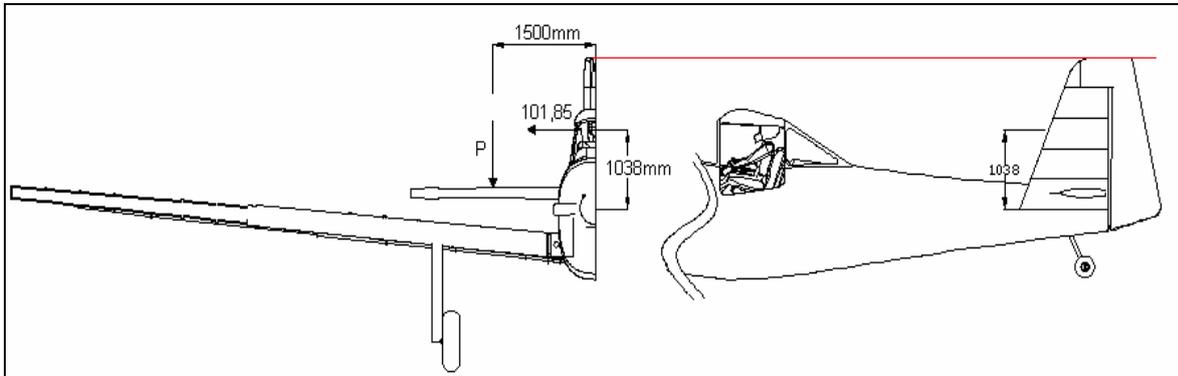


Figura 19-23- Cargas assimétricas nas empenagens

Desta forma o momento de torção na porção posterior da fuselagem será igual a :

$$M = 101,85 \cdot 1,038 + 2283,8 \cdot 1,5 - 1507,3 \cdot 1,5 = 1270,47 \text{kgf} \cdot \text{m}$$

### 19.7. Cargas nos comandos

As cargas nos sistema de comando serão determinadas em concordância aos parágrafos FAR-PART 23.391 até JAR-VLA 415.

#### 19.7.1. Cargas no sistema de comando do profundor

As cargas no profundor devem ser investigadas para os casos de carregamento de manobra e rajada. A tabela 2 do apêndice A dos requisitos FAR-PART 23 apresenta as distribuições de carga na empenagem horizontal para ambos os casos. Para o presente projeto, além da forma da distribuição, as cargas devido a rajada na empenagem horizontal se apresentam inferiores em relação às cargas devido às manobras. Desta forma o dimensionamento do profundor e seus sistemas de comando, quanto às cargas aerodinâmicas, deverá ser feito em relação às cargas de manobra na empenagem horizontal. A Figura 19-24 apresenta a distribuição de carga na empenagem horizontal proposta pelo requisito FAR.

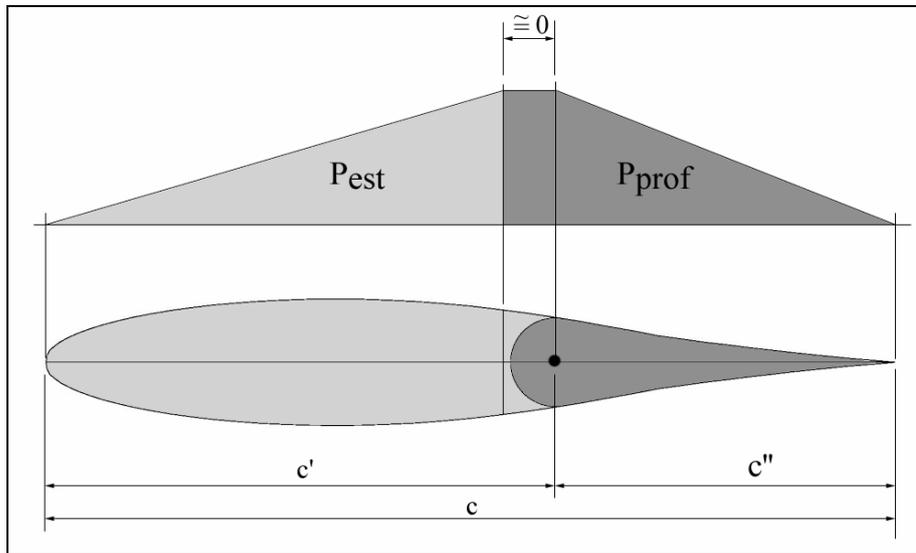


Figura 19-24– Distribuição de carga na empenagem horizontal

O valor da carga no profundor será proporcional à área da distribuição de carga sobre o mesmo e igual à:

$$P_{\text{prof}} = P_{\text{EH}} \cdot \frac{c''}{c' + c''}$$

Sendo a carga máxima na empenagem horizontal igual a 2283 kgf, a relação entre a corda do profundor e a corda da empenagem horizontal igual a 0,5234 e a relação entre a corda do estabilizador e a da empenagem horizontal igual a 0.6485 tem-se:

$$P_{\text{prof}} = 2283 \cdot \frac{0,5234}{0,6485 + 0,5234} = 1019,6 \text{ Kgf}$$

Entretanto, o parágrafo FAR-PART 23.395 (a) prevê que o dimensionamento dos sistemas de comando de ser feito com uma carga igual a 125% da carga limite calculada para as superfícies de comando. Assim, a carga para dimensionamento deste sistema será:



$$P_{prof} = 1019,6 \cdot 1,25 = 1274,55 \text{ kgf}$$

Como a distribuição de carga na empenagem é triangular a aplicação da carga deve ser feita no baricentro desta distribuição, conforme a **Erro! A origem da referência não foi encontrada.**

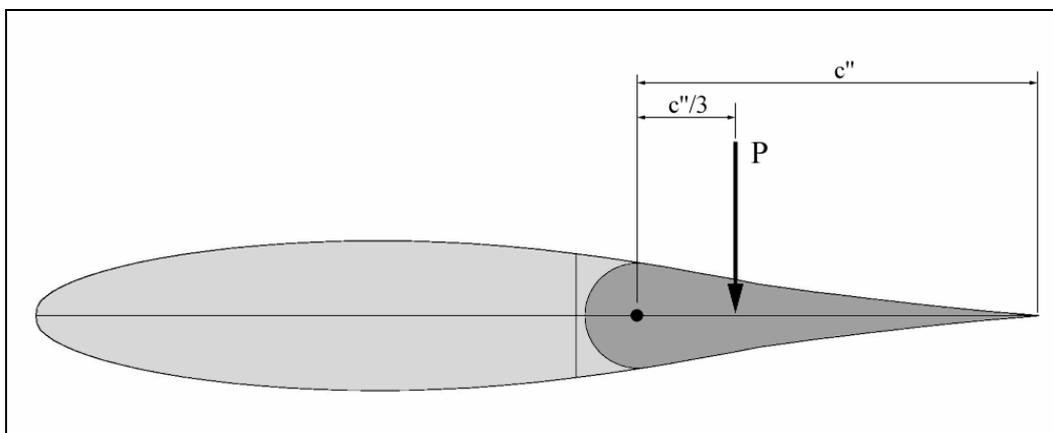


Figura 19-25 – Aplicação da carga no profundor

Sendo a corda média aerodinâmica da empenagem horizontal igual a  $1,17m$ , a corda do profundor para efeito de cálculos de cargas será:

$$c'' = 0,5234m.$$

A **Erro! A origem da referência não foi encontrada.** apresenta um esquema do sistema de comando do profundor, de forma a se estabelecer as cargas atuantes em cada componente deste mecanismo.

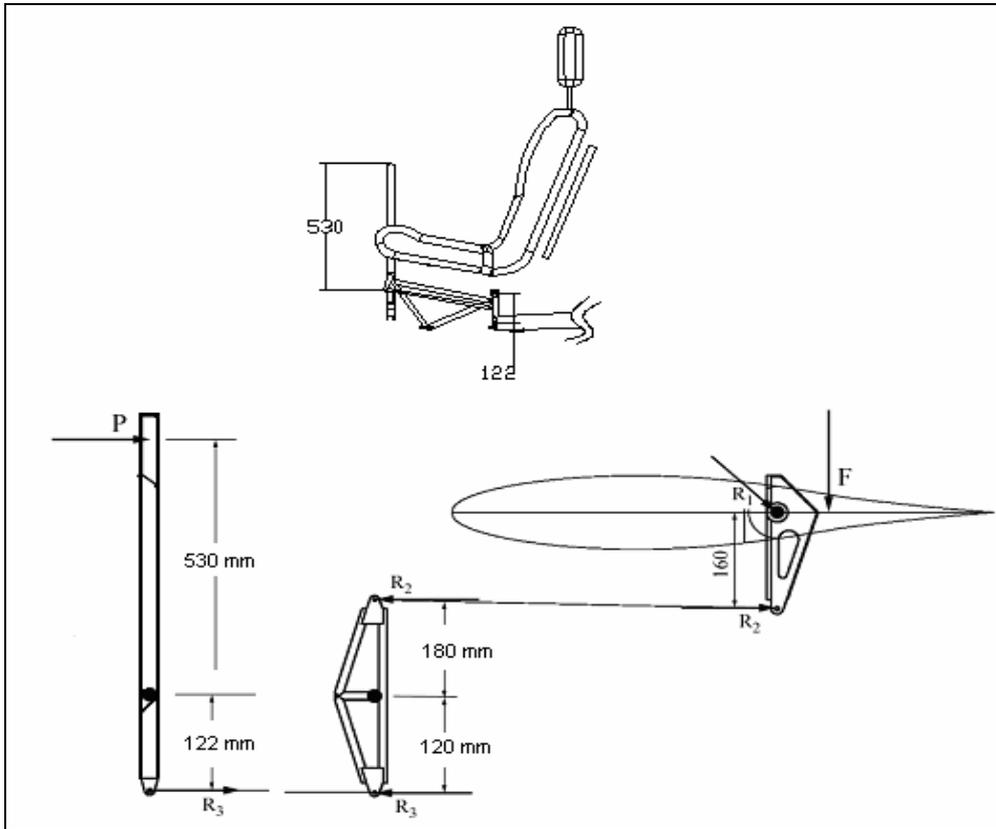


Figura 19-26 – Sistema de comando do profundor

Por simples equilíbrio de momentos tem-se que:

$$\sum M = 0 \Rightarrow 1274,55 \cdot 0,1745 = R_1 \cdot 0,16 \Rightarrow R_1 = 1390,05 \text{ kgf}$$

$$\therefore R_2 = R_3 = 1390,05 \text{ kgf}$$

$$\sum M = 0 \Rightarrow 1390,05 \cdot 0,180 = P_x \cdot 0,530 \Rightarrow F = 472,09 \text{ kgf}$$

Para equilibrar a carga aerodinâmica limite na empenagem horizontal, o piloto estará aplicando então, sobre o manche, uma força de 472,09 kgf. Entretanto o parágrafo FAR-PART 23.397(b) prevê que tal sistema não precisa ser dimensionado para cargas que produzam uma carga nos comando maior que 167 lb (75.5kgf). Assim, calculando as cargas neste sistema de comando a partir de uma carga de 75.5 kgf no manche, tem-se:



$$\sum M = 0 \Rightarrow R_3 \cdot 0.180 = 75.5 \cdot 0.530 \Rightarrow R_3 = 222,306 \text{ kgf}$$

$$\therefore R_2 = R_1 = 222,306 \text{ kgf}$$

$$\sum M = 0 \Rightarrow F \cdot 0.1745 = 222,306 \cdot 0,16 \Rightarrow F = 203,83 \text{ kgf}$$

### 19.7.2. Cargas no sistema de comando do leme de direção

A carga limite calculada para a empenagem vertical foi de 515.13 kgf. Sendo a relação entre a corda do leme e a corda da empenagem vertical igual a 0.4, tem-se

$$P_{\text{prof}} = P_{\text{EH}} \cdot \frac{c''}{c' + c''}$$

$$P_{\text{leme}} = 101,85 \cdot \frac{0.6842}{0.7858 + 0.6842} = 47,405 \text{ kgf}$$

Em atendimento ao requisito FAR-PART 23.395 (a), a carga limite para dimensionamento deste sistema deve ser 125% da carga calculada.

$$P_{\text{leme}} = 59,256 \text{ kgf}$$

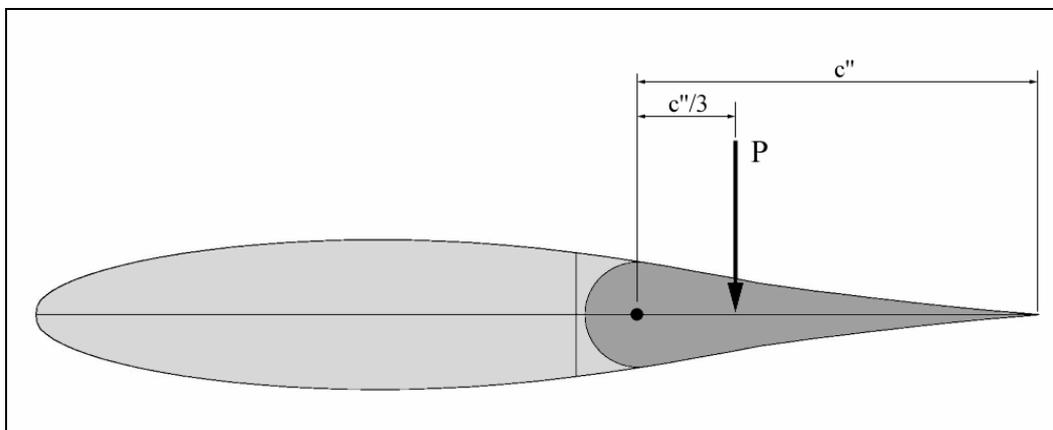


Figura 19-27– Aplicação da carga no profundor



Sendo a corda média aerodinâmica da empenagem vertical igual a 1,5527m, a corda do profundor para efeito de cálculos de cargas será:

$$c''=0.6842m.$$

A Figura 19-28 apresenta um esquema do sistema de comando do leme de direção de forma a se estabelecer as cargas atuantes em cada componente deste mecanismo.

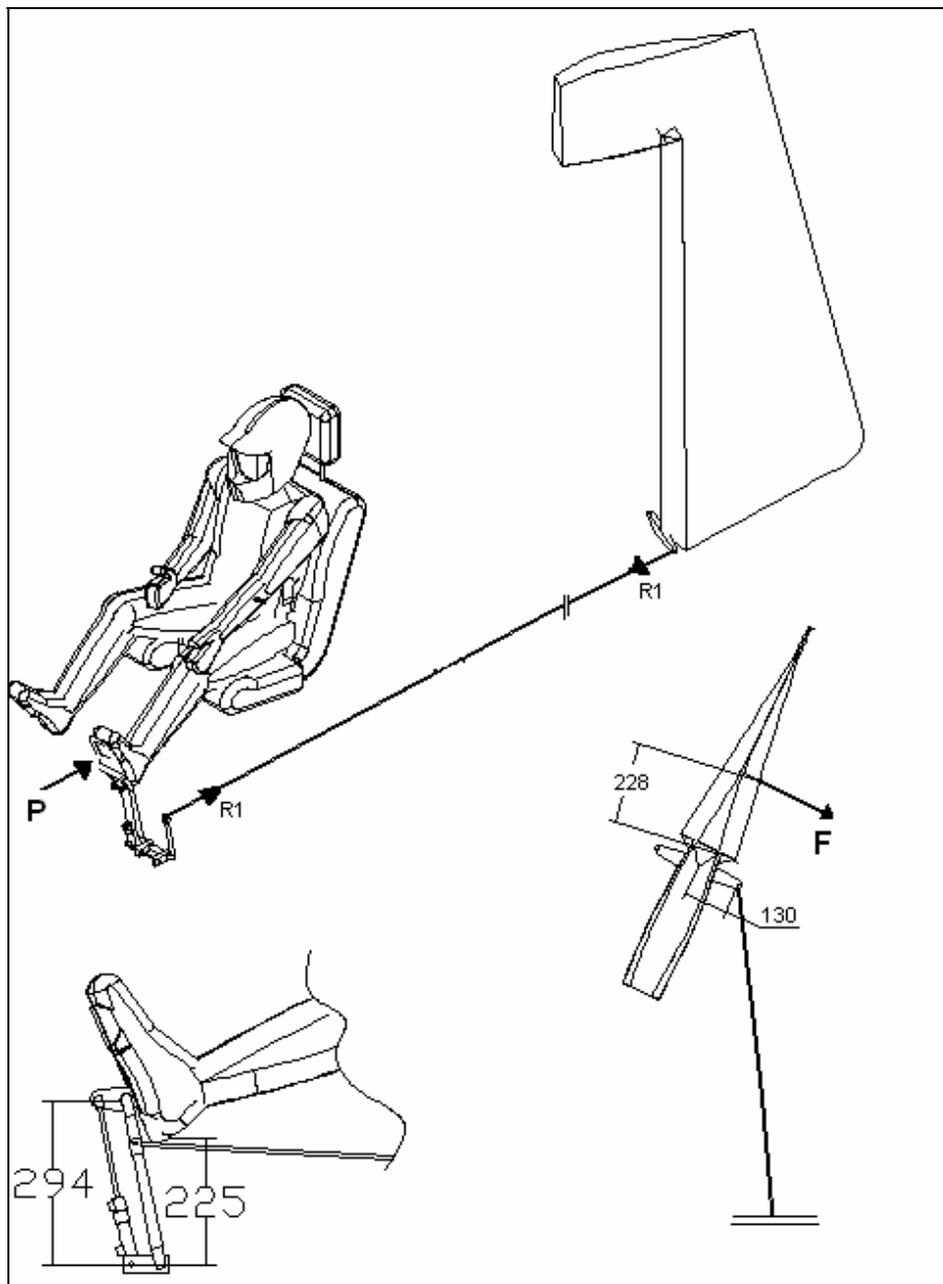


Figura 19-28- Sistema de comando do leme de direção



Por simples equilíbrio de momentos tem-se que:

$$\sum M = 0 \Rightarrow 59,256 \cdot 0.228 = R_1 \cdot 0.130 \Rightarrow R_1 = 103,926 \text{kgf}$$

$$\sum M = 0 \Rightarrow 103,926 \cdot 0.225 = P \cdot 0.294 \Rightarrow F = 79,535 \text{kgf}$$

Para equilibrar a carga aerodinâmica limite na empenagem vertical o piloto deverá exercer uma força nos pedais igual a 79,535 kgf. Assim, será calculando as cargas neste sistema de comando a partir de uma carga de 90.7 kgf no pedal já que o valor é inferior ao estipulado pelo parágrafo FAR-PART23 397. Ele determina que tal sistema deve ser dimensionado com cargas de valor máximo igual a 200 lb (90.7 kgf).

### 19.7.3. Cargas no sistema de rolamento

A carga no aileron foi calculada foi:

$$P = 472,78 \text{kgf}$$

Em atendimento ao requisito FAR-PART 23.395 (a), a carga limite para dimensionamento deste sistema deve ser 125% da carga calculada.

$$P = 590,975 \text{kgf}$$

A Figura 19-29 apresenta o perfil para distribuição de carga sobre o aileron apresentado pelo requisito JAR-VLA , bem como baricentro desta distribuição onde se pode concentrar a resultante das forças.

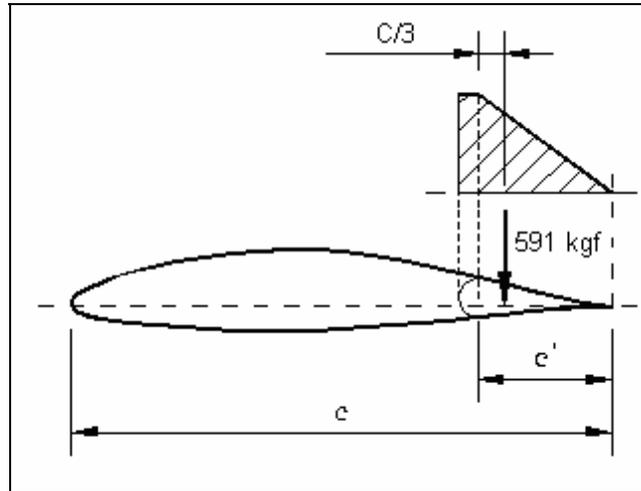


Figura 19-29 - Distribuição de carga no aileron

Sendo a corda média do aileron do presente aproximadamente igual a 0.45m, o ponto de aplicação da resultante aerodinâmica estará a aproximadamente 0.15m da linha de articulação do aileron.

A Figura 19-30 apresenta um esquema do sistema de comando de rolamento da presente aeronave, de forma a se estabelecer as cargas sobre cada componente deste mecanismo.

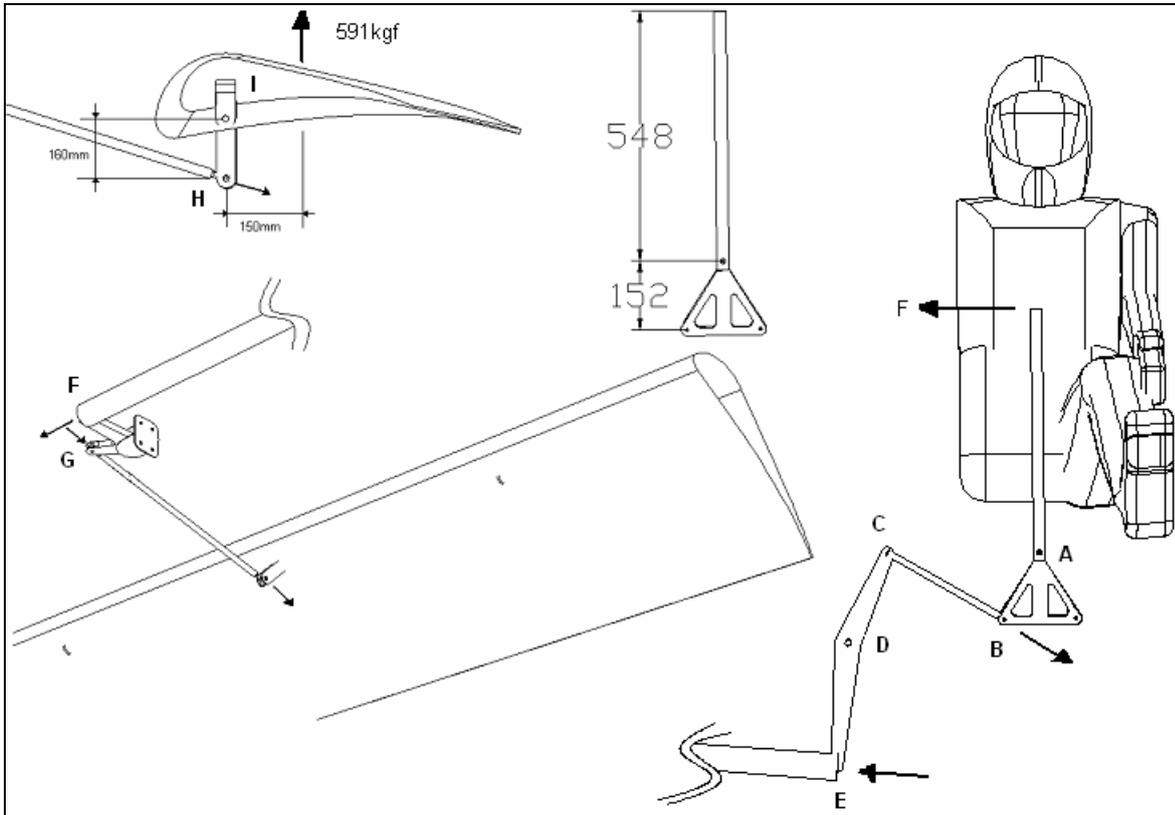


Figura 19-30 - Sistema de comando de rolamento

Por simples equilíbrio de momentos tem-se:

$$\sum M_I = 0 \Rightarrow 591 \cdot 0.150 = N_I \cdot 0.16 \Rightarrow N_H = 554 \text{ kgf}$$

Como o ângulo no guinhol que liga os pontos F e G possui um ângulo de  $12^\circ$ , o valor da carga transmitida nessa região será o seguinte:

$$\sum M_{FG} = 0 \Rightarrow (554 \cdot \cos(35)) \cdot 0,1 = F_y \cdot 0.16 \Rightarrow N_F = 283,63 \text{ kgf}$$

$$\therefore N_F = N_E = N_C = N_B = 283,63 \text{ kgf}$$

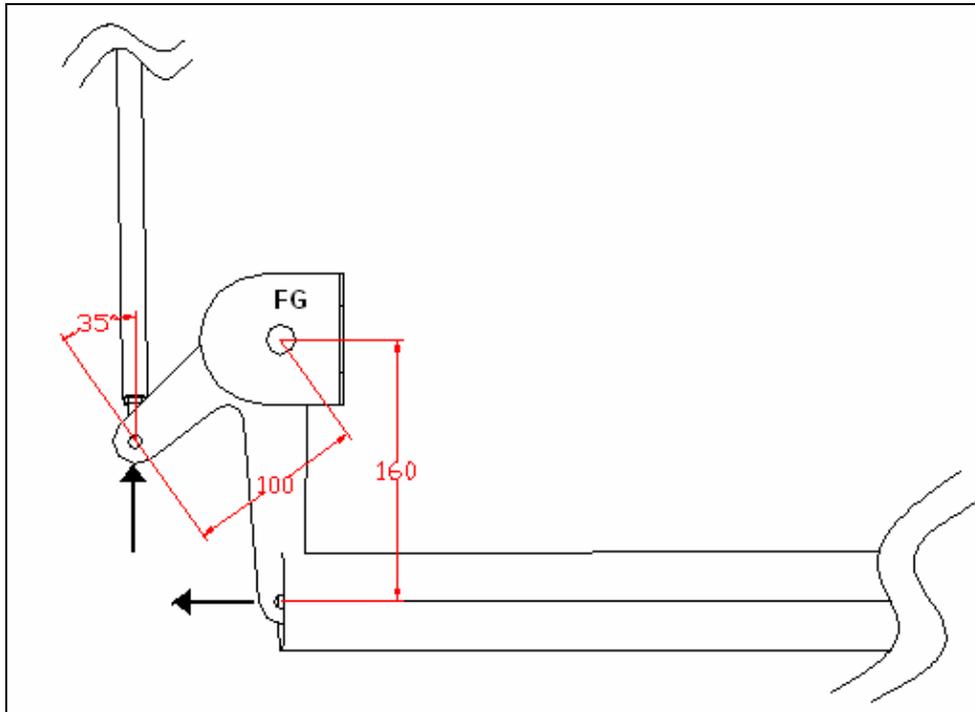


Figura 19-31 – Detalhe do comando do aileron

$$\sum M_A = 0 \Rightarrow 283,63 \cdot 0,152 = F \cdot 0,548 \Rightarrow F = 78,67 \text{ kgf}$$

Para equilibrar a carga aerodinâmica limite nos ailerons o piloto deverá exercer uma força no manche igual a 94 kgf. Entretanto o parágrafo JAR-VLA 397 (b) determina que tal sistema deve ser dimensionado para uma carga aplicada pelo piloto igual a 30.6 kgf (30 daN). Para satisfazer tal imposição, sem se super dimensionar todo o sistema, prever-se-á a implementação de batentes laterais nos manche da presente aeronave, fazendo com que seja necessário o reforço apenas deste componente para se satisfazer a imposição deste requisito.



### 19.7.4. Cargas no sistema de flape

As cargas no flape devem ser determinadas de acordo com o parágrafo JAR-VLA 457. Entretanto, semelhantemente aos caso dos ailerons, tal carregamento pode ser determinada através de um procedimento semi – empírico apresentado no apêndice A dos requisitos JAR-VLA.

Da figura A5 do apêndice A dos requisitos JAR-VLA tem-se que:

$$P_{\text{flape}} = 825 \text{ kgf}$$

Assim a carga em cada flape será, levando em consideração a imposição do parágrafo JAR-VLA 395 (a) (carga de dimensionamento dos sistemas de comando deve ser igual a 125% da carga aerodinâmica limite) será:

$$P_{\text{flape}} = 1031,25 \text{ kgf}$$

A figura 26 apresenta o perfil para distribuição de carga sobre o flape apresentado pelo requisito JAR-VLA , bem como baricentro desta distribuição onde se pode concentrar a resultante das forças.

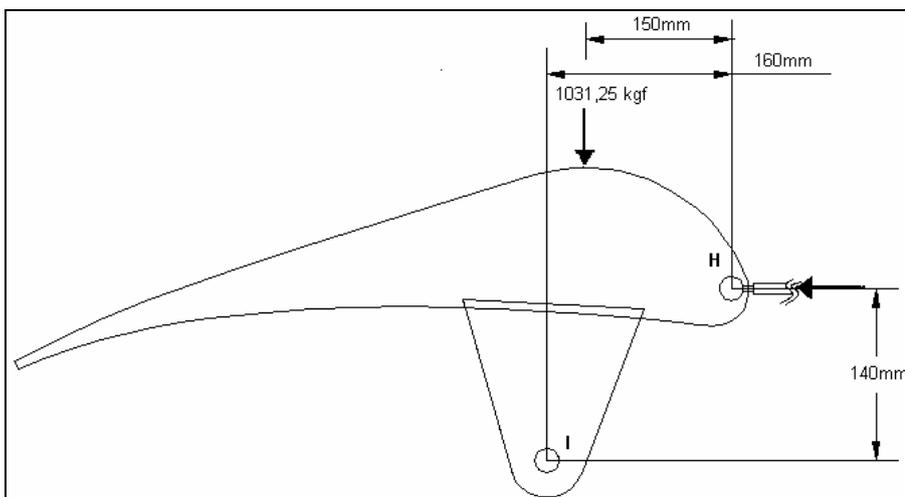


Figura 19-32- Carga no flape



Sendo a corda média do flape do presente aproximadamente igual a 0.45 m, o ponto de aplicação da resultante aerodinâmica estará a aproximadamente 0.15 m da linha de articulação do flape. Por simples equilíbrio de momentos tem-se:

$$\sum M_I = 0 \Rightarrow 1031,25 \cdot 0,01 = N_H \cdot 0,14 \Rightarrow N_H = 73,66 \text{ kgf}$$

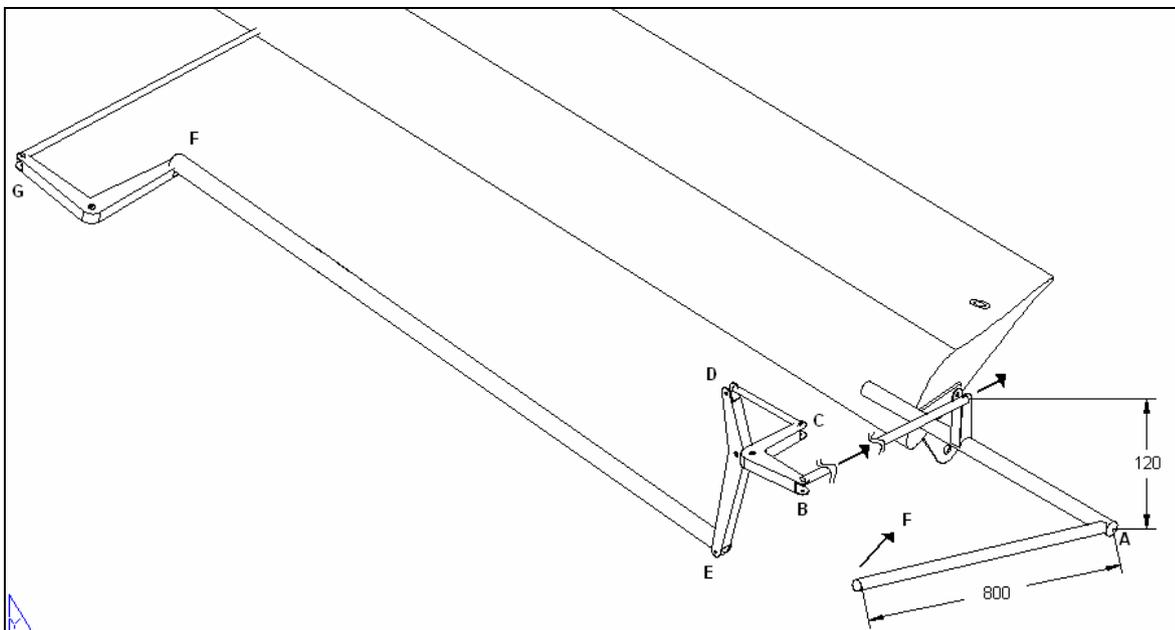


Figura 19-33 - Sistema de comando do flape

A Figura 19-33 apresenta um esquema do sistema de comando do flape da presente aeronave, de forma a se estabelecer as cargas sobre cada componente deste mecanismo. Sabe-se que:

$$\therefore N_H = N_G = N_F = N_E = N_D = N_C = N_B = 73,66 \text{ kgf}$$

Por simples equilíbrio de momentos tem-se:

$$\sum M_A = 0 \Rightarrow 73,66 \cdot 0,12 = F \cdot 0,8 \Rightarrow F = 11 \text{ kgf}$$



## 20. Dimensionamento Estrutural

Nesta etapa será realizado o dimensionamento estrutural, das principais partes da aeronave Urutau. Serão abordadas as principais etapas do dimensionamento das asas da fuselagem, da empenagem horizontal. Esse dimensionamento será realizado conforme a teoria de cálculos apresentados para a aeronave Vésper (projetada pelo Prf. Cláudio Baros), que da mesma forma também é confeccionada em material composto (Fibra de Vidro).

### 20.1. Dimensionamento das Asa

O dimensionamento das asas será realizado em duas etapas, sendo o dimensionamento da longarina e o dimensionamento do revestimento da mesma, a longarina será dividida em duas partes, mesas e almas. As Figura 20-1 e Figura 20-2, apresenta a distribuição de esforços suportados pelas longarinas das asa, como definido no cálculos de carga da aeronave.

Observa-se pelas figuras que tanto no caso de esforços cortantes como de esforços fletores a condição de carregamento assimétrico sempre e mais crítica, porta essa condição deve ser utilizada para o dimensionamento das partes da aeronave.

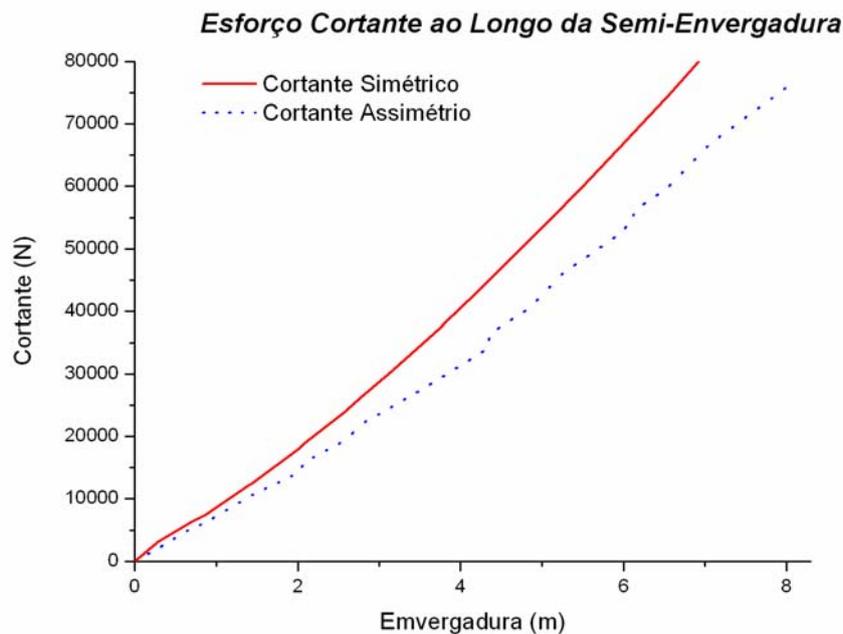


Figura 20-1 – Esforço Cortante na Longarina

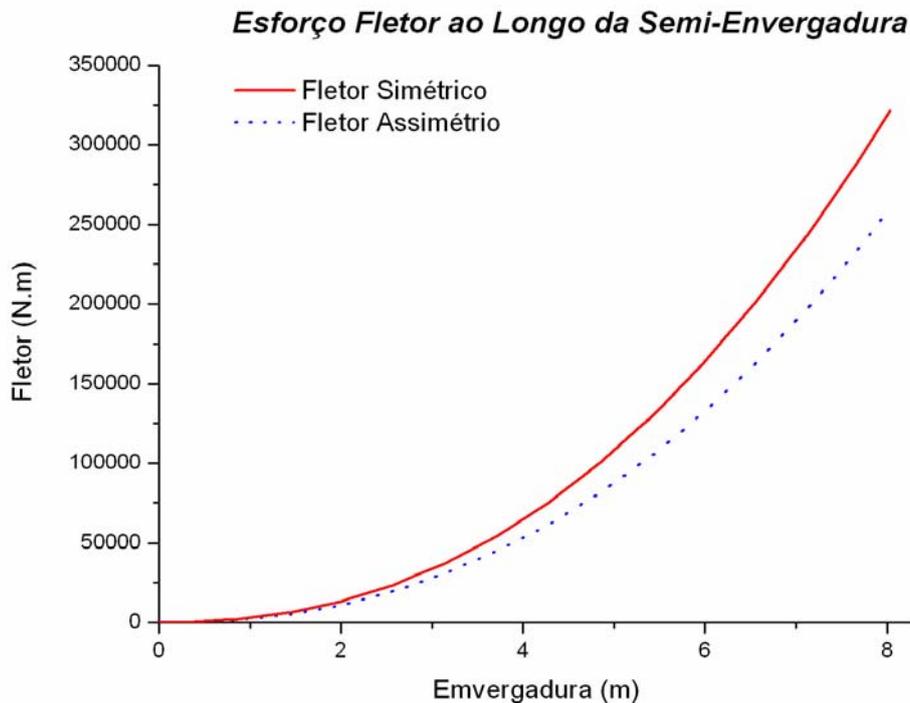


Figura 20-2 – Esforço Fletor na Longarina

### 20.1.1. Longarina

Como descrito anteriormente a longarina para ser dimensionada se divide em duas partes, alma e mesas, a alma é responsável por resistir aos esforços cortantes da longarina, e as mesas por sua vez são responsáveis por resistir aos esforços fletores.

#### 20.1.1.1. Dimensionamento das Mesas

As mesas da longarina serão calculadas por dois métodos distintos à saber:

1º Pela Resistência

2º Pela Rigidez (Verificação)

Pelo fato de as cargas suportadas pela aeronave serem muito altas, optou-se pela fixação por pinos tanto a longarina dianteira bem como a longarina traseira, de forma que as duas possam resistir tanto a esforços fletores como esforços cortantes.



### 20.1.1.2. Cálculo das Mesas por Resistência

De acordo com a resistência de materiais tem-se que para uma viga qualquer a tensão máxima sendo suportada por cada elemento desta pode ser dada por:

$$\sigma = \frac{M_t y}{I}$$

Onde:

$M_t$  = Momento máximo na seção correspondente

$y$  = Distância do ponto a linha neutra da seção

$I$  = Momento de Inércia da Seção

A longarina utilizada no projeto, em forma de I, onde suas dimensões podem ser dadas de acordo com a Figura 20-3. **Erro! A origem da referência não foi encontrada.**

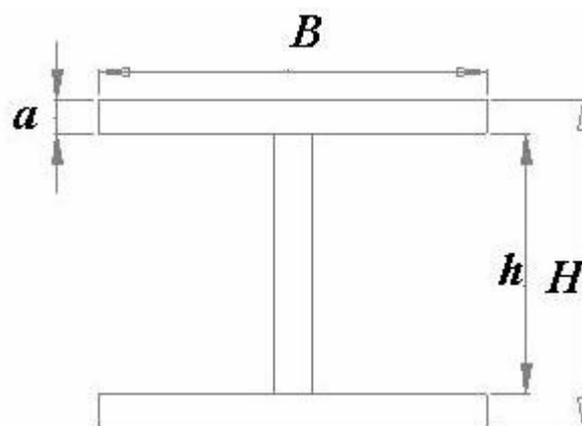


Figura 20-3 – Perfil da Longarina Utilizada

No dimensionamento da aeronave Vesper, adotou-se uma relação constante entre as dimensões “a” e “B”, no caso da seguinte forma:

$$\frac{B}{a} = 8$$

Essa relação nunca pode ser maior que 8 para evitar a flambagem do material



Para a aeronave Urutau também se adotará essa relação como constante, porém tendo em vista as maiores cargas suportadas por essa longarina para que a dimensão encontrada da mesa “B” não fosse tão grande, a seguinte relação será adotada.

$$\frac{B}{a} = 6$$

Deve-se então calcular o momento de inércia para esse tipo de perfil, que pode ser dado por:

$$I = \frac{1}{12} . b . h^3$$

Considera-se somente as mesas resistindo aos esforços fletores (compressão e tração nestas), portanto tem-se:

$$I = \frac{1}{12} . B . (H^3 - h^3)$$

$$h = H - 2a = H - \frac{B}{3}$$

$$I = \frac{M_t . y}{\sigma_{adm}}$$

$$\frac{B}{12} \left( H^3 - \left( H - \frac{B}{3} \right)^3 \right) = \frac{M_t . H/2}{\sigma_{adm}}$$

De acordo com o CS-VLA para o valor de tensão máxima admissível pode-se adotar um valor de até 25 kgf/mm<sup>2</sup>, porém por questões de segurança e como a qualidade na fabricação da peça não pode ser sempre garantida o valor adotado será de 15 kgf/mm<sup>2</sup>. Será considerado ainda um fator de qualidade do material de 1,15 tem-se portanto.

$$\sigma_r = (F_s) . (F_Q) . \sigma_{adm}$$


---



onde:

$F_q$  = Fator de qualidade do material = 1,15

$\sigma_r$  = Tensão de ruptura do material = 43,9 kgf/mm<sup>2</sup>

$\sigma_{adm}$  = Tensão admissível = 15 kgf/mm<sup>2</sup>

$F_s$  = Fator de Segurança

$$F_s = 2,54$$

Observa-se então que o fator de segurança admitido na asa ainda é de 2,54 bem acima do mínimo exigido que é de 1,5.

O valor de “H” já é conhecido ao longo de toda a longarina, (função da espessura máxima do perfil) pode-se então calcular a largura da mesa necessária para resistir ao momento em cada seção da mesma.

Para o cálculo da largura da mesa, foram utilizadas as mesmas estações dos cálculos de cargas na asa onde já se conhecia o momento aplicado a aquela seção. Como em cada estação havia variação, tanto no momento fletor como na altura da mesa, utilizou-se um programa para resolver a equação.

Para a divisão das cargas entre as duas longarinas segundo (L’Aliante), deve-se colocar os esforços atuantes na asa a 33% da corda. A longarinas da aeronave se encontram a 27 e 62% da corda respectivamente, portanto conclui-se que:

83% das cargas serão suportadas pela longarina principal

17% das cargas serão suportadas pela longarina traseira

A Tabela 20-1 apresenta a distribuição de momentos fletores entre as duas longarinas da asa.

---



Tabela 20-1 – Distribuição de Momento resistido pelas longarinas

Estação	X(m)	Mt (Fletor Total) (N.m)	M1 (Long Diant) (N.m)	M2 (Long Tras) (N.m)
0	0	0	0	0
1	0,285	0	0	0
2	0,855	1817,877	1508,838	309,0391
3	1,425	6080,756	5047,028	1033,729
4	1,995	13176,9	10936,83	2240,074
5	2,565	23410,31	19430,55	3979,752
6	3,135	37038,46	30741,92	6296,538
7	3,705	54287,84	45058,91	9228,933
8	4,275	75361,76	62550,26	12811,5
9	4,845	100444,8	83369,22	17075,62
10	5,415	129705,8	107655,8	22049,99
11	5,985	163289,3	135530,1	27759,18
12	6,555	201321,4	167096,8	34224,64
13	7,125	243916,3	202450,5	41465,76
14	7,695	291176,2	241676,3	49499,96
15	8,03	321747,2	267050,2	54697,02

Tem-se então as dimensões necessárias para resistir aos esforços na longarina dianteira, lembrando que a altura da mesa equivale a 1/6 da largura da mesma. Tabela 20-2 apresenta essas dimensões da longarina.



Tabela 20-2 – Dimensões das Mesas da Longarina Dianteira

Estação	X(m)	Fletor (N.m)	H(m)	B(m)	a(m)
0	0	0	0,16	0	0
1	0,285	0	0,168	0	0
2	0,855	1508,838011	0,185	0,0143	0,002383
3	1,425	5047,027544	0,201	0,0253	0,004217
4	1,995	10936,82987	0,217	0,0361	0,006017
5	2,565	19430,55399	0,231	0,0469	0,007817
6	3,135	30741,92113	0,243	0,0579	0,00965
7	3,705	45058,90648	0,253	0,0691	0,011517
8	4,275	62550,25754	0,263	0,0803	0,013383
9	4,845	83369,22145	0,271	0,0919	0,015317
10	5,415	107655,8323	0,279	0,1035	0,01725
11	5,985	135530,1218	0,285	0,1156	0,019267
12	6,555	167096,7839	0,292	0,1275	0,02125
13	7,125	202450,4894	0,298	0,1397	0,023283
14	7,695	241676,2787	0,303	0,1522	0,025367
15	8,03	267050,154	0,305	0,1601	0,026683

Da mesma forma, pode-se determinar as dimensões das mesas da longarina traseira. A Tabela 20-3 apresenta as dimensões necessárias para a fabricação da longarina traseira.



Tabela 20-3 – Dimensões das Mesas da Longarina Traseira

Estação	X(m)	Momento (N.m)	H(m)	B(m)	a(m)
0	0	0	0,139	0	0
1	0,285	0	0,157	0	0
2	0,855	309,039111	0,185	0,0064	0,001066667
3	1,425	1033,72853	0,174	0,0112	0,001866667
4	1,995	2240,07359	0,191	0,0172	0,002866667
5	2,565	3979,75202	0,206	0,0221	0,003683333
6	3,135	6296,53806	0,219	0,0271	0,004516667
7	3,705	9228,93265	0,23	0,0321	0,00535
8	4,275	12811,4985	0,238	0,0373	0,006216667
9	4,845	17075,6237	0,244	0,0426	0,0071
10	5,415	22049,9898	0,248	0,0482	0,008033333
11	5,985	27759,1816	0,251	0,0539	0,008983333
12	6,555	34224,6425	0,253	0,0599	0,009983333
13	7,125	41465,7629	0,253	0,0662	0,011033333
14	7,695	49499,9607	0,253	0,0726	0,0121
15	8,03	54697,0195	0,253	0,0766	0,012766667



### 20.1.2. Verificação da flexa máxima

Neste ponto será verificado qual a flexa máxima suportada por cada uma das longarinas na aeronave.

Para uma viga de igual resistência com carga distribuída ao longo da mesma a sua flexa corresponde aproximadamente a flexa de uma viga de seção constante quando solicitada por um único momento aplicado a sua extremidade.

A flexa máxima da viga pode ser dada portanto por:

$$f_m = \frac{\sigma L^2}{EH}$$

Para a viga de vidro tem-se:

$$E = 350000 \text{ kg/cm}^2 \text{ (Vésper)}$$

Como a altura da viga (longarina) é variável, a flexa será então verificada para duas condições, com a altura máxima e mínima da mesa, mas sempre com o máximo valor de momento aplicado na viga. Tem-se portanto:

Para a longarina dianteira:

$$H = 16 \text{ cm} \rightarrow f = 2,88 \text{ m}$$

$$H = 30 \text{ cm} \rightarrow f = 1,51 \text{ m}$$

Para a longarina traseira>

$$H = 14 \text{ cm} \rightarrow f = 3,31 \text{ m}$$

$$H = 25 \text{ cm} \rightarrow f = 1,8 \text{ m}$$

---



### 20.1.2.1. Cálculo no número de “feixes de Roving” por mesa

Conhecendo-se então as dimensões necessária para as mesas da longarina, pôde-se calcular o número de feixes de Roving necessários para sua construção.

Para isso será considerado que apenas os fios de roving resistem aos esforços (a resistência da resina será desprezada) conhecendo-se a área de um fio de roving e a área da mesa pode-se então calcular o número de fios necessários para cada seção da seguinte forma:

$$z = \frac{F}{F^* \left[ 1 + \left( \frac{1 - \Psi}{\Psi} \right) \cdot \frac{\gamma_v}{\gamma_r} \right]}$$

$z$  = nº de feixes de roving por mesa

$F$  = seção reta da peça , após laminação

$F^*$  = seção reta de um fio de roving após laminação

$\Psi$  = teor de vidro (em peso)

$\gamma_v$  = peso específico de vidro

$\gamma_r$  = peso específico da resina

Para a confecção da mesa considerou-se a na fabricação sera adotado uma laminação com 60% de teor de vidro, e os materiais com as seguintes características:

Peso específico do vidro = 2,5 / cm<sup>3</sup>

Peso específico da resina = 1,2 /cm<sup>3</sup>

O Roving utilizado na fabricação deve ser o **Advantex Type 30 – 111A – 8800**, distribuido pela OwensCorning, este apresenta as seguintes características:

Diametro do fio = 33 µm

Nº de fios por cabo = 4000 (dados [www.owenscorning.com.br](http://www.owenscorning.com.br))



A Tabela 20-4 apresenta o número de feixes de Roving por mesa da longarina dianteira, e a Tabela 20-5 apresenta esse número de fios para as mesas da longarina traseira.

Observa-se que nas últimas seções (ponta da asa), não é necessário nenhum fio de roving para suportar os esforços, isto se deve ao fato de estas seções não suportarem nenhum esforço (o esforço fletor na ponta da asa tende a zero) porém, é fisicamente impossível construir uma seção sem nenhum fio de roving, o número mínimo de fios de roving adotado na fabricação deverá ser de 7 (fios) tanto para a longarina dianteira como para a longarina traseira.



Tabela 20-4 – Número de feixes de Roving necessary para a fabricação das mesas (Longarina Dianteira)

Estação	X(m)	B (m)	a (m)	F (m <sup>2</sup> )	fm
0	0	0	0	0	0
1	0,285	0	0	0	0
2	0,855	0,0143	0,002383	3,40817E-05	7
3	1,425	0,0253	0,004217	0,000106682	22
4	1,995	0,0361	0,006017	0,000217202	46
5	2,565	0,0469	0,007817	0,000366602	77
6	3,135	0,0579	0,00965	0,000558735	118
7	3,705	0,0691	0,011517	0,000795802	167
8	4,275	0,0803	0,013383	0,001074682	226
9	4,845	0,0919	0,015317	0,001407602	296
10	5,415	0,1035	0,01725	0,001785375	376
11	5,985	0,1156	0,019267	0,002227227	469
12	6,555	0,1275	0,02125	0,002709375	570
13	7,125	0,1397	0,023283	0,003252682	685
14	7,695	0,1522	0,025367	0,003860807	813
15	8,03	0,1601	0,026683	0,004272002	899

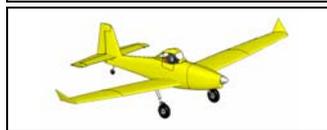


Tabela 20-5– Número de feixes de Roving necessaryes para a fabricação das mesas (Longarina Traseira)

Estação	X(m)	B (m)	a (m)	F (m <sup>2</sup> )	fm
0	0	0	0	0	0
1	0,285	0	0	0	0
2	0,855	0,0064	0,001067	6,83E-06	1
3	1,425	0,0112	0,001867	2,09E-05	4
4	1,995	0,0172	0,002867	4,93E-05	10
5	2,565	0,0221	0,003683	8,14E-05	17
6	3,135	0,0271	0,004517	0,000122	26
7	3,705	0,0321	0,00535	0,000172	36
8	4,275	0,0373	0,006217	0,000232	49
9	4,845	0,0426	0,0071	0,000302	64
10	5,415	0,0482	0,008033	0,000387	81
11	5,985	0,0539	0,008983	0,000484	102
12	6,555	0,0599	0,009983	0,000598	126
13	7,125	0,0662	0,011033	0,00073	154
14	7,695	0,0726	0,0121	0,000878	185
15	8,03	0,0766	0,012767	0,000978	206



### 20.1.2.2. Dimensionamento da Alma

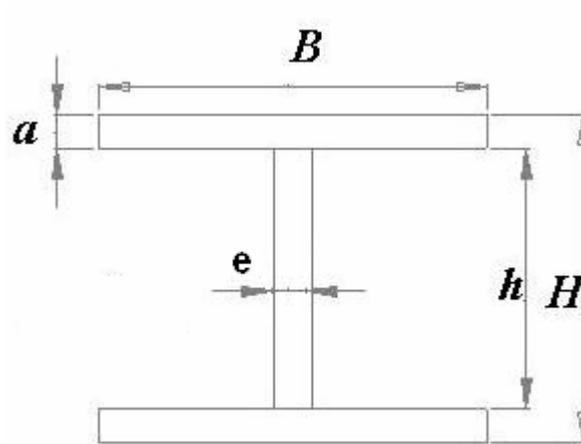


Figura 20-4 – Perfil da Longarina

A alma da longarina é responsável por resistir aos esforços cortantes atuantes na asa, essa portanto deverá ter uma área suficiente para resistir a tais esforços.

A alma será fabricada na forma de sanduíche com uma camada de espuma, laminada entre duas camadas de fibra de vidro. A alma será dimensionada considerando-se que apenas a parte de fibra de vidro resiste aos esforços, desconsiderando-se a espessura da camada de espuma.

A distribuição dos esforços cortantes entre as longarinas da mesma forma que os momentos fletores ocorrem da seguinte forma:



Tabela 20-6 – Distribuição de Esforços Cortante entre as Longarinas

Estação	X(m)	Cortante Total (N)	C1 (Long Diant.) (N)	C2 (Long Trás) (N)
0	0	0	0	0
1	0,285	3189,25811	2647,084	542,173878
2	0,855	7478,73501	6207,35	1271,38495
3	1,425	12449,3814	10332,99	2116,39483
4	1,995	17953,3378	14901,27	3052,06743
5	2,565	23909,0407	19844,5	4064,53691
6	3,135	30262,0701	25117,52	5144,55191
7	3,705	36971,7841	30686,58	6285,2033
8	4,275	44005,4194	36524,5	7480,9213
9	4,845	51335,0473	42608,09	8726,95804
10	5,415	58918,3883	48902,26	10016,126
11	5,985	66723,0229	55380,11	11342,9139
12	6,555	74727,7647	62024,04	12703,72
13	7,125	82912,258	68817,17	14095,0839
14	7,695	91256,5197	75742,91	15513,6083
15	8,03	96160,6033	79813,3	16347,3026

Pela resistência dos materiais tem-se que:

$$e = \frac{Q}{\sigma \cdot (H - a)}$$



Onde:

e = Espessura da Alma

Q = Esforço Cortante na Região

H = Altura da Alma

a = Altura da Mesa

$\sigma$  = Tensão Máxima Admitida pela Seção

Para a vibra de vidro tem-se:

$$\sigma_{adm} = 3,0 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

Pode-se então determinas a espessura “e” mínima da alma de forma que esta não atinja a tensão de 3,0 kgf/mm<sup>2</sup>.

As Tabela 20-7 e Tabela 20-8, apresentam a espessura necessária da alma para resistir aos esforços cortantes sendo que a primeira apresenta as dimensões da longarina dianteira e a segunda as dimensões da longarina traseira.

---



Tabela 20-7 – Espessura da Alma para a longarina dianteira

Estação	X(m)	Cortante (N)	H(m)	a(m)	e(m)
0	0	0	0,16	0	0
1	0,285	2647,08423	0,168	0	0,000535
2	0,855	6207,35006	0,185	0,002383333	0,001155
3	1,425	10332,9865	0,201	0,004216667	0,001784
4	1,995	14901,2704	0,217	0,006016667	0,0024
5	2,565	19844,5037	0,231	0,007816667	0,003021
6	3,135	25117,5182	0,243	0,00965	0,003657
7	3,705	30686,5808	0,253	0,011516667	0,004318
8	4,275	36524,4981	0,263	0,013383333	0,004972
9	4,845	42608,0893	0,271	0,015316667	0,005662
10	5,415	48902,2623	0,279	0,01725	0,006348
11	5,985	55380,109	0,285	0,019266667	0,007081
12	6,555	62024,0447	0,292	0,02125	0,007784
13	7,125	68817,1741	0,298	0,023283333	0,008512
14	7,695	75742,9113	0,303	0,025366667	0,00927
15	8,03	79813,3007	0,305	0,026683333	0,009744



Tabela 20-8 - Espessura da Alma para a longarina traseira

Estação	X(m)	Cortante (N)	H (m)	a (m)	e(m)
0	0	0	0,139	0	0
1	0,285	542,1738785	0,157	0	0,000117
2	0,855	1271,384952	0,185	0,001067	0,000235
3	1,425	2116,394834	0,174	0,001867	0,000418
4	1,995	3052,067428	0,191	0,002867	0,000551
5	2,565	4064,536912	0,206	0,003683	0,000683
6	3,135	5144,551912	0,219	0,004517	0,000815
7	3,705	6285,203298	0,23	0,00535	0,000951
8	4,275	7480,921295	0,238	0,006217	0,001097
9	4,845	8726,958043	0,244	0,0071	0,001252
10	5,415	10016,126	0,248	0,008033	0,001418
11	5,985	11342,91389	0,251	0,008983	0,001593
12	6,555	12703,71999	0,253	0,009983	0,001776
13	7,125	14095,08386	0,253	0,011033	0,001979
14	7,695	15513,60834	0,253	0,0121	0,002188
15	8,03	16347,30256	0,253	0,012767	0,002312



### 20.1.2.3. Determinação do número de camadas de laminado

O número de camadas de laminado pode ser determinado, sabendo-se a espessura de cada camada de laminado, já que se conhece a espessura total da alma. O tecido utilizado na laminação da alma deveser o seguinte:

**T366B, distribuído pela OwensCorning, com uma gramatura de 350 g/m<sup>2</sup>**

O número de camadas de tecido de cada lado da alma, e dado por:

$$N = \frac{e}{2.t}$$

Onde “t” representa a espessura de uma camada de tecido após a laminação.

Considerando-se a laminação com 60% de tecido e 40% de resina, pode-se então calcular a espessura de cada laminado da seguinte forma:

Inicialmente define-se a densidade do conjunto:

$$\gamma = \frac{1}{\frac{\%vidro}{\gamma_v} + \frac{\%resi.}{\gamma_r}}$$

$\gamma$  = densidade do laminado

$\gamma_v$  = densidade do vidro (2,55 g/cm<sup>3</sup>)

$\gamma_r$  = densidade da resina (1,15 g/cm<sup>3</sup>)

Para o presente caso tem-se 60% de vidro e 40% de resina, portantoo

$$\gamma = 1,71 \frac{g}{cm^3}$$

A espessura de uma camada de laminado pode então ser dada por:

$$t = \frac{P}{A.\gamma}$$

Onde:

---



$P$  = peso do laminado

$A$  = área do laminado

$\gamma$  = densidade do laminado

Considerando-se  $P_1$  = peso do tecido, e sendo 60% a sua participação no laminado tem-se:

$$P = \frac{P_1}{0,60}$$

Para uma área de referência de  $1 \text{ cm}^2$

$$t = \frac{P_1}{1,03}$$

Para o tecido escolhido (T366P) de  $350 \text{ g/cm}^2$

$$t = \frac{0,035}{1,03}$$

$$t = 0,03398 \text{ cm}$$

Conhecendo-se o espessura necessária da alma, considerando que as camadas serão laminadas simetricamente dos dois lados da espuma, pode-se então calcular o número de camadas de laminado na alma da longarina

$$N = \frac{e}{2.t}$$

As Tabela 20-9 e Tabela 20-10, apresentam o número de camadas de laminado a serem utilizadas na fabricação das longarinas da aeronave.

Observa-se na tabela o número de camadas necessárias (calculada) e o número de camadas utilizadas na fabricação que corresponde ao maior número de camadas inteiro após o valor encontrado.

---



Cabe porém ressaltar que o número mínimo de camada utilizadas deve ser de 2 camadas. É importante observar também que as camadas de laminado deverão estar dispostas em ângulos de 45 e 135° sucessivamente.

Tabela 20-9 – Número de camadas de laminado na longarina dianteira

Estação	X(m)	e(m)	N	N (utilizado)	e (laminado) (m)
0	0	0	0	2	0,00068
1	0,285	0,000535	0,787335	2	0,00068
2	0,855	0,001155	1,698504	2	0,00136
3	1,425	0,001784	2,623846	3	0,00204
4	1,995	0,0024	3,529198	4	0,00272
5	2,565	0,003021	4,443031	5	0,0034
6	3,135	0,003657	5,378606	6	0,00408
7	3,705	0,004318	6,349831	7	0,00476
8	4,275	0,004972	7,311584	8	0,00544
9	4,845	0,005662	8,327036	9	0,00612
10	5,415	0,006348	9,335618	10	0,0068
11	5,985	0,007081	10,41378	11	0,00748
12	6,555	0,007784	11,44702	12	0,00816
13	7,125	0,008512	12,51736	13	0,00884
14	7,695	0,00927	13,63237	14	0,00952
15	8,03	0,009744	14,32969	15	0,0102



Tabela 20-10 – Número de camadas de laminado na longarina traseira

Estação	X(m)	e(m)	N	N (utilizado)	e (laminado) (m)
0	0	0	0	2	0,00068
1	0,285	0,000117	0,17256	2	0,00068
2	0,855	0,000235	0,345396	2	0,00068
3	1,425	0,000418	0,614374	2	0,00068
4	1,995	0,000551	0,810642	2	0,00068
5	2,565	0,000683	1,003876	2	0,00136
6	3,135	0,000815	1,198546	2	0,00136
7	3,705	0,000951	1,398021	2	0,00136
8	4,275	0,001097	1,612775	2	0,00136
9	4,845	0,001252	1,840766	2	0,00136
10	5,415	0,001418	2,08569	3	0,00204
11	5,985	0,001593	2,341964	3	0,00204
12	6,555	0,001776	2,612135	3	0,00204
13	7,125	0,001979	2,910804	3	0,00204
14	7,695	0,002188	3,217932	4	0,00272
15	8,03	0,002312	3,400272	4	0,00272



#### 20.1.2.4. Verificação da área de colagem em função dos esforços atuantes nas mesas

Deve-se então fazer uma verificação se a área de colagem para verificar se a área da mesa, é suficiente para se realizar a colagem da alma na mesa.

Essa verificação pode ser feita de duas formas, baseando-se nas forças atuantes nas mesas, e com base na relação entre a tensão admissível na alma, e a tensão admissível na cola.

Considerando-se uma força  $F$ , aplicada a um intervalo  $\Delta l$  (Figura 20-5), da mesa a área de colagem necessária para resistir a essa força pode ser dada por:

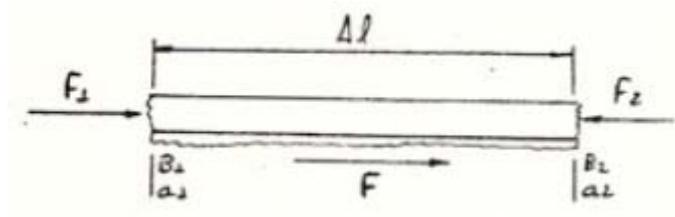


Figura 20-5 – Esforços na mesa da longarina

$$S_{colagem} = \frac{F}{\tau_{admcola}}$$

$S_{colagem}$  = área de colagem

$\tau_{admcola}$  = tensão admissível cisalhamento cola epóxi (0,5 kgf/mm<sup>2</sup>)

Tem-se que

$$S_{colagem} = L_{col} \cdot \Delta l$$

$L_{col}$  = largura de colagem

$\Delta l$  = comprimento de colagem



$$L_{colagem} = \frac{F}{\tau_{adm_{cola}} \cdot \Delta l}$$

Onde  $\Delta l$ , representa portanto a largura necessária da mesa para que possa ocorrer a colagem entre a alma e a mesa.

As Tabela 20-11 e Tabela 20-12, apresentam o comprimento necessário para promover a colagem entre a alma e a mesa das longarinas dianteiras e traseira respectivamente.



Tabela 20-11 – Comprimento necessário de colagem (Longarina dianteira)

Estação	X(m)	delta L	F (N)	L (m)
0	0			
		0,285	0	0
1	0,285			
		0,57	8359	0,00298962
2	0,855			
		0,57	17805	0,00636842
3	1,425			
		0,57	27105	0,00969474
4	1,995			
		0,57	36640	0,01310526
5	2,565			
		0,57	47121	0,0168538
6	3,135			
		0,57	58141	0,02079532
7	3,705			
		0,57	68395	0,02446316
8	4,275			
		0,57	81649	0,02920351
9	4,845			
		0,57	92649	0,03313801
10	5,415			
		0,57	108364	0,03875892
11	5,985			
		0,57	118247	0,04229371
12	6,555			
		0,57	133246	0,04765848
13	7,125			
		0,57	149143	0,0533443
14	7,695			
		0,335	100846	0,06137239
15	8,03			



Tabela 20-12 – Comprimento necessário de colagem (Longarina traseira)

Estação	X(m)	delta L	F (N)	L (m)
0	0			
		0,285	0	0
1	0,285			
		0,57	1674	0,000599
2	0,855			
		0,57	3453	0,001235
3	1,425			
		0,57	6965	0,002491
4	1,995			
		0,57	7871	0,002815
5	2,565			
		0,57	10055	0,003596
6	3,135			
		0,57	12099	0,004327
7	3,705			
		0,57	14751	0,005276
8	4,275			
		0,57	17309	0,006191
9	4,845			
		0,57	20784	0,007434
10	5,415			
		0,57	23788	0,008508
11	5,985			
		0,57	27909	0,009982
12	6,555			
		0,57	32472	0,011614
13	7,125			
		0,57	36310	0,012987
14	7,695			
		0,335	24394	0,014846
15	8,03			



### 20.1.2.5. Verificação da área de colagem baseando-se na relação $\tau_{adcol}/\tau_{adalm}$

Dos dados dos materiais utilizados tem-se que:

$$\tau_{adm\ alma} = 3,0\text{kgf} / \text{mm}^2$$

$$\tau_{adm\ cola} = 0,5\text{kgf} / \text{mm}^2$$

Desta forma:

$$\frac{\tau_{alma}}{\tau_{cola}} = 6$$

Portanto:

$$S_{cola} = 6 \cdot S_{alma}$$

$$L_{cola} = 6 \cdot L_{alma}$$

As Tabela 20-13 e Tabela 20-14, apresentam o comprimento necessário para colagem da alma e da mesa baseando –se no principio de comparação entre as tensões da mesa e da cola.

As Figura 20-6 e Figura 20-7, apresentam respectivamente a comparação entre as duas metodologias de cálculo para o comprimento de colagem, e o comprimento critico para a longarina dianteira, Já as Figura 20-8 e Figura 20-9, apresentam esses mesmo itens para a longarina traseira.



Tabela 20-13 – Comprimento de colagem (longarina dianteira)

Estação	X(m)	e(m)	L col (m)
0	0	0	0
1	0,285	0,000535	0,003212
2	0,855	0,001155	0,00693
3	1,425	0,001784	0,010705
4	1,995	0,0024	0,014399
5	2,565	0,003021	0,018128
6	3,135	0,003657	0,021945
7	3,705	0,004318	0,025907
8	4,275	0,004972	0,029831
9	4,845	0,005662	0,033974
10	5,415	0,006348	0,038089
11	5,985	0,007081	0,042488
12	6,555	0,007784	0,046704
13	7,125	0,008512	0,051071
14	7,695	0,00927	0,05562
15	8,03	0,009744	0,058465



Tabela 20-14- Comprimento de colagem (longarina dianteira)

Estação	X(m)	e(m)	L col (m)
0	0	0	0
1	0,285	0,000117	0,000704
2	0,855	0,000235	0,001409
3	1,425	0,000418	0,002507
4	1,995	0,000551	0,003307
5	2,565	0,000683	0,004096
6	3,135	0,000815	0,00489
7	3,705	0,000951	0,005704
8	4,275	0,001097	0,00658
9	4,845	0,001252	0,00751
10	5,415	0,001418	0,00851
11	5,985	0,001593	0,009555
12	6,555	0,001776	0,010658
13	7,125	0,001979	0,011876
14	7,695	0,002188	0,013129
15	8,03	0,002312	0,013873

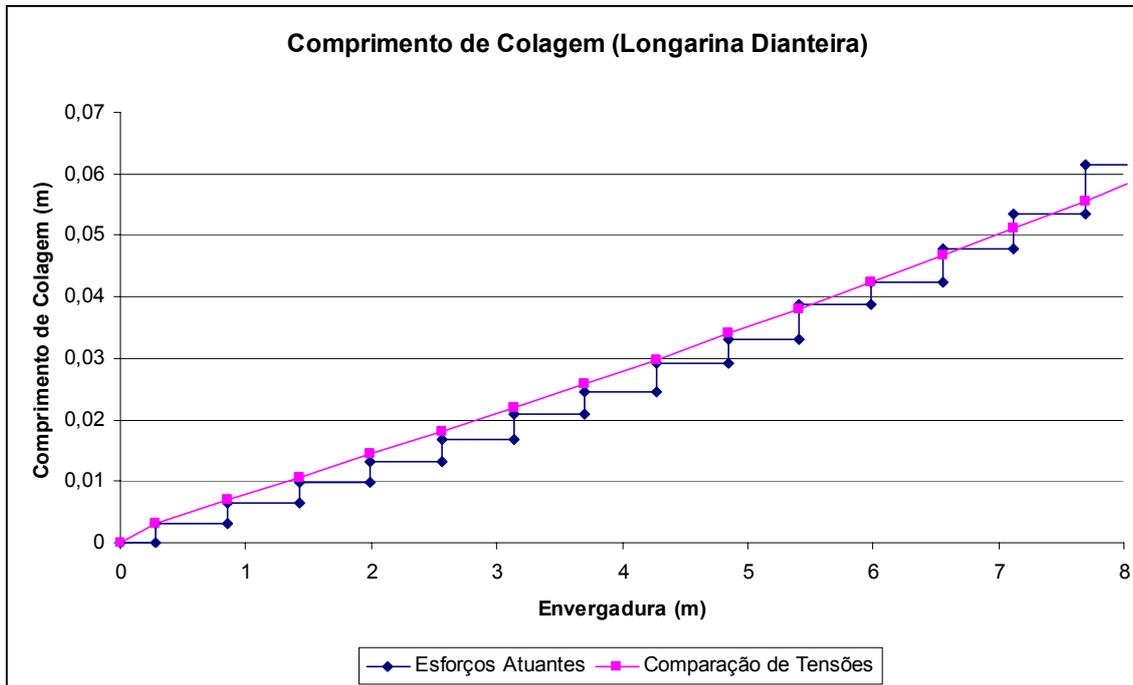


Figura 20-6 – Comparação do Comprimento de Colagem para as duas metodologias de cálculo (Longarina Dianteira)

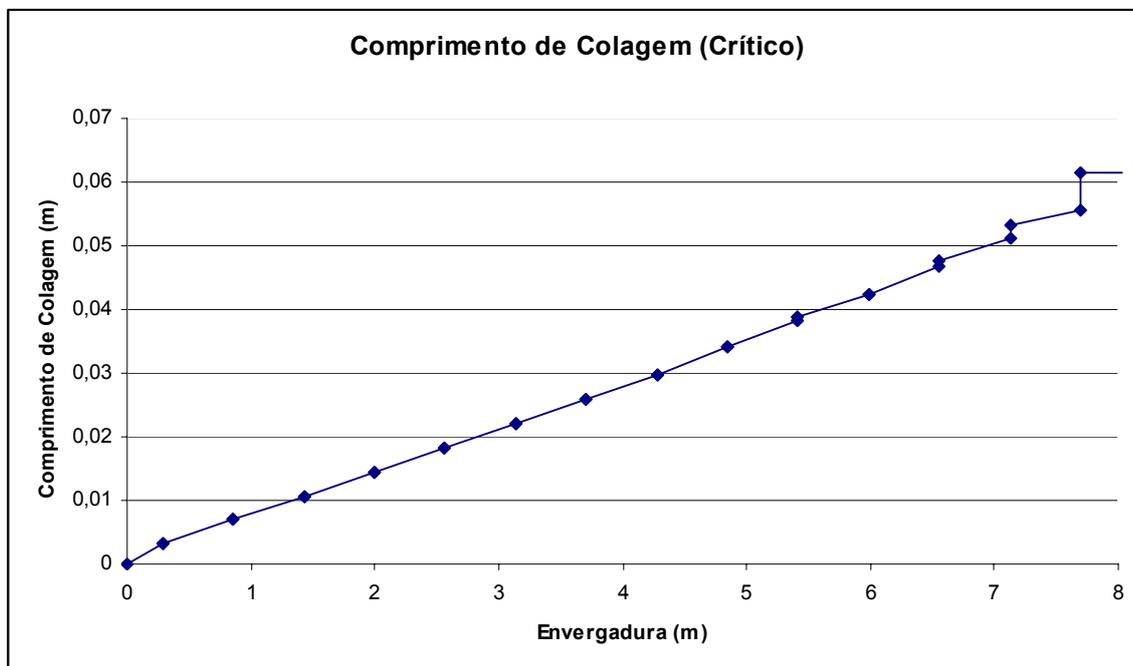


Figura 20-7 – Comprimento de Colagem Crítico (Longarina Dianteira)

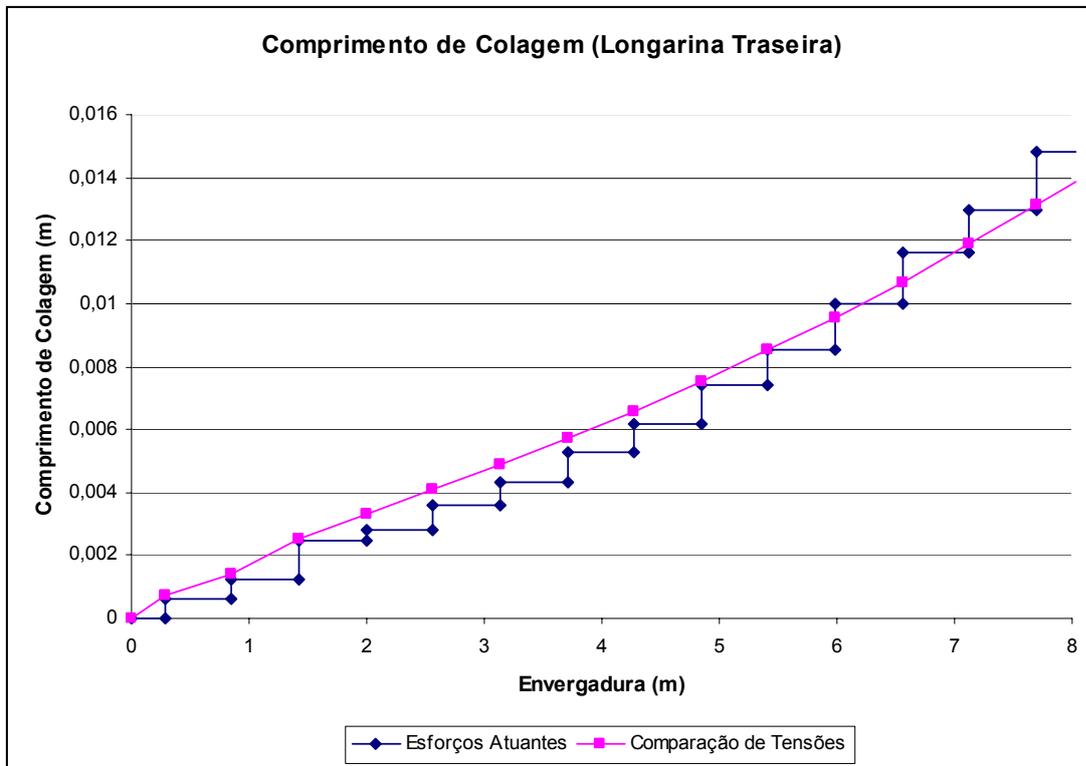


Figura 20-8 – Comparação do Comprimento de Colagem para as duas metodologias de cálculo (Longarina Traseira)

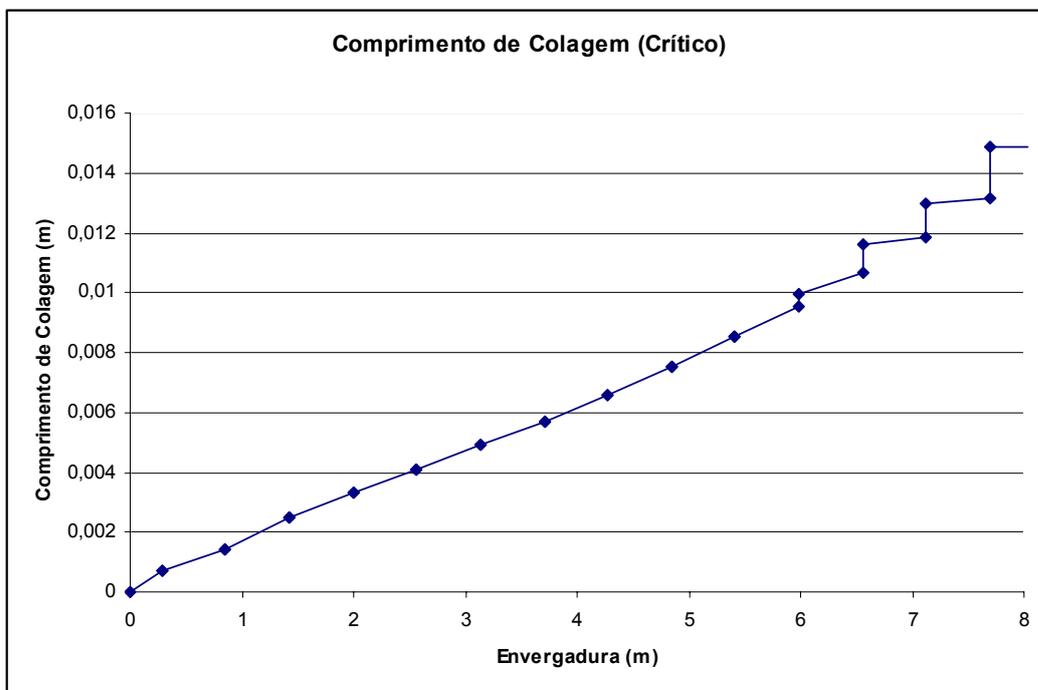


Figura 20-9 – Comprimento de Colagem Crítico (Longarina Traseira)



### 20.1.2.6. Verificação da Margem de Segurança

Deve-se então verificar se a largura da mesa é suficiente para promover a colagem, para isso, supõe-se que toda a área da mesa seja utilizada para promover esta colagem.

Considerando a espessura da espuma, de 12mm.

O comprimento efetivo de colagem pode ser dado por:

$$L_{efet} = B - e_{lam} - 0,012$$

A margem de Segurança pode ser dada por:

$$M_s = \frac{L_{efet}}{L_{col}} - 1$$

Observa-se que a área da mesa da longarina é suficiente em qualquer região para promover a colagem entre a alma e a mesa, com uma margem de segurança sempre maior que 3,5.

---



Tabela 20-15 – Margem de Segurança Colagem (Longarina Dianteira)

Estação	X(m)	B (m)	e alma (m)	e espuma (m)	L efetivo (m)	L col necess (m)	Marg Seg
0	0	0	0	0,012	0,148	0	-
1	0,285	0	0,0005354	0,012	0,155464613	0,003212325	47,396291
2	0,855	0,0143	0,001155	0,012	0,171845017	0,006929898	23,797627
3	1,425	0,0253	0,0017842	0,012	0,187215785	0,010705293	16,488152
4	1,995	0,0361	0,0023999	0,012	0,202600146	0,014399126	13,070308
5	2,565	0,0469	0,0030213	0,012	0,215978739	0,018127565	10,914382
6	3,135	0,0579	0,0036575	0,012	0,227342548	0,021944713	9,3597867
7	3,705	0,0691	0,0043179	0,012	0,236682115	0,02590731	8,135727
8	4,275	0,0803	0,0049719	0,012	0,246028123	0,029831265	7,2473246
9	4,845	0,0919	0,0056624	0,012	0,253337615	0,033974309	6,4567409
10	5,415	0,1035	0,0063482	0,012	0,26065178	0,038089323	5,8431718
11	5,985	0,1156	0,0070814	0,012	0,265918626	0,042488242	5,2586404
12	6,555	0,1275	0,007784	0,012	0,272216026	0,04765848	4,7118068
13	7,125	0,1397	0,0085118	0,012	0,277488197	0,053344298	4,2018342
14	7,695	0,1522	0,00927	0,012	0,281729992	0,061372388	3,5905007
15	8,03	0,1601	0,0097442	0,012	0,283255809	0,061372388	3,6153623



Tabela 20-16 – Margem de Segurança Colagem (Longarina Traseira)

Estação	X(m)	B (m)	e alma (m)	e espuma (m)	L efetivo (m)	L col necess (m)	Marg Seg
0	0	0	0	0,012	0,127	0	-
1	0	0	0,00011734	0,012	0,144882659	0,000704044	204,7863
2	0,001067	0,0064	0,00023487	0,012	0,172765131	0,001409216	121,5966
3	0,001867	0,0112	0,00041777	0,012	0,161582226	0,002506644	63,46157
4	0,002867	0,0172	0,00055124	0,012	0,178448763	0,00330742	52,95407
5	0,003683	0,0221	0,00068264	0,012	0,193317364	0,004095816	46,19875
6	0,004517	0,0271	0,00081501	0,012	0,206184988	0,004890069	41,16402
7	0,00535	0,0321	0,00095065	0,012	0,217049346	0,005703926	37,05262
8	0,006217	0,0373	0,00109669	0,012	0,224903313	0,006580121	33,17921
9	0,0071	0,0426	0,00125172	0,012	0,230748279	0,007510326	29,72413
10	0,008033	0,0482	0,00141827	0,012	0,234581731	0,008509614	26,56667
11	0,008983	0,0539	0,00159254	0,012	0,237407465	0,009555212	23,84586
12	0,009983	0,0599	0,00177625	0,012	0,239223748	0,011614474	19,59704
13	0,011033	0,0662	0,00197935	0,012	0,239020653	0,012987135	17,40442
14	0,0121	0,0726	0,00218819	0,012	0,238811806	0,014845771	15,08618
15	0,012767	0,0766	0,00231218	0,012	0,238687815	0,014845771	15,07783



### 20.1.2.7. Dimensionamento do Revestimento da Asa

O revestimento das asas será fabricada um laminação sanduíche, com camadas de fibra de vidro laminadas entre uma espuma de PVC.

O revestimento deve ser dimensionado de forma a resistir aos esforços torçores na asa. A Figura 20-10 e a Tabela 20-17 – Momento Torçor na Asa Tabela 20-17 apresentam a distribuição de esforços torçores na asa da aeronave.

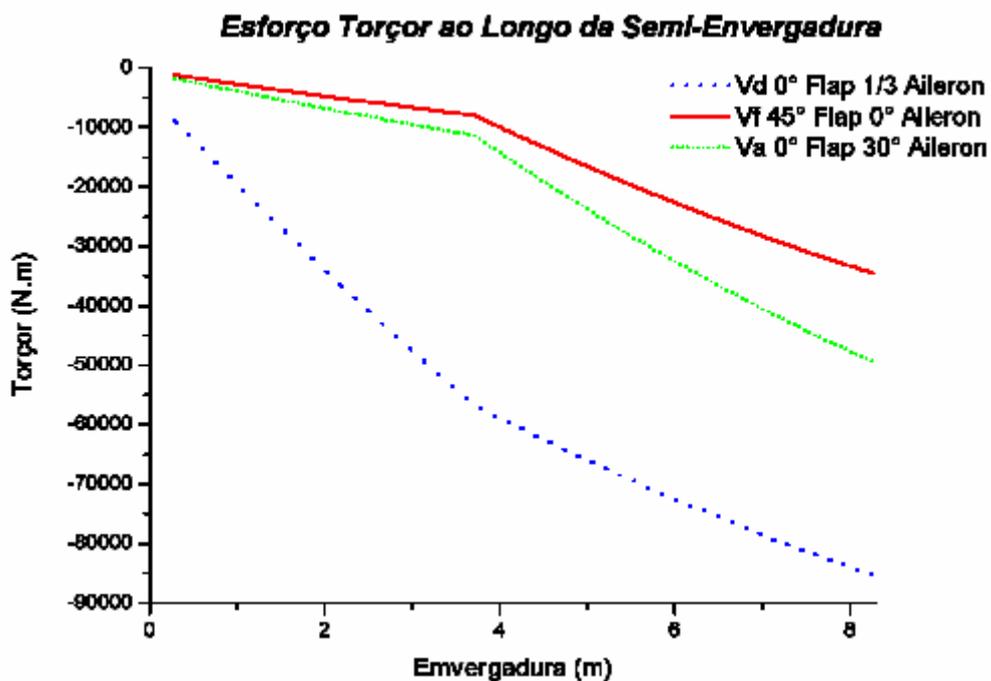


Figura 20-10 – Esforço Torçor na Asa



Tabela 20-17 – Momento Torçor na Asa

Estação	X (m)	Momento Total
1	0,285	-8850,094873
2	0,855	-17449,33842
3	1,425	-25797,73065
4	1,995	-33895,27156
5	2,565	-41741,96114
6	3,135	-49337,7994
7	3,705	-56663,15047
8	4,275	-60875,09193
9	4,845	-64903,76421
10	5,415	-68749,16731
11	5,985	-72411,30124
12	6,555	-75890,16598
13	7,125	-79185,76155
14	7,695	-82298,08794
15	8,265	-85227,14515

A Figura 20-11 – Distribuição de Momento Torçor na Asa mostra a distribuição de momento torçor em função da geometria da asa. Pode-se então calcular as



espessuras do revestimento para resistir a esse momento torçor. Na Figura 20-12 tem-se as dimensões do revestimento da asa.

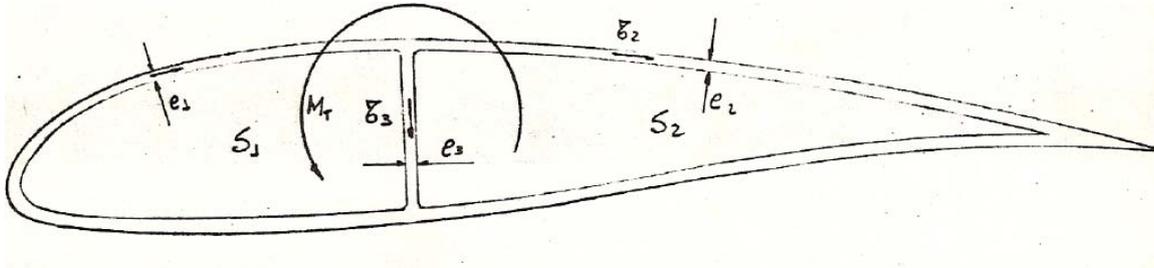


Figura 20-11 – Distribuição de Momento Torçor na Asa

$$M_t = 2(f_1 S_1 + f_2 S_2) = 2(\tau_1 e_1 S_1 + \tau_2 e_2 S_2)$$

$$\tau_1 = \frac{f_1}{e_1}$$

$$\tau_2 = \frac{f_2}{e_2}$$

$$\tau_3 = \frac{1}{e_3} (f_1 - f_2)$$

$$\tau_3 = \frac{1}{e_3} (\tau_1 e_1 - \tau_2 e_2)$$

$$e_1 = e_2$$

$$\tau_3 = \frac{e_1}{e_3} (\tau_1 - \tau_2)$$

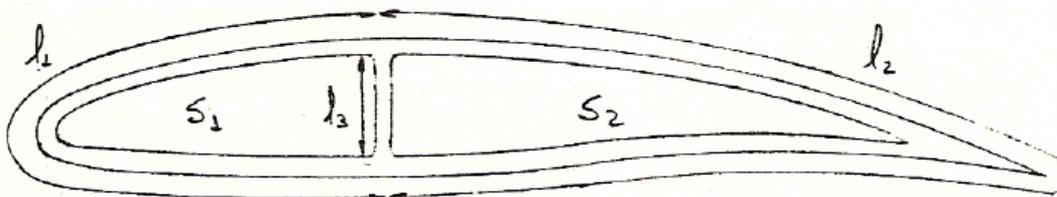


Figura 20-12 – Dimensões do Revestimento

$$\frac{1}{S_1} (\tau_1 l_1 - \tau_3 l_2) = \frac{1}{S_2} (\tau_2 l_2 - \tau_3 l_2)$$



$$\tau_1 = \frac{M_T}{2 \cdot e_1 \cdot \left\{ S_1 + S_2 \cdot \left[ \frac{l_1 + \frac{e_1}{e_3} \cdot I_3 \cdot \left( \frac{S_1 + S_2}{S_1 \cdot S_2} \right)}{S_1} \right] \right\}}$$

$$\tau_2 = \frac{M_T}{2 \cdot e_1 \cdot \left\{ S_2 + S_1 \cdot \left[ \frac{l_2 + \frac{e_1}{e_3} \cdot I_3 \cdot \left( \frac{S_1 + S_2}{S_1 \cdot S_2} \right)}{S_2} \right] \right\}}$$

$$\tau_3 = \frac{e_1}{e_3} \cdot (\tau_1 - \tau_2)$$

Para o revestimento, sera considerado:

$$\tau_{adms} \leq 3,0 \text{kgf} / \text{mm}^2 \rightarrow 29,43 \text{N} / \text{mm}^2$$

Inicialmente sera feito um cálculo considerando a espessura do revestimento de 0,002m, sera então verificada a tensão em todas as estações da asa para certificar que esta espessura de revestimento é suficiente para suportar os esforços de torção atuantes na asa.

Para laminação do revestimento deverá ser utilizada uma espuma de 12mm de espessura.

O tecido utilizado deverá ser o **T366B**, fornecido pela Owens Corning, que apresenta uma gramatura de 350 g/m<sup>2</sup>.

A Tabela 20-18 – Tensões no revestimento da Asa Tabela 20-18, apresenta as tensões máximas atuantes em cada estação do revestimento da asa.



Tabela 20-18 – Tensões no revestimento da Asa

Estação	X (m)	Torçor (N.m)	e1 (m)	$\tau 1$ (N/m <sup>2</sup> )	$\tau 2$ (N/m <sup>2</sup> )	$\tau 3$ (N/m <sup>2</sup> )
1	0,285	-8850,094873	0,002	1197374	2444487	196705,5
2	0,855	-17449,33842	0,002	2175655	4299739	335028,9
3	1,425	-25797,73065	0,002	3015155	5682166	399253,3
4	1,995	-33895,27156	0,002	3691468	6807386	443863
5	2,565	-41741,96114	0,002	4289757	7619095	452355,7
6	3,135	-49337,7994	0,002	4792529	7585011	362660
7	3,705	-56663,15047	0,002	4301149	8308275	498398,8
8	4,275	-60875,09193	0,002	4469268	8798496	516614,3
9	4,845	-64903,76421	0,002	4599481	9278796	536618,6
10	5,415	-68749,16731	0,002	4736053	9650472	542430,4
11	5,985	-72411,30124	0,002	4829555	10037728	554060,9
12	6,555	-75890,16598	0,002	4881203	10445083	571240,3
13	7,125	-79185,76155	0,002	4991410	10629789	559363,1
14	7,695	-82298,08794	0,002	5025227	10930319	566707,4
15	8,03	-85227,14515	0,002	5131534	11193299	563361
				Máximo	11193299	



Observa-se que a tensão máxima atuante no revestimento foi de 11,19 N/mm<sup>2</sup>, que é menor que o máximo suportado pelo revestimento. Pode-se então estimar qual poderia ser a nova espessura do revestimento, bem como o número de camadas necessária na laminação, que suporte esta tensão. A Tabela 20-19 apresenta o número de camadas necessária para laminação do revestimento da asa.

A espessura de cada camada de laminado, como calculado anteriormente e de:

$$t = 0,03398cm$$

**Tabela 20-19 – Espessura do Revestimento**

Espes. Neces	0,000761 m
Espes. Cam	0,00034m
N Cam	2,238235
4 Camadas	0,00136

A Tabela 20-20, apresenta os valores de tensão atuantes em cada estação do revestimento, considerando o número de camada final utilizado (4 camada).



Tabela 20-20 – Tensão atuante em cada estação do revestimento

Estação	X (m)	Torçor (N.m)	e1 (m)	$\tau 1$ (N/m <sup>2</sup> )	$\tau 2$ (N/m <sup>2</sup> )	$\tau 3$ (N/m <sup>2</sup> )
1	0,285	-8850,094873	0,00136	1762342	3597577	196839
2	0,855	-17449,33842	0,00136	3202446	6328353	335270,8
3	1,425	-25797,73065	0,00136	4438241	8363155	399542,1
4	1,995	-33895,27156	0,00136	5433881	10019437	444184,9
5	2,565	-41741,96114	0,00136	6314622	11214213	452679,6
6	3,135	-49337,7994	0,00136	7054105	11163248	362885,3
7	3,705	-56663,15047	0,00136	6329829	12225957	498677,6
8	4,275	-60875,09193	0,00136	6577254	12947305	516901,5
9	4,845	-64903,76421	0,00136	6768867	13653990	536913,3
10	5,415	-68749,16731	0,00136	6969824	14200826	542724,2
11	5,985	-72411,30124	0,00136	7107378	14770525	554355,4
12	6,555	-75890,16598	0,00136	7183367	15369833	571539,7
13	7,125	-79185,76155	0,00136	7345481	15641472	559650,2
14	7,695	-82298,08794	0,00136	7395195	16083521	566992,5
15	8,03	-85227,14515	0,00136	7551516	16470234	563636,4
				Máximo	16470234	

A Tabela 20-21, apresenta a margem de segurança para o revestimento, cabe observar que essa margem a para a estação de maiores tensões atuantes, desta forma todas as outras estações do revestimento apresentam uma margem de segurança maior.



Tabela 20-21 – Margem de Segurança para o revestimento

Admissível	29430000 N/m <sup>2</sup>
Máximo	16470234 N/m <sup>2</sup>
Margem	0,78686

Portanto a asa deverá ser laminada com 4 camadas de tecido (duas de cada lado da espuma).

Cabe observar que os tecidos devem ser laminados sempre dispostos em 45 e 135°.

#### 20.1.2.8. Rigidez Torcional

O ângulo de torção “dl” de um elemento longitudinal da asa “dx” é dado por:

$$dl = \frac{M_t \cdot P}{4 \cdot A^2 \cdot \delta \cdot G} dx$$

onde:

$M_t$  = Momento de Torção Aplicado

P = Perímetro do Contorno do Caixão

A = Área Interna ao Contorno do Caixão

G = Módulo de Elasticidade Transversal do Material do Revestimento

$\delta$  = Espessura do Revestimento

Para a fibra utilizada, tem-se:

$$G = 50.000 \text{ kgf/cm}^2$$

A Tabela 20-22, apresenta as torções em cada estação da asa. E a Tabela 20-23, apresenta o torção total na asa em função destas diversas torções em cada estação da asa.



Tabela 20-22 – Torção das Estações da Asa

Estação	X (m)	Torçor (N.m)	dl/m	l (rad)
1	0,285	-8850,094873	0	0
2	0,855	-17449,33842	0,001179095	0,000672
3	1,425	-25797,73065	0,001328445	0,000757
4	1,995	-33895,27156	0,001382198	0,000788
5	2,565	-41741,96114	0,001346939	0,000768
6	3,135	-49337,7994	0,00128297	0,000731
7	3,705	-56663,15047	0,001540363	0,000878
8	4,275	-60875,09193	0,001578133	0,0009
9	4,845	-64903,76421	0,001613061	0,000919
10	5,415	-68749,16731	0,001620507	0,000924
11	5,985	-72411,30124	0,001633477	0,000931
12	6,555	-75890,16598	0,00165553	0,000944
13	7,125	-79185,76155	0,001622455	0,000925
14	7,695	-82298,08794	0,001622281	0,000925
15	8,03	-85227,14515	0,00095705	0,000321

Tabela 20-23 – Torção total da Asa

Total (rad/m)	0,011382
Total (graus/m)	0,652125

**Urutau**



A torção máxima da asa, será portanto de  $0,65^\circ$ , que é uma valor aceitável (L'Aliante) recomenda que este valor seja inferior a  $4^\circ$ , portanto o revestimento e capaz de suportar aos esforços torçores na asa.

---



## 20.2. Ligação Asa Fuselagem

### 20.2.1. Ligação das Longarinas

O ponto de fixação da longarina dianteira se situa a 575 mm da linha de centro da fuselagem, neste ponto existe uma carga cortante e um momento fletor. Como cada longarina é suportada por dois pontos de apoio a carga se divide entre esses dois pontos de acordo com a Figura 20-13:

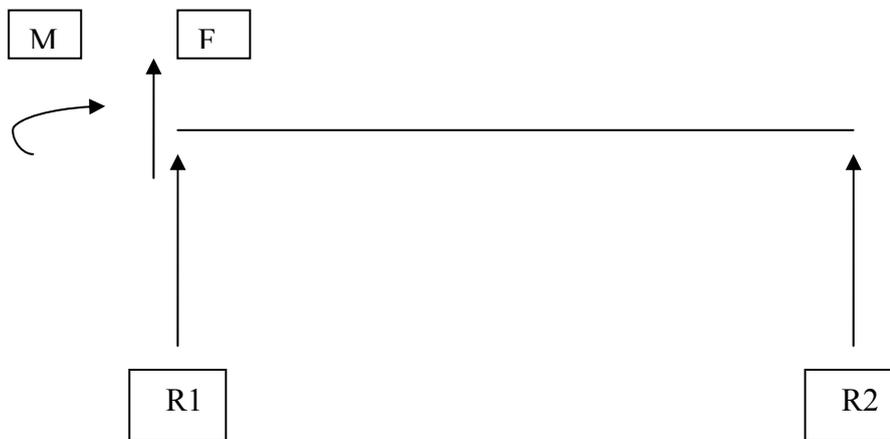


Figura 20-13 – Esforços na parte central da longarina

$$F = 79813 \text{ N}$$

$$M = 267050 \text{ N.m}$$

No ponto 1 tem-se:

$$\Sigma M = 0 \rightarrow R_2(0,575 \times 2) = M$$

$$R_2 = - 232217 \text{ N}$$

$$\Sigma F = 0 \rightarrow R_1 + R_2 + F = 0$$

$$R_1 = 152404 \text{ N}$$

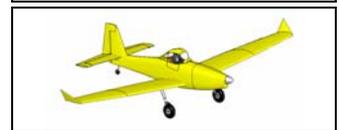


A distribuição de esforços na parte da longarina no interior da fuselagem, ocorre portanto da seguinte forma:

Um esforço cortante de 232217 N, ao longo de todo o comprimento, e um esforço fletor que vai de 267050 N.m no apoio esquerdo, até zero no apoio direito. A Tabela 20-24 apresenta essa distribuição de esforços ao longo do miolo da longarina.

**Tabela 20-24 – Esforços na parte central da longarina**

Estação	x (m)	Cortante (N)	Fletor (N.m)
1	0,0821429	232217	267050
2	0,2464286	232217	228900
3	0,4107143	232217	190750
4	0,575	232217	152600
5	0,7392857	232217	114450
6	0,9035714	232217	76300
7	1,0678571	232217	38150
8	1,15	232217	0



### 20.2.2. Dimensionamento da Espiga da Longarina

Para se calcular a largura da mesa, deve-se usar a mesma equação utilizada para a longarina,

$$I = \frac{M_t y}{\sigma_{adm}}$$

$$\frac{245.25 \times 10^6 \cdot B}{12} \left( H^3 - \left( H - \frac{B}{3} \right)^3 \right) - M \frac{H}{2} = 0$$

Porém neste caso, a altura (H) da longarina é constante (315 mm), a equação então se reduz a:

$$\frac{245.25 \times 10^6 \cdot B}{12} \left( 0,0312558 - \left( 0,315 - \frac{B}{3} \right)^3 \right) - M \cdot 0,1575 = 0$$

Da mesma forma que para a longarina, adotou-se a como uma constante a seguinte relação:

$$\frac{B}{a} = 6$$

As Tabela 20-25 e Tabela 20-26, apresentam as dimensões das mesas das longarinas dianteira e traseira respectivamente

**Tabela 20-25 – Dimensões da mesa da espiga (Longarina Dianteira)**

Estação	x (m)	Cortante (N)	Fletor (N.m)	B (m)	a (m)
1	0,0821429	232217	267050	0,156835	0,026139
2	0,2464286	232217	228900	0,144182	0,02403
3	0,4107143	232217	190750	0,130634	0,021772
4	0,575	232217	152600	0,115896	0,019316
5	0,7392857	232217	114450	0,099468	0,016578
6	0,9035714	232217	76300	0,080373	0,013396
7	1,0678571	232217	38150	0,05609	0,009348
8	1,15	232217	0	0	0

**Tabela 20-26 – Dimensões da mesa da espiga (Longarina Traseira)**

Estação	x (m)	Cortante (N)	Fletor (N.m)	B	a
1	0,0821429	47563	54697	0,067579	0,011263
2	0,2464286	47563	46883	0,062391	0,010398
3	0,4107143	47563	39069	0,056783	0,009464
4	0,575	47563	31255	0,050619	0,008437
5	0,7392857	47563	23442	0,043674	0,007279
6	0,9035714	47563	15628	0,035504	0,005917
7	1,0678571	47563	7814	0,024964	0,004161
8	1,15	47563	0	0	0



### 20.2.3. Número de “Feixes de Roving” na Espiga por mesa

O número de feixes de Roving para a fabricação da espiga da longarina pode ser determinado da mesma forma que para a longarina.

$$z = \frac{F}{F^* \left[ 1 + \left( \frac{1 - \Psi}{\Psi} \right) \cdot \frac{\gamma_v}{\gamma_r} \right]}$$

Onde:

$z$  = nº de feixes de roving por mesa

$F$  = seção reta da peça , após laminação

$F^*$  = seção reta de um fio de roving após laminação

$\Psi$  = teor de vidro (em peso)

$\gamma_v$  = peso específico de vidro

$\gamma_r$  = peso específico da resina

O mesmo material deve ser utilizado na fabricação:

**Advantex Type 30 – 111A – 8800**

Com a mesma composição na laminação, 60% de vidro e 40% de resina.

As Tabela 20-27 e Tabela 20-28 apresentam o número de feixes de Roving para a fabricação das mesas das espigas das longarinas dianteira e traseira respectivamente.

---



Tabela 20-27 – Número de feixes de Roving por mesa - Espiga (Longarina Principal)

Estação	X(m)	B(m)	a(m)	F (m <sup>2</sup> )	fm
1	0,082143	0,156835	0,026139	0,004099544	863
2	0,246429	0,144182	0,02403	0,003464719	729
3	0,410714	0,130634	0,021772	0,002844211	599
4	0,575	0,115896	0,019316	0,002238651	471
5	0,739286	0,099468	0,016578	0,00164897	347
6	0,903571	0,080373	0,013396	0,001076637	227
7	1,067857	0,05609	0,009348	0,00052434	110
8	1,15	0	0	0	0

Tabela 20-28 – Número de feixes de Roving por mesa - Espiga (Longarina Traseira)

Estação	X(m)	B(m)	a(m)	F (m <sup>2</sup> )	fm
1	0,082143	0,067579	0,011263	0,000761	160
2	0,246429	0,062391	0,010398	0,000649	137
3	0,410714	0,056783	0,009464	0,000537	113
4	0,575	0,050619	0,008437	0,000427	90
5	0,739286	0,043674	0,007279	0,000318	67
6	0,903571	0,035504	0,005917	0,00021	44
7	1,067857	0,024964	0,004161	0,000104	22
8	1,15	0	0	0	0



Pelo tipo de construção das espigas da longarina, observa-se que o tamanho das mesas desta diminui a medida que esta penetra na aeronave. Essas dimensões encontradas anteriormente porém são suficientes para que a longarina seja construída nas mesmas dimensões que previstas no projeto.

#### 20.2.4. Dimensionamento da Alma

A espessura da alma da longarina pode ser determinada também pela seguinte equação:

$$e = \frac{Q}{\sigma \cdot (H - a)}$$

Onde:

e = Espessura da Alma

Q = Esforço Cortante na Região

H = Altura da Alma

a = Altura da Mesa

$\sigma$  = Tensão Máxima Admitida pela Seção

$$\sigma_{adm} = 3,0 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

As Tabela 20-29 e Tabela 20-30, apresentam as espessuras mínimas para a fabricação das almas das espigas das longarinas dianteira e traseira respectivamente.

---



Tabela 20-29 – Espessura da Alma da Espiga (Longarina Principal)

Estação	X(m)	Cortante (N)	H(m)	a(m)	e(m)
1	0,082143	232217	0,315	0	0,025049
2	0,246429	232217	0,315	0,002383333	0,02524
3	0,410714	232217	0,315	0,004216667	0,025389
4	0,575	232217	0,315	0,006016667	0,025537
5	0,739286	232217	0,315	0,007816667	0,025687
6	0,903571	232217	0,315	0,00965	0,025841
7	1,067857	232217	0,315	0,011516667	0,026
8	1,15	232217	0,315	0,013383333	0,026161

Tabela 20-30 – Espessura da Alma da Espiga (Longarina Traseira)

Estação	X(m)	Cortante (N)	H(m)	a(m)	e(m)
1	0,082143	47563	0,315	0	0,005131
2	0,246429	47563	0,315	0,001067	0,005148
3	0,410714	47563	0,315	0,001867	0,005161
4	0,575	47563	0,315	0,002867	0,005178
5	0,739286	47563	0,315	0,003683	0,005191
6	0,903571	47563	0,315	0,004517	0,005205
7	1,067857	47563	0,315	0,00535	0,005219
8	1,15	47563	0,315	0,006217	0,005234

### 20.2.5. Numero de Camadas de Laminado

O tecido que deverá ser utilizado para a laminação das almas das espigas deve ser o mesmo utilizado na fabricação da longarina, o **T366B**.

As Tabela 20-31 e Tabela 20-32, apresentam o número de camadas de laminado necessário para a laminação da alma da espiga. A espuma utilizada apresenta espessura de 12 mm.

Como calculado anteriormente tem-se a espessura do laminado de:

$$t = 0,03398cm$$

Tabela 20-31 – Número de camadas de Laminada Alma da Espiga (Longarina Principal)

Estação	X(m)	e(m)	N	N (utilizado)	e (laminado)
1	0,082143	0,025049	36,837	37	0,02516
2	0,246429	0,02524	37,11784	38	0,02584
3	0,410714	0,025389	37,3368	38	0,02584
4	0,575	0,025537	37,55431	38	0,02584
5	0,739286	0,025687	37,77437	38	0,02584
6	0,903571	0,025841	38,00117	39	0,02652
7	1,067857	0,026	38,2349	39	0,02652
8	1,15	0,026161	38,47153	39	0,02652



Tabela 20-32 – Número de camadas de Laminadao na Alma da Espiga (Longarina Traseira)

Estação	X(m)	e(m)	N	N (utilizado)	e (laminado)
1	0,082143	0,005131	7,544928	8	0,00544
2	0,246429	0,005148	7,570564	8	0,00544
3	0,410714	0,005161	7,589905	8	0,00544
4	0,575	0,005178	7,614222	8	0,00544
5	0,739286	0,005191	7,634196	8	0,00544
6	0,903571	0,005205	7,654686	8	0,00544
7	1,067857	0,005219	7,675286	8	0,00544
8	1,15	0,005234	7,696829	8	0,00544

### 20.2.6. Dimensionamento da caixa da Longarina

Como calculado anteriormente as reação em cada pino devido a cada umas das longarinas, podem ser dadas por:

$$R_2 = - 232217 \text{ N}$$

$$R_1 = 152404 \text{ N}$$

Cada pino então estará sujeito a destas duas forças pois cada uma das longarinas exerce essa força de cada lado da fixação.

Portanto força em cada pino pode ser dada por:

$$R_p = 79813 \text{ N}$$

Considerando o caso mais crítico em que a carga da caixa e descarregada pelo meio da caixa tem-se a seguinte distribuição de esforços.



Comprimento da caixa,  $x = 0,575\text{m}$

$M = 45893 \text{ N.m}$

$F = 159626 \text{ N}$

Tabela 20-33 – Distribuição de Esforços na Caixa da Longarina

Estação	x (m)	Cortante (N)	Fletor (N.m)
1	0	159626	0
2	0,575	-159626	91784,95
3	1,15	0	0

### 20.2.7. Dimensionamento das Mesas da Caixa

A Figura 20-14, apresenta a forma da caixa da longarina bem como as suas dimensões, observa-se que neste caso as dimensões da mesa já estão definidas no desenho do projeto, deve-se apenas verificar se estas dimensões são suficientes para resistirem aos esforços atuantes.

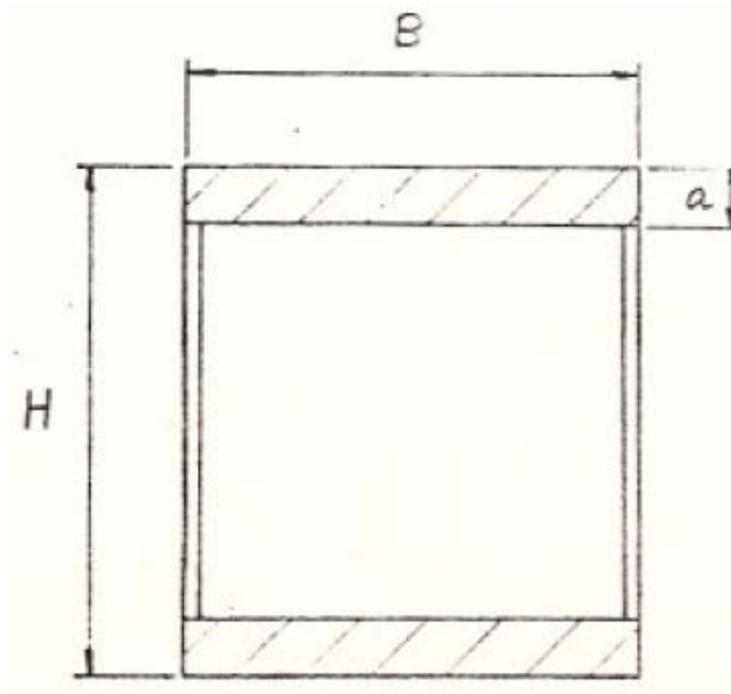


Figura 20-14 – Dimensões da caixa da longarina

$$\sigma = \frac{My}{I}$$

$$y = \frac{H}{2}$$

$$I = \frac{B}{12} [H^3 - (H - 2a)^3]$$

$$\sigma = \sigma_{adm} = 15 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

Para a aeronave Urutau,  $H = 335 \text{ mm}$  e  $B = 190 \text{ mm}$ , constantes ao longo do comprimento da caixa, e considerando  $a = B/8 = 24 \text{ mm}$ .

$$I = \frac{0,190}{12} \left[ 0,335^3 - \left( 0,335 - \frac{0,190}{4} \right)^3 \right] = \frac{M H/2}{\sigma}$$

$$\sigma = \frac{M H/2}{0,00022} \rightarrow \sigma = 765M$$



O máximo momento fletor suportado pela caixa e de 45892,5 N.m, portanto a tensão máxima suportada pela caixa e de:

$$\sigma = 35099730 \text{ N} / \text{m}^2 \rightarrow 3,5 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

Como foi considerado que a máxima tensão admitida pela mesa seria de 15kgf/mm<sup>2</sup>, a caixa dimensionada é suficiente para resistir aos esforços e ainda tem-se uma margem de segurança de:

$$M_s = \frac{15}{3,5} - 1 = 3,28$$

### 20.2.8. Cálculo do Número de feixes de roving para fabricação da Mesa

Considerando o mesmo material utilizado na confecção da longarina tem-se:

$$z = \frac{F}{F^* \left[ 1 + \left( \frac{1-\Psi}{\Psi} \right) \cdot \frac{\gamma_v}{\gamma_r} \right]}$$

Onde:

z = nº de feixes de roving por mesa

F = seção reta da peça , após laminação = 4,56x10<sup>-3</sup>

F\* = seção reta de um fio de roving após laminação (θ = 33 μm)

Ψ = teor de vidro (em peso) = 0,6

$$Z = 950$$

São necessário portanto 950 fios de Roving (**Advantex Type 30 – 111A – 880**), para a laminação das mesas da longarina principal.



### 20.2.9. Dimensionamento da Alma

Da mesma forma que na longarina tem-se:

$$\tau = \frac{Q}{S_{Alma}}$$

$$S_{Alma} = e \cdot (H - a)$$

A espessura da alma da caixa é dada por 0,03m. Mas considerando-se que existe uma alma de cada lado tem-se a espessura total da alma de 0,06m.

$$\tau = \frac{Q}{e(H-a)} \rightarrow \tau = \frac{79813}{0,03(0,335 - 0,024)} = 4277224 \text{ N} / \text{m}^2$$

Considerando

$$\tau = \tau_{adm} = 3,0 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

$$\tau = 0,44 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

Portanto a alma da caixa também é suficiente para resistir aos esforços cortantes, com uma margem de segurança de:

$$M_s = \frac{3,0}{0,44} - 1 = 5,88$$

### 20.2.10. Determinação do número de camadas de laminado

Como calculado para as longarinas a espessura de uma cada de laminado, após a laminação e dada por:



$$t = 0,00034m$$

$$N = \frac{e}{4.t}$$

Neste caso usa-se 4 camadas por a caixa apresenta duas almas, sendo uma camada de cada lado.

$$N = 21$$

Portanto são necessário 21 camadas de laminado em cada lada, em cada uma das almas da caixa da longarina principal.

### 20.2.11. Dimensionamento das Ferragens de Fixação Longarina Dianteira

Pinos para resistir ao momento de torção:

A distância entre os pinos de fixação asa (distância entre as longarinas) é de 0,791m.

Na junção da asa com as longarinas devem existir pinos para resistir ao momento de torção da asa, que na raiz, é de:

$$M_t = 85227,15 \text{ N.m}$$

A força em cada pino pode então ser dada por:

$$M_t = F.d$$

$$F = \frac{M_t}{d}$$

$$F = 107746 \text{ N}$$

Pino Aço Inox V.304  $\sigma_r = 60\text{kgf} / \text{mm}^2$   
 $\tau_r = 30\text{kgf} / \text{mm}^2$



Bucha de Bronze TM.23  $\tau_r = 14,7 \text{kgf} / \text{mm}^2$

### 20.2.12. Verificação do Cisalhamento do Pino

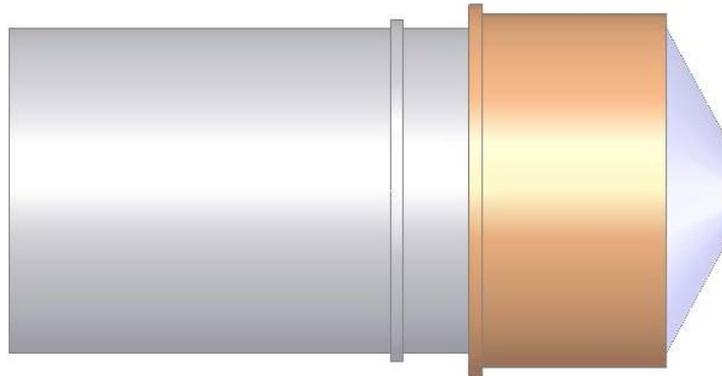


Figura 20-15 – Pino de fixação da asa (Torção)

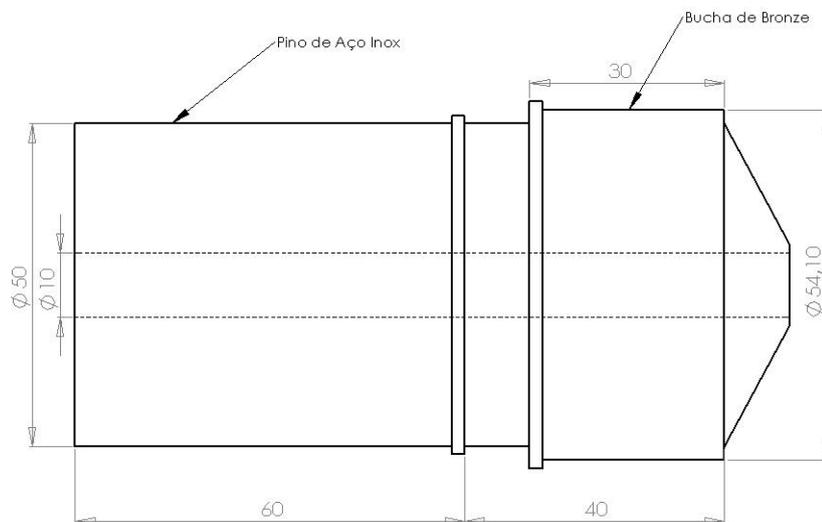


Figura 20-16 – Pino de fixação da asa – Dimensões

$$\tau_{\max} = \frac{2Q}{S}$$

$$Q = F \cdot F_s \cdot F_q \rightarrow 107746 \cdot 1,5 \cdot 1,15 = 185862 \text{N}$$

$$S = \frac{\pi}{4} (\phi_e^2 - \phi_i^2) \rightarrow \frac{\pi}{4} (\phi_e^2 - \phi_i^2) = \frac{\pi}{4} (0,05^2 - 0,01^2) 1,88 \cdot 10^{-3} \text{m}^2$$



$$\tau_{\max} = \frac{2Q}{S} = 197205707 \text{ N} / \text{m}^2 = 20,1 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

Margem de segurança

$$MS = \frac{30}{20,1} - 1 = 0,49 \rightarrow 49\%$$

### 20.2.13. Verificação da Flexão no Pino

$$\sigma = \frac{My}{I}$$

$$M_t = 107746 \cdot (0,01 + 0,015) \cdot 1,5 \cdot 1,15 = 4646 \text{ N.m}$$

$$y = \frac{\phi_e}{2} = 25 \text{ mm}$$

$$I = \frac{\pi}{64} (0,05^4 - 0,01^4) = 3,06 \times 10^{-7}$$

$$\sigma_{at} = \frac{4646 \cdot 0,025}{3,06 \times 10^{-7}} = 379575163 \text{ N.m}$$

$$\sigma_{at} = 3792346631 \text{ N.m} = 38,7 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

$$MS = \frac{60}{38,7} - 1 = 0,55 \rightarrow 55\%$$

### 20.2.14. Verificação da Compressão da Bucha

$$\sigma_c = \frac{Q}{S}$$

$$Q = 107746 \cdot 1,15 \cdot 1,5 = 185862 \text{ N}$$

$$S = 0,03 \cdot 0,054 = 0,0016$$



$$\sigma_c = 114729629,6 N / m = 11,6 kgf / mm^2$$

Sendo:

$$\sigma_R = 14,7 kgf / mm^2$$

$$MS = \frac{14,7}{12,6} - 1 = 0,27 \rightarrow 27\%$$

### 20.2.15. Pinos de Fixação da Longarina / Caixa Longarina



Figura 20-17 – Pino fixação longarina Dianteira

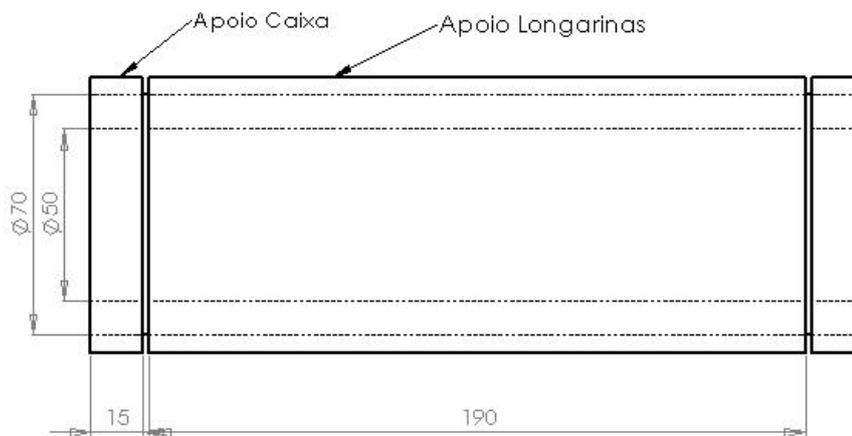


Figura 20-18 – Pino fixação longarina Dianteira (dimensões)



### 20.2.16. Verificação do Cisalhamento do Pino

$$\tau_{\max} = \frac{2Q}{S}$$

$$Q = F \cdot F_s \cdot F_q \rightarrow 79813 \cdot 1,5 \cdot 1,15 = 137677,4 \text{ N}$$

$$S = \frac{\pi}{4} (\phi_e^2 - \phi_i^2) \rightarrow \frac{\pi}{4} (\phi_e^2 - \phi_i^2) = \frac{\pi}{4} (0,07^2 - 0,05^2) = 1,88 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$$

$$\tau_{\max} = \frac{2Q}{S} = 146080258 \text{ N/m}^2 = 14,9 \text{ kgf/mm}^2$$

Margem de segurança

$$MS = \frac{30}{14,9} - 1 = 1,01 \rightarrow 101\%$$

### 20.2.17. Verificação da Flexão no Pino

Força distribuída no pino  $\rightarrow$   $F = 79813 \text{ N}$

Carregamento (parte central)  $\rightarrow$   $Q = 69403 \text{ N/m}$

Força distribuída nas Pontas  $\rightarrow$   $F = 79813 \text{ N}$

Carregamento (pontas)  $\rightarrow$   $Q = 266044 \text{ N/m}$

De acordo com essa distribuição de carregamento tem-se a seguinte distribuição de momentos fletores no pino.

$$M_{f1} = Q_1 \frac{x^2}{2} \rightarrow 0 \leq x \leq 0,015$$

$$M_{f2} = 79813 \cdot (x + 0,0075) - Q_2 \frac{(x - 0,015)^2}{2} \rightarrow 0,015 \leq x \leq 0,175$$



$$M_{f \max_{x=0,175}} = 12823 N.m$$

$$I = \frac{\pi}{64} (0,07^4 - 0,04^4) = 1,1 \times 10^{-6}$$

$$\sigma = \frac{My}{I} = \frac{12823 \cdot 0,05}{1,1 \times 10^{-6}} = 580264914 N/m \rightarrow 59 \text{ kgf/mm}^2$$

$$MS = \frac{60}{59} - 1 = 0,02 \rightarrow 2\%$$

### 20.2.18. Verificação do Cisalhamento do Pino

$$\tau_{\max} = \frac{2Q}{2S} = \frac{Q}{S}$$

$$Q = 79813 \cdot 1,5 \cdot 1,15 = 137677 N$$

$$S = \frac{\pi}{4} (0,07^2 - 0,04^2) = 2,6 \times 10^{-3}$$

$$\tau_{\max} = 53119940 N/m \rightarrow 5,42 \text{ kgf/mm}^2$$

$$MS = \frac{30}{5,42} - 1 = 4,54 \rightarrow 454\%$$

### 20.3. Dimensionamento das Empenagens Horizontais

A empenagem horizontal semelhante a asa e composta de uma longarina de fibra de vidro, com um revestimento na forma de sanduíche também em fibra de vidro.

#### 20.3.1. Dimensionamento da Longarina

Os maiores esforços atuantes na longarina da empenagem vertical foram encontrados nos cálculos de cargas da aeronave, e são descritos abaixo:

---

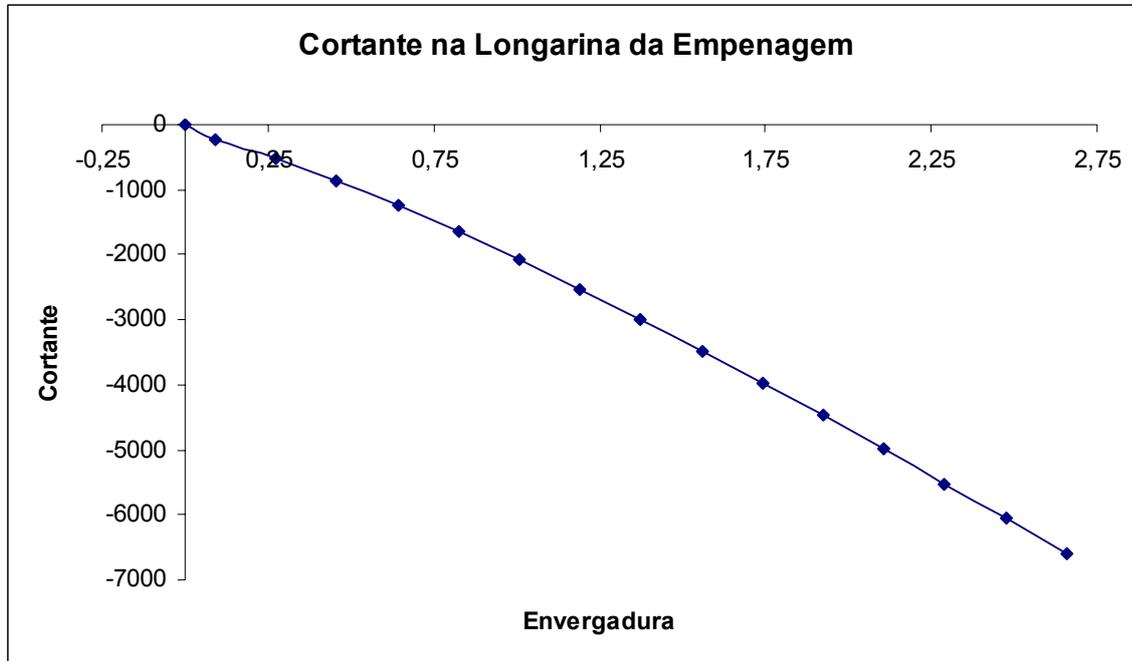


Figura 20-19 – Cortante na Longarina da Empenagem Horizontal

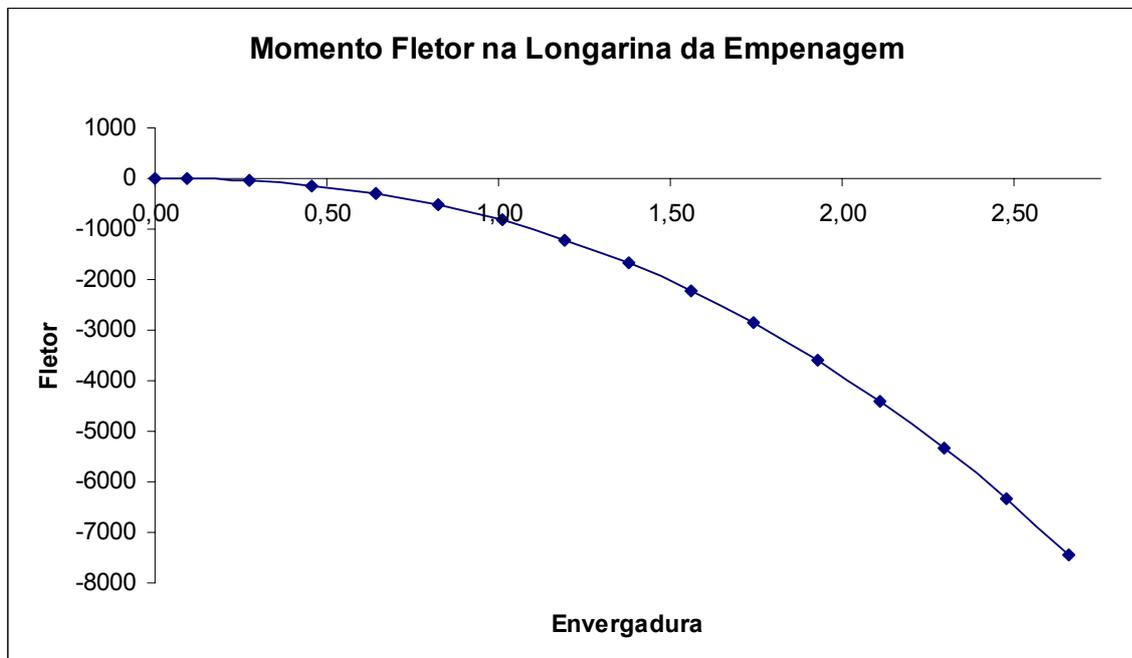


Figura 20-20 – Momento Fletor na Longarina da Empenagem Vertical



### 20.3.2. Dimensionamento das Mesas

O dimensionamento das mesas da longarina é feito da mesma forma que para a asa.

$$\sigma = \frac{M_t y}{I}$$

Onde:

$M_t$  = Momento máximo na seção correspondente

$y$  = Distância do ponto a linha neutra da seção

$I$  = Momento de Inércia da Seção

Considerando a longarina com perfil I

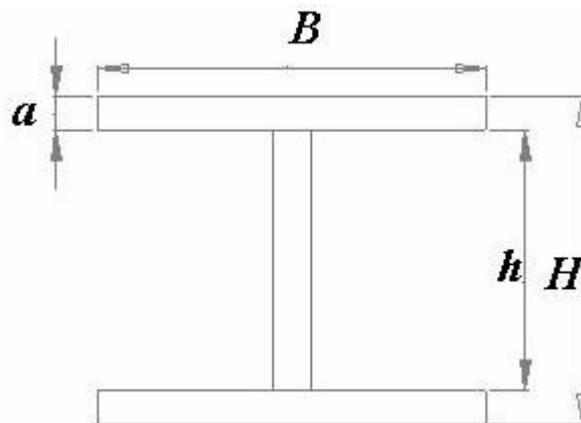


Figura 20-21 – Perfil da Longarina Utilizada

Onde:

$$\frac{B}{a} = 6$$

$$I = \frac{1}{12} \cdot B \cdot (H^3 - h^3)$$

$$\frac{B}{12} \left( H^3 - \left( H - \frac{B}{3} \right)^3 \right) = \frac{M_t H/2}{\sigma_{adm}}$$



Tabela 20-34 – Dimensões da Mesa da Longarina da Empenagem

Estação	X(m)	Momento (N.m)	H(m)	B(m)	a(m)
0	0,00	0	0,084	0	0
1	0,09	0	0,0872	0	0
2	0,28	-41,69329513	0,0904	0,00338	0,000563
3	0,46	-138,6809862	0,0936	0,006086	0,001014
4	0,64	-298,9274319	0,0968	0,008826	0,001471
5	0,83	-528,4010344	0,1	0,011593	0,001932
6	1,01	-831,9773981	0,1032	0,014376	0,002396
7	1,19	-1213,813905	0,1064	0,017166	0,002861
8	1,38	-1677,542216	0,1096	0,019953	0,003326
9	1,56	-2226,379782	0,1128	0,022734	0,003789
10	1,74	-2863,199333	0,116	0,025502	0,00425
11	1,93	-3590,574065	0,1192	0,028255	0,004709
12	2,11	-4410,807565	0,1224	0,03099	0,005165
13	2,29	-5325,95343	0,1256	0,033704	0,005617
14	2,48	-6337,827419	0,1288	0,036396	0,006066
15	2,66	-7448,013838	0,132	0,039064	0,006511

### 20.3.3. Flexa Máxima

A flexa máxima da longarina considerando esta com espessura constante e pode ser dada por:

$$f_m = \frac{\sigma L^2}{EH}$$



Para  $E = 350000 \text{ kg/cm}^2$ , tem-se

$$\begin{aligned} H = 13,2 \text{ cm} &\rightarrow f = 0,38 \text{ m} \\ H = 8,4 \text{ cm} &\rightarrow f = 0,60 \text{ m} \end{aligned}$$

### 20.3.4. Numero de Feixes de Roving

O número de feixes de Roving necessaryes para a fabricação das mesas é dado por:

$$z = \frac{F}{F^* \left[ 1 + \left( \frac{1 - \Psi}{\Psi} \right) \cdot \frac{\gamma_v}{\gamma_r} \right]}$$

onde:

$z = n^\circ$  de feixes de roving por mesa

$F =$  seção reta da peça , após laminação

$F^* =$  seção reta de um fio de roving após laminação

$\Psi =$  teor de vidro (em peso)

$\gamma_v =$  peso específico de vidro

$\gamma_r =$  peso específico da resina

Para a confecção da mesa considerou-se a na fabricação sera adotado uma laminação com 60% de teor de vidro, e os materiais com as seguintes características:

Peso específico do vidro =  $2,5 / \text{cm}^3$

Peso específico da resina =  $1,2 / \text{cm}^3$

O Roving utilizado na fabricação deve ser o **Advantex Type 30 – 111A – 8800**, distribuído pela OwensCorning, este apresenta as seguintes características:

Diametro do fio =  $33 \mu\text{m}$



Nº de fios por cabo = 4000

Tabela 20-35 – Número de feixes do Roving por mesa

Estação	X(m)	B(m)	a(m)	F	fm
0	0,00	0	0	0	0
1	0,09	0	0	0	0
2	0,28	0,00338	0,000563	1,90421E-06	0
3	0,46	0,006086	0,001014	6,17419E-06	1
4	0,64	0,008826	0,001471	1,29822E-05	3
5	0,83	0,011593	0,001932	2,23999E-05	5
6	1,01	0,014376	0,002396	3,44465E-05	7
7	1,19	0,017166	0,002861	4,91095E-05	10
8	1,38	0,019953	0,003326	6,63553E-05	14
9	1,56	0,022734	0,003789	8,61357E-05	18
10	1,74	0,025502	0,00425	0,000108392	23
11	1,93	0,028255	0,004709	0,000133059	28
12	2,11	0,03099	0,005165	0,000160065	34
13	2,29	0,033704	0,005617	0,000189332	40
14	2,48	0,036396	0,006066	0,000220782	46
15	2,66	0,039064	0,006511	0,000254333	54



### 20.3.5. Espessura da Alma

A espessura necessária da alma, pode ser dada por:

$$e = \frac{Q}{\sigma \cdot (H - a)}$$

Onde:

e = Espessura da Alma

Q = Esforço Cortante na Região

H = Altura da Alma

a = Altura da Mesa

$\sigma$  = Tensão Máxima Admitida pela Seção

Para a vibra de vidro tem-se:

$$\sigma_{adm} = 3,0 \text{kgf} / \text{mm}^2$$

---



Tabela 20-36 – Espessura da Alma

Estação	X(m)	Cortante (N)	H(m)	a(m)	e(m)
0	0,00	0	0,084	0	0
1	0,09	227,417973	0,0872	0	0
2	0,28	529,02377	0,0904	0,000563354	0,0002
3	0,46	874,071522	0,0936	0,001014412	0,000321
4	0,64	1251,6742	0,0968	0,001470951	0,000446
5	0,83	1655,87107	0,1	0,001932178	0,000574
6	1,01	2082,74458	0,1032	0,002396057	0,000702
7	1,19	2529,42715	0,1064	0,00286093	0,00083
8	1,38	2993,65945	0,1096	0,00332554	0,000957
9	1,56	3473,56119	0,1128	0,003788925	0,001083
10	1,74	3967,49854	0,116	0,004250341	0,001206
11	1,93	4474,00091	0,1192	0,004709198	0,001328
12	2,11	4991,70472	0,1224	0,00516502	0,001447
13	2,29	5519,31267	0,1256	0,005617416	0,001563
14	2,48	6055,56229	0,1288	0,006066058	0,001676
15	2,66	6599,19959	0,132	0,006510667	0,001787

### 20.3.6. Número de Camadas de Laminado

O número de camadas de laminado necessário para a laminação da alma, é dado por:

$$N = \frac{e}{2.t}$$

onde:

---



$t$  = espessura de uma camada de laminado.

Considerando a utilização do tecido T366P, tem-se que:

$$t = 0,03398\text{cm} \rightarrow \text{calculado anteriormente}$$

Tabela 20-37 – Numero de camadas de laminado para a fabricação da alma

Estação	X(m)	e(m)	N	N (utilizado)	e (laminado)
0	0,00	0	0	1	0,00068
1	0,09	0	0	1	0,00068
2	0,28	0,0002	0,294254	2	0,00136
3	0,46	0,000321	0,471742	3	0,00204
4	0,64	0,000446	0,656095	4	0,00272
5	0,83	0,000574	0,843725	5	0,0034
6	1,01	0,000702	1,032427	6	0,00408
7	1,19	0,00083	1,220728	7	0,00476
8	1,38	0,000957	1,407584	8	0,00544
9	1,56	0,001083	1,592228	9	0,00612
10	1,74	0,001206	1,774073	10	0,0068
11	1,93	0,001328	1,952658	11	0,00748
12	2,11	0,001447	2,127612	12	0,00816
13	2,29	0,001563	2,298622	13	0,00884
14	2,48	0,001676	2,465418	14	0,00952
15	2,66	0,001787	2,627757	15	0,0102

### 20.3.7. Dimensionamento do Revestimento da Empenagem Horizontal

O revestimento da empenagem é responsável por resistir aos esforços torçores que a mesma está submetida. Como o perfil é simétrico o único esforço torção surge devido a deflexão das superfícies de comando.

Considerando uma deflexão de  $30^\circ$  nas superfícies de comando, de acordo com o FAR-PART 23.349  $\Delta c_m = -0,01\delta$

Tabela 20-38 – Momento de Torção devido a deflexão das superfícies de comando

Estação	X (m)	Corda Estação (m)	Area Estação (m <sup>2</sup> )	Momento Torção (N.m)	Momento Total (N.m)
0	0	0,921	0,084425	275,6528828	275,6528828
1	0,09166667	0,950533333	0,174264444	587,2296515	862,8825343
2	0,275	0,980066667	0,179678889	624,2873158	1487,16985
3	0,45833333	1,0096	0,185093333	662,4787586	2149,648609
4	0,64166667	1,039133333	0,190507778	701,8039798	2851,452588
5	0,825	1,068666667	0,195922222	742,2629795	3593,715568
6	1,00833333	1,0982	0,201336667	783,8557577	4377,571326
7	1,19166667	1,127733333	0,206751111	826,5823144	5204,15364
8	1,375	1,157266667	0,212165556	870,4426495	6074,59629
9	1,55833333	1,1868	0,21758	915,4367631	6990,033053
10	1,74166667	1,216333333	0,222994444	961,5646551	7951,597708
11	1,925	1,245866667	0,228408889	1008,826326	8960,424033
12	2,10833333	1,2754	0,233823333	1057,221775	10017,64581
13	2,29166667	1,304933333	0,239237778	1106,751002	11124,39681
14	2,475	1,334466667	0,244652222	1157,414008	12281,81082
15	2,65833333	1,364	0,244652222	1183,028956	13464,83977

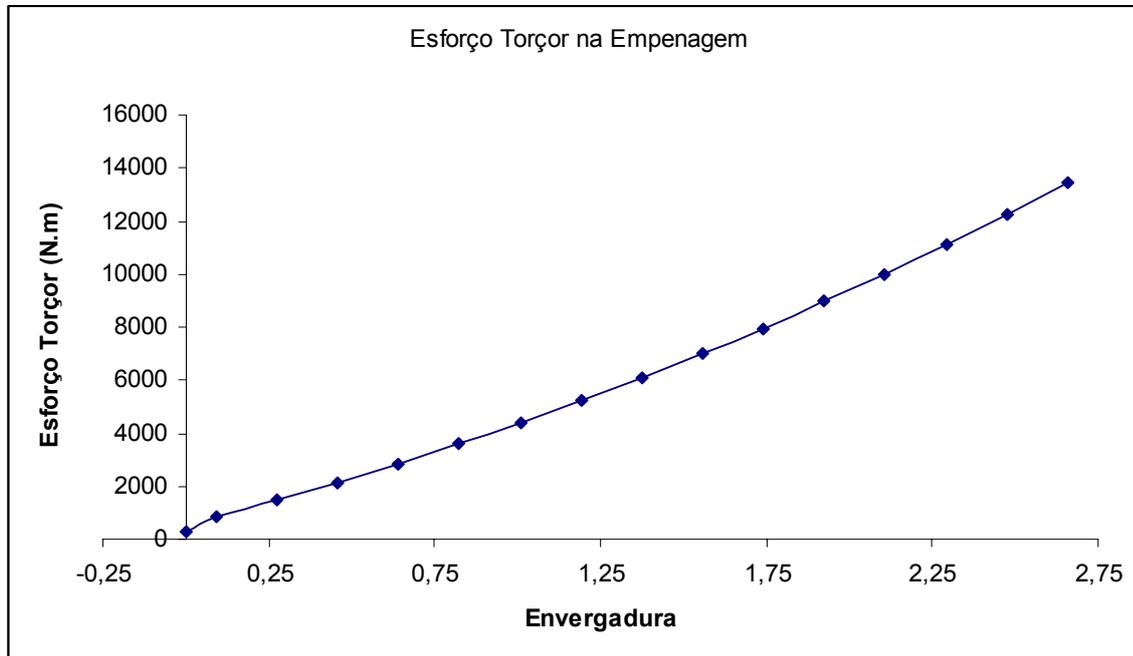


Figura 20-22 – Momento torçor na Empenagem

Considerando que a empenagem apresenta apenas uma caixa de torção (pois a longarina se encontra na parte final da mesma) tem-se:

$$M_t = 2(f_1 \cdot S_1)$$

$$\tau_1 = \frac{f_1}{e_1}$$

$$\tau_3 = \frac{f_1}{e_3}$$

$$f_1 = \tau_1 \cdot e_1 = \tau_3 \cdot e_3$$

$$\tau_1 = \frac{f_1}{e_1}$$

$$\tau_3 = \frac{f_1}{e_3}$$

Considerando inicialmente uma espessura do revestimento de 0,003m tem-se as seguintes solicitações no revestimento.

Tabela 20-39 – Tensões no revestimento de 3mm de laminado

Estação	X (m)	Torçor (N.m)	e3 (total)	L <sub>3</sub> = H	L <sub>1</sub>	S <sub>1</sub>	e1 (m)	τ 1 (N/m <sup>2</sup> )	τ 3 (N/m <sup>2</sup> )
1	0,09	275,6528828	0,01268	0,084	0,76	0,047146	0,003	0	0
2	0,28	862,8825343	0,01268	0,0872	0,841	0,056952	0,003	0	0
3	0,46	1487,16985	0,01336	0,0904	0,923	0,063	0,003	3934312	883453,2
4	0,64	2149,648609	0,01404	0,0936	1,001	0,066083	0,003	5421560	1158453
5	0,83	2851,452588	0,01472	0,0968	1,087	0,069167	0,003	6870970	1400334
6	1,01	3593,715568	0,0154	0,1	1,17117	0,07225	0,003	8290001	1614935
7	1,19	4377,571326	0,01608	0,1032	1,5026	0,075333	0,003	9684892	1806883
8	1,38	5204,15364	0,01676	0,1064	1,52601	0,078417	0,003	11060900	1979875
9	1,56	6074,59629	0,01744	0,1096	1,54603	0,0815	0,003	12422487	2136896
10	1,74	6990,033053	0,01812	0,1128	1,57302	0,084583	0,003	13773464	2280375
11	1,93	7951,597708	0,0188	0,116	1,59441	0,087667	0,003	15117106	2412304
12	2,11	8960,424033	0,01948	0,1192	1,61003	0,09075	0,003	16456242	2534329
13	2,29	10017,64581	0,02016	0,1224	1,64422	0,093833	0,003	17793332	2647817
14	2,48	11124,39681	0,02084	0,1256	1,66329	0,096917	0,003	19130519	2753913
15	2,66	12281,81082	0,02152	0,1288	1,67986	0,1	0,003	20469685	2853581
								Máximo	2853581

Observa-se portanto que a espessura do revestimento pode ser reduzida.

Tabela 20-40 – Espessura necessária do revestimento

Espes. Neces	0,002087 m
Espes. Cam	0,00034 m
N Cam	6,138235
7 Camadas	0,00238 m



Tabela 20-41 – Verificação do Revestimento

Estação	X (m)	Torçor (N.m)	e3 (total)	L <sub>3</sub> = H	L <sub>1</sub>	S <sub>1</sub>	e1 (m)	τ 1 (N/m <sup>2</sup> )	τ 3 (N/m <sup>2</sup> )
1	0,09	275,6528828	0,01268	0,084	0,76	0,047146	0,00238	0	0
2	0,28	862,8825343	0,01268	0,0872	0,841	0,056952	0,00238	0	0
3	0,46	1487,16985	0,01336	0,0904	0,923	0,063	0,00238	4959217	883453,2
4	0,64	2149,648609	0,01404	0,0936	1,001	0,066083	0,00238	6833899	1158453
5	0,83	2851,452588	0,01472	0,0968	1,087	0,069167	0,00238	8660887	1400334
6	1,01	3593,715568	0,0154	0,1	1,17117	0,07225	0,00238	10449581	1614935
7	1,19	4377,571326	0,01608	0,1032	1,5026	0,075333	0,00238	12207847	1806883
8	1,38	5204,15364	0,01676	0,1064	1,52601	0,078417	0,00238	13942311	1979875
9	1,56	6074,59629	0,01744	0,1096	1,54603	0,0815	0,00238	15658597	2136896
10	1,74	6990,033053	0,01812	0,1128	1,57302	0,084583	0,00238	17361509	2280375
11	1,93	7951,597708	0,0188	0,116	1,59441	0,087667	0,00238	19055176	2412304
12	2,11	8960,424033	0,01948	0,1192	1,61003	0,09075	0,00238	20743163	2534329
13	2,29	10017,64581	0,02016	0,1224	1,64422	0,093833	0,00238	22428570	2647817
14	2,48	11124,39681	0,02084	0,1256	1,66329	0,096917	0,00238	24114100	2753913
15	2,66	12281,81082	0,02152	0,1288	1,67986	0,1	0,00238	25802124	2853581
							Máximo		2853581

Tabela 20-42 – Margem de Segurança do Revestimento

Admissível	29430000
Máximo	25802124
Margem	0,140604



### 20.3.8. Rigidez torcional

A torção na empenagem, devido a momento pode ser determinada da seguinte forma:

$$dl = \frac{M_t \cdot P}{4 \cdot A^2 \cdot \delta \cdot G} dx$$

onde:

$M_t$  = Momento de Torção Aplicado

P = Perímetro do Contorno do Caixaão

A = Área Interna ao Contorno do Caixaão

G = Módulo de Elasticidade Transversal do Material do Revestimento

$\delta$  = Espessura do Revestimento

para:

$$G = 50.000 \text{ kgf/cm}^2$$

---

Tabela 20-43 – Torção das estações da Asa

Estação	X (m)	Torçor (N.m)	dl/m	I (rad)
1	0,09	275,6528828	0	0
2	0,28	862,8825343	1,69661E-05	3,11E-06
3	0,46	1487,16985	2,60894E-05	4,78E-06
4	0,64	2149,648609	3,70205E-05	6,79E-06
5	0,83	2851,452588	4,84791E-05	8,89E-06
6	1,01	3593,715568	6,01278E-05	1,1E-05
7	1,19	4377,571326	8,51048E-05	1,56E-05
8	1,38	5204,15364	9,49218E-05	1,74E-05
9	1,56	6074,59629	0,000104032	1,91E-05
10	1,74	6990,033053	0,000113168	2,07E-05
11	1,93	7951,597708	0,000121588	2,23E-05
12	2,11	8960,424033	0,000129268	2,37E-05
13	2,29	10017,64581	0,000138101	2,53E-05
14	2,48	11124,39681	0,000145568	2,67E-05
15	2,66	12281,81082	0,000152624	2,8E-05

Tabela 20-44 – Torção Total

Total (rad/m)	0,000233
Total (graus/m)	0,013373

O valor de Torção total da Empenagem, é de 0,013 graus.



## 20.4. Dimensionamento da Fuselagem

### 20.4.1. Revestimento

#### 20.4.1.1. Parte Posterior

O tecido a ser utilizado na laminação da fuselagem deve ser o **T366B**, distribuído no Brasil pela OwensCorning.

Foi escolhido o tecido que apresenta uma gramatura de 350 g/m<sup>2</sup>. A laminação da fuselagem será do tipo sanduíche com espuma de PVC, que apresenta uma espessura de 12 mm, e densidade de 60 kg/m<sup>3</sup>.

Inicialmente deve-se determinar a espessura de uma camada de tecido após a laminação. Essa espessura pode ser obtida da seguinte maneira:

$$t = \frac{P}{A\gamma}$$

onde :

P = peso do laminado

A = área do laminado

$\gamma$  = densidade do laminado (1,71g/cm<sup>3</sup>)

Nem todo o laminado é composto de fibra de vidro, tem-se ainda a participação da resina, que pode ser computada da seguinte maneira:

$$P = \frac{P_1}{x/100}$$

onde :

P<sub>1</sub> = peso do tecido

$\frac{x}{100}$  = participação em peso do tecido no laminado

---



Considerando que a laminação será realizada com 60% de tecido e 40% de resina, e para o tecido escolhido ( $350\text{g/m}^2$ ), tem-se:

$$P_1 = 350 \text{ g/m}^2$$

Portanto:

$$P = \frac{350}{0,6} = 583 \text{ g / m}^2 = 0,0583 \text{ g / cm}^2$$

$$t = \frac{0,0583}{1.1,71} = 0,034 \text{ cm}$$

Inicialmente será considerada uma laminação de duas camadas em cada lado da espuma. Será então verificado se esta laminação será suficiente para resistir aos esforços da fuselagem.

A espessura total da laminação pode então ser dada por:

$$t = 4 \cdot 0,034 = 0,136 \text{ cm}$$

A tensão de cisalhamento máxima atuante em uma seção do revestimento da fuselagem e dada por:

$$\tau = \frac{M_t}{2 \cdot A \cdot \delta}$$

onde :

$M_t$  = Momento de torção aplicado

A = Área da seção

$\delta$  = Espessura do revestimento

$\tau$  = Tensão de Cisalhamento

Para o material utilizado

$$\tau_r = 3 \text{ kgf/mm}^2 = 29430000 \text{ N/m}^2$$

---



### 20.4.1.2. Momento de Torção

A Figura 20-23 – Fuselagem da Aeronave (Fibra de Vidro) Figura 20-23, apresenta um esquema da fuselagem da aeronave para o seu dimensionamento estrutural.



Figura 20-23 – Fuselagem da Aeronave (Fibra de Vidro)

Pelos cálculos de carga na fuselagem, tem-se que o momento de torção na parte posterior da fuselagem, e dado por:

$$M_t = 1270,47 \text{kgf} \cdot \text{m} = 12463 \text{N} \cdot \text{m}$$

O cálculo será realizado para as oito seções da fuselagem, contadas a partir do ponto de fixação da longarina da empenagem vertical (onde surge o momento torçor), até próximo a fixação da longarina traseira da asa. Serão oito seções distanciadas de 0,5 m entre si.

A Tabela 20-45, apresenta os valores de tensão de cisalhamento para as seções da fuselagem (parte posterior).

Observa-se que nas duas primeiras seções (ultimo metro da fuselagem), o cisalhamento é maior que a tensão suportada pelo revestimento ( $29430000 \text{ N/m}^2$ ).



Tabela 20-45 – Tensão de cisalhamento do revestimento da fuselagem (parte traseira)

Secção	x (m)	Área Seção (m <sup>2</sup> )	Torçor (N.m)	e (m)	Cisalhante (N/m <sup>2</sup> )	Margem de Seg %
1	0	0,108	12463	0,00136	42425789,76	xxxx
2	0,5	0,149	12463	0,00136	30751579,16	xxxx
3	1	0,201	12463	0,00136	22795946,74	29,10%
3	1,5	0,268	12463	0,00136	17096960,05	72,14%
4	2	0,355	12463	0,00136	12907000,83	128,02%
5	2,5	0,469	12463	0,00136	9769691,459	201,24%
6	3	0,612	12463	0,00136	7486904,075	293,09%
7	3,5	0,786	12463	0,00136	5829497,83	404,85%
8	4	0,992	12463	0,00136	4618936,788	537,16%

Para as seções finais da fuselagem é necessário um aumento da espessura do revestimento. No último um metro da fuselagem deverá ser utilizado seisquatro de laminado, ao contrario de quatro camadas como no restante da fuselagem.

Para um laminado com seis camadas, tem-se

$$t = 6.0,034 = 0,204cm$$

A Tabela 20-46, apresenta a verificação do revestimento com a nova espessura (6 camadas de laminado).



Tabela 20-46 – Verificação do Cisalhamento nas últimas seções

Secção	x (m)	Área Seção (m <sup>2</sup> )	Torçor (N.m)	e (m)	Cisalhante (N/m <sup>2</sup> )	Margem de Seg %
1	0	0,108	12463	0,00204	28283859,84	4,05%
2	0,5	0,149	12463	0,00204	20501052,77	43,55%

#### 20.4.2. Rigidez a Torção

A torção do cone de cauda pode ser calculada da seguinte forma:

$$dl = \frac{M_t \cdot P}{4 \cdot A^2 \cdot \delta \cdot G} dx$$

onde:

$M_t$  = Momento de Torção Aplicado

P = Perímetro do Contorno do Caixão

A = Área Interna ao Contorno do Caixão

G = Módulo de Elasticidade Transversal do Material do Revestimento = 50000kgf/cm<sup>2</sup>

$\delta$  = Espessura do Revestimento

A Tabela 20-47, apresenta os valores da torção do cone de cauda para a laminação definida anteriormente (4 camadas de tecido, com exceção do ultimo metro da fuselagem, onde deverão ser utilizadas 6 camadas).

Tabela 20-47 – Torção do cone de cauda

Secção	x (m)	Área Secção (m <sup>2</sup> )	Torçor (N.m)	e (m)	G (N/m <sup>2</sup> )	Per (m)	dI (rad/m)	I (rad)
1	0	0,108	12463	0,00204	4,905E+11	1,42	0,000379	0,00019
2	0,5	0,149	12463	0,00204	4,905E+11	1,6	0,000224	0,000112
3	1	0,201	12463	0,00136	4,905E+11	1,82	0,00021	0,000105
3	1,5	0,268	12463	0,00136	4,905E+11	2,05	0,000133	6,67E-05
4	2	0,355	12463	0,00136	4,905E+11	2,32	8,6E-05	4,3E-05
5	2,5	0,469	12463	0,00136	4,905E+11	2,63	5,58E-05	2,79E-05
6	3	0,612	12463	0,00136	4,905E+11	2,98	3,72E-05	1,86E-05
7	3,5	0,786	12463	0,00136	4,905E+11	3,36	2,54E-05	1,27E-05
8	4	0,992	12463	0,00136	4,905E+11	3,75	1,78E-05	-7,1E-05
						<b>Tor (rad)</b>		<b>0,000505</b>
						<b>Tor (graus)</b>		<b>0,028912</b>

A torção total do cone de cauda de 0,028 graus, e plenamente aceitável.

### 20.4.3. Solicitações no plano Vertical

Pelos cálculos de cargas na fuselagem, tem-se que a maior carga atuante no plano vertical da aeronave, ocorre devido as cargas de inércia.

O momento fletor devido a estas cargas é de:

---



$$M_f = 6926,87 \text{ kgf} \cdot \text{m} \rightarrow 67952,59 \text{ N} \cdot \text{m}$$

### ***Tensão atuante***

$$\sigma = \frac{M_f y}{I}$$

onde :

$M_f$  = Momento fletor atuante

y = Distância da linha neutra à fibra mais externa

I = Momento de inércia

Para a fibra de vidro tem-se:

$$\sigma_{adm_{0^\circ}} = 2500 \text{ kgf} / \text{cm}^2$$

$$\sigma_{adm_{45^\circ}} = 1750 \text{ kgf} / \text{cm}^2$$

$$\sigma_{adm_{m\u00e9dio}} = 2100 \text{ kgf} / \text{cm}^2$$



### 20.4.3.1. Geometria da Seção

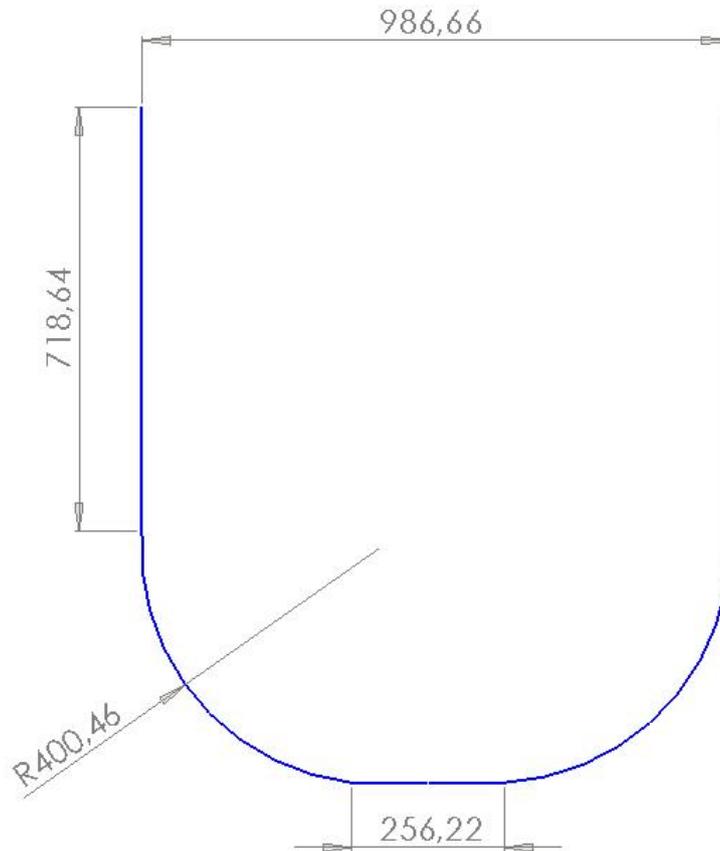


Figura 20-24 – Dimensões da Fuselagem

### 20.4.3.2. Determinação da linha neutra - $d_{LN}$

$$d_{LN} = \frac{\sum S_i y_i}{\sum S_i}$$

Em relação a linha superior tem-se:

$$d_{LN} = \frac{2 \cdot (S_1 y_1) + 2 \cdot (S_2 y_2) + S_3 y_3}{2 \cdot S_1 + 2 \cdot S_2 + S_3}$$

Considerando a mesma laminação do cone de cauda, (4 camadas de laminado), com espessura de 0,136 cm, tem-se.



$$d_{LNy} = \frac{2 \cdot (7,5 \times 10^{-4} \cdot 0,894) + 2 \cdot (9,8 \times 10^{-4} \cdot 0,359) + 3,48 \times 10^{-4} \cdot 1,07}{2,7,5 \times 10^{-4} + 2,9,8 \times 10^{-4} + 3,48 \times 10^{-4}}$$

$$d_{LNy} = 0,63m$$

### 20.4.3.3. Cálculo de I

O momento de Inércia (calculado pelo software 3D) é de:

$$I_{xx} = 509661482,16 \text{ mm}^4 = 5,09 \times 10^{-4} \text{ m}^4$$

### 20.4.3.4. Cálculo da Tensão Atuante

$$\sigma_{at} = \frac{M_f \cdot y}{I} = \frac{67952,59 \cdot 0,63}{5,09 \times 10^{-4}} = 84106349,12 \text{ N/m}^2$$

$$\sigma_{at} = 84106349,12 \text{ N/m}^2 = 857,35 \text{ kgf/cm}^2$$

Esse valor é menor que a tensão máxima admissível do material, de 2100 kgf/cm<sup>2</sup>

$$M_s = \frac{\sigma_{adm}}{\sigma_{at}} - 1 = \frac{2100}{857,35} - 1 = 1,45 = 145\%$$

### 20.4.4. Solicitações no plano horizontal

As cargas laterais aplicadas na fuselagem, como defino do cálculo de cargas causam um momento de torção na aeronave de:

$$M_f = 94,665 \text{ kgf.m}$$



#### 20.4.4.1. Determinação da linha neutra - $d_{LN}$

Como a fuselagem é simétrica a linha neutra se encontra exatamente no meio da seção.

$$x = 0,493m$$

#### 20.4.4.2. Cálculo de $I$

O momento de Inércia (calculado pelo software 3D) e de:

$$I_{xx} = 678865472.26 \text{ mm}^4 = 6,79 \times 10^{-4} \text{ m}^4$$

#### 20.4.4.3. Cálculo da Tensão Atuante

$$\sigma_{at} = \frac{M_f x}{I} = \frac{928,66 \cdot 0,493}{6,79 \times 10^{-4}} = 674270 \text{ N} / \text{m}^2$$

$$\sigma_{at} = 674270 \text{ N} / \text{m}^2 = 6,87 \text{ kgf} / \text{cm}^2$$

Esse valor é menor que a tensão máxima admissível do material, de 2100 kgf/cm<sup>2</sup>

$$M_s = \frac{\sigma_{adm}}{\sigma_{at}} - 1 = \frac{2100}{6,87} - 1 = 304,5 = 3004\%$$

As cargas laterais são muito pequenas comparadas com as cargas verticais, por esse motivo a margem de segurança para esse caso ficou tão alta.



## 20.5. Parte Anterior

Inicialmente será feita a suposição que a parte anterior da fuselagem apresenta a mesma laminação da parte posterior, com quatro camadas de tecido laminas em um sanduíche com espuma de PVC. De ver verificado então se este revestimento é capaz de suportar as cargas da parte anterior da fuselagem.

### 20.5.1. Solicitação no plano vertical

A região que sofre o maior momento torço, se encontra próximo ao pino de ligação da longarina dianteira da asa com a fuselagem. De acordo com o cálculo de cargas da aeronave, tem-se que:

$$M_f = 15864 \text{kgf} \cdot \text{m} = 155625,84 \text{N} \cdot \text{m}$$

#### 20.5.1.1. Tensão Atuante

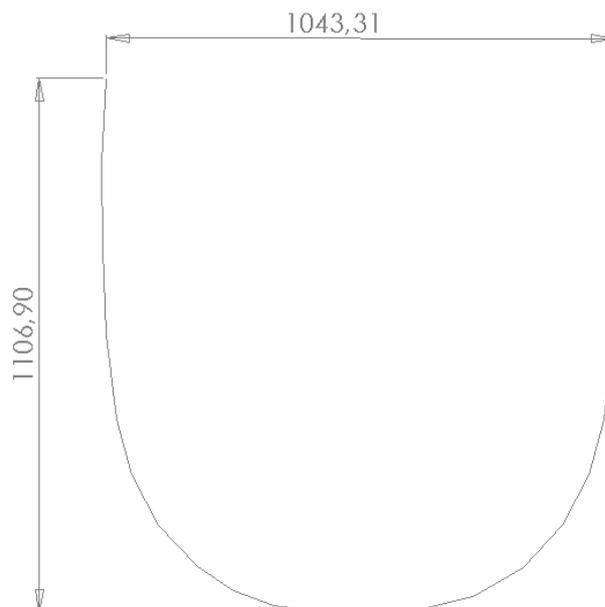


Figura 20-25 – Seção da fuselagem próximo ao ponto de fixação da longarina dianteira



Pelo software 3D, pode-se conhecer as propriedades da seção:

$$I_x = 90071327 \text{ mm}^4 = 9,00 \times 10^{-4} \text{ m}^4$$

$$y = 0,651 \text{ m}$$

$$\sigma_{at} = \frac{M_f \cdot y}{I} = \frac{155625,84 \cdot 0,651}{9, \times 10^{-4}} = 112568750 \text{ N} / \text{m}^2$$

$$\sigma_{at} = 112568750 \text{ N} / \text{m}^2 = 1147,48 \text{ kgf} / \text{cm}^2$$

$$M_s = \frac{\sigma_{adm}}{\sigma_{at}} - 1 = \frac{2100}{1147,48} - 1 = 1,83 = 183\%$$

### 20.5.1.2. Solicitação no plano horizontal

Do dados do calculo de cargas tem-se que:

$$M_f = 330,35 \text{ kgf} \cdot \text{m} = 3240,73 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$I_y = 1025185.47 \text{ mm}^4 = 1,025 \times 10^{-4} \text{ m}^4$$

$$x = 0,521 \text{ m}$$

$$\sigma_{at} = \frac{M_f \cdot y}{I} = \frac{3240,73 \cdot 0,521}{1,025 \times 10^{-4}} = 16472411 \text{ N} / \text{m}^2$$

$$\sigma_{at} = 16472411 \text{ N} / \text{m}^2 = 167,9 \text{ kgf} / \text{cm}^2$$

$$M_s = \frac{\sigma_{adm}}{\sigma_{at}} - 1 = \frac{2100}{167,91} - 1 = 11,5 = 1150\%$$

Da mesma forma que na parte posterior da fuselagem, a parte anterior e muito mais resistente as cargas laterais que as cargas verticais.

---



## 20.6. Dimensionamento dos comandos

As cargas nos sistema de comando serão determinadas em concordância aos parágrafos FAR-PART 23.391 até JAR-VLA 415.

### 20.6.1. Cargas no sistema de comando do profundor

As cargas no profundor devem ser investigadas para os casos de carregamento de manobra e rajada. A seguir será apresentado esquematicamente o sistema de comando do profundor:

Esquema

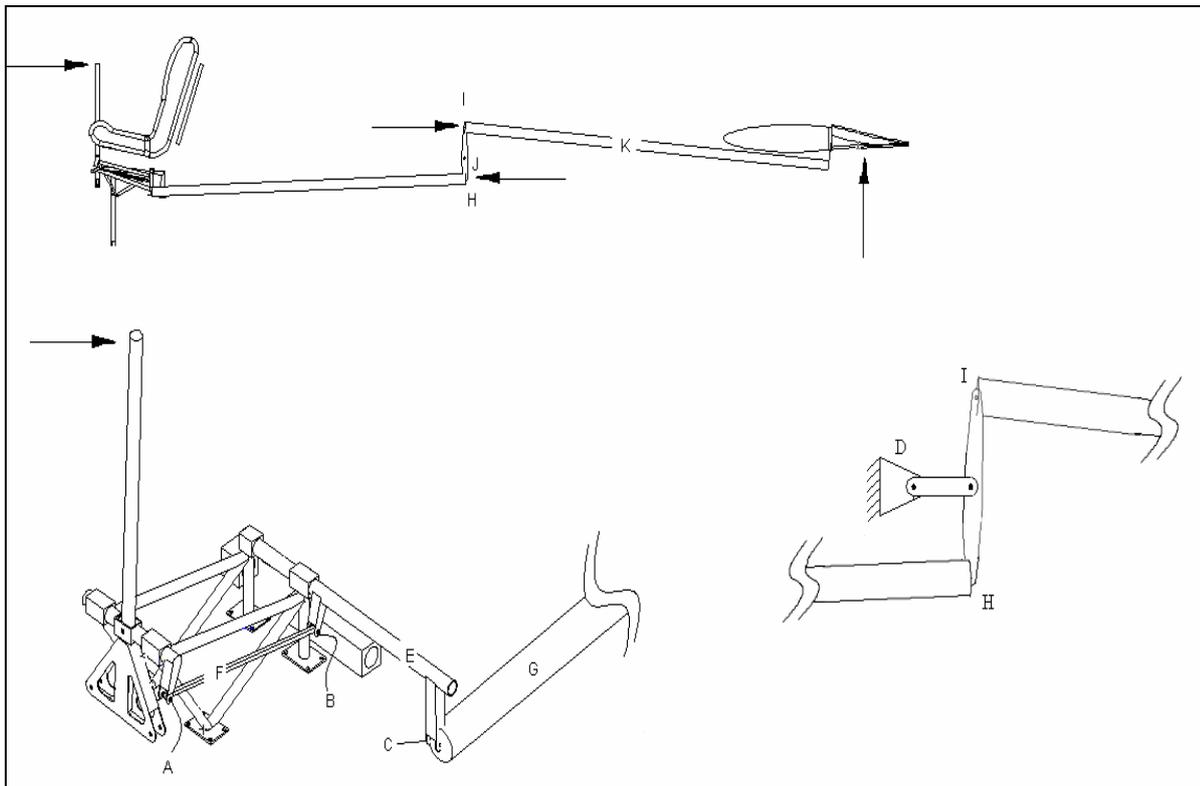


Figura 20-26- Sistema de comando do profundor



### 20.6.1.1. Forças externas

- imposta pelo piloto no parágrafo FAR-PART 23.397(b): 167lb = 75.5 kgf ;
- força aerodinâmica no profundor

$$R = 1274 \text{ kgf}$$

Batentes serão colocados junto ao manche para absorver as cargas oriundas do primeiro caso.

### 20.6.1.2. Dimensionamento do tubo de torção E (para resistir ao momento de $M_t = 250 \text{ kgf.m}$ )

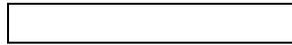
Foram admitidos, em função da disponibilidade no mercado, os seguintes diâmetros:

$$D = \varnothing_{\text{externo}} = 47,625 \text{ mm} = 1-7/8''$$

$$d = \varnothing_{\text{interno}} = 41,275 \text{ mm}$$

$$M_t = 250 \text{ kgf.m} = 250000 \text{ kgf.mm (limite)}$$

Para dimensionamento:



onde (F.Q.) = 1.25 para sistemas de comando (JAR-VLA 395)

$$\therefore M_t' = 250000 \times 1.5 \times 1.25 = 468750 \text{ kgf.mm}$$

$$\tau = \frac{M_t \cdot r}{J_p} = \frac{M_t \cdot \frac{D}{2}}{\frac{\pi}{32} (D^4 - d^4)} = \frac{16 \cdot M_t \cdot D}{\pi \cdot (D^4 - d^4)}$$

$$\therefore \tau = \frac{16 \cdot 250000 \cdot 47,625}{\pi(47,625^4 - 41,275^4)} \therefore \tau = 27,04 \text{ kgf/mm}^2$$

A tensão de ruptura ao cisalhamento do tubo de aço, sem costura, SAE 4130 é:

**Urutau**



A margem de segurança será então:

$$M.S. = \frac{37,8}{27,04} - 1 = 0.3979 \quad \text{ou} \quad M.S. = 39,79 \%$$

Obs.: Pode-se observar que a espessura do tubo ou mesmo o diâmetro externo podiam ter sido menores. Na verdade esse valor foi adotado por limitações de dimensões comerciais de acordo com a disponibilidade oferecida pela loja Aircraft Spruce and specialty co.



20.6.2. Dimensionamento do manche

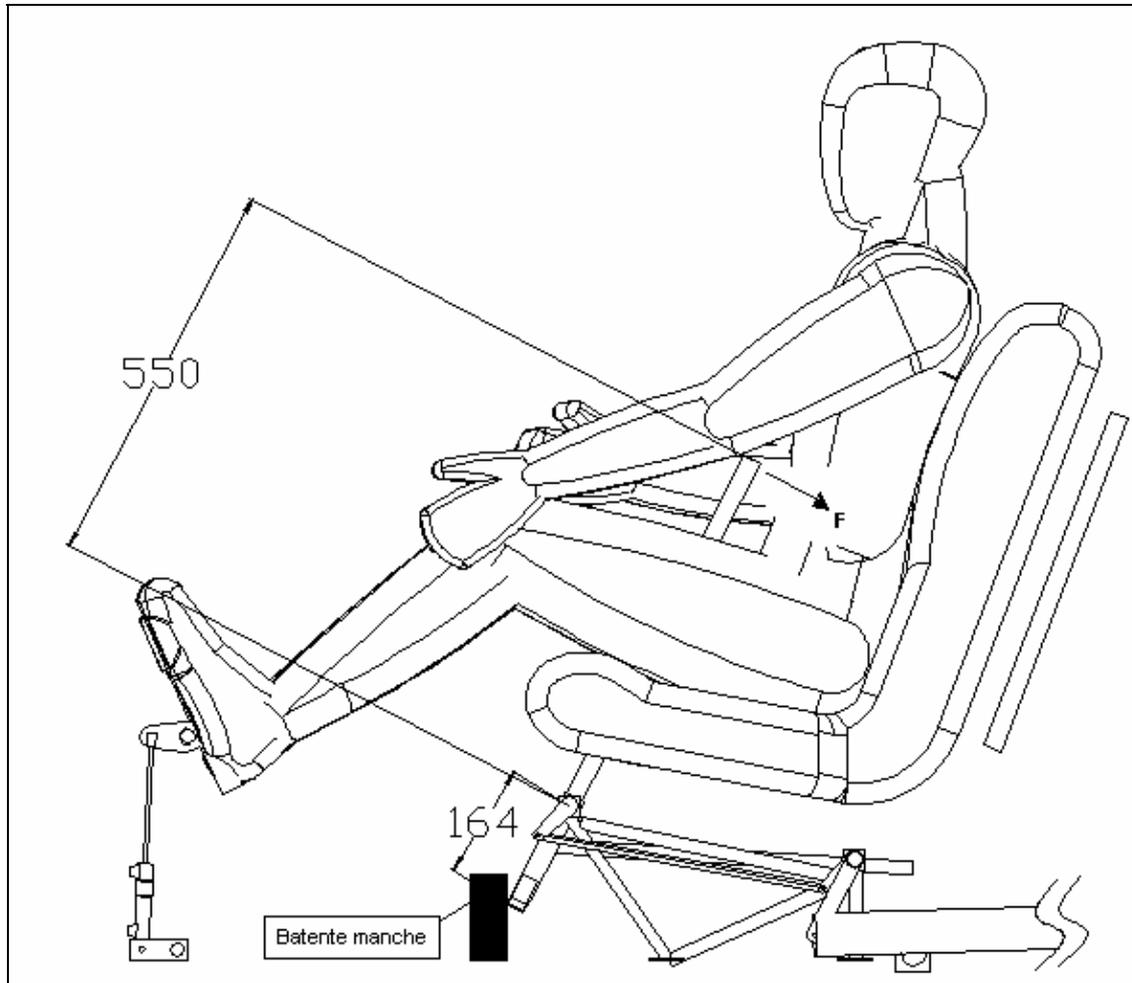


Figura 20-27 - Batente do manche de comando do profundor

$$M_f = F \cdot l \cdot (F.S.) \cdot (F.Q.) = 203,83 \text{ kgf} \cdot 550 \text{ mm} \cdot 1.5 \cdot 1.25 = 210375 \text{ kgf}\cdot\text{mm}$$

$$\sigma = \frac{M \cdot y}{J} = \frac{M_f \cdot \frac{D}{2}}{\frac{\pi}{64} (D^4 - d^4)} = \frac{32 \cdot M_f \cdot D}{\pi \cdot (D^4 - d^4)}$$

1° tentativa:  $D = 1 \frac{1}{8}'' = 28.575 \text{ mm}$



$$d = 27,686 \text{ mm (e=0,889mm ou 0,035")}$$

$$\sigma = \frac{32 \cdot 112200 \cdot 28.575}{\pi \cdot (28.575^4 - 27,686^4)} \therefore \sigma = 48,9817 \text{ kgf/mm}^2$$

$$M.S. = \frac{63}{48,9817} - 1 = 0.2862 \text{ ou } M.S. = 28,62 \%$$

**20.6.2.1. Dimensionamento da peça de ligação nas extremidades do tubo de torção "c"**

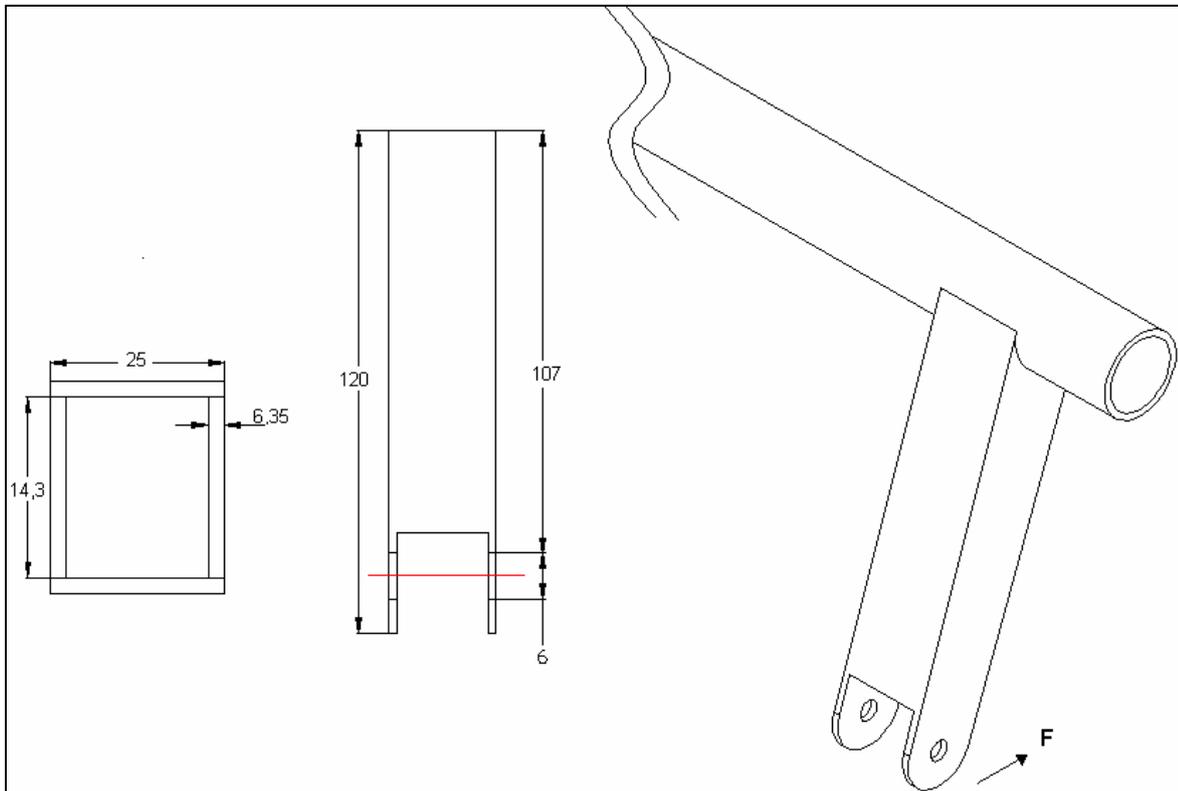


Figura 20-28 - Olhal das extremidades da barra de torção



$$J = \frac{BH^3 - bh^3}{12} = \frac{25 \cdot 27^3 - 12,3 \cdot 14,3^3}{12} = 38008,94 \text{ mm}^4$$

Ter-se-á:



$$\sigma = \frac{(1390 \cdot 110) \cdot \frac{(14,3 + 6,35 + 6,35)}{2}}{38008,94} \therefore \sigma = 54,307 \text{ kgf/mm}^2$$

$$M.S. = \frac{63}{54,307} - 1 = 0,16 \quad \text{ou} \quad M.S. = 16\%$$

### 20.6.2.2. Rasgamento da chapa do olhal

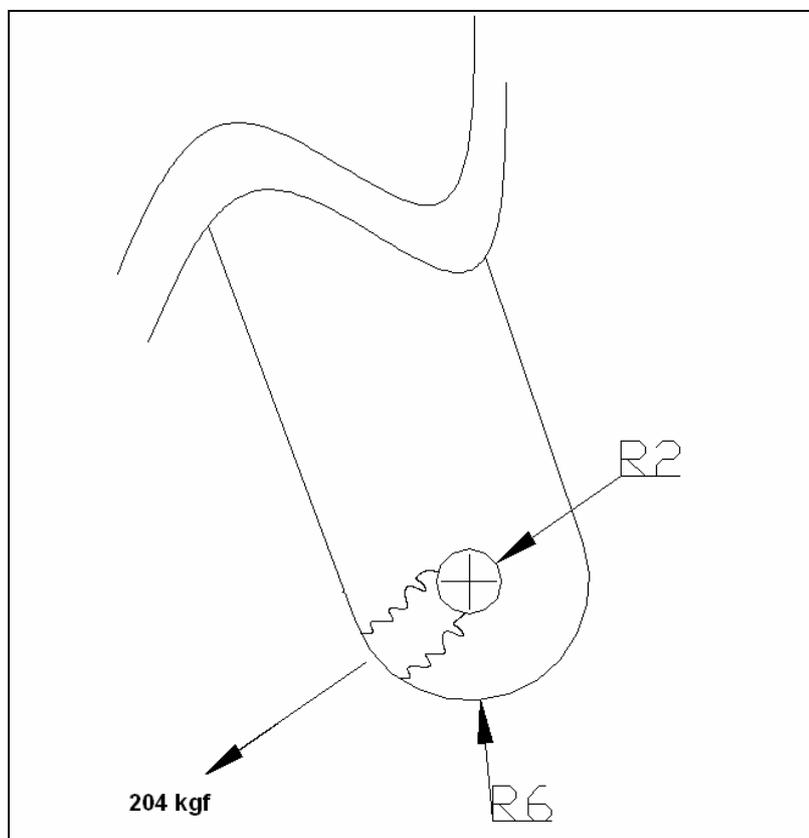


Figura 20-29- Rasgamento no olhal do guinhol do profundor

$$\tau = \frac{\frac{1}{2}(Bh \cdot (F.S.) \cdot (F.Q.))}{2 \cdot l \cdot e} = \frac{0,5 \cdot (204 \cdot 1,5 \cdot 1,25)}{2 \cdot 6 \cdot 2} \therefore \tau = 7,968 \text{ kgf/mm}^2$$

(aço US 470)



$$M.S. = \frac{28.2}{7,9687} - 1 = 2,5388 \quad \text{ou} \quad M.S. = 253,88\%$$

### 20.6.2.3. Verificação da flambagem do tubo F

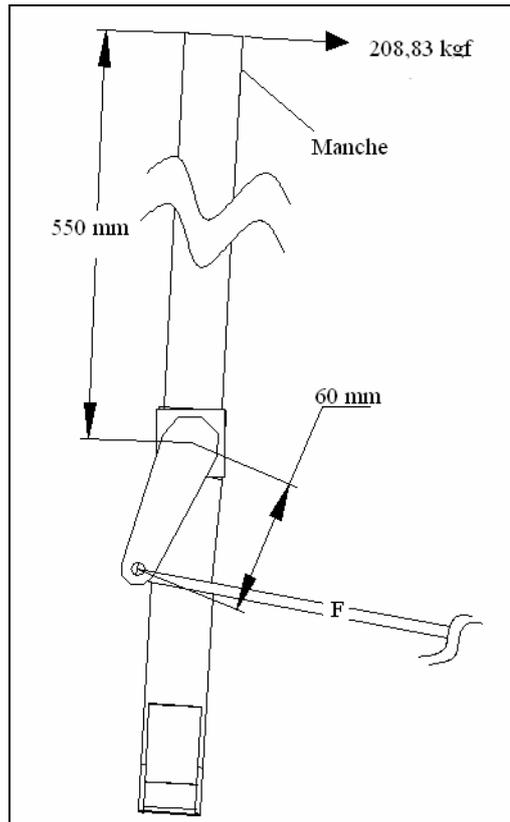


Figura 20-30 – Determinação da carga na barra F

$$\sum M = 0 \Rightarrow 208,83 \cdot 550 = P_x \cdot 60 \Rightarrow F = 1914,275 \text{ kgf}$$

$$F_F = 1914,275 \text{ kgf}$$

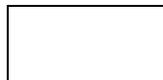
para dimensionamento :

$$F'_F = F_F \cdot (F.S.) \cdot (F.Q.) = 1914,275 \cdot 1.5 \cdot 1.25 = 3589,26 \text{ kgf}$$

Condição de extremidades:

- rótulas

$$l_{fl} = l / 2 \therefore$$



- Diâmetro externo: 19,05 mm ; diâmetro interno: 11,91 mm



$$S = \frac{\pi}{4}(D^2 - d^2) = \frac{\pi}{4}(19,05^2 - 11,91^2) = 173,5671 \text{ mm}^2$$

$$J = \frac{\pi}{64}(D^4 - d^4) = \frac{\pi}{64}(19,05^4 - 11,91^4) = 5476,177 \text{ mm}^4$$

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{l_{fl}^2} \therefore P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot 2.1 \times 10^4 \cdot 5476,177}{405,5^2} \therefore P_{cr} = 6902,633 \text{ kgf}$$

Como  $F_F < P_{cr}$ , o tubo F não flambará.

#### 20.6.2.4. Dimensionamento das peças de ligação “b” e “a”

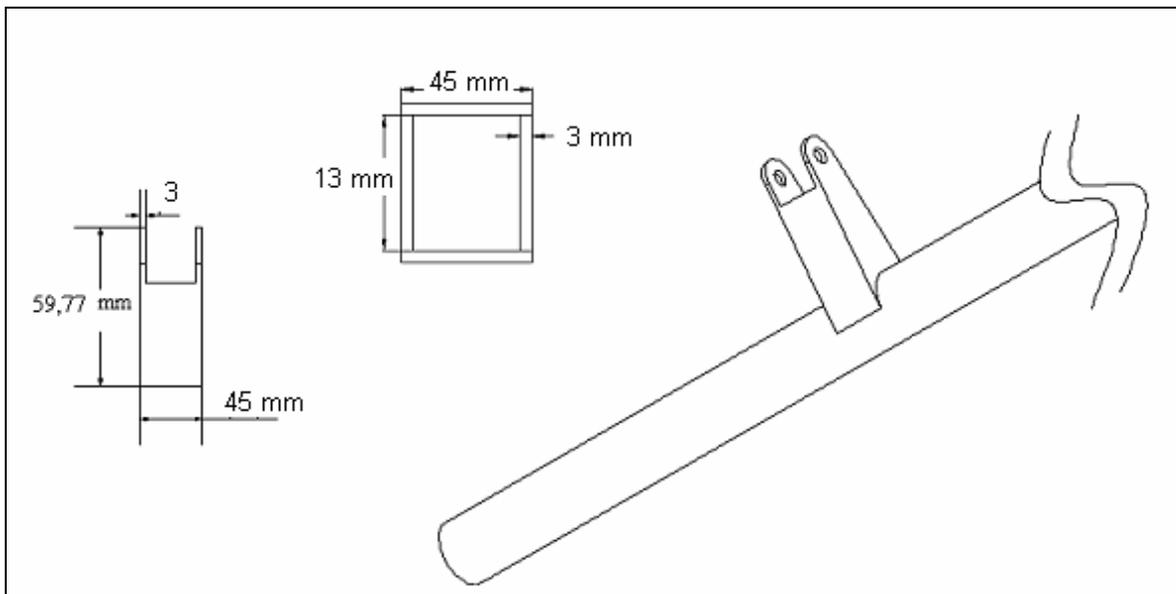


Figura 20-31 - Detalhamento da peça de ligação do comando

$$J = \frac{BH^3 - bh^3}{12} = \frac{45 \cdot 19^3 - 39 - 13^3}{12} = 18581 \text{ mm}^4$$





Ter-se-á:

$$\sigma = \frac{(1914,275.59,77) \cdot \frac{(13+3+3)}{2}}{18581} \therefore \sigma = 58,498 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

$$M.S. = \frac{63}{58,498} - 1 = 0,07695 \text{ ou } M.S. = 7,7 \%$$

### 20.6.2.5. Verificação da flambagem do tubo G

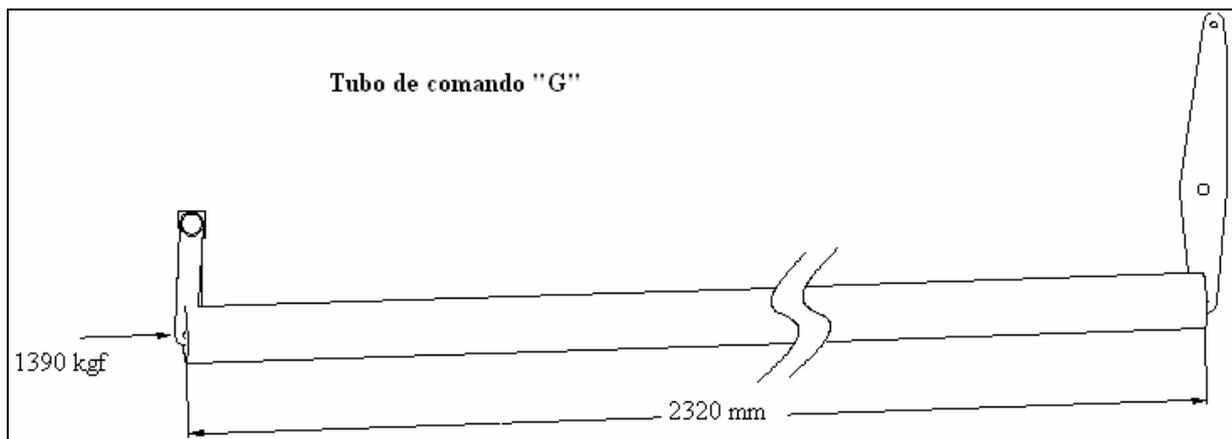


Figura 20-32 – Determinação da carga na barra G

$$F_G = 1390 \text{ kgf}$$

Para dimensionamento:

$$F_F' = F_F \cdot (F.S.) \cdot (F.Q.) = 1390 \cdot 1,5 \cdot 1,25 = 2606,25 \text{ kgf}$$

Condição de extremidades:

- Rótulas

$$l_{fl} = l / 2 \therefore$$





- Diâmetro externo: 47,625 mm; diâmetro interno: 41,275 mm

$$S = \frac{\pi}{4}(D^2 - d^2) = \frac{\pi}{4}(47,625^2 - 41,275^2) = 443,369 \text{ mm}^2$$

$$J = \frac{\pi}{64}(D^4 - d^4) = \frac{\pi}{64}(47,625^4 - 41,275^4) = 110059,9 \text{ mm}^4$$

$$i = \sqrt{\frac{J}{S}} = \sqrt{\frac{110059,9}{443,369}} \therefore i = 15,75549 \text{ mm}$$

$$\lambda = \frac{l}{i} = \frac{2694,47}{15,75549} \therefore \lambda = 171,0179 \quad (\lambda_{\text{lim}} \geq 115 \Rightarrow \text{Equação de Euler})$$

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{l_{fl}^2} \therefore P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot 2.1 \times 10^4 \cdot 110059,9}{2694,47^2} \therefore P_{cr} = 3141,965 \text{ kgf}$$

Como  $F_G < P_{cr}$ , o tubo G não flambará.

#### 20.6.2.6. Verificação da flambagem do tubo K

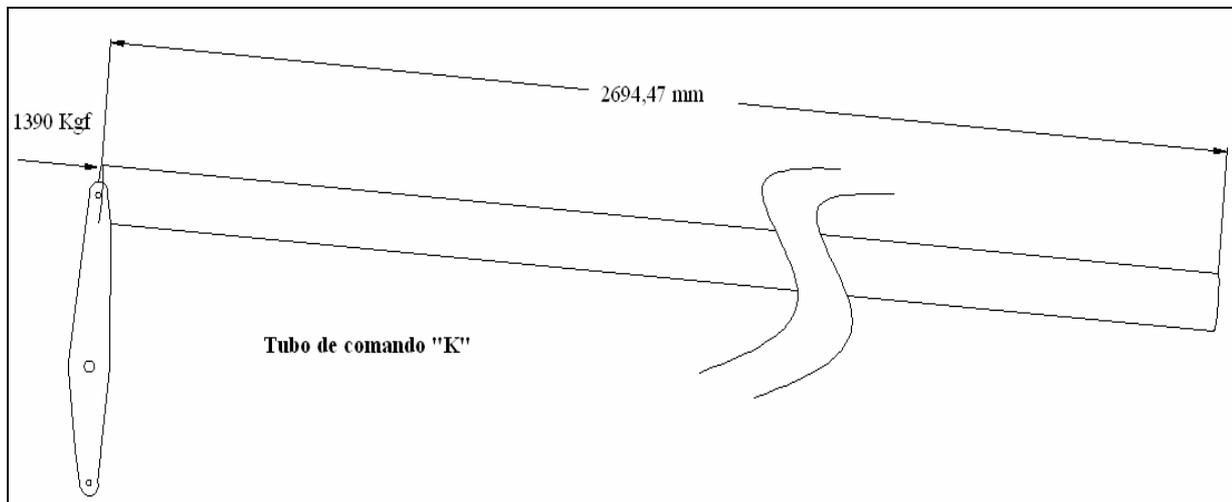


Figura 20-33– Determinação da carga na barra K

$$F_K = 1390 \text{ kgf}$$

Para dimensionamento:



$$F_K' = F_K \cdot (F.S.) \cdot (F.Q.) = 1390 \cdot 1,5 \cdot 1,25 = 2606,25 \text{ kgf}$$

Condição de extremidades:

- rótulas

$$l_{fl} = l / 2 \therefore \boxed{\phantom{0000}}$$

- Diâmetro externo: 44,45 mm ; diâmetro interno: 39,6748 mm

$$S = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) = \frac{\pi}{4} (44,45^2 - 39,6748^2) = 315,5 \text{ mm}^2$$

$$J = \frac{\pi}{64} (D^4 - d^4) = \frac{\pi}{64} (44,45^4 - 39,6748^4) = 700000,43 \text{ mm}^4$$

$$i = \sqrt{\frac{J}{S}} = \sqrt{\frac{1186}{41.97}} \therefore i = 14,89524 \text{ mm}$$

$$\lambda = \frac{l}{i} = \frac{2320}{14,89524} \therefore \lambda = 155,7544 \quad (\lambda_{lim} \geq 115 \Rightarrow \text{Equação de Euler})$$

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{l_{fl}^2} \therefore P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot 2.1 \times 10^4 \cdot 700000,43}{2320^2} \therefore P_{cr} = 2695,527 \text{ kgf}$$

Como  $F_K < P_{cr}$ , o tubo K não flambará.

### 20.6.2.7. Verificação guinhol "J" no mecanismo do profundor

O guinhol que está ligado diretamente junto do profundor terá as mesmas dimensões e terá de resistir às mesmas cargas, logo dimensionamento precisara ser realizado somente uma vez.

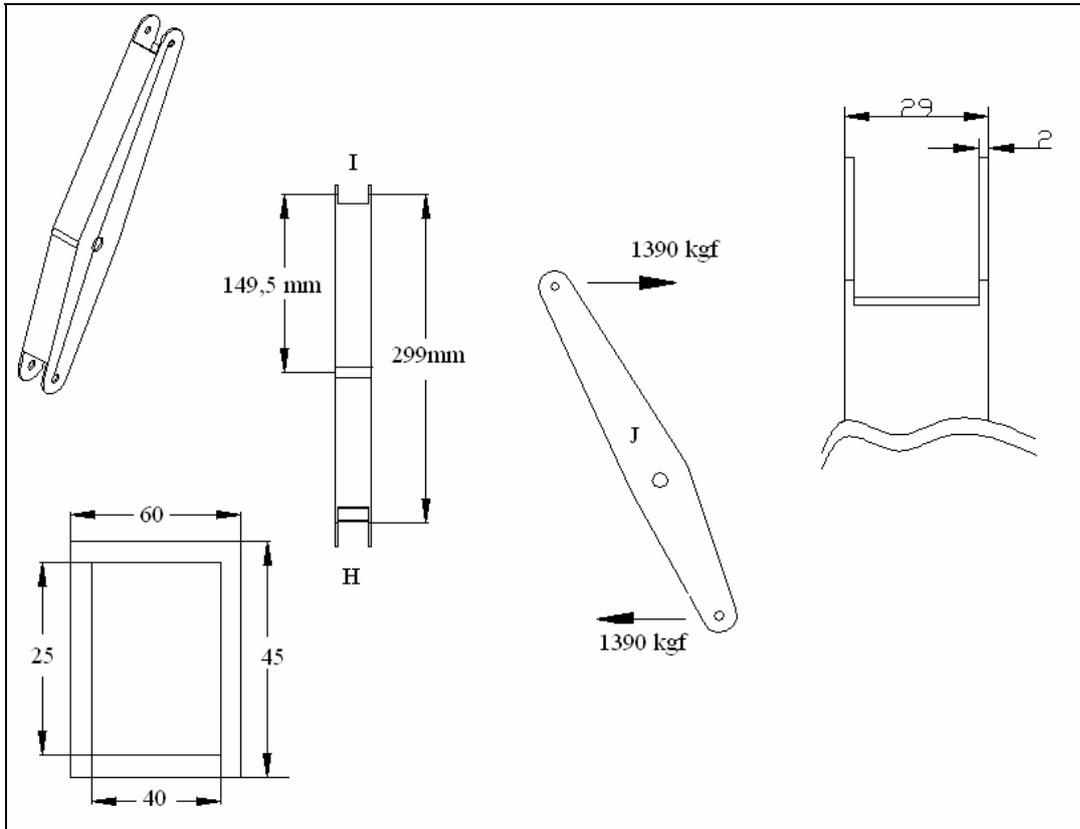


Figura 20-34 - Peça J no mecanismo do profundor

Os cálculos serão feitos para a pior situação, ou seja, apesar da seção ser variável, será considerado somente o a seção de menor inércia. O momento fletor em J:

$$M_f = 1390 \cdot 149,5 = 207805 \text{ kgf}\cdot\text{mm}$$

Para dimensionamento:

$$M_f' = M_f \cdot (F.S.) \cdot (F.Q.) = 389634,375 \text{ kgf}\cdot\text{mm}$$

$$\sigma = \frac{M \cdot y}{J} = \frac{(389634,4) \cdot 74,75}{\frac{1}{12}(60^3 - 40^3)} = \therefore \sigma = 43,04 \text{ kgf}/\text{mm}^2$$

$$M.S. = \frac{47}{43,04} - 1 = 0,092 \quad \text{ou} \quad M.S. = 9,2\%$$



### 20.6.2.8. Rasgamento do olhal no guinhol (J)

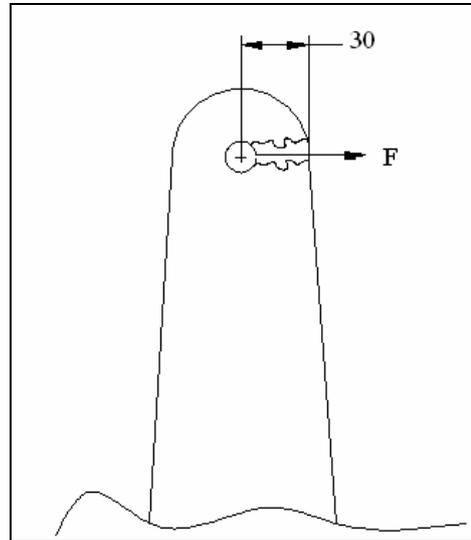


Figura 20-35 - Rasgamento no olhal do guinhol do profundor

$$\tau = \frac{\frac{1}{2}(Bh \cdot (F.S.) \cdot (F.Q.))}{2 \cdot l \cdot e} = \frac{0.5 \cdot (1390 \cdot 1.5 \cdot 1.25)}{2 \cdot 30 \cdot 10} \therefore \tau = 2,171875 \text{ kgf/mm}^2$$

(aço US 470)

$$M.S. = \frac{28.2}{2,17} - 1 = 12 \quad \text{ou} \quad M.S. = 1200\%$$

### 20.6.2.9. Esmagamento do furo no guinhol (J)

Para o furo da peça referente à Figura 20-35, será utilizado um fator de segurança para juntas igual 3,33 (JAR- VLA 693).

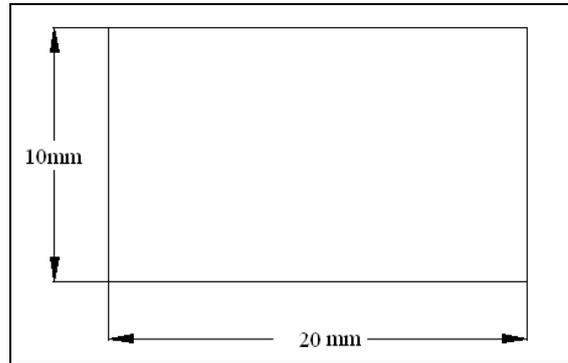


Figura 20-36 – Área de contato para cargas de esmagamento

$$\sigma_{atuante} = \frac{P}{d_{olhal} \cdot e}$$

$$\sigma_{atuante} = \frac{1390}{10 \cdot 20} = 6,95 \text{ kgf} / \text{mm}^2$$

$$\sigma_c = \frac{1390 \cdot 3.33}{2 \cdot (20 \cdot 10)} \therefore \sigma_c = 11,57 \text{ kgf/mm}^2$$

$$M.S. = \frac{11,57}{6,95} - 1 = 0.6647 \quad \text{ou} \quad M.S. = 66,47 \%$$



## 21. Sistema de Instrumentos

Os instrumentos indicados para a utilização da aeronave, devem atender os requisitos mínimos para a homologação, e devem funcionar em uma faixa de medição que seja compatível com a operação da aeronave.

### Airspeed – Indicador de Velocidade



Dimensões: 3-1/8”  
Escala: mph  
Faixa de velocidades: 40-240 mph  
Código: 10-00512  
Preço: \$114,95

### Altímetro



Dimensões: -3/8" x 3-3/8" x 4-1/8"  
Escala: Pes

---

**Urutau**



Faixa de indicação: 0-20000 ft  
Código: 10-04550  
Preço: \$185,95

**Relógio**



Código: 10-04550  
Preço: \$87,25  
Alimentação: 12V

**Compasses:**



Dimensões: 2-7/8"H x 2-3/8"W x 2-1/8"D  
Código: 10-00421  
Preço: \$264,00  
Alimentação: 14V



## **Bússola**



Dimensões: 2-1/4"

Código: 10-01345

Preço: \$179,95

\* Para utilização da bússola no hemisfério sul, deve-se adquirir uma peça adicional, no valor de \$15,00

## **Indicador de Posição dos Flaps**



Dimensões: 2-14"

Escala: Graus

Faixa de indicação: 0-50 graus.

Código: 10-22265

Preço: \$168,95



### Indicador de quantidade de combustível



Dimensões: 2.5" x 2.5" x 3.65"D

Escala: Gal

Código: 10-25310

Preço: \$682,00

\* Kit completo, com todo o sistema para medição do nível de combustível da aeronave.

### Horizonte artificial



Dimensões: 3-3/8"x 3-3/8"x 7"

Código: RCA26AK-4

Preço: \$1795,00



### Giro Direcional



Dimensões: 3-3/8" x 3-3/8" x 7"

Código: RCA26AK-4

Preço: \$1795,00

3-3/8" x 3-3/8" x 7"

### Indicador de VOR



Dimensões: 3-3/8" x 3-3/8" x 7"

Código: DAVTRON DIG VOR 903-ID2 RND

Preço: \$341,95

\* o equipamento opera com 14 V.



### **Voltímetro (12 V)**



Dimensões: 2-1/4"  
Código: 10-00752  
Preço: \$87,95

### **Vertical Speed Indicators**



Dimensões: 3-1/8"  
Escala: ft/s  
Faixa de Indicação: 0 – 2000 ft/s  
Código: 10-05205  
Preço: \$114,95



### Indicador de Curva Coordenada



3-1/8 ELC TURN COOR FALCON

Dimensões: 3-1/8"

Código: 10-22510

Preço: \$306,95

### Tacômetro



UMA TACH 3-1/8" TSO BLK/WHT

Dimensões: 3-1/8"

Código: 10-01221

Preço: \$373,75



**Indicador de Estol**



Kit Completo  
Código: 164R  
Preço: \$2068,00  
O equipamento funciona com 12 V

**Tubo de Pitot**



AN5812-12 TYPE 12V HTD PITOT  
Código: 10-01022  
Preço: \$464,95



### Temperatura e pressão do Óleo



2" OIL PRESS / OIL TEMP " F "

Código: 18C454-F

Preço: \$577,00

### Pressão de Combustível



FUEL PRESSURE (CARB) 0-16 ACI

Código: P/N 10-01082

Preço: \$38,95

### GPS



GARMIN GPS 400 PANEL MOUNT

Código: 11-0009802652

Preço: \$4797,00



## Tramponder

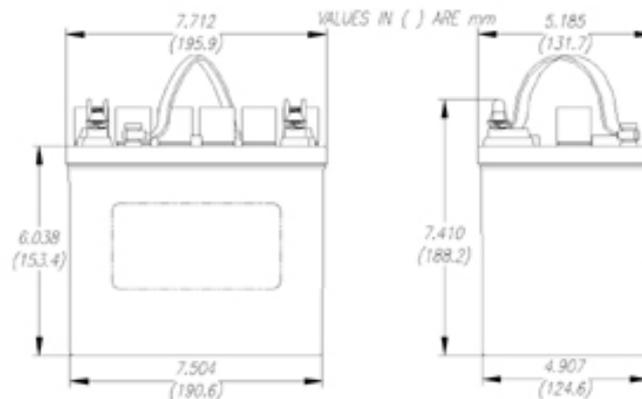


GARMIN GTX-320A W/INSTALL KIT

Código: 11-18965

Preço: \$1349,00

## Bateria



Modelo G-25  
Tensão; 12V  
Peso: 21 lbs  
Preço: \$103,95

Todos os equipamentos foram especificados pelo site ([www.aircraftspruce.com](http://www.aircraftspruce.com))

Para operar com motor tubo hélice, o avião deverá dispor dos seguintes equipamentos (dados Manual do King Air):

**Urutau**



**Temperatura da Turbina**



**Medidor de Torque**



**Tacômetro da Hélice**





**Tacômetro do Gerador de Gases**



**Fluxo de Combustível**



**Pressão e Temperatura do Óleo**





21.1. Disposição do Instrumentos no Painel da Aeronave

A disposição dos instrumentos no painel segue uma lógica comum nas aeronaves, de acordo a forma apresentada abaixo:



**Urutau**



Os outros instrumentos deveram constar no painel de forma que lógica e de fácil identificação (instrumentos de motores agrupados), sendo que outros instrumentos ainda poderam ser instalados de acordo com os desejos do cliente.





## **22. Sistema de Pulverização**

### **22.1. Introdução**

A aviação agrícola é um serviço especializado, regulamentado pelo Ministério da agricultura e do Abastecimento e pelo Ministério da Aeronáutica. A aplicação de defensivos, uréia granulada, semeadura de pastagens e coberturas, reflorestamento, povoamento de lagos e rios com peixes, o auxílio à saúde pública no combate a doenças endêmicas, entre diversas outras atividades, fazem do avião agrícola uma importante ferramenta na prestação de serviços.

No Brasil, a Aviação Agrícola iniciou-se em 1947, devido ao ataque de uma praga de gafanhotos na região de Pelotas, Rio Grande do Sul. A aeronave utilizada foi a MUNIZ, modelo M-9, bi-plano de fabricação nacional, que possui um motor de 190 HP. O avião foi equipado com depósito metálico controlado pelo piloto que permitia a capacidade de carga de aproximadamente 100 kg.

Após este início, esta atividade se desenvolveu bastante já que o serviço de aplicação aérea apresenta muitas vantagens. Este sistema além de ser mais barato, tem as vantagens de não amassar a cultura, redução do tempo de aplicação e permitir uma garantia do serviço já que é planejada.

---



## 22.2. Descrição dos Sistemas Agrícolas

Para a compor os sistemas agrícolas da aeronave são descritos os equipamentos, seu respectivo fornecedor, quantidade necessária e o peso de unitário de cada equipamento. Estas informações foram obtidos do Manual da Aeronave Neiva(1977) e serão apresentadas na Tabela 22-1. Por se tratar de dados antigos, podem-se haver mudanças nos fornecedores das peças.

Tabela 22-1 - Pesos dos equipamentos de pulverização líquida

Descrição	Fornecedor	Qtde	Peso Unitário
Bomba hidráulica	Bosch	2	1,8
Radiador de óleo hidráulico	Harrison	2	1
Radiador de óleo hidráulico	Trasland	2	1
Reservatório de óleo hidráulico	Trasland	2	0,8
Filtro	Inpeca	2	1
Válvula de controle da pulverização	Trasland	2	0,4
Válvula unidirecional	Trasland	2	0,3
Manômetro de produtos líquidos	Oldi	2	0,2
Manômetro do sistema hidráulico	Oldi	2	0,2
Atuador do equipamento (micronair)	Micronair	2	2,3
Motor hidráulico	Trasland	2	1,3
Bomba de "spray"	Trasland	2	4,2
Válvula de controle	Trasland	2	2,3
Válvula de reabastecimento rápido	Trasland	2	2
Barras com bicos atomizadores	Embraer/Neiva	2	14,5
Equipamento Micronair	Micronair	10	37,2



Cada Sistema Hidráulico de Pulverização abastecerá uma barra com bicos atomizadores localizada em cada asa.

### 22.3. Detalhamento do equipamento

O termo "Agricultura de Precisão", tradução de sua expressão em Inglês - "Precision Farming" -tem como significado a utilização de tecnologia de ponta para obtenção da posição exata dos pontos onde estejam sendo desenvolvidas atividades em uma propriedade agrícola. Correlacionando-se a posição (em coordenadas geográficas precisas) com eventos técnicos, como análise de solo, adubação, semeadura e colheita, por exemplo, abre-se uma ampla possibilidade de gerenciamento técnico de tais atividades e de seus resultados.

Utilizando-se esta tecnologia, substitui-se o gerenciamento técnico e econômico de uma propriedade agrícola - ou dentro dela, de uma cultura, de uma lavoura ou de um 'talhão' - baseado em dados médios pelo gerenciamento baseado em dados pontuais. O GPS, agregado a recursos que o tornam ainda mais precisa, como o "GPS Diferencial" (DGPS), tornou-se uma ferramenta eficaz e de baixo custo para inúmeras utilizações, e vieram a combinar de forma perfeita, várias ciências como a Informática, as Telecomunicações e a Geografia.

A explosiva evolução da Eletrônica Aplicada, da Informática e das Telecomunicações passou a tornar tudo isto viável, fazendo com que rapidamente o conceito da "Agricultura de Precisão" saísse do campo teórico para o da aplicação prática, sendo já adotada em escala comercial em diversos países, inclusive no Brasil.



#### 22.4. Monitor de aplicação eletrônico Micronair

O Monitor de Aplicação da Micronair é um sistema completo de monitoração de aplicação de líquidos, para qualquer aeronave. O fluxo do líquido é medido por uma Turbina, a qual é conectada a uma unidade eletrônica baseada em microprocessador. Esta utiliza a vazão do líquido, informada pela turbina e a largura de faixa e velocidade de aplicação da aeronave (valores digitados pelo piloto), a partir das quais calcula todos os parâmetros vitais da operação de pulverização.



Figura 22-1 - Monitor eletrônico

O Monitor de Aplicação pode ser utilizado com qualquer sistema de aplicação de líquidos, tais como bicos hidráulicos (cônico, leque, CP), atomizadores eletrostáticos e atomizadores rotativos (Micronair ou de outras marcas). O projeto foi priorizado para simplicidade de operação. O mostrador de cristal líquido, grande e límpido, fornece mensagens claras para o piloto a partir do momento em que a unidade é ligada. O mostrador é provido de uma iluminação ajustável para uso sob condições de iluminação fraca e à noite. Todos parâmetros de ajustes (largura de faixa, velocidade de aplicação, detalhes de calibração, etc.) são armazenados em uma memória não volátil.

---



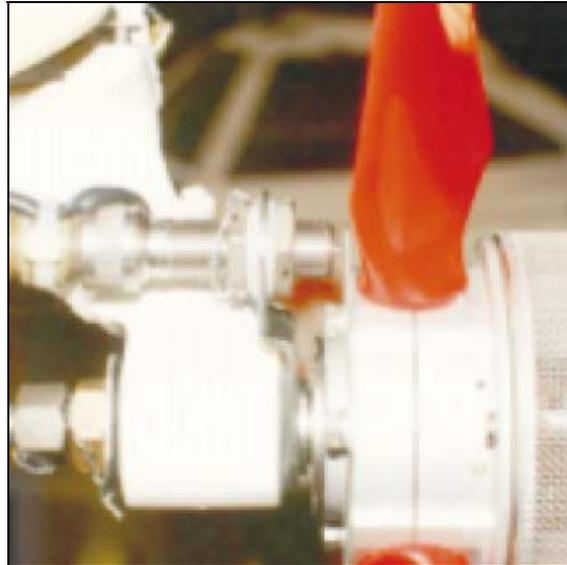
### **22.4.1. Funções do Monitor**

- **Volume de aplicação atual:** Em litros/hectare ou galões/acre, calculado a partir da largura de faixa , velocidade de aplicação (selecionadas pelo piloto) e vazão (informada pela turbina).
- **Vazão atual:** Vazão em litros/minuto ou galões/minuto.
- **Totalizador:** Mostra o volume total aplicado, em litros ou galões, ou ainda o tempo total de aplicação desde o início do trabalho.
- **Área aplicada:** Mostra o total da área aplicada (hectares ou acres).
- **Compatível com GPS:** O monitor pode ser integrado a alguns tipos de receptores GPS (Sistema de Posicionamento Global) para maior precisão na gravação de detalhes de aplicação.
- **Vazão das turbinas:** As turbinas são disponíveis em seis tamanhos abrangendo 6 faixas de vazão, desde 1-1130 l/min ou 0.3-300 gal(US)/min.



**Figura 22-2 - Medição de vazão**

- **Conjunto de medição de RPM (opcional):** Sensores magnéticos podem ser instalados para uma medição acurada da velocidade de rotação dos atomizadores.
-



**Figura 22-3 – Localização dos sensores de velocidade**

- **Área tratada por minuto:** Em hectares ou acres por minuto baseada na largura de faixa e velocidade de aplicação (informadas pelo piloto).
- **RPM dos atomizadores:** O Monitor de Aplicação, utilizando sensores - opcionais - mostra a velocidade de rotação de até dez atomizadores Micronair.
- **Impressora (opcional):** Para um registro permanente de cada trabalho de aplicação.



**Figura 22-4 - Impressora**

---



## 22.5. Simulação de Aplicação

A missão do avião de pulverização consiste na decolagem e subida até uma altitude suficiente para vôo de cruzeiro até o local onde deverá ser realizada a atividade. Então será efetuada uma descida até a altitude indicada para a aplicação para então, realizar uma nova subida para permitir o retorno da aeronave à região de pouso.

Foi escolhida uma plantação de cana de açúcar para fazer a simulação da aplicação. Foi necessário um estudo sobre os defensivos que estão relacionados com essa cultura. A partir dessas informações pode-se fazer uma análise comparativa entre a aeronave Ipanema e a Urutau, em função da vazão do equipamento e o tempo de aplicação.

### 22.5.1. Aplicação de herbicida para Cana-de-Açúcar

Foi definido o herbicida Ally (Metsulfurom-metílico 600 g/kg), por ser um herbicida seletivo de ações sistêmicas, recomendadas para o controle de plantas daninhas nas culturas de Arroz, Aveia, Cana, Cevada, Pastagem, Trigo e Triticale em pré e pós-emergência. As características de aplicação desse defensivo encontram-se na Tabela 22-2.

Tabela 22-2 Condições para aplicação do ALLY.

Aplicação aérea de ALLY	
Volume de calda	20 a 40 l/ha
Tamanho da gota	200 a 400 micra
Densidade de gotas	10 a 30 gotas/cm <sup>2</sup>
Altura de vôo	3 a 4 metros
Largura da faixa de deposição efetiva Ipanema	12 a 15 metros
Largura da faixa de deposição efetiva Urutau	25 metros
Atomizadores	Micronair
Ventos	Até 8 km/h
Umidade Relativa do AR	mínima de 70%



### 22.5.2. Estimativa da Área Tratada por tempo

A área tratada por tempo ( $A_t$ ) corresponde à área tratada por unidade de tempo de vôo. Depende da velocidade e da faixa de deposição. Considerando a velocidade de vôo na operação de pulverização de 100 mph e uma largura de faixa de 25 m, temos:

- Ipanema

$$A_t = \frac{v[m/min] * L_f[m]}{10000} = \frac{\frac{100 * 1609}{60} * 15}{10000} = 4,02ha / min$$

- Urutau:

$$A_t = \frac{v[m/min] * L_f[m]}{10000} = \frac{\frac{100 * 1609}{60} * 25}{10000} = 6,7ha / min$$

### 22.5.3. Estimativa do tempo de pulverização

Para o cálculo do tempo de pulverização é necessário que se estime primeiramente a velocidade de vôo na operação de pulverização. Em seguida, precisa-se determinar também o quanto um avião agrícola é capaz de pulverizar em hectares por hora de trabalho, ou seja, o valor de  $A_t$  calculado anteriormente. Escolhido o defensivo, o fabricante já especifica a dosagem e o volume de calda para cada tipo de cultura e para a finalidade do tratamento. Outro dado importante para a realização do cálculo é a capacidade do reservatório do avião, no caso do Ipanema com 950 L e no avião desse projeto com 2200 litros.

---



- Ipanema

O tempo gasto para pulverizar 950 litros com volume de calda de 30L/ha do herbicida ALLY, com At de 4,02 ha/min hectares por hora:

$$t = \frac{950[l]}{30[l/ha] * 4,02[ha/min]} = 8 \text{ min}$$

- **Urutau**

O tempo gasto para pulverizar 2200 litros com volume de calda de 30L/ha do herbicida ALLY, com At de 6,7 ha/min hectares por hora:

$$t = \frac{2200[l]}{30[l/ha] * 6,7[ha/min]} = 11 \text{ min}$$

#### 22.5.4. *Estimativa da vazão do Equipamento*

Para o cálculo da vazão do equipamento é necessário que se estima quanto um avião agrícola é capaz de pulverizar em hectares por hora de trabalho, At calculado anteriormente. Escolhido o defensivo, o fabricante já especifica a dosagem e o volume de calda para cada tipo de cultura e para a finalidade do tratamento.

- Ipanema

O tempo gasto para pulverizar 950 litros com volume de calda de 30L/ha do herbicida ALLY com At de 4,02 ha/min hectares por hora:

---



$$Q = At[ha / \text{min}] * Da[l / ha] = 4,02 * 30 = 121l / \text{min}$$

- **Urutau**

O tempo gasto para pulverizar 2200 litros com volume de calda de 30L/ha do herbicida ALLY, com At de 6,7 ha/min hectares por hora:

$$Q = At[ha / \text{min}] * Da[l / ha] = 6,7 * 30 = 201l / \text{min}$$

### 22.5.5. Inseticida

O inseticida escolhido é o DISSULFAN CE, o qual se caracteriza por ser é inseticida e acaricida de contato e ingestão, indicado para as culturas de Algodão, Café, Cana-de-açúcar e Soja. Este defensivo é utilizado para combater as seguintes pragas da cana-de-açúcar: migdolus ou broca de rizomas e cupim. As características de aplicação desse defensivo encontram-se na Tabela 22-3.

**Tabela 22-3 Condições para aplicação do DISSULFAN CE.**

Aplicação aérea de DISSULFAN CE	
Atomizadores	Micronair
Volume de aplicação	20 a 40 l/ha
Pressão de Trabalho	35 a 50 lb/pol2.
Tamanho de gota	100 a 300 micrômetros
Densidade de gotas	20 a 30 gotas/cm2
Altura de voo	2 a 3 metros
Largura da faixa de deposição efetiva Ipanema	18 a 20 metros
Largura da faixa de deposição efetiva Avião em Estudo	25-28 metros
Ventos	mínimo de 3,0 km/h e máximo de 10 km/h
Temperatura: máxima	30°C.
Umidade Relativa do AR	Superior a 50%



### 22.5.6. Estimativa da Área Tratada por tempo

A área tratada por tempo ( $A_t$ ) corresponde à área tratada por unidade de tempo de voo. Depende da velocidade e da faixa de deposição. Considerando a velocidade de voo na operação de pulverização de 100 mph e uma largura de faixa de 28 m, temos:

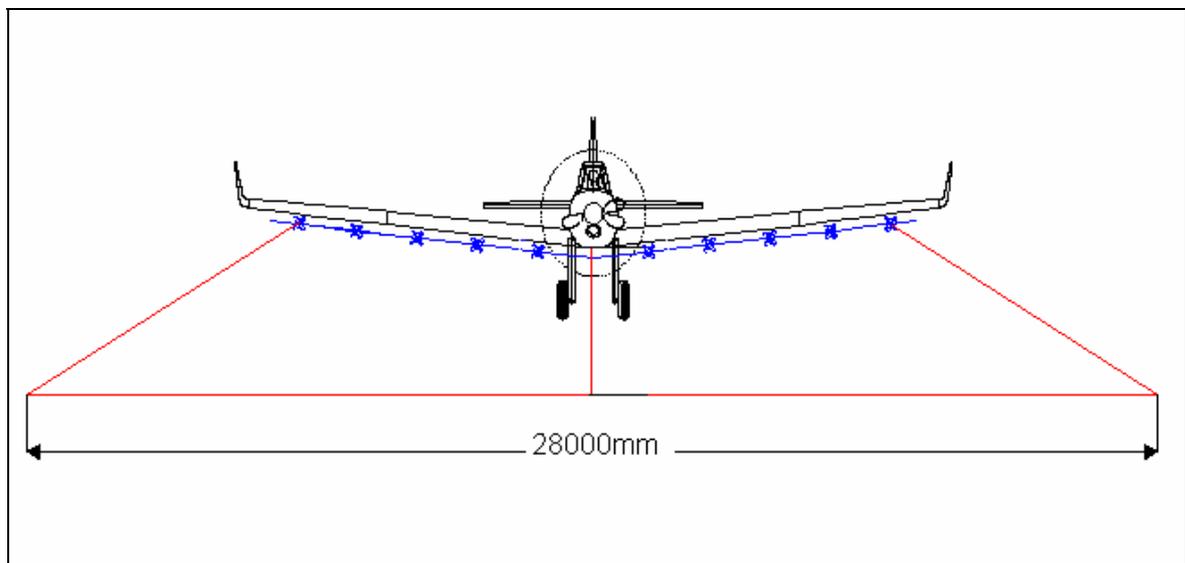


Figura 22-5 – Determinação da área de aplicação

- Ipanema

$$A_t = \frac{v[m/min] * Lf[m]}{10000} = \frac{100 * 1609}{60} * 20 = 5,4ha / min$$

- Urutau



$$At = \frac{v[m/\text{min}] * Lf[m]}{10000} = \frac{100 * 1609}{60} * 28 = 7,5 \text{ ha} / \text{min}$$

### 22.5.7. Estimativa do tempo de pulverização

- Ipanema

O tempo gasto para pulverizar 950 litros com volume de calda de 30L/ha do fungicida DISSULFAN CE, com At de 5,4ha/min hectares por hora:

$$t = \frac{950[l]}{30[l/ha] * 5,4[ha/min]} = 6 \text{ min}$$

- Urutau

O tempo gasto para pulverizar 2200 litros com volume de calda de 30L/ha do fungicida DISSULFAN CE, com At de 7,5 ha/min hectares por hora:

$$t = \frac{2200[l]}{30[l/ha] * 7,5[ha/min]} = 10 \text{ min}$$

### 22.5.8. Estimativa da vazão do Equipamento

- Ipanema

O tempo gasto para pulverizar 950 litros com volume de calda de 30L/ha do inseticida DISSULFAN CE, com At de 5,4 ha/min hectares por hora:

$$Q = At[ha/min] * Da[l/ha] = 5,4 * 30 = 162[l/min]$$


---



- **Urutau**

O tempo gasto para pulverizar 2200 litros com volume de calda de 30L/ha do fungicida DISSULFAN CE, com At de 7,5 ha/min hectares por hora:

$$Q = At[ha / min] * Da[l / ha] = 7,5 * 30 = 225[l / min]$$

## 22.6. Conclusões

A aeronave Urutau por se tratar de uma aeronave de maior porte com grande capacidade de carga permite um comprimento da barra de pulverização e o número de pulverizadores maior do que o da aeronave Ipanema. Isso garante uma maior faixa de aplicação no momento do vôo. Além disso, o hopper maior permite também aumentar a permanência de vôo durante uma aplicação diminuindo assim o número de tiros por dia. Então os resultados apresentados indicam que o avião Urutau é capaz de tratar uma área maior em menos tempo.

Utilizando-se ainda atomizadores Micronair na operação de pulverização, como proposto foi neste trabalho, conseguiu reduzir significativamente o custo de aplicação de agroquímicos.

Conclui-se que o projeto de um avião de maior porte se mostrou viável, pois ao permanecer em vôo por mais tempo na operação de pulverização, devido a sua maior capacidade de armazenamento de agroquímico, consegue em uma mesma jornada de trabalho, aumentar o valor de área tratada e reduzir o custo de aplicação por hectare.

---



## 23. Fabricação

### 23.1. A Asa

A asa deverá ser totalmente fabricada em material composto, tanto a longarina como o revestimento da mesma.

As longarinas deverão ser fabricadas em roving de fibra de vidro estas deverão ser confeccionadas em uma peça inteiriça (mesas e alma) na forma de um perfil em I, com a utilização de moldes, sendo os fios de rovig juntamente com a resina, depositados no molde de acordo com a necessidade de fios determinada pelos cálculos de dimensionamento da mesma.

O revestimento será fabricado também em material composto na forma de sanduíche, e tendo-se em vista a fabricação em série da aeronave pode-se aumentar a produção através da utilização de moldes

Inicialmente se fabrica a parte de baixo (intradorso) da asa, sobre esse são então coladas as longarinas, juntamente com as nervuras, logo em seguida a parte superior das longarinas, é preparada para receber o extradorso, da asa já confeccionado em um molde separado. É importante observar que o interior da asa deve ser preparado para o recebimento do tanque de combustível, (através da aplicação da camada de resina adequada). As duas metades da asa são então coladas para se obter o formato final da mesma. Neste ponto é imprescindível o cuidado para o perfeito acabamento tanto no bordo de fuga como no bordo de ataque, as superfícies devem se encaixar perfeitamente sem frestas ou arestas.

Na confecção dos partes (extradorso e intradorso), é importante prever principalmente a junção dos bordos de fuga dos mesmos, a laminação deve ser realizada tendo uma redução na espessura final de forma que as partes se encaixem perfeitamente.

---



### **23.2. Fuselagem**

A fuselagem é construída através da utilização de moldes, sendo que esta é construída em duas peças inteiriças. O corpo da fuselagem já deverá ser moldado com a empenagem vertical. Após a confecção das duas metades, deverá ser colado em seu interior o Hopper (já laminado separadamente) e montados todos os sistemas de comando e internos da fuselagem, para só depois as duas metades serem coladas.

Será previsto locais para corte de janelas de inspeção, (as tampas para as janelas serão vendidas separadamente) caso seja necessário algum tipo de manutenção.



## 24. Relatório descritivo

Nome do avião: URUTAU

O Urutau, é uma aeronave agrícola projetada por alunos do CEA (Centro de Estudos Aeronáuticos) da UFMG. A aeronave possui alto desempenho, aliada a alta capacidade de carga. Pode operar tanto em pulverizações agrícolas, dispersor de agentes sólidos, como sementes e é capaz também de operar como aeronave de combate a incêndio. Possui a capacidade de adaptação de diversos sistemas agrícolas.

O avião possui um santo Antonio de forma e reforçar a estrutura do abitáculo, protegendo o piloto contra possíveis pilonamentos, o que é comum em operações agrícolas.

A aeronave encontra-se em fase preliminar de projeto, restando ainda cálculos de estabilidade, estrutural, desempenho entre outros. O avião é equipado com um motor turbo-hélice, e capaz de operar em pistas irregulares e relativamente curtas, estando apto a atender a crescente demanda por esse tipo de aeronaves no setor agrícola brasileiro. Suas Principais características são:

*Tipo:*

Avião monoplacé, agrícola e de combate a incêndio:

*Projeto:*

Em fase de desenvolvimento por alunos do CEA – UFMG – Brasil.

*Publico Consumidor:*

Agricultores de grande porte, e entidades publicas para utilização em combate a incêndio.

*Custo:*

Não existe ainda uma estimativa de custo final, mas umas das prioridades do projeto de reduzir esse custo ao máximo, tornando-o acessível a agricultores brasileiros.

---



#### *Parâmetros da asa:*

Perfil NLF (1)-0215F n asa, 63012 nas empenagens vertical e horizontal, sem torção geométrica ou aerodinâmica, com 5° de diedro e 1° de incidência. A asa será Bi-trapezoidal, com a presença de winglats de forma a diminuir os vórtices de ponta de asa garantindo um melhor desempenho na pulverização. A longarina será construída toda de material composto que permite melhor eficiência estrutural. Além disso, com esse tipo de material o acabamento superficial é ótimo e conseqüentemente pode-se usar um perfil laminar que apresenta melhor relação  $L/D$ , ou seja, melhor desempenho.

#### *Superfícies de Controle:*

A aeronave possui compensador na empenagem horizontal, e flaps com capacidade de até 45°.

#### *Estrutura:*

A aeronave é construída toda em sua maior parte com material composto, priorizando a aerodinâmica, e possibilitando a adoção de perfis laminares com alto desempenho. A estrutura possui aplicação de impermeabilizantes proporcionando robustez química. Apresenta também uma série de reforços com uma excelente robustez mecânica.

#### *Trem de Pouso:*

O trem de pouso é do tipo convencional, equipado com sistema de amortecimento a base de nitrogênio e óleo, possui pneus, freios a disco nas rodas dianteiras.

#### *Grupo Motopropulsor:*

Uma turbina Walter de 750 HP, de ciclo reverso. Acoplado ao motor encontra-se uma hélice bi-pá, de passo variável. O tanque de combustível tem capacidade de 1250 lts, e opera com querosene de aviação.

---



*Acomodações:*

O espaço no abitáculo, é amplo e confortável para o piloto, equipado com sistema de ar condicionado juntamente com um sistema de isolamento acústico, proporcionando ao piloto conforto em função do grande período de tempo que estes costumam ficar na aeronave. A cabine possui também sistemas de segurança para rápida evacuação do piloto.

*Comandos de direção:*

Os pedais, responsáveis pelo comando de direção, terão regulagem de posição longitudinal com possibilidade de atuação em vôo. A atuação dos comandos será via um circuito fechado de cabos de aço, que ligará diretamente os pedais ao leme de direção e o sistema apresentado abaixo:

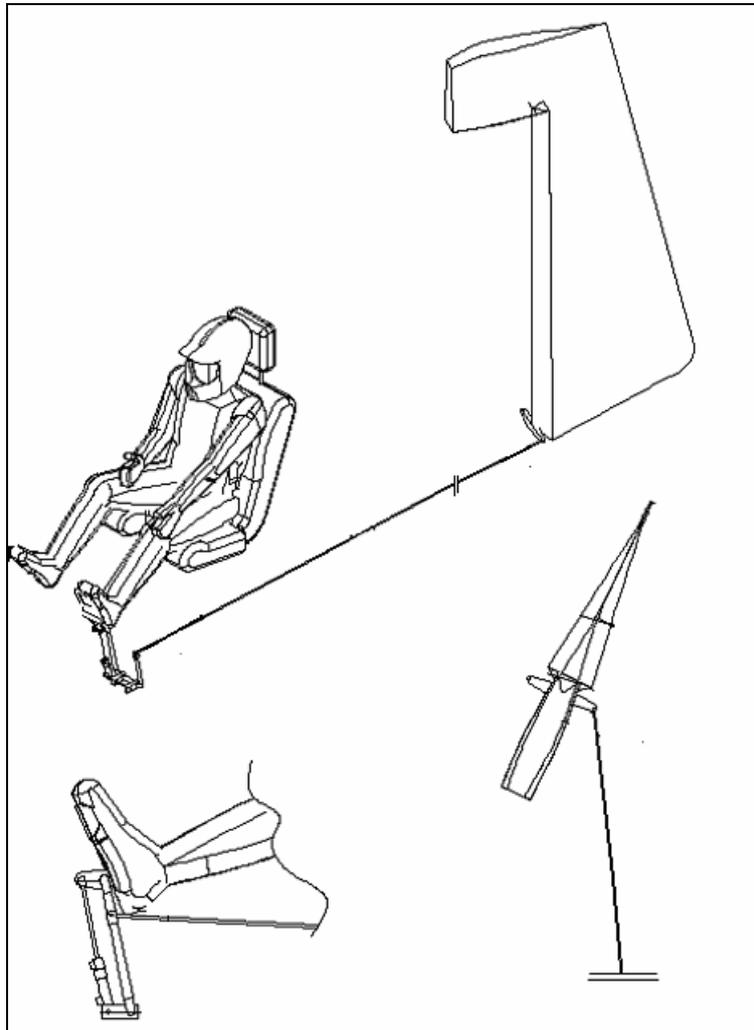


Figura 24-1 – Sistema de Comando Leme

### *Comando de rolamento*

O comando de rolamento será efetuado por um sistema fechado de cabos de aço ligado ao manche. O aileron é ligado aos movimentos das barras através de um guinhol.

### *Sistema de comando longitudinal*

O sistema de comando longitudinal é composto por uma comunicação entre duas barras de torção que transmitem os movimentos para as outras duas barras principais que chegam ao

---



profundor. Entre essas duas barras, existe um balancim livre que simplesmente faz a conexão das barras sem alterar a força transmitida no sistema.

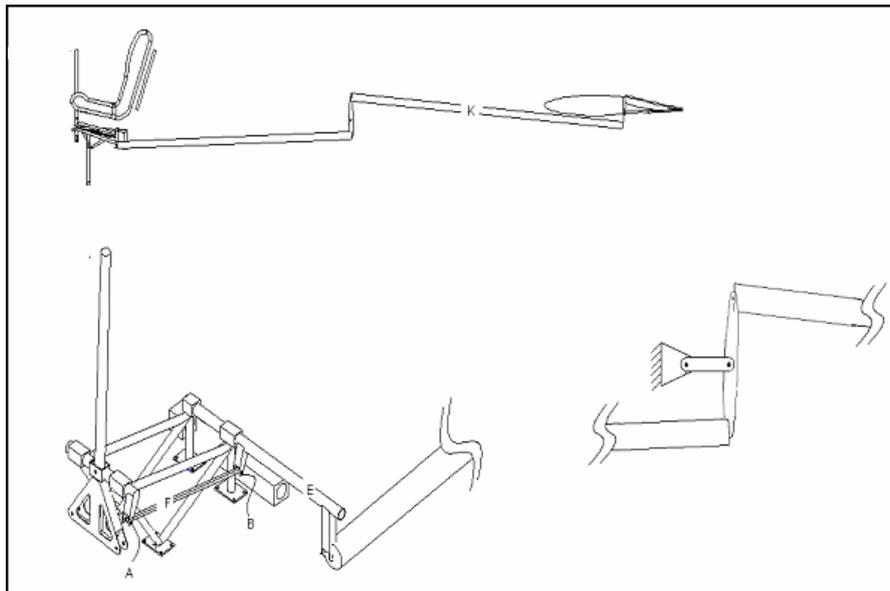


Figura 24-2 – Sistema de Comando profundor

*Avionicos:*

O avião é homologado a operar com equipamentos VFR, opera com IFR (sem homologação) possui luzes e faróis de navegação, DGPS agrícola, Radio Transponder, ECT.

*Equipamentos:*

O avião é equipado com um hopper capaz de transportar 2200 lts, ou 1500 kg. Essa hopper pode ser utilizado tanto em aplicações agrícolas com para transporte de água, no combate a incêndios. Diversos sistemas de pulverização podem ser adaptados a aeronaves, deste aqueles aptos a operar com substancia liquidas, como também com partículas sólidas.



### Dados Técnicos

#### ***Dimensões Externas:***

Envergadura da asa	17,1 m
Corda da asa na raiz:	2,325 m
Corda da asa na ponta:	1,225 m
Razão de aspecto da Asa	9
Envergadura da empenagem horizontal	5,4 m
Corda da empenagem horizontal na raiz:	1,4 m
Corda da empenagem horizontal na ponta:	0,9 m
Altura:	3,0 m
Comprimento:	10,3m

#### ***Áreas:***

Asa:	32,52m <sup>2</sup>
Ailerons:	2,72m <sup>2</sup>
Flaps:	2,18m <sup>2</sup>
Leme:	1,48m <sup>2</sup>
Profundor:	2,56m <sup>2</sup>
Empenagem horizontal:	6,21m <sup>2</sup>
Empenagem vertical:	3,45m <sup>2</sup>

#### ***Pesos e carregamentos:***

Peso máximo de decolagem:	4760,9 kg
Peso máximo de pouso:	3260,9 kg
Capacidade de hopper lts	2200 lts
Capacidade de hopper kg	1500 kg
Carga alar máxima	23,59 PSF
Relação peso potencia máxima:	14,14 lb/hp
Tanque de Combustível:	1200 lts

---

**Urutau**



***Performance:***

Velocidade de Cruzeiro:	101,38 m/s
Velocidade de Pulverização:	95 m/s
Velocidade de Estoll (com flaps):	34,16 m/s
Distância de Decolagem:	417,63 m
Distância de Pouso:	303 m



## 25. Bibliografia consultada

- [1] BARROS, C.P., *Desenvolvimento de uma metodologia para o projeto de aeronaves subsônicas leves*. Tese de doutorado, Departamento de Engenharia Mecânica, UFMG, Belo Horizonte-MG, 2000.
- [2] DIEHL, W. S., *NACA Report N° 192 – Charts for graphical estimation of airplane performance*, Estados Unidos, 1925.
- [3] FAR – Part 23 *Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic and commuter*, 1999.
- [4] HOERNER, S.F. *Fluid dynamic drag*, Publicado pelo autor, Londres, Inglaterra, 1965.
- [6] KAW, A. K., *Mechanics of Composite Materials*, Estados Unidos, 1997.
- [7] MUNK, M. M., *NACA Report n° 256 - The Air Forces on a Systematic Series of Biplanes and Triplanes Cellule Models*, Estados Unidos, 1927.
- [8] PULLIN, D., *Apostila de Aerodinâmica do Avião*, CEA - UFMG, Belo Horizonte-MG, 1976.
- [9] RAYMER, D.P. *Aircraft Design - a conceptual approach*. Reston, Estados Unidos: AIAA Educational Series, 1999.
-



- [10] ROSKAN, J., *Airplane Design*, Roskan Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, 1985.
- [12] SHIGLEY, J.E., *Elementos de Máquinas*, Rio de Janeiro-RJ, 1984.
- [13] STINTON, D. *The design of the aeroplane*. British library cataloguing in publication data, Londres, 1983.
- [14] ABBOT, I.H.; DOENHOFF, A.E., 1958, "Theory of Wing Sections". New York; Dover Publications Inc.
- [15] BARROS, C.P., 1992, "Cálculos da Aeronave CB-9 "Curumim"". Belo Horizonte; CEA - EEUFMG.
- [16] BARROS, C.P., 1999, "Projeto da Aeronave Leve de Alto Desempenho CB-10". Belo Horizonte; CEA – EEUFMG.
- [17] PAZMANY, L., 1963, "Light Airplane Design". San Diego; Pazmany Aircraft Corporation.
- [18] PINTO, R.L.U.F., 1999, "Estabilidade e Controle de Aeronaves". Belo Horizonte; CEA - EEUFMG.
-



[19] PINTO, R.L.U.F.; BARROS, C.P.; OLIVEIRA, P.H.I.A., 1999, “Um Procedimento Alternativo para Cálculo Aerodinâmico de Aeronaves Leves Subsônicas”. São Paulo; VII Congresso Internacional da Engenharia da Mobilidade; SAE Brasil.

[20] TAYLOR, J.W.R., 1977, "JANE'S - All the World's Aircraft 76-77". London; JANE'S Yearbooks.

[21] Fox, R.W., McDonald, A.T., Introdução à Mecânica dos Fluidos, Editora LTC, 4ª edição revista, 1998

[22] BARROS, C.P., 1986, “Cálculos do Vésper”. Belo Horizonte; CEA – EEUFMG.

[23] IPANEMA, 1976, “Catalogo ilustrado de peças”; EBRAER – Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.

---