



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS**

**DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

## **DMR JET**



Alunos: Jonathan Bobadilla Fleitas Rodrigues  
Michelle Fernandino Westin  
Rolf Ankli Junior

Matrícula: 2003015293  
Matrícula: 2002015591  
Matrícula: 9917470

Professor: Paulo Iscold

**Belo Horizonte, Dezembro de 2007**

## Sumário

1	Introdução .....	12
2	Especificações .....	13
3	Lista de prioridades .....	14
4	Lista de características desejadas .....	15
4.1	Segurança operacional:.....	15
4.2	Preço:.....	15
4.3	Desempenho: .....	15
4.4	Facilidade de operação e manutenção:.....	16
4.5	Conforto:.....	16
4.6	Estética: .....	16
5	Metodologia .....	17
6	Resumo dos dados obtidos com a tabela comparativa .....	21
6.1	Dados técnicos de algumas aeronaves: .....	21
6.2	Tabela comparativa .....	33
6.3	Gráficos de barras .....	34
6.4	Gráficos Paramétricos .....	38
7	Estimativa inicial de peso da aeronave:.....	39
7.1	Estimativa Classe 1: .....	39
7.1.1	Definição de carga paga e tripulação: .....	39
7.1.2	Estimativa do peso total de decolagem: .....	39
7.1.3	Cálculo do peso total de combustível: .....	39
7.1.4	Cálculo aproximado do L/D .....	40
7.1.5	Cálculo do coeficiente de sustentação em cruzeiro .....	40
7.1.6	Cálculo do Coeficiente de Arrasto .....	40
7.1.7	Cálculo das Frações de Combustível .....	42
7.1.8	Cálculo do peso operacional vazio: .....	43
7.1.9	Cálculo do peso vazio: .....	43
7.1.10	Estimativa do peso vazio com base na curva de Roskam[6]:.....	44
7.1.11	Avaliação da estimativa inicial e aplicação de cálculo iterativo: ...	44

8	Velocidade de estol, Distância de decolagem e Distância de pouso .....	46
8.1	Considerações iniciais: .....	46
8.2	Cálculo das relações fundamentais de carga: .....	46
8.3	Relação W/P - W/S para decolagem e pouso .....	47
8.4	Velocidade de estol: .....	47
9	Escolha do grupo moto-propulsor .....	49
10	Escolha dos Perfis Aerodinâmicos .....	50
10.1	Perfis da Asa.....	50
10.2	Perfis das Empenagens .....	53
10.3	Determinação da área da asa otimizada .....	54
11	Dimensionamento de <i>flaps</i> .....	55
12	Estimativa de Peso de decolagem Classe II .....	57
12.1.1	Método para estimativa do peso estrutural.....	58
12.1.2	Método para estimativa do peso do sistema de potência .....	58
12.1.3	Estimativa do peso do sistema de propulsão [ $W_p$ ].....	59
12.1.4	Método para estimativa do peso de equipamentos fixos.....	59
12.1.5	Estimativa de peso dos sistemas de ar-condicionado, pressurização [ $W_{api}$ ]	59
13	Diagrama V-n da aeronave.....	64
14	Determinação do Passeio do CG .....	68
15	Evolução dos Esboços.....	73
15.1	Contraposição de Vista em Planta da Mesma Escala .....	77
15.2	Comparação de Empenagens .....	78
15.3	Organização Interna.....	80
16	Trem de Pouso .....	80
16.1	Verificação do posicionamento do trem de pouso .....	81
17	Cálculos Aerodinâmicos .....	84
17.1	Metodologia Aplicada.....	84
17.2	Coefficientes de Sustentação .....	84
17.2.1	Coefficiente de sustentação para equilíbrio da aeronave .....	87
17.2.2	Coefficiente de momento aerodinâmico.....	88

17.2.3	Determinação do centro aerodinâmico.....	90
17.2.4	Cálculo do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal ..	91
17.2.5	Coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem .....	92
17.3	Ângulo de ataque.....	93
17.4	Deflexões do profundor .....	96
17.5	Coeficientes de arrasto .....	99
17.5.1	Arrasto da asa .....	99
17.5.2	Arrasto da fuselagem .....	102
17.5.3	Arrasto da empenagem horizontal .....	107
17.5.4	Arrasto da empenagem vertical .....	109
17.5.5	Arrasto de interferência asa-fuselagem.....	110
17.5.6	Arrasto de interferência fuselagem-empenagem vertical.....	111
17.5.7	Arrasto de interferência empenagem horizontal-empenagem vertical 112	
17.5.8	Arrasto devido à coleta de ar .....	112
17.5.9	Arrasto do trem de pouso principal.....	114
17.6	Resumo dos coeficientes de arrasto e de sustentação .....	114
18	Estabilidade e Controle Longitudinal .....	125
18.1	Cálculo dos Coeficientes Aerodinâmicos .....	125
18.1.1	Determinação dos coeficientes derivados de $C_L$ .....	125
18.1.2	Determinação dos coeficientes derivados de $C_H$ .....	126
18.2	Determinação dos pontos neutros e de manobra e suas respectivas margens estáticas e de manobra .....	128
18.2.1	Ponto neutro manche fixo ( $h_n$ ).....	128
18.2.2	Margem estática manche fixo ( $K_n$ ) .....	129
18.2.3	Ponto neutro manche livre ( $h_n'$ ).....	130
18.2.4	Margem estática manche livre ( $K_n'$ ).....	130
18.2.5	Ponto de manobra manche fixo ( $h_m$ ).....	131
18.2.6	Margem de manobra manche fixo ( $H_m$ ).....	131
18.2.7	Ponto de manobra manche livre ( $h_m'$ ).....	132
18.2.8	Margem de manobra manche livre ( $H_m'$ ) .....	132

18.3	Análise do equilíbrio da aeronave .....	133
18.4	Acréscimos devido a manobras .....	137
18.5	Normalizações da força no manche e na deflexão do profundor ....	139
18.6	Flutuação do profundor.....	141
19	Estabilidade Direcional Estática.....	142
19.1	Cálculo da Variação do Coeficiente de Sustentação da Empenagem Vertical em função da variação da deflexão do Leme.....	144
19.2	Cálculo da Variação do Coeficiente de Momento na Articulação em Função do Ângulo de Ataque da Empenagem.....	146
19.3	Cálculo da Variação do Coeficiente de Momento na Articulação do Leme devido a Variação da Deflexão do Leme .....	147
19.4	Cálculo da Variação do Momento de Guinada da Aeronave com a Variação do Ângulo de Guinada .....	149
19.4.1	Contribuição da Asa.....	149
19.5	Características de Estabilidade Direcional da Aeronave .....	150
19.5.1	Margem de Estabilidade Direcional Comandos Fixos.....	150
19.5.2	Margem de estabilidade Direcional Comandos Livres.....	151
19.6	Ângulo de Flutuação do Leme .....	151
19.7	Força no Pedal Para Manter Vôo Glissado .....	152
20	Estabilidade Estática Lateral .....	155
21	Cálculo de Cargas .....	157
21.1	Cargas na asa.....	157
21.2	Cargas na empenagem horizontal.....	167
21.2.1	Carga durante equilíbrio e com fatores de carga diferentes de um na EH	167
21.2.2	Carga na EH durante a manobra.....	169
21.2.3	Cargas totais na EH.....	171
21.2.4	Acréscimo de carga na EH devido à rajada.....	174
21.2.5	Cargas assimétricas na EH .....	176
21.2.6	Esforços atuantes na longarina .....	176
21.3	Cargas na empenagem vertical.....	178

21.3.1	Carga de manobra na empenagem vertical.....	178
21.3.2	Carga de rajada na empenagem vertical.....	179
21.3.1	Esforços na longarina da EV .....	179
22	Bibliografia.....	207
23	Anexos .....	208
23.1	Tabela Comparativa.....	209
23.2	Gráficos paramétricos .....	210
23.3	Tabela comparativa Motores.....	212
23.4	Programa para Estimativa de Peso .....	213
23.5	Desenhos .....	239

## Lista de Gráficos

Gráfico 6-1 – Envergadura.....	34
Gráfico 6-2 - Velocidade de Cruzeiro.....	35
Gráfico 6-3 - Peso Máximo de Decolagem.....	35
Gráfico 6-4 - Teto operacional.....	36
Gráfico 6-5 – Alcance.....	36
Gráfico 6-6 – Distância de Decolagem.....	37
Gráfico 6-7 - Distância de Pouso.....	38
Gráfico 7-1 – Primeira estimativa da Polar de Arrasto.....	45
Gráfico 8-1 - Carga Alar x Relação Peso Potência.....	47
Gráfico 8-2 - Área da Asa x Velocidade de Estol.....	48
Gráfico 13-1 – Diagrama V-n de manobra.....	67
Gráfico 13-2 – Diagrama V-n de rajada.....	67
Gráfico 13-3 – Diagrama V-n final.....	68
Gráfico 14-1 - Passeio do CG na direção x.....	72
Gráfico 14-2 - Passeio do CG.....	72
Gráfico 17-1 – <i>Downwash</i> para situação de pouso.....	97
Gráfico 17-2 – <i>Downwash</i> para situação de cruzeiro.....	97
Gráfico 17-3 – Distribuição do arrasto total durante vôo de cruzeiro.....	117
Gráfico 17-4 – Distribuição total de arrasto para situação de pouso.....	118
Gráfico 17-5 – Sustentação por ângulo de ataque em vôo de cruzeiro.....	119
Gráfico 17-6 – Sustentação por velocidade vôo de cruzeiro.....	119
Gráfico 17-7 – Arrasto por ângulo de ataque em vôo de cruzeiro.....	120
Gráfico 17-8 – Sustentação por ângulo de ataque em situação de pouso.....	120
Gráfico 17-9 – Sustentação por velocidade em situação de pouso.....	121
Gráfico 17-10 – Arrasto por ângulo de ataque em situação de pouso.....	121
Gráfico 17-11 – Polar de arrasto da aeronave.....	122
Gráfico 17-12 – Polar de velocidade da aeronave.....	122
Gráfico 18-1 - Deflexão do Profundor para Pouso.....	134
Gráfico 18-2 - Deflexão do Profundor Para Cruzeiro.....	134
Gráfico 18-3 - Força no Manche Para Pouso.....	136

Gráfico 18-4 - Força no Manche Para Cruzeiro .....	136
Gráfico 18-5 - Acréscimo de Deflexão do Profundor Durante a Manobra .....	138
Gráfico 18-6 - Acréscimo de Força no Manche Devido a Manobra .....	139
Gráfico 18-7 - Deflexão do Profundor por G .....	140
Gráfico 18-8 - Força no Manche Por G .....	140
Gráfico 19-1- Força no pedal Para Equilíbrio .....	153
Gráfico 21-1- Diagrama V-n resultante .....	157
Gráfico 21-2- Esforços cortantes ao longo da semi-envergadura.....	162
Gráfico 21-3- Momentos fletores ao longo da semi-envergadura.....	163
Gráfico 21-4- Momentos torçores ao longo da semi-envergadura .....	164
Gráfico 21-5- Esforços na longarina traseira.....	177
Gráfico 21-6- Esforços na longarina dianteira .....	178
Gráfico 21-7- Esforços na longarina.....	181
Gráfico 15-1 – Velocidade de Cruzeiro x Área Alar .....	210
Gráfico 15-2 – Velocidade de Cruzeiro x Carga Alar .....	210
Gráfico 15-3 – Velocidade de Cruzeiro x Empuxo .....	210
Gráfico 15-4 – Razão de Subida x Carga Alar .....	211
Gráfico 15-5 – Razão de Subida x Peso/Potência .....	211
Gráfico 15-6 – Razão de Subida x Empuxo .....	211

## **Lista de Figuras**

Figura 5-1 – Disposições das etapas do desenvolvimento de aeronaves .....	18
Figura 5-2 – Apresentação da etapa de especificações e requisitos .....	18
Figura 5-3 – Apresentação da etapa de estudos preliminares .....	19
Figura 5-4 – Apresentação da etapa de anteprojeto .....	19
Figura 5-5 – Apresentação da etapa de projeto .....	20
Figura 6-1 - Especificação Diamond D-Jet .....	22
Figura 6-2 – Especificação Excel Sport-Jet .....	23
Figura 6-3 - Especificação Fox Jet .....	24
Figura 6-4 – Especificação Peregrine .....	25



Figura 6-5 – Especificação Smart Jet.....	26
Figura 6-6 – Especificação Century Jet .....	27
Figura 6-7 - Especificação Cessna model 407.....	28
Figura 6-8 - Especificação Honda Jet .....	29
Figura 6-9 - Especificação Solo Jet .....	30
Figura 6-10 - Especificação Piper Jet .....	31
Figura 6-11 - Especificação Safire Jet .....	32
Figura 6-12 - Especificação Citation Jet1 .....	33
Figura 10-1- Motor Williams FJ 33-4 (Williams International).....	49
Figura 14-1 – Organização Interna .....	73
Figura 14-2 – Vista Lateral .....	73
Figura 14-3 - Vista Lateral.....	74
Figura 14-4 – Primeiro desenho em CAD.....	75
Figura 14-5 - 3 vistas da aeronave .....	76
Figura 14-6 - Contraposição de Vista em Planta.....	77
Figura 12-7 – Comparação de Empenagens.....	79
Figura 12-8 – Configuração Interna.....	80
Figura 13-1 – Posicionamento do trem de Pouso .....	83

## Lista de Tabelas

Tabela 7-1 – Resumo dos resultados obtidos para DMR-Jet .....	44
Tabela 10-1 – Escolha do perfil da Asa .....	51
Tabela 10-2 – Escolha do Segundo Perfil daAsa.....	52
Tabela 10-3 – Escolha do Perfil da Empenagem Horizontal .....	53
Tabela 10-4 – Escolha do Perfil da Empenagem Vertical .....	54
Tabela 14-1 – Determinação do passeio do CG na direção x .....	71
Tabela 15-1 – Tabela comparativa empenagens.....	78
Tabela 17-1 – Reynolds e Mach .....	86
Tabela 17-2 – Coeficiente de sustentação .....	88
Tabela 17-3 – Coeficiente de sustentação da EH .....	92

Tabela 17-4 – Coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem.....	93
Tabela 17-5 – Determinação do ângulo de ataque e do $C_L$ da asa e da fuselagem.....	95
Tabela 17-6 – Deflexão do profundor.....	98
Tabela 17-7 – Arrasto parasita da asa .....	100
Tabela 17-8 – Arrasto induzido da asa.....	101
Tabela 17-9 – Arrasto induzido da fuselagem.....	103
Tabela 17-10 – Coeficiente de atrito da fuselagem .....	105
Tabela 17-11 – Acréscimo de arrasto parasita devido ao enflexamento da fuselagem	106
Tabela 17-12 – Arrasto parasita da EH.....	108
Tabela 17-13 – Arrasto induzido da EH .....	109
Tabela 17-14 – Arrasto parasita da EV .....	110
Tabela 17-15 – Interferência asa-fuselagem .....	111
Tabela 17-16 – Arrasto de coleta de ar .....	113
Tabela 17-17 – Arrasto total durante vôo de cruzeiro .....	115
Tabela 15-1 – Arrasto total em condições de pouso .....	116
Tabela 15-1 – $C_L^{3/2}/C_D$ e $C_L^{1/2}/C_D$ .....	124
Tabela 18-1 – Valor tridimensional da curva $C_L$ X $\alpha$ .....	126
Tabela 18-2 – Variação do $C_L$ com a deflexão do profundor.....	126
Tabela 18-3 – Valores de $F_1$ .....	127
Tabela 18-4 – Valores de $F_2$ .....	127
Tabela 18-5 – Variação do momento em torno da articulação com o $\alpha$ .....	127
Tabela 18-6 – Variação do momento em torno da articulação com a deflexão do profundor.....	128
Tabela 19-1 - Dados Empenagem Vertical .....	142
Tabela 19-2 – Valor tridimensional da inclinação da curva $C_L$ x $\alpha$ da EV .....	143
Tabela 19-3 – $a_1$ corrigido .....	144
Tabela 19-4 – Variação do $C_L$ com a deflexão do leme.....	145
Tabela 19-5 – $a_2$ corrigido .....	145
Tabela 19-6 – Contribuição da asa na margem estática direcional .....	149
Tabela 19-7 – Margem estática com comandos fixos.....	150
Tabela 19-8 – Margem estática comandos livre .....	151

Tabela 19-9 – Força no pedal .....	152
Tabela 21-1 – Corda na asa de Stender .....	159
Tabela 21-2 – Sustentação em cada seção .....	160
Tabela 21-3 – Peso com combustível em cada seção .....	160
Tabela 21-4 – Distribuição de cargas devido à manobras assimétricas na semi- envergadura .....	165
Tabela 21-5 – Distribuição de cargas no aileron .....	166
Tabela 21-6 – Cargas totais devido a manobras de rolamento .....	166
Tabela 21-7 – Cargas na EH para equilíbrio .....	168
Tabela 21-8 – Acréscimo de cargas na EH durante a manobra .....	170
Tabela 21-9 – Cargas totais na EH (n=1) .....	172
Tabela 21-10 – Cargas totais na EH (n=-2 e 4) .....	173
Tabela 21-11 – Cargas na EH devido à rajada .....	175
Tabela 21-12 – Esforços na longarina dianteira .....	176
Tabela 21-13 – Esforços na longarina traseira .....	177
Tabela 21-14 – Determinação da corda da asa de Stender .....	180
Tabela 21-15 – Esforços na longarina .....	180

## 1 Introdução

Este trabalho descreve o projeto da aeronave DMR Jet, que é um *personal jet*, de acordo com a proposta da disciplina Projeto de Aeronaves oferecida pelo Centro de Estudos Aeronáuticos do Departamento de Engenharia Mecânica.

Recentemente, nos Estados Unidos e na Europa, tem se desenvolvido uma nova classe de aeronaves da Aviação Geral, conhecida como *Personal Jets*. Essas aeronaves utilizam grandes avanços tecnológicos, principalmente na área da eletrônica embarcada e automação em geral. A justificativa deste trabalho é a tendência de crescimento deste mercado, já que se trata de aeronaves de transporte executivo que possuem desempenho melhor que o apresentado por aquelas existentes no mercado até o surgimento, por exemplo, do *D-Jet (Diamond Jet)*, *Excel-Jet*, *Cirrus Jet*, *Maverick Jets*, dentre outras, a grande maioria ainda em fase de desenvolvimento. Devido a isto, existe uma grande dificuldade de se encontrar dados comparativos destas aeronaves.

A aviação Geral é engloba todos os setores de aviação civil não inserido no transporte regular de passageiros, ou seja, não realizam vôos por meio de linhas aéreas, encontrando-se nesta classificação, aviões e helicópteros particulares e destinados a táxi aéreo.

As aeronaves de transporte executivo mais comuns até então utilizam propulsão a hélice, por exemplo, o *Piper* e os *Cessnas*, porém existe uma preferência por parte dos passageiros por motores a jato. Esta escolha se deve principalmente pelo excesso de ruído produzido pela propulsão a hélice sendo que a opção pelo uso do motor a jato não acarretará em aumento de custo de fabricação, oferecendo melhor desempenho e maiores velocidades.

## **2 Especificações**

- Aeronave monomotora
- Missão típica: air-taxi e transporte executivo.
- Certificação de acordo com RBHA 23.
- Pressurizada.
- 5 lugares
- Velocidade de cruzeiro ASL: 350kts.
- Velocidade de cruzeiro FL310: M0.8
- Razão de subida ASL: 8000ft/min
- Alcance de traslado: 2200 km + 45min reserva.
- Capacidade de bagagem > 100 kg > 0.7m<sup>3</sup>
- Auto pilot
- Pára-quedas balístico
- Air-Bag
- Considerações de crashworthiness
- Aviônica moderna.
- Altitude máxima de operação de 45000ft.
- Possível de ser operada em pistas curtas e precárias.
- Comprimento de pista 400m para decolagem e 550 para pouso

### **3 Lista de prioridades**

Todos os itens da lista de prioridades têm o objetivo de atrair clientes, sendo assim acreditamos que pessoas ou empresas que tenham interesse em comprar este tipo de aeronave têm como prioridades:

- Segurança
- Preço
- Desempenho
- Facilidade de operação e manutenção
- Conforto
- Estética

## 4 Lista de características desejadas

Para alcançar os objetivos da lista de prioridades devemos ter:

### 4.1 Segurança operacional:

- Uso de sistemas redundantes
- Travas múltiplas nas portas e janelas para evitar aberturas em voo.
- Uso de pára-quedas balístico e air-bags
- Considerações de crashworthiness

### 4.2 Preço:

- Dimensões e pesos reduzidos
- Fabricação em série
- itens de luxo e/ou conforto opcionais
- Pilotado por somente 1 piloto reduzindo custo operacional e aumentando a carga paga
- Baixo custo de fabricação, operação e manutenção

### 4.3 Desempenho:

- Minimizar área frontal da fuselagem sem prejudicar ergonomia
- Minimizar área alar mantendo a velocidade de estol adequada
- Minimizar a área molhada
- Adoção de asas e empenagens afiladas
- Adoção de perfis laminares
- Fuselagem com secções curvilíneas
- Trem de pouso escamoteável
- Minimização do arrasto de interferência
- Eliminação de protuberâncias
- Otimização das entradas percursos e saídas de ar de arrefecimento do motor visando mínimo arrasto de coleta
- Elaboração criteriosa dos formatos externos dos corpos fuselados não permitindo que haja regiões com descolamento de filetes em voo nivelado

#### **4.4 Facilidade de operação e manutenção:**

- Previsão de facilidade de acesso às diversas partes do motor
- Instalação de janelas de inspeção ou de painéis removíveis em pontos convenientes
- As peças com previsão de manutenção periódica devem ter suas fixações via uniões desmontáveis
- Alguns elementos com parafusos, arruelas, porcas, pinos, rebites, etc, devem ser padronizados e, utilizar acoplamento rápido, quando possível
- Utilização de materiais resistentes à corrosão e ao calor

#### **4.5 Conforto:**

- Poltronas confortáveis e reclináveis
- Telas de LCD com DVD, som, bar, etc...

#### **4.6 Estética:**

- Asas e empenagens afiladas
- Janelas amplas possibilitando visão de dentro pra fora e de fora pra dentro da aeronave
- Turbina montada dentro da fuselagem
- Trem de pouso escamoteável



## 5 Metodologia

A metodologia utilizada no projeto deste trabalho, referência quatro principais metodologias de projetos de aeronaves conhecidas, que são:

- Torenbeck, 1981
- Raymer, 1989
- Roskan, 1985
- Vandaele, 1962

De acordo com trabalhos anteriores desenvolvidos por Barros[9], é apresentada uma metodologia baseada nas citadas acima, baseada em aviões com as características de serem leves e subsônicas, tendo como diferença inovações adquiridas de seus estudos e projetos anteriores desenvolvidos no Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG. Serão apresentadas abaixo as etapas que o projeto deve seguir para que ele possa caminhar com organização, agilidade e objetividade.

De acordo com Barros[9] o processo completo de desenvolvimento de uma aeronave, desde os primeiros estudos, até a sua liberação para vôo, pode ser dividido nas seguintes etapas principais:

- i) Especificações e requisitos;
- ii) Estudos preliminares;
- iii) Anteprojeto;
- iv) Projeto;
- v) Fabricação;
- vi) Ensaio no solo;
- vii) Ensaio em vôo;

Cronologicamente as etapas se dispõem como na Figura 1.

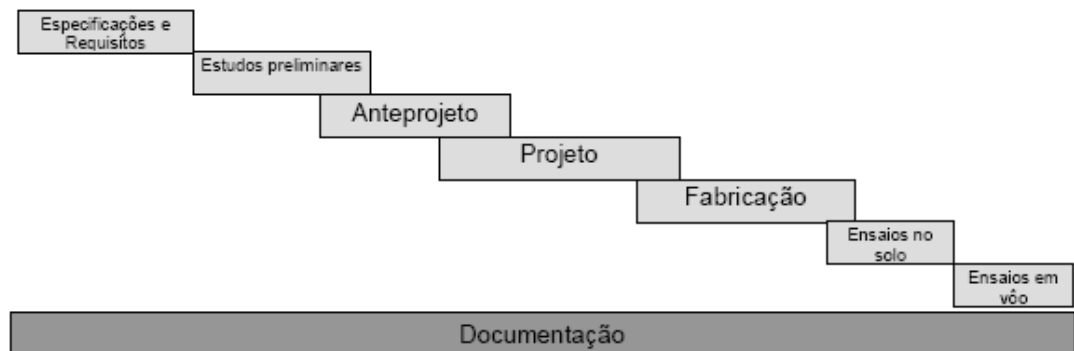


Figura 5-1 – Disposições das etapas do desenvolvimento de aeronaves

As etapas v), vi) e vii), farão parte da continuidade do trabalho que ocorrerá no segundo semestre de 2007.

As etapas de especificações e requisitos são subdivididas em cinco com mostra na Figura 2.

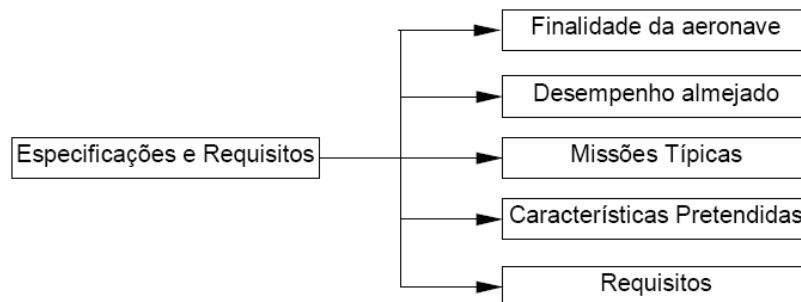


Figura 5-2 – Apresentação da etapa de especificações e requisitos

As etapas de estudos preliminares serão divididas da seguinte forma de acordo com a Figura 5-3 – Apresentação da etapa de estudos preliminares.

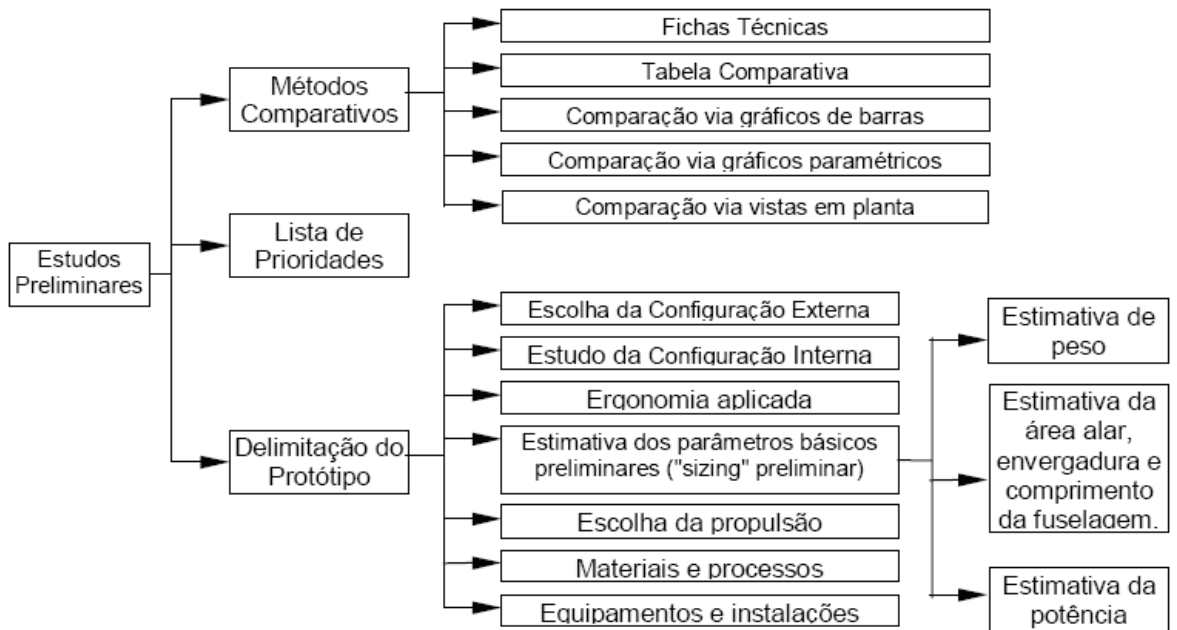


Figura 5-3 – Apresentação da etapa de estudos preliminares

A etapa de anteprojeto por sua vez constitui-se de onze divisões, mostrada na Figura 5-4 – Apresentação da etapa de anteprojeto.

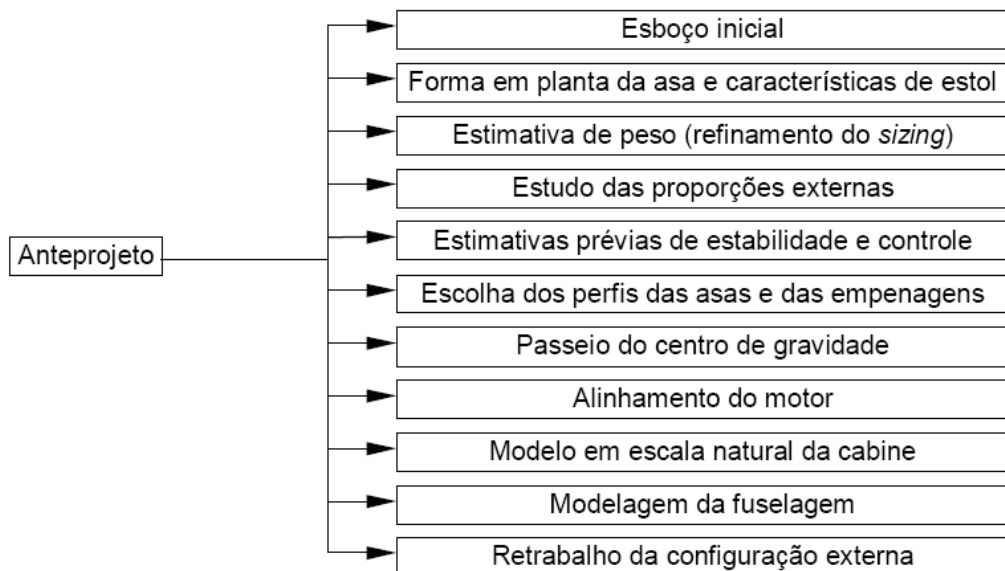


Figura 5-4 – Apresentação da etapa de anteprojeto

Finalmente a etapa de projeto é apresentada na Figura 5-5 – Apresentação da etapa de projeto.

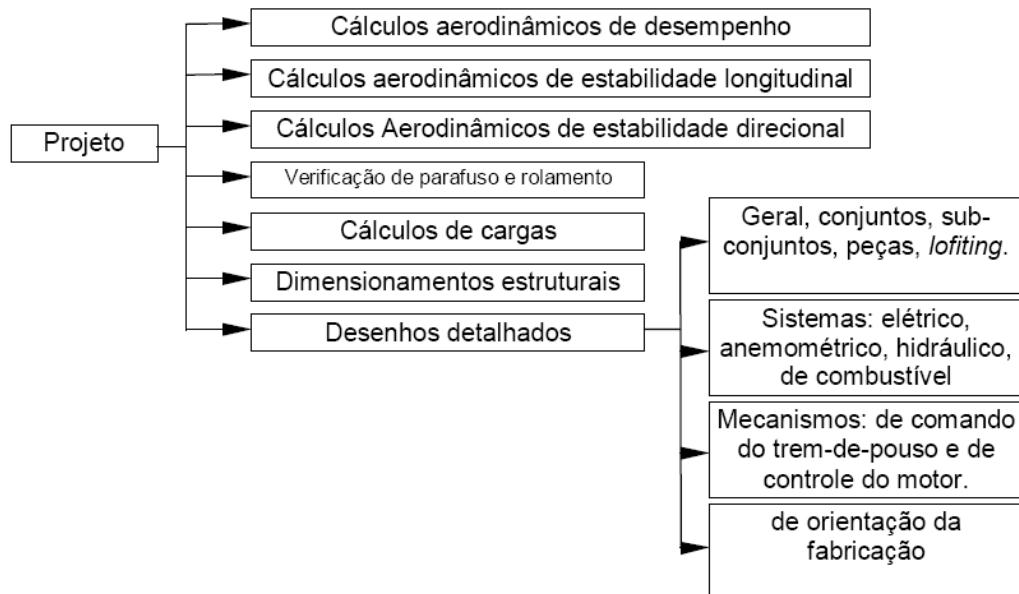


Figura 5-5 – Apresentação da etapa de projeto

Essa metodologia detalha os passos mais importantes para o desenvolvimento desse projeto.

## **6 Resumo dos dados obtidos com a tabela comparativa**

Foi obtido o máximo de dados para 34 jatos executivos ou VLJ (Very Light Jets), destes, somente 13 são realmente representativos para nosso projeto de acordo com o número de passageiros ou número de motores.

Serão apresentados dois métodos comparativos baseados na tabela comparativa das aeronaves VLJ, sendo eles, gráficos de barras e gráficos paramétricos. Outros métodos não puderam ser adotados devido à falta de dados das aeronaves, por ser uma categoria muito nova na aviação.

### **6.1 Dados técnicos de algumas aeronaves:**

Abaixo, encontram-se as fichas técnicas das aeronaves que foi possível obterem o maior número de informações. Nem todas as fichas possuem as três vistas, pois, por se tratar de algo muito recente, muitas ainda encontram-se em fase de desenvolvimento, ou o fabricante ainda não disponibilizou desenhos, somente fotos ou imagens ilustrativas.

**Diamond D-Jet**



**Especificações Técnicas**

<b>Modelo:</b>	Diamond D-Jet	<b>Envergadura:</b>	37.60 ft,in
<b>Fabricante:</b>	Diamond Aircraft	<b>Comprimento total:</b>	35.1 ft,in
<b>Tripulantes:</b>	1	<b>Altura total:</b>	11.7 ft,in
<b>Passageiros:</b>	4	<b>Comprimento da cabina:</b>	- ft,in
<b>Modelo do motor:</b>	Williams FJ33-4	<b>Altura da cabina:</b>	- ft,in
<b>Nº de motores:</b>	1	<b>Largura da cabina:</b>	- ft,in
<b>Tração:</b>	- lbs	<b>Velocidade de cruzeiro:</b>	315 Knots
<b>Peso vazio:</b>	- lbs	<b>Teto operacional:</b>	25000 ft
<b>Peso máx decolagem:</b>	5100 lbs	<b>Distância de decolagem:</b>	2372 ft
<b>Capacidade do tanque:</b>	- gal	<b>Distância de pouso:</b>	- ft
<b>Autonomia:</b>	- h	<b>Alcance:</b>	1350 nm

Figura 6-1 - Especificação Diamond D-Jet

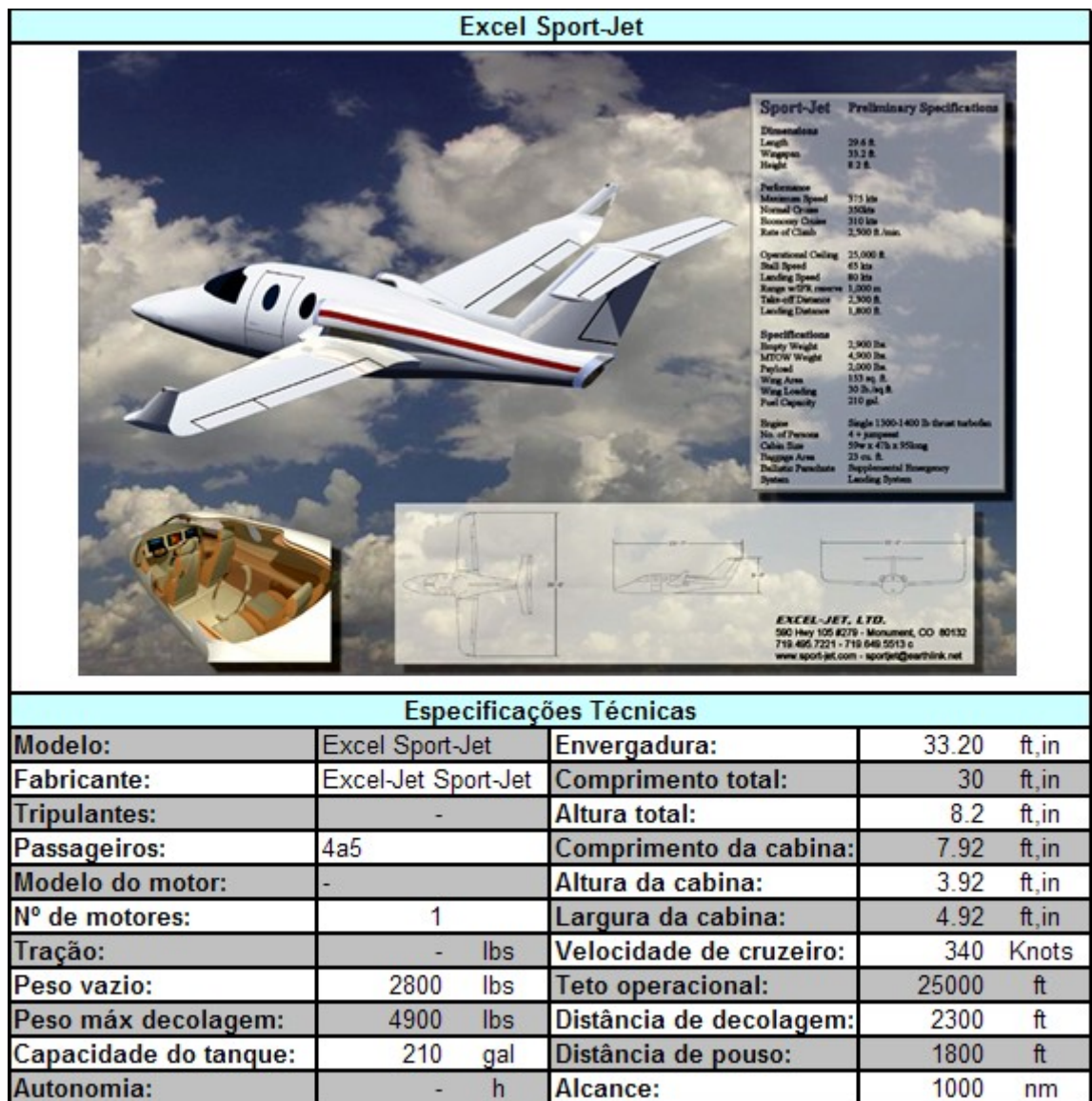



Figura 6-2 – Especificação Excel Sport-Jet

**Foxjet 600**



**FIRST...  
IN FUEL  
ECONOMY**

Fuel economy has become one of the major concerns that confront the world, and consequently, has become one of the primary objectives in the development of new vehicles and products. The Foxjet is our answer to that challenge.

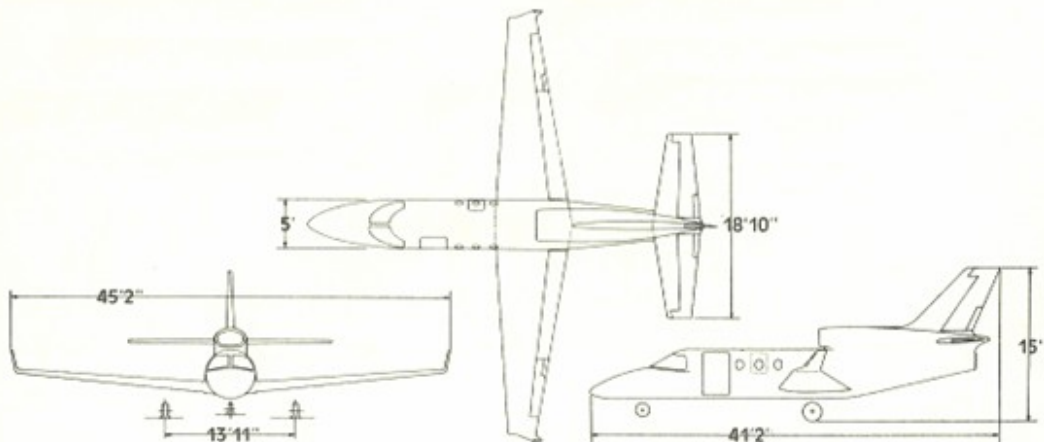
It operates at an astounding 9¢ per mile for fuel, compared to other conventional aircraft which operate between 48¢ and \$1.25 per mile. This dramatic fuel economy benefits both you in cost savings, and the world in fuel economizing.

Especificações Técnicas			
Modelo:	Foxjet 600	Envergadura:	31.70 ft,in
Fabricante:	-	Comprimento total:	20.7 ft,in
Tripulantes:	1	Altura total:	10.3 ft,in
Passageiros:	3a5	Comprimento da cabina:	12 ft,in
Modelo do motor:	Willians R44-800	Altura da cabina:	- ft,in
Nº de motores:	2	Largura da cabina:	- ft,in
Tração:	850 lbs	Velocidade de cruzeiro:	286 Knots
Peso vazio:	2480 lbs	Teto operacional:	41000 ft
Peso máx decolagem:	4550 lbs	Distância de decolagem:	1600 ft
Capacidade do tanque:	1418 lbs	Distância de pouso:	1860 ft
Autonomia:	- h	Alcance:	1215 nm

Figura 6-3 - Especificação Fox Jet



Peregrine



Especificações Técnicas

Modelo:	Peregrine	Envergadura:	45.20 ft,in
Fabricante:	Gulfstream	Comprimento total:	41.2 ft,in
Tripulantes:	2	Altura total:	15 ft,in
Passageiros:	4	Comprimento da cabina:	- ft,in
Modelo do motor:	-	Altura da cabina:	- ft,in
Nº de motores:	1	Largura da cabina:	- ft,in
Tração:	3500 lbs	Velocidade de cruzeiro:	379 Knots
Peso vazio:	5750 lbs	Teto operacional:	43270 ft
Peso máx decolagem:	9400 lbs	Distância de decolagem:	2316 ft
Capacidade do tanque:	- gal	Distância de pouso:	2351 ft
Autonomia:	- h	Alcance:	2755 nm

Figura 6-4 – Especificação Peregrine


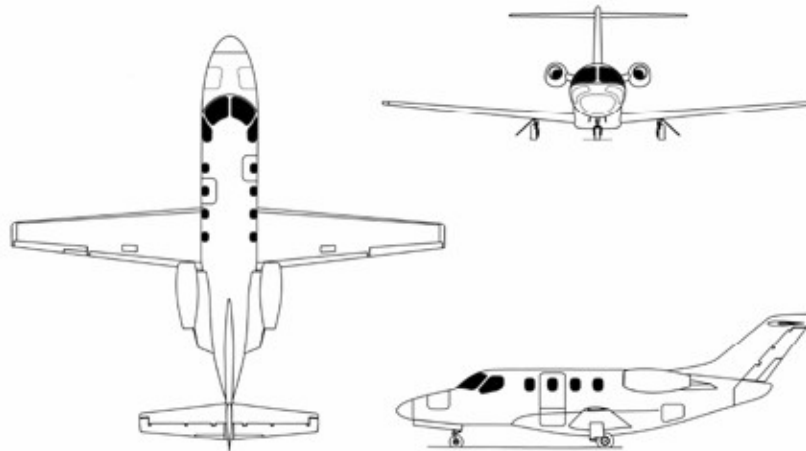
Smart Jet			
			
Especificações Técnicas			
Modelo:	Smart Jet	Envergadura:	33.80 ft,in
Fabricante:	Maverick Jets	Comprimento total:	27.88 ft,in
Tripulantes:	-	Altura total:	- ft,in
Passageiros:	5	Comprimento da cabina:	6.67 ft,in
Modelo do motor:	-	Altura da cabina:	- ft,in
Nº de motores:	2	Largura da cabina:	- ft,in
Tração:	- lbs	Velocidade de cruzeiro:	250 Knots
Peso vazio:	2150 lbs	Teto operacional:	22000 ft
Peso máx decolagem:	- lbs	Distância de decolagem:	1320 ft
Capacidade do tanque:	210.5 gal	Distância de pouso:	1447 ft
Autonomia:	- h	Alcance:	1250 nm

Figura 6-5 – Especificação Smart Jet

Century Jet

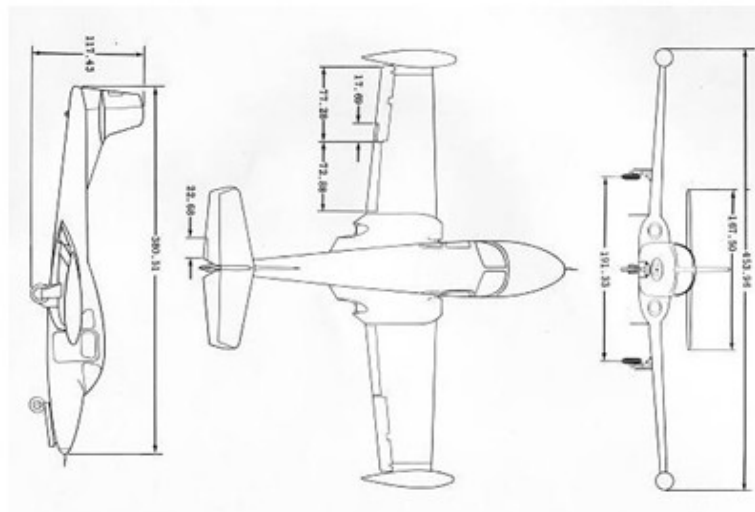


Especificações Técnicas

Modelo:	Century Jet	Envergadura:	39.40 ft,in
Fabricante:	Century Aerospace	Comprimento total:	38.2 ft,in
Tripulantes:	1	Altura total:	12.4 ft,in
Passageiros:	5	Comprimento da cabina:	14.8 ft,in
Modelo do motor:	Williams FJ33-4	Altura da cabina:	4.7 ft,in
Nº de motores:	2	Largura da cabina:	4.8 ft,in
Tração:	- lbs	Velocidade de cruzeiro:	370 Knots
Peso vazio:	4080 lbs	Teto operacional:	45000 ft
Peso máx decolagem:	7000 lbs	Distância de decolagem:	2900 ft
Capacidade do tanque:	2228 lbs	Distância de pouso:	1 ft
Autonomia:	- h	Alcance:	1500 nm

Figura 6-6 – Especificação Century Jet

Cessna model 407



**Especificações Técnicas**

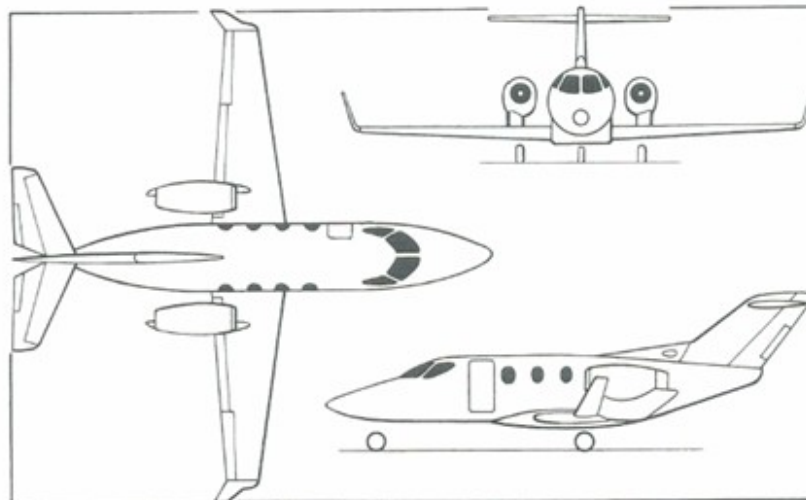
<b>Modelo:</b>	Cessna model 407	<b>Envergadura:</b>	37.80 ft,in
<b>Fabricante:</b>	Cessna	<b>Comprimento total:</b>	31.7 ft,in
<b>Tripulantes:</b>	-	<b>Altura total:</b>	9.8 ft,in
<b>Passageiros:</b>	4	<b>Comprimento da cabina:</b>	- ft,in
<b>Modelo do motor:</b>	Continental 356-9	<b>Altura da cabina:</b>	- ft,in
<b>Nº de motores:</b>	2	<b>Largura da cabina:</b>	- ft,in
<b>Tração:</b>	2800 lbs	<b>Velocidade de cruzeiro:</b>	404 Knots
<b>Peso vazio:</b>	4657 lbs	<b>Teto operacional:</b>	43260 ft
<b>Peso máx decolagem:</b>	9300 lbs	<b>Distância de decolagem:</b>	2851 ft
<b>Capacidade do tanque:</b>	- gal	<b>Distância de pouso:</b>	3051 ft
<b>Autonomia:</b>	- h	<b>Alcance:</b>	- nm

Figura 6-7 - Especificação Cessna model 407

Honda HA-420 HondaJet



Performance.  
Emphasizing advanced  
technology in a sleek design -  
incorporating an all composite  
airframe and highly  
responsive aerodynamic  
engine configuration -  
HondaJet sets a new standard  
for performance in the  
lightweight  
and fuel efficiency  
category.



Especificações Técnicas

Modelo:	Honda HA-420 Hond	Envergadura:	39.87 ft,in
Fabricante:	Honda Aircraft Comp	Comprimento total:	41.7 ft,in
Tripulantes:	1a2	Altura total:	13.21 ft,in
Passageiros:	5a6	Comprimento da cabina:	17.8 ft,in
Modelo do motor:	GE Honda HF 120	Altura da cabina:	4.94 ft,in
Nº de motores:	2	Largura da cabina:	5 ft,in
Tração:	3340 lbs	Velocidade de cruzeiro:	420 Knots
Peso vazio:	- lbs	Teto operacional:	41000 ft
Peso máx decolagem:	- lbs	Distância de decolagem:	3120 ft
Capacidade do tanque:	- gal	Distância de pouso:	2500 ft
Autonomia:	- h	Alcance:	1180 nm

Figura 6-8 - Especificação Honda Jet

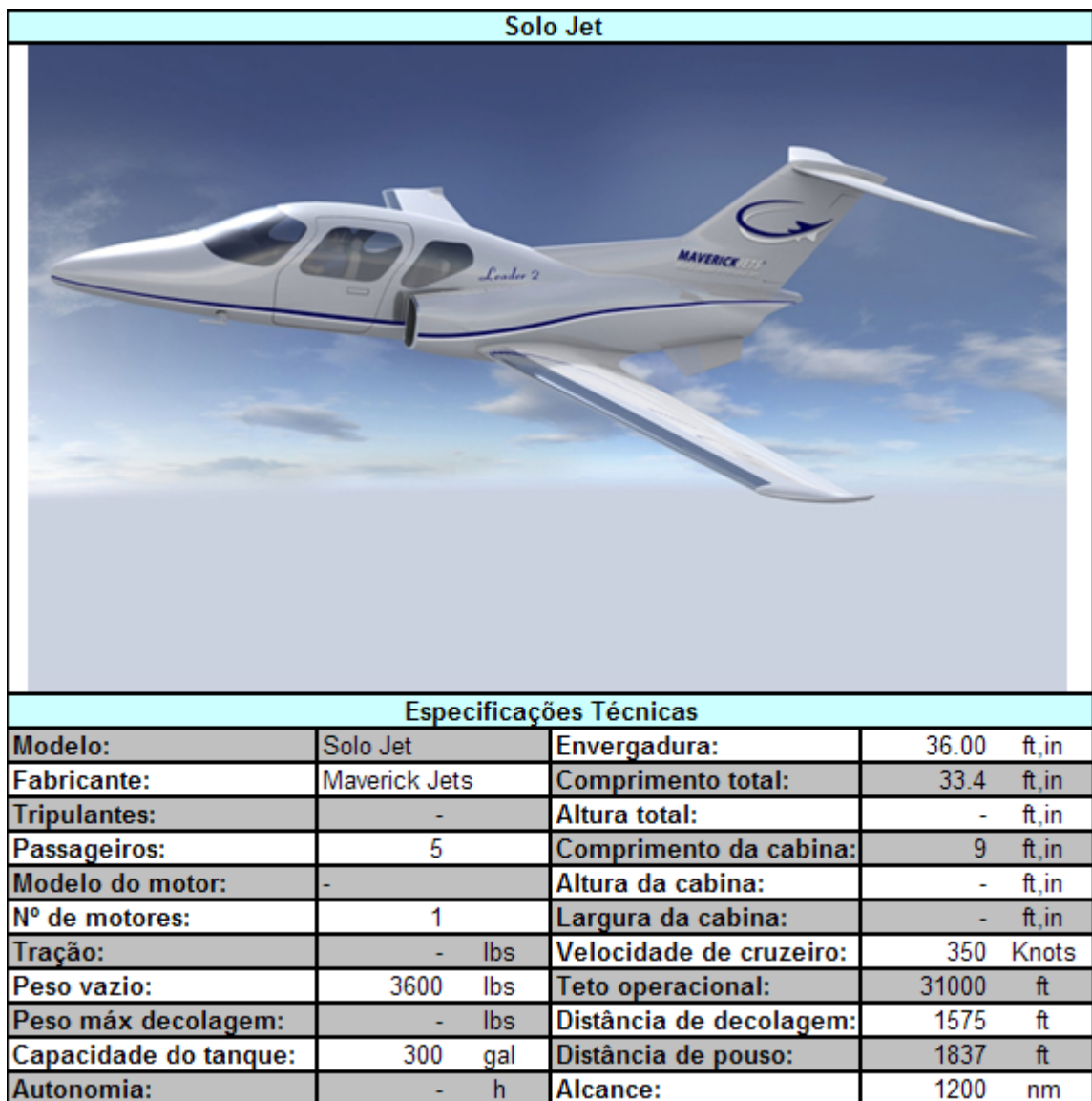


Figura 6-9 - Especificação Solo Jet

Piper Jet



Especificações Técnicas

Modelo:	Piper Jet	Envergadura:	44.70 ft,in
Fabricante:	Piper Aircraft	Comprimento total:	33.9 ft,in
Tripulantes:	2	Altura total:	16.6 ft,in
Passageiros:	6a7	Comprimento da cabina:	- ft,in
Modelo do motor:	Light Turbofan	Altura da cabina:	- ft,in
Nº de motores:	1	Largura da cabina:	- ft,in
Tração:	- lbs	Velocidade de cruzeiro:	360 Knots
Peso vazio:	- lbs	Teto operacional:	35000 ft
Peso máx decolagem:	- lbs	Distância de decolagem:	- ft
Capacidade do tanque:	- gal	Distância de pouso:	- ft
Autonomia:	- h	Alcance:	1300 nm

Figura 6-10 - Especificação Piper Jet

Safire Jet



Especificações Técnicas

Modelo:	Safire Jet	Envergadura:	39.40 ft,in
Fabricante:	Safire Aircraft	Comprimento total:	36.3 ft,in
Tripulantes:	2	Altura total:	15 ft,in
Passageiros:	4	Comprimento da cabina:	13.9 ft,in
Modelo do motor:	Williams FJ33-4	Altura da cabina:	4.58 ft,in
Nº de motores:	2	Largura da cabina:	4.71 ft,in
Tração:	- lbs	Velocidade de cruzeiro:	380 Knots
Peso vazio:	- lbs	Teto operacional:	41000 ft
Peso máx decolagem:	6250 lbs	Distância de decolagem:	2500 ft
Capacidade do tanque:	248 gal	Distância de pouso:	2500 ft
Autonomia:	- h	Alcance:	1300 nm

Figura 6-11 - Especificação Safire Jet




Citation Jet1			
			
Especificações Técnicas			
<b>Modelo:</b>	Citation Jet1	<b>Envergadura:</b>	46,83 ft,in
<b>Fabricante:</b>	Cessna	<b>Comprimento total:</b>	35,58 ft,in
<b>Tripulantes:</b>	-	<b>Altura total:</b>	- ft,in
<b>Passageiros:</b>	5	<b>Comprimento da cabina:</b>	- ft,in
<b>Modelo do motor:</b>	Williams FJ44-1	<b>Altura da cabina:</b>	11,25 ft,in
<b>Nº de motores:</b>	2	<b>Largura da cabina:</b>	4,67 ft,in
<b>Tração:</b>	1965 lbs	<b>Velocidade de cruzeiro:</b>	389 Knots
<b>Peso vazio:</b>	- lbs	<b>Teto operacional:</b>	41000 ft
<b>Peso máx decolagem:</b>	- lbs	<b>Distância de decolagem:</b>	3250 ft
<b>Capacidade do tanque:</b>	- gal	<b>Distância de pouso:</b>	2590 ft
<b>Autonomia:</b>	- h	<b>Alcance:</b>	1300 nm

Figura 6-12 - Especificação Citation Jet1

## 6.2 Tabela comparativa

Em anexo, encontra-se a tabela comparativa de algumas aeronaves com características próximas às pretendidas neste projeto, sejam elas, principalmente, a missão, quantidade de passageiros e número de motores, devendo-se verificar se esta aeronave é classificada pelo fabricante dentro da categoria VLJ. Como pode ser observado, nem todas possuem as mesmas características pretendidas, mas são VLJ's.

### 6.3 Gráficos de barras

Baseados nos treze jatos mais semelhantes a um monomotor de cinco lugares foram feitos os seguintes gráficos:

O valor médio para a envergadura dos jatos que melhor representam o perfil da nossa aeronave proposta é de aproximadamente 39ft.

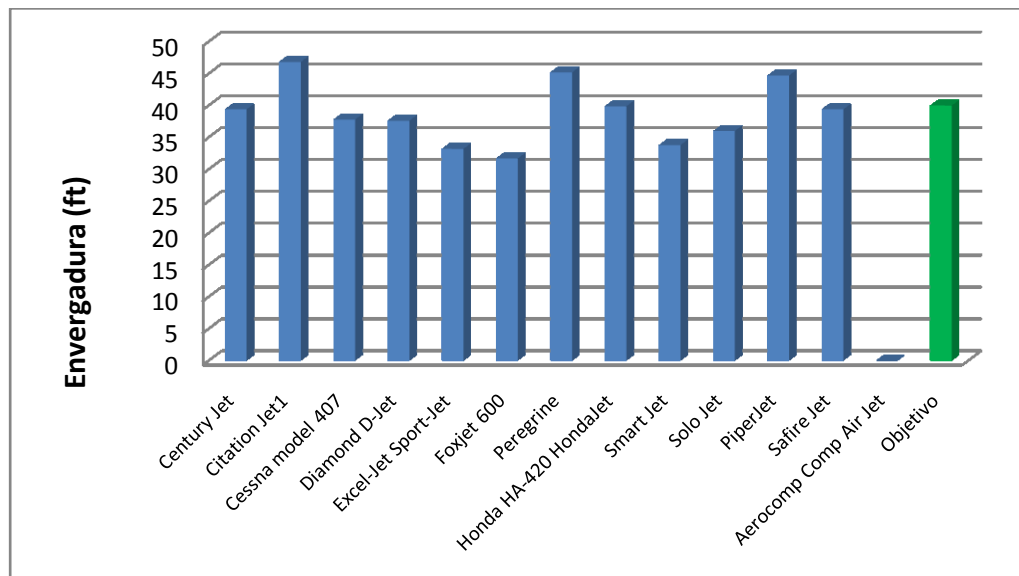


Gráfico 6-1 – Envergadura

O valor médio da velocidade de cruzeiro dos jatos que melhor representam o perfil da nossa aeronave proposta é de aproximadamente 357knots.

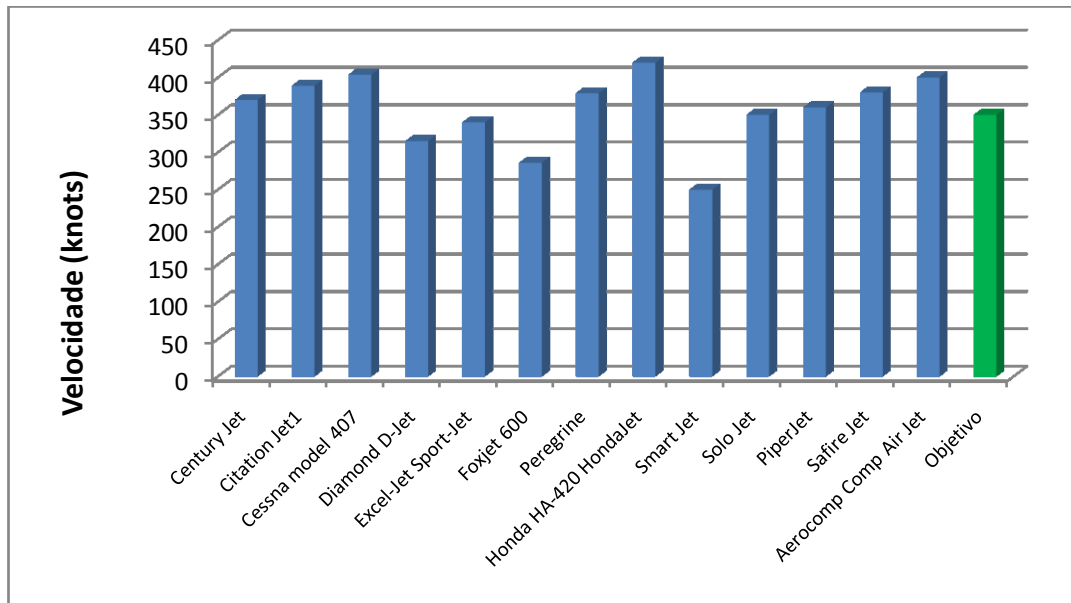


Gráfico 6-2 - Velocidade de Cruzeiro

Apesar da falta de dados valor médio do peso máximo de decolagem dos jatos que melhor representam o perfil da nossa aeronave proposta é de aproximadamente 4175lbs.

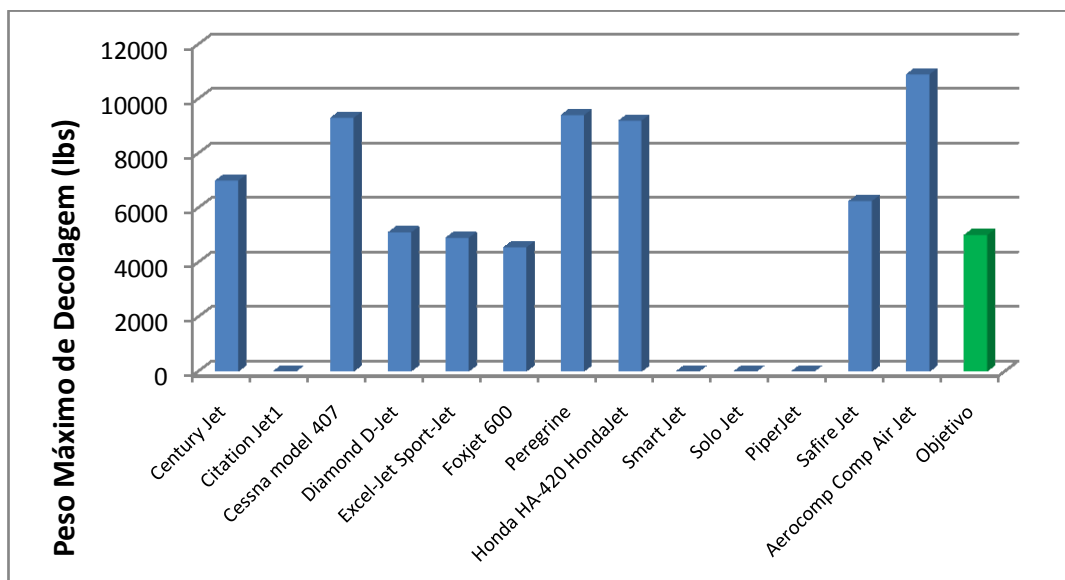


Gráfico 6-3 - Peso Máximo de Decolagem

Jatos monomotores apresentam tendência a teto operacional menor do que os bimotores. O valor médio para o teto operacional de jatos que melhor representam o

perfil da nossa aeronave proposta é de aproximadamente 35648ft. Os monomotores têm média de 31528ft e os bimotores 39180ft.

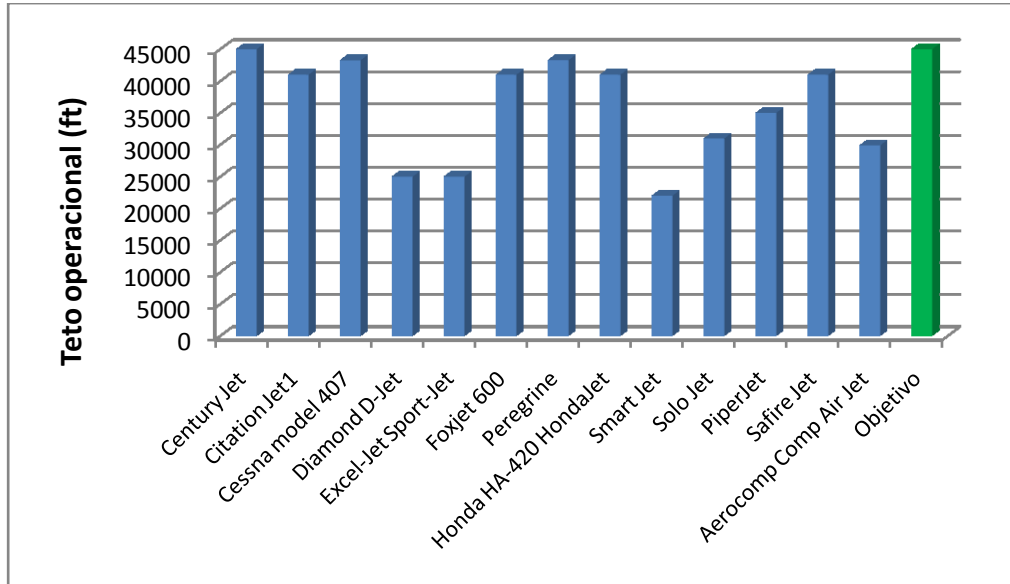


Gráfico 6-4 - Teto operacional

Desconsiderando o alcance da aeronave Peregrine, o valor médio para o alcance dos jatos que melhor representam o perfil da nossa aeronave proposta é de aproximadamente 1276nm.

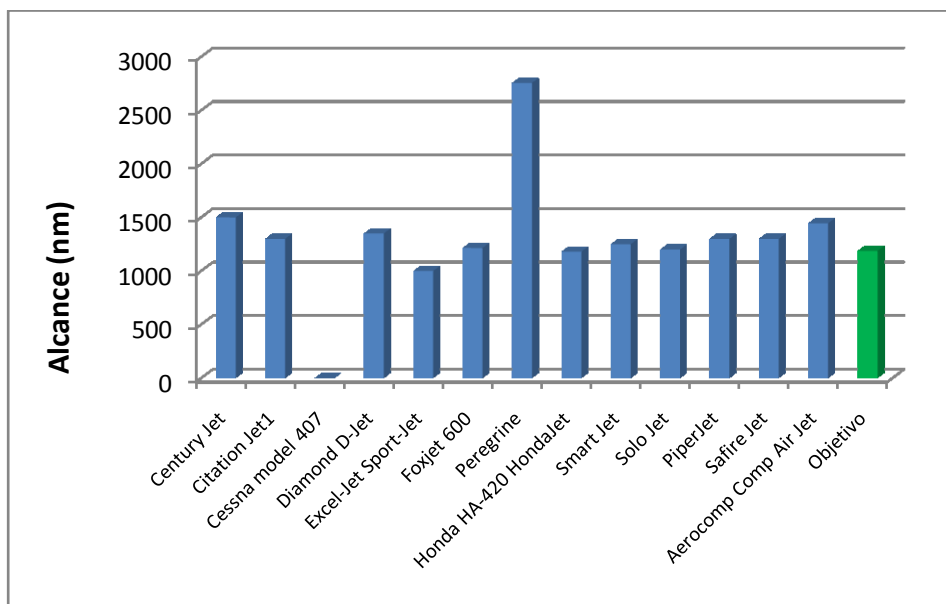


Gráfico 6-5 – Alcance

Claramente menor que a média de 2373ft o objetivo para distância de decolagem do nosso jato é de 1312ft. Alcançar tão baixo valor vai ser um dos grandes desafios do projeto.

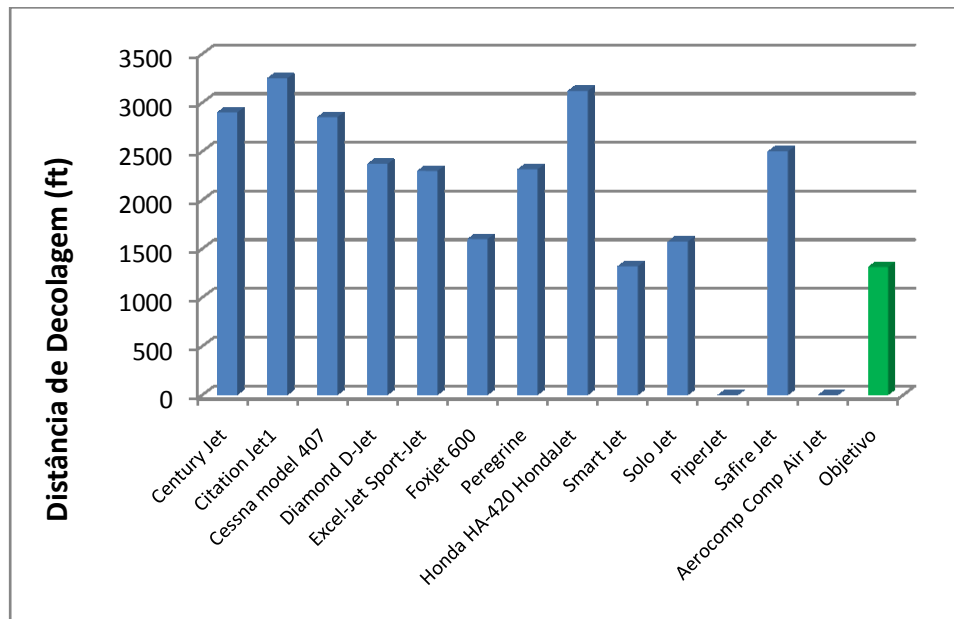


Gráfico 6-6 – Distância de Decolagem

Assim como a distância de decolagem, a distância de pouso proposta para nosso jato é menos que a media dos concorrentes. Poderemos contar com sistemas alternativos de frenagem como pára-quedas de cauda. Valor médio de 1994ft e objetivo de 1804ft.

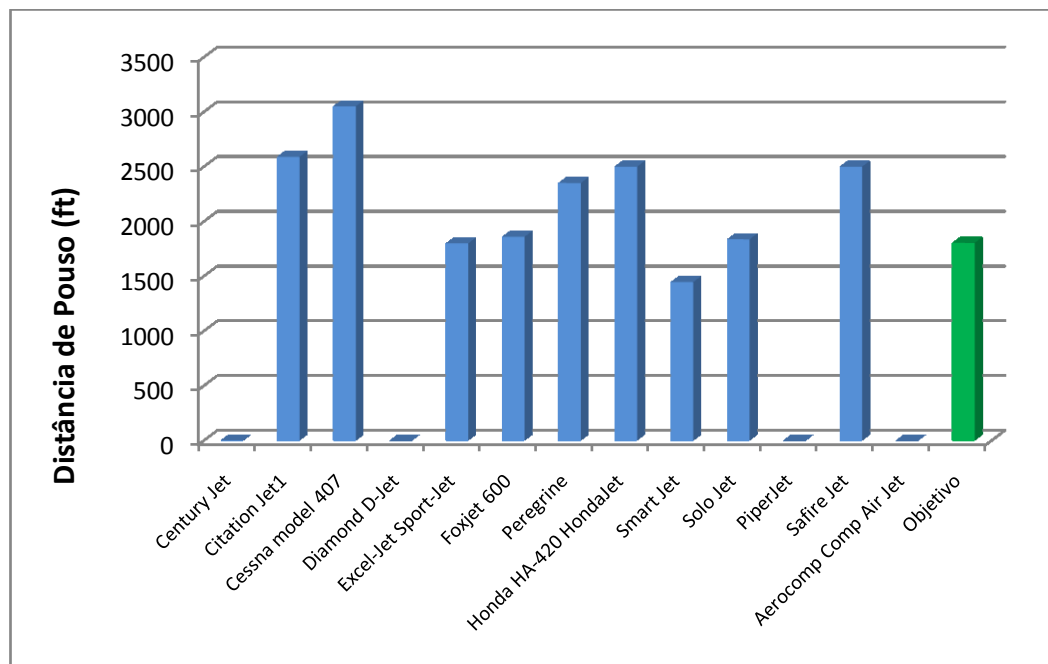


Gráfico 6-7 - Distância de Pouso

Os valores médios obtidos com a tabela comparativa norteiam os dados iniciais que serão usados como base no desenvolvimento do projeto da nossa aeronave.

## 6.4 Gráficos Paramétricos

Baseados na tabela comparativa, podemos criar gráficos paramétricos que mostram informações valiosas sobre o desempenho da aeronave. Estes gráficos encontram-se em anexo.

## 7 Estimativa inicial de peso da aeronave:

Serão usados dois métodos distintos para se determinar o peso da aeronave. O primeiro é uma estimativa grosseira e o segundo refina e confirma a primeira estimativa.

### 7.1 Estimativa Classe 1:

De acordo com o método descrito em ROSKAM[6] tem-se

#### 7.1.1 Definição de carga paga e tripulação:

Baseado nas especificações da aeronave, no objetivo da mesma e em norma apropriada determinou-se:

número de passageiros = 4

número de tripulantes = 1

peso médio de uma pessoa (definido em norma) = 175lbf

peso máximo de bagagem por pessoa a bordo = 50lbf

Assim, calcula-se:

$$\text{peso de carga paga} \rightarrow W_{PL} = 4 \cdot (175 + 50) = 900 \text{ lbf}$$

$$\text{peso de tripulação} \rightarrow W_{CREW} = 1 \cdot (175 + 50) = 225 \text{ lbf}$$

#### 7.1.2 Estimativa do peso total de decolagem:

Com base no peso dos aviões da mesma categoria (26.1 Tabela Comparativa) que transportam a mesma quantidade de pessoas estima-se, de forma comparativa, o peso total de decolagem:

$$\text{Peso total de decolagem (estimado)} \rightarrow W_{TO} = 6500 \text{ lbf}$$

#### 7.1.3 Cálculo do peso total de combustível:

O peso total de combustível será calculado conforme abordagem indicada por ROSKAM[6].

### 7.1.4 Cálculo aproximado do L/D

Para determinar o L/D calcularemos o coeficiente de sustentação de cruzeiro e a polar de arrasto, partindo das especificações e de estimativas baseadas em comparação com aeronaves de mesma categoria.

### 7.1.5 Cálculo do coeficiente de sustentação em cruzeiro

Admitindo:

- ✓ Velocidade de cruzeiro pretendida (especificação) →  $V = 350 \text{ knots}$  (ao nível do mar)
- ✓ Área de referencia (estimativa por comparação) →  $S = 160 \text{ ft}^2$
- ✓ Densidade do ar durante vôo de cruzeiro (estimado a 40000 ft) →  $\rho = 0,313 \text{ kg/m}^3$  (para Mach igual a 0,8)
- ✓ Aceleração da gravidade ao nível do mar (média padrão) →  $g = 9,8 \text{ m/s}^2$

Podemos calcular o coeficiente de sustentação:

$$C_L = \frac{W_{TO}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{4800 \cdot 4,448222}{0,5 \cdot 0,313 \cdot (350 \cdot 0,5144444)^2 \cdot (160 \cdot 0,09290304)} = 0,283$$

### 7.1.6 Cálculo do Coeficiente de Arrasto

Seguindo o método apresentado por ROSKAM em “Methods for estimating drag polar of subsonic airplanes”, podemos calcular o coeficiente de arrasto por:

$$C_D = \frac{f}{S} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

Admitindo:

- ✓ Alongamento (estimativa por comparação):  $A = 10$
- ✓ Coeficiente de atrito parasita ( $f$ ): Das figuras 2.1 e 2.2 da referência indicada[6], utilizando um coeficiente de limpeza aerodinâmica de  $C_f = 0,003$  apropriado para jatos executivos, estimando com base comparativa as dimensões da fuselagem, vemos que, para uma área molhada estimada de:



$$S_{WET} \approx (0,75 \cdot \pi \cdot D_{FUS} \cdot l_{FUS} + 2 \cdot S) = (0,75 \cdot \pi \cdot 10 \cdot 35 + 2 \cdot 160) = 1145 \text{ ft}^2$$

encontramos em ambos os gráficos uma área equivalente de  $f \approx 3,45 \text{ ft}^2$ , assim:

$$C_{D_0} = \frac{f}{S} = \frac{3,45}{160} = 0,0216$$

Número de Oswald ( $e$ ): Das figuras 2.4 e 2.5 da referência indicada, partindo do alongamento estimado, determinamos respectivamente:  $e_{WING} \approx 0,81$  e

$$\frac{1}{e_{FUS}} = 0,82 \cdot \frac{S_{FUS}}{S}.$$

Seguindo instrução da referência utilizaremos  $\frac{1}{e_{OTHERS}} = 0,05$ . Estimando por

comparação o diâmetro médio da fuselagem como sendo  $\phi_{FUS} \approx 10 \text{ ft}$  podemos calcular

$$\frac{S_{FUS}}{S} = \frac{\pi \cdot (10)^2 / 4}{160} = 0,49 \text{ e finalmente, como instrui o autor:}$$

$$\frac{1}{e} = \frac{1}{e_{WING}} + \frac{1}{e_{FUS}} + \frac{1}{e_{OTHERS}} = \frac{1}{0,81} + 0,82 \cdot 0,49 + 0,05 = 1,69 \rightarrow$$

$$e = 0,592$$

O coeficiente de arrasto para o  $C_L$  de cruzeiro é, então, dado por:

$$C_D = \frac{f}{S} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} = 0,0216 + \frac{0,283^2}{\pi \cdot 10 \cdot 0,592} = 0,0259$$

Finalmente, com  $C_L$  e  $C_D$  podemos calcular L/D:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0,283}{0,0259} = 10,9$$

É possível ainda calcularmos o L/D máximo para utilizá-lo durante a subida e descida. Da fórmula utilizada para cálculo do arrasto, temos:

$$\frac{C_L}{C_D} = \sqrt{\pi \cdot A \cdot e} \cdot \sqrt{\left(\frac{1}{C_D} - \frac{f}{S} \cdot \frac{1}{C_D^2}\right)} \Rightarrow \frac{\partial(C_L/C_D)}{\partial C_D} = \frac{1}{2} \cdot \frac{\pi \cdot A \cdot e}{\sqrt{\left(\frac{1}{C_D} - \frac{f}{S} \cdot \frac{1}{C_D^2}\right)}} \cdot \left(-\frac{1}{C_D^2} + 2 \cdot \frac{f}{S} \cdot \frac{1}{C_D^3}\right)$$

Obtendo o ponto de máximo:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{MAX} \Rightarrow \frac{\partial(C_L/C_D)}{\partial C_D} = 0 \Leftrightarrow -\frac{1}{C_D^2} + 2 \cdot \frac{f}{S} \cdot \frac{1}{C_D^3} = 0 \Rightarrow \frac{0,0432}{C_D} = 1 \Rightarrow C_D = 0,0432$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{L}{D}\right)_{MAX} &= \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{MAX} = \sqrt{\pi \cdot A \cdot e} \cdot \sqrt{\left(\frac{1}{C_D} - \frac{f}{S} \cdot \frac{1}{C_D^2}\right)} = \\ &= \sqrt{\pi \cdot 10 \cdot 0,592} \cdot \sqrt{\left(\frac{1}{0,0432} - \frac{0,0216}{0,0432^2}\right)} = 14,67 \end{aligned}$$

### 7.1.7 Cálculo das Frações de Combustível

Para o cálculo das frações de combustível é necessário determinar a eficiência do grupo moto propulsor, este fator pode ser obtido do próprio fabricante.

Utilizando um motor WILLIAMS FJ33-4 temos:

coeficiente de eficiência (estimado)  $\rightarrow C_J = 0,8$

Tendo os dados da missão crítica da aeronave:

Tempo de subida (missão)  $\rightarrow t_s = 0,25\text{h}$

Tempo de cruzeiro (missão)  $\rightarrow t_c = 3\text{h}$

Tempo de descida (missão)  $\rightarrow t_d = 1\text{h}$

Da referência citada, para jatos executivos, temos as seguintes frações parciais:

aquecimento=0,990

taxi=0,995

decolagem=0,995

$$\text{subida} = e^{-\frac{ts \cdot CEF}{L/D}} = e^{-\frac{0,25 \cdot 0,8}{14,67}} = 0,992$$

$$\text{cruzeiro} = e^{-\frac{tc \cdot CEF}{L/D}} = e^{-\frac{3 \cdot 0,8}{10,9}} = 0,803$$

$$\text{descida} = e^{-\frac{td \cdot CEF}{L/D}} = e^{-\frac{1 \cdot 0,8}{14,67}} = 0,947$$

$$\text{pouso} = 0,992$$

Finalmente a fração total de combustível é calculada por:

$$M_{ff} = \prod m_{ff} = 0,733$$

Assim,

$$\text{Combustível utilizado} \rightarrow W_{f \text{ USED}} = W_{TO} \cdot (1 - M_{ff}) = 4800 \cdot (1 - 0,733) = 1280,5 \text{ lbf}$$

Admitindo uma reserva de 25% em peso, temos:

$$\text{Combustível reserva} \rightarrow W_{f \text{ RES}} = 0,25 \cdot W_{f \text{ USED}} = 320,1 \text{ lbf}$$

Finalmente:

$$\text{Combustível total} \rightarrow W_f = W_{f \text{ USED}} + W_{f \text{ RES}} = 1600,6 \text{ lbf}$$

### 7.1.8 Cálculo do peso operacional vazio:

$$\text{Peso operacional vazio} \rightarrow W_{OE} = W_{TO} - W_{PL} - W_f = 2974,4 \text{ lbf}$$

### 7.1.9 Cálculo do peso vazio:

Admitindo a percentagem de peso referente a fluidos não consumíveis como sendo de 0,5%, do peso total de decolagem, temos:

$$\text{Peso de fluidos não consumíveis} \rightarrow W_{TFO} = 0,005 \cdot W_{TO} = 24,0 \text{ lbf}$$

$$\text{Peso vazio} \rightarrow W_E = W_{OE} - W_{CREW} - W_{TFO} = 2725,43 \text{ lbf}$$

### 7.1.10 Estimativa do peso vazio com base na curva de Roskam[6]:

Observando o gráfico da figura 2.7 da referência, temos peso vazio versus peso total de decolagem. Assim, observamos que aviões cujo peso total de decolagem é próximo ao estimado ( $W_{TO} \approx 6500 \text{ lbf}$ ) têm peso vazio próximo de:

Peso vazio estimado  $\rightarrow W_E \approx 2716,45 \text{ lbf}$

### 7.1.11 Avaliação da estimativa inicial e aplicação de cálculo iterativo:

O resultado para o peso vazio calculado é avaliado em relação ao consultado no gráfico, assim defini-se:

$$\text{Desvio} \rightarrow \delta = \left| \frac{W_{E(\text{CONSULTADO})} - W_{E(\text{CALCULADO})}}{W_{E(\text{CONSULTADO})}} \right| = \left| \frac{2725,46 - 2716,45}{2716,45} \right| = 0,3\%$$

No algoritmo computacional implementado em MATLAB®, caso esse desvio seja maior ou menor, em módulo, que 0,5%, o sistema, respectivamente, abaixa ou eleva a estimativa inicial de peso total de decolagem e refaz os cálculos. O processo se repete até que seja encontrando um novo par de valores (peso vazio calculado - peso vazio consultado) que resulta desvio menor que 0,5%.

Esse algoritmo (anexo) utiliza aproximações analíticas dos gráficos utilizados, assim, o programa, a partir da estimativa inicial, sugere uma estimativa de peso melhor. Como o uso das aproximações é facultativo, o programa também se aplica ao cálculo com os gráficos basta tê-los em mãos e fornecer os dados de forma interativa.

A seguir, apresenta-se uma tabela com os resultados obtidos para o DMR-Jet até agora:

Tabela 7-1 – Resumo dos resultados obtidos para DMR-Jet

$W_{TO}$	Peso Máximo de Decolagem	4800lbf
$W_{oe}$	Peso Operacional Vazio	2974,4lbf
$W_f$	Peso de Combustível	1600,6lbf

$W_{pl}$	Peso da Carga Paga	900lbf
$W_e$	Peso Vazio	2725,4lbf
$W_{tfo}$	Peso de Fluidos Não Consumíveis	24lbf
$W_{crew}$	Peso da Tripulação Mínima	225lbf
$S_w$	Área Alar	160ft <sup>2</sup>
$AR$	Alongamento	10
$e$	Fator de Oswald	0,592

Pode-se construir, também, a curva relativa à primeira estimativa da polar de arrasto da aeronave, já que tem-se o arrasto parasita total, o alongamento e o fator de Oswald:

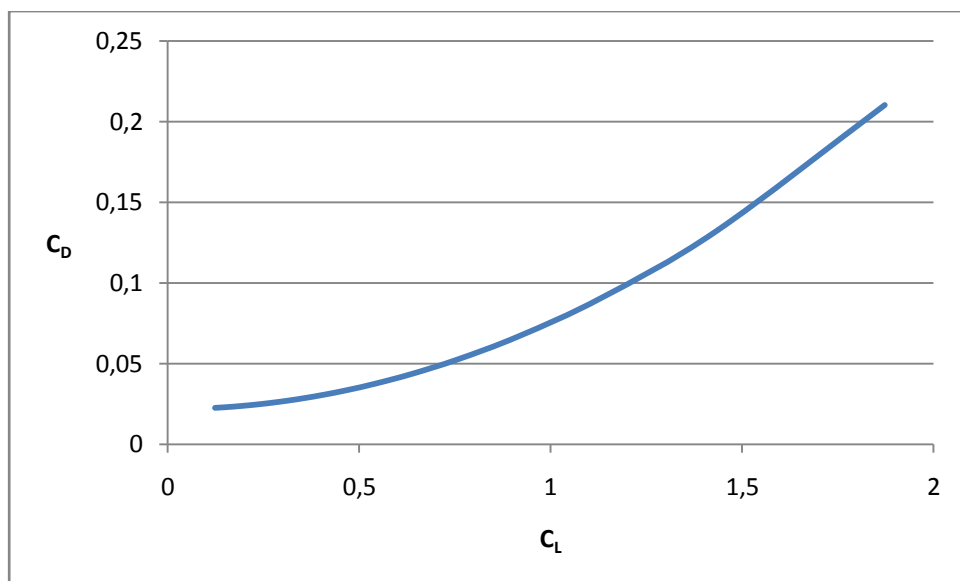


Gráfico 7-1 – Primeira estimativa da Polar de Arrasto

## 8 Velocidade de estol, Distância de decolagem e Distância de pouso

### 8.1 Considerações iniciais:

Essas curvas podem ser consideradas uma primeira estimativa do desempenho desta aeronave. É a partir delas que é possível determinar o motor que deverá ser escolhido para o DMR-Jet.

A metodologia aqui empregada foi apresentada por Roskam [6], onde, para se determinar a velocidade de estol, traçam-se curvas, nas quais a velocidade de estol é função da área alar, além de se traçar para diversos valores de  $C_L$ . Para as condições de pouso e decolagem, é construído um gráfico de carga alar *versus* relação peso-potência, também para diversos valores de  $C_L$ . Após traçadas as curvas, um ponto em cada gráfico deverá ser escolhido, levando-se em conta os requisitos obrigatórios da aeronave e condições para homologação.

Consideraremos utilização de um único motor WILLIAMS FJ33-4 com 1500lbf de empuxo que, seguindo aproximação indicada representa 517,15HP de potência. Além disso, consideram-se definidos o peso de 6500lbf e a área da asa de 160ft<sup>2</sup>. As distâncias especificadas de decolagem e pouso são respectivamente de 440m e 550m podendo ainda utilizar pára-quedas de frenagem.

### 8.2 Cálculo das relações fundamentais de carga:

$$\text{Carga alar} \rightarrow W/S = 4800/160 = 33,13$$

$$\text{Relação peso/potência} \rightarrow W/p = 4800/517,15 = 10,25$$

### 8.3 Relação W/P - W/S para decolagem e pouso

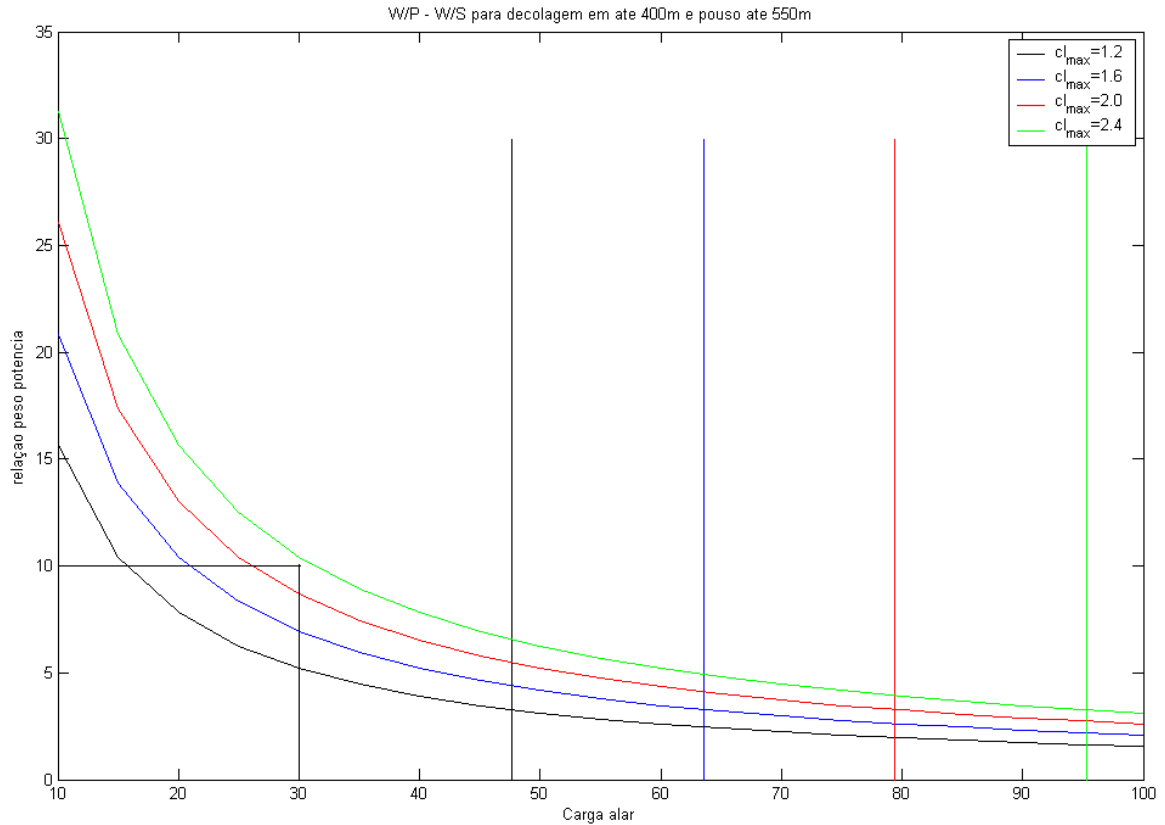


Gráfico 8-1 - Carga Alar x Relação Peso Potência

Anteriormente, foram calculadas a carga alar e a relação peso-potência, visto que os valores dessas relações já haviam sido estimados. Com isso, é possível determinar o ponto que obedece aos requisitos pré-estabelecidos no projeto. De acordo com o gráfico 9-1, este ponto encontra-se próximo à curva para  $C_L$  máximo igual a 2,4, portanto, este será o valor adotado na determinação da velocidade de estol da aeronave.

### 8.4 Velocidade de estol:

De acordo com Roskam, foram traçados os seguintes gráficos.

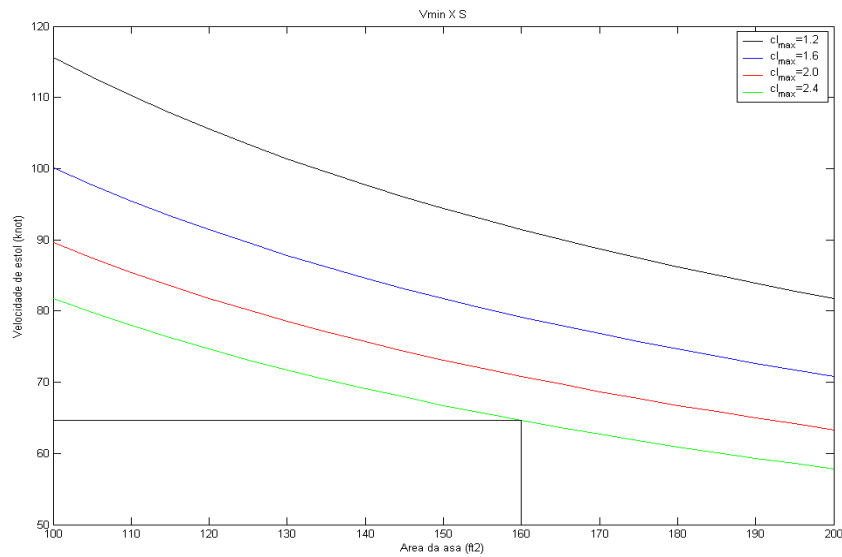


Gráfico 8-2 - Área da Asa x Velocidade de Estol

Aproximando o valor de  $C_L$  máximo de 2,4 e sabendo que a área alar foi inicialmente estimada em  $160\text{ft}^2$ , chega-se a uma velocidade de estol de aproximadamente 65knots. Este valor é próximo do obtido através das tabelas comparativas e, portanto, será adotado.



## 9 Escolha do grupo moto-propulsor

A escolha do grupo moto-propulsor é baseada na relação peso-potência de 10,25lb/lbf. Sabendo-se que o peso máximo de decolagem é 6500lb, o motor deverá ter 1500lbf de potência. Verificando os motores utilizados pelos outros fabricantes através da tabela comparativa, é possível notar que somente o motor Williams FJ 33-4 é o único que atende uma faixa de potência que vai de 1000lbf até 1900lbf. Os outros geram potências maiores e, se não há necessidade, estes não devem ser selecionados, pois implicaria em um maior gasto com combustível. O motor selecionado é um jato, conforme especificações do projeto.

Na figura abaixo encontram-se algumas características físicas deste motor, que é amplamente utilizado em aeronaves da mesma categoria que DMR Jet:

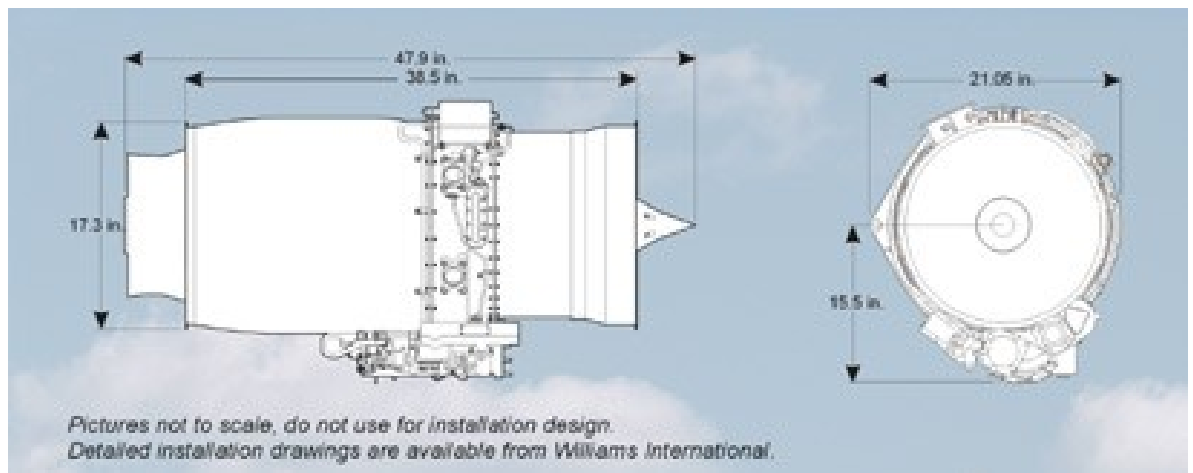


Figura 9-1- Motor Williams FJ 33-4 (Williams International)

Os outros *personal jets* que utilizam este motor são o Adam A700, o ATG Javelin, o Cirrus The-Jet, o Diamond D-Jet, o Excel Sport Jet, o Spectrum 33 e o Epic Elite.

## 10 Escolha dos Perfis Aerodinâmicos

Aqui será abordada a escolha dos perfis na asa e nas empenagens. A metodologia que se segue é a apresentada por BARROS [9] que parte da análise das características aerodinâmicas usando uma tabela comparativa dos perfis que fornecerão dados mais próximos dos calculados.

### 10.1 Perfis da Asa

Serão utilizados perfis laminares por ser possível alcançar maiores valores de sustentação com baixos valores de arrasto, quando se opera dentro do “balde laminar”. Optou-se por perfis NACA série 6, devido a grande quantidade de informações que se conhece. ABBOTT [3] levantou curvas de  $C_L$  x  $\alpha$  para alguns valores de Reynolds e para o caso de ser necessário o uso de *flaps*. Também são levantadas as polares de arrasto dos perfis e a curva de  $C_m$  x  $C_L$ .

Inicialmente, calcula-se o número de Reynolds, utilizando a seguinte equação:

$$Re = \frac{\rho V \bar{c}}{\mu}$$

Onde:

$\rho$  – densidade do ar = 0,313kg/m<sup>3</sup>

$V$  – velocidade do escoamento = 350kt = 180,056m/s

$\bar{c}$  – corda média aerodinâmica

$\mu$  – viscosidade dinâmica do escoamento = 1,79 x 10<sup>-5</sup>kg/ms

Sabendo que a asa é trapezoidal e aproximando a sua distribuição de sustentação sobre a envergadura por uma distribuição elíptica, tem-se a seguinte expressão para determinar a corda média aerodinâmica:

$$\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy = \frac{2}{3} c_R \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)}$$

Onde:

$c_R$  – corda na raiz = 1,75m

$c_P$  – corda na ponta = 0,7m

Portanto,  $\lambda$  (afilamento) = 0,40

Com isso, obtém-se uma corda média aerodinâmica de 1,30m e o valor de  $Re$  será  $4,1744 \times 10^6$ .

Optou-se por utilizar um perfil com 15% de espessura na raiz da asa, considerando sua influência até a região onde termina o *flap*, pois se trata de uma região de fixação da asa na fuselagem e estruturalmente mais crítica, necessitando de longarinas mais espessas. Valores de espessura relativa acima de 12% passa-se a ter aumento de arrasto e diminuição da sustentação em perfis NACA série 6, mas como a região considerada faz uso de *flaps*, uma espessura relativa de 15% não trará prejuízos aerodinâmicos significativos. Tendo isso em vista, pode-se construir a tabela 10-1, para o perfil da raiz.

Tabela 10-1 – Escolha do perfil da Asa

Região da raiz até onde termina o flap						
perfil	$C_{L \max}$ (c/ flap)	âng. estol (c/ flap)	$C_m$	$C_L/C_D$	tipo de estol	$C_{L \text{proj}}$
NACA 63 <sub>2</sub> -215	2,6	12	-0,04	40	razoável	0,2
NACA 63 <sub>2</sub> -415	2,7	12	-0,07	37	razoável	0,4
NACA 63 <sub>2</sub> -615	2,8	12	-0,11	37	razoável	0,6
NACA 64 <sub>2</sub> -215	2,6	11	-0,04	38	suave	0,2
NACA 64 <sub>2</sub> -415	2,7	12	-0,08	38	suave	0,4
NACA 64 <sub>2</sub> A215	2,6	10	-0,03		estol abrupto	
NACA 65 <sub>2</sub> -215	2,6	12	-0,04	45	suave	0,2
NACA 65 <sub>2</sub> -415	2,6	11	-0,07	45	mtto suave	0,4
NACA 66 <sub>2</sub> -215	2,5	10	-0,03			
NACA 66 <sub>2</sub> -415	2,6	10	-0,08			

Escolheu-se o perfil NACA 65<sub>2</sub>-415 por ter uma excelente característica de estol, muito suave, e possuir  $C_L$  de projeto maior que o  $C_L$  de cruzeiro do DMR Jet. Outras vantagens é a localização do cruzeiro dentro do balde laminar que forneceu a menor razão entre  $C_L$  e  $C_D$  dentre os outros perfis. O  $C_m$  dele é razoável, quando comparado com perfis cujo  $C_L$  de projeto é maior. O ângulo de estol deste perfil é um dos menores em comparação com os outros, mas deve-se lembrar que o ângulo em questão (11°) obtido em ABBOTT [3] por meio de ensaios em túnel de vento é para um

determinado tipo de *flap* com uma determinada deflexão e tamanho (*split flap* com tamanho correspondente a 0,2 da corda e com deflexão de 60°) diferente da que será utilizada no projeto, conforme demonstrado posteriormente.

Na região de *aileron* será considerada a influência do perfil da ponta, de maneira que o estol nas pontas das asas seja evitado, ou seja, o ângulo de estol deverá ser maior que o do caso anterior, fazendo com que o piloto não perca o controle em manobras de rolamento. Foi escolhida uma espessura em relação à corda de 12%, um bom valor usado para asa, mantendo-se boas características aerodinâmicas e estruturais. Constrói-se, então, a tabela 11-2:

Tabela 10-2 – Escolha do Segundo Perfil da Asa

Região do aileron até a ponta da asa						
perfil	$C_{L\text{ máx}} (s/\text{flap})$	âng. estol (s/flap)	$C_m$	$C_L/C_D$	tipo de estol	$C_{L\text{ proj}}$
NACA 63,-212	1,58	15	-0,03	42	abrupto	0,2
NACA 63,-412	1,7	15	-0,08	40	razoável	0,4
NACA 64,-112	1,5	14	-0,03	44	razoável	0,1
NACA 64,-212	1,55	15	-0,03	45	ruim	0,2
NACA 64,-412	1,7	15	-0,08	42	ruim (abrupto c/ flap)	0,4
NACA 64,A212	1,5	14	-0,06	40	razoável	0,2
NACA 65,-212	1,45	14	-0,04	45	ruim (abrupto c/ flap)	0,2
NACA 65,-412	1,6	15	-0,08	45	abrupto	0,4

Optou-se pelo perfil NACA 63<sub>1</sub>-412, pois, dentre os apresentados, é o que possui melhores características de estol (razoável), ele era o único com  $C_L$  de projeto maior que o  $C_L$  de cruzeiro do DMR Jet. Além disso, o ângulo de estol deste perfil é maior que o do perfil utilizado na primeira região apresentada, o que evidencia o fato de que não ocorrerá estol na ponta primeiro, mantendo-se o controle lateral da aeronave mesmo em casos mais críticos.

A asa será construída de maneira que haverá uma variação linear de perfis da raiz à ponta, sendo que a região com *flap* recebe influência principalmente do perfil da raiz e a região do *aileron* é influenciada pelo perfil da ponta. Estas considerações são importantes para o refinamento das dimensões da asa.

## 10.2 Perfis das Empenagens

O procedimento adotado para a seleção dos perfis das empenagens é o mesmo que foi adotado para a asa. Como o número de Reynolds das empenagens horizontal e vertical foi menor que  $3 \times 10^6$ , foi utilizada a curva correspondente a este valor nos gráficos levantados por ABBOTT [3]. Algo que deve ser olhado com maior atenção no caso das empenagens é a inclinação da curva  $C_L \times \alpha$ , que deve ser maximizada, pois este valor influencia na estabilidade longitudinal, no caso da empenagem horizontal, e na estabilidade latero-direcional, no caso da empenagem vertical.

Já que a empenagem será em T, a empenagem horizontal não necessita ser espessa, pois esta ficará apenas apoiada sobre a vertical. Foram avaliados perfis com até 12% de espessura, sendo preferencialmente utilizados perfis de 9% de espessura. Tem-se, portanto:

Tabela 10-3 – Escolha do Perfil da Empenagem Horizontal

perfil	$C_L \text{ máx}$	a	âng. estol	t/c
NACA 63-009	0,9	0,12	10	9
NACA 63 <sub>1</sub> -012	1,4	0,09	14	12
NACA 63A010	1,09	0,09	10,5	10
NACA 64-009	0,98	0,11	9	9
NACA 64 <sub>1</sub> -012	1,52	0,1	15	12
NACA 64A010	1,1	0,1	11	10
NACA 65-009	1,1	0,11	10	9
NACA 65 <sub>1</sub> -012	1,15	0,1	12	12
NACA 66-009	0,09	0,09	10	9
NACA 66 <sub>1</sub> -012	1,25	0,1	13	12

Dentre os perfis de 9% de espessura, o qual foi dada preferência, o perfil NACA 65-009 apresentou um bom valor de ângulo de estol e um bom valor de inclinação da curva  $C_L \times \alpha$  (a), sendo que este não varia expressivamente de perfil para perfil.

Já a empenagem vertical deverá ter uma espessura de até 15%, segundo BARROS [9], quando se tem uma empenagem em T. Foi utilizada, portanto, uma espessura de 12%, para que as boas características de baixo arrasto sejam mantidas e não pode ser menor porque ela deverá suportar as cargas da empenagem horizontal também.

Tabela 10-4 – Escolha do Perfil da Empenagem Vertical

perfil	$C_L$ máx	a	âng. estol	t/c
NACA 63 <sub>1</sub> -012	1,4	0,09	14	12
NACA 64 <sub>1</sub> -012	1,52	0,1	15	12
NACA 65 <sub>1</sub> -012	1,15	0,1	12	12
NACA 66 <sub>1</sub> -012	1,25	0,1	13	12
NACA 63 <sub>2</sub> -015	1,48	0,1	14,5	15
NACA 64 <sub>2</sub> -015	1,32	0,1	15	15
NACA 65 <sub>2</sub> -015	1,38	0,1	15	15
NACA 66 <sub>2</sub> -015	1,3	0,08	16	15

O perfil NACA 64<sub>1</sub>-012 foi selecionado devido ao fato de ter o melhor ângulo de estol em relação aos perfis com 12% de espessura. Verifica-se que os valores de a não variam de modo expressivo.

### 10.3 Determinação da área da asa otimizada

Conforme descrito por BARROS [9], existem dois tipos de soluções diferentes para se refinar as dimensões de uma asa. A solução A é mais simplificada e pode ser usada sem problemas para casos em que tem-se apenas um perfil ao longo de toda a envergadura. A solução B é adotada quando se tem dois perfis diferentes, como é o caso, um na raiz e outro na ponta. Considera-se, como exposto, que a variação de perfis entre a raiz e a ponta ocorre de maneira linear, levando-se em conta o afilamento da asa.

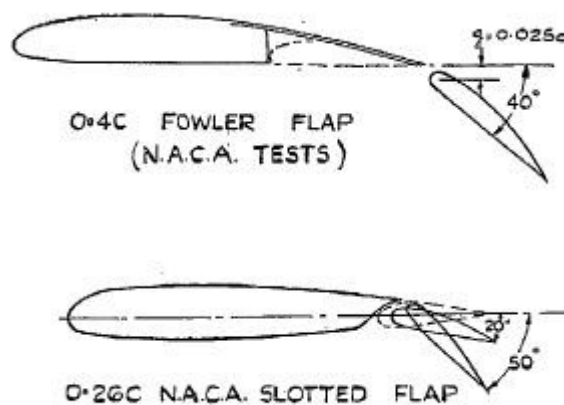
Para que se chegue às reais dimensões da asa, deve-se, primeiramente, dimensionar o *flap* e se determinar sua deflexão, chegando-se, assim, aos acréscimos de  $C_L$  com a deflexão de *flaps* e *aileron*s.

## 11 Dimensionamento de *flaps*

O dimensionamento dos *flaps* da aeronave DMR Jet será feita de acordo com YOUNG, conforme sugestão de BARROS [9]. Nesta referência são apresentados os vários tipos de *flaps* comumente usados, com suas possíveis dimensões e deflexões, além de apresentar uma metodologia para cálculo do acréscimo de sustentação devido à deflexão dos *flaps* e *aileron*s, que utilizam da mesma idéia.

Conforme visto anteriormente, o coeficiente de sustentação desta aeronave é 2,4. A influência do perfil da ponta será considerada até 50% da envergadura que onde estará o *aileron*. A influência do perfil da raiz estará na outra metade da asa e esta será a dimensão do *flap*. Inicialmente comparou-se os resultados para o mesmo *flap*, variando-se apenas a envergadura de 50% a 75% e viu-se que não há necessidade de ser maior que 50%. *Flaps* menores mostraram-se ineficientes. Portanto, fixou-se a envergadura do *flap* em 50% da asa.

Avaliando as características de cada *flap* mostrado em YOUNG, e sabendo que era necessário um modelo bem eficiente, foram feitos cálculos para o *fowler flap* e para o *slotted flap*, mostrados abaixo:



Para determinar de quanto deverá ser o acréscimo de sustentação necessário para se alcançar o  $C_L$  máximo de 2,4, utilizou-se um procedimento adotado por BARROS [9]

(solução B) onde a asa é dividida em quantas áreas forem necessárias. Como são utilizados dois perfis diferentes, um na ponta e outro na raiz, com a influência de cada um até a metade, conforme exposto, calcula-se o  $C_L$  máximo da seguinte forma:

$$C_{L_{max}} = \frac{(S_A C_{L_A} + S_B C_{L_B})}{S_A + S_B}$$

onde  $C_{L_A}$  e  $C_{L_B}$  são os valores de  $C_L$  máximo dos perfis da ponta e da raiz, respectivamente e  $S_A$  e  $S_B$  são as áreas da asa sob influência da ponta e da raiz, respectivamente, ou seja, área para um quarto da envergadura (semi-envergadura dividido por dois). Este valor de  $C_L$  sem *flaps* foi de 1,63, sendo necessário um  $\Delta C_L$  de 0,77.

Para se determinar o valor de  $\Delta C_L$ , tem-se a seguinte equação:

$$\Delta C_L = \frac{F_A}{F_6} \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3$$

sendo esses valores retirados de ábacos apresentados por YOUNG. O subscrito  $A$  na equação acima, é o alongamento da aeronaves, neste caso, 10. Para o *fowler flap* com corda de 0,4 da corda da asa e deflexão de  $40^\circ$ , o acréscimo foi de 1,19. Já se for usado o *slotted flap* com corda de 0,26 da corda da asa e deflexão de  $50^\circ$ , o acréscimo será de 1,04, obtendo-se um  $C_L$  máximo de 2,66.

O *fowler flap*, como já era esperado, apresentou um acréscimo de sustentação maior que o *slotted flap*. No entanto, o valor obtido com o último já era satisfatório, além de sua construção e seus mecanismos serem mais simples.

BARROS [9] sugere que seja calculado o acréscimo devido a deflexão do *aileron* e este foi tratado com um *plain flap* com corda igual a 0,15 da corda da asa e deflexão de  $20^\circ$ . Utilizando os mesmos ábacos e a mesma equação apresentada, tem-se um acréscimo de  $C_L$  devido à deflexão do *aileron* de 0,41.



## 12 Estimativa de Peso de decolagem Classe II

Já conhecendo a geometria básica da aeronave e o layout dos equipamentos internos, e com a estimativa de peso anterior, uma nova estimativa pode ser realizada, afim de se saber qual o peso do avião projetado.

O método para se estimar o peso máximo de decolagem [ $W_{TO}$ ] é retirado de ROSKAM[6] Part II e é conhecido como Classe II – Método para se estimar peso dos componentes de uma aeronave.

O método é dividido em 11 etapas:

1. Listagem de todos os componentes do avião e os equipamentos que o peso já é conhecido.
2. Listar todos os componentes do avião e os equipamentos que o peso deve ser estimado.
3. Identificar todos os dados geométricos do arranjo estrutural já realizado.
4. Identificar qual a categoria de estimativa de peso que o avião se enquadra.
5. Identificar quais equações serão usadas para estimar o peso dos componentes.
6. Fazer uma lista de todas as entradas das equações listadas no passo 5.
7. Calcular os pesos dos componentes pelas equações.
8. Somar os pesos de todos os componentes dados pelas equações e outros obtendo o peso da aeronave vazia [ $W_e$ ].
9. Calcular o valor do novo peso máximo de decolagem [ $W_{TO}$ ] através da equação:

$$W_{TO} = \frac{(W_e + W_{pl} + W_{crew})}{M_{ff}(1 + M_{res}) - M_{res} - M_{tfo}}$$

10. Com o valor encontrado no passo 9 e fazer novo interação para o novo peso máximo de decolagem [ $W_{TO}$ ] até que o erro seja menor que 0,5%.
11. Documentar todos os cálculos.

Os passos 1 e 2 foram realizados na estimativa de peso Classe I do ROSKAM[6] Part V. O passo 3 é efetuado através das medidas do desenho de três vistas da aeronave projetada.

No passo quatro como o avião é um jato executivo a categoria é definida como sendo a categoria transporte comercial e o método que será utilizado é o Método GD.

### 12.1.1 Método para estimativa do peso estrutural

As equações do passo 5 são:

Estimativa do peso da asa [ $W_w$ ]

$$W_w = \frac{(0.00428(S^{0.48})A(M_H^{0.43})(W_{TO}n_{ult})^{0.84})\lambda^{0.14}}{(100(t/c)_m)^{0.76}(\cos\Lambda_{1/2})^{1.54}}$$

Estimativa do peso da empenagem horizontal [ $W_h$ ]

$$W_h = 0.0034(W_{io}n_{ult})^{0.813}S_h^{0.584}(b_h/t_{rh})^{0.033}(\bar{c}/l_h)^{0.28}0.915$$

Estimativa do peso da empenagem vertical [ $W_v$ ]

$$W_v = 0.19((1+z_h/b_v)^{0.5}(W_{TO}n_{ult})^{0.363}S_v^{1.089}M_H^{0.601}l_v^{-0.726}(1+S_r/S_v)^{0.217}A_v^{0.337}(1+\lambda_v)^{0.363}(\cos\Lambda_{1/4v})^{-0.484})^{1.014}$$

Estimativa do peso da fuselagem [ $W_f$ ]

$$W_f = 10.43(K_{int})^{1.42}(q_D/100)^{0.283}(W_{TO}/1000)^{0.95}(l_f/h_f)^{0.71}$$

Estimativa do peso do trem de pouso [ $W_g$ ]

$$W_g = 62.21(W_{TO}/1000)^{0.84}$$

### 12.1.2 Método para estimativa do peso do sistema de potência

Estimativa do peso do motor [ $W_e$ ]

$$W_e = N_e W_{eng}$$

Estimativa do peso do sistema de entrada de ar [ $W_{ai}$ ]

$$W_{ai} = 0.32N_{inl}L_{\phi}A_{inl}^{0.65}P_2^{0.6} + 1.735(L_{\phi}N_{inl}A_{inl}^{0.5}P_2K_{\phi}K_m)^{0.7331}$$

Estimativa do peso do sistema de saída de ar [ $W_{prop}$ ]

$$W_{prop} = K_{prop}N_pN_{bl}^{0.391}(D_p(P_{TO}/N_e)/1000)^{0.782}$$

Estimativa do peso do sistema de combustível [ $W_{fs}$ ]

$$W_{fs} = 80(N_e + N_t - 1) + 15N_t^{0.5}(W_F/K_{fsp})^{0.333}$$

### 12.1.3 Estimativa do peso do sistema de propulsão [W<sub>p</sub>]

Estimativa do peso do sistema de controle dos motores [W<sub>ec</sub>]

$$W_{ec} = K_{ec} (I_f N_e)^{0.792}$$

Estimativa do peso do sistema de partida dos motores [W<sub>ess</sub>]

$$W_{ess} = 38.93 (W_e / 1000)^{0.918}$$

Estimativa de peso dos controles do sistema de saída de ar [W<sub>pc</sub>]

$$W_{pc} = 0.322 N_{bl}^{0.589} (N_p D_p P_{TO} / N_e) / 1000)^{1.178}$$

### 12.1.4 Método para estimativa do peso de equipamentos fixos

Estimativa de peso dos sistemas de controle de vôo [W<sub>fc</sub>]

$$W_{fc} = 56.01 (W_{TO} \overline{q_D} / 100000)^{0.576}$$

Estimativa de peso dos sistemas hidráulicos e pneumáticos [W<sub>hps</sub>]

$$W_{hps} = 0.007 \text{ à } 0.015 W_{TO} \text{ para aeronaves executivas}$$

Estimativa de peso do sistema elétrico [W<sub>els</sub>]

$$W_{els} = 1.163 ((W_{fs} + W_{iae}) / 1000)^{0.506}$$

Estimativa de peso dos sistemas de aviônica, instrumentação e eletrônica [W<sub>iae</sub>]

$$W_{iae} = N_{pil} (15 + 0.032 (W_{TO} / 1000)) + N_e (5 + 0.006 (W_{TO} / 1000)) + 0.15 (W_{TO} / 1000) + 0.012 W_{TO}$$

### 12.1.5 Estimativa de peso dos sistemas de ar-condicionado, pressurização [W<sub>api</sub>]

$$W_{api} = 469 (V_{pax} (N_{cr} + N_{pax}) / 10000)^{0.419}$$

Estimativa de peso do sistema de oxigênio [W<sub>ox</sub>]

$$W_{ox} = 7 (N_{cr} + N_{pax})^{0.702}$$

Estimativa de peso da unidade auxiliar de força [W<sub>apu</sub>]

$$W_{apu} = 0.004 \text{ à } 0.0013 W_{TO}$$

Estimativa de peso da mobília [ $W_{fu}$ ]

$$W_{fu} = 0.211 (W_{TO} - W_F)^{0.91}$$

Estimativa de peso dos passageiros e console [ $W_{bc}$ ]

$$W_{bc} = K_{bc} (N_{pax})^{1.456}$$

Estimativa de peso da pintura [ $W_{pt}$ ]

$$W_{pt} = 0.003 \text{ à } 0.006 W_{TO}$$

Estimativa do novo peso vazio [ $W_e$ ]

$$W_e = W_w + W_h + W_v + W_f + W_g + W_e + W_{ai} + W_{prop} + W_{fs} + W_{ec} + W_{ess} + W_{pc} + W_{fc} + W_{hps} +$$

hps+

$$+ W_{iae} + W_{els} + W_{api} + W_{ox} + W_{apu} + W_{fur} + W_{bc} + W_{pt}$$

Estimativa do novo peso máximo de decolagem [ $W_{TO}$ ]

$$W_{TO} = \frac{(W_e + W_{pl} + W_{crew})}{M_{ff} (1 + M_{res}) - M_{res} - M_{fo}}$$

As entradas das equações de acordo com o passo 6 são:

$$\text{Área alar} - S = 160 \text{ft}^2$$

$$\text{Alongamento} - A = 10$$

$M_H$  - Parâmetro da equação varia de 0.4 à 0.8 será adotado 0.6

$(t/c)_m$  - Parâmetro da equação varia de 0.08 à 0.15 será adotado 0.115

$W_{TO}$  - Peso máximo de decolagem o peso inicial será o encontrado na Estimativa inicial de peso pelo ROSKAM[6] Part I que é de 5379.46lb

$$\text{Enflechamento da asa na metade da corda} - \Lambda_{1/2} = 0$$

$$\text{Afilamento da asa} - \lambda = 0.8$$

$$\text{Fator de carga último} - n_{ult} = 3.66$$

$$\text{Área da empenagem horizontal} - S_h = 40 \text{ft}^2$$

$$\text{Envergadura da empenagem horizontal} - b_h = 16 \text{ft}$$

$$\text{Espessura máxima da empenagem na raiz} - t_{rh} = 1.5 \text{ft}$$

$$\text{Corda média da asa} - c = 3 \text{ft}$$

$$\text{Braço da empenagem horizontal} - l_h = 17 \text{ft}$$

Braço da empenagem vertical -  $l_v=13.5\text{ft}$

Envergadura da empenagem vertical -  $b_v=6\text{ft}$

Alongamento da empenagem vertical -  $A_v=6$

Distância da raiz da empenagem vertical até a empenagem horizontal -  $z_h=6\text{ft}$

Área da empenagem vertical -  $S_v=36\text{ft}^2$

Área do leme -  $S_r=0.25S_v$

Afilamento da empenagem vertical -  $\lambda_v=0.6$

Enflechamento da empenagem vertical -  $\Lambda_{1/4v}=58^\circ$

$K_{inl}$  - parâmetro da equação será assumido igual a 1.25 para avião com entrada de ar na fuselagem

Pressão dinâmica de mergulho de projeto -  $q_D=321\text{psf}$

Comprimento da fuselagem -  $l_f=34.4\text{ft}$

Altura máxima da fuselagem -  $h_f=4.4\text{ft}$

Número de motores -  $N_e=1$

Peso do motor -  $W_{eng}=650\text{lbs}$

Número de entradas de ar -  $N_{inl}=1$

Comprimento do duto de entrada -  $l_d=6\text{ft}$

Área da seção de entrada do duto de ar  $A_{inl}=0.5\text{ft}^2$

Máxima pressão na face de entrada do compressor  $P_2=32.5\text{psi}$

$K_d$  - parâmetro de projeto adota igual a 1 para dutos em seção curva

$K_m$  - parâmetro de projeto adota igual a 1

Número de bocais de escape -  $N_p=1$

Diâmetro da seção de saída dos gases de escape  $D_p=1.4\text{ft}^2$

$N_{bl}=1$

Potência requerida para o peso máximo de decolagem -  $P_{to}=1500\text{hp}$

$K_{propl}$  - parâmetro da equação será assumido igual a 24 para motores a jato

Número de tanques de combustível -  $N_t=2$

$K_{fsp}$  - parâmetro da equação adotado 6.55lbs/gal para combustível JP-4

$K_{ec}$  - parâmetro da equação igual a 0.686 para aeronave sem pós-queimador

Número de pilotos -  $N_{pil}=1$

Número de passageiros mais tripulação -  $N_{pax}=4$

Volume da cabina –  $V_{\text{pax}}=260\text{ft}^3$

$K_{bc}$  – parâmetro da equação igual a 0.0646 sem provisões pré-carregadas

Os resultados do passo 7 serão dados mais abaixo. No passo 8 somamos os pesos de todos os componentes, com o valor de peso do avião vazio e calcula-se o novo peso máximo de decolagem como mostrado no passo 9. Com o novo peso máximo de decolagem recalcula-se os pesos dos componentes e obtém um novo peso vazio, calcula-se novo peso máximo de decolagem. Esse procedimento deve ser feito até que o erro entre o peso anterior e o novo peso calculado seja igual ou menor a 0,5%, como é mostrado no passo 10.

Os resultados dos passos 7, 8, 9 e 10 são:

Com 4 interações o peso máximo de decolagem  $W_{TO}$  converge para 5869.91lbs e o peso vazio  $W_e$  é de 3399.29lbs, com um erro de 0,29%. Os pesos dos componentes para essa situação são listados abaixo:

Estimativa do peso da asa [ $W_w$ ] = 198,47lbs

Estimativa do peso da empenagem horizontal [ $W_h$ ] = 28,012lbs

Estimativa do peso da empenagem vertical [ $W_v$ ] = 188,05lbs

Estimativa do peso da fuselagem [ $W_f$ ] = 365,91lbs

Estimativa do peso do trem de pouso [ $W_g$ ] = 274,45lbs

Estimativa do peso do motor [ $W_e$ ] = 650lbs

Estimativa do peso do sistema de entrada de ar [ $W_{ai}$ ] = 74,117lbs

Estimativa do peso do sistema de saída de ar [ $W_{prop}$ ] = 42,873lbs

Estimativa do peso do sistema de combustível [ $W_{fs}$ ] = 280,48lbs

Estimativa do peso do sistema de controle dos motores [ $W_{ec}$ ] = 10,781lbs

Estimativa do peso do sistema de partida dos motores [ $W_{ess}$ ] = 26,214lbs

Estimativa de peso dos controles do sistema de saída de ar [ $W_{pc}$ ] = 0,77167lbs

Estimativa de peso dos sistemas de controle de vôo [ $W_{fc}$ ] = 292,51lbs

Estimativa de peso dos sistemas hidráulicos e pneumáticos [ $W_{hps}$ ] = 64,383lbs

Estimativa de peso do sistema elétrico [ $W_{els}$ ] = 0,70496lbs

Estimativa de peso dos sistemas de aviônica, instrumentação e eletrônica [ $W_{iae}$ ]  
= 91,337lbs

Estimativa de peso dos sistemas de ar-condicionado, pressurização [ $W_{api}$ ] =  
181,68lbs

Estimativa de peso do sistema de oxigênio [ $W_{ox}$ ] = 18,524lbs

Estimativa de peso da unidade auxiliar de força [ $W_{apu}$ ] = 49,751lbs

Estimativa de peso da mobília [ $W_{fur}$ ] = 533,44lbs

Estimativa de peso dos bagageiros e console [ $W_{bc}$ ] = 0,48622lbs

Estimativa de peso do pintura [ $W_{pt}$ ] = 26,339lbs

Todos os cálculos foram realizados no MATLAB, o código fonte encontra-se em  
anexo.

### 13 Diagrama V-n da aeronave

O diagrama de velocidade por fator de carga é composto pela sobreposição do diagramas correspondentes às manobras da aeronave e às rajadas sobre ela. A determinação do diagrama V-n seguiu o FAR parte 23, sub-parte C (estruturas).

Para se traçar o diagrama V-n é necessário calcular as velocidades que o compões, sendo elas:

➤ **Velocidade de cruzeiro:**

$$V_c \geq k_c \sqrt{\frac{W}{S}}$$

Onde o  $k_c$ , de acordo com a norma, deve ser 33 para W/S menor que 20 e 28,6 para W/S maior que 100, variando linearmente nesse intervalo. Sendo W/S igual a 32,4 para esta aeronave, tem-se um  $k_c$  igual a 32,1. Portanto, a velocidade de cruzeiro será 183,9knots, sendo este o  $V_{c\text{mín}}$ .

➤ **Velocidade de mergulho (velocidade máxima em vôo picado):**

$$V_D \geq 1,25V_C \text{ e } V_D \geq 1,5V_{c\text{mín}}$$

Portanto, usando o  $V_c$  de projeto (350knots),  $V_D$  será 437,5knots. Ao usar o  $V_{c\text{mín}}$ , o valor de  $V_D$  encontrado foi de 256,1knots. Então, o valor usado na construção do diagrama será 437,5knots.

➤ **Velocidade de manobra:**

Calcula-se, primeiramente, a velocidade de estol:



$$V_{s1} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} = \sqrt{\frac{2 \times 32,4}{0,0024 \times 1,1 \times 1,839}} = 116,11 \text{ knots}$$

Com isso,  $V_A$  pode ser calculado da seguinte maneira:

$$V_A \geq V_{s1} \sqrt{n_1}$$

Para  $n_1$  igual a 3,6, de acordo com o FAR parte 23. Com isso, determinou-se a velocidade de manobra igual a 220,7knots.

➤ **Velocidade máxima com flapes:**

A velocidade de estol calculada foi de 116,1knots. No entanto, a condição de projeto mostra que a velocidade de estol deve ser 65knots. Portanto:

$$V_F \geq 1,4V_{s1} \text{ e } V_F \geq 1,8V_{sF}$$

Usando a velocidade calculada,  $V_F$  será igual a 162,55knots e usando a velocidade de estol limitada pelo projeto,  $V_F$  será 117knots. Portanto, admitir-se-á  $V_F$  igual a 163knots.

Após calculadas as velocidades típicas, determina-se os fatores de carga para manobras e rajadas.

➤ **Fatores de carga:**

Os fatores de carga de manobra são retirados do FAR parte 23 e são:

$$n_1 = 3,61$$

$$n_2 = -1,44$$

Os fatores de carga de rajada são calculados segundo a seguinte equação:

$$n = 1 \pm \frac{K_g U_{de} V a}{498 \frac{W}{S}}$$

Onde  $U_{de}$  é o módulo de velocidade de rajada, sendo igual a 25fts para  $V_D$  e 50fts para  $V_c$ . A inclinação da curva  $C_L$  versus  $\alpha$  é o  $a$  ( $3,443\text{rad}^{-1}$ ),  $K_g$  é o fator de alívio de rajada, dado por:

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

Sendo:

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

Portanto,  $\mu_g$ , visto que todos esses parâmetros já foram definidos, é igual a 57,6. Com isso,  $K_g$  será igual a 0,81.

Com todos os valores definidos, chega-se aos seguintes valores de fatores de carga para rajadas:

*Para  $V_c = 350\text{knots}$ :*

$$n_{pos} = 4,01$$

$$n_{neg} = -2,01$$

*Para  $V_D = 437,5\text{knots}$ :*

$$n_{pos} = 2,88$$

$$n_{neg} = -0,88$$

Com todos os valores calculados, é possível determinar o diagrama V-n de manobra:

Diagrama de Manobra

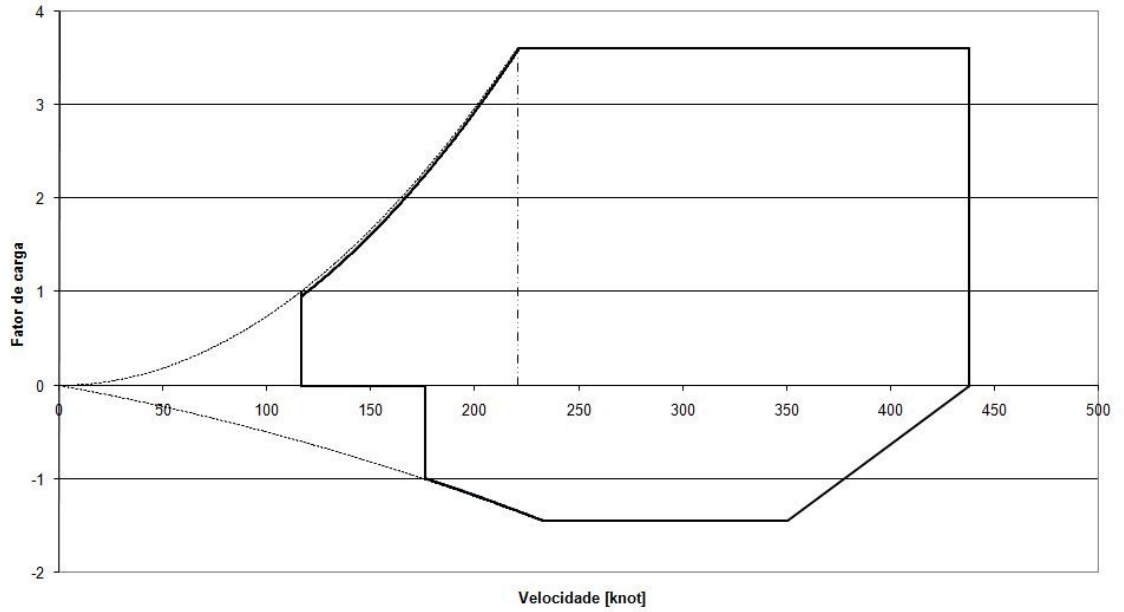


Gráfico 13-1 – Diagrama V-n de manobra

Também, pode-se traçar o diagrama de rajada:

Diagrama de Rajada

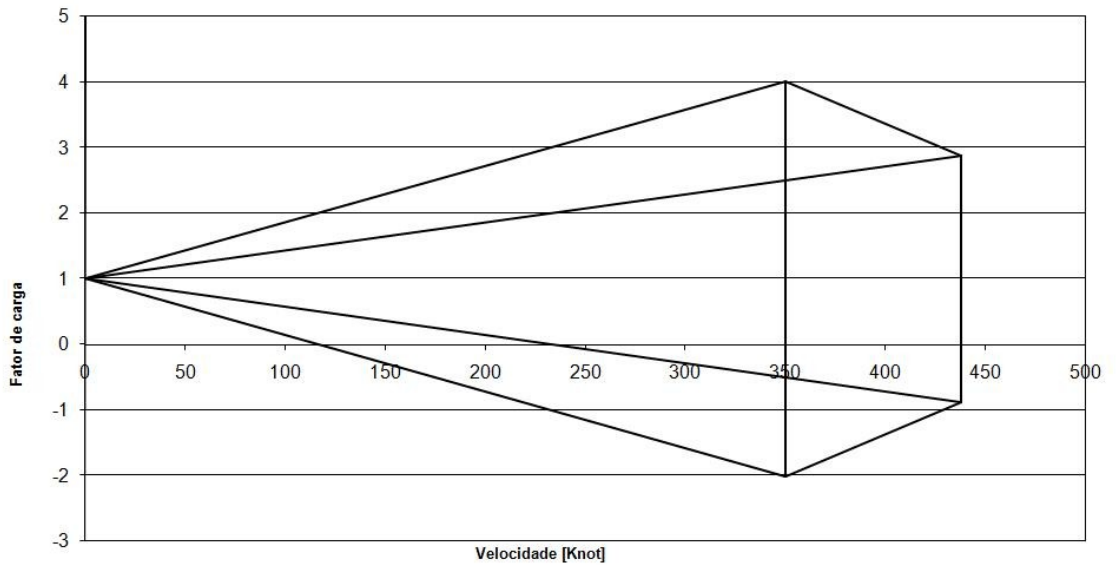
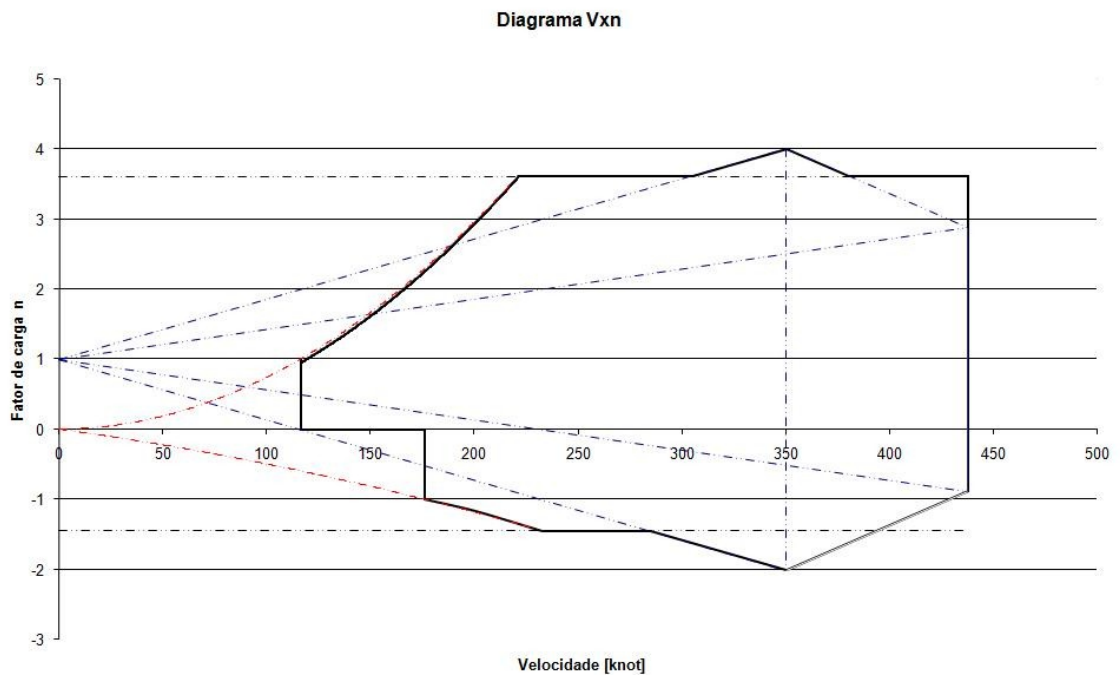


Gráfico 13-2 – Diagrama V-n de rajada

O diagrama V-n final é a sobreposição do diagrama de manobra com o de rajada, resultando em:



**Gráfico 13-3 – Diagrama V-n final**

No gráfico 13-3, é necessário ressaltar que o envelope de vôo da aeronave em questão, é delimitado pela linha preta.

## 14 Determinação do Passeio do CG

A determinação do passeio do centro de gravidade é muito importante para a evolução de cálculos importantes. A colocação dos itens dentro da aeronave faz-se necessária para que esta seja estável durante o vôo e em solo.

A posição do CG de um corpo qualquer é dada razão entre o momento gerado pelo peso e o peso total.

De acordo com o método descrito por ROSKAN[6], aeronaves de uma mesma classe podem ter o peso de suas partes divididas de acordo com uma porcentagem do peso máximo de decolagem da aeronave. Essa porcentagem é baseada em tabela comparativa de aeronaves de uma mesma categoria. Uma divisão grosseira das partes de uma aeronave é feita da seguinte maneira:

- Asa
- Empenagens
- Fuselagem
- Naceles
- Trem de Pouso
- Parte estrutural
- Grupo Moto-propulsor
- Equipamentos fixos

Utilizando o desenho inicial da aeronave e com o peso estimado de cada um dos componentes acima, determina-se a posição do CG para a condição de peso operacional mínimo.

Determinada esta posição do CG o passeio é determinado fazendo o carregamento da aeronave começando pela parte da frente até o peso máximo de decolagem e repetindo o processo iniciando o carregamento pela parte de trás.

No nosso caso os itens que influenciam no passeio do CG são:

- Equipamentos levados na cabine do piloto
- Peso do piloto
- Passageiro 1 e bagagem de mão
- Passageiro 2 e bagagem de mão
- Passageiro 3 e bagagem de mão
- Passageiro 4 e bagagem de mão
- Combustível
- Bagagem

Para o DMR-Jet, pode-se construir a seguinte tabela, onde são mostrados os itens incluídos no peso operacional mínimo e foram acrescentados mais itens. Além disso, estão mostrados os braços e como foi feito o cálculos desse CG:



Assim o passeio do CG na direção x fica:

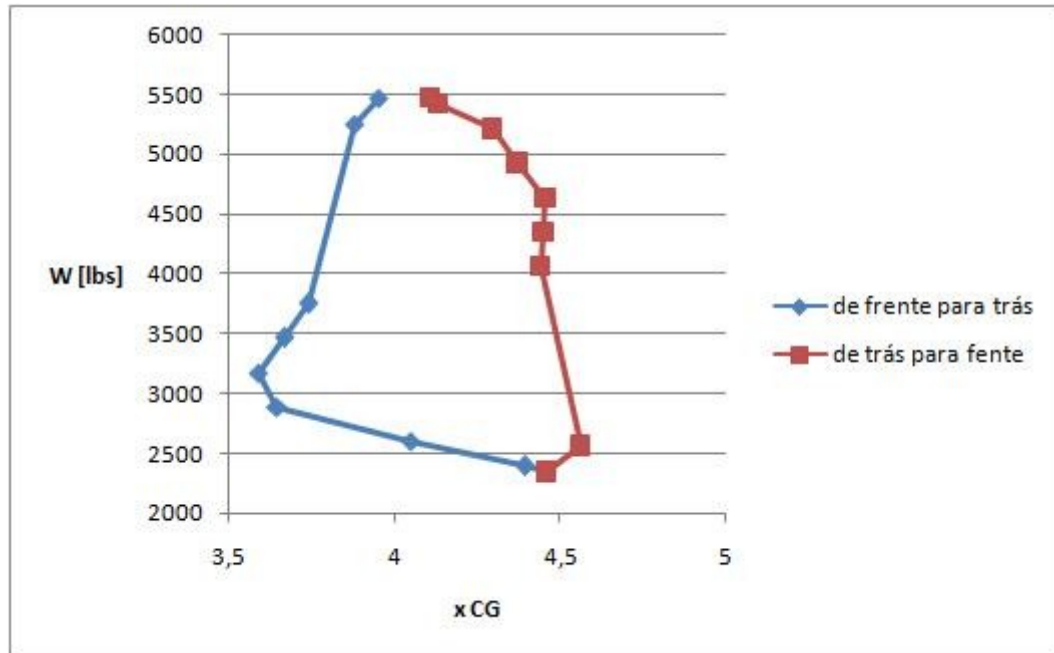


Gráfico 14-1 - Passeio do CG na direção x

É possível, também, construir um gráfico onde se verifica o passeio do CG nas direções x e y simultaneamente:

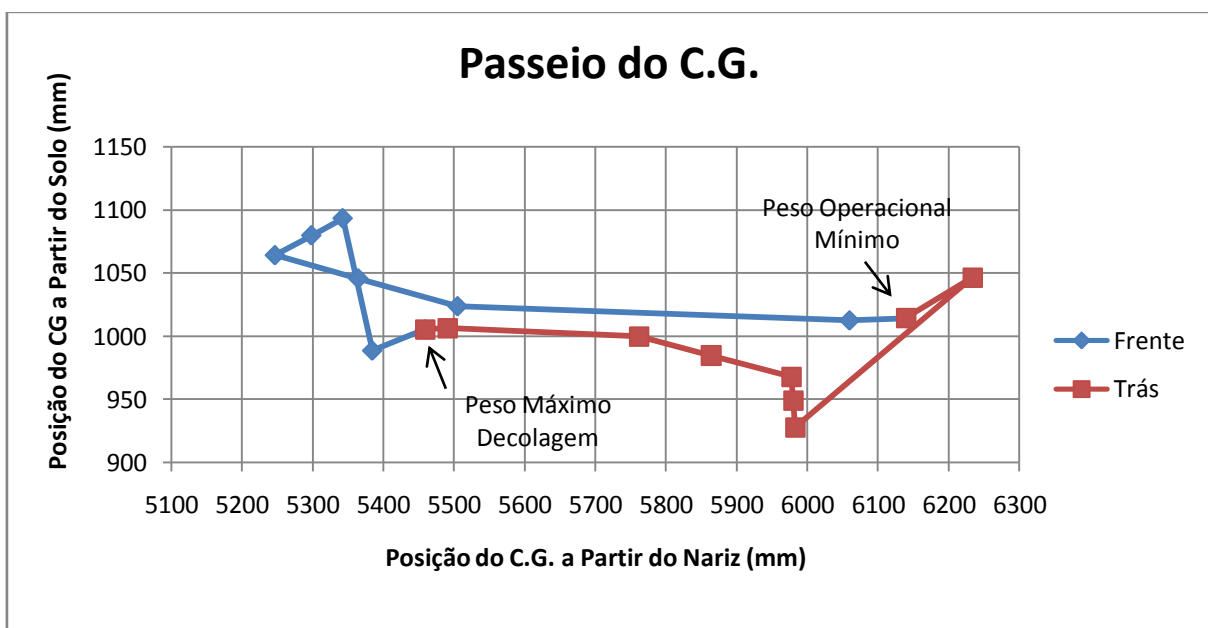


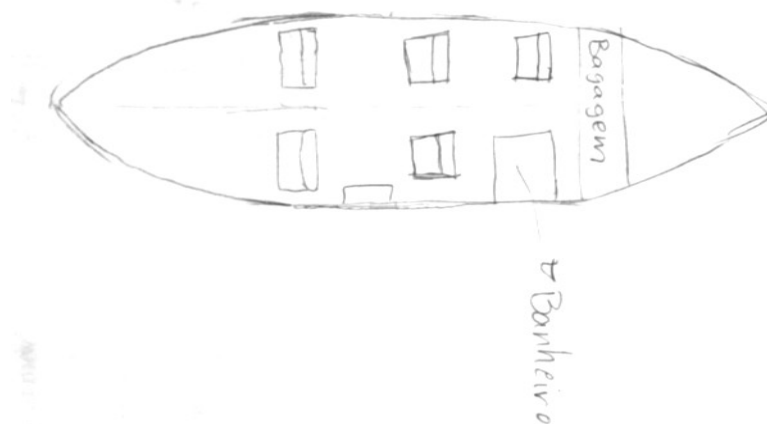
Gráfico 14-2 - Passeio do CG



## 15 Evolução dos Esboços

O desenvolvimento e amadurecimento dos esboços e desenhos podem ser observados na seqüência de figuras que se segue.

Primeiramente os desenhos feitos à mão, mostram a organização interna que inicialmente dispunha de duas poltronas a frente para piloto e co-piloto e banheiro.



**Figura 15-1 – Organização Interna**

A vista lateral mostrava a princípio a turbina montada na empenagem vertical e a empenagem horizontal abaixo dela.



**Figura 15-2 – Vista Lateral**

E finalmente a vista em planta com as mesmas características das vistas anteriores.

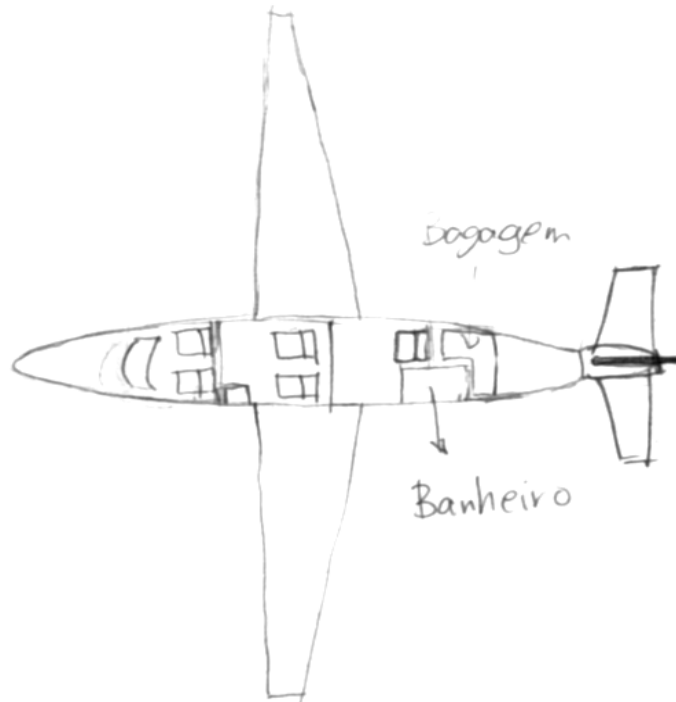
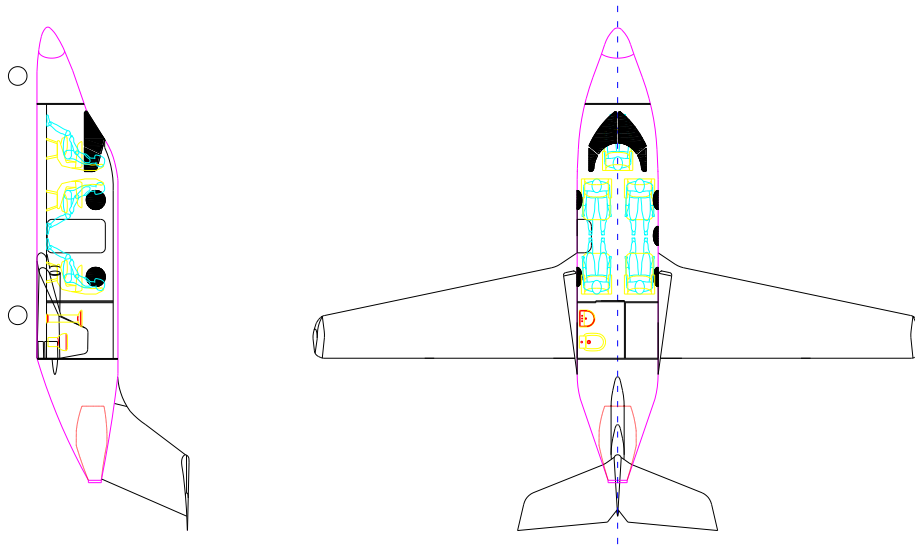


Figura 15-3 - Vista Lateral

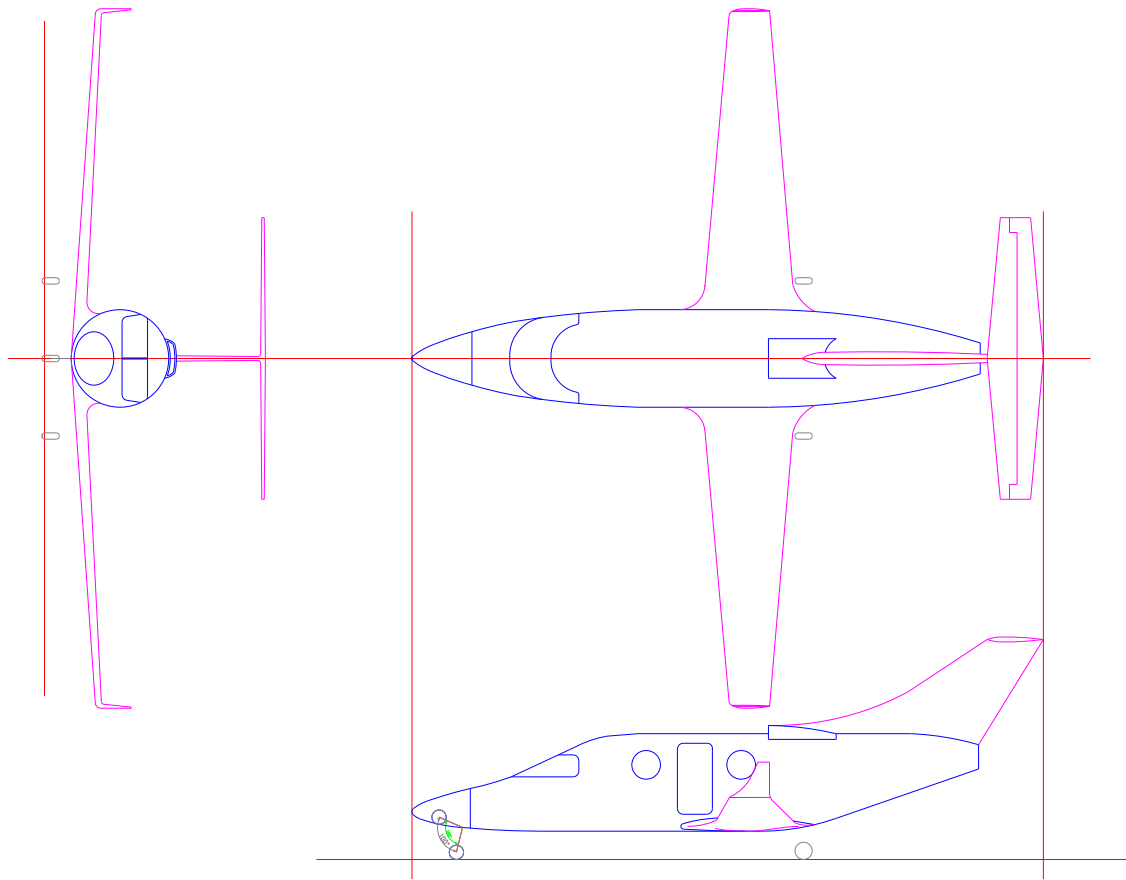
O desenho e as idéias foram colocados em AutoCAD, já modificando a posição da turbina e da empenagem horizontal. Inicialmente as entradas de ar para a turbina estavam posicionadas nas laterais do avião.



**Figura 15-4 – Primeiro desenho em CAD**

Posteriormente o banheiro foi removido para redução de peso e as asas e empenagens foram posicionadas de acordo com passeio do C.G. tabela comparativa de volume de cauda.

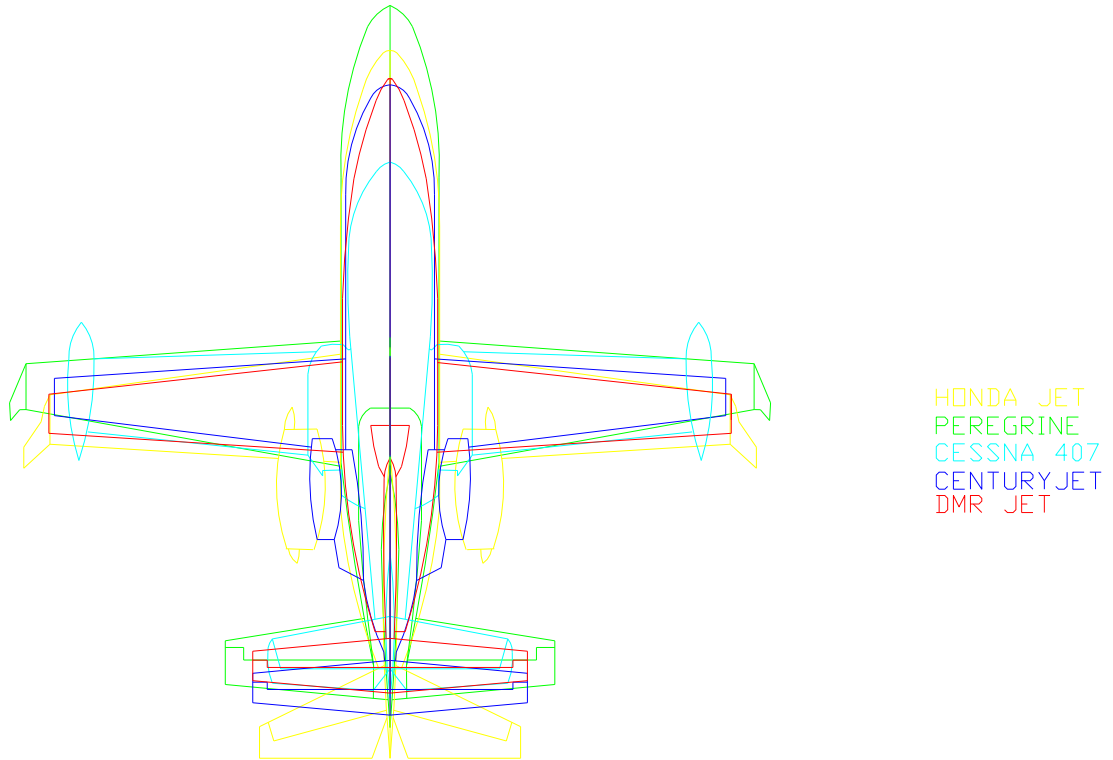
O trem de pouso também foi adicionado.



**Figura 15-5 - 3 vistas da aeronave**

A partir deste desenho 2D do avião em 3 vistas pode-se partir para o esboço 3D da aeronave.

### 15.1 Contraposição de Vista em Planta da Mesma Escala



**Figura 15-6 - Contraposição de Vista em Planta**

O DMR JET em vermelho apresenta claramente geometria semelhante a de seus concorrentes, por ser monomotor é um pouco menor que os outros.

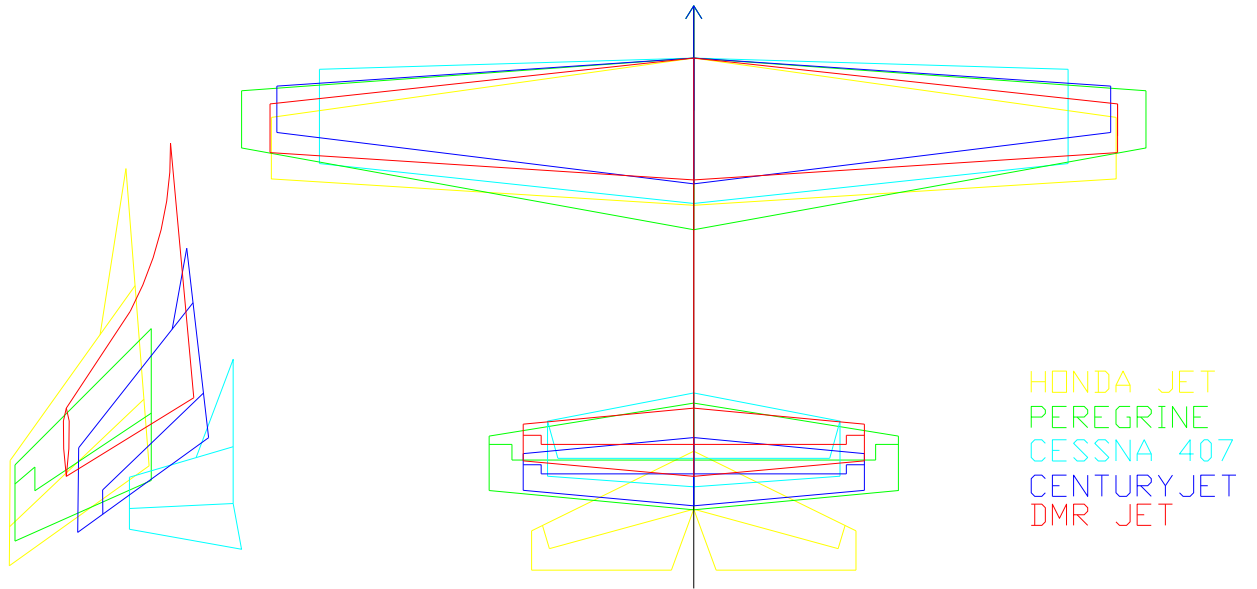
## 15.2 Comparação de Empenagens

Para determinação estimativa de volume de cauda da aeronave podemos usar o método comparativo, sendo assim temos.

Tabela 15-1 – Tabela comparativa empenagens

	Century Jet	Citation Jet1	Cessna model 407	Diamond D-Jet	Excel-Jet Sport-Jet	Foxjet 600	Peregrine	HondaJet	Smart Jet	Solo Jet	PiperJet	Safire Jet
Envergadura da asa X envergadura da EH	2.463	-	2.71	-	2.468	2.366	2.4	2.712	-	-	2.353	-
Braço EH	16.5	-	15.8	-	-	-	16	19	-	-	-	-
Braço EV	15.15	-	15.6	-	-	-	15.83	15.61	-	-	-	-
Envergadura EH X Altura EV	2.581	-	2.847	-	2.69	-	2.928	2.333	-	-	-	-
Braço da EH X Corda média geométrica da asa	0.593	-	0.592	-	0.536	0.6	0.578	0.676	-	-	-	-
Braço da EV X envergadura da asa	0.385	-	0.413	-	-	-	0.35	0.392	-	-	-	-
Comprimento Fuselagem X Envergadura asa	0.97	0.76	0.839	0.934	0.904	0.653	0.912	1.046	0.825	0.928	0.758	0.921
Corda na Raiz da asa X Comprimento Fuselagem	0.154	-	0.216	-	0.177	-	0.18	0.163	-	-	-	-
Área do profundor X Área da EH	0.963	-	0.776	-	-	-	0.534	0.828	-	-	-	-
Área do Leme X Área da EV	0.256	-	0.445	-	-	-	0.487	0.421	-	-	-	-

Com os desenhos das aeronaves disponíveis para comparação podemos fazer uma comparação em mesma escala.



**Figura 15-7 – Comparação de Empenagens**

Seguindo o critério de desempenho, o jato DMR Jet apresenta empenagens pequenas e em “T” que contribuem para o desempenho devido à menor geração de arrasto

### 15.3 Organização Interna

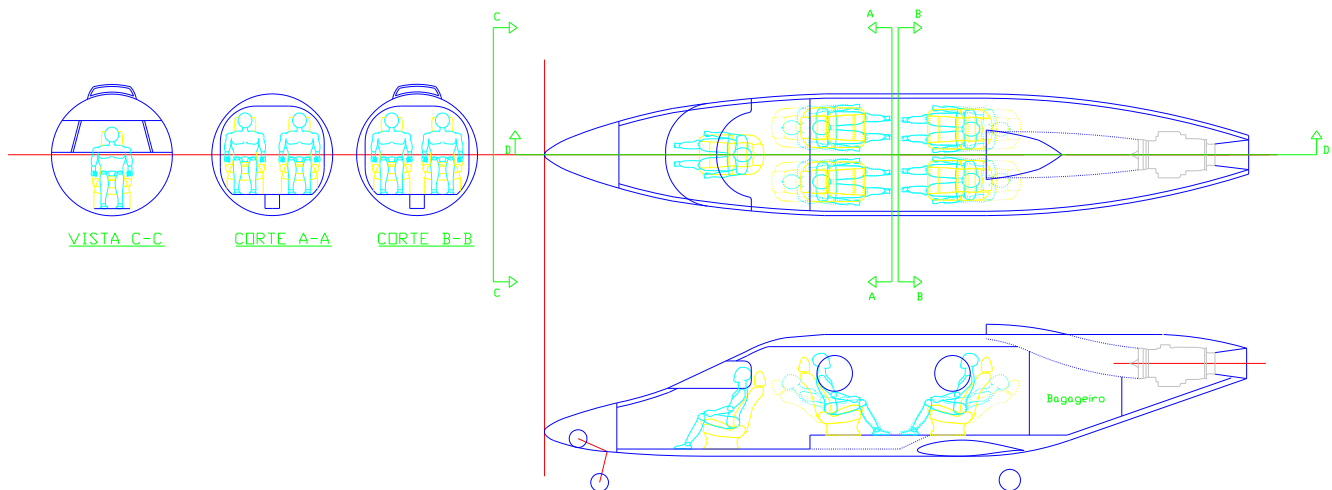


Figura 15-8 – Configuração Interna

Nesta configuração o avião é pilotado somente por um piloto, os passageiros possuem um espaço relativamente grande dentro da cabine e o bagageiro comporta facilmente 100 kg.

## 16 Trem de Pouso

Definiu-se um trem de pouso triciclo escamoteável. Seguindo metodologia apresentada em sala, é necessária a verificação de conformidades de projeto a respeito do posicionamento do trem de pouso determinado. Tal análise assegura preliminarmente que o sistema é funcional e seguro no sentido de impedir que as extremidades da aeronave toquem o solo.

O Trem de pouso foi projetado com as seguintes características de posicionamento relativas à aeronave:

- Distância lateral dos pontos de contato dos pneus do trem de pouso principal à linha de centro: 1,352 m



- Distância lateral dos pontos de atracamento do trem de pouso principal à linha de centro: 1,138 m
- Distância dos pontos de contato dos pneus do trem de pouso principal ao nariz: 6,823m
- Distância dos pontos de atracamento do trem de pouso principal ao nariz: 6,218 m
- Altura do trem de pouso principal em relação à base da fuselagem: 0,492 m
- Distância do ponto de contato dos pneus do trem de pouso frontal ao nariz: 0,775 m
- Distância do ponto de atracamento do trem de pouso frontal ao nariz: 0,881 m
- Altura do trem de pouso frontal em relação à base da fuselagem: 0,492 m

Observando as demais dimensões da aeronave, nota-se que, com essa geometria é possível o armazenamento e o atracamento eficiente do trem de pouso.

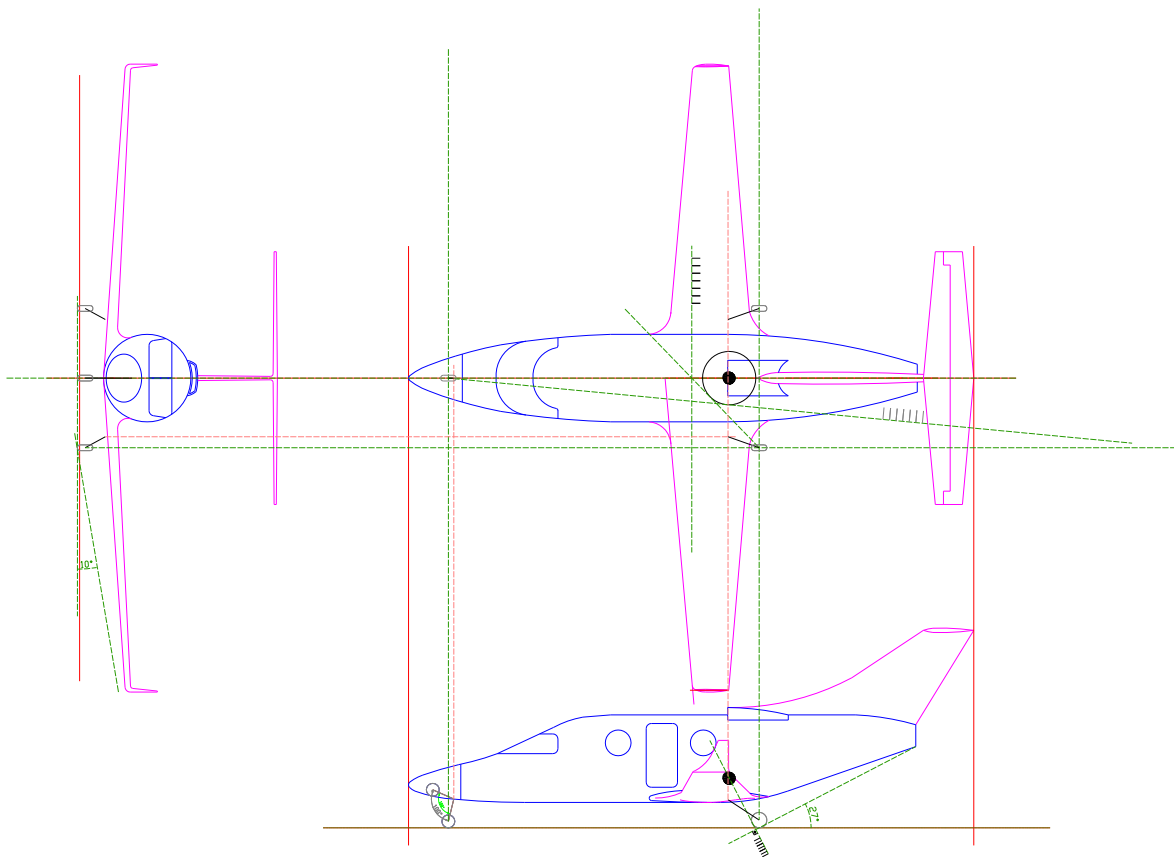
### **16.1 Verificação do posicionamento do trem de pouso**

A verificação do posicionamento do trem de pouso baseia-se nos seguintes pontos:

- O sistema deve ser passível de atracamento e armazenamento
- Existe um limite inferior para o ângulo entre a linha que une ponto de contato dos pneus do trem principal à extremidade traseira do avião e a linha do solo. Esse ângulo deve ser maior que  $12^\circ$ .
- Existe um limite inferior para a posição do ponto de contato do trem de pouso principal a partir do nariz da aeronave. Esse ponto é determinado pela interseção da reta perpendicular à linha que une ponto de contato dos pneus do trem principal à extremidade traseira do avião que passa pelo C.G. mais traseiro com a linha de solo.

- Existe um limite superior para a posição do ponto de contato do trem de pouso principal a partir do nariz da aeronave. Esse ponto é determinado pela interseção da linha paralela à linha de centro em planta que passa pelo ponto de contato dos pneus do trem principal com a reta que passa pelo ponto de atracamento do trem frontal e tangencia uma circunferência de raio igual a 54% da maior altura do C.G. com centro na posição mais traseira do C.G.
- Existe um limite inferior para o ângulo entre a linha que une ponto de contato dos pneus do trem frontal à extremidade da asa do avião e a linha do solo. Esse ângulo deve ser maior ou igual a  $10^\circ$ .
- Existe um limite superior para a posição do ponto de contato do trem de pouso frontal a partir do nariz da aeronave. Esse ponto é determinado pela interseção da linha de centro em planta com a reta que passa pelo ponto de contato do trem principal e tangencia a circunferência de raio igual a 54% da maior altura do C.G. com centro na posição mais traseira do C.G.

Finalmente, com a metodologia adotada temos dois ângulos mínimos e três limites posicionais a serem verificados. Seguindo então essa metodologia observa-se:



**Figura 16-1 – Posicionamento do trem de Pouso**

Conclui-se que, dentro dos parâmetros de análise adotados, o trem de pouso é eficiente como foi posicionado.

## 17 Cálculos Aerodinâmicos

### 17.1 Metodologia Aplicada

A metodologia utilizada para a realização dos cálculos aerodinâmicos foi a apresentada por UTSCH [1]. Neste procedimento, são consideradas variações no número de Reynolds, ou seja, varia-se a velocidade, e, também, as deflexões do profundor para o equilíbrio da aeronave.

O peso utilizado nos cálculos é o máximo de decolagem ao nível do mar (MTOW) e a faixa de velocidade escolhida vai da velocidade de estol da aeronave até a velocidade para Mach igual a 0,8. Dentro desta faixa, há duas divisões, sendo elas, velocidades onde o uso de flap é necessário, que vai da velocidade de estol até a velocidade de aproximação, e velocidades onde não será necessário o uso de flap, estando incluída, nesse caso, a velocidade de cruzeiro para condição ASL (ao nível do mar).

A seguir, será apresentado o detalhamento dos cálculos até que se chegue às polares de arrasto e velocidades, além da contribuição de cada arrasto calculado no arrasto total.

### 17.2 Coeficientes de Sustentação

Para que os coeficientes de sustentação sejam calculados, deve-se, inicialmente, determinar a faixa de velocidades da aeronave, conforme já mostrado. Essa faixa terá uma discretização maior em velocidades próximas ao estol. Definida a faixa de velocidades, pode-se calcular o número de Reynolds, tendo como comprimento característico a corda média aerodinâmica da asa, assim:

$$Re = \frac{\rho V \bar{c}}{\mu}$$

Onde  $\rho$  é a densidade do ar ao nível do mar ( $1,225\text{kg/m}^3$ ),  $\mu$  é a viscosidade do ar ( $1,79 \times 10^{-5}\text{kg/MS}$ ),  $V$  é a velocidade da aeronave e  $\bar{c}$  é a corda média aerodinâmica da asa (1,3m).

Pode-se, também, calcular o número de Mach dado pela velocidade em questão dividida pela velocidade do som no ar (340m/s). Tem-se, portanto:

Tabela 17-1 – Reynolds e Mach

V [m/s]	Re	M
33,4389	2974941	0,09835
35	3113827	0,102941
37	3291760	0,108824
40	3558659	0,117647
42	3736592	0,123529
44	3914525	0,129412
46	4092458	0,135294
48	4270391	0,141176
50	4448324	0,147059
52	4626257	0,152941
70	6227654	0,205882
80	7117318	0,235294
90	8006983	0,264706
100	8896648	0,294118
110	9786313	0,323529
120	10675978	0,352941
130	11565642	0,382353
140	12455307	0,411765
150	13344972	0,441176
160	14234637	0,470588
170	15124302	0,5
180	16013966	0,529412
190	16903631	0,558824
200	17793296	0,588235
210	18682961	0,617647
220	19572626	0,647059
230	20462291	0,676471
240	21351955	0,705882
250	22241620	0,735294
260	23131285	0,764706
272	24198883	0,8

A faixa marcada na figura acima é aquela na qual o uso de flap é fundamental.

### **17.2.1 Coeficiente de sustentação para equilíbrio da aeronave**

Para este cálculo é considerado que a aeronave mantém-se em equilíbrio durante todo o voo. Com isso, pode-se afirmar que a força de sustentação é igual, em módulo, à força peso da aeronave. A partir desta afirmação, pode-se concluir que:

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

Sendo  $W$  o peso máximo de decolagem (26110,7N) e  $S$  é a área em planta da asa (16,82m<sup>2</sup>). Com isso, tem-se os seguintes coeficientes de sustentação:

Tabela 17-2 – Coeficiente de sustentação

V [m/s]	Re	CL
33,4389	2974941	2,26664
35	3113827	2,068952
37	3291760	1,851326
40	3558659	1,584041
42	3736592	1,436772
44	3914525	1,309125
46	4092458	1,197763
48	4270391	1,100029
50	4448324	1,013786
52	4626257	0,937302
70	6227654	0,517238
80	7117318	0,39601
90	8006983	0,312897
100	8896648	0,253447
110	9786313	0,20946
120	10675978	0,176005
130	11565642	0,149968
140	12455307	0,129309
150	13344972	0,112643
160	14234637	0,099003
170	15124302	0,087698
180	16013966	0,078224
190	16903631	0,070207
200	17793296	0,063362
210	18682961	0,057471
220	19572626	0,052365
230	20462291	0,047911
240	21351955	0,044001
250	22241620	0,040551
260	23131285	0,037492
272	24198883	0,034257

### 17.2.2 Coeficiente de momento aerodinâmico

O coeficiente de momento aerodinâmico total é a soma das contribuições da asa e da fuselagem. A contribuição da asa tem uma parcela que varia com a torção geométrica que, como não há nesta aeronave, será nula. A outra parcela é relativa à



perfilagem da asa e, na primeira faixa de velocidades, ao incremento de momento devido ao flap.

A influência devido à perfilagem é obtida pelo produto do coeficiente de momento do perfil com um fator que depende do alongamento e do afilamento da asa, ou seja:

$$C_{mos} = EC_{mac}$$

O  $C_{mac}$  é do perfil. Como são utilizados dois perfis na asa, determinou-se que o perfil da raiz exerce influência até metade da envergadura da asa e o da ponta até a outra metade. Desta forma, tem-se que  $C_{mac}$  será -0,07196 e E, retirado de gráfico [1], vale 1,07. Portanto, o  $C_{mos}$  sem flap é -0,077.

O flap acrescenta uma parcela que é dada, também, por um produto. As parcelas deste produto são o acréscimo de  $C_{mac}$  que, no caso de slotted flap com 50° de deflexão e razão de cordas do flap e da asa de 0,26, será -0,35 com o E', que varia com alongamento da asa, posição do flap, razão entre envergaduras do flap e da asa e afilamento da asa, resultando em 0,75. Esses valores são retirados de ábacos [1]. Portanto, para as velocidades onde se faz necessário o uso de flap, o  $C_{mos}$  será -0,34.

O acréscimo devido à fuselagem também é retirado de ábaco [1] a partir de algumas dimensões da aeronave. O eixo x é dado por:

$$\frac{S_{BF} l_{BF}}{S_B l_B}$$

Onde  $S_{BF}$  é a área em planta da fuselagem até 25% da corda média aerodinâmica (7,28m<sup>2</sup>),  $S_B$  é a área em planta da fuselagem (13,45m<sup>2</sup>),  $l_{BF}$  é o comprimento da fuselagem até 25% da corda média aerodinâmica da asa (5,43m) e  $l_B$  é o comprimento total da fuselagem (11m). O gráfico possui várias curvas cada uma contendo o valor de:

$$\frac{w^2}{S_B}$$

Sendo  $w$  a largura máxima da fuselagem (1,7m). A influência da fuselagem no valor total de  $C_m$  é obtida no eixo  $y$ :

$$\frac{(C_{m_0})_B}{i_w} \frac{S\bar{c}}{S_B l_B}$$

Para  $i_w$  sendo a incidência da asa, ou seja, o ângulo entre a linha de sustentação nula da asa e a linha de momento nulo do corpo ( $0,5^\circ$ ). Com isso, determina-se o valor da contribuição da fuselagem para o coeficiente de momento total, que é -0,0087.

Para as velocidades com flap, o  $C_{m_0}$  será -0,35 e sem flap será -0,086.

### 17.2.3 Determinação do centro aerodinâmico

O centro aerodinâmico é influenciado pela asa e pela fuselagem. Em ambos os casos, são utilizados gráficos [1] para que isso seja feito.

Para a asa, encontra-se a posição do centro aerodinâmico em porcentagem de corda. Os ábacos são função do alongamento e do enflexamento a  $\frac{1}{4}$  da corda. Neste caso foi encontrado um valor de 0,26.

A fuselagem influencia de maneira negativa na posição do centro aerodinâmico. O eixo  $x$  é dado pela razão entre corda na raiz da asa e o comprimento da fuselagem. No gráfico tem curvas que expressam a razão entre o comprimento da fuselagem até 25% da corda na raiz e o comprimento total da fuselagem. Com isso, faz-se a leitura do eixo  $y$  que é dado por:

$$-\Delta h \left( \frac{S\bar{c}}{w c_R^2} \right)$$

Onde  $\Delta h$  é a influência da fuselagem no centro aerodinâmico (-0,21).

O centro aerodinâmico da aeronave toda é então 0,04572.

### 17.2.4 Cálculo do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal

Para que o momento de arfagem seja anulado, tem-se a seguinte equação:

$$C_{L_T} = \frac{1}{\bar{V}} [C_{m_0} + C_L(h - h_0)]$$

Onde  $C_{m_0}$  foi calculado no item 2.2,  $h$  é a posição do CG (26,6% da CMA),  $h_0$  é a posição do CA calculada no item 2.3 e  $\bar{V}$  é o volume de cauda, definido por:

$$\bar{V} = \frac{l_T S_T}{S \bar{c}}$$

$l_T$  é a distância entre o CA da asa e o CA da empenagem horizontal e  $S_T$  é a área da EH. O volume de cauda será, portanto, 0,47. O coeficiente de sustentação da EH será, então:

Tabela 17-3 – Coeficiente de sustentação da EH

V [m/s]	CLT	CL
33,4389	0,324547	2,26664
35	0,231647	2,068952
37	0,129377	1,851326
40	0,003771	1,584041
42	-0,06544	1,436772
44	-0,12542	1,309125
46	-0,17775	1,197763
48	-0,22368	1,100029
50	-0,26421	1,013786
52	-0,30015	0,937302
70	0,062427	0,517238
80	0,005458	0,39601
90	-0,0336	0,312897
100	-0,06154	0,253447
110	-0,08221	0,20946
120	-0,09793	0,176005
130	-0,11017	0,149968
140	-0,11987	0,129309
150	-0,12771	0,112643
160	-0,13412	0,099003
170	-0,13943	0,087698
180	-0,14388	0,078224
190	-0,14765	0,070207
200	-0,15086	0,063362
210	-0,15363	0,057471
220	-0,15603	0,052365
230	-0,15813	0,047911
240	-0,15996	0,044001
250	-0,16158	0,040551
260	-0,16302	0,037492
272	-0,16454	0,034257

### 17.2.5 Coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem

O  $C_L$  total calculado no item 2.1 é a soma do coeficiente de sustentação da empenagem com o do conjunto asa-fuselagem. Então:

Tabela 17-4 – Coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem

V [m/s]	CLT	CL	CLWB
33,4389	0,324547	2,26664	2,227084
35	0,231647	2,068952	2,040719
37	0,129377	1,851326	1,835558
40	0,003771	1,584041	1,583582
42	-0,06544	1,436772	1,444747
44	-0,12542	1,309125	1,324411
46	-0,17775	1,197763	1,219427
48	-0,22368	1,100029	1,127291
50	-0,26421	1,013786	1,045988
52	-0,30015	0,937302	0,973885
70	0,062427	0,517238	0,509629
80	0,005458	0,39601	0,395345
90	-0,0336	0,312897	0,316992
100	-0,06154	0,253447	0,260947
110	-0,08221	0,20946	0,219479
120	-0,09793	0,176005	0,18794
130	-0,11017	0,149968	0,163395
140	-0,11987	0,129309	0,14392
150	-0,12771	0,112643	0,128208
160	-0,13412	0,099003	0,115348
170	-0,13943	0,087698	0,104691
180	-0,14388	0,078224	0,09576
190	-0,14765	0,070207	0,088202
200	-0,15086	0,063362	0,081749
210	-0,15363	0,057471	0,076195
220	-0,15603	0,052365	0,071382
230	-0,15813	0,047911	0,067183
240	-0,15996	0,044001	0,063497
250	-0,16158	0,040551	0,060245
260	-0,16302	0,037492	0,057361
272	-0,16454	0,034257	0,054311

### 17.3 Ângulo de ataque

O ângulo de ataque da aeronave é determinado através da equação dada por PULLIN [7] para o cálculo do coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem:

$$C_{LWB} = \frac{(\alpha - \alpha_{of})}{57,3 \cdot S} \left[ \frac{K\pi D^2}{2} + \eta C_{Dc} \frac{(\alpha - \alpha_{of})}{57,3} \int_{x_0}^{l_f} d \cdot dx \right] + [K_{w(f)} - K_{f(w)}] a \frac{(\alpha - \alpha_{ow}) S_e}{57,3 S}$$

Nesta equação,  $\alpha$  é o ângulo de ataque da aeronave, que será isolado nesta para sua determinação.  $\alpha_{of}$  é o ângulo de sustentação nula da fuselagem ( $5,5^\circ$ ),  $K$  é o fator de massa aparente determinado graficamente [7] (0,89, varia com o comprimento da fuselagem e  $D$ ),  $D$  é o diâmetro máximo do corpo equivalente de revolução (1,7m),  $\eta$  é a relação entre o coeficiente de arrasto de um cilindro finito e um infinito obtido graficamente [7] (0,66, varia, também, com a razão entre o comprimento da fuselagem e  $D$ ),  $C_{Dc}$  é o coeficiente de arrasto de um cilindro inclinado infinito obtido graficamente [7] (varia com o número de Mach), a integral da fórmula é a área molhada atrás do local onde o escoamento passa de potencial a viscoso ( $11,48m^2$ ), os  $K$ 's entre colchetes são fatores de interferência entre a distribuição de sustentação da asa e da fuselagem (asa - 1,16, fuselagem - 0,12 e variam com  $D/b$ ),  $S_e$  é a área efetiva da asa que é a área da asa sem a fuselagem ( $14m^2$ ) e  $\alpha_{ow}$  é o ângulo de sustentação nula em relação à linha de referência ( $-2^\circ$  para caso sem flap e  $-14^\circ$  para o caso com flap). A constante  $a$  é dada por:

$$a = \frac{\pi A}{1 + \sqrt{1 + (\beta^2 + tg^2 \Lambda_{c/2}) \frac{A^2}{4k^2}}}$$

Onde  $A$  é o alongamento (10),  $\beta$  é  $\sqrt{1 - M^2}$ ,  $\Lambda_{c/2}$  é o enflexamento a 50% da corda e  $k$  é a inclinação da curva  $C_L$  versus  $\alpha$  do perfil dividido por  $2\pi$ .

Abaixo, encontra-se uma tabela com o resumo dos resultados e com os coeficientes de sustentação da asa e da fuselagem, segundo as seguintes equações:

$$C_{L_w} = (K_{w(f)} - K_{f(w)}) a \frac{(\alpha - \alpha_{0w}) S_e}{57,3 S}$$

$$C_{L_B} = \frac{(\alpha - \alpha_{0f})}{57,3 S} \left[ \frac{K \pi D^2}{2} + \eta C_{Dc} \frac{(\alpha - \alpha_{0f})}{57,3} \int_{x_0}^{l_f} d \cdot dx \right]$$

Tabela 17-5 – Determinação do ângulo de ataque e do  $C_L$  da asa e da fuselagem

V [m/s]	$\alpha$	$\alpha_w$	$a_w$	CLB	CLW
33,4389	19,77794	20,27794	4,181313	0,093417	2,465036
35	17,16533	17,66533	4,182966	0,071306	2,275273
37	14,25191	14,75191	4,185196	0,049299	2,063674
40	10,6177	11,1177	4,188783	0,025766	1,799752
42	8,587793	9,087793	4,191334	0,014514	1,652355
44	6,811889	7,311889	4,194016	0,005783	1,523418
46	5,249691	5,749691	4,196828	-0,00104	1,41001
48	3,868518	4,368518	4,199772	-0,0064	1,30976
50	2,641657	3,141657	4,202848	-0,01064	1,220724
52	1,547109	2,047109	4,206056	-0,014	1,141306
70	5,925855	6,425855	4,241095	0,001815	0,58668
80	4,214467	4,714467	4,265566	-0,00512	0,462656
90	3,030857	3,530857	4,293845	-0,00935	0,377021
100	2,177993	2,677993	4,326164	-0,01211	0,315463
110	1,542614	2,042614	4,362794	-0,01401	0,269753
120	1,055924	1,555924	4,404062	-0,01538	0,234895
130	0,674196	1,174196	4,450349	-0,0164	0,207713
140	0,368572	0,868572	4,502112	-0,01718	0,186114
150	0,119378	0,619378	4,559891	-0,01779	0,168671
160	-0,08717	0,41283	4,624334	-0,01828	0,154384
170	-0,26097	0,239027	4,696216	-0,01869	0,142538
180	-0,40929	0,090706	4,776474	-0,01902	0,13261
190	-0,53757	-0,03757	4,866254	-0,01931	0,124207
200	-0,64995	-0,14995	4,966963	-0,01955	0,117036
210	-0,74965	-0,24965	5,080356	-0,01977	0,110868
220	-0,83934	-0,33934	5,208651	-0,01995	0,105513
230	-0,9208	-0,4208	5,354692	-0,02012	0,100858
240	-0,99593	-0,49593	5,522201	-0,02027	0,096773
250	-1,06607	-0,56607	5,716157	-0,0204	0,093174
260	-1,13242	-0,63242	5,943403	-0,02054	0,089996
272	-1,20884	-0,70884	6,27402	-0,02068	0,086634

## 17.4 Deflexões do profundor

Os valores de deflexão do profundor para que a aeronave se mantenha em equilíbrio são usados, segundo o método de Utsch [1], para que o arrasto da empenagem horizontal seja determinado para cada deflexão. Para tanto, no equilíbrio:

$$\bar{\eta} = A_1 \bar{C}_L + A_2$$

Sendo o  $C_L$  da equação igual ao do item 2.1.  $A_1$  e  $A_2$  são determinados pelas seguintes equações:

$$A_1 = \frac{1}{\bar{V}a_2} \left[ h - h_0 - \bar{V}a_1 \frac{\varepsilon_\alpha}{a} \right]$$

$$A_2 = \frac{1}{\bar{V}a_2} \left[ C_{m_0} - \bar{V}a_1 i_T - \bar{V}a_3 \delta \right]$$

Nessas equações, define-se  $a_1$  como a inclinação da curva  $C_L$  versus  $\alpha$  da empenagem horizontal que é determinado da mesma forma que o  $a$  da asa, definido no item anterior. Define-se, também,  $a_2$  que é a variação da sustentação da empenagem horizontal com o ângulo de ataque e é determinado a partir de ábacos mostrados em [1]. Como a aeronave não possuirá compensador, o valor de  $\delta$ , ou seja, da deflexão do compensador, será zero. O valor da incidência da empenagem horizontal ( $i_T$ ) é dado pela seguinte equação:

$$i_T = \frac{C_{L_T}}{a_1} - (\alpha - \varepsilon)$$

Sendo  $\varepsilon$  o downwash. O método proposto para determinação do ângulo de downwash é o do ESDU, onde, para cada valor de  $\alpha$ , obtêm-se um valor de  $\varepsilon$ , retirado graficamente [1]. Para que isso seja possível, duas dimensões da aeronave, a metade da envergadura (13,7m é a envergadura total) e a distância entre o CA da asa e da EH



(5m). Ainda são necessários o alongamento (11,7) e o enflexamento (6°). Com os valores de  $\epsilon$  e de  $\alpha$  é possível traçar uma reta e, a partir dela, determinar sua inclinação. O valor de  $\epsilon_\alpha$  é 1 menos o valor da inclinação da curva ângulo de ataque versus downwash.

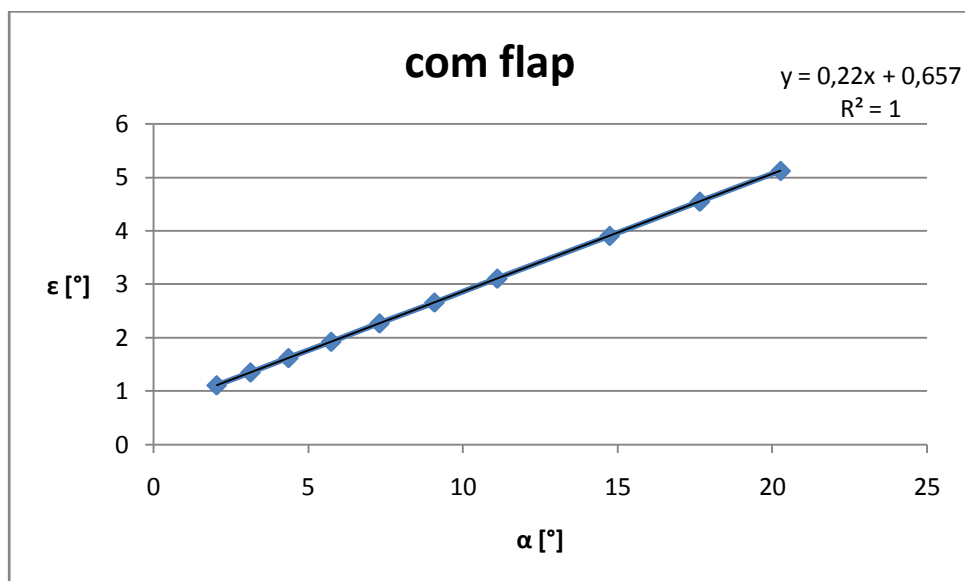


Gráfico 17-1 – Downwash para situação de pouso

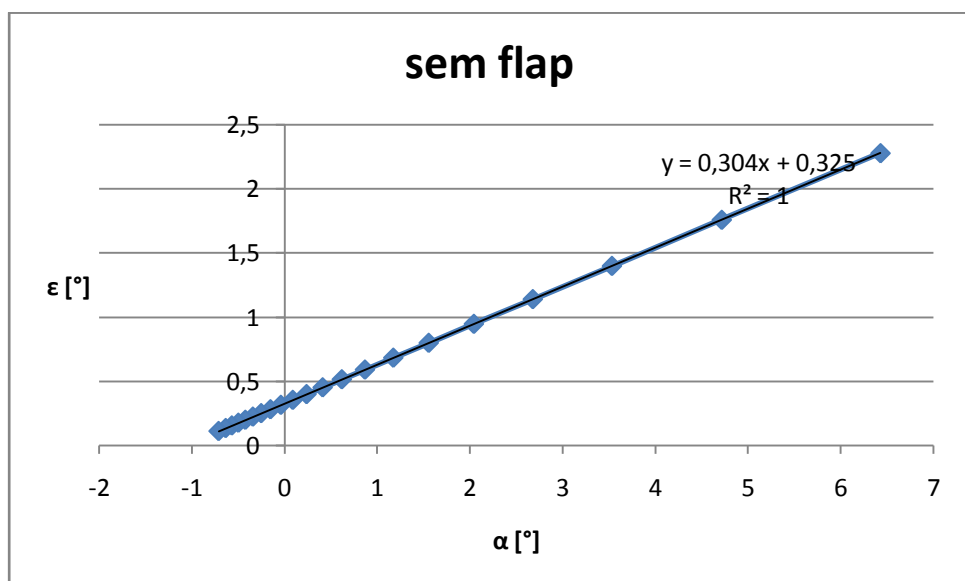


Gráfico 17-2 – Downwash para situação de cruzeiro

Dos gráficos acima, chega-se a um  $\epsilon_\alpha$  de 0,773 para a faixa com flap e 0,699 para a faixa sem flap. Conhecido isso, tem-se a seguinte tabela com os valores de deflexão do profundor para equilíbrio:

Tabela 17-6 – Deflexão do profundor

V [m/s]	$\alpha$	CL	Re (EH)	a1	a2	$\eta$
33,4389	19,77794	2,26664	1739196	4,296571	3,912649	-15,9266
35	17,16533	2,068952	1820391	4,298293	3,914322	-13,7036
37	14,25191	1,851326	1924413	4,300617	3,91658	-11,2245
40	10,6177	1,584041	2080447	4,304353	3,920211	-8,13187
42	8,587793	1,436772	2184469	4,307012	3,922795	-6,40441
44	6,811889	1,309125	2288492	4,309806	3,92551	-4,89309
46	5,249691	1,197763	2392514	4,312736	3,928357	-3,56366
48	3,868518	1,100029	2496536	4,315803	3,931338	-2,38831
50	2,641657	1,013786	2600559	4,319007	3,934452	-1,34431
52	1,547109	0,937302	2704581	4,322351	3,939148	-0,4128
70	5,925855	0,517238	3640782	4,358864	3,973183	3,094405
80	4,214467	0,39601	4160894	4,384367	3,997968	2,077153
90	3,030857	0,312897	4681006	4,413845	4,026615	1,373742
100	2,177993	0,253447	5201117	4,447537	4,059358	0,867064
110	1,542614	0,20946	5721229	4,485733	4,096478	0,489791
120	1,055924	0,176005	6241341	4,528771	4,138305	0,201019
130	0,674196	0,149968	6761453	4,577055	4,185232	-0,02525
140	0,368572	0,129309	7281564	4,631065	4,237725	-0,20617
150	0,119378	0,112643	7801676	4,691369	4,296337	-0,35344
160	-0,08717	0,099003	8321788	4,758647	4,361729	-0,47525
170	-0,26097	0,087698	8841899	4,833715	4,434696	-0,57749
180	-0,40929	0,078224	9362011	4,917563	4,425876	-0,67803
190	-0,53757	0,070207	9882123	5,011393	4,377041	-0,77833
200	-0,64995	0,063362	10402235	5,116691	4,380092	-0,86535
210	-0,74965	0,057471	10922346	5,235308	4,342586	-0,95828
220	-0,83934	0,052365	11442458	5,36958	4,212297	-1,07534
230	-0,9208	0,047911	11962570	5,522512	4,185563	-1,17142
240	-0,99593	0,044001	12482682	5,698031	4,272772	-1,23843
250	-1,06607	0,040551	13002793	5,901397	4,26879	-1,33656
260	-1,13242	0,037492	13522905	6,139837	4,164453	-1,47863
272	-1,20884	0,034257	14147039	6,487035	3,927624	-1,72519

## 17.5 Coeficientes de arrasto

Aqui será apresentado o arrasto de cada componente.

### 17.5.1 Arrasto da asa

#### 17.5.1.1 Arrasto parasita da asa

De acordo com UTSCH [4], o arrasto parasita da asa é calculado com a equação:

$$C_{D_{ow}} = \frac{\sum S_i C_{D_0}^{perfil}}{S}$$

$S_i$  é a área de cada seção da asa, sendo que cada metade da asa é influenciada por um perfil. Os  $C_{D_0}$  dos perfis serão calculados utilizando o software Xfoil, variando o ângulo de ataque e o Reynolds da asa. Tem-se, portanto:

Tabela 17-7 – Arrasto parasita da asa

V [m/s]	Re	CDo (asa)
33,4389	2974941	0,083111
35	3113827	0,049379
37	3291760	0,029904
40	3558659	0,017243
42	3736592	0,013529
44	3914525	0,011286
46	4092458	0,009804
48	4270391	0,008682
50	4448324	0,008021
52	4626257	0,007482
70	6227654	0,009704
80	7117318	0,008504
90	8006983	0,007704
100	8896648	0,007161
110	9786313	0,007079
120	10675978	0,006957
130	11565642	0,007379
140	12455307	0,007582
150	13344972	0,007482
160	14234637	0,007404
170	15124302	0,007343
180	16013966	0,007364
190	16903631	0,007364
200	17793296	0,007304
210	18682961	0,007243
220	19572626	0,006575
230	20462291	0,006089
240	21351955	0,006129
250	22241620	0,006229
260	23131285	0,006168
272	24198883	0,006346

### 17.5.1.2 Arrasto induzido da asa

O arrasto induzido da asa é calculado de acordo com a equação abaixo:

$$C_{D_{iw}} = \frac{C_{L_w}^2}{\pi A} (1 + \delta_1 \delta_2)$$

Onde  $\delta_1$  é uma correção devido à distribuição de sustentação não elíptica de asas trapezoidais e  $\delta_2$  é uma correção devido ao enflexamento da asa. No caso desta aeronave  $\delta_1$  é 0,018 e  $\delta_2$  é 1.

Tabela 17-8 – Arrasto induzido da asa

V [m/s]	CLW	CDiW
33,4389	2,465036	0,196899
35	2,275273	0,167751
37	2,063674	0,138
40	1,799752	0,10496
42	1,652355	0,088472
44	1,523418	0,075203
46	1,41001	0,064423
48	1,30976	0,055588
50	1,220724	0,048287
52	1,141306	0,042209
70	0,58668	0,011153
80	0,462656	0,006936
90	0,377021	0,004606
100	0,315463	0,003225
110	0,269753	0,002358
120	0,234895	0,001788
130	0,207713	0,001398
140	0,186114	0,001122
150	0,168671	0,000922
160	0,154384	0,000772
170	0,142538	0,000658
180	0,13261	0,00057
190	0,124207	0,0005
200	0,117036	0,000444
210	0,110868	0,000398
220	0,105513	0,000361
230	0,100858	0,00033
240	0,096773	0,000303
250	0,093174	0,000281
260	0,089996	0,000262
272	0,086634	0,000243

## 17.5.2 Arrasto da fuselagem

### 17.5.2.1 Arrasto induzido da fuselagem

O arrasto induzido da fuselagem é calculado segundo a equação abaixo [7]:

$$C_{D_{if}} = C_{L_B} \frac{(\alpha - \alpha_{0f})}{57,3}$$

Onde todas as variáveis já foram identificadas. A partir desta equação, chegou-se aos seguintes resultados:

Tabela 17-9 – Arrasto induzido da fuselagem

V [m/s]	CDif	CLB
33,4389	0,023278	0,093417
35	0,014517	0,071306
37	0,00753	0,049299
40	0,002301	0,025766
42	0,000782	0,014514
44	0,000132	0,005783
46	4,54E-06	-0,00104
48	0,000182	-0,0064
50	0,000531	-0,01064
52	0,000966	-0,014
70	1,35E-05	0,001815
80	0,000115	-0,00512
90	0,000403	-0,00935
100	0,000702	-0,01211
110	0,000968	-0,01401
120	0,001193	-0,01538
130	0,001381	-0,0164
140	0,001538	-0,01718
150	0,00167	-0,01779
160	0,001783	-0,01828
170	0,001879	-0,01869
180	0,001962	-0,01902
190	0,002034	-0,01931
200	0,002099	-0,01955
210	0,002156	-0,01977
220	0,002207	-0,01995
230	0,002254	-0,02012
240	0,002298	-0,02027
250	0,002338	-0,0204
260	0,002377	-0,02054
272	0,002421	-0,02068

### 17.5.2.2 Arrasto parasita da fuselagem

O arrasto parasita da fuselagem é a soma das diversas parcelas referentes a cada parte da fuselagem. Ela é dividida em três partes, sendo a primeira (A) do nariz do avião até onde o diâmetro para de aumentar. A segunda (B) é onde o diâmetro é

constante e a terceira (C) é toda a parte que o diâmetro reduz ao longo do comprimento. Há, também, uma parcela devido ao afilamento do bordo de fuga da fuselagem. Ou seja:

$$C_{D_{0f}} = C_{D_{01}} + C_{D_{02}} + C_{D_{03}} + \Delta C_{D_{\Delta f}}$$

Onde:

$$C_{D_{01}} = \frac{C_f F S_{MA}}{S}$$

Sendo  $C_f$  o coeficiente de atrito tomando o valor de escoamento totalmente turbulento para ser mais conservativo e varia com o Reynolds da fuselagem,  $F$  (1,14) o fator de forma que depende da esbeltez ( $l_B/D$ ),  $S_{MA}$  (18,804m<sup>2</sup>) área molhada da seção A da fuselagem e  $S$  é a área da asa.

$$C_{D_{02}} = \frac{C_f S_{MB}}{S}$$

$S_{MB}$  (10,71m<sup>2</sup>) é a área molhada da seção B. O  $C_{D0}$  da seção C é calculado da mesma maneira apresentada para a seção A, porém usando área molhada da seção C (11,48m<sup>2</sup>).

O  $C_f$  da fuselagem varia com o Reynolds da fuselagem e com a razão entre o comprimento da fuselagem e o tamanho de grão que foi estipulado em  $2 \times 10^{-6}$ m que é para superfície polida. A razão resulta em  $5,5 \times 10^6$ . Tem-se, portanto, os valores de  $C_f$ :



Tabela 17-10 – Coeficiente de atrito da fuselagem

Re	Cf
2,52E+07	2,52E-03
26347765	0,00252
27853352	0,00252
30111732	0,00252
31617318	0,0025
33122905	0,00249
34628492	0,00248
36134078	0,00246
37639665	0,0023
39145251	0,0022
52695531	0,00218
60223464	0,00215
67751397	0,0021
75279330	0,00207
82807263	0,00205
90335196	0,00204
97863128	0,00203
1,05E+08	0,00202
1,13E+08	0,00201
1,2E+08	0,00201
1,28E+08	0,002
1,36E+08	0,002
1,43E+08	0,00199
1,51E+08	0,00198
1,58E+08	0,00198
1,66E+08	0,00197
1,73E+08	0,00197
1,81E+08	0,00196
1,88E+08	0,00196
1,96E+08	0,00196
2,05E+08	0,00196

O acréscimo de arrasto devido ao enflexamento do bordo de fuga da fuselagem é dado por:

$$\Delta C_{D_{0\lambda}} = \frac{K}{100} C_{D_{03}}$$

Sendo  $K$  é o fator de enflexamento do bordo de fuga da fuselagem retirado graficamente [7] conhecendo o enflexamento ( $15^\circ$ ).  $K$  será, então, igual a 65.

O coeficiente de arrasto parasita da fuselagem será:

Tabela 17-11 – Acréscimo de arrasto parasita devido ao enflexamento da fuselagem

Re	CD01	CD02	CD03	$\Delta CD0F$
2,52E+07	0,003212	0,001605	0,001961	0,001274
26347765	0,003212	0,001605	0,001961	0,001274
27853352	0,003212	0,001605	0,001961	0,001274
30111732	0,003212	0,001605	0,001961	0,001274
31617318	0,003186	0,001592	0,001945	0,001264
33122905	0,003173	0,001585	0,001937	0,001259
34628492	0,003161	0,001579	0,00193	0,001254
36134078	0,003135	0,001566	0,001914	0,001244
37639665	0,002931	0,001465	0,00179	0,001163
39145251	0,002804	0,001401	0,001712	0,001113
52695531	0,002778	0,001388	0,001696	0,001103
60223464	0,00274	0,001369	0,001673	0,001087
67751397	0,002676	0,001337	0,001634	0,001062
75279330	0,002638	0,001318	0,001611	0,001047
82807263	0,002613	0,001305	0,001595	0,001037
90335196	0,0026	0,001299	0,001587	0,001032
97863128	0,002587	0,001293	0,001579	0,001027
1,05E+08	0,002574	0,001286	0,001572	0,001022
1,13E+08	0,002562	0,00128	0,001564	0,001017
1,2E+08	0,002562	0,00128	0,001564	0,001017
1,28E+08	0,002549	0,001273	0,001556	0,001011
1,36E+08	0,002549	0,001273	0,001556	0,001011
1,43E+08	0,002536	0,001267	0,001548	0,001006
1,51E+08	0,002523	0,001261	0,001541	0,001001
1,58E+08	0,002523	0,001261	0,001541	0,001001
1,66E+08	0,002511	0,001254	0,001533	0,000996
1,73E+08	0,002511	0,001254	0,001533	0,000996
1,81E+08	0,002498	0,001248	0,001525	0,000991
1,88E+08	0,002498	0,001248	0,001525	0,000991
1,96E+08	0,002498	0,001248	0,001525	0,000991
2,05E+08	0,002498	0,001248	0,001525	0,000991

### **17.5.3 Arrasto da empenagem horizontal**

#### **17.5.3.1 Arrasto parasita**

O arrasto da empenagem horizontal é calculado não somente variando o número de Reynolds, mas deve ser calculado para cada deflexão do profundor já calculadas. Com as deflexões e o número de Reynolds, é possível utilizar o software Xfoil para que o arrasto seja determinado. Para que eles sejam em relação à área da asa, devem ser multiplicados pela razão entre a área da asa e da empenagem. Tem-se:

Tabela 17-12 – Arrasto parasita da EH

V [m/s]	CLT	CD0EH
33,4389	0,324547	0,0359
35	0,231647	0,0234
37	0,129377	0,0124
40	0,003771	0,011
42	-0,06544	0,0105
44	-0,12542	0,0103
46	-0,17775	0,0087
48	-0,22368	0,0082
50	-0,26421	0,0072
52	-0,30015	0,0071
70	0,062427	0,0158
80	0,005458	0,0089
90	-0,0336	0,0076
100	-0,06154	0,0075
110	-0,08221	0,0071
120	-0,09793	0,0069
130	-0,11017	0,0067
140	-0,11987	0,0066
150	-0,12771	0,0065
160	-0,13412	0,0066
170	-0,13943	0,0064
180	-0,14388	0,0064
190	-0,14765	0,0064
200	-0,15086	0,0063
210	-0,15363	0,0063
220	-0,15603	0,0063
230	-0,15813	0,0064
240	-0,15996	0,0064
250	-0,16158	0,0065
260	-0,16302	0,0067
272	-0,16454	0,0068

### 17.5.3.2 Arrasto induzido

O arrasto induzido da empenagem horizontal é calculado da mesma maneira que o da asa, sendo alterado o valor da sustentação (agora deve-se utilizar a sustentação da empenagem) e o alongamento (11,71). Os valores de  $\delta_1$  e  $\delta_2$  serão, respectivamente 0,3 e 1. Os resultados são apresentados a seguir:

Tabela 17-13 – Arrasto induzido da EH

V [m/s]	CLT	CDiEH
33,4389	0,324547	0,003721
35	0,231647	0,001896
37	0,129377	0,000591
40	0,003771	5,02E-07
42	-0,06544	0,000151
44	-0,12542	0,000556
46	-0,17775	0,001116
48	-0,22368	0,001768
50	-0,26421	0,002466
52	-0,30015	0,003183
70	0,062427	0,000138
80	0,005458	1,05E-06
90	-0,0336	3,99E-05
100	-0,06154	0,000134
110	-0,08221	0,000239
120	-0,09793	0,000339
130	-0,11017	0,000429
140	-0,11987	0,000508
150	-0,12771	0,000576
160	-0,13412	0,000635
170	-0,13943	0,000687
180	-0,14388	0,000731
190	-0,14765	0,00077
200	-0,15086	0,000804
210	-0,15363	0,000834
220	-0,15603	0,00086
230	-0,15813	0,000883
240	-0,15996	0,000904
250	-0,16158	0,000922
260	-0,16302	0,000939
272	-0,16454	0,000957

#### 17.5.4 Arrasto da empenagem vertical

O arrasto da empenagem vertical será determinado apenas pela parcela de arrasto parasita, já que seu valor de sustentação é desprezível, a menos que em casos de manobras transversais. A variação do arrasto será função apenas do número de Reynolds da empenagem.

Tabela 17-14 – Arrasto parasita da EV

Re	CD0(EV)
3478393	0,0047
3640782	0,0049
3848827	0,0049
4160894	0,0053
4368939	0,0056
4576983	0,0059
4785028	0,0061
4993073	0,0065
5201117	0,0068
5409162	0,0071
7281564	0,0074
8321788	0,0072
9362011	0,0072
10402235	0,0071
11442458	0,007
12482682	0,0069
13522905	0,0068
14563128	0,0067
15603352	0,0067
16643575	0,0066
17683799	0,0066
18724022	0,0066
19764246	0,0066
20804469	0,0066
21844693	0,0066
22884916	0,0066
23925140	0,0067
24965363	0,0067
26005587	0,0068
27045810	0,0068
28294078	0,007

### 17.5.5 Arrasto de interferência asa-fuselagem

PULLIN [7] sugere que esse arrasto deve ser igual a 5% do arrasto total da fuselagem (parasita somado com o induzido). Portanto:

Tabela 17-15 – Interferência asa-fuselagem

V [m/s]	CD a-f	CDF
33,4389	0,001566	0,031329
35	0,001128	0,022568
37	0,000779	0,015581
40	0,000518	0,010353
42	0,000438	0,00877
44	0,000404	0,008088
46	0,000511	0,010225
48	0,000508	0,010161
50	0,000368	0,007362
52	0,000357	0,007144
70	0,000368	0,007368
80	0,000379	0,007571
90	0,000384	0,007677
100	0,00039	0,007806
110	0,000397	0,007931
120	0,000403	0,008056
130	0,000408	0,008156
140	0,000412	0,008237
150	0,000415	0,008301
160	0,000419	0,008384
170	0,000421	0,008425
180	0,000424	0,008489
190	0,000426	0,008514
200	0,000427	0,008533
210	0,000429	0,00858
220	0,00043	0,008592
230	0,000432	0,008632
240	0,000432	0,008639
250	0,000434	0,008683
260	0,000313	0,006262
272	0,000313	0,006262

### 17.5.6 Arrasto de interferência fuselagem-empenagem vertical

O arrasto de interferência entre a fuselagem e a empenagem vertical é calculado segundo a seguinte equação [7]:

$$\Delta C_{f-EV} = n_1 [0,8(t/c)^3 - 0,0005] \frac{C_j^2}{S}$$

Onde  $n_1$  é o número de cantos da empenagem vertical (2),  $t/c$  é a espessura relativa do perfil (0,12),  $C_j$  é a corda da empenagem na junção com a fuselagem (2,623m) e  $S$  é a área da asa. O valor desse arrasto é, como pode ser notado, constante, sendo igual a  $7,22 \times 10^{-4}$ .

### 17.5.7 Arrasto de interferência empenagem horizontal-empenagem vertical

Esse arrasto também é calculado de acordo com PULLIN [7] e dado pela expressão abaixo:

$$\Delta C_{DEH-EV} = \frac{n_2}{2} [17(t/c)^4 - 0,05(t/c)^2] \frac{C_j^2}{S}$$

Neste caso,  $n_2$  é o número de cantos entre as empenagens (2, pois a empenagem é em “T”),  $t/c$  é a espessura relativa entre as empenagens, que no caso é a espessura média entre as empenagens (0,105) e a corda na junção é 1,1m. Essa equação também fornece um valor constante igual, ao caso anterior e este é  $1,09 \times 10^{-4}$ .

### 17.5.8 Arrasto devido à coleta de ar

De acordo com PULLIN [7], o arrasto devido à coleta de ar para qualquer tipo de coleta é dado por:

$$C_{D_{col}} = \frac{\dot{m}V}{qS} = \frac{2\dot{m}}{\rho VS}$$



Onde  $\dot{m}$  é o fluxo de massa de ar coletado (14kg/s) e os outros parâmetros já foram definidos anteriormente.

Tabela 17-16 – Arrasto de coleta de ar

CD col	V [m/s]
0,040639	33,4389
0,038826	35
0,036728	37
0,033973	40
0,032355	42
0,030885	44
0,029542	46
0,028311	48
0,027179	50
0,026133	52
0,019413	70
0,016987	80
0,015099	90
0,013589	100
0,012354	110
0,011324	120
0,010453	130
0,009707	140
0,00906	150
0,008493	160
0,007994	170
0,00755	180
0,007152	190
0,006795	200
0,006471	210
0,006177	220
0,005908	230
0,005662	240
0,005436	250
0,005227	260
0,004996	272

### 17.5.9 Arrasto do trem de pouso principal

O arrasto do trem de pouso principal é mostrado abaixo. Não foi calculado do trem auxiliar, pois este ainda não foi definido, mas a maneira de proceder com os cálculos é análoga. A equação para se determinar o arrasto do trem de pouso é:

$$C_{D_{TP}} = \frac{C_{dot} S_{TP}}{S}$$

Onde  $C_{dot}$  é um fator retirado de HOERNER e vale 0,7 para esse tipo de trem de pouso,  $S_{TP}$  é a área frontal do pneu de dimensões 0,2m de largura por 0,56m de altura, fornecendo uma área de 0,112m<sup>2</sup> e  $S$  é a área da asa. O arrasto do trem de pouso será, portanto, 0,00466.

### 17.6 Resumo dos coeficientes de arrasto e de sustentação

A seguir encontra-se uma tabela com todos os resultados apresentados anteriormente dos coeficientes de arrasto e sustentação. Em seguida foi possível traçar curvas típicas, principalmente as polares de arrasto e de velocidades, além de ter sido feita a contribuição de cada parcela de arrasto no total.

Tabela 17-17 – Arrasto total durante vôo de cruzeiro

Aeronave limpa ao nível do mar																					
V [m/s]	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	230	240	250	260	272
CL	0,517238	0,39601	0,312897	0,253447	0,20946	0,176005	0,149968	0,129309	0,112643	0,099003	0,087698	0,078224	0,070207	0,063362	0,057471	0,052365	0,047911	0,044001	0,040551	0,037492	0,034257
CLT	0,062427	0,005458	-0,0336	-0,06154	-0,08221	-0,09793	-0,11017	-0,11987	-0,12771	-0,13412	-0,13943	-0,14388	-0,14765	-0,15086	-0,15363	-0,15603	-0,15813	-0,15996	-0,16158	-0,16302	-0,16454
CLWB	0,509629	0,395345	0,316992	0,260947	0,219479	0,18794	0,163395	0,14392	0,128208	0,115348	0,104691	0,09576	0,088202	0,081749	0,076195	0,071382	0,067183	0,063497	0,060245	0,057361	0,054311
CLB	0,001815	-0,00512	-0,00935	-0,01211	-0,01401	-0,01538	-0,0164	-0,01718	-0,01779	-0,01828	-0,01869	-0,01902	-0,01931	-0,01955	-0,01977	-0,01995	-0,02012	-0,02027	-0,0204	-0,02054	-0,02068
CLW	0,58668	0,462656	0,377021	0,315463	0,269753	0,234895	0,207713	0,186114	0,168671	0,154384	0,142538	0,13261	0,124207	0,117036	0,110868	0,105513	0,100858	0,096773	0,093174	0,089996	0,086634
$\alpha$	5,925855	4,214467	3,030857	2,177993	1,542614	1,055924	0,674196	0,368572	0,119378	-0,08717	-0,26097	-0,40929	-0,53757	-0,64995	-0,74965	-0,83934	-0,9208	-0,99593	-1,06607	-1,13242	-1,20884
$\alpha_w$	6,425855	4,714467	3,530857	2,677993	2,042614	1,555924	1,174196	0,868572	0,619378	0,41283	0,239027	0,090706	-0,03757	-0,14995	-0,24965	-0,33934	-0,4208	-0,49593	-0,56607	-0,63242	-0,70884
CD <sub>o</sub> (asa)	0,009704	0,008504	0,007704	0,007161	0,007079	0,006957	0,007379	0,007582	0,007482	0,007404	0,007343	0,007364	0,007364	0,007304	0,007243	0,006575	0,006089	0,006129	0,006229	0,006168	0,006346
CD <sub>iW</sub>	0,011153	0,006936	0,004606	0,003225	0,002358	0,001788	0,001398	0,001122	0,000922	0,000772	0,000658	0,00057	0,0005	0,000444	0,000398	0,000361	0,00033	0,000303	0,000281	0,000262	0,000243
CD <sub>if</sub>	1,35E-05	0,000115	0,000403	0,000702	0,000968	0,001193	0,001381	0,001538	0,00167	0,001783	0,001879	0,001962	0,002034	0,002099	0,002156	0,002207	0,002254	0,002298	0,002338	0,002377	0,002421
CD <sub>0EV</sub>	0,0047	0,0049	0,0049	0,0053	0,0056	0,0059	0,0061	0,0065	0,0068	0,0071	0,0074	0,0072	0,0072	0,0071	0,007	0,0069	0,0068	0,0067	0,0067	0,0066	0,0066
CD <sub>0F</sub>	0,006965	0,006869	0,00671	0,006614	0,00655	0,006518	0,006486	0,006454	0,006422	0,006422	0,00639	0,00639	0,006358	0,006326	0,006326	0,006294	0,006294	0,006262	0,006262	0,006262	0,006262
CD <sub>0EH</sub>	0,0158	0,0089	0,0076	0,0075	0,0071	0,0069	0,0067	0,0066	0,0065	0,0066	0,0064	0,0064	0,0064	0,0063	0,0063	0,0063	0,0064	0,0064	0,0065	0,0067	0,0068
CD <sub>iEH</sub>	0,000138	1,05E-06	3,99E-05	0,000134	0,000239	0,000339	0,000429	0,000508	0,000576	0,000635	0,000687	0,000731	0,00077	0,000804	0,000834	0,00086	0,000883	0,000904	0,000922	0,000939	0,000957
CD a-f	0,000349	0,000349	0,000356	0,000366	0,000376	0,000386	0,000393	0,0004	0,000405	0,00041	0,000413	0,000418	0,00042	0,000421	0,000424	0,000425	0,000427	0,000428	0,00043	0,000432	0,000434
CD f-EV	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722
CD EH-EV	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109
CD col	0,019413	0,016987	0,015099	0,013589	0,012354	0,011324	0,010453	0,009707	0,00906	0,008493	0,007994	0,00755	0,007152	0,006795	0,006471	0,006177	0,005908	0,005662	0,005436	0,005227	0,004996
CD total	0,069066	0,054391	0,048248	0,045421	0,043453	0,042135	0,04155	0,041242	0,040668	0,04045	0,039995	0,039415	0,03903	0,038423	0,037983	0,03693	0,036217	0,035917	0,035929	0,035798	0,03589

Tabela 17-18 – Arrasto total em condições de pouso

Aeronave em condição de pouso										
V [m/s]	33,4389	35	37	40	42	44	46	48	50	52
CL	2,26664	2,068952	1,851326	1,584041	1,436772	1,309125	1,197763	1,100029	1,013786	0,937302
CLT	0,324547	0,231647	0,129377	0,003771	-0,06544	-0,12542	-0,17775	-0,22368	-0,26421	-0,30015
CLWB	2,227084	2,040719	1,835558	1,583582	1,444747	1,324411	1,219427	1,127291	1,045988	0,973885
CLB	0,093417	0,071306	0,049299	0,025766	0,014514	0,005783	-0,00104	-0,0064	-0,01064	-0,014
CLW	2,465036	2,275273	2,063674	1,799752	1,652355	1,523418	1,41001	1,30976	1,220724	1,141306
$\alpha$	19,77794	17,16533	14,25191	10,6177	8,587793	6,811889	5,249691	3,868518	2,641657	1,547109
$\alpha_w$	20,27794	17,66533	14,75191	11,1177	9,087793	7,311889	5,749691	4,368518	3,141657	2,047109
CDo (asa)	0,083111	0,049379	0,029904	0,017243	0,013529	0,011286	0,009804	0,008682	0,008021	0,007482
CDiW	0,196899	0,167751	0,138	0,10496	0,088472	0,075203	0,064423	0,055588	0,048287	0,042209
$C_{DiF}$	0,023278	0,014517	0,00753	0,002301	0,000782	0,000132	4,54E-06	0,000182	0,000531	0,000966
$C_{DoF}$	0,008051	0,008051	0,008051	0,008051	0,007988	0,007956	0,007924	0,00786	0,007349	0,007029
CDOEH	0,0359	0,0234	0,0124	0,011	0,0105	0,0103	0,0087	0,0082	0,0072	0,0071
CDiEH	0,003721	0,001896	0,000591	5,02E-07	0,000151	0,000556	0,001116	0,001768	0,002466	0,003183
CD a-f	0,001566	0,001128	0,000779	0,000518	0,000438	0,000404	0,000396	0,000402	0,000394	0,0004
CD f-EV	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722	0,000722
CD EH-EV	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109	0,000109
CD col	0,040639	0,038826	0,036728	0,033973	0,032355	0,030885	0,029542	0,028311	0,027179	0,026133
CD tp	0,004661	0,004661	0,004661	0,004661	0,004661	0,004661	0,004661	0,004661	0,004661	0,004661
CD total	0,398658	0,31044	0,239475	0,183539	0,159707	0,142214	0,127402	0,116485	0,106919	0,099994

➤ Contribuição do arrasto de cada componente no total

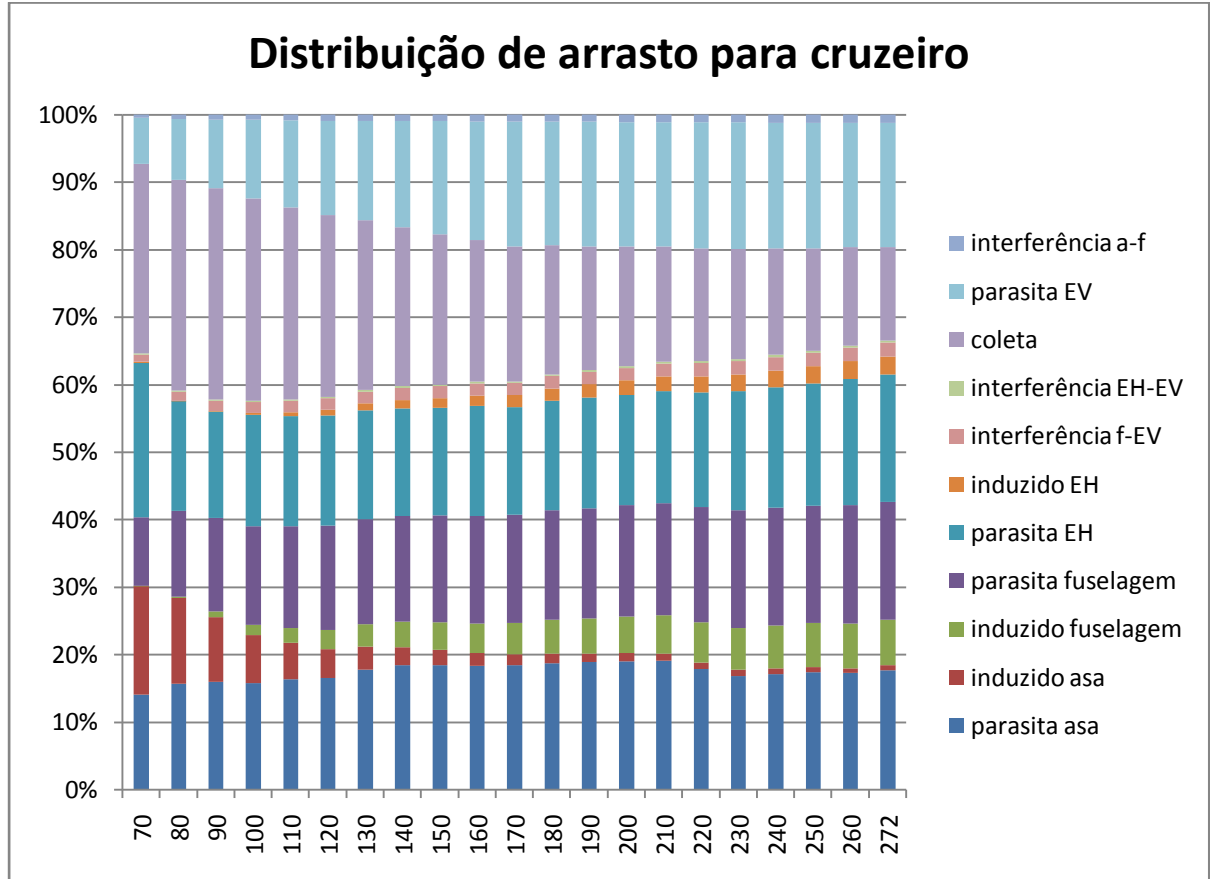


Gráfico 17-3 – Distribuição do arrasto total durante vôo de cruzeiro

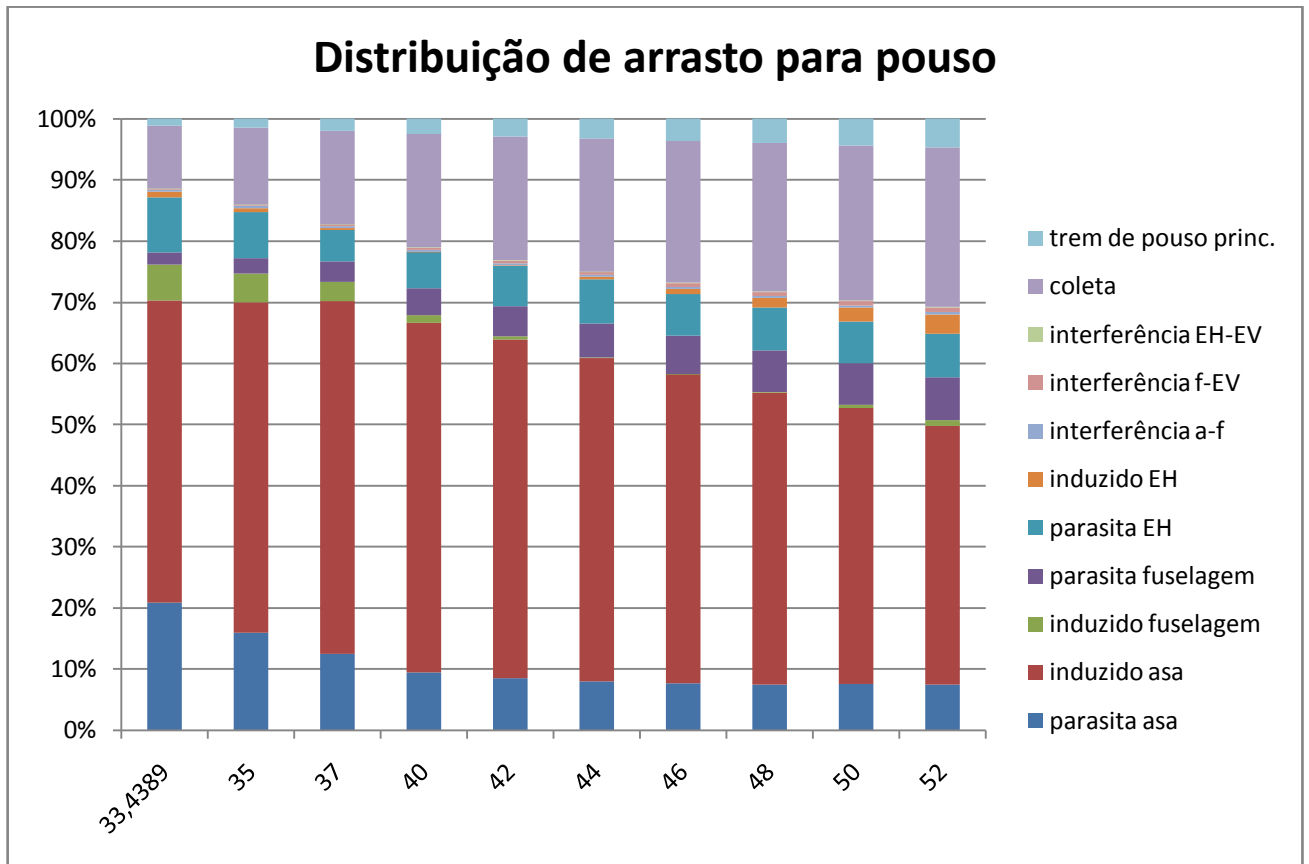


Gráfico 17-4 – Distribuição total de arrasto para situação de pouso

➤ Gráficos importantes:

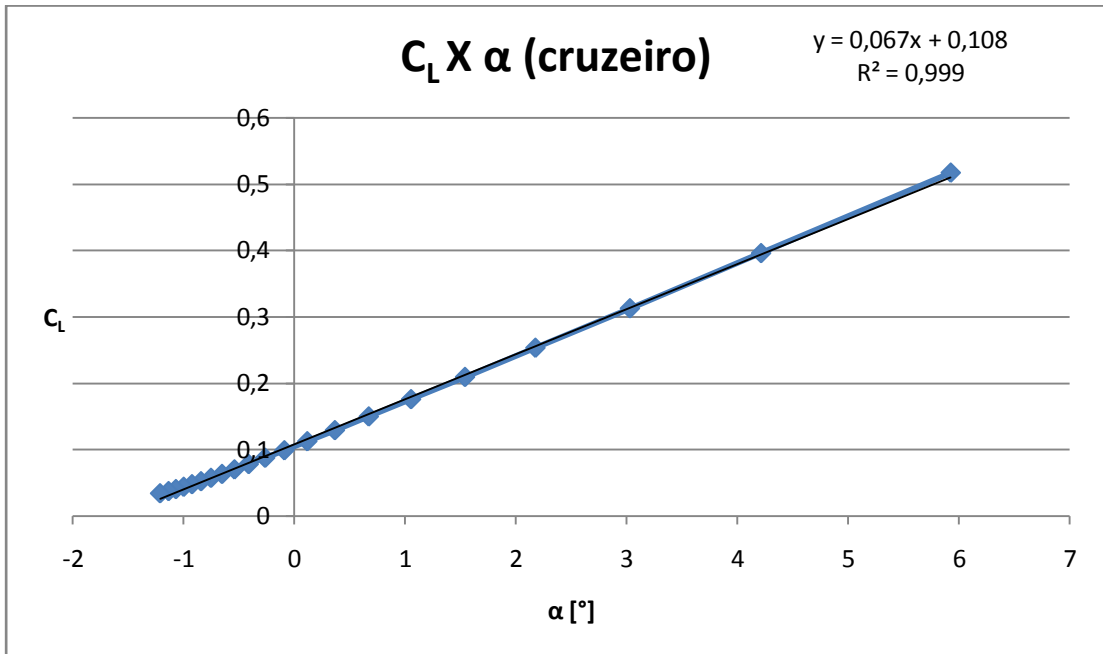


Gráfico 17-5 – Sustentação por ângulo de ataque em vôo de cruzeiro

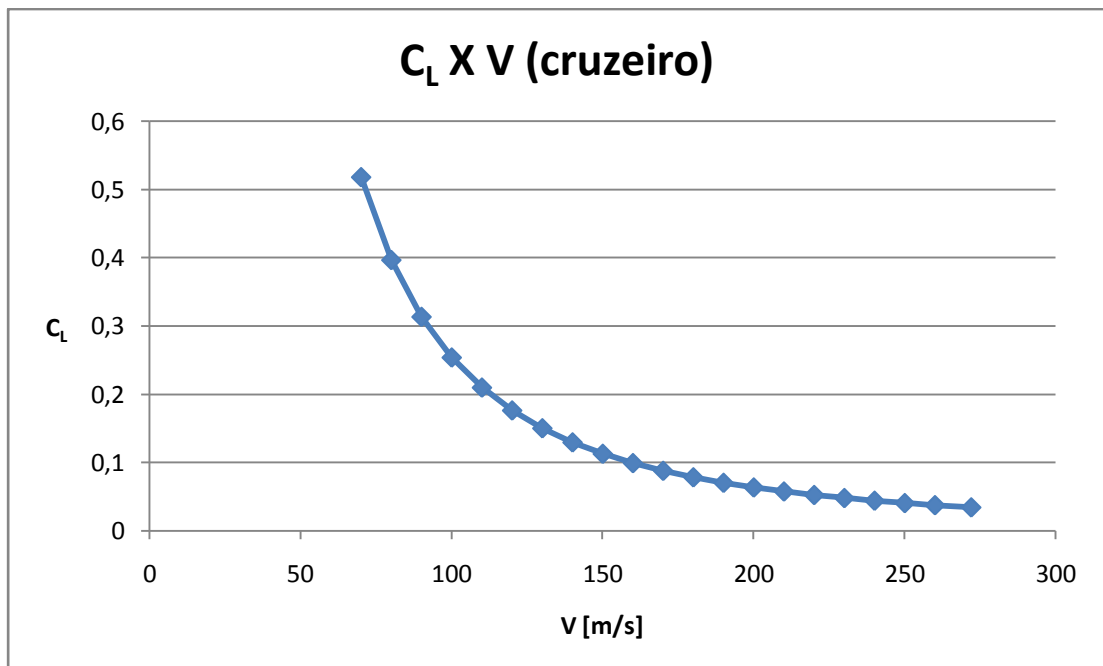


Gráfico 17-6 – Sustentação por velocidade vôo de cruzeiro

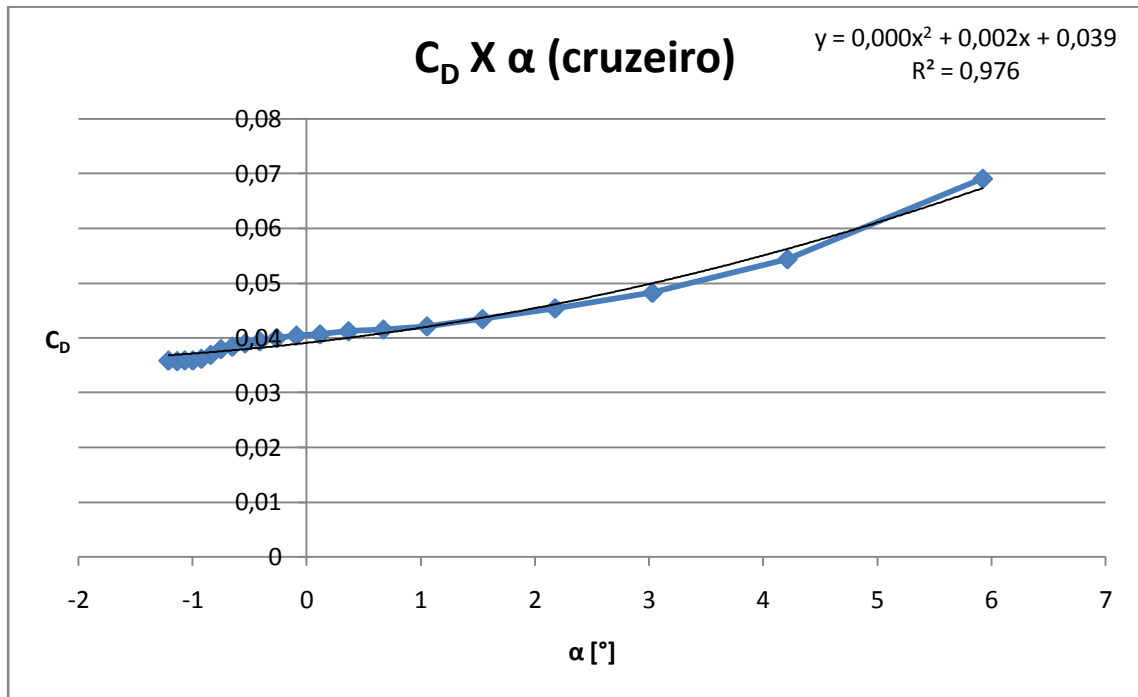


Gráfico 17-7 – Arrasto por ângulo de ataque em vôo de cruzeiro

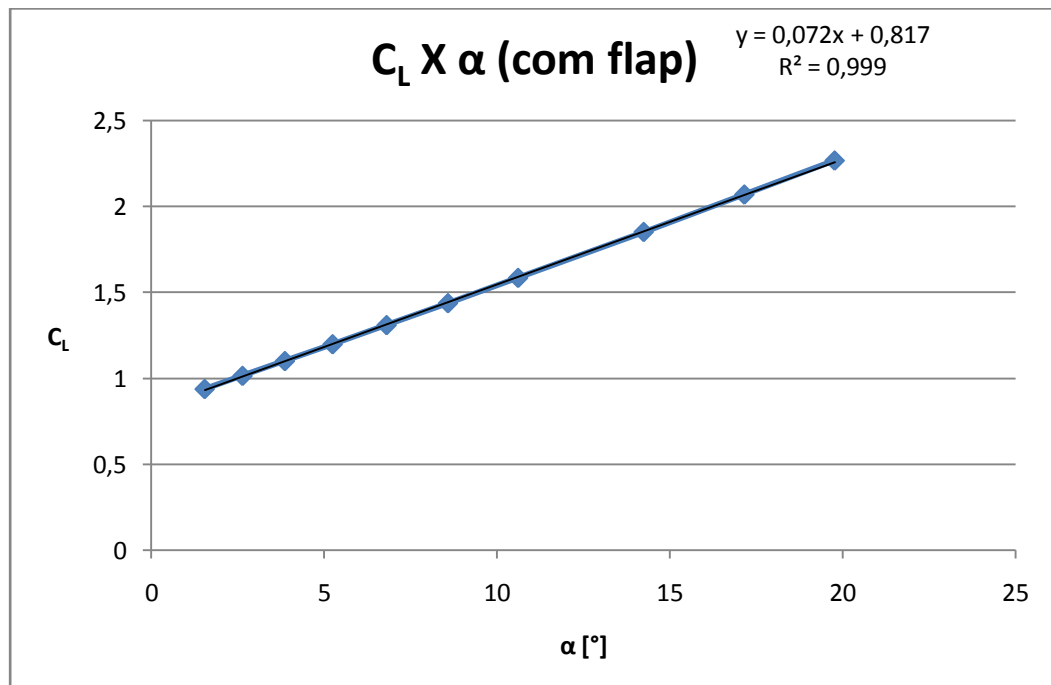


Gráfico 17-8 – Sustentação por ângulo de ataque em situação de pouso



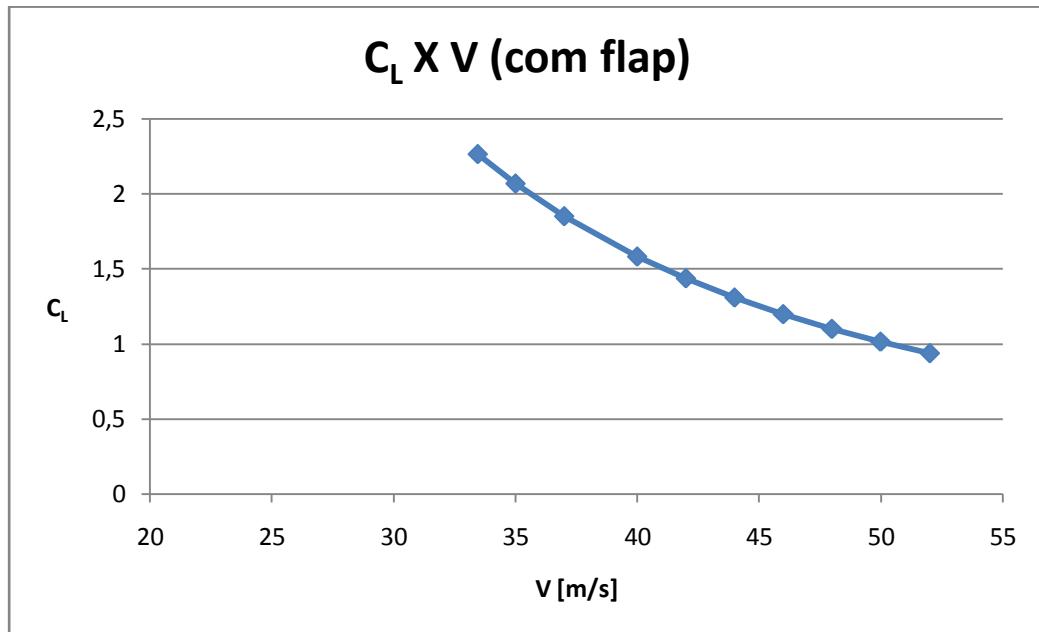


Gráfico 17-9 – Sustentação por velocidade em situação de pouso

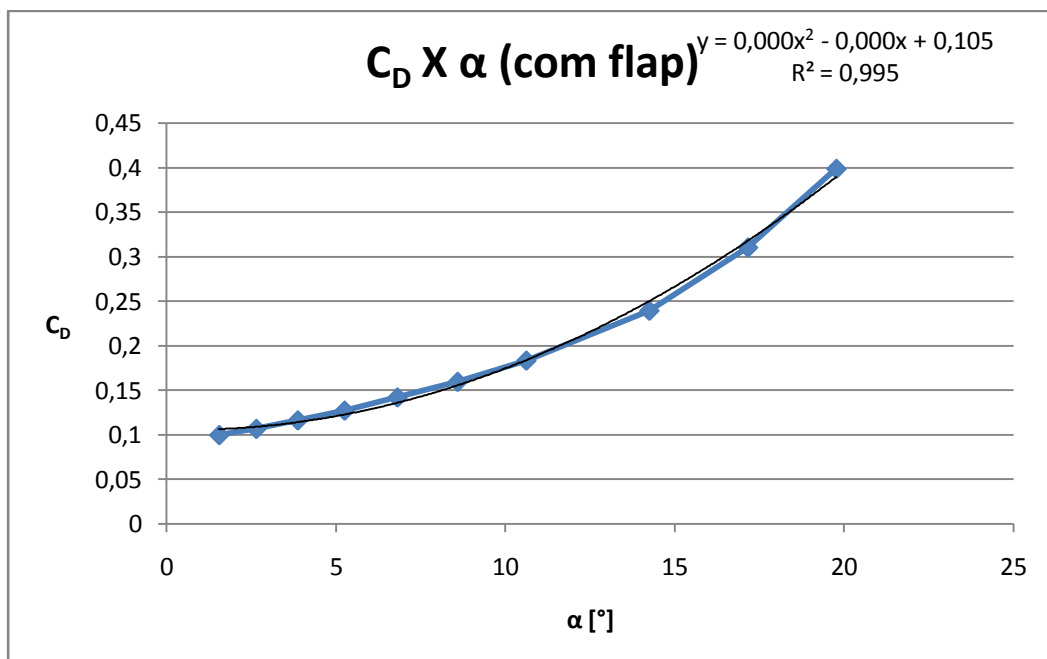


Gráfico 17-10 – Arrasto por ângulo de ataque em situação de pouso

➤ **Polares de arrasto e de velocidades**

A velocidade  $V_y$  é a velocidade de afundamento, determinada através da razão entre a velocidade de deslocamento da aeronave e  $C_L/C_D$  totais.

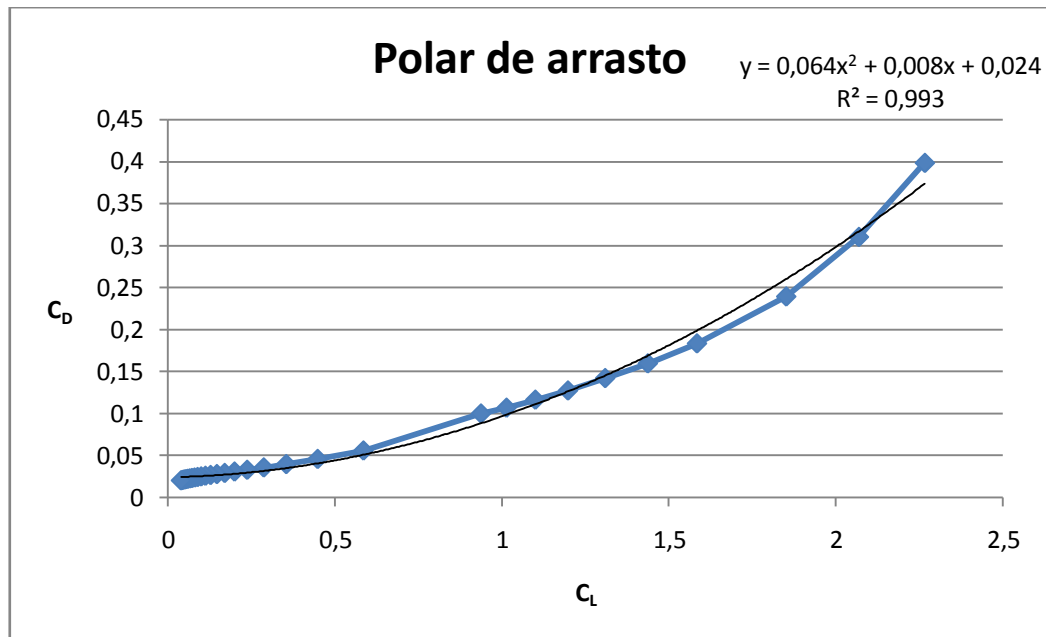


Gráfico 17-11 – Polar de arrasto da aeronave

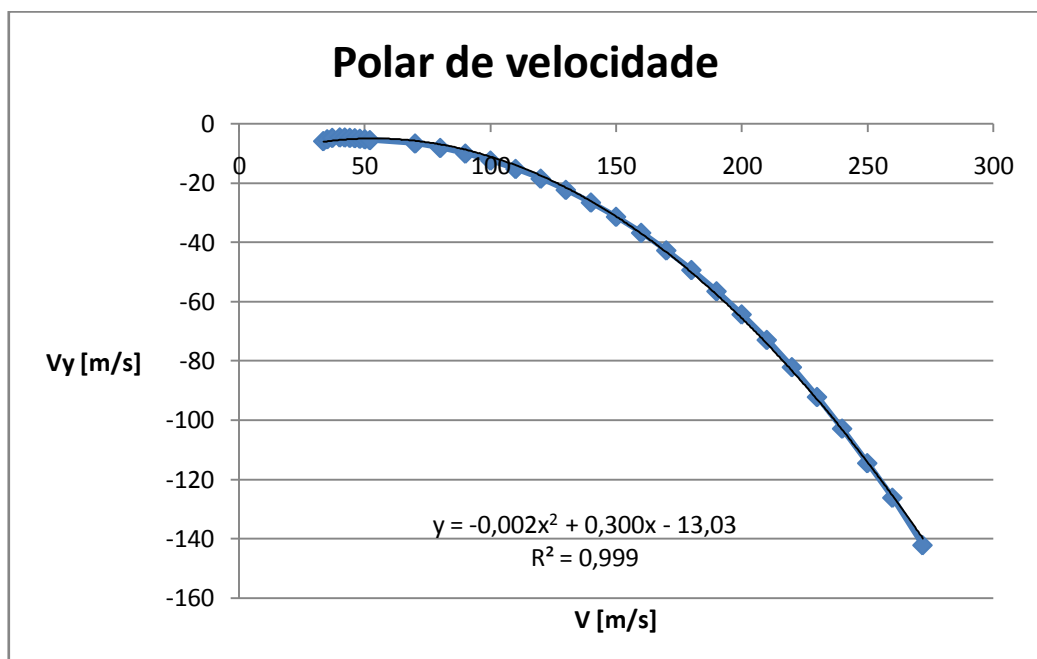


Gráfico 17-12 – Polar de velocidade da aeronave

➤ **Parâmetros auxiliares**

Existem algumas relações entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto totais muito importantes para o desenvolvimentos dos cálculos de desempenho de uma aeronave. São eles:

Tabela 17-19 –  $C_L^{3/2}/C_D$  e  $C_L^{1/2}/C_D$

V [m/s]	CL/CD	CL <sup>3/2</sup> /CD	CL <sup>1/2</sup> /CD
33,4389	6,163413	9,870754	3,848506
35	6,66578	10,19915	4,356502
37	7,27284	10,52648	5,024868
40	8,078563	10,81571	6,034108
42	8,534733	10,88233	6,693576
44	8,91605	10,85178	7,325615
46	9,190536	10,69951	7,894372
48	9,417569	10,507	8,441099
50	9,666428	10,35326	9,025161
52	9,801229	10,09388	9,517061
70	10,47165	8,011208	13,68775
80	9,778457	6,54578	14,60761
90	8,917018	5,30589	14,98584
100	8,03296	4,301864	15,00011
110	7,209212	3,50975	14,8081
120	6,469696	2,887245	14,4972
130	5,823523	2,398963	14,1367
140	5,262311	2,012934	13,75699
150	4,775175	1,704822	13,37518
160	4,344982	1,454283	12,98156
170	3,975296	1,252281	12,61936
180	3,645397	1,084559	12,25282
190	3,360082	0,94706	11,92127
200	3,107557	0,83209	11,60561
210	2,87817	0,73397	11,28638
220	2,678034	0,65189	11,00165
230	2,494038	0,580706	10,71149
240	2,332565	0,520479	10,45355
250	2,182625	0,467541	10,18915
260	2,060093	0,424321	10,00182
272	1,912439	0,37653	9,713494

## 18 Estabilidade e Controle Longitudinal

Sabe-se que a equação fundamental da estabilidade estática longitudinal é dada por:

$$C_m = C_{m_0} + (h - h_0)C_L - \bar{V} \left[ a_1 \left( \frac{\varepsilon_\alpha}{a} C_L + i_T \right) + a_2 \eta + a_3 \delta \right]$$

Os valores apresentados nesta equação serão calculados a seguir.  $C_{m_0}$  é o coeficiente de momento aerodinâmico para ângulo de ataque e deflexões do profundor e do compensador iguais a zero,  $h$  é a posição do centro de gravidade (CG) e  $h_0$  é a posição do centro aerodinâmico (CA) em porcentagem de corda,  $C_L$  é o coeficiente de sustentação,  $\bar{V}$  é o volume de cauda,  $a_1$ ,  $a_2$  e  $a_3$  são derivadas do  $C_L$  em relação ao ângulo de ataque ( $\alpha$ ), deflexão do profundor ( $\eta$ ) e deflexão do compensador ( $\delta$ ), respectivamente e avaliadas em  $(0,0,0)$ ,  $\varepsilon_\alpha$  é um menos o *downwash* e  $i_T$  é a incidência da empenagem horizontal (EH).

### 18.1 Cálculo dos Coeficientes Aerodinâmicos

Para que a estabilidade e controle da aeronave seja calculada, será necessário determinar alguns coeficientes aerodinâmicos como apresentado a seguir. Muitos já foram calculados e apresentados no relatório de aerodinâmica, não havendo necessidade de entrar em detalhes nesses casos.

#### 18.1.1 Determinação dos coeficientes derivados de $C_L$

Os valores de  $a_1$ , que é a variação da inclinação da curva de sustentação pelo ângulo de ataque da EH, já foram calculados anteriormente para os cálculos aerodinâmicos. Sabe-se, portanto que:

$$a_T = \frac{\pi A}{1 + \sqrt{1 + (\beta^2 + t g^2 \Lambda_{c/2}) \frac{A^2}{4k^2}}}$$

Onde A é o alongamento da EH,  $\Lambda_{c/2}$  é o enflechamento a 50% da corda e:

$$\beta = \sqrt{1 - M^2}, \text{ sendo } M \text{ o número de Mach e}$$

$$k = \frac{a_0}{2\pi}, \text{ sendo } a_0 \text{ a inclinação da curva de sustentação do perfil.}$$

Conforme já mostrado, os valores de  $a_1$ , depois de feitas correções de balanceamento, são:

Tabela 18-1 – Valor tridimensional da curva  $C_L \times \alpha$

$a_1$	4,359	4,384	4,414	4,448	4,486	4,529	4,577	4,631	4,691	4,759	4,834	4,918	5,011	5,117
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

O  $a_2$  também já foi determinado nos cálculos de aerodinâmica. Esse valor é retirado de ábacos a partir do valor de  $a_1$ . Foram feitas correções de balanceamento, também. Com isso, tem-se:

Tabela 18-2 – Variação do  $C_L$  com a deflexão do profundor

$a_2$	4,380	4,407	4,438	4,475	4,515	4,562	4,613	4,671	4,736	4,808	4,888	4,879	4,825	4,828
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

Essa aeronave não possuirá compensador e, por isso,  $a_3$  será nulo.

### 18.1.2 Determinação dos coeficientes derivados de $C_H$

O primeiro desses coeficientes é o  $b_1$ , ou seja, a derivada em relação ao ângulo de ataque da EH. O procedimento adotado é descrito por UTSCH [1] e é composto por quatro partes, já que essa aeronave possui *Horn*.

Em primeiro lugar deve-se determinar o valor de  $(b_1)_0$ , conhecendo  $(a_1)_0/(a_1)_{0T}$  e  $c_f/c$ , onde  $c_f$  é a corda do profundor e  $c$  é a corda da EH, a partir do gráfico 4.14a que é o valor de  $b_1$  para escoamento bidimensional e sem balanceamento. Tendo esse valor, faz-se a correção para o balanceamento. Da figura 4.14b da mesma bibliografia,

obtem-se o valor da razão de  $b_1$  com e sem balanceamento e a razão de balanceamento (*balance ratio*) é dada por:

$$BR = \sqrt{\left(\frac{c_b}{c_f}\right)^2 - \left(\frac{t/2}{c_f}\right)^2}$$

Foi encontrado um valor de  $BR=0,59$  para o DMR-Jet.

Após se determinar a correção para balanceamento, segue a correção para alongamento finito, já que até agora, o escoamento tem sido tratado como bidimensional. Para tanto,  $b_1$  será igual a:

$$b_1 = (b_1)_0 [1 - F_1] + F_2 F_3 (a_1)_0$$

Onde  $F_1$  é um fator obtido da figura 4.14c (*top curve only*) para valor de alongamento multiplicado pela razão entre 5,73 e  $(a_1)_0$ , resultando:

Tabela 18-3 – Valores de  $F_1$

$F_1$	0,117	0,120	0,123	0,126	0,130	0,134	0,138	0,143	0,148	0,154	0,160	0,167	0,175	0,182
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

$F_2$  é obtido da mesma figura e para o mesmo valor, tendo-se:

Tabela 18-4 – Valores de  $F_2$

$F_2$	0,003	0,003	0,003	0,003	0,003	0,004	0,004	0,004	0,005	0,005	0,006	0,006	0,007	0,007
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

Finalmente,  $F_3$  é obtido da mesma figura, mas levando em conta considerações sobre balanceamento. O resultado é 1,047. Foi utilizado um *Horn* de área  $0,125\text{m}^2$  e com corda média de 0,23m. Com esses valores para as correções, tem-se um  $b_1$ :

Tabela 18-5 – Variação do momento em torno da articulação com o  $\alpha$

$b_1$	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,32	-0,32	-0,32	-0,31	-0,31	-0,30	-0,30	-0,29	-0,27	-0,25
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

O cálculo do  $b_2$  segue a mesma lógica que no caso do  $b_1$ , mas trata-se da derivada em relação a deflexão do profundor. Somente a equação para correção para alongamento finito que difere da anterior:

$$b_2 = (b_2)_0 - \left(\frac{\alpha_1^0}{\delta}\right) (b_1)_0 + \Delta(b_2)F_3(a_2)_0$$

Cujos termos são obtidos dos mesmos gráficos. Têm-se os valores para  $b_2$  corrigido:

Tabela 18-6 – Variação do momento em torno da articulação com a deflexão do profundor

$(\alpha_1/\delta)$	0,079	0,081	0,083	0,085	0,087	0,090	0,093	0,097	0,101	0,105	0,109	0,111	0,113	0,116
$\Delta b_2$	-0,01	-0,01	-0,01	-0,01	-0,01	-0,01	-0,01	-0,01	-0,01	-0,01	-0,01	0,00	0,00	0,00
$b_2$	-1,21	-1,21	-1,21	-1,2	-1,2	-1,2	-1,19	-1,19	-1,18	-1,17	-1,17	-1,16	-1,16	-1,16

O  $b_3$  não será calculado, pois a aeronave não possui compensador.

Todos os outros coeficientes foram calculados anteriormente para os cálculos aerodinâmicos.

## 18.2 Determinação dos pontos neutros e de manobra e suas respectivas margens estáticas e de manobra

A condição de manche livre é deflexão do profundor durante a perturbação igual a zero e a condição para manche fixo é o coeficiente de momento na articulação do profundor durante a perturbação ser igual a zero.

### 18.2.1 Ponto neutro manche fixo ( $h_n$ )

O ponto neutro manche fixo é dado por:

$$h_n = h_0 + \bar{V} a_1 \frac{\varepsilon_\alpha}{a}$$



Onde:  $h_0 = 0,045712$ ,  $\bar{V} = 0,4699$ ,  $a_1 = 4,6540$  (aproximadamente),  $a = 4,8575$ ,  $\varepsilon_\alpha = 0,738$  (médio). Isso resulta em um ponto neutro manche fixo igual a:

$$h_n = 0,372$$

Esse valor já leva em conta a contribuição da fuselagem no ponto neutro do avião, calculada segundo UTSCH [1], valor retirado da figura 4.10 que leva em conta a geometria da aeronave. O valor dessa contribuição é  $-0,214$ . Estes valores foram calculados para o peso máximo de decolagem.

O centro de gravidade, determinado no capítulo que trata sobre determinação do passeio do centro de gravidade, está localizado entre 2,4% e 43% da corda média aerodinâmica (CMA). No peso máximo de decolagem (26110,7N), o CG encontra-se a 26,6% da CMA.

### 18.2.2 Margem estática manche fixo ( $K_n$ )

A margem estática manche fixo nada mais é que a diferença entre o ponto neutro manche fixo e as posições do CG que se quer considerar, respeitando a faixa calculada. Neste caso, as margens serão:

$$K_n(0,024) = 0,3532$$

$$K_n(0,15) = 0,2271$$

$$K_n(0,266) = 0,1112$$

$$K_n(0,3) = 0,0771$$

$$K_n(0,43) = -0,0528$$

Como pode ser observado, a última margem obtida para a posição mais traseira do CG calculado inicialmente foi negativa, o que mostra a instabilidade da aeronave para esta condição. O CG da aeronave deverá, portanto ser trazido mais a frente, por exemplo,

relocando o compartimento de bagagem. Entretanto, para o peso máximo de decolagem, a aeronave é estável.

### 18.2.3 Ponto neutro manche livre ( $h_n'$ )

O ponto neutro manche livre é igual a:

$$h_n = h_0 + \bar{V} \bar{a}_1 \frac{\varepsilon_\alpha}{a}$$

Sendo:

$$\bar{a}_1 = a_1 - \left(\frac{a_2}{b_2}\right) b_1$$

Portanto,  $\bar{a}_1 = 4,45$  (aproximadamente), o que fornece um  $h_n'$  igual, já levando em conta o efeito da fuselagem:

$$h_n' = 0,367$$

### 18.2.4 Margem estática manche livre ( $K_n'$ )

O mesmo procedimento realizado para a margem estática manche fixo (18.2.2) é adotado para o caso em que o manche encontra-se livre. Obtém-se, portanto:

$$K_n'(0,024) = 0,3434$$

$$K_n'(0,15) = 0,2174$$

$$K_n'(0,266) = 0,1014$$

$$K_n'(0,3) = 0,0674$$

$$K_n'(0,43) = -0,0626$$

Novamente, o mesmo foi observado com a margem negativa obtida para o caso de CG mais traseiro, o que confirma que este deve ser trazido à frente de alguma maneira, mantendo-se a sugestão proposta.

### 18.2.5 Ponto de manobra manche fixo ( $h_m$ )

O ponto de manobra manche fixo é:

$$h_m = h_n + \frac{a_1 \bar{V}}{2\mu}$$

Sendo:  $\mu = \frac{W}{g\rho S l_T} = 25,83$  (fator longitudinal de estabilidade), nas quais as constantes desta equação já foram descritas e especificadas anteriormente (capítulo sobre aerodinâmica). Logo, para o valor de MTOW, tem-se:

$$h_m = 0,419$$

Quando o CG está mais a frente, ou seja, 2,4% da corda média aerodinâmica, tem-se um peso de 14225,78N o que fornece um ponto de manobra manche fixo igual a 0,455. Para o CG mais traseiro, o peso é 21990,59N e, com isso,  $h_m$  será 0,427.

### 18.2.6 Margem de manobra manche fixo ( $H_m$ )

A margem de manobra para a condição de manche fixo é dada por:

$$H_m = K_n + \frac{a_1 \bar{V}}{2\mu}$$

Portanto, para as diversas posições do CG, tem-se:

$$H_m(0,024) = 0,3921$$

$$H_m(0,15) = 0,2663$$

$$H_m(0,266) = 0,1112$$

$$H_m(0,3) = 0,0772$$

$$H_m(0,43) = -0,0528$$

### 18.2.7 Ponto de manobra manche livre ( $h'_m$ )

O ponto de manobra manche livre é expresso por:

$$h'_m = h_n + \frac{\bar{a}_1 \bar{V}}{2\mu}$$

Para um peso igual ao máximo de decolagem (MTOW), o ponto de manobra encontra-se no seguinte local (em percentagem de CMA):

$$h'_m = 0,4084$$

Ao se recalcular para as posições mais dianteira e mais traseira do CG, tem-se, respectivamente, os pontos de manobra manche livre iguais a 0,437 e 0,411.

### 18.2.8 Margem de manobra manche livre ( $H'_m$ )

A margem de manobra para a condição de manche livre é dada por:

$$H'_m = K_n + \frac{\bar{a}_1 \bar{V}}{2\mu}$$

Portanto, para as diversas posições do CG, tem-se:

$$H'_m(0,024) = 0,3826$$

$$H'_m(0,15) = 0,2245$$

$$H'_m(0,266) = 0,1455$$

$$H'_m(0,3) = 0,0674$$

$$H'_m(0,43) = -0,0592$$

Verificou-se que todas as margens de estabilidade, sejam elas estáticas ou de manobra, forneceram um valor negativo para o CG em sua posição mais traseira, calculada anteriormente. A solução para tal é deslocar o CG um pouco para frente, o que garantiria a estabilidade em toda a faixa de operação da aeronave.

### 18.3 Análise do equilíbrio da aeronave

A análise do equilíbrio consiste em determinar os gráficos de deflexão do profundor durante o equilíbrio para cada valor de coeficiente de sustentação, variando-se o CG, e gráficos de força no manche durante o equilíbrio, para cada velocidade na qual a aeronave opera, também para cada valor de CG já especificado.

A equação utilizada para determinar a deflexão do profundor durante o equilíbrio é a seguinte:

$$\bar{\eta} = A_1 \bar{C}_L + A_2$$

Onde:

$$A_1 = \frac{1}{\bar{V}a_2} \left[ h - h_0 - \bar{V}a_1 \frac{\varepsilon_\alpha}{a} \right]$$

$$A_2 = \frac{1}{\bar{V}a_2} [C_{m0} - \bar{V}a_1 i_T], \text{ para aeronaves sem compensador.}$$

Com essas equações e com os valores calculados anteriormente, é possível traçar os gráficos para a condição de pouso (com flap atuado) e a condição de cruzeiro:

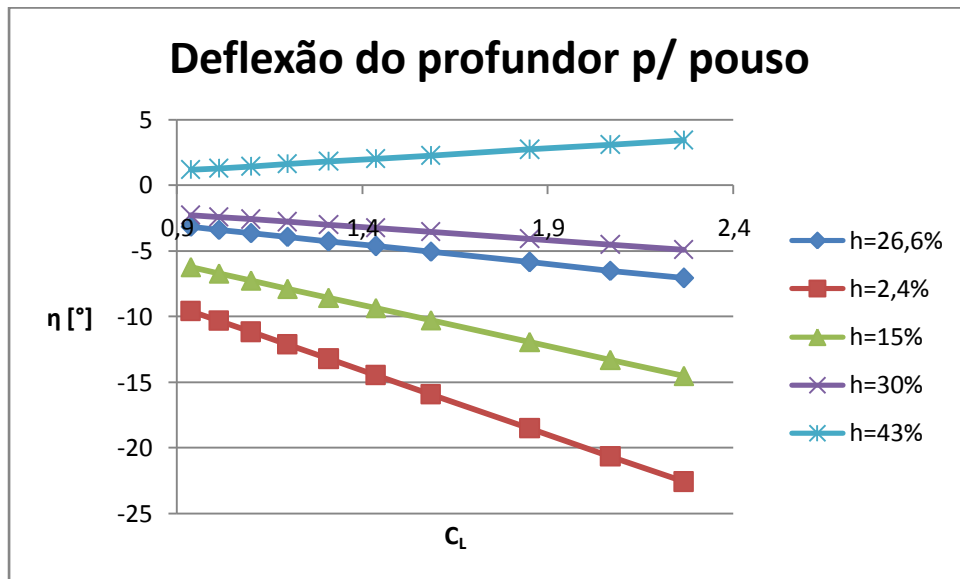


Gráfico 18-1 - Deflexão do Profundor para Pouso

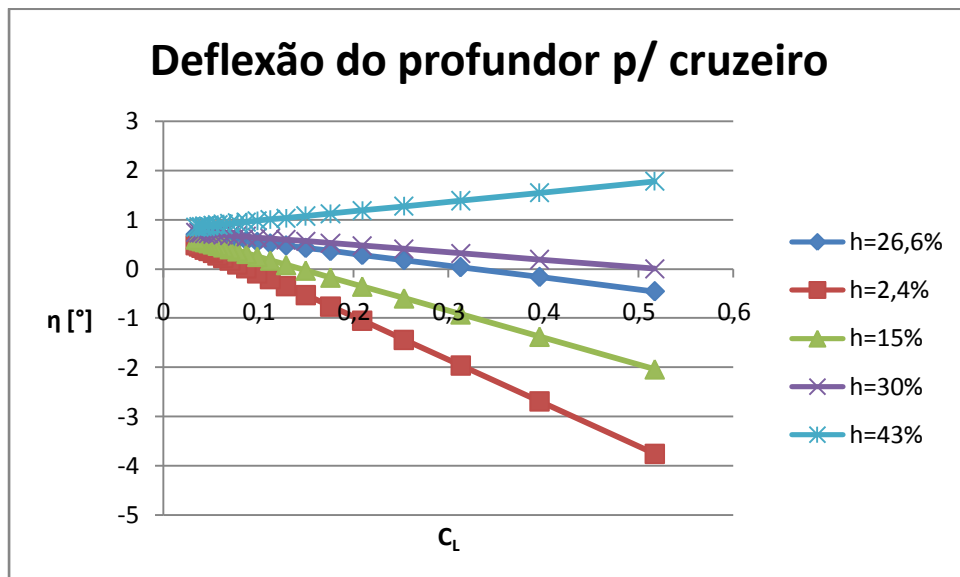


Gráfico 18-2 - Deflexão do Profundor Para Cruzeiro

Para um CG localizado a 43%, verifica-se uma possível reversão dos comandos, ou seja, quando se desejar cabrar o avião, deverá buscar deflexões positivas. Para as outras posições isso não ocorre. Não há problema com os valores das deflexões, visto que a deflexão prevista para o profundor (batente à  $-30^\circ$  até  $30^\circ$ ) não é ultrapassada para nenhum valor de  $C_L$ .

Já a força no manche é dada por:

$$\bar{P}_e = B_1 + B_2 V^2$$

Onde:

$$B_1 = m_e S_\eta \bar{c}_\eta \frac{W}{S} \frac{b_2}{\bar{V} a_2} \left[ h - h_0 - \bar{V} a_1 \frac{\varepsilon_\alpha}{a} \right]$$

$$B_2 = \frac{1}{2} \rho m_e S_\eta \bar{c}_\eta \left[ C_{H_0} + \frac{b_2}{\bar{V} a_2} (C_{m_0} - \bar{V} a_1 i_T) \right], \text{ para aeronave sem compensador.}$$

Neste caso,  $m_e$  foi considerado igual a 2,5rad/m,  $S_\eta$  é a área atrás da articulação do profundor que é igual a  $2\text{m}^2$  e a corda média aerodinâmica correspondente a essa área é 0,409m.  $C_{H_0}$  é igual a zero, já que o perfil usado na EH é simétrico. Todas as outras grandezas já foram especificadas. Abaixo se encontram as curvas de força no manche em função da velocidade e da posição do CG.

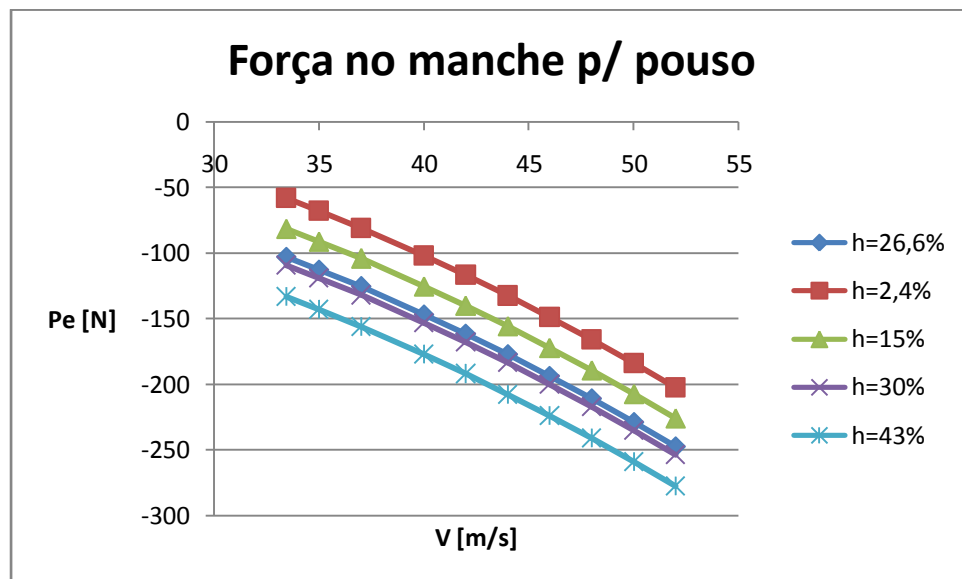


Gráfico 18-3 - Força no Manche Para Pouso

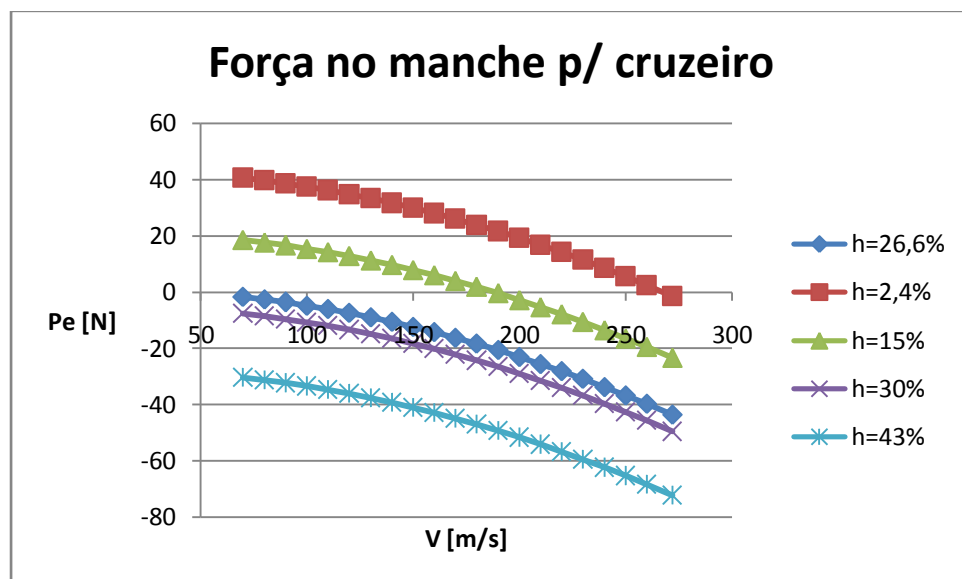


Gráfico 18-4 - Força no Manche Para Cruzeiro

O gráfico acima mostra que, para a condição de velocidade de cruzeiro (180m/s), a aeronave encontra-se trimada, ou seja, força no manche igual a zero, para CG a 15%. Para que o mesmo ocorra em outras posições de CG, deverá ser acrescentado um compensador que será dimensionado *a posteriori*. A faixa de valores estabelecidos para uma boa condição ergonômica do piloto é a força variando de -5kgf a 5kgf. Para CG a 43%, este



limite é ultrapassado, mas como essa é uma condição na qual a aeronave encontra-se instável e o CG deverá ser deslocado para frente para que isso não ocorra, estes limites de força serão respeitados.

#### 18.4 Acréscimos devido a manobras

Neste capítulo serão calculados os acréscimos nas deflexões do profundor e na força no manche durante a manobra. Para tanto, o fator de carga utilizado nos cálculos que corresponde ao fator de carga durante a manobra, será de 3,8, sendo este valor retirado do diagrama V-n (velocidade *versus* fator de carga) para a velocidade de manobra ( $V_A$ ).

Inicialmente, foram determinados os acréscimos de deflexão no profundor. Este acréscimo é dado por:

$$\Delta\bar{\eta} = \frac{1}{\bar{V}a_2} \left[ h - h_0 - \bar{V}a_1 \left( \frac{\varepsilon_\alpha}{a} + \frac{1}{2\mu} \right) \right] (n - 1)\bar{C}_L$$

O gráfico em função do  $C_L$  fica:

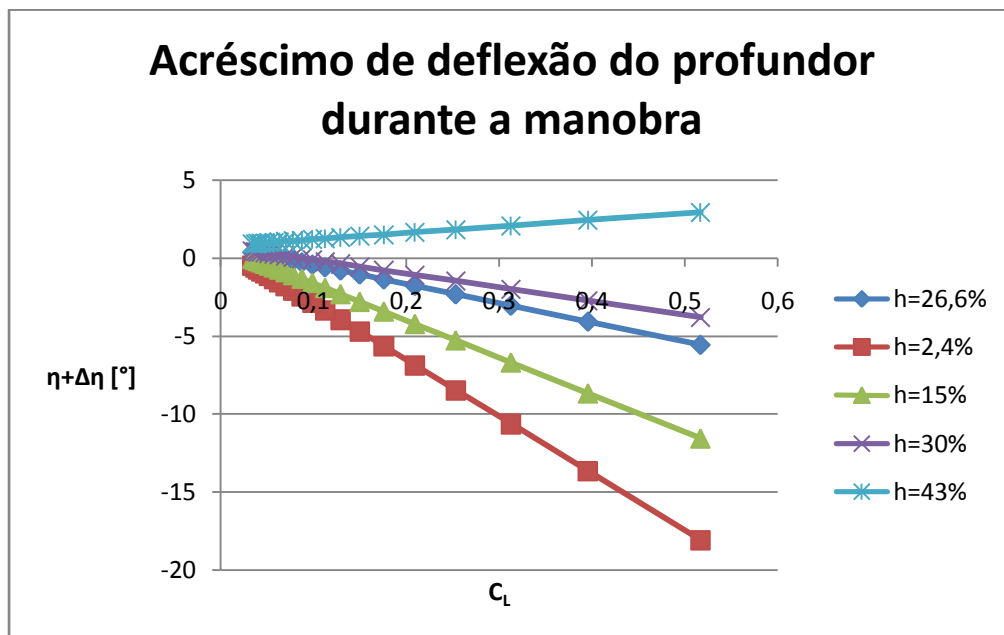


Gráfico 18-5 - Acréscimo de Deflexão do Profundor Durante a Manobra

O mesmo problema de reversão dos comandos é verificado, pois esse acréscimo apenas translada as retas para baixo. Da mesma forma que no caso sem acréscimo, se um compensador for colocado, as retas transladarão ainda mais para baixo, pois ele causa efeito no  $A_2$  que determina onde a reta interceptará o eixo de deflexão. Os valores encontram-se dentro da faixa de deflexão máxima e mínima do profundor que é entre  $-30^\circ$  e  $30^\circ$ .

Os acréscimos de força no manche devido à manobra são calculados segundo a seguinte equação:

$$\Delta \bar{P}_e = m_e \left( \frac{W}{S} \right) S_\eta \bar{c}_\eta \frac{b_2}{\bar{V} a_2} (n - 1) \left[ h - h_0 - \bar{V} \bar{a}_1 \left( \frac{\varepsilon_\alpha}{a} + \frac{1}{2\mu} \right) \right]$$

Com esta equação, o gráfico de acréscimo de força no manche devido à manobra fica:

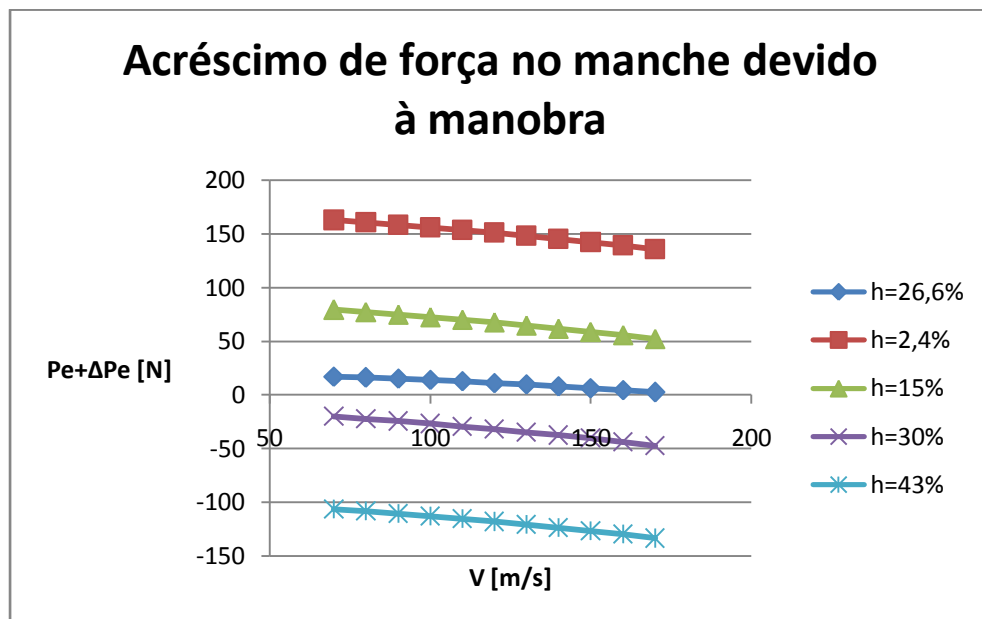


Gráfico 18-6 - Acréscimo de Força no Manche Devido a Manobra

Como o valor do acréscimo é aproximadamente constante, as curvas são bem próximas às do equilíbrio, havendo uma translação em relação ao eixo vertical. Verifica-se que todos os valores encontram-se dentro dos limites ergonômicos impostos pela manobra de -20kgf a 20kgf.

### 18.5 Normalizações da força no manche e na deflexão do profundor

Serão apresentadas a seguir, normalizações por g da deflexão do profundor e da força no manche. No caso da deflexão do profundor, a equação será:

$$Q_1 = \frac{-\Delta\bar{\eta}}{m_e(n-1)}$$

Com isso, é possível construir o seguinte gráfico:

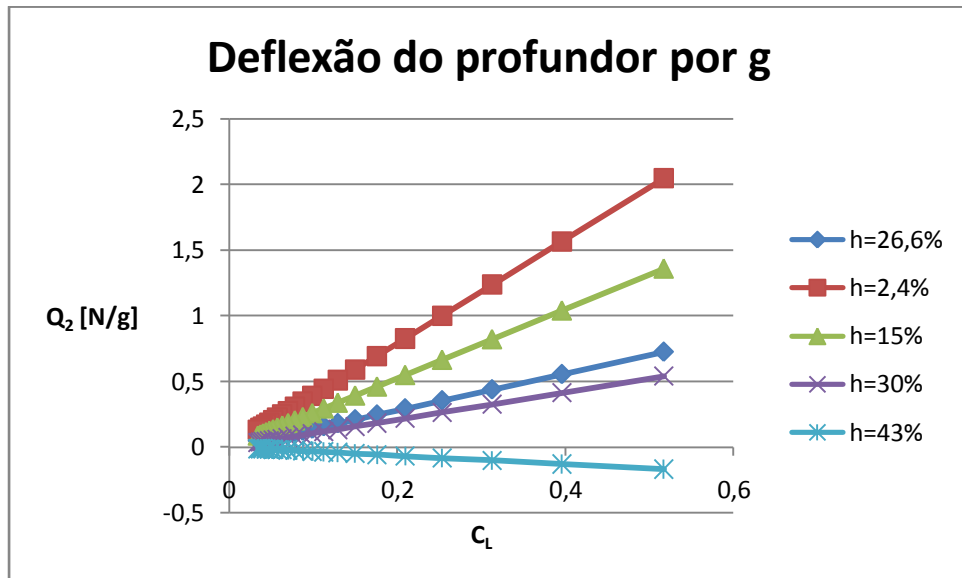


Gráfico 18-7 - Deflexão do Profundor por G

No caso da força no manche por g, a equação é:

$$Q_2 = -m_e S_\eta \bar{c}_\eta \left( \frac{W}{S} \right) \frac{b_2}{\bar{V} a_2} H'_m$$

Portanto, a força no manche por g fica:

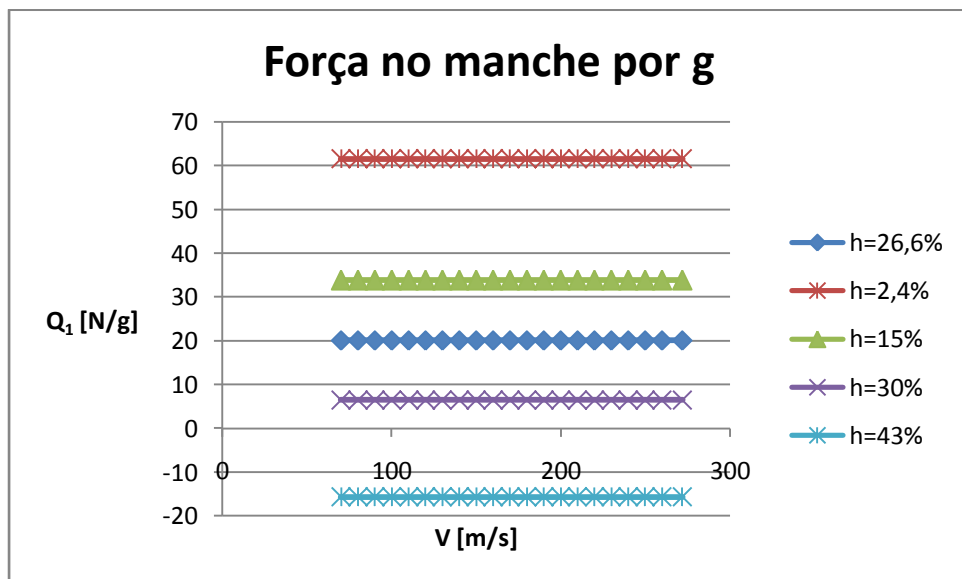


Gráfico 18-8 - Força no Manche Por G

## 18.6 Flutuação do profundor

Para que a flutuação do profundo seja calculada, deve ser determinado, primeiramente, o ângulo de ataque da EH de acordo com:

$$\alpha_T = \varepsilon_\alpha \frac{C_L}{a} + i_T$$

Posteriormente, calcula-se o ângulo de flutuação do profundor para algumas situações com a seguinte equação:

$$\eta_f = -\frac{b_1}{b_2} \alpha_T$$

Quando a aeronave encontra-se na velocidade de estol (aproximadamente 33m/s), tem-se um ângulo de ataque da EH de 6,27° e ângulo de flutuação do profundor de 3,56°.

Para velocidade de aproximação (52m/s), ângulo de ataque da EH será 8,11° e ângulo de flutuação do profundor será 2,40°.

Durante o vôo de cruzeiro (180m/s), o ângulo de ataque da EH encontrado foi de 1,37° e o ângulo de flutuação do profundor foi de 0,48°.

## 19 Estabilidade Direcional Estática

Nos cálculos de estabilidade direcional são determinadas as características da margem de estabilidade direcional, as deflexões do leme em função das velocidades de avanço e glissagem da aeronave.

Sobre a empenagem vertical temos:

Tabela 19-1 - Dados Empenagem Vertical

### EMPENAGEM VERTICAL

Envergadura	1.83	m
Corda na Raiz	2.62	m
Corda na Ponta	1.1	m
CMA	1.943	m
Área	3.4	m <sup>2</sup>
Alongamento	0.989	-
Afilamento	0,42	-
Perfil	naca64 <sub>1</sub> -012	
a <sub>0</sub> do perfil	6.68	1/rad
Espessura relativa do Perfil da E.V.	0.12	-
Enflexamento(c/2)	43.9	°
Área leme	0.88	m <sup>2</sup>
CMA leme	0.6	m
Distância ca-ca	4.75	m
Volume cauda vertical	0.0702	

Assim como definido nos cálculos da polar a faixa de velocidades utilizada foi a mesma.

O perfil utilizado na empenagem vertical é o NACA64<sub>1</sub>-012 e o taxa de variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque é:

$$a_1 = \left| \frac{dC_L}{d\alpha} \right| = 5,73$$

Para cada velocidade foi calculado o coeficiente da taxa de variação do coeficiente de sustentação da empenagem vertical em função do ângulo de ataque.

$$a_{1EV} = \frac{\pi \cdot A_{EV}}{1 + \sqrt{1 + (\beta^2 + \tan^2 \Lambda_{c/2}) \cdot \frac{A^2}{4 \cdot K^2}}}$$

Onde:

$$k = \frac{a_0}{2\pi} \qquad \beta = \sqrt{1 - M^2}$$

Sendo  $M$  o número de *Mach*.

Os valores calculados estão mostrados abaixo:

Tabela 19-2 – Valor tridimensional da inclinação da curva CL x  $\alpha$  da EV

Beta2	0.991	0.984	0.976	0.966	0.954	0.940	0.925
a1ev	2.269	2.270	2.271	2.272	2.273	2.275	2.276

0.908	0.890	0.869	0.847	0.823	0.798	0.770	0.741
2.278	2.280	2.282	2.285	2.287	2.290	2.293	2.296

0.710	0.678	0.644	0.608	0.570	0.530	0.489	0.446	0.402
2.300	2.303	2.307	2.312	2.316	2.321	2.326	2.331	2.336

A correção do valor de  $a_{1EV}$  para fresta na articulação entre o leme a deriva estabilizador vertical é utilizada a equação abaixo:

$$a_1 = a_{1w} \cdot \left( \frac{(a_1)_g}{(a_1)_{0t}} \cdot f \right)$$

A razão  $(a_1)/(a_1)_0$  obtida nos gráficos 4.11 a e b (PULLIN, 1976) é 0.94. Assim, os novos valores de  $a_{1EV}$  são:

Tabela 19-3 –  $a_1$  corrigido

a <sub>1ev</sub>	2.133	2.134	2.135	2.136	2.137	2.138	2.139	2.141
------------------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

2.143	2.145	2.147	2.149	2.153	2.155	2.158	2.162
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

2.165	2.168	2.173	2.177	2.181	2.186	2.191	2.196
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

### 19.1 Cálculo da Variação do Coeficiente de Sustentação da Empenagem Vertical em função da variação da deflexão do Leme

A espessura relativa do perfil utilizado na empenagem horizontal vale 12%. Com esta informação e sabendo o valor da razão entre a corda da empenagem vertical e o leme, que vale 0,308, pode-se encontrar o valor de  $(a_2)_{0T}$  a partir do gráfico 4.12a (PULLIN,1976). Encontra-se ainda o valor da razão de  $(a_2)_o/(a_2)_{ot}$  no gráfico 4.12a (PULLIN,1976), tendo como dado de entrada o valor da razão  $(a_2)_o/(a_2)_{ot}$  já definida anteriormente.

$$(a_2)_{0T} = 4,5 \text{ e } (a_2)_o/(a_2)_{ot} = 0,72$$

O valor encontrado para  $(a_2)_{0ot}$  é de 4,5 e da razão de  $(a_2)_o/(a_2)_{ot}$  o valor encontrado foi de 0,72. Assim o valor de  $(a_2)_0$  é de 3,24.

Como os valores são obtidos para diferentes valores de velocidades, adotar-se-á um valor médio para entrar no gráfico 4.12b (PULLIN, 1976) com a variável:

$$A\sqrt{(1 - M^2)} = 1,13$$



O valor encontrado então  $\frac{(a_2)_M / (a_2)_0}{(a_1)_M / (a_1)_0}$  para foi de 1,181.

O valor de  $(a_2)_M$  encontrado, para cada velocidade, foi:

**Tabela 19-4 – Variação do  $C_L$  com a deflexão do leme**

Vel (m/s)	33.00	43.50	54.00	64.50	75.00	85.50	96.00	106.50
$(a_2)_M$	1.3057	1.3062	1.3069	1.3077	1.3087	1.3098	1.3111	1.3125

117.00	127.50	138.00	148.50	159.00	169.50	180.00	190.50
1.3141	1.3159	1.3178	1.3199	1.3222	1.3246	1.3272	1.3301

201.00	211.50	222.00	232.50	243.00	253.50	264.00	274.50
1.3331	1.3363	1.3397	1.3433	1.3471	1.3512	1.3555	1.3601

O valor do coeficiente de sustentação ainda deve ser corrigido pelo efeito de balanceamento do leme. Esta correção é feita levando em consideração a área em planta do leme à frente da articulação e a área em planta atrás da articulação. O fator de balanceamento encontrado no gráfico foi de  $f=0.915$ .

O valor de  $a_2$  corrigido vale então:

**Tabela 19-5 –  $a_2$  corrigido**

Vel (m/s)	33	43.5	54	64.5	75	85.5	96	106.5
$(a_2)$	1.1947	1.1951	1.1958	1.1965	1.1974	1.1985	1.1996	1.2010

117	127.5	138	148.5	159	169.5	180	190.5
1.2025	1.2041	1.2058	1.2077	1.2098	1.2121	1.2145	1.2170

201	211.5	222	232.5	243	253.5	264	274.5
1.219787	1.222716	1.225833	1.229144	1.232658	1.236382	1.240326	1.2445

## 19.2 Cálculo da Variação do Coeficiente de Momento na Articulação em Função do Ângulo de Ataque da Empenagem

Do gráfico 4.14a (PULLIN,1976) obtêm-se o valor de  $(b_1)^*_{ot}$ , tendo com dado de entrada a razão das cordas da do leme pela da empenagem vertical e a espessura relativa do perfil.

$$c_f/c=0,3 \quad e \quad t/c=0,12$$

O valor encontrado para  $(b_1)^*_{ot}$  foi de -0.53. De posse do valor já calculado de:  $(a_1)^*_o/(a_1)^*_{ot}=0.9402$ , temos pelo gráfico 4.14a (PULLIN,1976):

$$(b_1)^*_o/(b_1)^*_{ot}=0.87$$

O valor encontrado para  $(b_1)^*_o$  é de -0.4611.

O valor de  $(b_1)^*_o$  deve ser corrigido também devido ao balanceamento do leme. O

*Balance Ratio* é definido por:

$$BR = \sqrt{\left(\frac{C_B}{C_F}\right)^2 - \left(\frac{t/2}{C_F}\right)^2}$$

Onde  $C_B$  é a corda à frente da articulação do leme,  $C_F$  é a corda atrás da articulação do leme. O valor encontrado para a correção foi de 0, portanto não existe correção a ser feita.

Ajustando o valor para o momento na articulação do bidimensional para o tridimensional usa-se a seguinte equação:

$$b_1 = (b_1)_o \cdot (1 - F_1) + F_2 \cdot F_3 \cdot (a_1)_o$$

Os valores de  $F_1$ ,  $F_2$  e  $F_3$  são obtidos na figura 4.14c (PULLIN,1976) em função do parâmetro:

$$A_{ev} \cdot \frac{5.73}{(a1)_0} = 1.01$$

$$F_1=0.57, F_2=0.057, F_3=1.08$$

O leme não possui horn, portanto o valor de  $b_1$  fica  $0.208\text{rad}^{-1}$

### 19.3 Cálculo da Variação do Coeficiente de Momento na Articulação do Leme devido a Variação da Deflexão do Leme

Do gráfico 4.15a (PULLIN,1976) determina-se o valor de  $(b_2)^*_{ot}$ , usando como dado de entrada os valores da espessura relativa do perfil da empenagem e a razão da corda da deriva e a corda do leme. Assim o valor de

$$(b_2)^*_{ot} = -0.853$$

Utilizando o mesmo procedimento anterior, calcula-se  $(b_2)^*_o / (b_2)^*_{ot}$ , a partir do gráfico 4.15A (PULLIN, 1976):

$$(b_2)^*_o / (b_2)^*_{ot} = 0.735$$

Assim o valor de  $(b_2)^*_o$  pode ser calculado:

$$(b_2)^*_o = -0.6269$$

Este valor também deve ser corrigido pelo balanceamento do leme. Utilizando o mesmo procedimento anterior, temos para o *Balance Ratio*:

$$BR = 0$$

Não existe correção a ser feita.

$$(b_2)_{oBa} / (b_2)_{oPlain} = 1$$

Assim:

$$(b_2)_{oBa} = -0.6269$$

A correção devido aos efeitos tridimensionais é efetuada pela equação:

$$b_2 = (b_2)_0 - \left( \frac{\alpha_i}{\delta} \right) (b_1)_0 + \Delta(b_2) \cdot F_3 \cdot (a_2)_0$$

Sendo que os valores abaixo são determinados através do gráfico 4.14c (PULLIN, 1976):

$$\frac{\alpha_i}{\delta} \cdot \frac{(a_1)_0}{(a_2)_0} = 0.57$$

$$\Delta b_2 = 0.057$$

$$F_3 = 1.08$$

O valor então de  $b_2$  é de :

$$b_2 = -0.4857$$

Como o leme não possui *horn* não é necessária mais nenhuma correção.

## 19.4 Cálculo da Variação do Momento de Guinada da Aeronave com a Variação do Ângulo de Guinada

Para calcular as contribuições no momento de guinada da aeronave será considerada a contribuição da asa e da empenagem vertical.

### 19.4.1 Contribuição da Asa

A contribuição da asa pode ser calculada através da seguinte equação:

$$\left[ \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \right]_{0, ASA} = \frac{2 \cos \Lambda \left[ 2 \sin \Lambda \cdot C_{DO} + C_1 \cdot (\Gamma + \tan \Lambda \alpha^0) \right]^{b/2 \cdot \sec \Lambda}}{S \cdot b} \int_0^{b/2 \cdot \sec \Lambda} c_h \cdot h \cdot dh$$

A função que determina a variação da corda ao longo da envergadura é uma equação linear (asa trapezoidal) e é dada por:

$$c_h = -0,15328 \cdot h + 1,750$$

Para a condição de aproximação (flaps atuados) o valor de  $C_1$  vale 0.00109.

Os valores de arrasto da asa foram calculados anteriormente, como efetuados para os cálculos da polar desconsiderando as superfícies aerodinâmicas das empenagens.

Os valores obtidos foram:

Tabela 19-6 – Contribuição da asa na margem estática direcional

CD0	20.277942	17.6653	14.7519	11.1177	9.08779	7.31188	5.74969
Alfa	0.08311071	0.04937	0.029904	0.017243	0.013529	0.011286	0.009804
[Mdir]asa	0.017768678	0.01548	0.012927	0.009743	0.007964	0.006408	0.005039

4.368518006	3.141657	2.047109	6.425855	4.714467	3.530857	2.677993	2.042614
-------------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

0.008682143	0.008021	0.007482	0.009704	0.008625	0.008311	0.007768	0.007686
0.003829364	0.002754	0.001795	0.005632	0.004132	0.003095	0.002348	0.001791

1.555924	1.174196	0.868572	0.619378	0.41283	0.239027	0.090706	-0.03757
0.008171	0.007986	0.007582	0.007543	0.007464	0.007464	0.007364	0.007364
0.001365	0.001031	0.000763	0.000544	0.000364	0.000211	8.13E-05	-3.1E-05

-0.14995	-0.24965	-0.33934	-0.4208	-0.49593	-0.5660	-0.6324	-0.70884
0.007304	0.006939	0.006575	0.006393	0.006432	0.00635	0.00635	0.006407
-0.00013	-0.00022	-0.0003	-0.00037	-0.00043	-0.0005	-0.0005	-0.00062

## 19.5 Características de Estabilidade Direcional da Aeronave

### 19.5.1 Margem de Estabilidade Direcional Comandos Fixos

A contribuição da empenagem vertical para a estabilidade estática direcional é dada por:

$$M_{DIR} = \left[ \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \Big|_o \right]_{s/EV} + \bar{V} \cdot a_1$$

Sendo o volume de cauda da aeronave: 0,04392525

Assim, a margem de estabilidade estática direcional com os comandos fixos é dada pela soma da contribuição da empenagem com a contribuição da asa.

A margem de estabilidade direcional com os comandos fixos é portanto:

Tabela 19-7 – Margem estática com comandos fixos

[Mdir]	0.11669	0.11444	0.11194	0.10882	0.10712	0.10565	0.10437	0.10327
--------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

0.10232	0.10149	0.10547	0.10413	0.10327	0.10271	0.10235	0.10213
---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

0.10203	0.10200	0.10204	0.10213	0.10227	0.10245	0.10267	0.10291
---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

### 19.5.2 Margem de estabilidade Direcional Comandos Livres

A margem de estabilidade estática direcional com os comandos livres é dada por:

$$M'_{DIR} = \left[ \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \right]_{s/EV} + \bar{V} \cdot \bar{a}_1$$

Onde:

$$\bar{a}_{1EV} = a_{1ev} - a_{2ev} \cdot \frac{b_{1ev}}{b_{2ev}}$$

Assim, a margem de estabilidade estática direcional com os comandos livres é dada pela soma da contribuição da empenagem com a contribuição da asa.

A margem de estabilidade direcional com os comandos livres é, portanto:

Tabela 19-8 – Margem estática comandos livre

[Mdir]`	0.13916	0.13692	0.13444	0.13133	0.12964	0.12819	0.12694	0.12586
---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

0.12494	0.12414	0.12816	0.12685	0.12603	0.12551	0.1252	0.12503
---------	---------	---------	---------	---------	---------	--------	---------

0.12497	0.12500	0.12510	0.12526	0.12546	0.12571	0.12600	0.12633
---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

### 19.6 Ângulo de Flutuação do Leme

Este é o ângulo no qual o leme se posiciona quando os comandos foram deixados livres durante uma guinada. Este ângulo é calculado por:

$$\delta_f = -\frac{b_1}{b_2} \cdot \beta$$

A equação encontrada em função do ângulo de guinada é:

$$\delta_f = -0.4282 \cdot \beta$$

## 19.7 Força no Pedal Para Manter Vôo Glissado

A força no pedal necessária para se manter vôo glissado é dada por:

$$Pe = m_e \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_L \cdot c_{\zeta} \cdot \left[ b_1 - \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \cdot \frac{b_2}{V \cdot a_2} \right] \cdot \beta$$

Sendo  $m_e$  a razão de engrasamento igual a 5rad/m;

P a densidade do ar;

V a velocidade da aeronave;

$S_L$  a área do leme;

$C_L$  a corda média do leme;

Para velocidades diferentes e ângulos diferentes temos as forças conforme a tabela abaixo.

Tabela 19-9 – Força no pedal

Vel (m/s)	33	43.5	54	64.5	75	85.5	96	106.5
<b>Pe[kgf] (<math>\beta=5</math>)</b>	1.992805	3.411675	5.169876	7.220075	9.645193	12.40251	15.48976	18.90559
<b>Pe[kgf] (<math>\beta=10</math>)</b>	3.985611	6.823351	10.33975	14.44015	19.29039	24.80502	30.97952	37.81118
<b>Pe[kgf] (<math>\beta=20</math>)</b>	7.971221	13.6467	20.6795	28.8803	38.58077	49.61004	61.95905	75.62235
<b>Pe[kgf] (<math>\beta=30</math>)</b>	11.95683	20.47005	31.01925	43.32045	57.87116	74.41505	92.93857	113.4335



117	127.5	138	148.5	159	169.5	180	190.5
22.6493	26.72071	32.17007	36.87431	41.97948	47.47267	53.34641	59.59631
45.2986	53.44143	64.34015	73.74862	83.95896	94.94534	106.6928	119.1926
90.59719	106.8829	128.6803	147.4972	167.9179	189.8907	213.3856	238.3852
135.8958	160.3243	193.0204	221.2459	251.8769	284.836	320.0785	357.5779

201	211.5	222	232.5	243	253.5	264	274.5
66.2198	73.21547	80.58271	88.32143	96.43196	104.9149	113.7712	123.002
132.4396	146.4309	161.1654	176.6429	192.8639	209.8299	227.5425	246.004
264.8792	292.8619	322.3308	353.2857	385.7278	419.6597	455.0849	492.0079
397.3188	439.2928	483.4963	529.9286	578.5918	629.4896	682.6274	738.0119

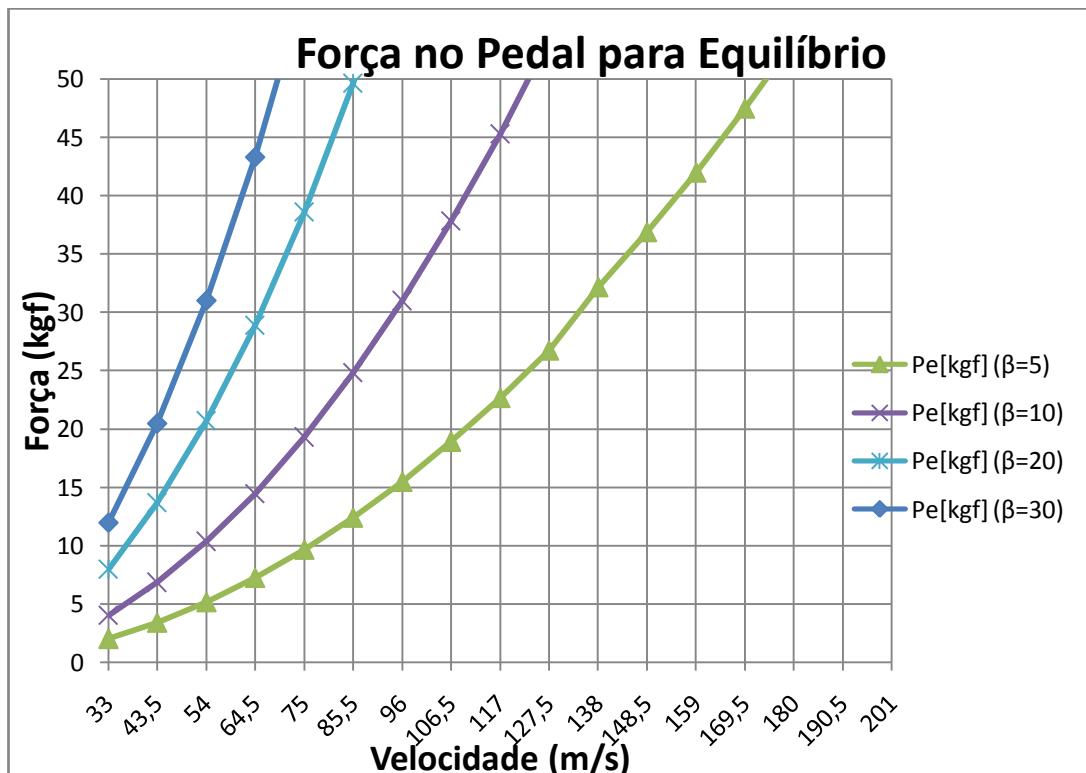


Gráfico 19-1- Força no pedal Para Equilíbrio

Nota-se que mesmo para pequenos ângulos de glissada e baixas velocidades a força ultrapassa facilmente 40 kgf que é a limitação física do piloto. No entanto não é de se esperar que a aeronave voe com grandes ângulos de glissada por longos períodos de tempo.

É importante que nas velocidades de decolagem e pouso a aeronave tenha uma boa controlabilidade direcional. Isso pode ser verificado para ângulo de glissada de 10° em velocidades próximas de 200km/h na qual a força no pedal é próxima de 10kgf (considerada força máxima contínua admissível).

## 20 Estabilidade Estática Lateral

Neste item será calculada a estabilidade estática lateral do DMR-Jet. Será avaliada apenas a margem de estabilidade estática, somente para verificação se esta aeronave é lateralmente estável ou não.

Na análise da estabilidade estática lateral, analisa-se dois efeitos principais: a contribuição da asa e da empenagem vertical (EV) no efeito de diedro.

Sabendo-se que a asa possui diedro, seu enflechamento é nulo, o afilamento é igual a 0,6 e a asa é trapezoidal, a contribuição da asa é dada por:

$$M_{lat(asa)} = \left[ -\frac{\partial C_l}{\partial \beta} \right]_{0,asa} = \frac{2\Gamma}{Sb} \int_0^{b/2} a_{0h} c_h h dh$$

Como a asa é trapezoidal, o valor da corda muda ao longo da envergadura. Em relação ao  $a_{0h}$ , este é o valor tridimensional da curva de sustentação pelo ângulo de ataque em casa seção ao longo da envergadura da asa que é variável quando se tem mais de um perfil, como no caso do DMR-Jet. No entanto, o valor total já foi calculado, levando-se em conta a influência dos perfis conhecidos (raiz e ponta) até metade da semi-envergadura, considerando uma variação linear ao longo da mesma.

A equação para  $c_h$  considerando asa trapezoidal é:

$$c_h = \frac{2}{b} c_R \left[ \frac{b}{2} + (\lambda - 1)h \right]$$

Sendo assim, esta equação pode ser substituída na anterior, o que resultaria em:

$$M_{lat(asa)} = \frac{\Gamma a_0}{Sb} \left\{ \frac{b^2 [3c_R + 2c_R(\lambda - 1)]}{12} \right\}$$

Para:  $a_0 = 4,8574 \text{rad}^{-1}$  (já avaliada a influência dos perfis da ponta e da raiz ao longo da semi-envergadura)

$$\Gamma = 3^\circ$$

$$S = 16,82 \text{m}^2$$

$$b = 13,7 \text{m}$$

$$c_R = 1,75 \text{m}$$

$$\lambda = 0,40$$

Portanto, a contribuição da asa na margem estática lateral resulta em 0,0544. Porém deve-se determinar, ainda a contribuição da empenagem vertical e essas margens deverão ser somadas para avaliar a estabilidade da aeronave. A margem estática lateral devido à EV é dada por:

$$M_{lat(EV)} = \left[ -\frac{\partial C_l}{\partial \beta} \right]_{0_{EV}} \frac{\bar{V}_{EV} h_{EV} a_{EV}}{X_{EV}}$$

Onde  $\bar{V}_{EV}$  é o volume de cauda vertical dado por:

$$\bar{V}_{EV} = \frac{S_{EV} X_{EV}}{S b}$$

Sendo a área da EV ( $S_{EV}$ ) igual a  $2,9 \text{m}^2$  e a distância do centro aerodinâmico (CA) da EV ao CA da asa a  $3,482 \text{m}$  ( $X_{EV}$ ),  $\bar{V}_{EV}$  será, portanto igual a 0,0439. Substituindo todos os valores, a contribuição da EV na margem estática lateral é 0,0522.

A margem estática lateral total é então 0,1066. Este valor, por se tratar de um número positivo, mostra que a aeronave é lateralmente estável.

## 21 Cálculo de Cargas

O cálculo de cargas é feito de acordo com o FAR parte 23 subparte C (estruturas), categoria normal. Para tanto, é essencial o conhecimento do diagrama V-n da aeronave que, conforme já mostrado os cálculos, será:

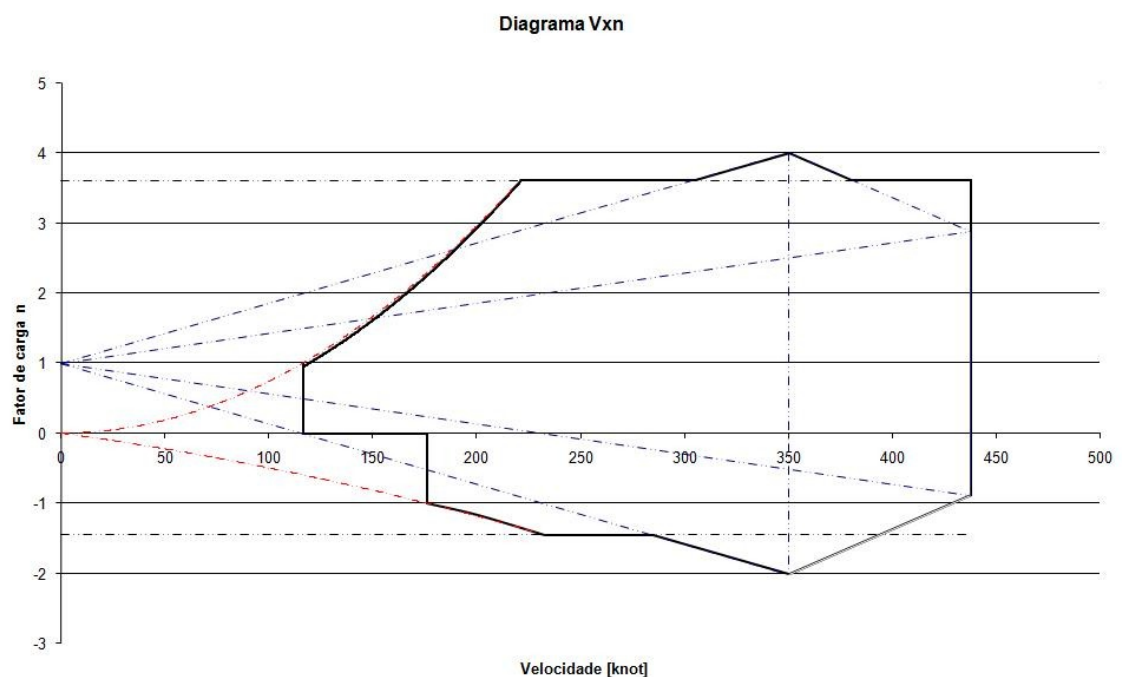


Gráfico 21-1- Diagrama V-n resultante

O cálculo de cargas foi dividido em diversas partes sendo cargas na asa, empenagens, fuselagem, cargas na aterragem, berço do motor, e tantas quanto forem necessárias e importantes para o dimensionamento estrutural da aeronave.

### 21.1 Cargas na asa

O método empregado para o cálculo de cargas na asa foi o método de Stender, o qual consiste em definir uma asa equivalente, a partir da média entre a asa real e a asa

elíptica equivalente a real, sendo essa média a asa de Stender. A área da semi-asa é dividida em seções, neste caso 15 seções, nas quais a distribuição de sustentação é proporcional à área de cada uma. A carga máxima suportada pela asa é a sustentação máxima multiplicada pelo fator de carga.

A asa de Stender possui corda igual a:

$$c_s = \sqrt{c_g c_e}$$

Onde  $c_g$  é a corda da asa real e  $c_e$  é a corda da asa elíptica equivalente. O valor da corda da asa elíptica é obtida segundo a equação da elipse e a equação da área da mesma, ou seja:

Equação da elipse:  $\frac{x^2}{A^2} + \frac{y^2}{B^2} = 1$  (A é a semi-envergadura e B é a metade da corda na raiz da asa elíptica equivalente)

Área da elipse:  $S = \pi AB$ , de onde é possível determinar B, já que a asa elíptica equivalente deve ter mesma área e mesma envergadura.

A corda em cada seção da elipse é dada por duas vezes o valor y da equação da mesma, que, ao substituir os valores encontrados, é possível determinar uma equação para a corda em função da posição na envergadura da asa:

$$c_e = 2\sqrt{0,6084 - 0,0129x^2}$$

A partir daí, constrói-se uma tabela com a posição de cada estação ao longo da semi-envergadura, a corda real, a corda na asa elíptica equivalente e a corda na asa de Stender em cada uma destas estações:

Tabela 21-1 – Corda na asa de Stender

x [m]	c <sub>e</sub> [m]	c <sub>g</sub> [m]	c <sub>s</sub> [m]
0,0000	1,5600	1,7500	1,6523
0,4800	1,5562	1,6764	1,6152
0,9600	1,5446	1,6028	1,5735
1,4400	1,5251	1,5293	1,5272
1,9200	1,4975	1,4557	1,4764
2,4000	1,4611	1,3821	1,4211
2,8800	1,4154	1,3085	1,3609
3,3600	1,3594	1,2350	1,2957
3,8400	1,2918	1,1614	1,2249
4,3200	1,2107	1,0878	1,1476
4,8000	1,1129	1,0142	1,0624
5,2800	0,9938	0,9407	0,9669
5,7600	0,8443	0,8671	0,8556
6,2400	0,6435	0,7935	0,7146
6,7200	0,3025	0,7199	0,4667
6,8500	0,0000	0,7000	0,0013

Após serem calculadas as cordas da asa de Stender, calcula-se a sustentação elementar de cada estação, dada por:

$$L_i = \frac{\Delta S_i}{S} L$$

Onde  $\Delta S_i$  é a área de cada seção da asa, que serão pequenos trapézios. Tem-se, portanto:

Tabela 21-2 – Sustentação em cada seção

Estação	x [m]	$\Delta S_i$ [m <sup>2</sup> ]	Li [kgf]
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
1,0000	0,4800	0,0303	4,2875
2,0000	0,9600	0,2835	40,0732
3,0000	1,4400	0,3769	53,2688
4,0000	1,9200	0,4374	61,8276
5,0000	2,4000	0,4870	68,8439
6,0000	2,8800	0,5304	74,9744
7,0000	3,3600	0,5694	80,4848
8,0000	3,8400	0,6049	85,5096
9,0000	4,3200	0,6376	90,1253
10,0000	4,8000	0,6677	94,3781
11,0000	5,2800	0,6954	98,2964
12,0000	5,7600	0,7209	101,8970
13,0000	6,2400	0,7442	105,1885
14,0000	6,7200	0,7653	108,1729
15,0000	6,8500	0,7842	110,8467

Em seguida é calculado o peso da asa com o combustível. O princípio é o mesmo apresentado anteriormente, ou seja, são calculados os pesos elementares para cada seção, lembrando que não há combustível na asa toda. Tem-se, portanto:

Tabela 21-3 – Peso com combustível em cada seção

Estação	x [m]	$\Delta A$ [m <sup>2</sup> ]	Pai [kgf]
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
1,0000	0,4800	0,2386	2,8831
2,0000	0,9600	0,2932	3,5428
3,0000	1,4400	0,3268	3,9488
4,0000	1,9200	0,3641	4,3995
5,0000	2,4000	0,3977	4,8055
6,0000	2,8800	0,4312	5,2103
7,0000	3,3600	0,4648	5,6163
8,0000	3,8400	0,4983	6,0211
9,0000	4,3200	0,5336	6,4476
10,0000	4,8000	0,5671	6,8524
11,0000	5,2800	0,5990	7,2378
12,0000	5,7600	0,6326	7,6438
13,0000	6,2400	0,6610	7,9870
14,0000	6,7200	0,6997	8,4546
15,0000	6,8500	0,7332	8,8594



Dadas as forças que atuam na asa (sustentação e peso, considerando o combustível), é possível determinar os diagramas de esforços cortantes, momentos fletores na asa e momentos torçores (usando  $V_D$  e  $0^\circ$  de deflexão de flape, tem-se os resultados mais críticos), da mesma maneira que é feito para vigas, sendo este último calculado com a seguinte equação:

$$\Delta M_{ti} = 1/2\rho V^2 c_{m_{c/Ai}} \Delta S_i c_i$$

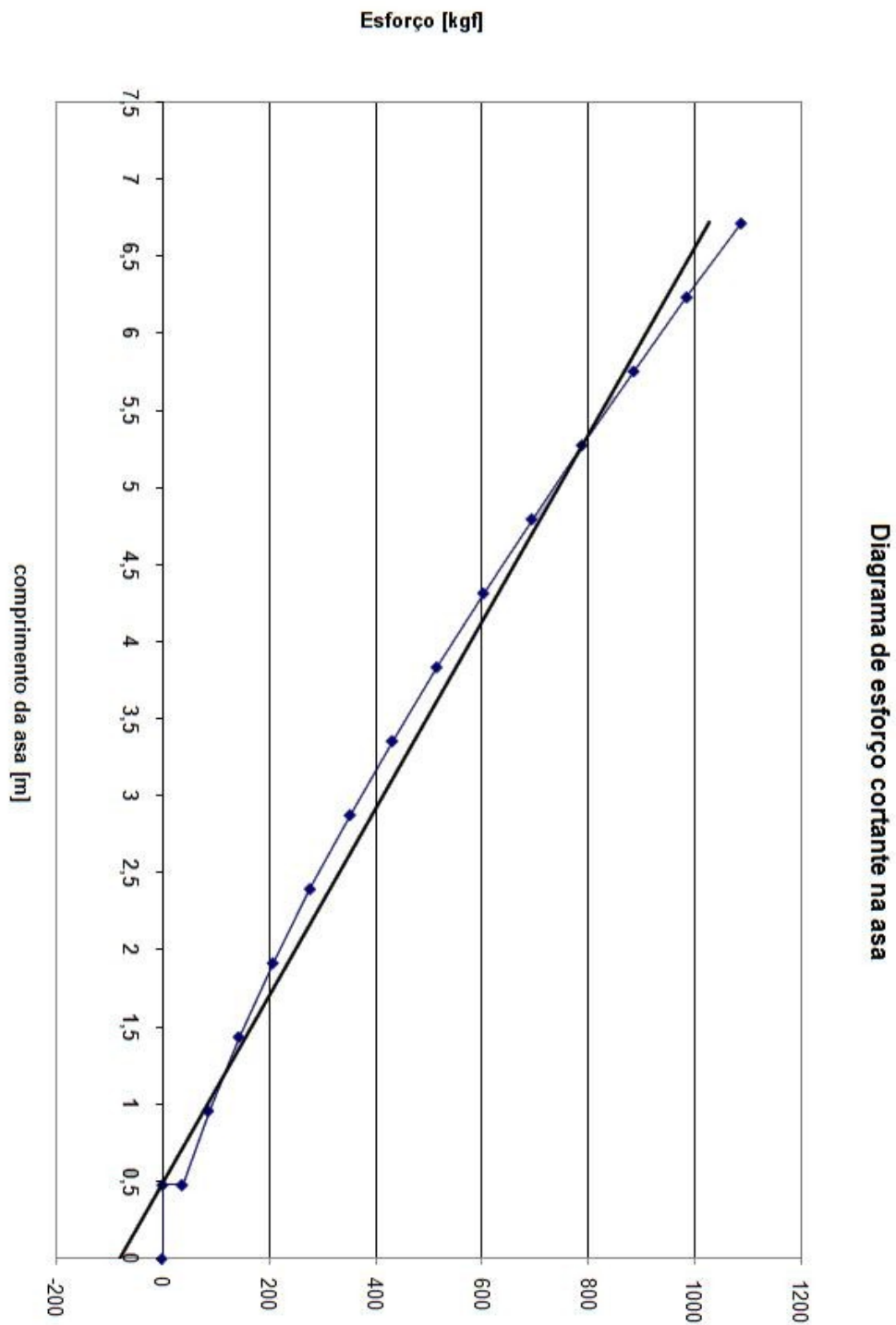


Gráfico 21-2- Esforços cortantes ao longo da semi-envergadura

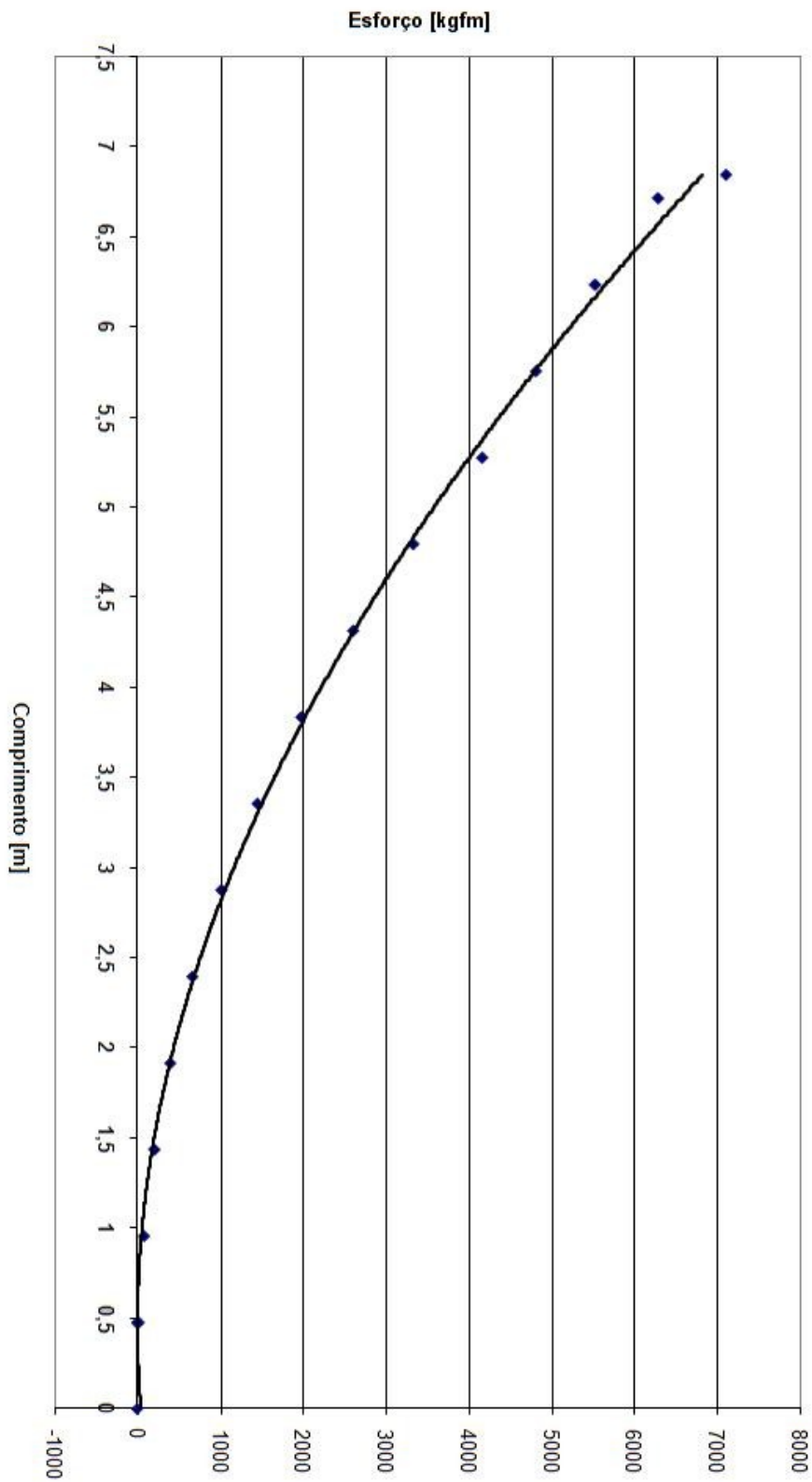


Diagrama de momento fletor

Gráfico 21-3- Momentos fletores ao longo da semi-envergadura

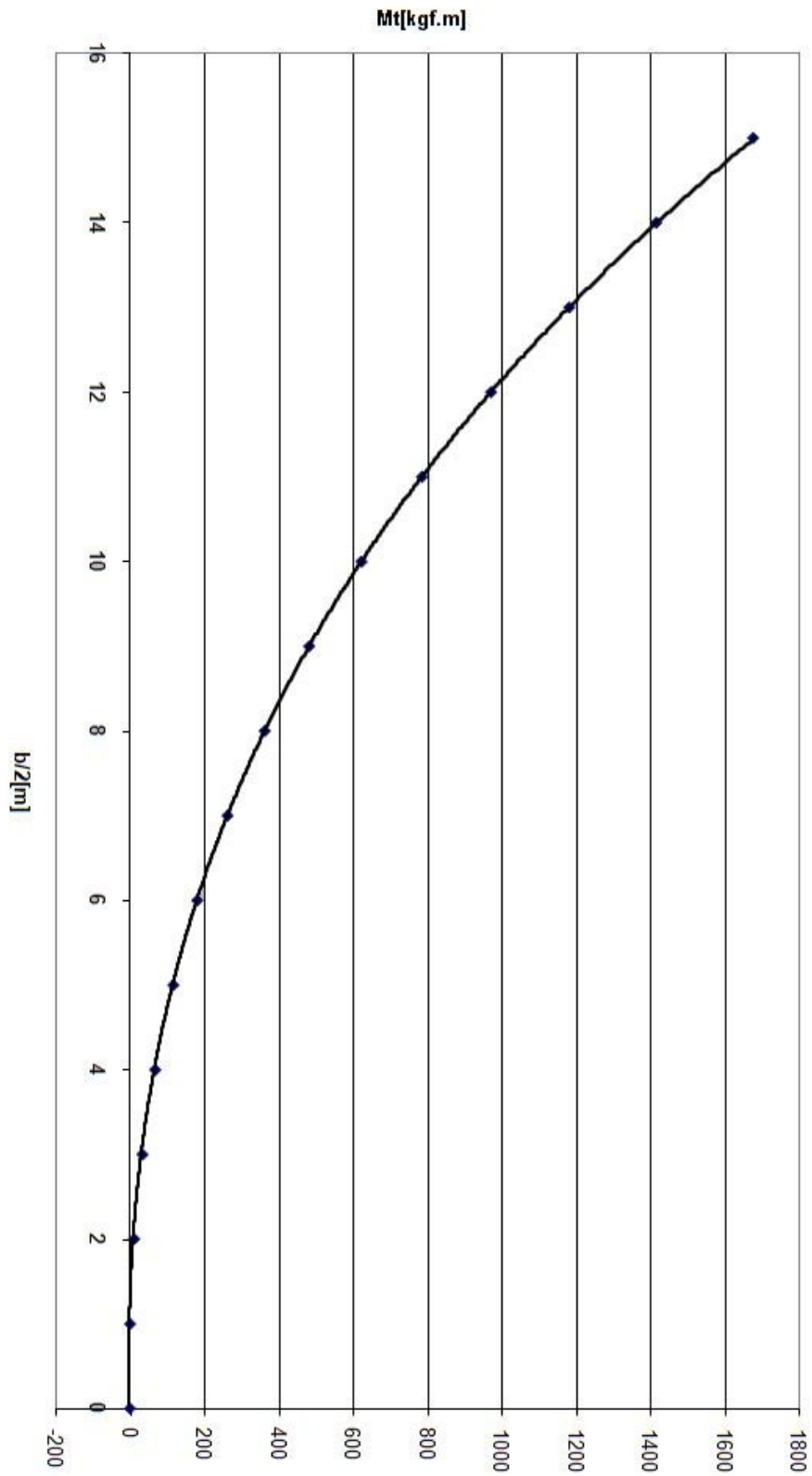


Diagrama de momentos torçores (fator de carga n=1)

Gráfico 21-4- Momentos torçores em cada seção da semi-envergadura

As cargas devido a manobras assimétricas na asa devem ser, segundo o FAR parte 23, 100% em uma semi-asa e 75% na semi-asa oposta, resultando em:

Tabela 21-4 – Distribuição de cargas devido à manobras assimétricas na semi-envergadura

Estação	x [m]	Qi [kgf] 100%	Qi [kgf] 75%	Mi [kgfm] 100%	Mi [kgfm] 75%
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
1,0000	0,4800	1,4045	1,0534	0,5590	0,4192
2,0000	0,9600	37,9348	28,4511	36,1871	13,5701
3,0000	1,4400	87,2549	65,4412	125,3015	62,6507
4,0000	1,9200	144,6830	108,5122	277,3305	155,9984
5,0000	2,4000	208,7214	156,5410	500,3553	300,2132
6,0000	2,8800	278,4855	208,8641	801,3471	500,8420
7,0000	3,3600	353,3541	265,0155	1186,4632	762,7264
8,0000	3,8400	432,8426	324,6319	1661,1939	1090,1585
9,0000	4,3200	516,5203	387,3902	2230,3308	1486,8872
10,0000	4,8000	604,0460	453,0345	2898,2687	1956,3314
11,0000	5,2800	695,1045	521,3284	3668,8848	2501,5124
12,0000	5,7600	789,3577	592,0183	4545,3182	3124,9062
13,0000	6,2400	886,5592	664,9194	5530,6321	3612,8991
14,0000	6,7200	986,2775	739,7081	6626,1722	4147,9741
15,0000	6,8500	1088,2648	816,1986	7454,1686	4717,6291

As cargas na asa devido a manobras de rolamento, também deverão ser calculadas segundo o FAR 23. De acordo com o regulamento, nas manobras de rolamento, dois terços da carga máxima é aplicada em uma das semi-asa, mais a carga devido à deflexão dos ailerons. A distribuição de cargas no aileron é dada pelo apêndice A do FAR:

$$\bar{w} = 0,466n_1 \frac{W}{S} = 176,18$$

Sabendo que a área do aileron é  $0,422\text{m}^2$  e que a dobradiça de piano utilizada no projeto faz com que o carregamento, cuja intensidade foi de  $176,18\text{kgf/m}^2$ , se distribua uniformemente por todo o comprimento do aileron, tem-se que a carga no aileron é de  $77,87\text{kgf}$  que, dividida ao longo de sua envergadura (apenas 7 estações da asa possuem ailerons), resulta em:

Tabela 21-5 – Distribuição de cargas no aileron

x [m]	carga no aileron [kgf]	Cortante [kgf]	Momento [kgfm]
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
0,4800	0,0000	0,0000	0,0000
0,9600	0,0000	0,0000	0,0000
1,4400	0,0000	0,0000	0,0000
1,9200	0,0000	0,0000	0,0000
2,4000	0,0000	0,0000	0,0000
2,8800	0,0000	0,0000	0,0000
3,3600	0,0000	0,0000	0,0000
3,8400	0,0000	0,0000	0,0000
4,3200	11,1200	11,1200	48,0384
4,8000	11,1200	22,2400	106,7520
5,2800	11,1200	33,3600	176,1408
5,7600	11,1200	44,4800	256,2048
6,2400	11,1200	55,6000	346,9440
6,7200	11,1200	66,7200	448,3584
6,8500	11,1200	77,8400	533,2040

Portanto, as cargas totais devido à manobra de rolamento serão:

Tabela 21-6 – Cargas totais devido a manobras de rolamento

Estação	x [m]	Cortante total [kgf]	Momento total [kgfm]
0	0	0	0
1	0,48	0,936322186	0,372634649
2	0,96	25,28989834	12,06235121
3	1,44	58,16993111	55,68953386
4	1,92	96,45531698	138,6652564
5	2,4	139,1475918	266,8561762
6	2,88	185,6570192	445,192846
7	3,36	235,5693725	677,9789929
8	3,84	288,5617268	969,0298021
9	4,32	355,466852	1369,715912
10	4,8	424,9373235	1845,713237
11	5,28	496,7630325	2399,707356
12	5,76	570,7184929	3033,899242
13	6,24	613,3061634	3558,409901
14	6,72	657,7594968	4135,44646
15	6,85	702,0250169	4726,652114

## 21.2 Cargas na empenagem horizontal

Serão calculadas cargas durante o equilíbrio, com acréscimo para realizar manobras e cargas para equilíbrio com fator de carga diferente de um.

### 21.2.1 Carga durante equilíbrio e com fatores de carga diferentes de um na EH

A carga de equilíbrio na EH é aquela para manter vôo reto e nivelado ( $n=1$ ):

$$P = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{EH} \left( \frac{C_{m_0} + C_L(h - h_0)}{\bar{V}} \right)$$

Para tanto, escolheu-se os pontos mais extremos do CG, sendo eles: 0,019 (1207,46lbs), 0,3357 (2241,65lbs), 0,007 (2390,43lbs) e 0,073 (2474,95lbs).

A carga na EH durante o equilíbrio para fator de carga limite é dada pela mesma equação apresentada, porém o  $C_L$  deve ser multiplicado pelos fatores de carga limite, no caso -2 e 4.

Os resultados para vôo reto e nivelado ( $n=1$ ) e para os fatores de carga limite, são apresentados na tabela a seguir:

DMR Jet

Tabela 21-7 – Cargas na EH para equilíbrio

	Velo. [m/s]	60	75	90	105	120	135	150	165	180	195	210	225	
<b>n=1</b>	pos. 1	$C_L$	0,320	0,205	0,142	0,105	0,080	0,063	0,051	0,042	0,036	0,030	0,026	0,023
	(h=0,019)	P [kgf]	-85,770	-134,626	-194,337	-264,906	-346,331	-438,613	-541,752	-655,748	-780,600	-916,309	-1062,874	-1220,297
	pos. 2	$C_L$	0,594	0,380	0,264	0,194	0,149	0,117	0,095	0,079	0,066	0,056	0,049	0,042
	(h=0,336)	P [kgf]	127,473	78,618	18,906	-51,663	-133,088	-225,370	-328,509	-442,504	-567,356	-703,065	-849,631	-1007,053
	pos. 3	$C_L$	0,634	0,406	0,282	0,207	0,158	0,125	0,101	0,084	0,070	0,060	0,052	0,045
	(h=0,007)	P [kgf]	-93,288	-142,143	-201,855	-272,423	-353,849	-446,131	-549,270	-663,265	-788,117	-923,826	-1070,392	-1227,814
	pos. 4	$C_L$	0,661	0,423	0,294	0,216	0,165	0,131	0,106	0,087	0,073	0,063	0,054	0,047
	(h=0,073)	P [kgf]	-44,326	-93,182	-152,893	-223,462	-304,887	-397,169	-500,308	-614,304	-739,156	-874,865	-1021,430	-1178,853
	pos. 1	$C_L$	0,32014	0,266357	0,28457	0,26134	0,28813	0,22766	0,184401	0,1524	0,12806	0,121237	0,0940822	0,0819561
	(h=0,019)	P [kgf]	-85,77	-134,301	-193,254	-263,281	-343,515	-435,797	-538,936	-652,931	-777,783	-913,059	-1060,058	-1217,48
	pos. 2	$C_L$	0,59434	0,494492	0,528304	0,485177	0,53491	0,42264	0,342341	0,28293	0,23774	0,225076	0,1746637	0,1521515
	(h=0,336)	P [kgf]	127,473	142,9159	233,2327	269,8275	424,162	331,88	228,7408	114,745	-10,1068	-60,085	-292,3813	-449,8035
pos. 3	$C_L$	0,63379	0,527312	0,563368	0,517379	0,57041	0,45069	0,365062	0,3017	0,25352	0,240015	0,1862563	0,1622499	
(h=0,007)	P [kgf]	-93,288	-144,073	-208,289	-282,075	-370,577	-462,859	-565,998	-679,994	-804,846	-943,128	-1087,12	-1244,542	
pos. 4	$C_L$	0,66145	0,550324	0,587953	0,539957	0,5953	0,47036	0,380994	0,31487	0,26458	0,250489	0,1943846	0,1693306	
(h=0,073)	P [kgf]	-44,326	-80,4234	-110,366	-159,671	-194,316	-286,598	-389,737	-503,733	-628,585	-747,283	-910,8593	-1068,282	
pos. 1	$C_L$	0	0	-0,21476	-0,18934	-0,17517	-0,1384	-0,11597	-0,10862	-0,08054	-0,0915	-0,055225	-0,030926	
(h=0,019)	P [kgf]	-86,854	-135,709	-309,743	-403,176	-513,181	-605,463	-714,318	-851,178	-953,166	-1146,04	-1224,008	-1324,27	
pos. 2	$C_L$	0	0	-0,26116	-0,23025	-0,21301	-0,1683	-0,14103	-0,13209	-0,09793	-0,11126	-0,067155	-0,037607	
(h=0,336)	P [kgf]	-86,854	-135,709	-235,852	-314,507	-406,04	-498,322	-603,482	-725,564	-842,33	-998,254	-1120,561	-1257,768	
pos. 3	$C_L$	0	0	-0,30424	-0,26823	-0,24815	-0,19607	-0,16429	-0,15388	-0,11409	-0,12962	-0,078233	-0,043811	
(h=0,007)	P [kgf]	-86,854	-135,709	-430,152	-547,666	-687,774	-780,057	-894,932	-1055,87	-1133,78	-1386,85	-1392,581	-1432,638	
pos. 4	$C_L$	0	0	-0,32926	-0,29028	-0,26855	-0,21219	-0,1778	-0,16653	-0,12347	-0,14027	-0,084666	-0,047413	
(h=0,073)	P [kgf]	-86,854	-135,709	-343,329	-443,48	-561,882	-654,164	-764,698	-908,275	-1003,55	-1213,21	-1271,03	-1354,498	



### 21.2.2 Carga na EH durante a manobra

Durante a manobra, tem-se um acréscimo na carga na EH dado por:

$$\Delta P = \Delta n W \left[ \frac{h\bar{c}}{l_t} - \frac{S_{EH} a_1}{S a} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \rho \left( \frac{S_{EH} a_{EH} l_t g}{2W} \right) \right]$$

Tem-se, portanto, o acréscimo tanto para fatores de carga positivo quanto negativos, o que resulta em:

DMR Jet

Tabela 21-8 – Acréscimo de cargas na EH durante a manobra

	Vel. [m/s]	60	75	90	105	120	135	150	165	180	195	210	225
pos. 1 (h=0,226)	$\Delta n (+)$	0	0,3	1	1,5	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	3	2,6	2,6
	$\Delta n (-)$	-1	-1	-2	-2,2	-2,45	-2,45	-2,5	-2,7	-2,5	-3	-2,4	-1,9
	a	4,189275	4,204536	4,223627	4,24684	4,274556	4,307257	4,345568	4,390288	4,442464	4,50348	4,575212	4,660269
pos. 2 (h=0,077)	a1	3,245764	3,252776	3,261507	3,272064	3,284581	3,299231	3,316229	3,335849	3,358441	3,384455	3,414488	3,44934
	$\Delta P (+)$	0	-152,642	-509,385	-765,124	-1328,36	-1330,86	-1333,74	-1337,05	-1340,83	-1552,1	-1350,08	-1355,74
	$\Delta P (-)$	508,34	508,806	1018,77	1122,182	1251,723	1254,077	1282,443	1388,474	1289,261	1552,095	1246,231	990,7332
pos. 3 (h=0,32)	$\Delta n (+)$	1,5	2,4	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5
	$\Delta n (-)$	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5
	a	4,189275	4,204536	4,223627	4,24684	4,274556	4,307257	4,345568	4,390288	4,442464	4,50348	4,575212	4,660269
pos. 4 (h=0,193)	a1	3,245764	3,252776	3,261507	3,272064	3,284581	3,299231	3,316229	3,335849	3,358441	3,384455	3,414488	3,44934
	$\Delta P (+)$	-742,493	-1188,75	-1239,27	-1240,45	-1241,84	-1243,46	-1245,31	-1247,42	-1249,82	-1252,52	-1255,58	-1259,03
	$\Delta P (-)$	1237,488	1238,283	1239,267	1240,451	1241,843	1243,458	1245,311	1247,423	1249,817	1252,524	1255,58	1259,031
pos. 4 (h=0,193)	$\Delta n (+)$	1,5	2,4	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5
	$\Delta n (-)$	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5	-2,5
	a	4,189275	4,204536	4,223627	4,24684	4,274556	4,307257	4,345568	4,390288	4,442464	4,50348	4,575212	4,660269
pos. 4 (h=0,193)	a1	3,245764	3,252776	3,261507	3,272064	3,284581	3,299231	3,316229	3,335849	3,358441	3,384455	3,414488	3,44934
	$\Delta P (+)$	-902,46	-1444,6	-1505,65	-1506,67	-1507,88	-1509,27	-1510,87	-1512,68	-1514,73	-1517,03	-1519,62	-1522,51
	$\Delta P (-)$	1504,101	1504,792	1505,647	1506,673	1507,879	1509,273	1510,87	1512,682	1514,73	1517,032	1519,616	1522,511

### **21.2.3 Cargas totais na EH**

Para determinar as cargas totais na empenagem horizontal, deve-se fazer para duas situações:

- A primeira situação é aquela na qual é feita a soma da carga encontrada quando a aeronave encontra-se em vôo reto e nivelado com fator de carga igual a 1 com o acréscimo devido a manobra.
- A segunda situação é feita a diferença entre o valor da carga de equilíbrio para fator de carga limite com o acréscimo devido à manobra.

Sendo assim, pode-se construir a seguinte tabela com os valores totais de carga na empenagem horizontal:

Tabela 21-9 – Cargas totais na EH (n=1)

		Fator de carga igual a 1 para fator de carga limite = P <sub>equil</sub> +ΔP											
Vel. [m/s]		60	75	90	105	120	135	150	165	180	195	210	225
pos. 1 (h=0,226)	P <sub>equil</sub>	-85,7704	-134,626	-194,337	-264,906	-346,331	-438,613	-541,752	-655,748	-780,6	-916,309	-1062,87	-1220,3
	ΔP (+)	0	-152,642	-509,385	-765,124	-1032,836	-1330,86	-1674,69	-2121,43	-2668,4	-3331,9	-4098,3	-4968,6
	ΔP (-)	508,34	508,806	1018,77	1122,182	1251,723	1254,077	1282,443	1388,474	1289,261	1552,095	1246,231	990,7332
pos. 2 (h=0,077)	P <sub>total(+)</sub>	-85,7704	-287,267	-703,722	-1030,03	-1674,69	-1769,47	-1875,49	-1992,8	-2121,43	-2468,4	-2412,96	-2576,04
	P <sub>total(-)</sub>	422,5696	374,1805	824,4325	857,2762	905,3916	815,4635	740,691	732,7265	508,661	635,7867	183,357	-229,563
	P [kgf]	127,4731	78,61789	18,90598	-51,6626	-133,088	-225,37	-328,509	-442,504	-567,356	-703,065	-849,631	-1007,05
pos. 3 (h=0,32)	ΔP (+)	-939,461	-1504,07	-1567,95	-1569,4	-1571,12	-1573,11	-1575,41	-1578,03	-1581,03	-1584,43	-1588,3	-1592,71
	ΔP (-)	1565,768	1566,741	1567,949	1569,402	1571,117	1573,11	1575,406	1578,033	1581,025	1584,428	1588,297	1592,705
	P <sub>total(+)</sub>	-811,988	-1425,45	-1549,04	-1621,06	-1704,2	-1798,48	-1903,92	-2020,54	-2148,38	-2287,49	-2437,93	-2599,76
pos. 4 (h=0,193)	P <sub>total(-)</sub>	1693,241	1645,359	1586,855	1517,739	1438,029	1347,74	1246,898	1135,529	1013,669	881,3629	738,6663	585,6521
	P [kgf]	-93,2877	-142,143	-201,855	-272,423	-353,849	-446,131	-549,27	-663,265	-788,117	-923,826	-1070,39	-1227,81
	ΔP (+)	-742,493	-1188,75	-1239,27	-1240,45	-1241,84	-1243,46	-1245,31	-1247,42	-1249,82	-1252,52	-1255,58	-1259,03
pos. 3 (h=0,32)	ΔP (-)	1237,488	1238,283	1239,267	1240,451	1241,843	1243,458	1245,311	1247,423	1249,817	1252,524	1255,58	1259,031
	P <sub>total(+)</sub>	-835,78	-1330,89	-1441,12	-1512,87	-1595,69	-1689,59	-1794,58	-1910,69	-2037,93	-2176,35	-2325,97	-2486,84
	P <sub>total(-)</sub>	1144,2	1096,14	1037,413	968,0271	887,9941	797,3268	696,0414	584,1577	461,6999	328,6978	185,1882	31,21693
pos. 4 (h=0,193)	P [kgf]	-44,3264	-93,1816	-152,893	-223,462	-304,887	-397,169	-500,308	-614,304	-739,156	-874,865	-1021,43	-1178,85
	ΔP (+)	-902,46	-1444,6	-1505,65	-1506,67	-1507,88	-1509,27	-1510,87	-1512,68	-1514,73	-1517,03	-1519,62	-1522,51
	ΔP (-)	1504,101	1504,792	1505,647	1506,673	1507,879	1509,273	1510,87	1512,682	1514,73	1517,032	1519,616	1522,511
pos. 4 (h=0,193)	P <sub>total(+)</sub>	-946,787	-1537,78	-1658,54	-1730,14	-1812,77	-1906,44	-2011,18	-2126,99	-2253,89	-2391,9	-2541,05	-2701,36
	P <sub>total(-)</sub>	1459,774	1411,61	1352,754	1283,211	1202,991	1112,104	1010,561	898,3788	775,5737	642,1675	498,1858	343,6588

Tabela 21-10 – Cargas totais na EH (n=-2 e 4)

		Fator de carga limite para fator de carga igual a 1 = P equil_n limite - ΔP																																																																																																																																																																																																																																																																																																																									
pos. 1 (h=0,226)	P equil (+)	-85,7704	-134,301	-193,254	-263,281	-343,515	-435,797	-538,936	-652,931	-777,783	-913,059	-1060,06	-1217,48	pos. 2 (h=0,077)	P equil (-)	-86,8537	-135,709	-309,743	-403,176	-513,181	-605,463	-714,318	-851,178	-953,166	-1146,04	-1224,01	-1324,27	pos. 3 (h=0,32)	ΔP (+)	0	-152,642	-509,385	-765,124	-1328,36	-1330,86	-1333,74	-1337,05	-1340,83	-1552,1	-1350,08	-1355,74	pos. 4 (h=0,193)	ΔP (-)	508,34	508,806	1018,77	1122,182	1251,723	1254,077	1282,443	1388,474	1289,261	1552,095	1246,231	990,7332	P total(+)	-85,7704	18,34126	316,1308	501,8432	984,8444	895,0604	794,8054	684,1182	563,0481	639,0367	290,0262	138,2603	P total(-)	-595,194	-644,515	-1328,51	-1525,36	-1764,9	-1859,54	-1996,76	-2239,65	-2242,43	-2698,13	-2470,24	-2315	P equil (+)	127,4731	142,9159	233,2327	269,8275	424,1616	331,8796	228,7408	114,7454	-10,1068	-60,085	-292,381	-449,804	P equil (-)	-86,8537	-135,709	-235,852	-314,507	-406,04	-498,322	-603,482	-725,564	-842,33	-998,254	-1120,56	-1257,77	ΔP (+)	-939,461	-1504,07	-1567,95	-1569,4	-1571,12	-1573,11	-1575,41	-1578,03	-1581,03	-1584,43	-1588,3	-1592,71	ΔP (-)	1565,768	1566,741	1567,949	1569,402	1571,117	1573,11	1575,406	1578,033	1581,025	1584,428	1588,297	1592,705	P total(+)	1066,934	1646,987	1801,181	1839,23	1995,278	1904,99	1804,147	1692,778	1570,919	1524,343	1295,916	1142,902	P total(-)	-1652,62	-1702,45	-1803,8	-1883,91	-1977,16	-2071,43	-2178,89	-2303,6	-2423,36	-2582,68	-2708,86	-2850,47	P equil (+)	-93,2877	-144,073	-208,289	-282,075	-370,577	-462,859	-565,998	-679,994	-804,846	-943,128	-1087,12	-1244,54	P equil (-)	-86,8537	-135,709	-430,152	-547,666	-687,774	-780,057	-894,932	-1055,87	-1133,78	-1386,85	-1392,58	-1432,64	ΔP (+)	-742,493	-1188,75	-1239,27	-1240,45	-1241,84	-1243,46	-1245,31	-1247,42	-1249,82	-1252,52	-1255,58	-1259,03	ΔP (-)	1237,488	1238,283	1239,267	1240,451	1241,843	1243,458	1245,311	1247,423	1249,817	1252,524	1255,58	1259,031	P total(+)	649,205	1044,678	1030,979	958,376	871,2656	780,5983	679,3129	567,4292	444,9714	309,3956	168,4597	14,4884	P total(-)	-1324,34	-1373,99	-1669,42	-1788,12	-1929,62	-2023,51	-2140,24	-2303,3	-2383,6	-2639,38	-2648,16	-2691,67	P equil (+)	-44,3264	-80,4234	-110,366	-159,671	-194,316	-286,598	-389,737	-503,733	-628,585	-747,283	-910,859	-1068,28	P equil (-)	-86,8537	-135,709	-343,329	-443,48	-561,882	-654,164	-764,698	-908,275	-1003,55	-1213,21	-1271,03	-1354,5	ΔP (+)	-902,46	-1444,6	-1505,65	-1506,67	-1507,88	-1509,27	-1510,87	-1512,68	-1514,73	-1517,03	-1519,62	-1522,51	ΔP (-)	1504,101	1504,792	1505,647	1506,673	1507,879	1509,273	1510,87	1512,682	1514,73	1517,032	1519,616	1522,511	P total(+)	858,134	1364,177	1395,281	1347,002	1313,562	1222,675	1121,132	1008,95	886,1447	769,7494	608,7568	454,2298	P total(-)	-1590,95	-1640,5	-1848,98	-1950,15	-2069,76	-2163,44	-2275,57	-2420,96	-2518,28	-2730,24	-2790,65	-2877,01

#### 21.2.4 Acréscimo de carga na EH devido à rajada

De acordo com o FAR parte 23, o acréscimo de carga se dá a uma rajada de 15,24m/s. Sendo assim, utiliza-se a seguinte equação para determinar o acréscimo de carga na empenagem horizontal devido à rajada:

$$\Delta P_u = \frac{k_g U_{de} V a_1 S_{EH}}{16,3} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Após calcular o acréscimo, este deverá ser somado à carga na EH durante equilíbrio para fator de carga igual a um, resultando na carga total durante a rajada, assim:

Tabela 21-11 – Cargas na EH devido à rajada

	Vel. [m/s]	60	75	90	105	120	135	150	165	180	195	210	225
pos. 1 (h=0,226)	P equil	-85,7704	-134,626	-194,337	-264,906	-346,331	-438,613	-541,752	-655,748	-780,6	-916,309	-1062,87	-1220,3
	$\Delta P_u$	498,8461	624,9047	751,8985	880,0542	1009,624	1140,893	1274,19	1409,901	1548,491	1690,526	1836,721	1988,002
	P Total U	413,0758	490,2792	557,561	615,1481	663,2924	702,2793	732,4376	754,1537	767,8907	774,217	773,8469	767,7058
pos. 2 (h=0,077)	P equil	127,4731	78,61789	18,90598	-51,6626	-133,088	-225,37	-328,509	-442,504	-567,356	-703,065	-849,631	-1007,05
	$\Delta P_u$	498,8461	624,9047	751,8985	880,0542	1009,624	1140,893	1274,19	1409,901	1548,491	1690,526	1836,721	1988,002
	P Total U	626,3192	703,5226	770,8045	828,3915	876,5359	915,5228	945,6811	967,3971	981,1341	987,4604	987,0904	980,9492
pos. 3 (h=0,32)	P equil	-93,2877	-142,143	-201,855	-272,423	-353,849	-446,131	-549,27	-663,265	-788,117	-923,826	-1070,39	-1227,81
	$\Delta P_u$	498,8461	624,9047	751,8985	880,0542	1009,624	1140,893	1274,19	1409,901	1548,491	1690,526	1836,721	1988,002
	P Total U	405,5584	482,7618	550,0437	607,6307	655,7751	694,762	724,9203	746,6363	760,3733	766,6996	766,3296	760,1884
pos. 4 (h=0,193)	P equil	-44,3264	-93,1816	-152,893	-223,462	-304,887	-397,169	-500,308	-614,304	-739,156	-874,865	-1021,43	-1178,85
	$\Delta P_u$	498,8461	624,9047	751,8985	880,0542	1009,624	1140,893	1274,19	1409,901	1548,491	1690,526	1836,721	1988,002
	P Total U	454,5198	531,7232	599,005	656,5921	704,7364	743,7233	773,8816	795,5976	809,3347	815,6609	815,2909	809,1497

### 21.2.5 Cargas assimétricas na EH

De acordo com o FAR, o caso de cargas assimétricas deve levar em conta que 100% da carga máxima encontrada deve ser distribuída em um lado da EH e outros  $100-(n-1)*10\%$  da mesma carga máxima deve ser distribuída no outro lado da EH. Considerando o fator de carga máximo da aeronave ( $n=4$ ), no outro lado da EH deverá ser 70% da carga máxima. Portanto,  $P'$  será 1395,32lbs e  $P''$  será 130lbs.

### 21.2.6 Esforços atuantes na longarina

Assim como na asa, o método para se determinar a distribuição e esforços na EH foi o método de Stender. O procedimento realizado foi o mesmo, obtendo-se:

Tabela 21-12 – Esforços na longarina dianteira

Estação	x [m]	$\Delta Si$ [m <sup>2</sup> ]	Li [kgf]	Qi[kgf]	Mi[kgfm]
0	0	0	0	0	0
1	0,17	0,034038	9,453541	9,453541	0,80355096
2	0,34	0,078506	21,8037	21,8037	5,55994243
3	0,51	0,099083	27,51871	27,51871	11,6954501
4	0,68	0,112724	31,30704	31,30704	18,6276878
5	0,85	0,123729	34,36368	34,36368	26,2882154
6	1,02	0,133197	36,99312	36,99312	34,5885667
7	1,19	0,141593	39,32516	39,32516	43,4542988
8	1,36	0,149163	41,42739	41,42739	52,8199242
9	1,53	0,156046	43,33899	43,33899	62,6248448
10	1,7	0,162329	45,08401	45,08401	72,8106829
11	1,87	0,168066	46,67753	46,67753	83,3193998
12	2,04	0,173292	48,1288	48,1288	94,0918055
13	2,21	0,178023	49,44293	49,44293	105,066223
14	2,38	0,182268	50,62185	50,62185	116,177146
15	2,45	0,186023	51,66481	51,66481	122,187268



Tabela 21-13 – Esforços na longarina traseira

Estação	x [m]	$\Delta S_i$ [m <sup>2</sup> ]	$L_i$ [kgf]	$Q_i$ [kgf]	$M_i$ [kgfm]
0	0	0	0	0	0
1	0,17	0,013507	6,820307	6,820307	0,57972611
2	0,34	0,078506	39,64246	39,64246	10,1088285
3	0,51	0,099083	50,03323	50,03323	21,2641229
4	0,68	0,112724	56,921	56,921	33,8679948
5	0,85	0,123729	62,47844	62,47844	47,7960096
6	1,02	0,133197	67,25917	67,25917	62,8873218
7	1,19	0,141593	71,49917	71,49917	79,0065833
8	1,36	0,149163	75,32135	75,32135	96,0347275
9	1,53	0,156046	78,79694	78,79694	113,861578
10	1,7	0,162329	81,96966	81,96966	132,380994
11	1,87	0,168066	84,86692	84,86692	151,487454
12	2,04	0,173292	87,50555	87,50555	171,073341
13	2,21	0,178023	89,89483	89,89483	191,026517
14	2,38	0,182268	92,03829	92,03829	211,227879
15	2,45	0,186023	93,93455	93,93455	222,155203

Pode-se, portanto, construir as seguintes curvas:

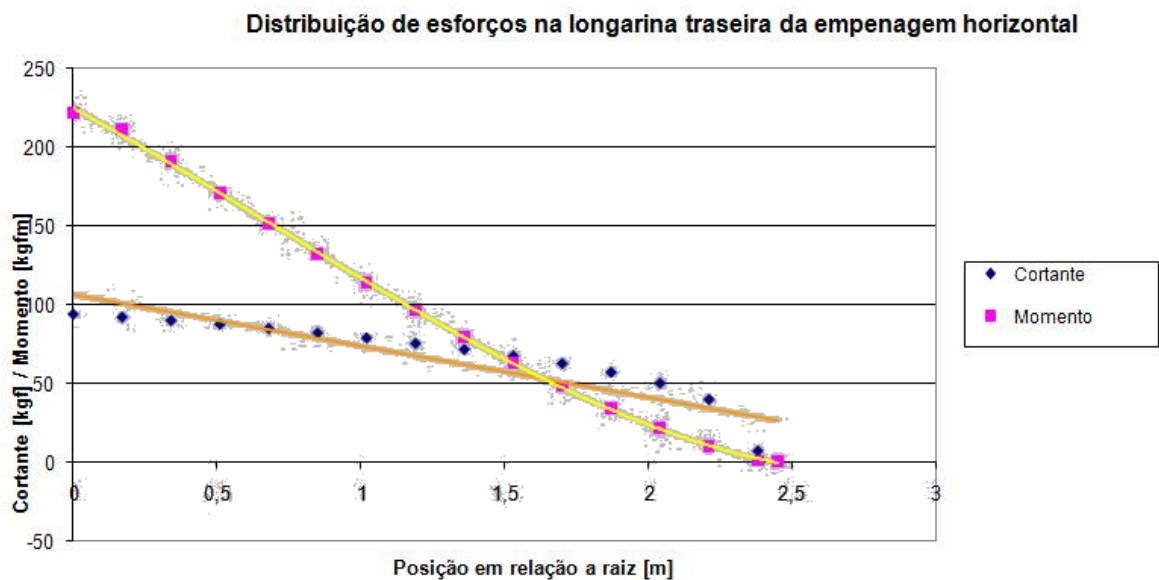


Gráfico 21-5- Esforços na longarina traseira

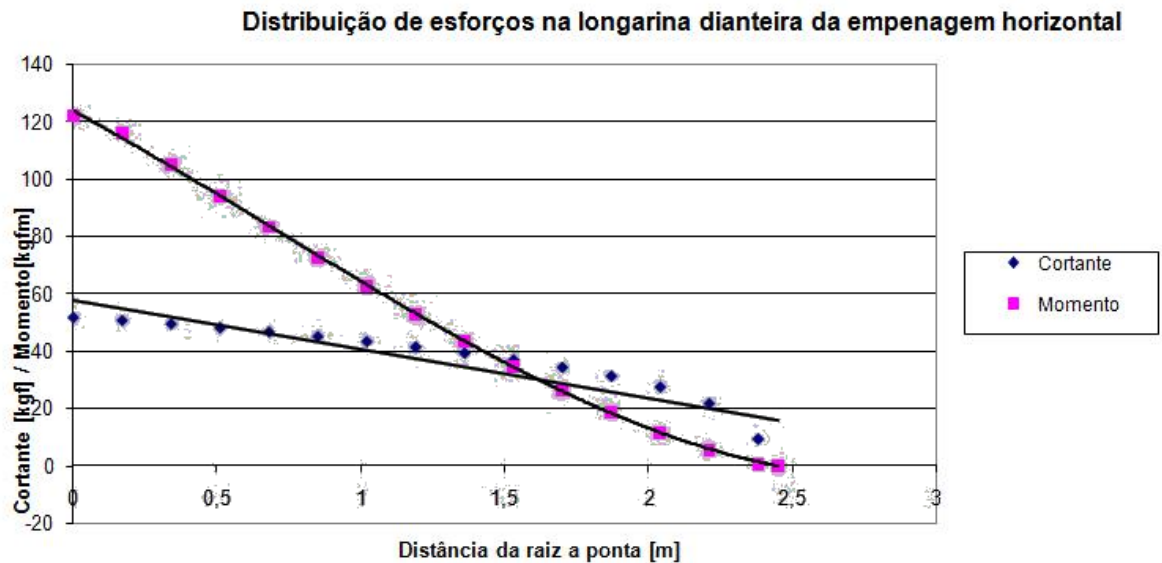


Gráfico 21-6- Esforços na longarina dianteira

### 21.3 Cargas na empenagem vertical

Serão calculadas as cargas de manobra e de rajada na EV e com o maior valor, serão determinados os esforços na longarina.

#### 21.3.1 Carga de manobra na empenagem vertical

A carga de manobra da EV, assim como da EH, é calculada de acordo com o FAR, apêndice A, onde é dada a distribuição de carga ao longo da superfície. Neste caso será:

$$\bar{w} = 0,534n \frac{W}{S}$$

Ao se multiplicar esse carregamento distribuído pela área da empenagem vertical, determina-se a carga na EV, que será 1423,2kgf.

### 21.3.2 Carga de rajada na empenagem vertical

A carga de rajada na empenagem vertical é dada pela seguinte equação:

$$P_{u_{EV}} = \frac{k_{gt} U_{de} V a_{1EV} S_{EV}}{16,3}$$

Onde:

$$k_{gt} = \frac{0,88 \cdot \mu_{gt}}{5,3 + \mu_{gt}}$$

$$\mu_{gt} = \frac{2 \cdot M}{\rho \cdot \bar{c}_{EV} \cdot g \cdot (a_1)_{EV} \cdot S_{EV}} \cdot \left( \frac{K}{l_{EV}} \right)^2$$

E  $U_{de}$  é o mesmo que para a EH (15,24m/s). Ao serem aplicadas as equações acima, resulta em um carga devido à rajada na empenagem vertical de 676,82kgf.

Como a carga devido a manobra foi maior que para rajada, ela que deverá ser usado no dimensionamento da EV.

### 21.3.1 Esforços na longarina da EV

O método para se determinar a distribuição de sustentação sobre a empenagem vertical é, também, o método de Stender. O procedimento é o mesmo descrito na determinação dos esforços na asa. Com esse distribuição, é possível calcular os esforços cortantes e momentos fletores na longarina da empenagem vertical.

Tabela 21-14 – Determinação da corda da asa de Stender

x [m]	Ce [m]	Cg [m]	Cs [m]
0	0,92	2,202662	1,423534
0,2	0,91781	2,126616	1,397079
0,4	0,911207	2,05057	1,366928
0,6	0,900094	1,974525	1,333139
0,8	0,884302	1,898479	1,295696
1	0,863574	1,822433	1,254514
1,2	0,837543	1,746388	1,209411
1,4	0,805696	1,670342	1,160081
1,6	0,767308	1,594297	1,106036
1,8	0,721337	1,518251	1,046504
2	0,666213	1,442205	0,980212
2,2	0,599418	1,36616	0,904932
2,4	0,516443	1,290114	0,816254
2,6	0,407521	1,214068	0,703391
2,8	0,239546	1,138023	0,52212
2,9	0,004195	0,469792	0,044395

Tabela 21-15 – Esforços na longarina

Estação	x [m]	$\Delta Si$ [m <sup>2</sup> ]	Li [kgf]	Qi [kgf]	Mi [kgfm]
0	0	0,004439	0	0	0
1	0,2	0,056651	27,80223	27,80223	2,78022307
2	0,4	0,122551	60,14309	60,14309	18,042927
3	0,6	0,151964	74,578	74,578	37,2890024
4	0,8	0,172119	84,46881	84,46881	59,1281643
5	1	0,188514	92,51521	92,51521	83,2636915
6	1,2	0,202672	99,46299	99,46299	109,409293
7	1,4	0,215254	105,6379	105,6379	137,329308
8	1,6	0,226612	111,2118	111,2118	166,817756
9	1,8	0,236949	116,285	116,285	197,684574
10	2	0,246393	120,9195	120,9195	229,746961
11	2,2	0,255021	125,154	125,154	262,823381
12	2,4	0,262883	129,0125	129,0125	296,728862
13	2,6	0,270007	132,5083	132,5083	331,270816
14	2,8	0,276401	135,6462	135,6462	366,24486
15	2,9	0,282061	138,4242	138,4242	387,587784

Com esses valores, pode-se traçar as curvas de esforços cortantes e momentos fletores:

Distribuição na empenagem vertical

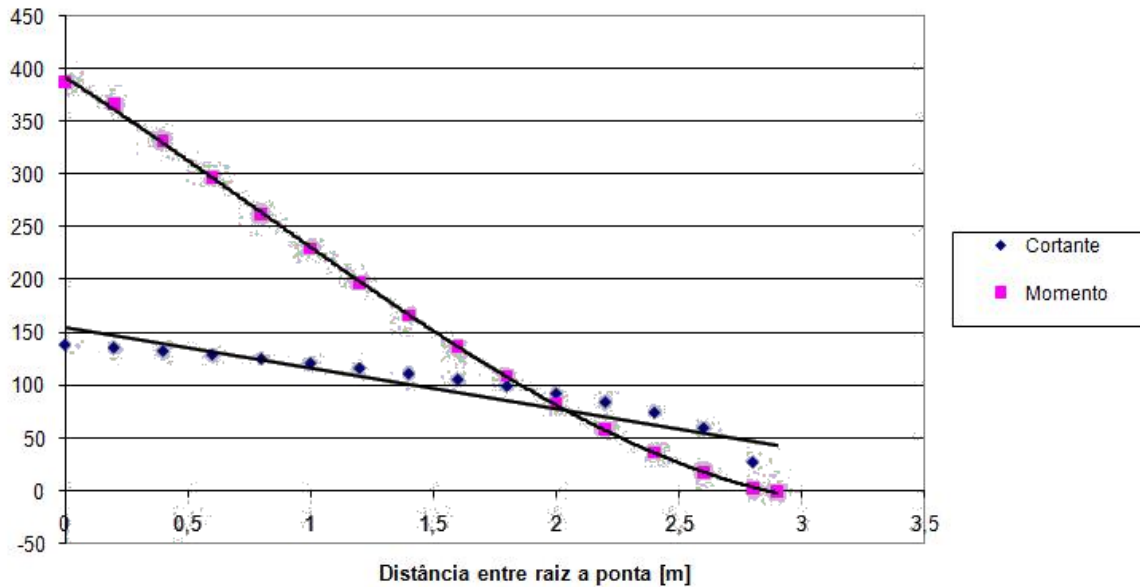


Gráfico 21-7- Esforços na longarina

## 21.4 Cargas na fuselagem

A fuselagem será dividida em duas porções: a porção anterior e a posterior, sendo esta divisão determinada pela localização da caverna de fixação da asa na fuselagem. Na figura a seguir é mostrada a localização dos principais itens da aeronave geradores de cargas.

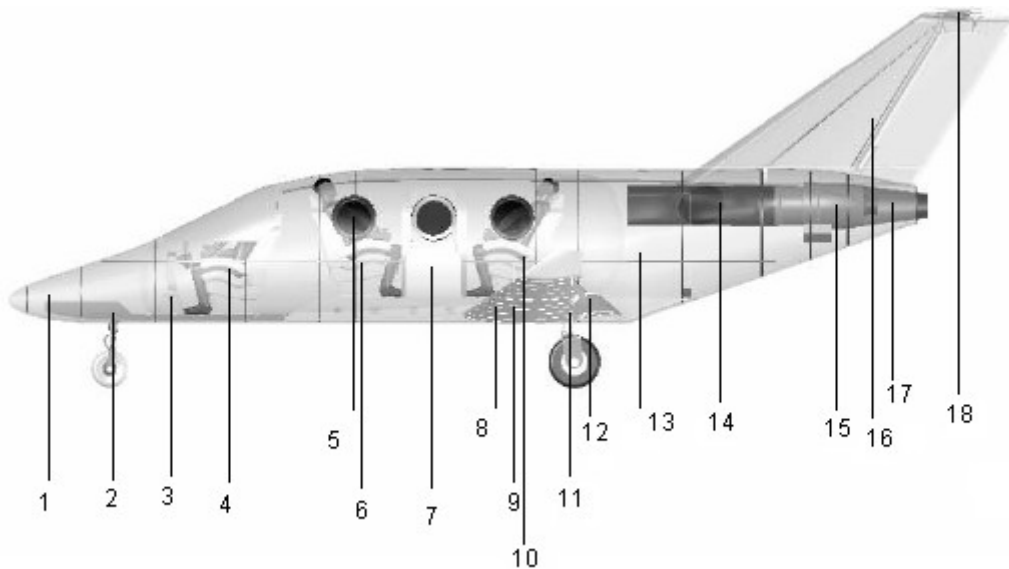


Figura 21-1 – Posicionamento dos itens que geram cargas no DMR-Jet

#### 21.4.1 Cargas na porção anterior da fuselagem

Essas cargas são calculadas devido à inércia dos diversos componentes da aeronave. O momento limite devido a cada componente será calculado para o fator de carga máximo da aeronave ( $n=4$ ). A fixação da asa na fuselagem acontece a 5,7m do nariz e este ponto será a referência para os cálculos. Portanto, com auxílio da figura 21-1, tem-se:

Tabela 21-16 – Esforços na porção anterior da fuselagem

Posição	Descrição	Braço [m]	Peso [kgf]	Peso limite [kgf]	Momento [kgfm]	Momento limite [kgfm]
1	Fiação e equipamentos de navegação	5,4	22,5	90	121,5	486
2	Triquilha	4,7	30	120	141	564
3	Equipamentos de comando	3,9	91	364	354,9	1419,6
4	Piloto e banco	3,2	100	400	320	1280
5+6	Janela, passageiros e bancos	1,7	130	520	221	884
7	Porta	1,1	30	120	33	132
8	Equipamentos de degelo da asa	0,7	10	40	7	28
9	Combustível e tanque	0,2	725	2900	145	580

Como não foi possível obter dados do motor selecionado no projeto, as cargas na fuselagem relativas aos efeitos dele não poderão ser determinadas. A carga na triquilha é considerando aterragem em três pontos.

A carga limite total devido à inércia dos diversos componentes será iguais ao somatório das cargas limite obtidas individualmente, o que resulta em um peso limite total de 4554kgf e o momento limite será de 5373,6kgf.m.

#### 21.4.2 Cargas na porção posterior da fuselagem

As cargas geradas devido à inércia dos componentes da aeronave são calculadas da mesma forma como apresentada anteriormente. No entanto, deve-se analisar os efeitos que as empenagens geram na fuselagem, sendo elas as cargas laterais que surgem devido à EV e cargas de torção devido às cargas assimétricas das empenagens.

As cargas de inércia totais foram, ainda considerando para um fator de carga igual a 4 (máximo):

Tabela 21-17 – Esforços na porção anterior da fuselagem

Posição	Descrição	Braço [m]	Peso [kgf]	Peso limite [kgf]	Momento [kgfm]	Momento limite [kgfm]
10	Janela, passageiros e bancos	0,05	130	520	6,5	26
11	Trem de pouso principal	0,41	90	360	36,9	147,6
12	Flape e aeleros	0,6	40	160	24	96
13	Bagagem e para quedas	1,3	300	1200	390	1560
14	Entrada de ar	2,3	33,5	134	77,05	308,2
15	Motor	3,1	150	600	465	1860
16	Empenagem vertical	3,6	85	340	306	1224
17	Bocal de saída	3,9	19,5	78	76,05	304,2
18	Empenagem horizontal	4,9	13	52	63,7	254,8

Neste caso, as cargas limites totais devido à inércia foram peso de 3444kgf e momento de 5780,8kgf.m.

A carga lateral devido às cargas na empenagem vertical é determinada sabendo que a carga máxima atuante na EV foi de 1423,20kgf e a distância do centro de pressão da

empenagem vertical ao ponto de fixação EV-fuselagem é 0,42m. Então, as cargas laterais nesse ponto de fixação serão 1423,2kgf e 597,75kgf.m.

Existem, também, atuando na parte posterior da fuselagem, cargas de torção devido às cargas assimétricas das empenagens. Na empenagem horizontal, conforme calculado anteriormente, tem-se  $P'=1395,32\text{kgf}$  e  $P''=130\text{kgf}$ . A carga de 1432,2kgf da empenagem vertical também causará torção da fuselagem. Portanto:

$$M = 1432,2 \times 0,42 + 1395,32 \times 1,225 - 130 \times 1,225 = 2147,77\text{kgf.m}$$

## 21.5 Cargas nos sistemas de comando

Também seguirá o FAR parte 23, subparte C (estruturas).

### 21.5.1 Cargas no profundor

As cargas no profundor deveriam ser calculadas tanto para condição de rajada quanto para condição de manobras, porém, para esta aeronave, a carga de manobra apresentou um resultado superior àquele de rajada, o que faz com que o dimensionamento necessite ser feito para a condição de manobra, por ser esta mais crítica.

A carga no profundor é proporcional à carga na empenagem horizontal, de acordo com a seguinte equação:

$$P_{prof} = P_{EH} \frac{c''}{c' + c''}$$

Onde  $c'$  é a corda do estabilizador somente e  $c''$  é a corda do profundor. Calculando, tem-se que a carga no profundor é de 1255,79kgf.



No entanto, o regulamento prevê que o dimensionamento deve ser feito com base em uma carga correspondente a 125% da carga limite, fazendo com que a carga resultante seja 1569,74kgf.

Como o carregamento sobre o profundor é triangular, essa carga está aplicada a um terço da articulação do profundor. Como a corda do profundor ( $c'$ ) é igual a 0,86m, a distância do ponto de aplicação da força à articulação do profundor é 0,12m.

Por somatório de momentos, pode-se concluir que a força no manche necessária para resistir a tal carregamento deve se igual a 2354,61kgf.

Entretanto, a norma prevê que o dimensionamento deste sistema pode ser feito para uma carga no manche igual a 75,5kgf. Para que esta força seja a resultante no manche, a força de reação na articulação do profundor deve ser 144,96kgf e a força aplicada sobre o profundor será de 96,64kgf.

### 21.5.2 Cargas no leme de direção

O procedimento usado foi o mesmo para o caso do profundor. A carga sobre o leme é, também, proporcional à carga sobre a empenagem vertical, carga esta calculada com a mesma equação apresentada para o caso do profundor. Logo, a carga sobre leme, utilizando uma carga limite de 1423,20kgf e sabendo que o regulamento prevê que a carga para dimensionamento deve ser 125% da carga limite, será de 622,25kgf.

Esta carga também está aplicada a um terço da articulação do leme, pois o carregamento também é triangular. Então a carga calculada está aplicada a 0,23m da articulação do leme.

Como o sistema de comando detalhado nos desenhos é o profundor, não tem como determinar os esforços de momentos nos comandos do leme.

### 21.5.3 Cargas nos ailerons

A carga nos ailerons foi calculada para se determinar as cargas na asa. O valor encontrado foi de 77,87kf. No entanto, este valor deverá ser multiplicado por 1,25 para que o requisito de dimensionamento, previsto no regulamento, seja atendido. A carga nos ailerons para dimensionamento deverá ser, portanto, 97,34kgf.

Mais uma vez, como não fará detalhamentos no sistema de comando de ailerons, não serão determinados os esforços de momento nos mesmos.

### 21.5.4 Cargas nos flapes

A carga nos flapes é determinada da mesma maneira que para ailerons, no entanto a equação de distribuição de esforços sobre eles é dada por:

$$\bar{w} = 0,64n_1 \frac{W}{S}$$

O procedimento após o cálculo dessa distribuição é o mesmo. Logo, a carga limite nos flapes é 106,95kgf. Para fazer o dimensionamento estrutural deles, basta fazer 125% da carga limite, resultando em 133,69kgf.

## 21.6 Cargas no Trem de Aterragem

As considerações apresentadas pelo regulamento FAR-PART 23 quanto à determinação das cargas no trem de pouso da aeronave em projeto são apresentadas no parágrafo FAR-PART 23.473. Podem-se citar as seguintes considerações a serem utilizadas no presente trabalho.

- a) O peso da aeronave para o cálculo das cargas no trem de pouso deve ser o máximo de decolagem previsto no projeto (FAR-PART 23.473(a)), o qual para o presente caso é igual a 2494.75 kgf.
- b) A velocidade vertical durante o pouso pode ser determinada pela seguinte equação, devendo estar entre 2.13 e 3.05 m/s (FAR-PART 23.473 (b)).

$$V_V = 0.61 \cdot \sqrt[4]{\frac{W}{S}} = 0.61 \sqrt[4]{\frac{2494.75 \cdot 9.81}{16.78}} = 3.71 \text{ m/s}$$

Como a velocidade vertical calculada ultrapassou o intervalo considerado, ter-se-á  $V_V = 3.05 \text{ m/s}$ .

- c) A sustentação da aeronave não deve exceder dois terços do seu valor máximo, e as reações no solo devem levar em consideração o alívio devido à sustentação (JAR-VLA 473 (c)). Para o presente caso, o valor máximo da sustentação será 1663,17 kgf.
- d) A altura da queda da aeronave pode ser determinada pela seguinte equação, devendo estar entre 0.235 e 0.475m (FAR-PART 23.473 (d) / FAR-PART 23.725).

$$h = 0.0132 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 0.0132 \cdot \sqrt{\frac{2494.75 \cdot 9.81}{16.78}} = 0.504m$$

Será adotado o valor de 0,475m

- e) O fator de carga de inércia utilizado não pode ser menor que 2.67 e o fator de carga das reações no solo não pode ser menor que 2.0 (FAR-PART 23.473 (e)).

Com essas considerações pode-se então partir para cálculo das cargas atuantes no sistema de trem de pouso da presente aeronave.

### 21.6.1 Fatores de carga para pouso

Adotar-se-á como fator de carga das reações no solo:

$$n_g = 2.0;$$

Desta forma, o fator de carga de inércia que ainda atua no centro de gravidade da aeronave será:

$$n = n_g + \frac{L}{W} = n_g + \frac{2}{3} = 2.67$$

### 21.6.2 Cargas no solo

Para aeronaves com trem de pouso triciclo, as condições de carga no solo a serem consideradas são apresentadas nos parágrafos FAR-PART 23.479 (a)-2 e (b); FAR-PART 23.481 (a)-2; FAR-PART 23.483; FAR-PART 23.485 e FAR-PART 23.493.

#### 21.6.2.1 Aterrissagem em atitude de vôo nivelado – pouso de pista

Para aterrissagem em atitude de vôo nivelado, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.479 (a)-2, o avião toca o solo com o trem principal e o secundário fica pouco acima do solo.

- a) Componente vertical no centro de gravidade

$$V = n \cdot W = 2.67 \cdot 2494.75 = 6660.98kgf$$

- b) Componente horizontal no centro de gravidade

$$H = 0.25 \cdot n \cdot W = 0.25 \cdot 2.67 \cdot 2494.75 = 1635.21kgf$$

- c) Componente vertical no solo (em cada roda):

$$V_g = \frac{1}{2} \cdot n_g \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 2.00 \cdot 2494.75 = 2494.75 \text{kgf}$$

d) Componente horizontal no solo (em cada roda):

$$H_g = \frac{1}{2} \cdot 0.25 \cdot n_g \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 0.25 \cdot 2.00 \cdot 2494.75 = 623.69 \text{kgf}$$

### 21.6.2.2 Aterrissagem em três pontos

Para aterrissagem em três pontos, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.479

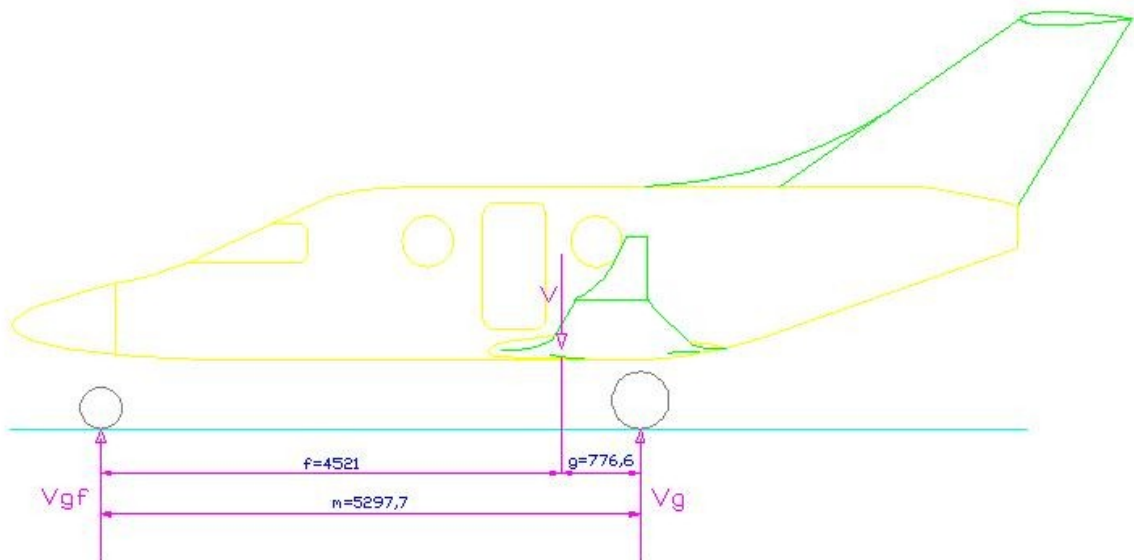


Figura 21-2 – Distâncias Trem de Pouso

a) Componente vertical no centro de gravidade

$$V = n \cdot W = 2.67 \cdot 2494.75 = 6660.98 \text{kgf}$$

b) Componente vertical no trem principal (em cada roda)

$$V_g = \frac{1}{2} \cdot n_g \cdot W \cdot \frac{b}{d} = \frac{1}{2} \cdot n_g \cdot 2494.75 \cdot \frac{4521}{5297.7} = 2128.99 \text{kgf}$$

c) Componente vertical no trem de nariz

$$V_{gt} = n_g \cdot W \cdot \frac{a}{d} = 2.00 \cdot 2494.75 \cdot \frac{776.6}{5297.7} = 731.42kgf$$

### 21.6.2.3 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 21-3.

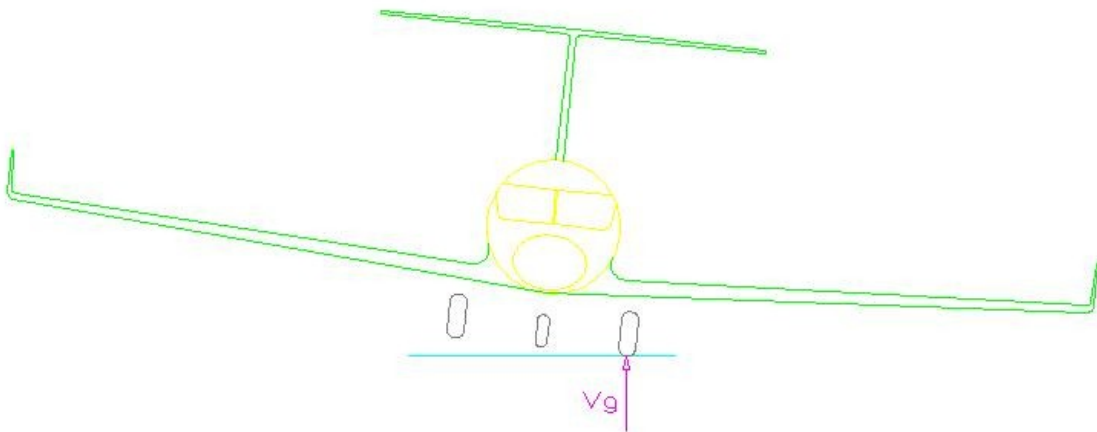


Figura 21-3 - Aterrissagem em uma roda

Nesta condição a inclinação da aeronave (conforme apresentado na Figura 21-3) deve ser desconsiderada e as cargas na roda devem ser as mesmas calculadas para atender o parágrafo FAR-PART 23.479 (a)-2. Desta forma:

- a) Componente vertical do centro de gravidade

$$V = n \cdot W = 2.67 \cdot 2494.75 = 6660.98kgf$$

- b) Componente horizontal no centro de gravidade:

$$H = 0.25 \cdot n \cdot W = 0.25 \cdot 2.67 \cdot 2494.75 = 1665.25kgf$$

- c) Componente vertical no solo (em uma só roda):

$$V_g = n_g \cdot W = 2.00 \cdot 2494.75 = 4989.5kgf$$

- d) Componente horizontal no solo (em uma só roda):

$$H_g = 0.25 \cdot n_g \cdot W = 0.25 \cdot 2.00 \cdot 2494.75 = 1247.38 \text{kgf}$$

### 21.6.3 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 21-4, e as suas magnitudes serão conforme apresentado a seguir.

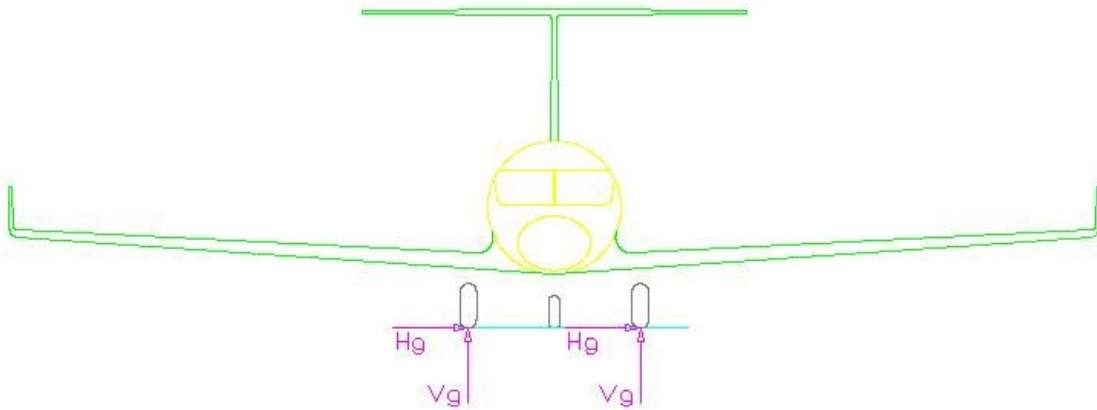


Figura 21-4 – Cargas laterais

- a) Componente vertical no solo (em cada roda)

$$V_g = \frac{1}{2} \cdot 1.33 \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 1.33 \cdot 2494.75 = 1659.01 \text{kgf}$$

- b) Componente horizontal no solo (na roda do lado interno)

$$H_g = 0.5 \cdot W = 0.5 \cdot 2949.75 = 1474.86kgf$$

c) Componente horizontal no solo (na roda do lado externo)

$$H_g = 0.33 \cdot W = 0.33 \cdot 2949.75 = 823.27kgf$$

#### 21.6.4 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 2.1). Entretanto, o fator de carga vertical aplicado deve ser de 1.33 e as componentes horizontais, devido à frenagem, devem ser iguais a 80% das componentes verticais.

a) Componente vertical no solo (em cada roda)

$$V_g = \frac{1}{2} \cdot 1.33 \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 1.33 \cdot 2494.75 = 1659.01kgf$$

b) Componentes horizontais no solo (em cada roda)

$$H_g = \frac{1}{2} \cdot 0.80 \cdot 1.33 \cdot W = \frac{1}{2} \cdot 0.80 \cdot 1.33 \cdot 2494.75 = 1327.21kgf$$

#### 21.6.5 Condições Suplementares para Trem de Nariz

O parágrafo FAR-PART 23.499(a) prevê que para cargas a ré no trem de nariz, a componente vertical deve ter intensidade de 2,25 vezes a carga estática, e a horizontal deve ter 0,8 vezes a intensidade de carga vertical.

A carga estática no trem de nariz é dada por:

$$V_s = W \cdot \frac{b}{d} = 2494.75 \cdot \frac{776.6}{5297.7} = 368.35kgf$$

a) Componente vertical a ré

$$V_f = 2.25 \cdot V_s = 2.25 \cdot 368.35 = 828.79kgf$$

b) Componente horizontal a ré



$$D_f = 0.8 \cdot V_f = 0.8 \cdot 828.79 = 663.03kgf$$

O parágrafo FAR-PART 23.499(b) prevê que para cargas a frente no trem de nariz, a componente vertical deve ter intensidade de 2,25 vezes a carga estática, e a horizontal deve ter 0,4 vezes a intensidade de carga vertical.

- a) Componente vertical a frente

$$V_f = 2.25 \cdot V_s = 2.25 \cdot 368.79 = 828.79kgf$$

- b) Componente horizontal a frente

$$F_f = 0.4 \cdot V_f = 0.4 \cdot 828.79 = 331.52kgf$$

O parágrafo FAR-PART 23.499(c) prevê que para cargas laterais no trem de nariz, a componente vertical deve ter intensidade de 2,25 vezes a carga estática, e a horizontal deve ter 0,7 vezes a intensidade de carga vertical.

- c) Componente vertical a frente

$$V_f = 2.25 \cdot V_s = 2.25 \cdot 368.79 = 828.79kgf$$

- d) Componente horizontal a frente

$$S_f = 0.7 \cdot V_f = 0.7 \cdot 828.79 = 580.15kgf$$

## 22 Dimensionamento Estrutural

O dimensionamento estrutural da aeronave será determinado através das equações de resistência dos materiais, com adaptações para materiais compostos. Serão dimensionadas asa, fuselagem e empenagem horizontal.

### 22.1 Asa

O dimensionamento da asa será feito para as longarinas, dividida em mesas, que resistiram aos momentos fletores, e alma, que resistirá a força cortante, e o revestimento.

O maior esforço suportado pelas longarinas da asa, conforme calculado em cargas da asa, são os esforços devido a cargas simétricas, sendo seus valores:

Tabela 22-1 – Cargas críticas na asa

Estação	x [m]	Qi [kgf] 100%	Mi [kgfm] 100%
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
1,0000	0,4800	1,4045	0,5590
2,0000	0,9600	37,9348	36,1871
3,0000	1,4400	87,2549	125,3015
4,0000	1,9200	144,6830	277,3305
5,0000	2,4000	208,7214	500,3553
6,0000	2,8800	278,4855	801,3471
7,0000	3,3600	353,3541	1186,4632
8,0000	3,8400	432,8426	1661,1939
9,0000	4,3200	516,5203	2230,3308
10,0000	4,8000	604,0460	2898,2687
11,0000	5,2800	695,1045	3668,8848
12,0000	5,7600	789,3577	4545,3182
13,0000	6,2400	886,5592	5530,6321
14,0000	6,7200	986,2775	6626,1722
15,0000	6,8500	1088,2648	7454,1686

### 22.1.1 Longarinas

As longarinas escolhidas para a aeronave DMR-Jet são de seção I para principal e seção C para a secundária. Inicialmente, será tratado o dimensionamento das mesas da longarina pela resistência e pela rigidez.

Pelo critério de resistência à flexão, a tensão máxima resistida é dada por:

$$\sigma = \frac{M_y y}{I}$$

O valor de tensão admissível será adotado igual a  $15\text{kgf/mm}^2$ , pois desejada uma boa qualidade de fabricação e o fator de qualidade do material será arbitrado como 1,25. Logo, é possível determinar o fator de segurança através da expressão usada para tensão de ruptura, já que tensão de ruptura é a tensão admissível ( $15\text{kgf/mm}^2$ ) multiplicada pelos fatores de segurança e de qualidade. A tensão de ruptura da fibra de vidro é  $43,9\text{kgf/mm}^2$ . O fator de segurança será, então, 2,34, valor este maior que o mínimo estabelecido por norma de 1,5.

Considerando que 80% dos esforços se concentrarão sobre a longarina principal, 18% na longarina traseira e 2% na dianteira, e usando a equação para cálculo de tensão sobre a asa, tem-se que:

Tabela 22-2 – Tensões nas longarinas (kgf/m<sup>2</sup>)

x	altura alma	I (perfil I)	c	M asa	tensao princ.	altura da alma	I (perfil C)	c	tensao tras.	altura da alma	c	I (perfil retang)	tensao diant.
0	0,233	5,230/5E-05	0,1285	6290,172	1,24E+07	0,112	6,97E-06	0,068	1,10E+07	0,124	0,062	1,91E-06	4,09E+06
0,48	0,221858384	4,72167E-05	0,122929	5530,632	1,15E+07	0,106254015	6,30E-06	0,065127007	1,03E+07	0,118884672	0,059442336	1,68E-06	3,91E+06
0,96	0,210716768	4,24401E-05	0,117358	4817,199	1,07E+07	0,100508029	5,68E-06	0,062254015	9,50E+06	0,113769343	0,056884672	1,47E-06	3,72E+06
1,44	0,195675152	3,79694E-05	0,111788	4166,542	9,81E+06	0,094762044	5,10E-06	0,059381022	8,74E+06	0,108654015	0,054327008	1,28E-06	3,53E+06
1,92	0,188433536	3,37964E-05	0,106217	3335,35	8,39E+06	0,089016058	4,55E-06	0,056508029	7,45E+06	0,103538687	0,051769343	1,11E-06	3,11E+06
2,4	0,17729192	2,99126E-05	0,100646	2608,442	7,02E+06	0,083270073	4,04E-06	0,05365036	6,23E+06	0,098423358	0,049211679	9,53E-07	2,69E+06
2,88	0,166150304	2,63098E-05	0,095075	1982,516	5,73E+06	0,077524087	3,57E-06	0,050762044	5,07E+06	0,09330803	0,046654015	8,12E-07	2,28E+06
3,36	0,155008688	2,29798E-05	0,089504	1453,545	4,53E+06	0,071778102	3,14E-06	0,047889051	4,00E+06	0,088192702	0,044096351	6,86E-07	1,87E+06
3,84	0,143861072	1,99141E-05	0,083934	1016,968	3,43E+06	0,066032116	2,73E-06	0,045016058	3,01E+06	0,083077373	0,041538687	5,73E-07	1,47E+06
4,32	0,132725456	1,71046E-05	0,078363	667,7893	2,45E+06	0,060286131	2,36E-06	0,042143066	2,14E+06	0,077962045	0,038981023	4,74E-07	1,10E+06
4,8	0,12158384	1,45429E-05	0,072792	400,2843	1,60E+06	0,054540146	2,03E-06	0,039270073	1,40E+06	0,072846717	0,036423368	3,87E-07	7,54E+05
5,28	0,110442224	1,22207E-05	0,067221	207,9979	9,15E+05	0,04879416	1,72E-06	0,03639708	7,92E+05	0,067731388	0,033865694	3,11E-07	4,53E+05
5,76	0,099300608	1,01298E-05	0,06165	83,5343	4,07E+05	0,043048175	1,44E-06	0,033524087	3,49E+05	0,06261606	0,03130803	2,46E-07	2,13E+05
6,24	0,088158992	8,26176E-06	0,056079	18,09353	9,83E+04	0,037302189	1,19E-06	0,030651095	8,36E+04	0,057500732	0,028750366	1,90E-07	5,47E+04
6,72	0,077017376	6,60836E-06	0,050509	0,558952	3,42E+03	0,031556204	9,72E-07	0,027778102	2,88E+03	0,052385404	0,026192702	1,44E-07	2,04E+03
6,85	0,073999855	6,1964E-06	0,049	0	0,00E+00	0,029999999	9,16E-07	0,027	0,00E+00	0,051000002	0,025500001	1,33E-07	0,00E+00

Verifica-se, portanto, que todas as três longarinas resistem às tensões aplicadas.

Será avaliado se as longarinas resistem a flexa máxima dada por:

$$f_m = \frac{\sigma l^2}{EH}$$

Pela equação acima, onde H é a altura do perfil, observa-se que a flexa máxima ocorrerá onde H for menor, ou seja, na ponta da asa. Sabendo que E é o módulo de elasticidade da fibra de vidro e vale 350000kgf/cm<sup>2</sup>, determina-se a flexa máxima das três longarinas:

**Tabela 0-1 – Flexa máxima nas três longarinas [m]**

flexa principal	1,691135
flexa traseira	1,511523
flexa dianteira	0,559637

As longarinas serão fabricadas usando roving (unidirecional) de fibra de vidro, o que leva à necessidade de se determinar o número de feixes de roving nas mesas da longarina. Neste cálculo a resistência da resina será desprezada e, então, o número de feixes de roving é dado por:

$$z = \frac{F}{F' \left[ 1 + \left( \frac{1 - \Psi}{\Psi} \right) \frac{\gamma_v}{\gamma_r} \right]}$$

Se for uma laminação onde 60% do peso do laminado é composto por fibra de vidro e 40% de resina, valores usuais para laminados estruturais, o peso específico do vidro é 2,5g/cm<sup>3</sup> e da resina 1,2g/cm<sup>3</sup> e se num cabo de 4000 fio cada fio tiver 33µm de diâmetro (dados do fabricante), o que resultaria em um F' de 1,3685x10<sup>-5</sup>m<sup>2</sup>, tem-se:

Tabela 0-2 – Número de fios de roving

	principal	traseira
F	0,0012	0,0006
z	37	18

Ambas as longarinas variam somente a altura da alma, o que faz com que as mesas possuam seção constante ao longo de toda a envergadura. A longarina dianteira é apenas uma seção retangular que será dimensionada por cisalhamento também antes de se determinar o número de fios, para que se avalie qual será o caso mais crítico.

As almas das longarinas são responsáveis por resistir aos esforços cortantes da asa. Elas são fabricadas usando 2 laminados de fibra de vidro com uma espuma no meio para servir de espaçador, formando um composto do tipo sanduíche. Novamente, além de se dimensionar como se somente os laminados resistissem aos esforços, a distribuição dos esforços cortantes na asa continua a mesma, ou seja, 80% para a longarina principal, 18% para a traseira e 2% para a dianteira. A tensão admissível do laminado é  $3\text{kgf/mm}^2$ .

A equação que determina a resistência ao cisalhamento é:

$$\tau = \frac{Q}{e(H - a)}$$

Logo, sendo a espessura inicialmente considerada constante ao longo do perfil e ao longo da envergadura e igual a 12mm:

Tabela 0-3: Tensões nas almas das longarinas

	x	H	Q	tensão princ.	H	tensão diant.	H	tensão tras.
raiz	0	0,257	936,2775254	2,55E+05	0,136	1,13E+05	0,124	1,25E+05
	0,48	0,245858394	886,5592452	2,53E+05	0,130254015	1,12E+05	0,118884672	1,24E+05
	0,96	0,234716788	836,5592452	2,50E+05	0,124508029	1,12E+05	0,113769343	1,23E+05
	1,44	0,223575182	789,3577393	2,49E+05	0,118762044	1,11E+05	0,108654015	1,23E+05
	1,92	0,212433577	695,1045487	2,31E+05	0,113016058	1,03E+05	0,103538686	1,14E+05
	2,4	0,201291971	604,0459852	2,13E+05	0,107270073	9,51E+04	0,098423358	1,05E+05
	2,88	0,190150365	516,520278	1,93E+05	0,101524088	8,65E+04	0,093308029	9,53E+04
	3,36	0,179008759	432,8425902	1,73E+05	0,095778102	7,75E+04	0,088192701	8,52E+04
	3,84	0,167867153	353,3540588	1,51E+05	0,090032117	6,79E+04	0,083077372	7,46E+04
	4,32	0,156725547	278,4855288	1,28E+05	0,084286131	5,78E+04	0,077962044	6,33E+04
	4,8	0,145583942	208,7213876	1,04E+05	0,078540146	4,71E+04	0,072846715	5,15E+04
	5,28	0,134442336	144,6829755	7,88E+04	0,072794161	3,57E+04	0,067731387	3,89E+04
	5,76	0,12330073	87,25489666	5,23E+04	0,067048175	2,38E+04	0,062616058	2,59E+04
	6,24	0,112159124	37,93484752	2,52E+04	0,06130219	1,15E+04	0,05750073	1,25E+04
	6,72	0,101017518	1,404483278	1,05E+03	0,055556204	4,84E+02	0,052385401	5,22E+02
ponta	6,85	0,098	0	0,00E+00	0,054	0,00E+00	0,051	0,00E+00

O laminado será um tecido de fibra de vidro, cujo número de camadas é dado pela razão entre a espessura da alma e a espessura de cada laminado. Para isso, deve-se determinar primeiramente a densidade do laminado, usando os mesmo dados do cálculo das mesas:

$$\gamma_l = \frac{1}{\frac{\%P_v}{\gamma_v} + \frac{\%P_r}{\gamma_r}} = 1,74g/cm^3$$

Em seguida a espessura do laminado é calculada, sendo que a gramatura do mesmo é 350g/cm<sup>2</sup>:

$$t = \frac{\text{gramatura}}{\gamma_v} = 0,0201cm$$

Assim é possível encontrar o número de laminados que deve ser sempre um número maior que 2. Como a espessura da alma é de 0,012m, o número de laminados deverá ser 5 e sempre variando a direção das fibras de 45° para 135° a cada laminado.

O comprimento de colagem necessário é calculado da seguinte forma:

$$L_{col.ef.} = B - e_{tam} - 0,01 = 2,01cm$$

Portanto, o comprimento necessário para uma boa fixação das mesas na alma é de 2,01cm.



## 23 Dimensionamento de Sistema de Comando do Profundor

Neste trabalho foi detalhado o sistema de acionamento do profundor da aeronave como pode ser visto na figura abaixo.

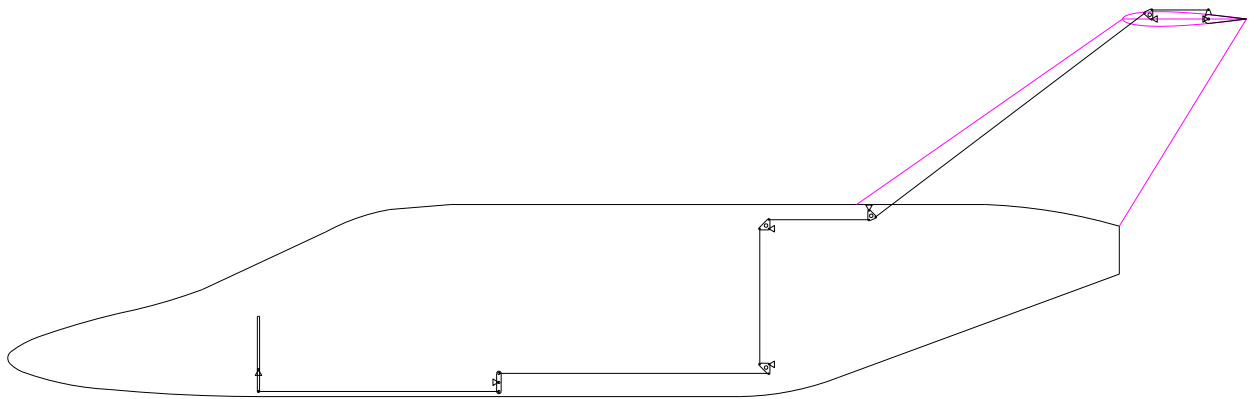


Figura 23-1-Detalhe do comando de profundor

### 23.1 Dimensionamento dos Tubos

O dimensionamento dos tubos de comando do profundor será baseada na análise de flambagem, já que esta é a situação mais crítica para o presente caso.

A Figura 23-2 abaixo mostra os tubos de acionamento do comando do profundor e seus respectivos comprimentos.

Para fazer a movimentação de  $30^\circ$  positivos ou negativos do profundor o piloto deve movimentar o manche um ângulo de  $13^\circ$ .

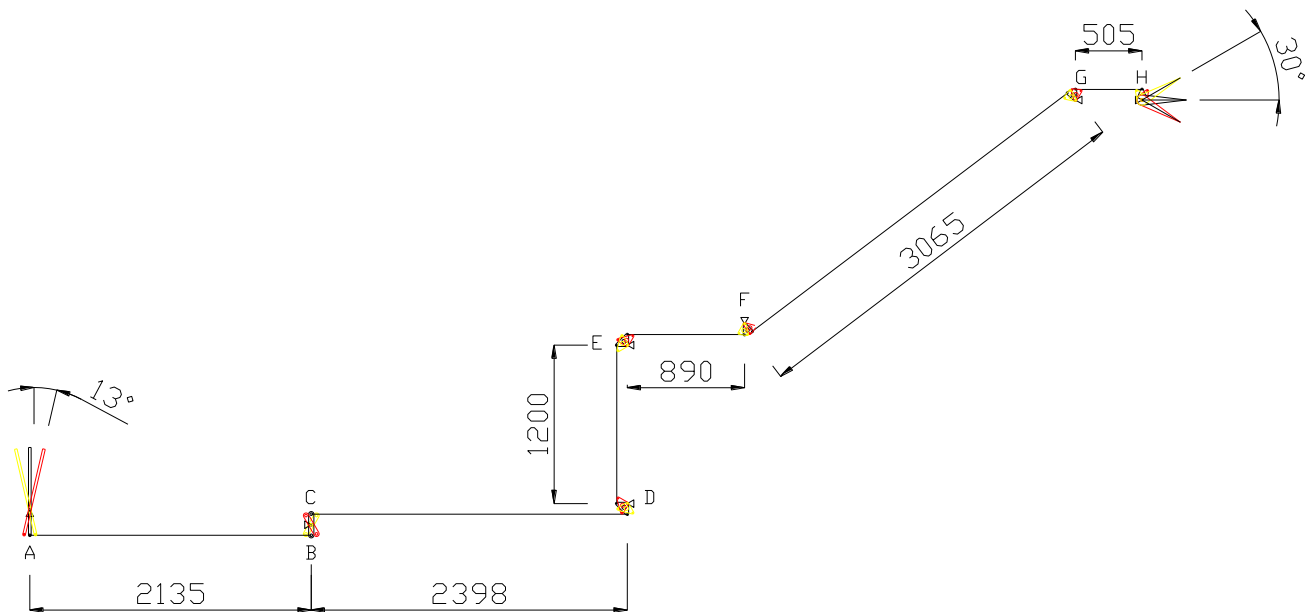


Figura 23-2 - Comprimentos dos tubos

O tubo de maior comprimento é o representado pelo segmento “FG” e este será calculado para dimensionamento do diâmetro deste tubo

De cargas nos comandos temos que a carga máxima atuando neste tubo será de: 135,8Kgf.

Aplicando o fator de segurança e de qualidade temos:

$$F' = 135,8 \cdot 1,5 \cdot 1,25 = 264,7 \text{ (carga final)}$$

## 23.2 Verificação quanto à flambagem

Condição de estabilidade:

$$F' < P_{cr}$$

Para o presente caso tem-se:

$K=1$  (apoios rotulados)

$L=3065\text{mm}$

$E= 7000\text{kgf/mm}^2$  (alumínio)

As dimensões podem ser citadas:

$$D := 1 \frac{1}{4} \text{ in} = 31,75 \text{ mm}$$

$$e = 0,065 \text{ in} = 1,651 \text{ mm}$$

$$I = \frac{\pi}{16} \cdot (D^4 - d^4) = 38375,5 \text{ mm}^4$$

$$A = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) = 80,2 \text{ mm}^2$$

Para que possa ser utilizada a equação de Euler a seguinte condição deve ser satisfeita:

$$\lambda \geq 115$$
$$\lambda = \frac{L}{\sqrt{\frac{I}{A}}} = \frac{3065}{\sqrt{\frac{38375,5}{80,2}}} = 140,2$$

Portanto pode-se aplicar a equação de Euler para o cálculo de  $P_{cr}$ :

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{(KL)^2} = \frac{\pi^2 \cdot 7000 \cdot 38375,5}{3065^2} = 282,2 \text{ kgf}$$

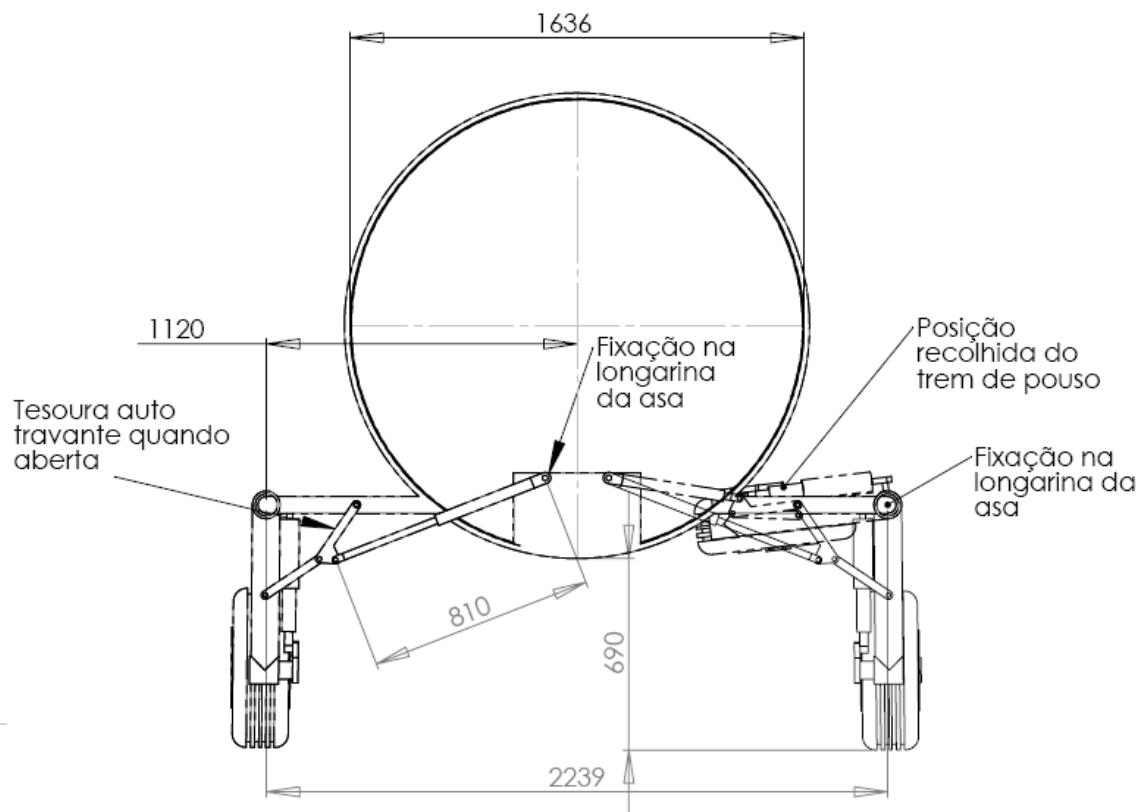
Como  $F' < P_{cr}$  então o tubo "FG" não irá flambar.

Se o tubo de maior comprimento não flamba sob os esforços que nele atuam os outros tubos de menor comprimento também não vão flambar. No entanto os tubos de menor comprimento estarão superdimensionados podendo ter seus diâmetros e espessuras de parede reduzidas.

## 24 Detalhamento do Trem de Pouso Principal

O trem de pouso principal será aberto e recolhido através de atuadores hidráulicos. Sua rótula de giro principal estará fixada entre a longarina principal e a longarina secundária da asa da aeronave.

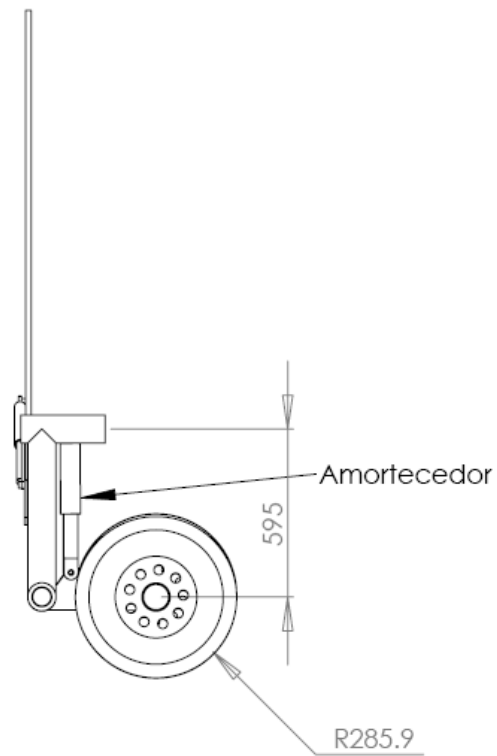
O atuador hidráulico terá ponto de fixação também na longarina dentro da aeronave conforme visto na figura abaixo.



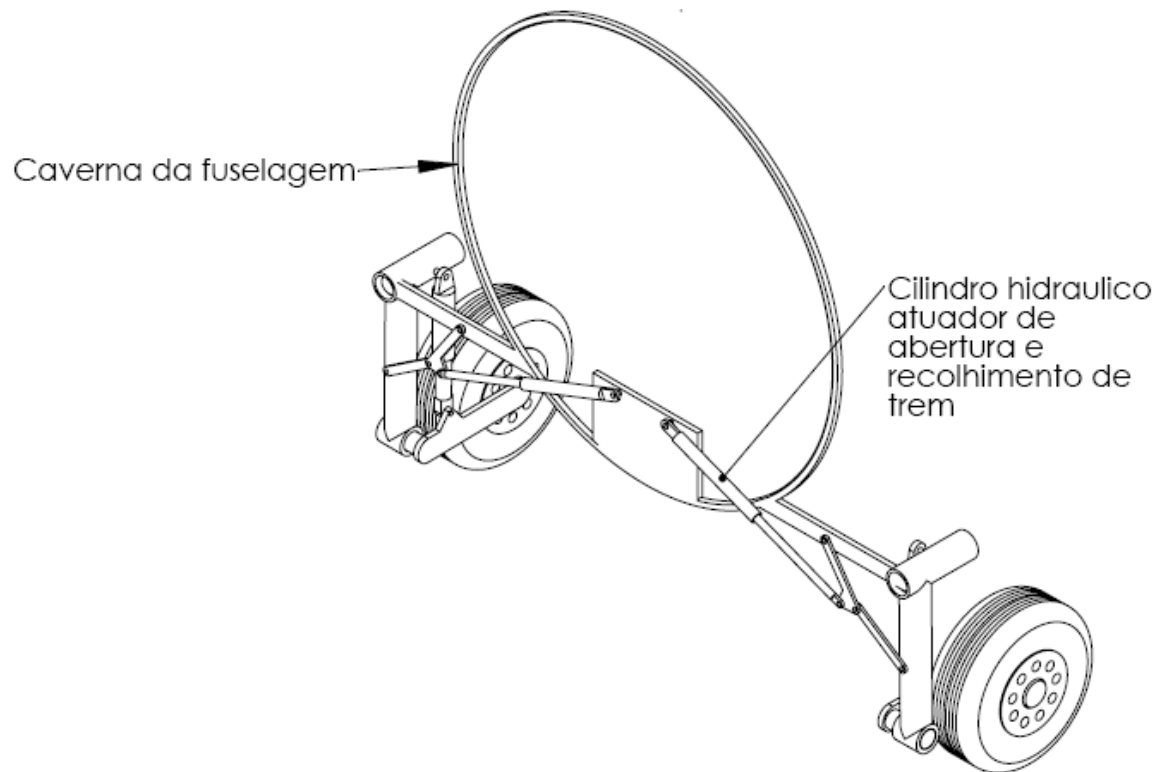
**Figura 24-1 - Detalhamento trem de pouso**

O recolhimento do trem de pouso é feito para dentro da asa como visto na figura acima.

Na vista lateral abaixo podemos observar funcionamento do sistema de amortecimento do trem de pouso principal.



**Figura 24-2 - Vista lateral trem de pouso principal**



**Figura 24-3 - Vista isométrica do sistema de trem de pouso**

## 25 Bibliografia

- [1] UTSCH, R.L. , *Trabalho Prático de Estabilidade e Controle de Aviões*, E. E. UFMG Belo Horizonte, 2005
- [2] Jane's All The World's Aircraft 1976-77 Compiled and edited by John W. R. Taylor FRHistS, MRAeS, FSLAET - Assist Editor Kenneth Munson, Associate RAeS – 1976 – Jane's Yearbooks – London, N1 7LW
- [3] ABBOT, I.H.; DOENHOFF, A. E. *Theory of wing sections*, Dover Publications Inc, Nova Iorque, 1959.
- [4] UTSCH, R.L. , *Estabilidade e Controle de Aviões*, E. E. UFMG, Belo Horizonte, Março de 2005
- [5] FAR Part 23
- [6] ROSKAN, J. *Airplane Design: Preliminary Sizing of Airplanes*. Outtowo, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [7] PULLIN, D. *Aerodinâmica do Avião – Desempenho*. Belo Horizonte: Cid McGraw e Miguel Hill, 1979.
- [8] MCCORMICK, B.W. *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, Pennsylvania State University, 1979
- [9] DE BARROS, C.P. *Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves*, E. E. UFMG, Belo Horizonte, 2001
- [10] <http://www.nasg.com>

## **26 Anexos**



## 26.1 Tabela Comparativa

## 26.2 Gráficos paramétricos

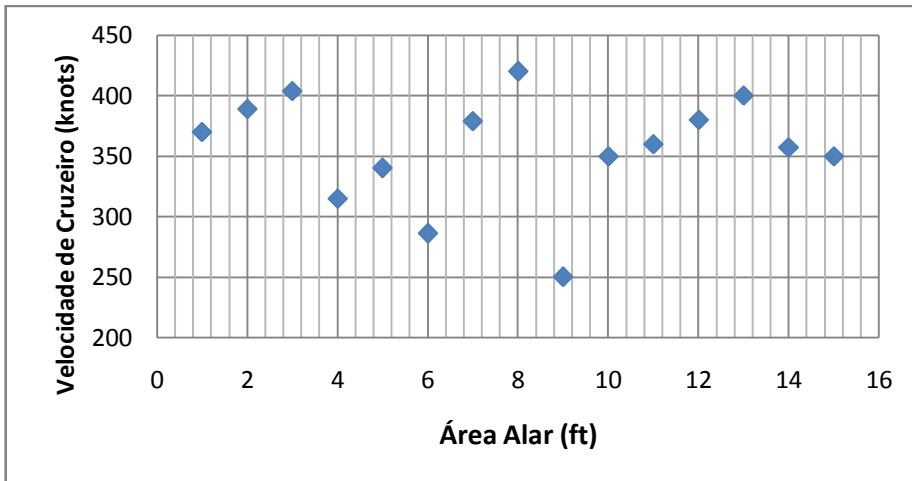


Gráfico 26-1 – Velocidade de Cruzeiro x Área Alar

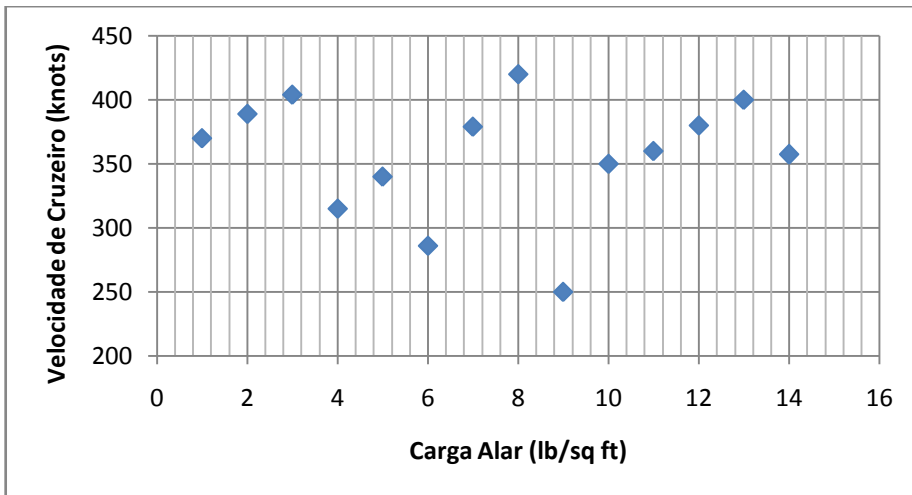


Gráfico 26-2 – Velocidade de Cruzeiro x Carga Alar

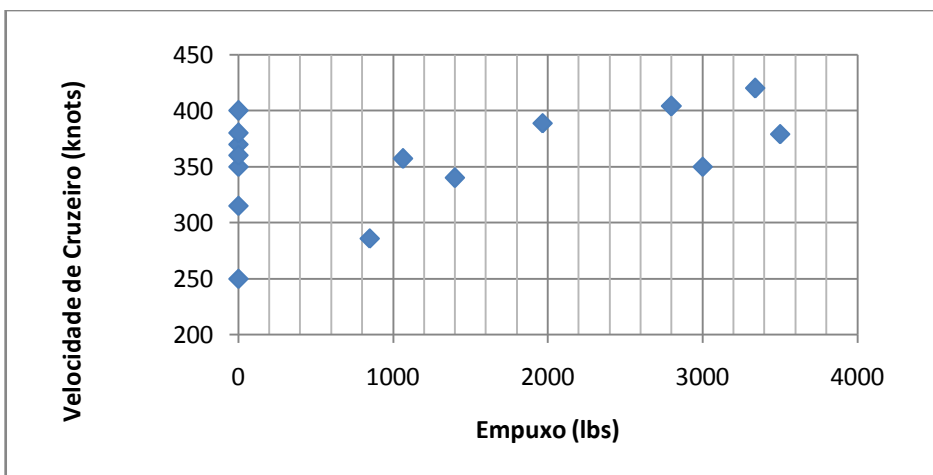


Gráfico 26-3 – Velocidade de Cruzeiro x Empuxo

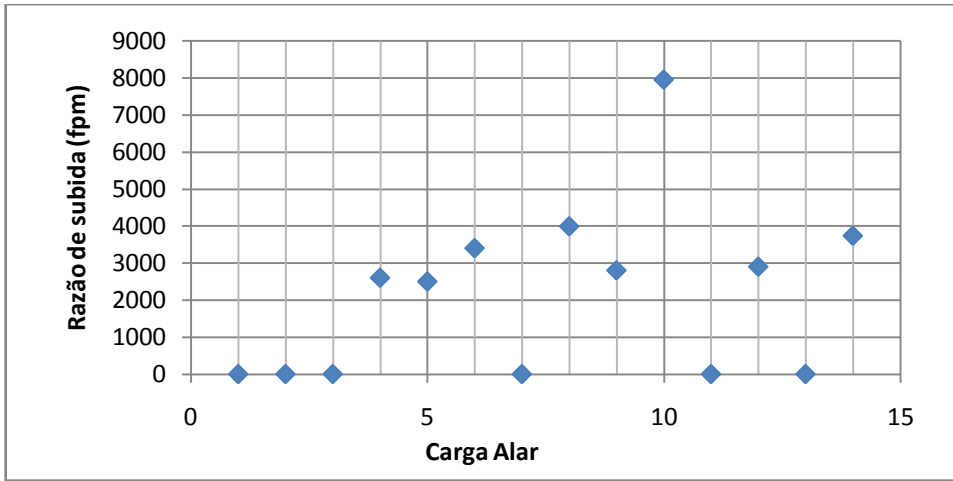


Gráfico 26-4 – Razão de Subida x Carga Alar

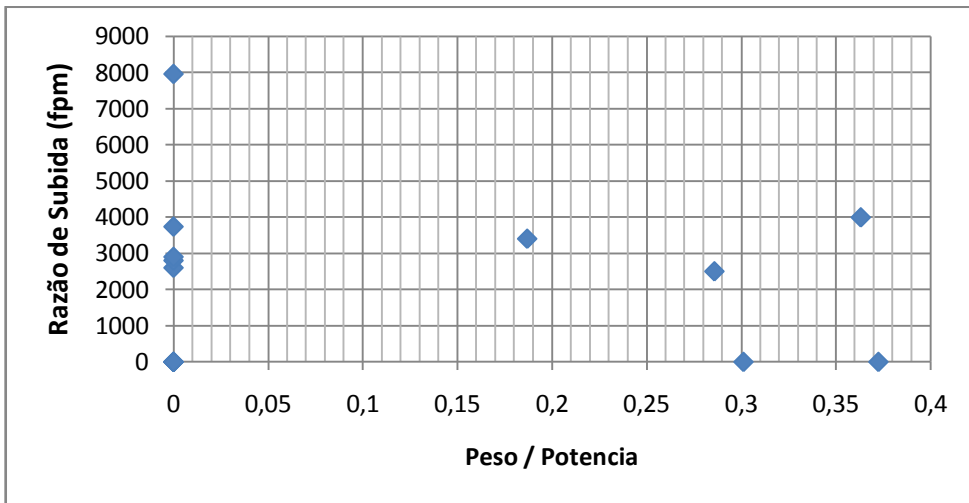


Gráfico 26-5 – Razão de Subida x Peso/Potência

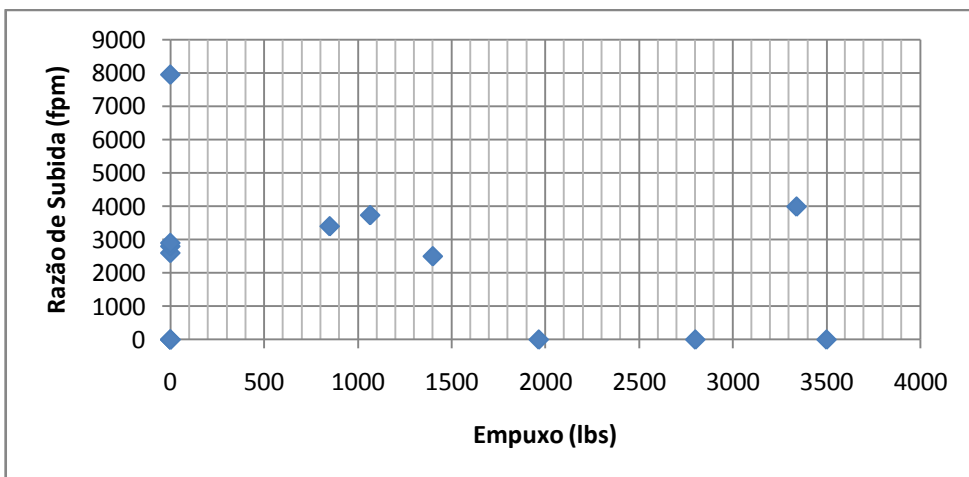


Gráfico 26-6 – Razão de Subida x Empuxo

## 26.3 Tabela comparativa Motores

## 26.4 Programa para Estimativa de Peso

```
%programa para estimativa inicial de peso de aeronaves (jatos executivos)
clear all;
close all;
clc;

%primeiro passo - carga paga e tripulação
disp('Configuração inicial: ');
passageiros=input(' numero de passageiros-(default= 4) -');
tripulacao=input(' numero de tripulantes-(default= 1) -');
pessoa=input(' peso medio de um passageiro-(default= 175 lb) -');
bagagem=input(' peso de bagagem por pessoa-(default= 50 lb) -');
if isempty(passageiros)
    passageiros=4;
end
if isempty(tripulacao)
    tripulacao=1;
end
if isempty(bagagem)
    bagagem=50;
end
if isempty(pessoa)
    pessoa=175;
end
disp(' ');
wpl=passageiros*(pessoa+bagagem); %carga paga em lb
wcrew=tripulacao*(pessoa+bagagem); %tripulação em lb
disp(strcat('          Carga paga= ',num2str(wpl,'%8.2f'),'lb   Tripulação= ',num2str(wcrew,'%8.2f'),'lb
Total= ',num2str(wpl+wcrew,'%8.2f'),'lb'));

%segundo passo - peso total estimado
disp(' ');
wto=input('peso total estimado-(default=5000 lb) -');
if isempty(wto)
    wto=5000;
end
disp(' ');

%terceiro passo - peso total de combustivel
%calculado do L/D
disp('Estimativa da polar de arrasto: ');
vc=input(' velocidade de cruzeiro pretendida-(default=350 knot) -');
sref=input(' area de referencia-(default=160 ft2) -');
A=input(' alongamento-(default=10) -');
dmf=input(' diametro medio frontal da fuselagem-(default=4.4 ft) -');
```

```

lfus=input(' comprimento total da fuselagem-(default=32.4 ft) -');
f=input(' coeficiente de atrito parasita-(figura 2,1 e 2,2)-(default=usa aproximação) -');
e=input(' numero de oswald-(figura 2.4 e 2.5)-(default=usa aproximação) -');
d=input(' densidade do ar em cruzeiro-(default= 0,313 kg/m3) -');
g=input(' gravidade local-(default=9,8 m/s2) -');
if isempty(vc)
    vc=350*1.150779; %velocidade em MPH
end
if isempty(sref)
    sref=160; %media da concorrência
end
if isempty(A)
    A=10; %media da concorrência
end
if isempty(dmf)
    dmf=4.4; %media da concorrência
end
if isempty(lfus)
    lfus=32.4; %media da concorrência
end
if isempty(f)
    %Metodo sugerido no livro methods for....
    twa=(0.75*lfus*3.1415*dmf+2*sref); %estimativa de area molhada total do aviao
    f=-2.6498e-007*twa^2+0.0034764*twa-0.18178;
end
if isempty(e)
    ew=-0.0022*(A^2)+0.0139*A+0.8910; %parabola aproximada do grafico 2.4 de eXA
    ef=0.0005*(A^2)+0.0225*A+0.5483; %parabola aproximada do grafico 2.4 de eXA
    Sfus=3.1415*dmf^2/4; %area da seção de fuselagem
    e=1/(1/ew+ef*Sfus/sref+0.05); %numero de oswald
end
if isempty(d)
    d=0.313; %atmosfera padrao na altitude de cruzeiro (estimado 15000 pes)
    dnm=2*1.225-0.313; %atmosfera padrao ao nivel do mar
end
if isempty(g)
    g=9.8; %valor padrao na altitude de cruzeiro
end
cl=(wto*0.45359)*g/(0.5*d*(vc*0.51444/1.150779)^2*sref*0.09290304); % calculo do CL de cruzeiro
apartir de W/(0.5*ro*v^2*S) - no SI
cd=f/sref+cl^2/(3.1415*A*e); %calculo do arrasto para o Cl de cruzeiro
planeio=cl/cd; % planeio de cruzeiro
%calculo do L/D otimo de subida e descida
vc_possiveis=70:10:370;

```

```

cl_possiveis=(wto.*0.45359).*g./(0.5*((dnm+d)/2).*(vc_possiveis.*0.51444./1.150779).^2.*sref.*0.09290304); %
calculo do CL de subida ou descida apartir de  $W/(0.5 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S)$  - no SI
    cd_possiveis=f/sref+cl_possiveis.^2./(3.1415*A*e); %calculo do arrasto para o Cl de subida ou
descida
    planeio_possiveis=cl_possiveis./cd_possiveis;
    planeio_otimo=max(planeio_possiveis);

disp(' ');
disp(strcat('          f= ',num2str(f,'%5.3f'),';   e= ',num2str(e,'%5.3f'),' ==> L/D de cruzeiro=
',num2str(planeio,'%5.3f')));

%estimativa de eficiencias
disp(' ');
disp('Propriedades do grupo moto-propulsor: ');
cef=input(' Eficiencia do motor-(defaut=0.8) -');
if isempty(cef)
    cef=0.8; %certificar- consultar no site do motor
end

%calculo das frações de combustivel
disp(' ');
disp('Principais Etapas da missao ');
ts=input(' tempo de subida-(defaut=0,15h) -');
tc=input(' tempo de cruzeiro-(defaut=3h) -');
td=input(' tempo de descida-(defaut=1h) -');
if isempty(ts)
    ts=0.15; %definido na missao - valor razoavel para a classe
end
if isempty(tc)
    tc=3; %definido na missao - valor razoavel para a classe
end
if isempty(td)
    td=1; %definido na missao - valor razoavel para a classe
end
aquecimento=0.990; %tabela roskam para jatos executivos
taxi=0.995; %tabela roskam para jatos executivos
decolagem=0.995; %tabela roskam para jatos executivos
subida=exp(-ts*cef/planeio_otimo); %vide linha 99
cruzeiro=exp(-tc*cef/planeio); %vide linha 100
descida=exp(-td*cef/planeio_otimo); %vide linha 101
pouso=0.992; %tabela roskam para jatos executivos
mff=aquecimento*taxi*decolagem*subida*cruzeiro*descida*pouso; %calculo da fração total de
combustivel
wfused=wto*(1-mff); %calculo do combustivel utilizado
disp(' ');

```

```

disp('Definições finais: ');
fres=input(' percentagem de combustivel reserva-(defaut=25%  -');
if isempty(fres)
    fres=0.25; %definição de projeto - valor padrao
end
wfres=wfused*fres; %calculo do combustivel reserva
wf=wfused+wfres; %calculo do combustivel total
disp(' ');
disp(strcat('          Combustivel:      Util= ',num2str(wfused,'%8.2f'),'lb          Reserva=
',num2str(wfres,'%8.2f'),'lb Total= ',num2str(wf,'%8.2f'),'lb '));

%Quarto passo - peso total de combustivel
woe=wto-wpl-wf;

%Quinto passo - peso vazio calculado
disp(' ');
tfo=input(' percentagem de peso referente a fluidos não consumíveis-(defaut=0,5%  -');
if isempty(tfo)
    tfo=0.005; %estimativa de projeto - valor padrao
end
wtfo=tfo*wto;
we=woe-wcrew-wtfo;
disp(' ');
disp(strcat('          Peso vazio calculado= ',num2str(we,'%8.2f'),'lb'));

%Sexto passo - peso vazio consultado
disp(' ');
disp('Avaliação comparativa: ');
we2=input(' peso vazio consultado -(defaut=usa aproximação  -');
if isempty(we2)
    we2=exp(0.97*log(wto)-0.315); %linearização do grafico ln(we)Xln(wto) para jatos executivos
disp(' ');
disp(strcat('          Peso vazio consultado= ',num2str(we2,'%8.2f'),'lb'));
end

% Final do ciclo de definições e calculos:

clc;
disp('Resumo: ')
disp(' ')
disp(strcat('          Peso total estimado= ',num2str(wto,'%8.2f'),'lb'));
disp(' ')
disp(strcat('          Carga civil: Carga paga= ',num2str(wpl,'%8.2f'),'lb          Tripulação=
',num2str(wcrew,'%8.2f'),'lb Total= ',num2str(wpl+wcrew,'%8.2f'),'lb'));
disp(' ')

```



```

disp(strcat('          Combustivel: Util= ',num2str(wfused,'%8.2f'),' lb   Reserva=
',num2str(wfres,'%8.2f'),' lb Total= ',num2str(wf,'%8.2f'),' lb ');
disp(' ')
disp(strcat('   Peso vazio calculado= ',num2str(we,'%8.2f'),' lb'));
disp(' ')
disp(strcat('   Peso vazio consultado= ',num2str(we2,'%8.2f'),' lb'));
disp(' ')
disp(' ')

```

%Setimo passo - revisão do peso total - início de iterações

```

problema=1000;
N=0;
while problema~=0
    if problema==1
        wto=wto-0.9*(we-we2);
            %calculos recursivos
            cl=(wto*0.45359)*g/(0.5*d*(vc*0.51444/1.150779)^2*sref*0.09290304); %vide linha 68
            cd=f/sref+cl^2/(3.1415*A*e); %vide linha 69
            planeio=cl/cd;
            vc_possiveis=70:10:370;

cl_possiveis=(wto*0.45359)*g./(0.5*((dnm+d)/2).*(vc_possiveis.*0.51444./1.150779).^2.*sref*0.09290304); %
calculo do CL de subida ou descida a partir de W/(0.5*ro*v^2*S) - no SI
            cd_possiveis=f/sref+cl_possiveis.^2./(3.1415*A*e); %calculo do arrasto para o Cl de subida ou
descida

            planeio_possiveis=cl_possiveis./cd_possiveis;
            planeio_otimo=max(planeio_possiveis);
            subida=exp(-ts*cef/planeio_otimo); %vide linha 99
            cruzeiro=exp(-tc*cef/planeio); %vide linha 100
            descida=exp(-td*cef/planeio_otimo); %vide linha 101
            mff=aquecimento*taxi*decolagem*subida*cruzeiro*descida*pouso;
            wfused=wto*(1-mff);
            wfres=wfused*fres;
            wf=wfused+wfres;
            woe=wto-wpl-wf;
            wfo=tfo*wto;
            we=woe-wcrew-wtfo;
            we2=exp(0.97*log(wto)-0.315); %vide linha 135
        end
    if problema==2
        wto=wto+1.5*(we2-we);
            %calculos recursivos
            cl=(wto*0.45359)*g/(0.5*d*(vc*0.51444/1.150779)^2*sref*0.09290304); %vide linha 68
            cd=f/sref+cl^2/(3.1415*A*e); %vide linha 69
    
```

```

planeio=cl/cd;
vc_possiveis=70:10:370;

cl_possiveis=(wto*0.45359)*g./(0.5*((dnm+d)/2)*(vc_possiveis.*0.51444./1.150779).^2*sref*0.09290304); %
calculo do CL de subida ou descida apartir de W/(0.5*ro*v^2*S) - no SI
cd_possiveis=f/sref+cl_possiveis.^2./(3.1415*A*e); %calculo do arrasto para o Cl de subida ou
descida

planeio_possiveis=cl_possiveis./cd_possiveis;
planeio_otimo=max(planeio_possiveis);
subida=exp(-ts*cef/planeio_otimo); %vide linha 99
cruzeiro=exp(-tc*cef/planeio); %vide linha 100
descida=exp(-td*cef/planeio_otimo); %vide linha 101
mff=aquecimento*taxi*decolagem*subida*cruzeiro*descida*posou;
wfused=wto*(1-mff);
wfres=wfused*fres;
wf=wfused+wfres;
woe=wto-wpl-wf;
wtfo=tfo*wto;
we=woe-wcrew-wtfo;
we2=exp(0.97*log(wto)-0.315); %vide linha 135
end
%Avaliação da estimativa
if we>1.005*we2 %condição de muito pesado (estimativa muito alta)
erro=(we-we2)/we2*100; %calculo do desvio entre pesos vazios calculados e consultados
if N==0
disp(' ');
disp(strcat('Muito pesado, peso vazio calculado...',num2str(erro,'%4.1f'),'% acima do consultado'));
disp(' ');
end
problema=1;
end
if we<we2 %condição de muito leve (estimativa muito baixa)
erro=(we2-we)/we2*100; %calculo do desvio entre pesos vazios calculados e consultados
if N==0
disp(' ');
disp(strcat('Estimativa arriscada, peso vazio calculado...',num2str(erro,'%4.1f'),'% abaixo do
consultado'));
end
problema=2;
end
if (we>0.995*we2)&(we<1.005*we2) %condição de parada -(boa estimativa ate 25% acima)
erro=(we-we2)/we2*100; %calculo do desvio entre pesos vazios calculados e consultados
if N==0
disp(' ');
disp(strcat('Boa estimativa, peso vazio calculado...',num2str(erro,'%4.1f'),'% acima do
consultado'));

```

```

else
    disp(' ');
    disp(strcat('Estimativa de peso sugerida: Peso total= ',num2str(wto,'%8.2f'),'lb, Numero de
iterações=',num2str(N)));
    end
    problema=0;
end
N=N+1;
if N>100
    problema=0;
    disp(' ');
    disp('O Peso nao convergiu, provavelmente a adequação geometria-carga-missao nao e
compativel');
    break
end
controle_x(1,N)=N;
controle_planeio(1,N)=planeio;
controle_planeio_otimo(1,N)=planeio_otimo;
controle_wf(1,N)=wf;
controle_wto(1,N)=wto;
controle_we(1,N)=we;
controle_we2(1,N)=we2;
end
if N>3
figura3=figure; plot(controle_x,controle_wf)
Xlabel('Iterações')
Ylabel('Peso total de combustivel')
figura4=figure; plot(controle_x,controle_wto)
Xlabel('Iterações')
Ylabel('Peso total de decolagem')
figura5=figure; plot(controle_x,controle_we,'bl',controle_x,controle_we2,'r')
Xlabel('Iterações')
Ylabel('peso vazio')
legend('calculado','consultado')
end

```

```

% ESTIMATIVA REFINADA DE PESO CLASSE
1%

```

```

% %Dados de entrada
% wto %calculado na estimativa inicial de peso
% we %calculado na estimativa inicial de peso
% wf %calculado na estimativa inicial de peso
% wpl %calculado na estimativa inicial de peso

```

% wcrew %calculado na estimativa inicial de peso

% wtof %calculado na estimativa inicial de peso

% Estimativa de peso vazio

%peso da asa

$$wwf=(0.095+0.064+0.084+0.098)/4;$$

$$ww=wwf*wto;$$

%empenagens

$$twf=(0.022+0.021+0.026+0.030)/4;$$

$$tw=twf*wto;$$

%fuselagem

$$fwf=(0.079+0.079+0.070+0.092)/4;$$

$$fw=fwf*wto;$$

%trem de pouso

$$lwf=(0.034+0.022+0.028+0.031)/4;$$

$$lw=lwf*wto;$$

%Peso sistema de propulsao

$$pwf=(0.106+0.106)/2;$$

$$pw=pwf*wto;$$

%Peso de equipamentos fixos

$$ewf=(0.167+0.173)/2;$$

$$ew=ewf*wto;$$

%novo peso de decolagem

$$wel=ww+tw+fw+lw+pw+ew;$$

ESTIMATIVA REFINADA DE PESO CLASSE II - Roskan Part V - FAR  
25%

%-----Diagrama V-N-----%

```

%velocidade de stall [vs1]

gw=wto;                %Peso de decolagem de projeto
rho=0.002376892;      %Densidade ao nivel do mar em slug/ft3
CLmax=2.4;            %Cl máximo do nosso avião
CNmax=1.1*CLmax;      %Equação 4.4
vs1=(2*((gw/sref)/(rho*CNmax)))^(1/2); %Equação 4.5

%velocidade de stall negativa[vs1]

CLmaxneg=1.0;         %Cl máximo do nosso avião
CNmaxneg=1.1*CLmaxneg; %Equação 4.11
vsneg=(2*((gw/sref)/(rho*CNmaxneg)))^(1/2); %Equação 4.10

%velocidade de cruzeiro [vc]

vc;                   %Mínima velocidade de cruzeiro

%velocidade de mergulho [vd]

vd=1.25*vc;          %Mínima velocidade de mergulho

%Determinação do fator de carga limite de manobra

%positivo

nlim=2.1+(24000/(wto+10000));

if nlim>=2.5;nlim<=3.8;
    nlimpos=nlim;
elseif nlim>3.8;
    nlimpos=3.8;
end

%negativo

nlimneg=nlimpos*0.4;

%velocidade de manobra [va]

va=vs1*(nlimpos^0.5); %Mínima velocidade de manobra

%Determinação do fator de carga limite de cruzeiro

%negativo

```

```

nclimneg=-1.0;

%positivo

nclimpos=1.0;

%Determinação do fator de carga limite de mergulho

ndlim=0;

%-----Estimativa de peso classe II-----%

%-----1ª interação-----

wto;

%Método para estimativa de peso estrutural

%Estimativa de peso das asas [Ww]

%Método GD

enfle=input('entre com o valor do enflechamento da asa (Default=0) - ');
if isempty(enfle)
    enfle=0;
end
enflerad=3.14*enfle/180;

enflemeio=input('entre com o valor do enflechamento da asa na corda a 0.5 (Default=0) - ');
if isempty(enflemeio)
    enflemeio=0;
end
enfleradmeio=3.14*enflemeio/180;

nult=nlimpos;

lambda=input('entre com o valor do afilamento da asa(Default=0.8) -');
if isempty(lambda)
    lambda=0.8;
end

mwtr=input('entre com o valor da razão de máxima espessura da asa (Default=0.115) -');
if isempty(mwtr)
    mwtr=0.115;
end

```

```

vh=input('entre com a velocidade máxima de ao nível do mar (Default=210kts) -');
if isempty(vh)
    vh=210;
end

Mh=0.6;    %valor médio de acordo com o Roskam

Ww=(0.00428*(sref^0.428)*A*(Mh^0.43)*((wto*nult)^0.84)*(lambda^0.14))/(((100*mwtr)^0.76)*(cos(enfleradmeio)
^1.54));

%Estimativa de peso das empenagens [Wemp]

%Método GD

%Empenagem Horizontal [Wh]

sh=input('entre com a área da empenagem horizontal (Default=40ft2) -');
if isempty(sh)
    sh=40;
end

bh=input('entre com o valor da envergadura da empenagem horizontal (Default=16ft) -');
if isempty(bh)
    bh=16;
end
ah=(bh^2)/sh;

trh=input('entre com a valor da espessura máxima na raiz do perfil (Default=1.5ft) -');
if isempty(trh)
    trh=1.5;
end

lh=input('entre com a valor do braço da empenagem horizontal (Default=17ft) -');
if isempty(lh)
    lh=17;
end

cmed=input('entre com a valor da corda média da asa (Default=3ft) -');
if isempty(cmed)
    cmed=3;
end

Wh=0.0034*(((wto*nult)^0.813)*(sh^0.584)*((bh/trh)^0.033)*((cmed/lh)^0.28))^0.915;

```

```

%Empenagem vertical [Wv]

enflev=input('entre com o valor do enflechamento da empenagem vertical (Default=58°) - ');
if isempty(enflev)
    enflev=58;
end
enflevrad=3.14*enflev/180;

trv=input('entre com a valor da espessura máxima na raiz do perfil da empenagem vertical
(Default=2.5ft) -');
if isempty(trv)
    trv=2.5;
end

sv=input('entre com a área da empenagem vertical (Default=36ft2) -');
if isempty(sv)
    sv=36;
end

bv=input('entre com o valor da altura da empenagem vertical (Default 6ft) -');
if isempty(bv)
    bv=6;
end

zh=input('entre com o valor da distancia entre a corda da empenagem vertical até a empenagem
horizontal (Default 6ft) -');
if isempty(zh)
    zh=6;
end

lv=input('entre com a valor do braço da empenagem horizontal (Default=13.5ft) -');
if isempty(lv)
    lv=13.5;
end

sr=input('entre com a valor da área do leme (Default=0.25*svft) -');
if isempty(sr)
    sr=0.25*sv;
end

Av=input('entre com a valor do alongamento da empenagem vertical (Default=6) -');
if isempty(Av)
    Av=6;
end

lambdav=input('entre com a valor do afilamento da empenagem vertical (Default=0.6) -');

```



```

if isempty(lambdav)
    lambdav=0.6;
end

Wv=0.19*(((1+(zh/bv))^0.5)*((wto*nult)^0.363)*(sv^1.089)*(Mh^0.601)*(lv^-
0.726)*((1+(sr/sv))^0.217)*(Av^0.337)*((1+lambdav)^0.363)*((cos(enflehrad))^0.484))^1.014;

%Estimativa de peso da fuselagem [Wf]

% Método GD

dfmax=input('entre com o valor do diametro máximo da fuselagem (Default=5.57ft) -');
if isempty(dfmax)
    dfmax=5.57;
end
hf=dfmax;
ro0=0.002377;
qd=1/2*ro0*vd^2;    %pressão dinamica de mergulho
kinl=1.25;    %para entrada de ar na fuselagem

Wf=10.43*(kinl^1.42)*((qd/100)^0.283)*((wto/1000)^0.95)*((lfus/hf)^0.71);

%Estimativa de peso do trem de pouso [Wg]

% Método GD

Wg=62.21*((wto/1000)^0.84);

%Método para estimativa de peso do sistema de potencia [Wpwr]

%We Peso do motor + exaustor + sistema de arrefecimento + turbocompressor + sistema de
lubrificação
%Wai peso do sistema de admissão de ar
%Wprop peso do sistema de exaustão
%Wfs peso do sistema de combustível
%Wp peso do sistema de propulsão

% Método GD

%Método para estimativa de peso do motor [We]

%We+Wai+Wprop+Wp=Weapp

Ne=input('entre com o número de motores (Default=1) -');
if isempty(Ne)

```

```
Ne=1;  
end
```

```
Weng=input('entre com o peso do motor (Default=650lbs -)');  
if isempty(Weng)  
    Weng=650;  
end
```

```
We=Ne*Weng;
```

```
%Método para estimativa do sistema de indução de ar [Wai]
```

```
KD=1;  
KM=1;
```

```
P2=input('pressão estática máx na admissão do compressor (Default=32.5psi -)');  
if isempty(P2);  
    P2=32.5;  
end
```

```
LD=input('Comprimento do duto (Default=6ft -)');  
if isempty(LD);  
    LD=6;  
end
```

```
Ninl=input('Número de entradas de ar (Default=1ft -)');  
if isempty(Ninl);  
    Ninl=1;  
end
```

```
Ainl=input('Area da seção de entrada (Default=0.5ft2 -)');  
if isempty(Ainl);  
    Ainl=0.5;  
end
```

```
Wai=0.32*(Ninl)*(LD)*(Ainl^0.65)*(P2^0.6)+1.735*((LD)*(Ninl)*(Ainl^0.5)*(P2)*(KD)*(KM))^0.7331;
```

```
%Método para estimativa do sistema de saída de ar [Wprop]
```

```
Kprop1=24;
```

```
Np=input('Número de saídas de ar (Default=1) -)');  
if isempty(Np);  
    Np=1;  
end
```

```

Nbl=input('Número de (Default=1) -');
if isempty(Nbl);
    Nbl=1;
end

DP=input('Diametro da seção de saída de ar (Default=1.4) -');
if isempty(DP);
    DP=1.4;
end

Pto=input('Entre com o valor da potencia requerida para decolagem (Default=1500hp) -');
if isempty(Pto);
    Pto=1500;
end

Wprop=Kprop1*(Np)*(Nbl^0.391)*(((DP)*((Pto/Ne)/1000))^0.782);

%Estimativa de peso do sistema de combustível [Wfs]

% Método GD

Nt=input('entre com o número de tanques (Default=2) -');
if isempty(Nt)
    Nt=2;
end

Kfsp=6.55;

Wfs=80*(Ne+Nt-1)+15*(Nt^0.5)*((wf/Kfsp)^0.333);

%Método para estimativa de peso do sistema de propulsão [Wp]

%Método GD

%Método para estimativa de peso do sistema de controle do motor [Wec]

Kec=0.686;    %para motores sem afterburning

Wec=Kec*((Ifus*Ne)^0.792);

%Método para estimativa de peso do sistema de cpartida [Wess]

Wess=38.93*((We/1000)^0.918);

%Método para estimativa dos controles do bocal de saída [Wpc]

```

```
Wpc=0.322*(Nbl^0.589)*(((Np*DP*Pto/Ne)/1000)^1.178);
```

```
%Método para estimativa de peso de equipamentos fixos [Wfeq]
```

```
% Método GD
```

```
%Estimativa de peso do sistema de controle de voo [Wfc]
```

```
Wfc=56.01*((wto*qd/100000)^0.576);
```

```
%Estimativa de peso do sistemas hidraulicos e pneumaticos [Whps]
```

```
Whps=wto*0.011;
```

```
%Estimativa de peso do sistemas de avionica, instrumentação e eletronica [Wiae]
```

```
Npil=input('entre com o número de piloto (Default=1) -');
```

```
if isempty(Npil)
```

```
    Npil=1;
```

```
end
```

```
Npax=4;
```

```
Wiae=Npil*(15+0.032*(wto/1000))+Ne*(5+0.006*(wto/1000))+0.15*(wto/1000)+0.012*wto;
```

```
%Estimativa de peso do sistemas eletricos [Wels]
```

```
Wels=1.163*(((Wfs+Wiae)/1000)^0.506);
```

```
%Estimativa de peso de sistema de ar-condicionado, pressurização [Wapi]
```

```
% Método GD
```

```
Vpax=input('entre com o valor do volume da cabina (Default=260ft3) -');
```

```
if isempty(Vpax)
```

```
    Vpax=260;
```

```
end
```

```
Wapi=469*((Vpax*Npax/10000)^0.419);
```

```
%Estimativa de peso de sistema de oxigeneo [Wox]
```

```
Wox=7*(Npax^0.702);
```

```
%Estimativa de peso de sistema de força auxiliar [Wapu]
```

```
Wapu=0.0085*wto;
```

```
%Estimativa de peso de mobílias [Wfur]
```

```
Nrow=input('Entre com o numero de fileiras de passageiros (Default=2) -');
```

```
if isempty(Nrow)
```

```
    Nrow=2;
```

```
end
```

```
Wfur=0.211*(wto-Wf)^0.91;
```

```
%Estimativa de peso de bagageiro e consoles [Wbc]
```

```
Kbc=0.0646;
```

```
Wbc=Kbc*(Npax^1.456);
```

```
%Estimativa de peso da pintura [Wpt]
```

```
Wpt=0.0045*wto;
```

```
%-----Estimativa de peso vazio [well]-----
```

```
well=Ww+Wh+Wv+Wf+Wg+We+Wai+Wprop+Wfs+Wec+Wess+Wpc+Wfc+Whps+Wiae+Wels+Wapi+Wox+Wapu+Wfur+Wbc+Wpt;
```

```
wtol=(well+wpl+wcrew)/((mff*(1+fres))-fres-tfo);
```

```
erro=abs((wtol-wto)/wto)*100;
```

```
%-----2ª interação-----
```

```
wto=wtol;
```

```
%Método para estimativa de peso estrutural
```

```
%Estimativa de peso das asas [Ww]
```

```
%Método GD
```

```
Ww=(0.00428*(sref^0.428)*A*(Mh^0.43)*((wto*nult)^0.84)*(lambda^0.14))/(((100*mwtr)^0.76)*(cos(enfleradmeio)^1.54));
```

%Estimativa de peso das empenagens [Wemp]

%Método GD

%Empenagem Horizontal [Wh]

$$Wh=0.0034*(((wto*nult)^{0.813}*(sh^{0.584}*((bh/trh)^{0.033}*((cmed/lh)^{0.28}))^{0.915};$$

%Empenagem vertical [Wv]

$$Wv=0.19*(((1+(zh/bv))^{0.5}*((wto*nult)^{0.363}*(sv^{1.089}*(Mh^{0.601}*(lv^{0.726}*((1+(sr/sv))^{0.217}*(Av^{0.337}*((1+lambdav)^{0.363}*((cos(enflegrad))^{-0.484}))^{1.014};$$

%Estimativa de peso da fuselagem [Wf]

% Método GD

$$Wf=10.43*(kinl^{1.42}*((qd/100)^{0.283}*((wto/1000)^{0.95}*((lfus/hf)^{0.71});$$

%Estimativa de peso do trem de pouso [Wg]

% Método GD

$$Wg=62.21*((wto/1000)^{0.84};$$

%Método para estimativa de peso do sistema de potencia [Wpwr]

% Método GD

%Método para estimativa de peso do motor [We]

$$\%We+Wai+Wprop+Wp=Weapp$$

$$We=Ne*Weng;$$

%Método para estimativa do sistema de indução de ar [Wai]

$$Wai=0.32*(Ninl)*(LD)*(Ainl^{0.65}*(P2^{0.6})+1.735*((LD)*(Ninl)*(Ainl^{0.5}*(P2)*(KD)*(KM))^{0.7331};$$

%Método para estimativa do sistema de saída de ar [Wprop]

$$Wprop=Kprop^1*(Np)*(Nbl^{0.391}*((DP)*((Pto/Ne)/1000))^{0.782};$$

%Estimativa de peso do sistema de combustível [Wfs]

% Método GD

$Wfs=80*(Ne+Nt-1)+15*(Nt^{0.5})*((wf/Kfsp)^{0.333});$

%Método para estimativa de peso do sistema de propulsão [Wp]

%Método GD

%Método para estimativa de peso do sistema de controle do motor [Wec]

$Wec=Kec*((Ifus*Ne)^{0.792});$

%Método para estimativa de peso do sistema de partida [Wess]

$Wess=38.93*((We/1000)^{0.918});$

%Método para estimativa dos controles do bocal de saída [Wpc]

$Wpc=0.322*(Nbl^{0.589})*(((Np*DP*Pto/Ne)/1000)^{1.178});$

%Método para estimativa de peso de equipamentos fixos [Wfeq]

% Método GD

%Estimativa de peso do sistema de controle de voo [Wfc]

$Wfc=56.01*((wto*qd/100000)^{0.576});$

%Estimativa de peso do sistemas hidraulicos e pneumaticos [Whps]

$Whps=wto*0.011;$

%Estimativa de peso do sistemas de avionica, instrumentação e eletronica [Wiae]

$Wiae=Npil*(15+0.032*(wto/1000))+Ne*(5+0.006*(wto/1000))+0.15*(wto/1000)+0.012*wto;$

%Estimativa de peso do sistemas eletricos [Wels]

$Wels=1.163*(((Wfs+Wiae)/1000)^{0.506});$

%Estimativa de peso de sistema de ar-condicionado, pressurização [Wapi]

% Método GD

$Wapi=469*((Vpax*Npax/10000)^{0.419});$

%Estimativa de peso de sistema de oxigeneo [Wox]

Wox=7\*(Npax^0.702);

%Estimativa de peso de sistema de força auxiliar [Wapu]

Wapu=0.0085\*wto;

%Estimativa de peso de mobílias [Wfur]

Wfur=0.211\*(wto-Wf)^0.91;

%Estimativa de peso de bagageiro e consoles [Wbc]

Wbc=Kbc\*(Npax^1.456);

%Estimativa de peso da pintura [Wpt]

Wpt=0.0045\*wto;

%-----Estimativa de peso vazio [well]-----

well=Ww+Wh+Wv+Wf+Wg+We+Wai+Wprop+Wfs+Wec+Wess+Wpc+Wfc+Wbps+Wiae+Wels+Wapi+Wox+Wapu+Wfur+Wbc+Wpt;

wtol=(well+wpl+wcrew)/((mff\*(1+fres))-fres-tfo);

erro=abs((wtol-wto)/wto)\*100;

%-----3ª interação-----

wto=wtol;

%Método para estimativa de peso estrutural

%Estimativa de peso das asas [Ww]

%Método GD

Ww=(0.00428\*(sref^0.428)\*A\*(Mh^0.43)\*((wto\*nult)^0.84)\*(lambda^0.14))/(((100\*mwtr)^0.76)\*(cos(enfleradmeio)^1.54));

%Estimativa de peso das empenagens [Wemp]



%Método GD

%Empenagem Horizontal [Wh]

$$Wh=0.0034*(((wto*nult)^{0.813})*(sh^{0.584})*((bh/trh)^{0.033})*((cmed/lh)^{0.28}))^{0.915};$$

%Empenagem vertical [Wv]

$$Wv=0.19*(((1+(zh/bv))^{0.5})*((wto*nult)^{0.363})*(sv^{1.089})*(Mh^{0.601})*(lv^{0.726})*((1+(sr/sv))^{0.217})*(Av^{0.337})*((1+lambdav)^{0.363})*((\cos(\text{enflevrad}))^{-0.484}))^{1.014};$$

%Estimativa de peso da fuselagem [Wf]

% Método GD

$$Wf=10.43*(kinl^{1.42})*((qd/100)^{0.283})*((wto/1000)^{0.95})*((lfus/hf)^{0.71});$$

%Estimativa de peso do trem de pouso [Wg]

% Método GD

$$Wg=62.21*((wto/1000)^{0.84});$$

%Método para estimativa de peso do sistema de potencia [Wpwr]

% Método GD

%Método para estimativa de peso do motor [We]

$$\%We+Wai+Wprop+Wp=Weapp$$

$$We=Ne*Weng;$$

%Método para estimativa do sistema de indução de ar [Wai]

$$Wai=0.32*(Ninl)*(LD)*(Ainl^{0.65})*(P2^{0.6})+1.735*((LD)*(Ninl)*(Ainl^{0.5})*(P2)*(KD)*(KM))^{0.7331};$$

%Método para estimativa do sistema de saída de ar [Wprop]

$$Wprop=Kprop1*(Np)*(Nbl^{0.391})*(((DP)*((Pto/Ne)/1000))^{0.782});$$

%Estimativa de peso do sistema de combustível [Wfs]

% Método GD

$$Wfs=80*(Ne+Nt-1)+15*(Nt^{0.5})*((wf/Kfsp)^{0.333});$$

%Método para estimativa de peso do sistema de propulsão [Wp]

%Método GD

%Método para estimativa de peso do sistema de controle do motor [Wec]

$$Wec = K_{ec} * ((I_{fus} * N_e)^{0.792});$$

%Método para estimativa de peso do sistema de partida [Wess]

$$Wess = 38.93 * ((W_e / 1000)^{0.918});$$

%Método para estimativa dos controles do bocal de saída [Wpc]

$$Wpc = 0.322 * (N_{bl}^{0.589}) * (((N_p * DP * P_{to} / N_e) / 1000)^{1.178});$$

%Método para estimativa de peso de equipamentos fixos [Wfeq]

% Método GD

%Estimativa de peso do sistema de controle de voo [Wfc]

$$Wfc = 56.01 * ((w_{to} * q_d / 100000)^{0.576});$$

%Estimativa de peso do sistemas hidraulicos e pneumaticos [Whps]

$$Whps = w_{to} * 0.011;$$

%Estimativa de peso do sistemas de avionica, instrumentação e eletronica [Wiae]

$$Wiae = N_{pil} * (15 + 0.032 * (w_{to} / 1000)) + N_e * (5 + 0.006 * (w_{to} / 1000)) + 0.15 * (w_{to} / 1000) + 0.012 * w_{to};$$

%Estimativa de peso do sistemas eletricos [Wels]

$$Wels = 1.163 * (((W_{fs} + W_{iae}) / 1000)^{0.506});$$

%Estimativa de peso de sistema de ar-condicionado, pressurização [Wapi]

% Método GD

$$Wapi = 469 * ((V_{pax} * N_{pax} / 10000)^{0.419});$$

%Estimativa de peso de sistema de oxigeneo [Wox]

$$Wox = 7 * (N_{pax}^{0.702});$$

%Estimativa de peso de sistema de força auxiliar [Wapu]

Wapu=0.0085\*wto;

%Estimativa de peso de mobílias [Wfur]

Wfur=0.211\*(wto-Wf)^0.91;

%Estimativa de peso de bagageiro e consoles [Wbc]

Wbc=Kbc\*(Npax^1.456);

%Estimativa de peso da pintura [Wpt]

Wpt=0.0045\*wto;

%-----Estimativa de peso vazio [well]-----

well=Ww+Wh+Wv+Wf+Wg+We+Wai+Wprop+Wfs+Wec+Wess+Wpc+Wfc+Whps+Wiae+Wels+Wapi+Wox+Wapu+Wfur+Wbc+Wpt;

wtol=(well+wpl+wcrew)/((mff\*(1+fres))-fres-tfo);

erro=abs((wtol-wto)/wto)\*100;

%-----4ª interação-----

wto=wtol;

%Método para estimativa de peso estrutural

%Estimativa de peso das asas [Ww]

%Método GD

Ww=(0.00428\*(sref^0.428)\*A\*(Mh^0.43)\*((wto\*nult)^0.84)\*(lambda^0.14))/(((100\*mwtr)^0.76)\*(cos(enfleradmeio)^1.54));

%Estimativa de peso das empenagens [Wemp]

%Método GD

%Empenagem Horizontal [Wh]

$$Wh=0.0034*((wto*nult)^{0.813}*(sh^{0.584}*(bh/trh)^{0.033}*((cmed/lh)^{0.28}))^{0.915};$$

%Empenagem vertical [Wv]

$$Wv=0.19*(((1+(zh/bv))^{0.5}*((wto*nult)^{0.363}*(sv^{1.089}*(Mh^{0.601}*(lv^{0.726}*((1+(sr/sv))^{0.217}*(Av^{0.337}*((1+lambdav)^{0.363}*((cos(enflehrad))^{-0.484}))^{1.014};$$

%Estimativa de peso da fuselagem [Wf]

% Método GD

$$Wf=10.43*(kinl^{1.42}*((qd/100)^{0.283}*((wto/1000)^{0.95}*((lfus/hf)^{0.71});$$

%Estimativa de peso do trem de pouso [Wg]

% Método GD

$$Wg=62.21*((wto/1000)^{0.84};$$

%Método para estimativa de peso do sistema de potencia [Wpwr]

% Método GD

%Método para estimativa de peso do motor [We]

$$\%We+Wai+Wprop+Wp=Weapp$$

$$We=Ne*Weng;$$

%Método para estimativa do sistema de indução de ar [Wai]

$$Wai=0.32*(Ninl)*(LD)*(Ainl^{0.65}*(P2^{0.6})+1.735*((LD)*(Ninl)*(Ainl^{0.5}*(P2)*(KD)*(KM))^{0.7331};$$

%Método para estimativa do sistema de saída de ar [Wprop]

$$Wprop=Kprop1*(Np)*(Nbl^{0.391}*((DP)*((Pto/Ne)/1000))^{0.782};$$

%Estimativa de peso do sistema de combustível [Wfs]

% Método GD

$$Wfs=80*(Ne+Nt-1)+15*(Nt^{0.5}*((wf/Kfsp)^{0.333});$$

%Método para estimativa de peso do sistema de propulsão [Wp]

%Método GD

%Método para estimativa de peso do sistema de controle do motor [Wec]

$$Wec = K_{ec} * ((I_{fus} * N_e)^{0.792});$$

%Método para estimativa de peso do sistema de partida [Wess]

$$Wess = 38.93 * ((W_e / 1000)^{0.918});$$

%Método para estimativa dos controles do bocal de saída [Wpc]

$$Wpc = 0.322 * (N_{bl}^{0.589}) * (((N_p * DP * P_{to} / N_e) / 1000)^{1.178});$$

%Método para estimativa de peso de equipamentos fixos [Wfeq]

% Método GD

%Estimativa de peso do sistema de controle de voo [Wfc]

$$Wfc = 56.01 * ((w_{to} * q_d / 100000)^{0.576});$$

%Estimativa de peso do sistemas hidraulicos e pneumaticos [Whps]

$$Whps = w_{to} * 0.011;$$

%Estimativa de peso do sistemas de avionica, instrumentação e eletronica [Wiae]

$$Wiae = N_{pil} * (15 + 0.032 * (w_{to} / 1000)) + N_e * (5 + 0.006 * (w_{to} / 1000)) + 0.15 * (w_{to} / 1000) + 0.012 * w_{to};$$

%Estimativa de peso do sistemas eletricos [Wels]

$$Wels = 1.163 * (((W_{fs} + W_{iae}) / 1000)^{0.506});$$

%Estimativa de peso de sistema de ar-condicionado, pressurização [Wapi]

% Método GD

$$Wapi = 469 * ((V_{pax} * N_{pax} / 10000)^{0.419});$$

%Estimativa de peso de sistema de oxigeneo [Wox]

$$Wox = 7 * (N_{pax}^{0.702});$$

%Estimativa de peso de sistema de força auxiliar [Wapu]

Wapu=0.0085\*wto;

%Estimativa de peso de mobílias [Wfur]

Wfur=0.211\*(wto-Wf)^0.91;

%Estimativa de peso de bagageiro e consoles [Wbc]

Wbc=Kbc\*(Npax^1.456);

%Estimativa de peso da pintura [Wpt]

Wpt=0.0045\*wto;

%-----Estimativa de peso vazio [well]-----

well=Ww+Wh+Wv+Wf+Wg+We+Wai+Wprop+Wfs+Wec+Wess+Wpc+Wfc+Whps+Wiae+Wels+Wapi+Wox+Wapu+Wfur+Wbc+Wpt;

wtol=(well+wpl+wcrew)/((mff\*(1+fres))-fres-tfo);

erro=abs((wtol-wto)/wto)\*100;

disp(strcat('Novo well= ',num2str(well,'%8.2f'),' lb'));

disp(strcat('Novo wto= ',num2str(wtol,'%8.2f'),' lb'));

disp(strcat('erro= ',num2str(erro,'%8.2f'),' %'));

## 26.5 Desenhos