



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO**

Departamento de Engenharia Mecânica  
DEM/POLI/UFRJ



PROJETO AERODINÂMICO DE UM AVIÃO DE TREINAMENTO PRIMÁRIO E  
ACROBÁTICO

Luiz Gustavo Merçon Oliveira Costa

PROJETO FINAL SUBMETIDO AO CORPO DOCENTE DO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA DA ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE ENGENHEIRO MECÂNICO.

Aprovado por:

---

Prof. Gustavo Cesar Rachid Bodstein, PhD

---

Prof. Thiago Gamboa Ritto, DSc

---

Prof. Daniel Onofre de Almeida Cruz, DSc

RIO DE JANEIRO, RJ - BRASIL

AGOSTO DE 2013

## Conteúdo

### Capítulo 1

<b>1 – Introdução.....</b>	<b>3</b>
1.1 – Motivação.....	3
1.2 –Objetivos.....	3

### Capítulo 2

<b>2 – Especificações e Requisitos.....</b>	<b>6</b>
2.1 – Requisitos Gerais.....	6
2.2 – Missões Típicas.....	6

### Capítulo 3

<b>3 – Estudos Preliminares.....</b>	<b>10</b>
3.1 – Estudo comparativo de aeronaves similares.....	10
3.1.1 – Tabelas comparativas.....	10
3.1.2 – Gráficos de barras.....	10
3.1.3 – Valores médios.....	10
3.2- Diretrizes de projeto.....	11
3.3- Delimitação das características gerais da aeronave.....	12
3.3.1- ConFiguração externa.....	12
3.3.2- Espaço interno e Ergonomia.....	12
3.3.3- Estimativa do peso.....	20

### Capítulo 4

<b>4 Projeto Preliminar.....</b>	<b>28</b>
4.1 – Relação “Empuxo-Peso”.....	28
4.1.1 – Estimativa de T/W.....	29
4.1.2 – Carga Alar.....	30
4.2 – Calculo preliminar da geometria da asa.....	31
4.2.1 – Geometria de referência da forma plana da asa.....	32
4.3 – Estudo das proporções externas.....	34
4.3.1 – Estimativa do comprimento da aeronave.....	34
4.3.2 Cálculo estimativo da geometria da cauda e das superfícies de controle...36	
4.4 – Esboço inicial.....	40
4.5 – Detalhamento de Pesos.....	41
4.5.1 - Peso Máximo de Decolagem.....	41
4.5.2 – Peso da estrutura ( $W_{cel}$ ).....	43
4.6 – Aerodinâmica.....	45
4.6.1 – Seleção de perfis da asa.....	45
4.6.2 - Seleção de perfis cauda.....	59
4.6.3 - Área molhada.....	59
4.7- Cálculo aerodinâmico preliminar.....	62
4.7.1 – Sustentação.....	62
4.7.2 – Arrasto.....	68
4.8 – Estimativa preliminar do passeio do CG.....	72
4.9- Estimativa de estabilidade e controle.....	74
4.9.1- Equações para cálculo de estabilidade longitudinal (Arfagem).....	74
4.9.2 – Cálculo dos valores.....	78
4.9.3 – Análise de ajuste do momento de arfagem ( <i>Trim</i> ).....	80
4.9.4 - Recuperação de parafuso.....	85

## Capítulo 5

<b>5 Projeto Detalhado.....</b>	<b>89</b>
5.1 – Cálculos aerodinâmicos complementares.....	89
5.1.1 – Sustentação da asa.....	89
5.1.2 – Comparação LLT-VLM-Painéis(3D).....	91
5.1.3 – Arrasto.....	93
5.1.4 – Sustentação Avião completo.....	93
5.1.5 – Arrasto Avião completo.....	96
5.2 – Desempenho.....	103
5.2.1 – Velocidade de “Stall”.....	103
5.2.2 – Vôo nivelado.....	103
5.2.3 – Uso de “flap”.....	108
5.2.4 – Decolagem.....	111
5.2.5 – Pouso.....	118
5.2.6 – Vôo ascendente.....	122
5.2.7 – Vôo descendente.....	126
5.2.8 – Desempenho em curvas niveladas.....	130
5.2.9 – Envelope de Vôo.....	135
5.3 – Cálculos complementares de estabilidade.....	136
5.3.1 – Coeficientes de momento.....	136
5.3.2 – Equações de momento.....	137
5.3.3 – Estabilidade Lateral / Direcional Estática.....	138
5.3.4 – Verificação da autoridade de controle dos ailerons para $\beta = 11,5^\circ$ .....	145
5.4 – Cargas na aeronave.....	145
5.4.1 – Diagramas V-n.....	145
5.4.2 – Cargas nas asas.....	151
5.4.3 – Cargas na Empenagem Horizontal.....	161
5.4.4 – Cargas na Empenagem Vertical.....	164
5.4.5 – Cargas devido à deflexão de superfícies de controle.....	165
5.5 – Especificação do Sistema de Controle de Vôo.....	172
5.5.1 – Ailerons.....	172
5.5.2 – Profundor.....	178
5.5.3 – Leme de direção.....	182
5.6 – Resumo das especificações finais.....	185
5.6.1 – Evolução das linhas da aeronave.....	185
5.6.2 – Resumo de desempenho e das especificações finais.....	186

## Capítulo 6

<b>6 – Conclusões.....</b>	<b>188</b>
6.1 – Resumo.....	188
6.2 – Análise dos resultados.....	190
6.3 – Recomendações.....	193
Referências.....	195
Apêndice I.....	197
Apêndice II.....	206
Apêndice III.....	228
Apêndice IV.....	235

# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1-Motivação

A grande maioria das aeronaves de treinamento em operação atualmente foram projetadas e construídas entre a década de 60 e meados da de 80 com a tecnologia acessível na época. Frequentemente, não é empregada tecnologia de ponta neste tipo de avião por questões de contenção de custo.

Por outro lado, o desenvolvimento de materiais mais leves e resistentes, em especial os utilizados em estrutura composta como resina reforçada com fibra de carbono e aramida, associado ao surgimento de motores de baixa potência mais leves tornou possível o desenvolvimento de aeronaves mais econômicas com desempenho semelhante e às vezes superior àquelas tradicionalmente empregadas para treinamento ou uso privado.

O grande aumento na produção de aviões leves esportivos testemunhado na década de 90 e início dos anos 2000 tornou ainda mais viável o uso dos materiais mencionados na fabricação desses pequenos aviões.

Hoje, muitos modelos alcançam facilmente a faixa de velocidade de 250 km/h com uma taxa de consumo de combustível na casa dos 20 litros por hora utilizando motores da classe de 100HP (74,6 KW) a 120HP (89,5 KW) que tem peso de instalação entre 65 que 85 Kg.

Paralelamente, o apelo por menores custos de treinamento seja para viabilizar a admissão de mais alunos em escolas de aviação civil, seja para aumentar a disponibilidade de horas de voo em escolas militares, cujos orçamentos costumam ser restritos, tem levado muitos fabricantes a desenvolver ou adaptar aviões mais eficientes para este fim.

### 1.2 – Objetivos

O presente trabalho tem por finalidade elaborar o projeto aerodinâmico de uma aeronave leve de asa fixa capaz de realizar missões de treinamento primário e acrobático além do uso privado para fins de desporto e lazer.

As etapas do ciclo completo de projeto de um avião são listadas abaixo:

- a) Especificações e Requisitos;
- b) Estudos preliminares;
- c) Projeto preliminar;
- d) Projeto Detalhado;
- e) Projeto Estrutural: Aeronave e Trem de Pouso;
- f) Fabricação do protótipo;
- g) Ensaio no solo;
- h) Ensaio em Voo;
- i) Projeto de fabricação e montagem.

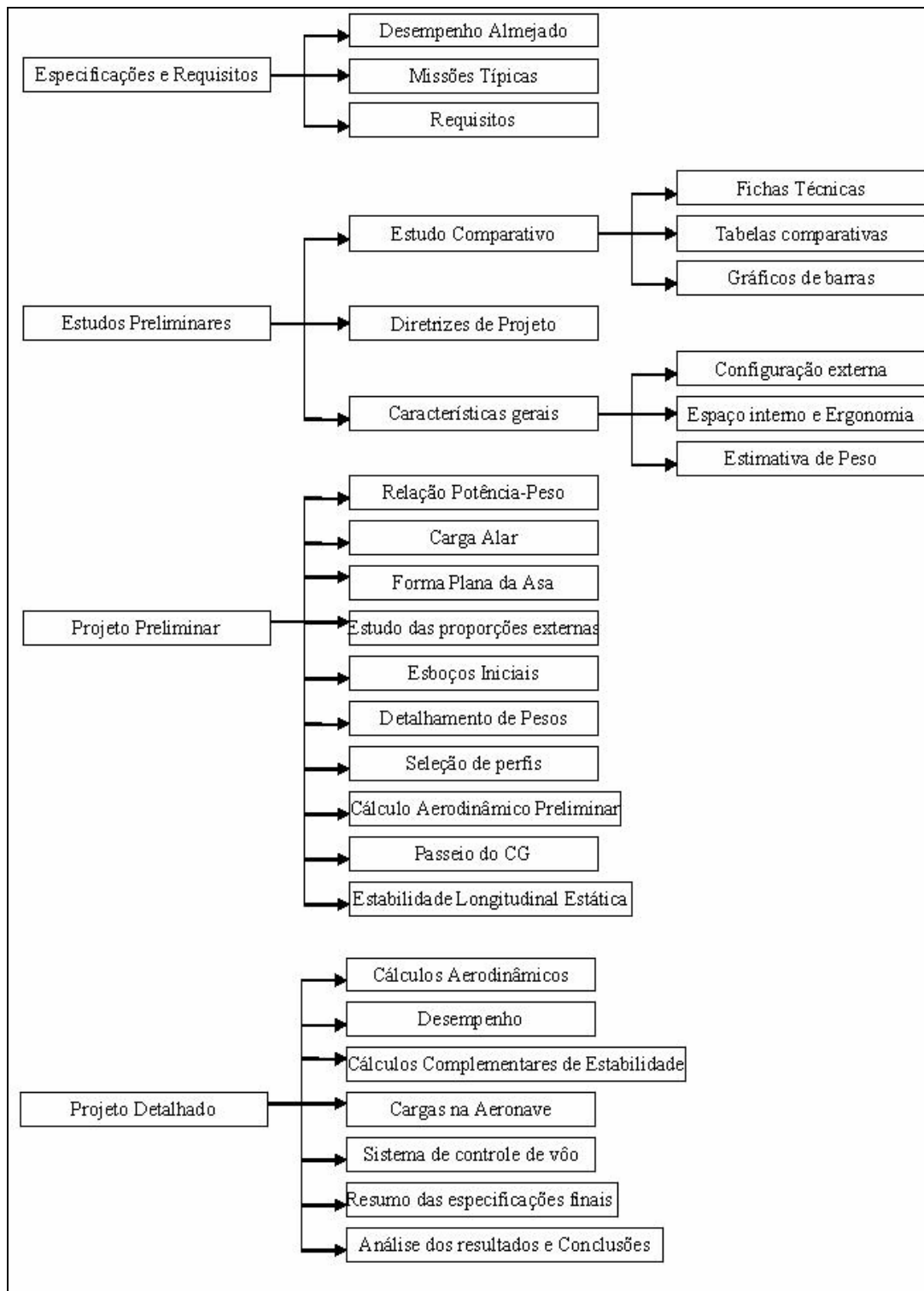
O projeto aqui apresentado foca-se prioritariamente na concepção do avião, no seu cálculo aerodinâmico e no cálculo de desempenho.

Uma vez que as características físicas do avião tenham sido determinadas, os projetos Estrutural e de Fabricação podem ser considerados projetos individuais. Sendo assim, este trabalho tem como meta chegar até o item “d” das etapas acima listadas.

A Tabela 1.1 abaixo mostra graficamente as etapas listadas em ordem cronológica. A Figura 1.1 esquematiza a metodologia aplicada para cada um destes itens considerando os objetivos de cada um.

**Tabela 1.1 – Etapas da metodologia de projeto**

<b>Especificações e Requisitos</b>								
	<b>Estudos Preliminares</b>							
		<b>Projeto Preliminar</b>						
			<b>Projeto Detalhado</b>					
				Projeto Estrutural: Avião e Trem de Pouso				
					Fabricação do Protótipo			
						Ensaios no solo		
							Ensaios em Vôo	
								Projeto de Fabricação e Montagem
<b>Documentação</b>								



**Fig. 1.1:** Representação esquemática da metodologia de desenvolvimento de aeronave utilizada neste trabalho

## Capítulo 2

### Especificações e Requisitos

#### 2.1 – Requisitos gerais

Abaixo, são listadas as principais características que se deseja que a aeronave possa alcançar.

Tripulantes:.....	02;
Autonomia:.....	~ 4 horas;
Velocidade de cruzeiro( $V_c$ ):.....	$\geq 150\text{Kt}$ (277,8Km/h);
Velocidade máx nivelado( $V_{máx}$ ):.....	$\geq 160\text{Kt}$ (296,32 Km/h);
Velocidade nunca exceder $V_{ne}$ :.....	$\geq 200\text{Kt}$ (370,4 Km/h);
Velocidade de stall s/flaps ( $V_s$ ):.....	$\leq 45\text{Kt}$ (83,34 Km/h);
Velocidade de stall c/ flaps ( $V_{s_{fe}}$ ):.....	$\leq 35\text{Kt}$ (64,8 Km/h);
Distância de decolagem :.....	$< 150\text{m}$ ;
Distância de pouso:.....	$< 250\text{m}$ ;
Fator de carga máx/mín:.....	+10G/ -5G;
Peso máximo de decolagem:.....	$\leq 500\text{ Kg}$

A aeronave deve ser capaz de operar em pistas curtas e sem preparo ou infraestrutura sem que isso comprometa a segurança da operação. Além disso, deve apresentar comportamento dócil à baixa velocidade.

#### 2.2 – Missões Típicas

Abaixo, descreve-se as características de uso da aeronave através do detalhamento das missões que pretende-se que ela cumpra.

##### 2.2.1 – Utilização da aeronave para fins de treinamento

Para o uso como aeronave treinadora, dividem-se as missões de treinamento em duas categorias de acordo com o perfil de utilização da aeronave em cada uma delas:

Missão Tipo 1: Missões de manobras básicas;

Missão Tipo 2: Missões de navegação.

##### 2.2.2 – Utilização da aeronave para fins de desporto e lazer

Neste caso, pode-se dividir em duas categorias de missão de acordo com o perfil de vôo:

Missão Tipo 3: Navegação e traslado (idêntica ao Tipo 2)

Missão Tipo 4: Acrobacia aérea.

### 2.2.3 – Perfis das missões

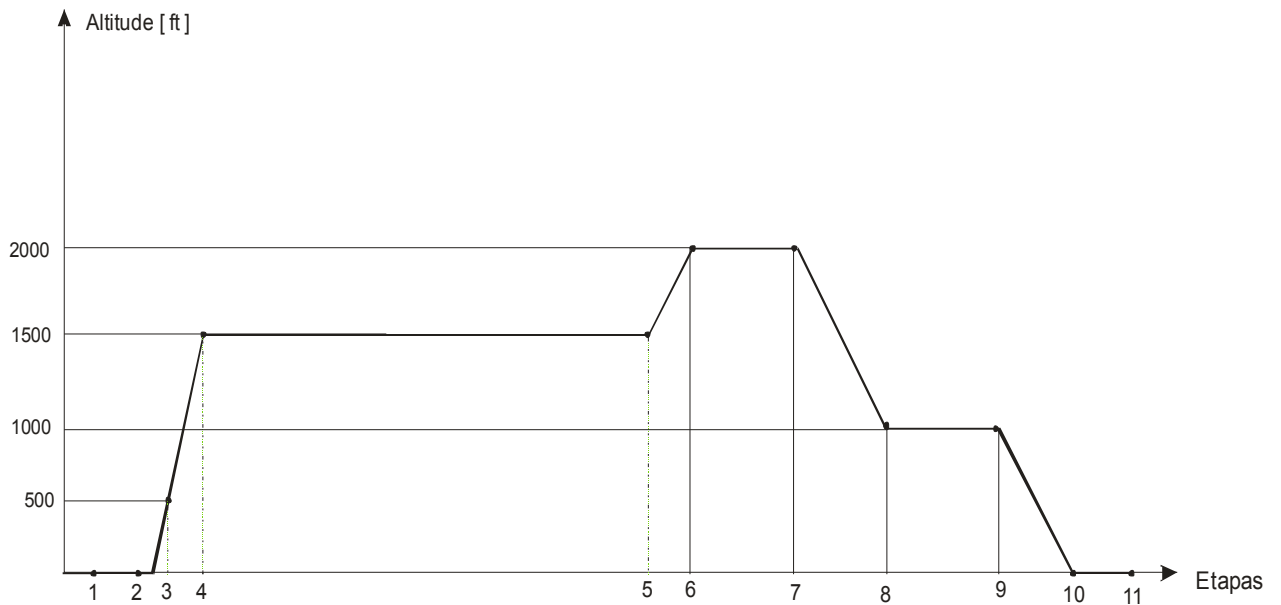
A seguir, detalha-se cada missão individualmente.

#### 2.2.3.1 – Perfil da Missão tipo 1

Abaixo, é listada as etapas deste tipo de vôo e seus respectivos tempo de duração. Em seguida, a Figura 2.1 mostra o diagrama do perfil com suas variações de altitude.

Missões do Tipo 1:

Etapas:	Tempo:
1- Aquecimento;	2 min
2- Táxi;	3 min
3- decolagem;	2 min
4- Subida 1:	2 min
5- Manobras;	30 min
6- subida 2:	1 min
7- Manobras;	10 min
8- descida:	2 min
9- tráfego:	3 min
10- pouso:	2 min
11- táxi:	3 min
<hr/>	
TOTAL	60 min



**Fig. 2.1:** Perfil da Missão tipo 1



### 2.2.3.2 – Perfil da Missão tipo 2 e 3

As missões tipo 2 e tipo 3 tem o mesmo perfil, pois seguem essencialmente os mesmos fundamentos. A seguir lista-se as etapas com suas durações e o perfil da missão com suas variações de altitude é mostrado na Figura 2.2.

Missões do Tipo 2 e 3:

1- Aquecimento;	2 min
2- Táxi;	3 min
3- decolagem;	2 min
4- Subida 1:	3 min
5- Cruzeiro:	60 min
6- subida 2:	7 min
7- Cruzeiro;	90 min
8- descida:	6 min
9- tráfego:	2 min
10- pouso:	2 min
11- táxi:	3 min
<hr/>	
TOTAL:	180min

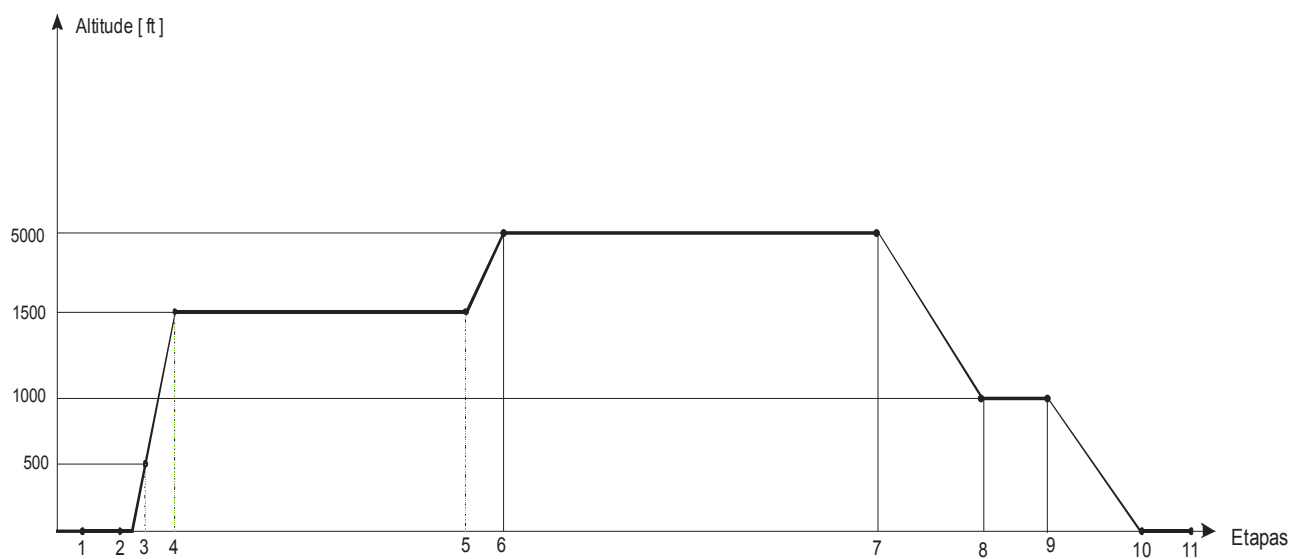


Fig. 2.2: Perfil da Missão tipo 2 e 3

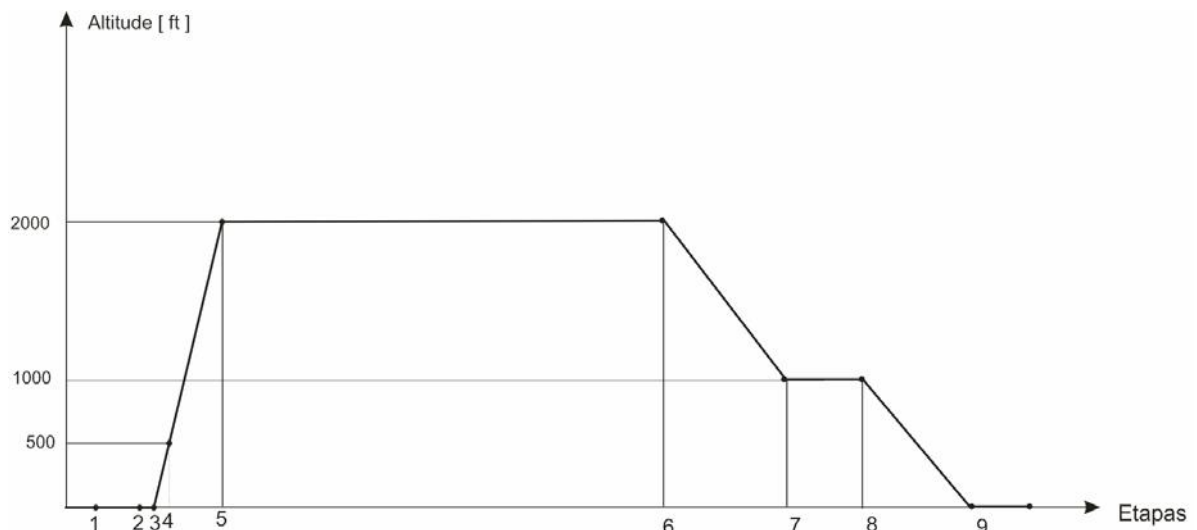
### 2.2.3.3 – Perfil da Missão tipo 4

O vôo de acrobacia é o mais peculiar das missões aqui apresentadas. Este é, em geral, um vôo de curta duração. As manobras em si duram de 5 a 15 minutos e muito raramente ultrapassam os 20 minutos. O restante do tempo gasto deve-se aos procedimentos usuais como decolagem e circuito de tráfego do aeródromo. Tempo adicional pode ser gasto em algumas localidades para o deslocamento até o “Box” de acrobacia e até mesmo pela espera de autorização para ingressar neste.

Durante a etapa 5, de manobras, ocorre uma variação sucessiva da altitude de vôo, entretanto em pequena escala. Dessa forma, é mantida uma altitude média. Alguns aviões acrobáticos de baixo desempenho tendem a perder muita altitude durante manobras acrobáticas. Nesse caso, a atitude mais comum do piloto é iniciar sua série acrobática a uma altitude mais elevada (porém dentro das limitações do “Box”) e ao fim da série simplesmente continuar a descida e realizar os procedimentos de retorno. Abaixo, segue um exemplo típico de um vôo de acrobacia aérea. A lista abaixo mostra as etapas com suas durações e a Figura 2.3 mostra o perfil.

#### Missões do Tipo 4:

1- Aquecimento;	2 min
2- Táxi;	3 min
3- decolagem;	2 min
4- Subida :	4,2 min
5- Acrobacia:	15 min
6- descida:	2,8 min
7- tráfego:	2 min
8- pouso:	2 min
9- táxi:	3 min
<hr/>	
TOTAL:	38 min



**Fig. 2.3:** Perfil da Missão tipo 4

## **Capítulo 3**

### **Estudos Preliminares**

#### **3.1 – Estudo Comparativo de Aeronaves Similares**

Uma forma barata e eficiente de obter os primeiros dados para o dimensionamento inicial do avião em desenvolvimento é a comparação histórica de dados de aeronaves de desempenho semelhante ou que cumpram a mesma função. Certamente, os valores obtidos a partir deste tipo de estudo raramente coincidem com aqueles encontrados ao final do projeto. Alguns podem se afastar muito daqueles obtidos nesta análise.

##### **3.1.1 – Tabelas Comparativas**

A seleção dos modelos de aeronaves para comparação é feita escolhendo-se modelos que apresentem semelhança com a aeronave a ser projetada em pelo menos alguns dos seguintes itens:

- *Desempenho;*
- *Dimensões;*
- *Pesos;*
- *Número de assentos;*
- *Missões típicas;*
- *Proporções geométricas e*
- *Características aerodinâmicas.*

As Tabelas do apêndice I listam as principais características das aeronaves selecionadas. Imagens ilustrativas e um resumo das características podem ser encontrados para cada aeronave individualmente no Apêndice II.

##### **3.1.2 – Gráficos de barras**

A análise via gráfico de barras permite a comparação imediata de alguns dos principais parâmetros das aeronaves listadas. O apêndice III apresenta os gráficos de barras para comparação dos parâmetros das aeronaves selecionadas.

##### **3.1.3 – Valores médios**

Os dados das Tabelas do Apêndice I fornecem os seguintes valores médios, apresentados na Tabela 3.1:

**Tabela 3.1:** Valores médios

Envergadura	9,3 m
corda na raiz	1,46 m
corda na ponta	1,18 m
Razão de aspecto	7,3
área da asa	12,3 m <sup>2</sup>
afilamento	0,88
peso vazio	319,6 Kg
peso máximo de decolagem	573,0 Kg
carga útil	241,3 Kg
peso de combustível	80 Kg
volume de comb	111,2 L
carga alar	56,5 Kg/ m <sup>2</sup>
Velocidade máx nivelada	209,3 Km/h
Velocidade de cruzeiro (75%)	167,2 Km/h
Vstall c/ flaps	71,4 Km/h
V.stall s/ flaps	83,0 Km/h
Distancia de Decolagem	128,9 m
Distancia de pouso	164,3 m
Autonomia	4,6 H
potencia do motor	101,8 HP
peso do motor	50,14 Kg

Os resultados obtidos fornecem valores dos quais a maioria realmente se aproxima daqueles especificados nos requisitos gerais. Entretanto, dada a grande variedade de aeronaves comparadas e a diversidade de suas especificações, as velocidades encontradas estão aquém daquelas almejadas neste projeto.

A partir desse ponto, a Tabela acima servirá de referência para comparações futuras. Os dados da aeronave serão calculados considerando as velocidades impostas pelos requisitos de projeto juntamente com a os valores da análise histórica feita acima.

### **3.2 – Diretrizes de projeto**

Embora as características de desempenho em cruzeiro desejadas sejam importantes, as características de stall e a velocidade de stall abaixo de 35 kt em configuração de pouso são parâmetros imprescindíveis para possibilitar operações de pouso e decolagem seguras em pistas curtas. Dessa forma, durante todo o desenvolvimento da aeronave este requisito estará no topo de lista de prioridades.

### 3.3 – Delimitação das características gerais da aeronave

#### 3.3.1 – ConFiguração externa

Algumas decisões quanto às características gerais da aeronave foram tomadas de antemão baseadas nas características operacionais da aviação leve, em algumas peculiaridades recorrentes de incidentes com este tipo de aeronave e na experiência do autor deste trabalho.

A configuração escolhida foi a seguinte:

- Base de operação:.....Aeronave terrestre;
- ConFiguração da asa:
  - Número de asas..... Monoplano;
  - Posição da asa..... Asa baixa;
  - ConFiguração estrutural:..... Cantilever;
  - Forma Plana:.....Trapezoidal.
- Superfícies de comando de arfagem:..... Convencional;
- Trem de pouso:.....Triciclo, com versão fixa e Retrátil;
- Grupo Moto-propulsor (GMP):
  - Tipo de Motor:..... Motor de combustão interna a pistão;
  - Propulsor:..... hélice convencional;
  - Posição do Motor:.....Trator(“Puller”);
  - Número de Motores:.....1;

#### 3.3.2 – Espaço interno e Ergonomia

O espaço interno consiste da área de trabalho (*cockpit*) e do espaço destinado a acomodar a bagagem da tripulação. Maior importância é dada para o projeto da área de trabalho devido às necessidades de conforto, funcionalidade e segurança.

##### 3.3.2.1 – Ergonomia

Os estudos das interações entre o homem e o seu ambiente de trabalho tem origem anterior ao século XVIII. Somente no século XX tais estudos têm maior proeminência e valorização científica. O termo Ergonomia passa a ser utilizado para referir-se ao estudo científico das relações entre os seres humanos e seu ambiente de trabalho. Tais relações têm, em especial, implicações na produtividade, saúde do trabalhador e segurança operacional.

A ergonomia em aeronaves passa a ser mais estudada e aplicada na década de 40. Com o advento da Segunda Guerra Mundial e especialmente no pós-guerra, a

evolução das aeronaves passa a exigir a capacidade de executar tarefas mais complexas e em maior quantidade.

Lições foram aprendidas na segunda guerra quando missões de longa duração passaram a ser realizadas repetidamente. Da mesma forma, o aumento da velocidade das aeronaves de caça para algo entre 500 e 700 Km/h fez com que missões de combate aéreo com manobras com alto fator de carga passassem a ser realizadas.

Com isso, muitos dos efeitos do ambiente do voo sobre as tripulações ficaram mais evidentes.

No projeto da cabine serão levados em consideração os resultados de estudos ergonômicos em cabines de comando de aeronaves.

### **3.3.2.1.1 - Posicionamento da tripulação**

A condução de aeronaves consiste em trabalho na posição sentada na qual deve-se ter acesso a todos os comandos dos dispositivos de controle de voo, navegação e gerenciamento de sistemas. Para planejar a aérea de trabalho serão verificados os seguintes parâmetros:

- ângulos de conforto: Relativos aos ângulos antropométricos na posição sentada;
- ângulos de visão;
- áreas de acessibilidade;

#### **a) Ângulos de Conforto**

Os ângulos a seguir enumerados estão ilustrados na representação antropométrica simplificada da Figura 3.3, abaixo.

##### **1- Ângulo de inclinação da cabeça:**

Ao estudar a literatura sobre ergonomia em postos de trabalho, encontram-se as seguintes considerações:

Grandjean (1998) sugere os valores de 17° a 29° de inclinação para frente em relação à vertical para trabalhos sentado. Já Chaffin e Anderson (1991) recomendam a inclinação de 20° a 30° para frente com o desconforto a partir de 30°. Pheasant (1996) recomenda uma inclinação de 15° para frente. Para trás, deve-se ter liberdade de inclinação até 30° segundo Diffrient e Tilley(1974). Entretanto, os valores acima não são otimizados para uso em aviões. Verificou-se que as diferentes disposições de assentos adotadas em diversas aeronaves nos últimos trinta anos trazem dados importantes. Algumas aeronaves tem sido projetadas com o ângulo de inclinação do encosto (ângulo 4) bem maiores que 20° (fugindo do padrão de 13° para aviões militares e 15° para aviões civis) por dois motivos principais. O primeiro deles é a tentativa de diminuir a área da seção transversal da aeronave, artifício utilizado em planadores e alguns aviões esportivos. O segundo é aumentar a resistência do piloto ao fator de carga seja em manobras de combate aéreo em aviões militares seja em aeronaves acrobáticas de competição. Em ambos os casos o fator de carga pode chegar facilmente a 10 G's.

Tal inclinação do assento acaba por fazer com que o ângulo da cabeça fique próximo de  $30^\circ$  para que se mantenha a visão para frente. Quando há necessidade de desviar a visão mais para baixo, este ângulo naturalmente aumenta, excedendo os  $30^\circ$ . Estas posições são sustentadas pela musculatura do pescoço. O tempo de duração da missão, ambientes de elevado fator de carga, o uso de capacetes e o uso de outros equipamentos como óculos de visão noturna em missões militares são fatores que juntos ou separadamente levam à sobrecarga da estrutura muscular e geram dores crônicas de pescoço e na coluna cervical quando tais geometrias mais extremas são adotadas.

Por outro lado, assentos posicionados com ângulos entre  $13^\circ$  e  $15^\circ$ , e conseqüentemente com menor ângulo de inclinação da cabeça, mostraram oferecer desvantagens relevantes. Além de influenciar negativamente na aerodinâmica, a menor inclinação do assento oferece maior risco de lesões ao tripulante. Durante colisões com o solo em pousos forçados, a coluna vertebral sofre cargas mais severas quanto menor for a inclinação podendo causar seqüelas permanentes ou morte.

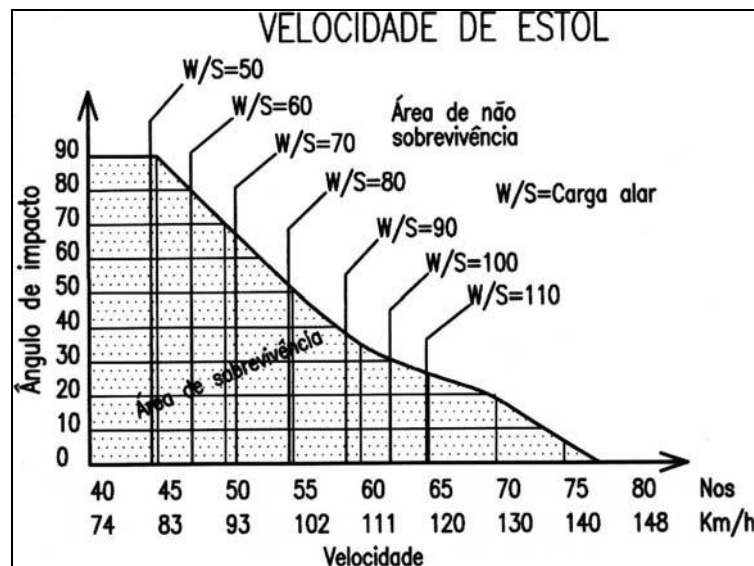


Fig. 3.1: Relação entre velocidade, ângulo de impacto e carga alar na gravidade de impactos [HILTON, 200-?]

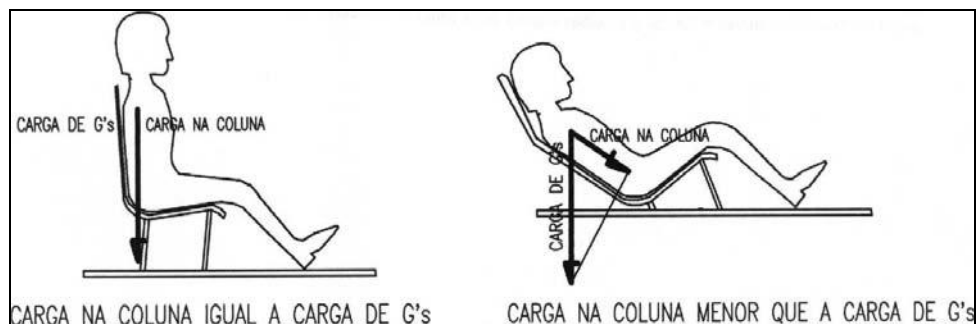


Fig. 3.2: Cargas na coluna durante queda vertical (HILTON, 200-?)

Embora restrito a aviões de combate e de acrobacia aérea, outro efeito negativo da pouca inclinação do assento é o aumento do risco de *G-LOC* (*G-*

Lost of Consciousness), que é a perda de consciência induzido pela chamada “Força G” pelos mesmos motivos descritos acima.

Como resultado, os principais fabricantes do mundo têm utilizado em suas aeronaves mais recentes ângulos de inclinação de assento entre 18° e 25° alguns dos quais com capacidade de alterar este ângulo automaticamente de acordo com a condição do voo.

## 2- Ângulo do braço em relação ao eixo do tronco

Os ângulos entre 15° e 35° atendem a condição para uma posição neutra, o ângulo de 25° pode ser considerado como ideal.

Neste caso ângulos negativos (para trás) devem ser evitados para não levar a hiperextensão dos músculos anteriores do ombro. Tal posição pode levar a desconforto e dores se mantidas por muito tempo ou se executado um movimento a partir dessa posição que exija força maior que o usual.

## 3- Ângulo de flexão braço-antebraço

Este ângulo permite maior amplitude sem comprometer o conforto ou a segurança nos movimentos. Os limites são de 80° a 120°.

## 4- Ângulo de inclinação do tronco

As principais considerações sobre este parâmetro foram discutidas acima no item 1. Com base no que foi apresentado considera-se os limites de inclinação aceitáveis para a aeronave em questão de 15° a 25°.

## 5- Ângulo entre coxa e tronco

Este ângulo tem importância devido às cargas na região pélvica da coluna vertebral (sacro-cóccix) e devido às tensões na musculatura da articulação do quadril e efeitos sobre o sistema circulatório nesta região.

Este deve ser necessariamente maior que 90° na posição de repouso. Os limites considerados são de 95° a 125°. Quando houver inclinação para frente em movimentos eventuais este ângulo não deve ser menor que 75°.

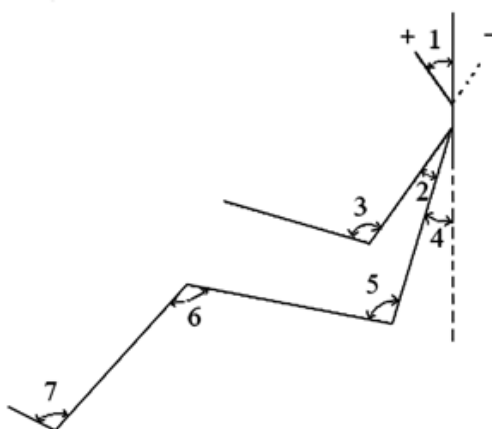
## 6- Ângulo entre coxa e perna

Para maior conforto e eficiência dos movimentos este ângulo deve estar entre 100° e 150°.



## 7- Ângulo de flexão e extensão de tornozelo

Para a flexão plantar a amplitude recomendada é de 25°. Assim este ângulo deve variar entre 80° e 115°.



**Fig. 3.3** – Representação dos ângulos citados acima

**Tabela 3.2** – Limites para os ângulos de conforto

Número	Mínimo [°]	Máximo [°]	Ângulo ideal
1	-30	15	5
2	15	35	15
3	80	120	100
4	15	25	20
5	75	125	105
6	90	150	130
7	80	115	95

Os ângulos acima escolhidos como ideais dificilmente serão atingidos por um indivíduo em particular em uma determinada configuração da cabine. Ou seja, para uma cabine com as distâncias dos comandos fixas e posição do assento também fixa, um indivíduo que mais se aproxime das dimensões do modelo antropométrico percentil 50 acomodar-se-á em uma posição mais próxima da ideal descrita acima. A exceção é o ângulo 4 que é imposto pela posição do assento.

Posições ajustáveis de controles e assento poderão facilitar indivíduos de tamanhos diferentes posicionar-se de forma mais próxima do conforto conforme o esquema apresentado.

### b) Ângulos de visão

A Figura 3.4 abaixo indica os ângulos visuais para as posições sentada e em pé. A linha normal de visão para a pessoa em pé, com a cabeça ereta é de 10° abaixo da linha do nível dos olhos. Para a posição sentada, o ângulo considerado é de 15° abaixo da linha do nível dos olhos.

A área ótima para a leitura em mostradores está situada dentro de um cone com um ângulo de abertura de aproximadamente 30° para a pessoa na posição sentada. São

também indicados os ângulos para a localização dos mostradores primários e secundários, assim como o limite visual dos dois cones de visão.

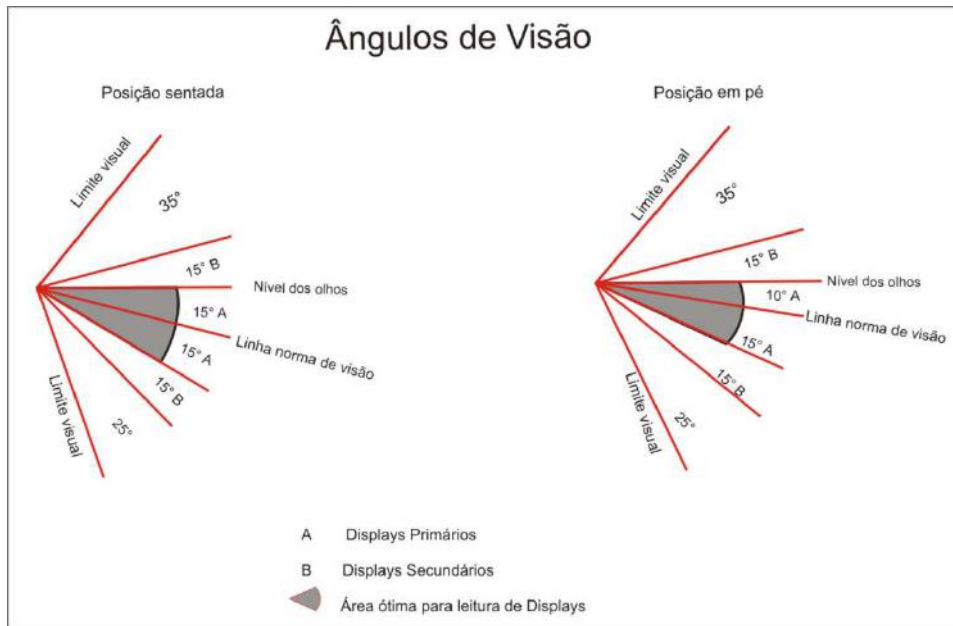


Fig. 3.4: Ângulos de visão

### c) Áreas de acessibilidade

A Figura 3.5 apresentada por Roskam (1986) mostra as posições de melhor acessibilidade sendo os números menores as mais acessíveis. O objetivo é evitar os ângulos de desconforto para acionamento de controles ou dispositivos.

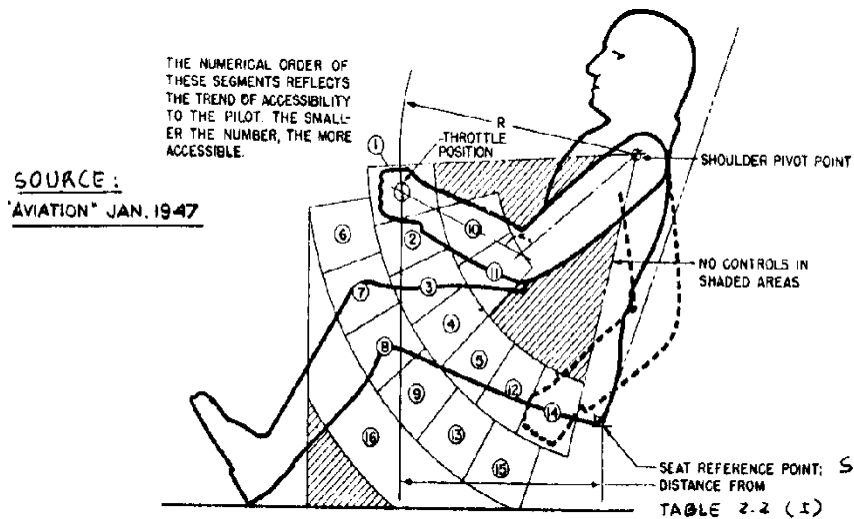


Fig. 3.5: Áreas de acessibilidade (ROSKAN, 1986)

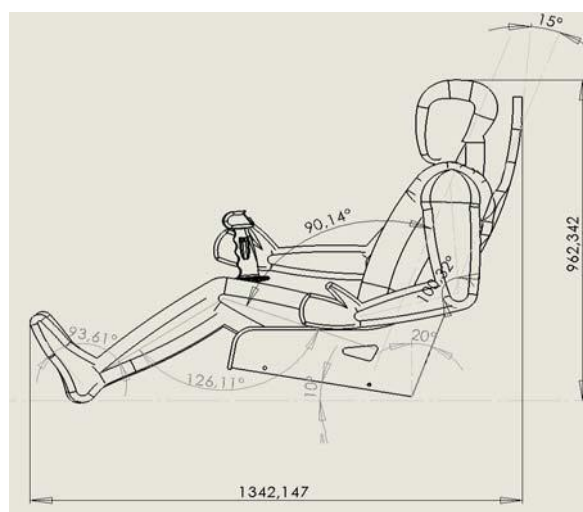
#### 3.3.2.1.2 -Esboços iniciais da cabine

Com base no que foi apresentado e em modelos antropométricos, define-se na Tabela 3.4 abaixo as dimensões da cabine de comando.

**Tabela 3.4:** Definição das dimensões gerais da cabine

	Dimensão [mm]	OBS
Comprimento	1400	Distância entre a extremidade do assento e a parede de fogo
Altura	1100	Distância do assoalho á capota
Largura	1200	Distância das paredes laterais interiores medida na altura média

Abaixo é apresentado na Figura 3.6 um esboço de posicionamento utilizando um modelo antropométrico percentil 95 de um individuo do sexo masculino considerando os dados apresentados acima e os afastamentos em relação ao posicionamento ideal.



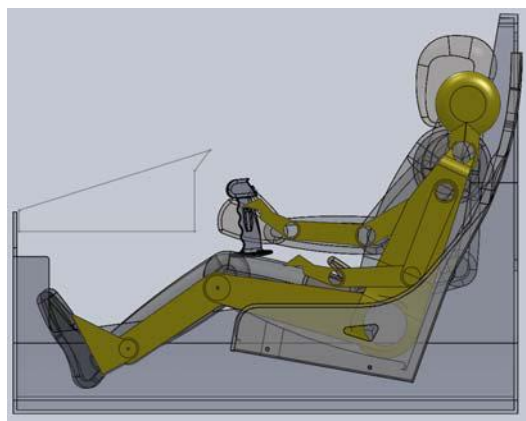
**Fig. 3.6:** Modelo percentil 95 em posição de pilotagem

A Figura 3.7 abaixo apresenta esboços de posicionamento, dimensões laterais, longitudinais e área frontal.



**Fig. 3.7:** Modelos percentis 95 posicionados na cabine de pilotagem

A Figura 3.8, abaixo, mostra uma comparação do posicionamento de um modelo antropométrico do sexo masculino percentil 95 e um do sexo feminino percentil 5 (em amarelo) em um assento fixo, sem ajustes.



**Fig. 3.8:** Comparação de posicionamento de modelo masculino percentil 95 com modelo feminino percentil 5

A Tabela 3.5 de dados antropométricos da população brasileira apresentada por Felisberto e Paschoarelli (2001) foi utilizada como referência para as dimensões do modelo antropométrico utilizado para determinar as dimensões da cabine.

**Tab. 3.5-**Resultados finais do tratamento estatístico das variáveis antropométricas (valores em cm). Felisberto e Paschoarelli (2001)

FAAC / UNESP / BAURU		Homens			Mulheres		
Dimensões dos Segmentos Corpóreos Humanos		% 05	% 50	% 95	% 05	% 50	% 95
01	Estatura	159	171	182	149	160	170
02	Altura Piso - Ombros	132	142	152	123	133	143
03	Altura Piso – Olhos	151	161	172	141	151	161
04	Altura Assento – Cabeça	82	88	93	76	83	89
05	Altura Assento – Ombro	54	58	63	46	54	59
06	Profundidade do Tórax	23	26	29	21	25	32
07	Profundidade do Abdome	19	22	26	17	21	26
08	Largura do Tórax	26	29	34	-	-	-
09	Largura do Bideltoide (ombros)	39	43	47	34	38	42
10	Distância alcance frontal máximo	69	76	83	62	71	79
11	Comprimento do Braço	33	36	40	-	-	-
12	Comprimento intercular Ombro – Cotovelo	24	29	32	-	-	-
13	Comprimento intercular Cotovelo – Punho	23	25	28	-	-	-
14	Comprimento Cotovelo - Ponta do dedo médio	45	49	55	36	43	50
15	Comprimento intercular Joelho – Maleolo	35	40	44	-	-	-
16	Altura Assento – Coxa	12	14	17	11	14	17
17	Altura Piso – Poplitea	34	44	55	36	40	44
18	Altura Piso – Joelho	50	54	58	49	54	59
19	Distância Nádega – Poplitea	43	48	53	42	47	52
20	Distância Nádega – Joelho	55	60	65	52	58	63
21	Largura do Quadril	30	34	38	31	36	41
22	Altura entre pernas	76	80	87	66	73	80
23	Altura da Cabeça a partir do queixo	21	23	24	19	22	24
24	Largura da Cabeça	17	18	19	14	15	16
25	Profundidade da Cabeça	18	19	20	16	18	19
26	Comprimento do Pé	24	26	28	22	24	26
27	Largura do Pé	9	10	11	9	10	11
28	Largura do Calcâneo	6	7	8	6	6	7
29	Comprimento das mãos	18	19	20	16	17	19

### 3.3.3 – Estimativa do peso

Para esta aeronave, o peso máximo permitido é o mesmo que o peso máximo de decolagem e que o peso máximo de pouso.

O peso máximo de decolagem é composto da seguinte forma:

$$W_0 = W_c + W_p + W_f + W_e \quad (\text{eq. 3.1})$$

onde:

$W_0$  é o peso máximo de decolagem ( $W_0 = W_{to} = MTOW$ );

$W_c$  é o peso da tripulação;

$W_p$  é o peso da carga paga;

$W_f$  é o peso de combustível e

$W_e$  é o peso vazio.

Das parcelas acima,  $W_c$  e  $W_p$  são conhecidas e  $W_f$  e  $W_e$  não o são. Entretanto,  $W_e$  e  $W_f$  são dependentes do peso total da aeronave. Assim  $W_e$  e  $W_f$  podem ser expressos como frações do peso total ( $W_e/W_0$  e  $W_f/W_0$ ) para facilitar o dimensionamento.

Dessa forma, se expressa o peso total da seguinte forma:

$$W_0 = W_c + W_p + [(W_f / W_0)W_0] + [(W_e / W_0)W_0] \quad (\text{eq.3.2})$$

Resolvendo a equação para  $W_0$ :

$$W_0 = [W_c + W_p] / [1 - (W_f / W_0) - (W_e / W_0)] \quad (\text{eq.3. 3})$$

#### 3.3.3.1- Estimativa do peso vazio ( $W_e$ )

O peso vazio de uma aeronave pode ser definido como o peso máximo de decolagem menos os pesos da tripulação, do combustível e da carga paga. Em outras palavras, é o peso da aeronave com seus equipamentos operacionais (incluindo motor e hélice) descontado o peso do combustível, tripulação e carga.

O peso vazio varia de acordo com o peso máximo de uma aeronave, sendo que esta relação costuma ser, historicamente, maior para aeronaves mais leves e menor para aeronaves maiores como cargueiros e aviões a jato de transporte.

Sendo assim, segundo Raymer (1992), para analisar e estimar o peso vazio é interessante definir a seguinte relação:

Fração de peso vazio =  $W_e/W_0$ ;

onde  $W_0$  é o peso máximo da aeronave.

A fração ( $W_e / W_0$ ) pode ser estimada a partir dos dados históricos levantados anteriormente.

Utilizando os dados encontrados na Tabela 3.1, encontramos os seguintes valores:

$$W_e = 319,6kg$$

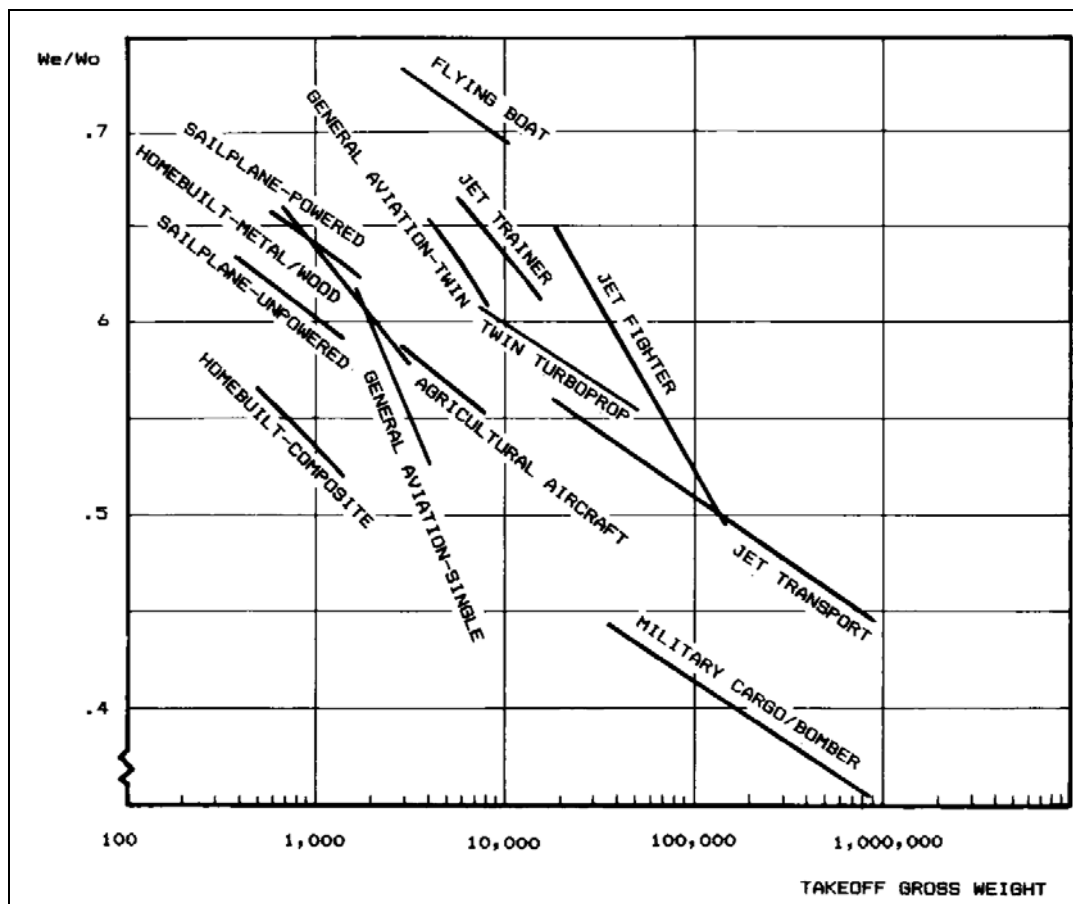
e

$$W_0 = 573kg$$

Assim sendo,

$$W_e / W_0 = 0,56$$

A Figura 3.9 a seguir, apresentada por Raymer (1992), ilustra a relação ( $W_e/W_0$ ) para uma grande variedade de categoria de aeronaves:



**Fig. 3.9:** Tendência histórica de fração de peso vazio para diversas classes de aviões (RAYMER, 1992)

Observa-se na Figura acima que para o tipo de avião em questão, aeronave leve (ou *homebuilt-composite*, no gráfico), a relação ( $W_e / W_0$ ) varia aproximadamente entre 0,52 e 0,57. Raymer (1992) sugere ainda uma equação baseada em valores estatísticos para a relação entre a fração de peso vazio ( $W_e / W_0$ ) e o peso máximo ( $W_0$ ) para as tendências mostradas na Figura acima:

$$W_e / W_0 = A W_0^C K_{VS} \quad (\text{eq.3.4})$$

onde:

- $A$  e  $C$  são valores de ajuste da equação apresentados na Tabela 3.6, abaixo, e
- $K_{sv}$  é uma constante para aeronaves com asas de enflechamento variável.

**Tabela 3.6:** Fração de peso vazio x  $W_0$

$W_e/W_0 = A W_0^C K_{us}$	A	C
Sailplane—unpowered	0.86	-0.05
Sailplane—powered	0.91	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	-0.09
Homebuilt—composite	0.99	-0.09
General aviation—single engine	2.36	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	-0.03
Twin turboprop	0.96	-0.05
Flying boat	1.09	-0.05
Jet trainer	1.59	-0.10
Jet fighter	2.34	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	-0.07
Jet transport	1.02	-0.06

$K_{us}$  = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep  
= 1.00 if fixed sweep

Utilizando esta equação, encontra-se os seguintes resultados:

- Dos dados da Tabela 3.1, tem-se:

$$W_0 = 573 \text{ Kg};$$

- Da Tabela 3.6:

- Categoria: *Homebuilt-Composite*;
- A = 0,99 e
- C = -0,09.

Assim

$$W_e / W_0 = 0,99 \cdot 573^{(-0,09)} \cdot 1,00$$

ou seja,

$$W_e / W_0 = 0,559 \cong 0,56$$

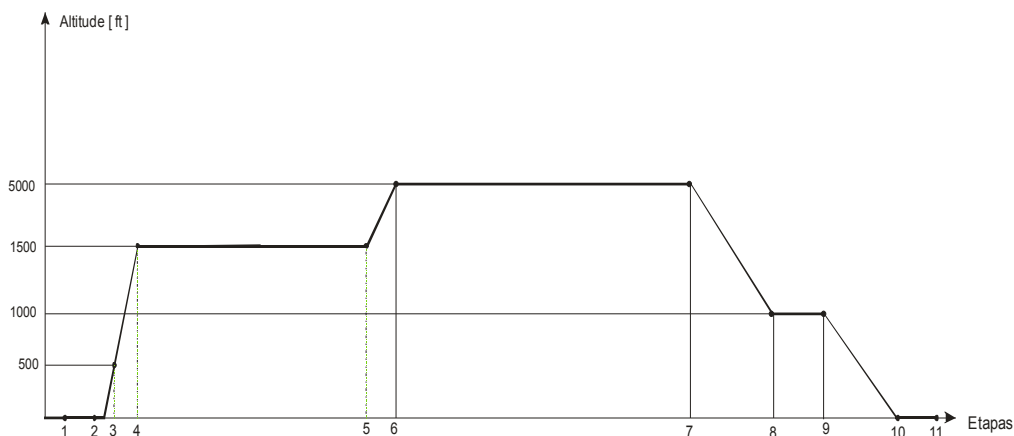
Verifica-se então que tanto a análise dos valores históricos de aeronaves da mesma classe quanto as duas abordagens apresentadas por Raymer (1992) são coerentes coincidindo, inclusive, o valor encontrado para ( $W_e / W_0$ ).

### 3.3.3.2- Estimativa da fração de peso de combustível ( $W_f/W_0$ )

Para a determinação da fração de combustível segue-se tradicionalmente o método de cálculo utilizando as frações parciais de combustível de cada segmento previsto nas missões típicas cujos valores são alcançados levando-se em consideração valores estimados por tendências históricas, de acordo com o descrito por Raymer (1992). Para tal cálculo será utilizado o perfil de missão do tipo 2, reproduzido na Figura 3.10, como representativa do uso da aeronave.

#### Missões do Tipo 2:

1- Aquecimento;	2 min
2- Táxi;	3 min
3- decolagem;	2 min
4- Subida 1:	3 min
5- Cruzeiro:	60 min
6- subida 2:	7 min
7- Cruzeiro;	90 min
8- descida:	6 min
9- tráfego:	2 min
10- pouso:	2 min
11- táxi:	3 min
<hr/>	
TOTAL:	180min



**Fig. 3.10:** Perfil de missão tipo 2

As frações de peso correspondentes às etapas 1, 2, 3, 4, 6, 8, 10 e 11 são obtidas a partir de valores de tendências históricas sugeridas por Roskam 1984. Já as frações de peso correspondentes às etapas de cruzeiro (etapas 5 e 7) são calculadas pelas Equações de Breguet (abaixo) apresentadas por Raymer (1992).



Equação de Breguet:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \frac{-RC}{V \left( \frac{L}{D} \right)} \quad (\text{eq.3.5})$$

onde:

$R$  = Alcance;  $[R] = [\text{ft}]$

$C$  = Consumo específico de combustível, calculado pela equação 3.6 abaixo;

$V$  = Velocidade.  $[V] = [\text{ft} / \text{s}]$

A equação 3.6, apresentada por Raymer (1992), baseia-se em dados históricos presentes na Tabela 3.7 para aviões com motores a pistão, também retirada de Raymer (1992).

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} \quad (\text{eq.3.6})$$

**Tab. 3.7:** Consumo específico de combustível para aviões à hélice

Table 3.4 Propeller specific fuel consumption ( $C_{bhp}$ )		
Propeller: $C = C_{bhp} V / (550\eta_p)$ Typical $C_{bhp}$ and $\eta_p$	Cruise	Loiter
Piston-prop (fixed pitch)	0.4/0.8	0.5/0.7
Piston-prop (variable pitch)	0.4/0.8	0.5/0.8
Turboprop	0.5/0.8	0.6/0.8

Sendo assim, para as etapas de cruzeiro. Tem-se:

$$C_{bhp} = 0,4;$$

$$\eta_p = 0,8$$

Onde  $\eta_p$  é a eficiência da hélice.

Logo, o consumo específico fica:

$$C_{\text{cruzeiro}} = 0,23 [\text{h}^{-1}] = 6,3 \times 10^{-5} [\text{s}^{-1}]$$

**Tabela 3.8:** Estimativas de dados geométricos e de desempenho tomadas pelos métodos sugeridos em Raymer (1992)

	símbolo	valor	observação
Razão de área molhada (área molhada / área de referência da asa)	$S_{\text{wet}} / S_{\text{ref}}$	4	Estimativa
Razão de Aspecto de área molhada	$AR_w = AR / (S_{\text{wet}}/S_{\text{ref}})$	$7.4 / 4 = 1,85$	
Eficiência aerodinâmica	$L/D_{\text{máx}}$	15	Estimativa
Área molhada	$S_{\text{wet}}$	$40 \text{ m}^2$	Conhecido o valor da área da asa e utilizando a estimativa de $(S_{\text{wet}}/S_{\text{ref}})$ tem-se uma estimativa de $S_{\text{wet}}$

De posse do consumo específico ( $C_{\text{cruzeiro}}$ ), volta-se à equação 3.5 para o cálculo das frações de peso:

Distância da etapa 5:

$$R_5 = 180 \text{ nm} = 1093703 \text{ ft}$$

$$W_5 / W_4 = \exp[(-1093703 * 6,3 \times 10^{-5}) / (250 * 15)]$$

$$W_5 / W_4 = 0,982$$

Distância da etapa 7:

$$R_7 = 2070 \text{ nm} = 1640555 \text{ ft}$$

$$W_7 / W_6 = \exp [(-1640555 * 6,3 \times 10^{-5}) / (250 * 15)]$$

$$W_7 / W_6 = 0,973$$

Assim, torna-se possível listar as frações parciais de peso para cada etapa da missão:

**Tabela 3.9:** Frações parciais de peso para cada etapa da missão

Etapa ( i )	objetivo	$[W_i / W_{i-1}]$
1	Aquecimento	0,998
2	Taxi	0,998
3	Decolagem	0,997
4	Subida 1	0,995
5	Navegação 1	0,982
6	Subida 2	0,997
7	Navegação 2	0,973
8	Descida	0,997
9	Tráfego/Espera	0,996
10	Pouso	0,998
11	Táxi	0,998

Assim. A fração de peso total até uma etapa pode ser calculada pelo produtório da equação 3.7:

$$\frac{W_n}{W_0} = \prod_{i=1}^n \left( \frac{W_i}{W_{i-1}} \right) \quad (\text{eq.3.7})$$

Logo:

$$W_{11}/W_0 = 0,928$$

Utilizando os dados históricos e as equações apresentadas pode-se agora estimar a fração de combustível. Efetuando o produtório conforme descrito acima, a fração total de peso da missão pode ser calculada.

Como não está previsto alijamento de carga para este tipo de aeronave, toda massa perdida durante o vôo é devido à queima de combustível. Assim sendo, a fração de combustível deve ser igual a  $[1-(W_n/W_0)]$ . Entretanto, existe uma parcela do total de combustível que não pode ser utilizada. Este combustível remanescente deve-se ao fato de que existe uma quantidade mínima que deve ser deixada no tanque para que não haja problemas na admissão do combustível. Além disso, existe ainda uma certa quantidade de combustível preenchendo toda a linha até a admissão no motor. Tipicamente, esta quantidade de combustível retida gira em torno de 6% do total. Assim, a fração total de combustível pode ser estimada como se segue:

$$W_f/W_0 = 1,06[1-(W_n/W_0)] \quad (\text{eq.3.8})$$

ou seja:

$W_f/W_0 = 1,06 [1 - 0,928] = 0,076$
--------------------------------------

Voltando à equação 3.3 tem-se:

$$W_0 = [W_c + W_p] / [1 - (W_f/W_0) - (W_e/W_0)] \quad (\text{eq.3.3})$$

Sendo que, pela equação 3.4 e pelos dados da Tabela 3.6,

$$W_e/W_0 = 0,99 \cdot 573^{(-0,09)}$$

Substituindo o resultado acima na equação 3.3, encontra-se a equação 3.9:

$$W_e/W_0 = [W_c + W_p] / [1 - (0,076) - (0,99W_0^{(-0,09)})] \quad (\text{eq.3.9})$$

Conforme detalhado abaixo,  $W_c + W_p = 170$  Kgf, então:

$$W_e/W_0 = [170] / [1 - (0,093) - (0,99W_0^{(-0,09)})]$$

$W_e/W_0 = (170) / [0,907 - (0,99W_0^{(-0,09)})] \quad (\text{eq.3.10})$
--

Utilizando a equação 3.10 será arbitrado um valor para  $W_0$  do lado direito da igualdade ( $W_0$  Estimado) e, então será obtido um valor para  $W_0$  do lado esquerdo. Os valores calculados convergem segundo a Tabela abaixo:

**Tabela 3.10:** Resultado do método iterativo para cálculo de  $W_0$

$W_0$ estimado [Kgf]	$W_e/W_0$	$W_0$ calculado [Kgf]
700,000	0,549	474,867
474,867	0,569	502,241
502,241	0,566	498,033
498,033	0,566	498,659
498,659	0,566	498,565
498,565	0,566	498,579
498,579	0,566	498,577
498,577	0,566	498,577
498,577	0,566	498,577

**Tabela 3.11:** Dedução de  $W_e$  e  $W_{f,usado}$

$W_e = (W_e/W_0) W_0 =$	282,21 kgf
$W_{f,usado} = (W_f/W_0) W_0 =$	38,038 kgf (~ 52,7 L)

onde  $W_{f,usado}$  é o peso de combustível utilizado na missão considerada.

## Capítulo 4

### Projeto Preliminar

#### 4.1- Relação Empuxo-Peso ( $T/W$ )

O termo relação “empuxo-peso” é normalmente associado a motores a jato. Para aviões a hélice, o termo equivalente usado historicamente é “Relação Peso-Potência” ( $W/hp$ ) que se refere à razão entre o peso da aeronave e a potência entregue pelo motor.

A relação ( $W/hp$ ) tem um sentido diferente de ( $T/W$ ). Enquanto uma relação ( $T/W$ ) alta indica um motor mais potente, em geral maior e com consumo mais alto, a razão ( $W/hp$ ) alta indica um motor menor, com menos potencia comparado com o peso da aeronave. O empuxo em um avião à hélice depende da eficiência da hélice ( $\eta_p$ ) que exprime o quanto de energia que o motor entrega é convertido em força de propulsão (empuxo).

$$\eta_p = TV / P_{hp} \quad (\text{eq.4.1})$$

onde

- $T$  é a força de tração produzida pela hélice (empuxo);
- $V$  é a velocidade do avião e
- $P_{hp}$  é a potência no eixo do motor.

Uma relação de equivalência entre ( $T/W$ ) e ( $W/hp$ ) pode ser escrita da seguinte forma:

$$T / W = \left( \frac{550\eta_p}{V} \right) \left[ \frac{1}{W / hp} \right]$$

ou

$$\frac{T}{W} = \left( \frac{550\eta_p}{V} \right) \left( \frac{hp}{W} \right) \quad (\text{eq.4.2})$$

onde o termo 550 assume que  $V$  seja a velocidade em pés por segundo [ft/s].

A razão ( $T/W$ ) não é constante. O peso da aeronave varia durante o vôo enquanto combustível é queimado. Além disso, a eficiência da hélice e a potência do motor variam com a altitude.

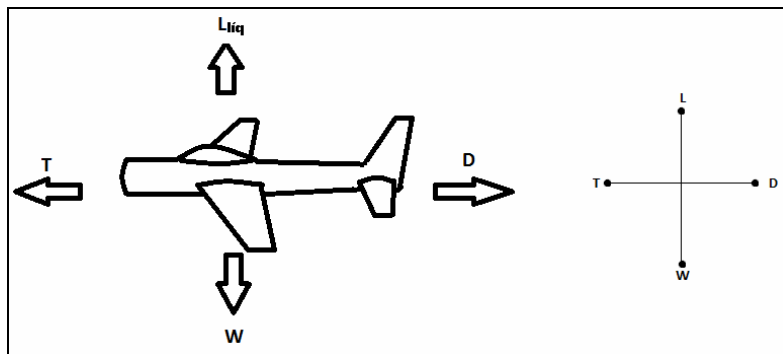
Quando se fala em simplesmente em  $T/W$ , refere-se à relação entre a tração desenvolvida pela hélice à potência máxima com velocidade zero e ao nível do mar e o peso máximo de decolagem.

#### 4.1.1 – Estimativa de T/W

Para estimar a razão  $T/W$  será seguido o procedimento abaixo. Do equilíbrio de forças em condições de cruzeiro pode-se escrever o seguinte:

$$D = T \quad (\text{eq.4.3})$$

$$L = W \quad (\text{eq.4.4})$$



**Fig. 4.1:** Sistema simplificado de forças em vôo de cruzeiro

Dividindo a equação 4.3 pela eq. 4.4, encontra-se a equação 4.5:

$$(T / W) = (D / L)$$

$$\left( \frac{T}{W} \right)_{\text{cruzeiro}} = \frac{1}{\left( \frac{L}{D} \right)_{\text{cruzeiro}}} \quad (\text{eq.4.5})$$

*Obs: Para o valor de  $L/D$ , a estimativa feita anteriormente é suficiente neste momento.*

Logo, utilizando o valor de  $(L/D)$  estimado encontra-se  $T/W$  requerido para cruzeiro:

$$(T / W)_{\text{cruzeiro}} = 1/15 = 0,067$$

Para a decolagem, aplica-se a equação 4.6 para encontrar a razão  $hp/w$  requerido:

$$\left( \frac{hp}{W} \right)_{T-O} = \left( \frac{V_{\text{cruzeiro}}}{550 \cdot \eta_p} \right) \left( \frac{1}{(L/D)_{\text{cruzeiro}}} \right) \left( \frac{W_{\text{cruzeiro}}}{W_{T-O}} \right) \left( \frac{hp_{T-O}}{hp_{\text{Cruzeiro}}} \right) \quad (\text{eq.4.6})$$

$$(hp / W)_{T-O} = [250/(550*0,85)]*[0,067]*[0,936]*[1/0,75]$$

$$(hp/W)_{T-O} = 0,058 \text{ hp/lb} = 0,128 \text{ hp/Kg}$$

Onde o sub-índice “T-O” refere-se à condição de decolagem (*Take-off*, em Inglês).

#### 4.1.2 – Carga Alar ( $W/S$ )

Assim como a razão ( $T/W$ ), o termo ( $W/S$ ) refere-se normalmente à carga alar no peso máximo de decolagem,  $W_0$ . Entretanto pode se referir a outras condições do voo. A carga alar afeta vários parâmetros de desempenho. Frequentemente é usada como parâmetro inicial para o cálculo da área da asa tendo, portanto, efeito no arrasto e na velocidade de *stall*.

$$W = L = q_{stall} S C_{Lmax} = \left(\frac{1}{2}\right) \rho V^2 S C_{Lmax}$$

Logo,

$$W / S = \left(\frac{1}{2}\right) \rho V^2 C_{Lmax} \quad (\text{eq.4.7})$$

onde:

- $S$  é a área da forma plana da asa;
- $W$  é o peso máximo da aeronave;
- $V$  é a velocidade;
- $\rho$  é a massa específica do ar.

Raymer (1992), apresenta a Tabela 4.1 com valores típicos de  $W/S$  para várias categorias de aeronaves.

**Tab. 4.1:** Tendência histórica para carga ala em diversas categorias

Historical trends	Typical takeoff $W/S$ (lb/ft <sup>2</sup> )
Sailplane	6
Homebuilt	11
General aviation—single engine	17
General aviation—twin engine	26
Twin turboprop	40
Jet trainer	50
Jet fighter	70
Jet transport/bomber	120

Convertendo em unidades SI, para a categoria Homebuilt  $W/S = 53,7 \text{ Kg/m}^2$ .

Este valor pode ser usado para fins de comparação posteriormente. A idéia no procedimento acima é otimizar a carga alar para a velocidade de stall, visto que esta é limitada por regulamento e influencia diretamente a distância de pouso que é outro parâmetro de importância no projeto e não permite grandes variações. Entretanto, a carga alar pode ser calculada para outras condições como voo em cruzeiro, distância de decolagem, desempenho em manobras, etc.

Logo, com o intuito de garantir características seguras em fases de voo a baixa velocidade, especialmente no pouso, escolhe inicialmente o valor para a carga alar entre 40 e 50  $\text{Kg/m}^2$ .

**Sendo assim, define-se:**

$$W_0 / S = 46 \text{ Kg/m}^2.$$

Adicionalmente, na tentativa de limitar as dimensões físicas da aeronave, o peso máximo de decolagem ( $W_0$ ) considerado será fixado em 450 Kg.

#### 4.2 – Cálculo preliminar da geometria da asa

A partir dos dados de perfis conhecidos assim como de aeronaves semelhantes, estima-se alcançar uma asa com Coeficiente de Sustentação Global máximo ( $C_{Lmáx}$ ) entre 1,2 e 1,6.

A velocidade de “stall” sem flaps deve ser no máximo, por força de regulamento,  $V_s = 45 \text{ kt} = 23,15 \text{ m/s}$ . Uma vez que o valor da carga alar também já foi determinada, calcula-se o  $C_{Lmáx}$ :

$$C_{Lmáx} = \frac{2(W_0 / S)}{\rho V_s^2} \quad (\text{eq.4.8})$$

$C_{Lmáx} = 1,38$
-------------------

Para a estimativa da área da asa, multiplica-se  $W_0$  pela carga alar:

$S = W_0 / [W_0 / S] \approx 9,75 \text{ m}^2$
--

onde:

- $W_0$  é o peso máximo de decolagem;
- $V_s$  é a velocidade de “stall” sem “flaps”:  $V_s = 23,15 \text{ m/s} = 83,34 \text{ Km/H}$ ;
- $\rho_{ssl}$  é a massa específica do ar ao nível do mar na atmosfera padrão

Esta estimativa, juntamente com a tentativa de achar valores para os parâmetros da geometria da asa que tenha a possibilidade de proporcionar uma distribuição de sustentação próxima da elíptica pelo gráfico abaixo (RAYMER, 1992) implica no cálculo dos seguintes valores.

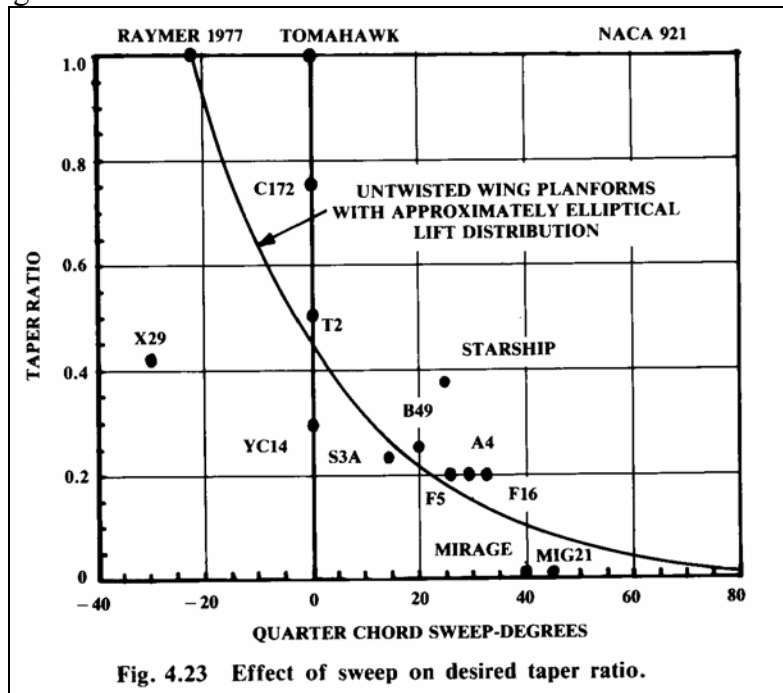


Fig. 4.23 Effect of sweep on desired taper ratio.

Fig. 4.1: Gráfico:  $A_{c/4} \times \lambda$  (RAYMER, 1992)



Escolhendo os valores para a razão de afilamento  $\lambda$  e para a razão de aspecto, calcula-se os parâmetros geométricos restantes da asa como se segue:

- $\lambda = 0,56$
- $AR = 7,5$

Tendo sido definidos os valores de  $C_{Lmáx}$ ,  $S$ ,  $\lambda$  e  $AR$ , calcula-se  $b$ ,  $C_r$  e  $C_t$ .

$$AR = \frac{b^2}{S} \rightarrow b = \sqrt{S \cdot AR} \quad (\text{eq.4.9})$$

$b = 8,55\text{m}$
--------------------

$$S = c_r (1 + \lambda)(b / 2) \quad (\text{eq.4.10})$$

$$c_r = 2S / [b(1 + \lambda)]$$

$c_r = 1,46\text{ m}$
$c_t = 0,56 \cdot 1,46 = 0,821\text{ m}$

#### 4.2.1 – Geometria de referência da forma plana da asa

A Tabela 4.2 resume as características geométricas da asa encontradas por meio dos cálculos das seções anteriores.

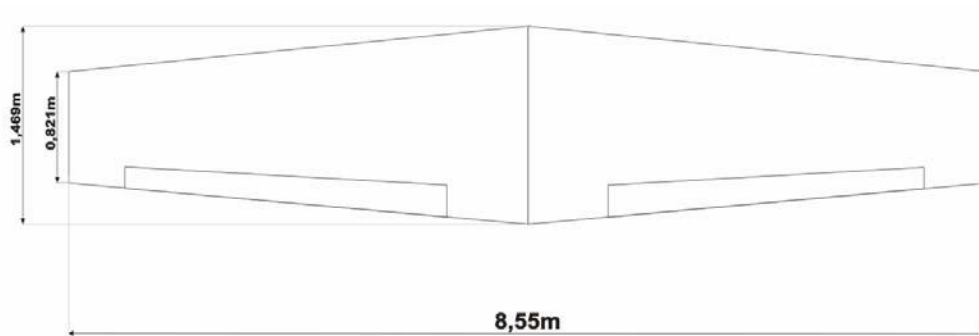
**Tab. 4.2:** Parâmetros geométricos da asa

Área da Asa:.....	$S = 9,75\text{m}^2$
Envergadura total:.....	$b = 8,55\text{m}$
Razão de Afilamento:.....	$\lambda = 0,56$
Ângulo de enflechamento( $c/4$ ):.....	$A_{c/4} = 2,2^\circ$
Ângulo de enflechamento (LE):.....	$A_{LE} = 4,33^\circ$
Ângulo de diedro:.....	$\Gamma = 2,6^\circ$
Corda aerodinâmica média:.....	$MAC = 1,17\text{m}$
Corda geométrica média:.....	$MGC = 1,15\text{ m}$
Corda na raiz da asa:.....	$C_r = 1,46\text{m}$
Corda na ponta da asa:.....	$C_t = 0,821\text{m}$
Estação da mac:.....	$y_{mac} = 1,479\text{m}$
Razão de Aspecto: .....	$AR = 7,5$

onde:

- Para asa trapezoidal, a área  $S = (C_r + C_t)(b/2)$  ou  $S = C_r(1 + \lambda)(b/2)$
- $\lambda = C_t / C_r$
- $MAC = (2/3)C_r [ (1 + \lambda + \lambda^2)/(1 + \lambda) ]$
- $y_{mac} = (b/6)[ (1 + 2 \lambda^2)/(1 + \lambda) ]$
- Razão de Aspecto ( $AR$ ) =  $b^2 / S$
- $\tan A_{LE} = \tan A_{c/4} + \{ (1 - \lambda) / [AR(1 + \lambda)] \}$
- Para asa trapezoidal:  $C(y) = C_r [1 - (2y/b)(1 - \lambda)]$

A Figura 4.2 mostra o esboço da asa com a configuração calculada.



**Fig.4.2:** Esboço da forma plana da asa

Em seguida, calculam-se os valores dos Coeficientes de Sustentação global requeridos para várias velocidade de vôo. Os resultados são apresentados pela Tabela4.4.

**Tab.4.4:** Valores alvo para o coeficiente de sustentação da aeronave completa para os vários regimes de vôo

V [Kt]	V [m/s]	$C_L$
30,0	15,43	3,088
<b>35,0</b>	<b>18,01</b>	<b>2,269</b>
40,0	20,58	1,737
<b>45,0</b>	<b>23,15</b>	<b>1,378</b>
50,0	25,72	1,112
55,0	28,29	0,919
60,0	30,87	0,772
65,0	33,44	0,658
70,0	36,01	0,567
75,0	38,58	0,494
80,0	41,16	0,434
85,0	43,73	0,385
90,0	46,30	0,343
95,0	48,87	0,308
100,0	51,44	0,278
105,0	54,02	0,252
110,0	56,59	0,230
115,0	59,16	0,210
<b>120,0</b>	<b>61,73</b>	<b>0,193</b>
125,0	64,31	0,178
130,0	66,88	0,164
135,0	69,45	0,152
140,0	72,02	0,142
145,0	74,59	0,132
<b>150,0</b>	<b>77,17</b>	<b>0,124</b>
155,0	79,74	0,116
160,0	82,31	0,109
165,0	84,88	0,102
170,0	87,46	0,096
175,0	90,03	0,091
<b>180,0</b>	<b>92,60</b>	<b>0,086</b>
185,0	95,17	0,081
190,0	97,74	0,077
195,0	100,32	0,073
<b>200,0</b>	<b>102,89</b>	<b>0,069</b>

#### 4.2.1.1 – Número de Reynolds ( $R_e$ )

Abaixo, são calculados os números de Reynolds para várias estações da asa e para várias velocidades. A Tabela 4.3 lista os resultados.

$$R_e = \frac{\rho_{SSL} V D}{\mu}$$

onde:

- $\rho_{SSL}$  é a massa específica do ar, tal que  $\rho_{ssl} = 1,224859 \text{ Kg/m}^3$ ;
- $\mu$  é a viscosidade do ar, tal que  $\mu = 1,789 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$ ;
- $D$  é a dimensão característica do corpo, tal que  $D = c(y)$ .
- o subscrito “SSL” refere-se ao nível do mar na atmosfera padrão.

**Tab. 4.3:** Números de Reynolds para seções da semi-asa em diferentes faixas de velocidades

V [Kt]	V [m/s]	Re1	Re2	Re3	Re4	Re5	Re6	Re7	Re8	Re9	Re10
35,0	18,0	1.730.810	1.651.913	1.571.783	1.491.653	1.412.756	1.332.625	1.253.728	1.050.321	1.093.468	1.014.570
50	25,72	2.472.372	2.359.671	2.245.210	2.130.748	2.018.047	1.903.586	1.790.885	1.500.328	1.561.962	1.449.261
120,0	61,7	5.934.207	5.663.702	5.388.970	5.114.238	4.843.733	4.569.001	4.298.496	3.601.100	3.749.033	3.478.527
180,0	92,6	8.901.311	8.495.553	8.083.455	7.671.358	7.265.600	6.853.502	6.447.744	5.401.650	5.623.549	5.217.791
200,0	102,9	9.890.345	9.439.503	8.981.617	8.523.731	8.072.889	7.615.002	7.164.160	6.001.833	6.248.388	5.797.546
c(y) [m]	1,469	1,404	1,340	1,275	1,210	1,146	1,081	1,017	0,852	0,887	0,823
$\frac{y}{[ \% (b/2) ]}$	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100

### 4.3 Estudo das proporções externas

Nesta seção será conduzido o procedimento de cálculo com o objetivo de estimar as dimensões externas do avião.

#### 4.3.1 – Estimativa do comprimento da aeronave

Este cálculo será feito utilizando o procedimento proposto por Raymer (1992) segundo a Tabela 4.5. Esta Tabela apresenta a equação 4.11 e lista os parâmetros “a” e “C” para o cálculo do comprimento da aeronave por meio desta equação.

$$L_f = a W_0^c \quad (\text{eq.4.11})$$

onde  $L_f$  é o comprimento da aeronave.

**Tab. 4.5:** Valores estatísticos para as constantes  $a$  e  $C$ . (Raymer,1992)

Length = $aW_0^C$	$a$	$C$
Sailplane—unpowered	0.86	0.48
Sailplane—powered	0.71	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68	0.23
Homebuilt—composite	3.50	0.23
General aviation—single engine	4.37	0.23
General aviation—twin engine	0.86	0.42
Agricultural aircraft	4.04	0.23
Twin turboprop	0.37	0.51
Flying boat	1.05	0.40
Jet trainer	0.79	0.41
Jet fighter	0.93	0.39
Military cargo/bomber	0.23	0.50
Jet transport	0.67	0.43

**Fuselage length vs  $W_0$**

Para a categoria “Homebuilt - composite”, verifica-se:

$$a = 3,50$$

e

$$C = 0,23$$

Tal que  $[W_0] = [\text{lb}]$ .

Logo,

$$L_f = 3,5 \cdot 992^{0,23}$$

$$L_f = 17,11 \text{ ft} = 5,22\text{m}$$

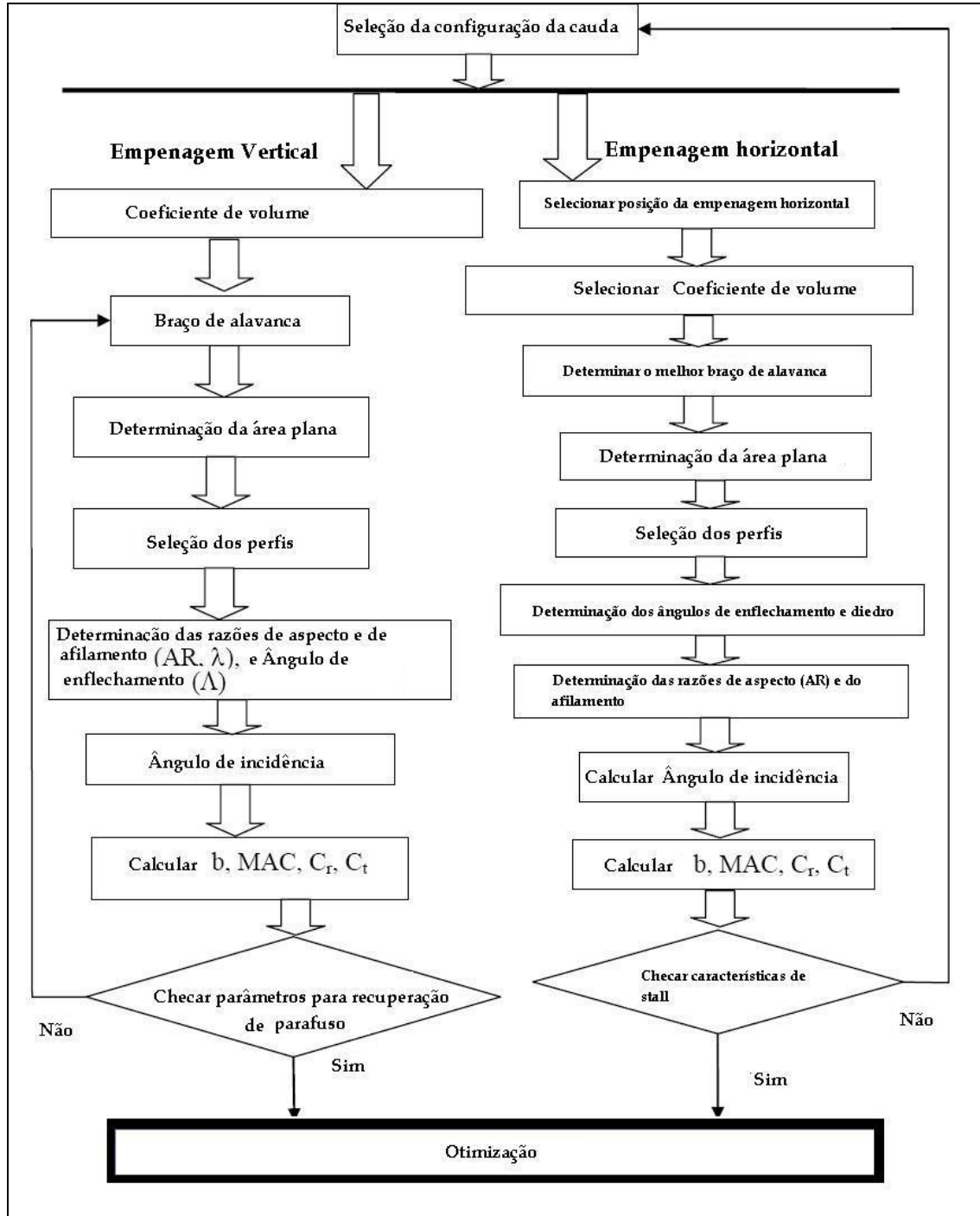
Para fins de estimativa, o comprimento  $L_f$  adotado será

$L_f = 5,5 \text{ m}$
-----------------------

### 4.3.2 Cálculo estimativo da geometria das superfícies da cauda e de controle

Nesta seção será calculada a geometria estimativa das superfícies da cauda através dos “Coeficientes de Volume”, definidos mais à frente.

#### 4.3.2.1 Geometria da cauda



**Fig.4.3:** fluxograma para estimativa da geometria da cauda

A Figura 4.3 acima apresenta um fluxograma com os passos para o cálculo estimativo da geometria tanto da empenagem horizontal, quanto da empenagem vertical.

#### 4.3.2.1.1 - Coeficientes de volume

A função das superfícies da cauda é, prioritariamente, contrabalançar os momentos produzidos pela asa e pela aeronave como um todo. Sendo assim, é esperado que haja uma relação entre a área da asa e a área da cauda (seja vertical ou horizontal). Entretanto, os momentos restauradores dependem da distância (ou braço) entre as duas. A força devido à sustentação da cauda é proporcional à área desta, então a efetividade da cauda é proporcional à sua área vezes o braço de alavanca. Este produto tem unidade de volume, daí vem o nome “coeficientes de volume” que são definidos nas equações abaixo (RAYMER,1992).

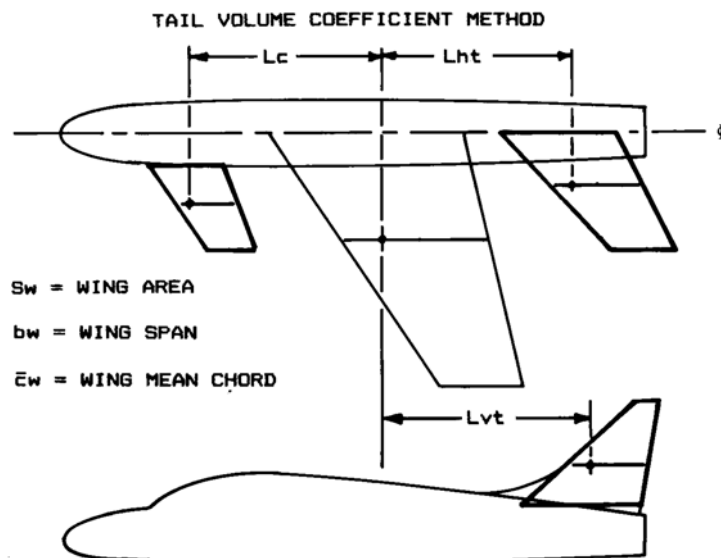
$$c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_w} \quad (\text{eq.4.12})$$

$$c_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{\bar{C}_w S_w} \quad (\text{eq 4.13})$$

onde:

- $c_{VT}$  e  $c_{HT}$  são os coeficientes de volume para a empenagem vertical e horizontal respectivamente;
- $L_{VT}$  e  $L_{HT}$  são, respectivamente, as distâncias dos centros aerodinâmicos da empenagem vertical e horizontal em relação ao centro aerodinâmico da asa ;
- $\bar{C}_w$  é a corda média aerodinâmica da asa ( $\bar{C}_w = MAC$ ).

A Figura 4.4 mostra os parâmetros geométricos para o cálculo dos coeficiente de volume.



**Fig.4.4:** Braços de alavanca e áreas de referência para dimensionamento estimativo das superfícies. (Retirado da Referência 4)

Raymer (1992) apresenta na Tabela 4.6 abaixo valores típicos para os coeficientes de volume das superfícies da cauda.

**Tab. 4.6:** Coeficientes de volume da cauda

	Typical values	
	Horizontal $c_{HT}$	Vertical $c_{VT}$
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

#### 4.3.2.1.2- Áreas da cauda

As equações 4.14 e 4.15, a seguir, explicitam as áreas das superfícies da cauda a partir das equações 4.12 e 4.13 acima.

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_w S_w}{L_{VT}} \quad (\text{eq.4.14})$$

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \bar{C}_w S_w}{L_{HT}} \quad (\text{eq.4.15})$$

onde:

- coeficiente de volume da empenagem horizontal é  $C_{HT} = 0,5$ ;
- coeficiente de volume da empenagem vertical é  $C_{VT} = 0,04$ ;
- envergadura da asa é  $b_w = 8,55\text{m}$ ;
- Área da asa é  $S_w = 9,75\text{m}^2$ ;
- Corda média da asa é  $\bar{C}_w = 1,177\text{m}$ ;
- Braço em relação à empenagem horizontal é  $L_{HT} = 55\% L_f = 3,0\text{m}$ ;
- Braço em relação à vertical é  $L_{VT} = 3,5\text{m}$ ;
- $S_{VT} = [0,04 * 8,55 * 9,75] / 3,5$ ;
- $S_{HT} = [0,5 * 1,18 * 9,75] / 3,0$ ;

Logo,

$S_{VT} = 1\text{m}^2$
$S_{HT} = 2,08\text{m}^2$

#### 4.3.2.1.3 - Determinação de $AR$ , $\lambda$ , $A_{c/4}$ e $A_{LE}$ e cálculo da de $C_t$ , $C_r$ , $MAC$ e $b$

Abaixo, determina-se os parâmetros restantes:

Empenagem horizontal:

$$\lambda = 0,6$$
$$AR = 5,18 = (b^2/S_c);$$

Então,

$$b = 3,28\text{m};$$
$$C_r = 0,79\text{m}$$
$$C_t = 0,479\text{m}$$
$$A_{LE} = 4,34^\circ$$
$$MAC = 0,41\text{m}$$

Empenagem vertical:

$$\lambda = 0,47$$
$$AR = 3$$

Logo,

$$C_r = 1,107\text{m}$$
$$C_t = 0,517\text{m}$$
$$b_v = h = 1,24\text{m}$$
$$S = 1,01\text{m}^2$$
$$A_{LE} = 31,3^\circ$$

#### 4.3.2.2 Cálculo estimativo da geometria dos ailerons e flaps

A estimativa dos percentuais da corda e da envergadura das superfícies dos ailerons será feita em função do gráfico apresentado por Raymer (1992) mostrado na Figura 4.5 abaixo:

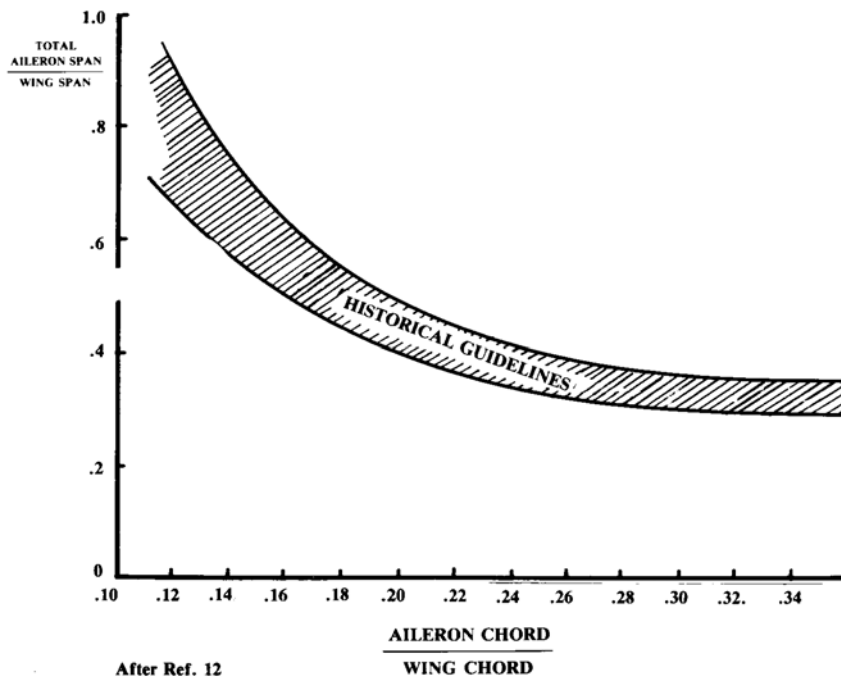


Fig. 4.5: Tendência histórica das proporções das superfícies dos ailerons

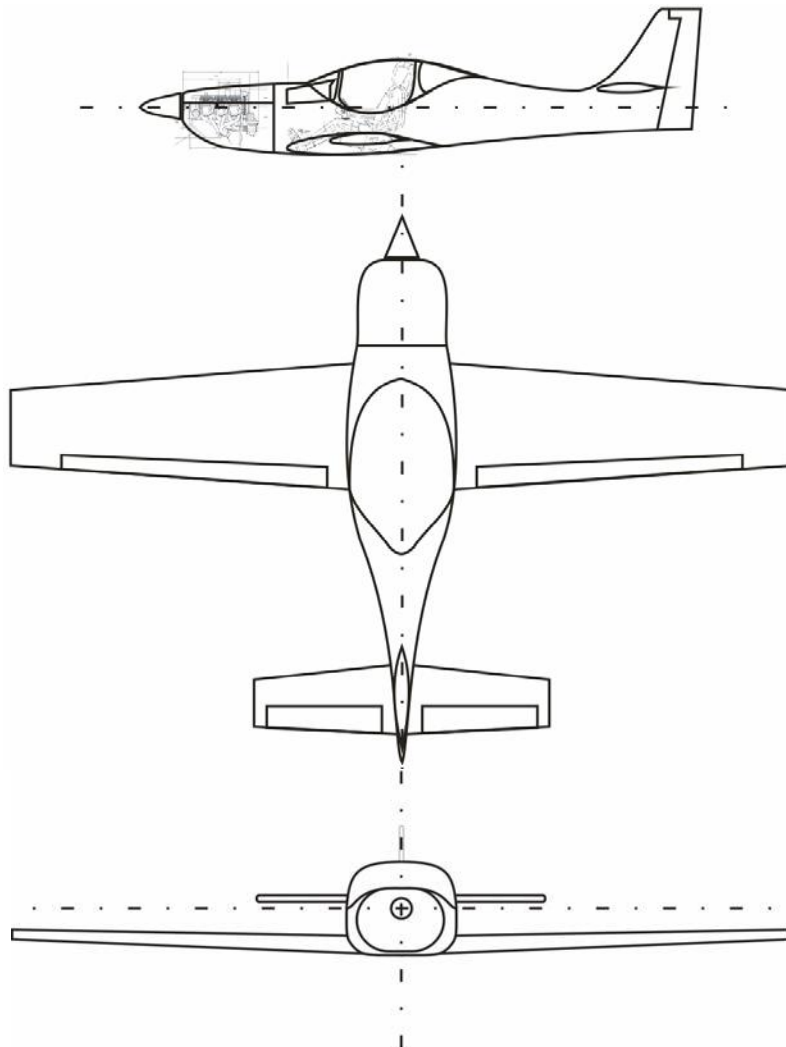


Por razões de eficiência e construtivas será adotada uma superfície de controle do tipo “Flaperon”. Neste tipo de dispositivo, a superfície do aileron atua também como flap ao se defletir juntamente com o flap, porém mantém sua função de aileron na posição defletida. Além disso, será usada uma única superfície para atuar como flaperon de forma que esta será constituída de um único painel ocupando grande percentual da envergadura da asa.

As superfícies de controle normalmente mantêm o percentual da corda constante ao longo da envergadura. Embora esta medida crie algum inconveniente no projeto estrutural, a sua adoção será mantida. O flaperon ocupará 70% envergadura da asa, sendo um dispositivo duplo elemento com o aileron possuindo 15% da corda e a corda total do flap 20% da corda da asa.

#### 4.4 Esboço inicial

O esboço seguinte, mostrado na Figura 4.5, representa as intenções iniciais de projeto considerando os cálculos feitos até o momento.



**Fig. 4.6:** Esboço inicial em “Três vistas” .

## 4.5 Detalhamento de Pesos.

Nesta seção será conduzida a sequência de cálculos cujo objetivo é estimar e contabilizar o peso de cada item que compõe o peso total do avião.

### 4.5.1 - Peso Máximo de Decolagem

Da equação 3.1, transcrita abaixo, os termos  $W_c$ ,  $W_p$  e  $W_f$  são facilmente determinados.

$$W_0 = W_c + W_p + W_f + W_e$$

tal que

$W_c$ - 2 tripulantes de 80Kg cada:.....	160Kgf;
$W_f$ - 90 Litros de AVGAS 100LL:.....	64,9Kgf;
$W_p$ - Capacidade de carga no bagageiro( $W_{PL}$ ):.....	10Kgf;

#### 4.5.1.1 – Peso Vazio (Máximo permissível)

O termo faltante é o do peso vazio ( $W_e$ ), que é estimado como se segue.

$$W_e = W_0 - (W_c + W_p + W_f) \quad (\text{eq.4.16})$$

$$W_e = 450 - (160 + 10 + 64,9)$$

$W_e \text{ máx} = 215,1 \text{ Kgf}$
---------------------------------------

Ou seja, este valor encontrado para  $W_e$  é o máximo que ele pode chegar sem que seja ultrapassado o peso máximo de decolagem estipulado ( $W_0 = 450 \text{ Kg}$ ).

#### 4.5.1.1.1 – Peso de célula

Para investigar melhor o peso vazio ( $W_e$ ), este será decomposto pelas contribuições da célula ( $W_{célula}$ ), do grupo moto-propulsor ( $W_{GMP}$ ) e equipamentos ( $W_{aviônicos + equipamentos}$ ). Para os propósitos deste projeto considera-se o peso de célula aquele referente à toda a estrutura da aeronave sem motor ou outros equipamentos, tais como aviônicos ou pára-quedas de emergência. As equações 4.17 e 4.18, abaixo expressam o descrito acima.

$$W_e = W_{célula} + W_{GMP} + W_{aviônicos+equipamentos} \quad (\text{eq.4.17})$$

$$W_{célula} = W_e - (W_{GMP} + W_{aviônicos+equipamentos}) \quad (\text{eq.4.18})$$

Para o peso do motor e hélice, lista-se os dados abaixo:

*Motores de referência:*

Rotax 912S (100Hp) máx:	64Kgf	{1,56 HP/Kg};	20L/H @75%rpm
Jabiru 2200 (85Hp) máx:	63Kgf	{1,35 HP/Kg};	15L/H @75%rpm
Jabiru 3300 (120Hp) máx:	80Kgf	{1,5 HP/Kg}	26L/H @75%rpm

Para o peso do conjunto da hélice pode-se considerar um peso médio 5 Kgf para hélices em material composto normalmente utilizadas em aviões desta classe. Sendo assim, o peso do GMP (motor + hélice),  $W_{GMP}$ , considerando como motor de escolha o modelo Rotax 912S, fica:

$W_{GMP} = 64 \text{ Kgf}$
----------------------------

Para o peso de aviônicos e equipamentos, verifica-se:

Aviônicos:.....4Kgf;  
 Pára-quadras balístico (BRS):.....15Kgf

Então,

$W_{(aviônicos + equip)} = 19 \text{ Kgf}$
--

Logo, pela equação 4.18, transcrita abaixo, encontra-se:

$$W_{célula} = W_e - (W_{GMP} + W_{aviônicos+equipamentos})$$

$$W_{célula} = 215,1 - (64+19)$$

Peso permissível para a estrutura (célula):

$W_{célula} = 132,1 \text{ Kgf}$
----------------------------------

#### 4.5.1.2 – Resumo dos cálculos de Peso Vazio

As Tabelas abaixo resumem os cálculos feitos acima de forma esquemática.

**Tabela 4.6:** Cálculo de  $W_e$  permitido

$W_e = W_o - (W_c + W_p + W_f)$		
$W_c$	160	Kgf
$W_p$	10	Kgf
$W_f$	64,9	Kgf
$W_o$	450	Kgf
<hr/>		
$W_e$	215,1	Kgf

**Tabela 4.7:** Cálculo de  $W_{célula}$

$W_{célula} = W_e - [W_{GMP} + W_{(aviônicos + equip)}]$		
$W_e$	215,1	Kgf
$W_{gmp}$	64	Kgf
$W_{equip}$	19	Kgf
<hr/>		
$W_{célula}$	132,1	Kgf

**Tabela 4.8:** Composição de  $W_0$ 

$W_0 = W_c + W_p + W_f + [W_{célula} + W_{GMP} + W_{(aviônicos + equipamentos)}]$		
$W_c$	160	Kgf
$W_p$	10	Kgf
$W_f$	64,9	Kgf
$W_{gmp}$	64	Kgf
$W_{equip}$	19	Kgf
$W_{cel}$	132,1	Kgf
<hr/>		
$W_0$	450	Kgf

#### 4.5.2 – Peso da estrutura ( $W_{cel}$ )

O peso vazio ( $W_e$ ) é constituído pelo peso da estrutura somado ao peso dos equipamentos instalados nela como o grupo moto-propulsor (motor e hélice), instrumentos de vôo, assentos, entre outros. O peso total destes equipamentos é fácil de ser contabilizado pelo peso individual de cada uma deles, pois usualmente são conhecidos ou podem ser facilmente verificados.

O peso da célula (estrutura) é composto pelo peso da fuselagem, asas, empenagem, trem de pouso, sistema de controle de vôo e outros elementos estruturais secundários. Este é mais difícil de ser calculado nas fases iniciais de projeto, pois ainda não foram construídos. Além de disso seu peso final será afetado por diversos fatores como escolha de materiais, processos de fabricação e, principalmente, os esforços mecânicos impostos a estes elementos e que ainda não foram calculados. Entretanto, para que a estimativa de peso feita anteriormente seja válida, isto é, não se afaste muito do peso final real da aeronave exigindo muitos ajustes nos cálculos, é interessante que se lance mão de algum método para o detalhamento da estimativa de peso da célula.

Um método mais refinado de estimativa estatística das estruturas que compõem a aeronave e outros subsistemas aplica equações estatísticas baseadas em análises de regressão. Tais equações são representativas de grupos típicos de aeronaves tais como aviões de caça e ataque tático, carga e transporte e aviões da aviação geral (RAYMER, 1992). As equações de pesos para aviação geral, retiradas de Raymer (1992), serão usadas como se segue.

Asa ( $W_{wing}$ ):

$$W_{wing} = 0,36 S_W^{0,758} W_f^{0,0035} \left( \frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0,6} q^{0,006} \lambda^{0,04} \left( \frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0,3} (N_Z W_{dg})^{0,49} \quad (\text{eq.4.19})$$

Empenagem horizontal ( $W_{ht}$ ):

$$W_{HT} = 0,016 (N_Z W_{dg})^{0,414} q^{0,168} S_{HT}^{0,896} \left( \frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda_{ht}} \right)^{-0,12} \left( \frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0,043} \lambda_h^{-0,02} \quad (\text{eq.4.20})$$

Empenagem vertical( $W_{VT}$ )

$$W_{VT} = 0,073 \left( 1 + 0,2 \frac{H_t}{H_v} \right) (N_Z W_{dg})^{0,376} q^{0,122} S_{VT}^{0,873} \left( \frac{100 \cdot t / c}{\cos \Lambda_{vt}} \right)^{-0,49} \left( \frac{A}{\cos^2 \Lambda_{vt}} \right)^{0,357} \lambda_{vt}^{0,039} \quad (\text{eq.4.21})$$

Fuselagem( $W_{fus}$ ):

$$W_{fus} = 0,052 S_f^{1,086} (N_Z W_{dg})^{0,177} L_t^{-0,051} (L / D)^{-0,072} q^{0,241} + W_{press} \quad (\text{eq.4.22})$$

Trem de pouso principal( $W_{MLG}$ ):

$$W_{MLG} = 0,095 (N_l W_l)^{0,768} (L_m / 12)^{0,409} \quad (\text{eq.4.23})$$

Trem de pouso direcional, “triquilha”(  $W_{NLG}$ ):

$$W_{NLG} = 0,125 (N_l W_l)^{0,566} (L_n / 12)^{0,845} \quad (\text{eq.4.24})$$

Sistema de controle de vôo ( $W_{FCS}$ ):

$$W_{fcs} = 0,053 L^{1,536} B_W^{0,371} (N_Z W_{dg} \times 10^{-4})^{0,80} \quad (\text{eq.4.25})$$

Aviônicos:

$$W_{avionicos} = 2,177 W_{uav}^{0,933} \quad (\text{eq.4.26})$$

Acessórios:

$$W_{ac} = 0,0582 W_{dg} - 65 \quad (\text{eq.4.27})$$

onde:

$W_f$  é o peso de combustível nas asas;

$N_Z$  é o fator de carga limite estrutural ( $N_Z=1,5$  fator de carga máximo);

$W_{dg}$  é o peso máximo de projeto;

$S_f$  é a área molhada da fuselagem [ $\text{ft}^2$ ];

$L_t$  é o comprimento da cauda: de  $0,25MAC_{asa}$  até  $0,25MAC_{cauda}$ ;

$W_{press}$  é o aumento de peso devido à pressurização. Nesse caso,  $W_{press}=0$

$N_l$  é o fator de carga de pouso máximo estrutural ( $=1,5N_{pouso\_m\acute{a}x}$ );

$W_l$  é o peso de pouso;

$L_m$  é o comprimento do trem de pouso principal;

$L_n$  é o comprimento do trem de pouso direcional.

As equações acima são representativas de aeronaves da aviação geral de construção tradicional empregando na maioria das vezes alumínio e suas ligas em quase toda a estrutura. Para aeronaves fabricadas em estrutura composta, em especial plástico reforçado com fibra, é aplicado um fator de correção às equações acima resultando na Tabela abaixo. Da mesma forma é feita uma correção para as características de peso dos instrumentos e acessórios utilizados atualmente. A Tabela 4.9 lista o peso de cada componente individualmente.

**Tab. 4.9:** Detalhamento de pesos

Item	símbolo	peso[Kg]
Tripulação	$W_c$	160,0
Asas	$W_{wing}$	50,0
Empenagem horizontal	$W_{ht}$	4,0
Acessórios	$W_{ac}$	5,0
Berço do motor	$W_{berço}$	2,0
Motor	$W_{motor}$	64,0
Carga paga	$W_p$	10,0
Aviônicos	$W_{aviônicos}$	4,0
Fuselagem	$W_{fus}$	50,0
Hélice	$W_{hel}$	5,0
Combustível	$W_f$	64,9
Pára-quedas balístico	$W_{BRS}$	13,2
Empenagem vertical	$W_{vt}$	5,0
Sistema de controle de vôo	$W_{FCS}$	3,0
Trem de pouso direcional	$W_{NLG}$	6,0
Trem de pouso principal	$W_{MLG}$	10,0
	Total	<b>456,1</b>

## 4.6 – Aerodinâmica

### 4.6.1 – Seleção de perfis da asa

A seleção dos perfis da asa é etapa crucial do projeto visto que estes influenciarão de forma determinante o comportamento da aeronave assim como seu desempenho.

Uma seleção minuciosa e otimizada requer uma análise longa e complexa das características dos perfis disponíveis com o uso de ferramentas específicas para a realização destas análises e que não disponíveis no momento. A outra opção é a criação de um perfil novo que atenda os requisitos, entretanto esta opção está fora de cogitação para este trabalho.

Para este trabalho será feita uma seleção manual, ou seja, uma comparação entre as principais características de um número limitado de perfis sem a utilização de ferramentas computacionais.

Para a seleção, serão levados em consideração os seguintes critérios:

- 1- Disponibilidade de dados experimentais do perfil;
- 2- Coeficiente de sustentação máximo ( $C_{lmáx}$ );

- 3- Comportamento da curva  $C_l \times \alpha$ ;
- 4- Comportamento da curva  $C_l \times C_d$ ;
- 5- Relação ( $C_l/C_d$ ) máxima;
- 6- Coeficiente de arrasto mínimo ( $C_{d\text{mín}}$ );
- 7- Menor coeficiente de momento ( $C_m$ ).

Os perfis das Tabelas 4.10 e 4.11 foram listados inicialmente para uma avaliação superficial com o intuito de relacionar um pequeno número de candidatos para uma análise mais cuidadosa. Para realizar a seleção serão necessários os seguintes valores, alguns dos quais já calculados anteriormente e repetidos abaixo:

- 1- Peso médio em cruzeiro:

$$W_{avg} = (W_i + W_f) / 2 \quad (\text{eq.4.28})$$

$W_{avg} = 426\text{Kg}$
--------------------------

onde: -  $W_i$  é o peso no início do cruzeiro;  
 -  $W_f$  é o peso no final do cruzeiro;  
 -  $W_{avg}$  é o peso médio.

- 2- Cálculo de qual deve ser o coeficiente de sustentação ideal, ou seja, aquele para o qual o coeficiente de arrasto é mínimo em cruzeiro do avião completo:

$$C_{Lc} = 2W_{avg} / \rho V_c^2 S \quad (\text{eq.4.29})$$

$C_{Lc} = 0,09$
-----------------

- 3- Cálculo do coeficiente de sustentação ideal ( $C_{Lcw}$ ) da asa sem a contribuição da fuselagem e outras superfícies:

$$C_{Lcw} = C_{Lc} / 0,95 \quad (\text{eq.4.30})$$

$C_{Lcw} = 0,095$
-------------------

- 4- Cálculo do coeficiente de sustentação ideal ( $C_{li}$ ) do perfil:

$$C_{li} = C_{Lcw} / 0,9 \quad (\text{eq.4.31})$$

$C_{li} = 0,105$
------------------

- 5- Cálculo do coeficiente de sustentação máximo total ( $C_{L\text{máx}}$ ):

$$C_{L\text{máx}} = [2(W_0 / S)] / [\rho(V_s)^2] \quad (\text{eq.4.32})$$

$$C_{Lmáx} = 1,38$$

- 6- Cálculo do coeficiente de sustentação máximo da asa sem a contribuição da fuselagem ( $C_{LmáxW}$ ):

$$C_{LmáxW} = C_{Lmáx} / 0,95 \quad (\text{eq.4.33})$$

$$C_{LmáxW} = 1,45$$

- 7- Cálculo do coeficiente de sustentação máximo do perfil ( $C_{lmáx}$ ):

$$C_{lmáx} = C_{LmáxW} / 0,9 \quad (\text{eq.4.34})$$

$$C_{lmáx} = 1,6$$

- 8- Identificar, nas Tabelas seguintes, os perfis que atendam ao  $C_{li}$  (item 4) e  $C_{lmáx}$  (item 7) para serem avaliados.



**Tab.4.10:** Relação de perfis e dados com  $Re = 3,0 \times 10^6$  e  $(t/c)_c (0,12;0,15]$

Origem	Perfil	$C_{l\text{máx}}$	$\alpha_{Cl\text{má}} [^\circ]$	$C_{d\text{min}}$	$C_{L\text{Cdmin}} (C_{li})$	$\alpha_{Cd\text{min}} [^\circ]$	$\alpha_{L=0} [^\circ]$	$(C_l/C_d)_{\text{máx}}$	$\alpha_{(Cl/Cd)_{\text{máx}}} [^\circ]$	$C_{m0}$	Característica de "stall"
NACA:											
	63 <sub>2</sub> -215	1,45	14	,0057	0,2	1°	-1,5°	95	4,5	-0,03	abrupto
	63 <sub>2</sub> -415	1,55	14	,0055	0,4	0,5°	-2,8°	120	4	-0,07	moderado
	63 <sub>2</sub> -615	1,57	13	,0055	0,6	0,5°	-3,5	133	4,5	-0,11	moderado
	64 <sub>2</sub> -215	1,3	15	,0055	0,2	1	-1,5	129	2,7	-0,03	moderado
	64 <sub>2</sub> -415	1,5	14	,0057	0,4	1	-3	120	4,5	-0,07	suave
	65 <sub>2</sub> -215	1,3	16	,005	0,2	4	-1,5	120	4	-0,03	moderado
	65 <sub>2</sub> -415	1,35	16	,005	0,35	1	-3	140	4	-0,06	moderado
	65 <sub>2</sub> -415 a=0,5	1,4	16	,005	0,5	1,5	-2,5	141	5,7	-0,05	suave
	66 <sub>2</sub> -015	1,3	16	,0045	0	0	0	80	3,5	0,0	abrupto
	66 <sub>2</sub> -215	1,35	17	,0045	0,2	1	-1,5	111	4	-0,03	moderado
	66 <sub>2</sub> -415	1,36	18	,0045	0,4	-0,5	-2,5	150	4	-0,07	abrupto
NASA:											
	NLF(1)0215F	1,58	11,2	,0052	0,65	0,0	-5,8	161	4	-0,16	suave <sup>+</sup>
	NLF(1)0115	1,6	15	,005	0,1	0,0	-2,5	100	2,5	-0,05	moderado
	NLF 1015	1,45	15	,006	0,2	-0,5	-2,7	94	3,7	-0,06	suave
	NLF,414	1,60	17,5	,0046	0,21	-2,7	-4,2	120	2,5	-0,07	suave
	LS(1)-0413 GA(W)2	1,7	17	,006	0,37	-1,2	-4,2	120	1,0	-0,10	suave
	HSNLF0213	1,55	17	,0055	0,02	-0,9	-0,9	81	6,8	-0,004	moderado
F.X.Wortmann:											
	FX 38-153	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	FX 60-157	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	FX 61-147	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	FX62K153/20	1,52	14,9	,006	0,5	0,5	-4	133	4,5	-0,15	suave <sup>+</sup>
	FX 62K 131	1,46	15	,005	0,5	0,0	-5	131	3	-0,12	suave
	FX 63-120	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
Outros:											
	74-130 WP2 MOD	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	RAF 6	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	HQ 3.0/15	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	Dornier A-5	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	

**Tab.4.11:** Relação de perfis e dados com  $Re = 3,0 \times 10^6$  e  $(t/c)_c [0,10;0,12]$

Origem	Perfil	$C_{l\text{máx}} [^\circ]$	$\alpha_{Cl\text{máx}}$	$C_{d\text{min}}$	$C_{l\text{Cdmin}} (C_{li})$	$\alpha_{Cd\text{min}} [^\circ]$	$\alpha_{L=0} [^\circ]$	$(C_l/C_d)_{\text{máx}}$	$\alpha_{(Cl/Cd)_{\text{máx}}} [^\circ]$	$C_{m0}$	Característica de "stall"
NACA:											
	63A-010	1,1	10,5	,0045	0,0	0	0	79	9,5	0,00	abrupto
	63A-210	1,33	12	,0042	0,2	1	-1	90	7	-0,04	abrupto
	63 <sub>1</sub> -012	1,4	13	,0043	0,00	0	0	90	9	0,00	abrupto
	63 <sub>1</sub> -212	1,55	14	,0045	0,24	0	0	100	3	-0,04	moderado
	63 <sub>1</sub> -412	1,58	14	,0055	0,40	1	-1,5	120	3	-0,08	moderado
	64A-010	1,2	12	,004	0,0	0	0	82	8	0,00	abrupto
	64-110	1,29	11	,0040	0,1	0,5	-1			-0,02	abrupto
	64A-210	1,42	12	,0045	0,2	-3,5	-2	95	3	-0,04	abrupto
	64 <sub>1</sub> -012	1,45	15	,0045	0,0	0	0	77	8	0,00	abrupto
	64 <sub>1</sub> -112	1,5	15	,005	0,1	0	-1	86	9	-0,02	abrupto
	64 <sub>1</sub> -212	1,53	15	,0047	0,2	0,5	-0,5	92	2,5	-0,025	moderado
	64 <sub>2</sub> -412	1,55	14	,0045	0,4	1	-3	100	2,5	-0,075	moderado
	65-410	1,42	12	,0038	0,4	2	-2,2	137	2,5	-0,06	abrupto
	65 <sub>2</sub> -012	1,1	14	,004	0,0	0	0	63	2	0,0	abrupto
	65-212	1,4	14	,005	0,2	1	-1	89	2	-0,04	abrupto
	65 <sub>2</sub> -212 a=0,6	1,4	14	,0045	0,25	1	-2	118	4	-0,05	abrupto
	65 <sub>2</sub> -412	1,5	14	0,047	0,4	1	-3	140	3	-0,06	abrupto
	66-012	1,3	13	0,004	0,0	0	0	44	2	0,0	abrupto
	66-212	1,3	13	0,004	0,2	0,5	-1	100	2,5	-0,03	abrupto
NASA:											
	64-012	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	RC10-64C	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	A-03	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
F X Wortmann											
	FX 79-L100	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	FX-79-L-120	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	FX-80-080	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
Outros:											
	HQ 3.0/15	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	Dornier A-5	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	
	RAE (NPL)5213	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	N/D	

De fato, o primeiro critério apresentado para a seleção eliminaria boa parte dos perfis listados acima. Dados experimentais não são facilmente encontrados em meios de domínio público exceto uma grande variedade de perfis NACA cujos dados podem ser encontrados em diversas publicações oficiais.

Muitos dos perfis selecionados acima foram simulados utilizando o código xfoil. Entretanto ao comparar estes resultados com aqueles cujos perfis possuem dados experimentais disponíveis, verificou-se que para altos valores de Reynolds e, em especial, para ângulos de ataque que se aproximavam da região do *stall* os resultados da simulação com o xfoil não são confiáveis. Sendo assim, os perfis cujos dados confiáveis não foram encontrados aparecem com o indicador “N/D” em seus parâmetros, que significa “Não Disponível”.

A intenção inicial era utilizar dois perfis, um para a raiz e uma para a ponta da asa com o objetivo de melhorar o desempenho aerodinâmico. Entretanto, diante da impossibilidade de verificar as reais características dos perfis gerados pela interpolação destes dois selecionados decidiu-se pela utilização apenas um perfil cujas características sejam conhecidas e cuja utilização não interfira negativamente no desempenho desejado.

Os perfis que atendem ou se aproximam dos requisitos de  $C_{l_{máx}}$  (item 7) e de  $C_{li}$  (item 4) são os seguintes: NACA 63<sub>1</sub>-212; NACA 63<sub>1</sub>- 412, NACA 64<sub>1</sub>-112, NACA 64<sub>1</sub>- 212, 64<sub>2</sub>-412, 65<sub>2</sub>-412, 63<sub>2</sub>-215, 63<sub>2</sub>-415, 63<sub>2</sub>-615, 64<sub>2</sub>-415, 66<sub>2</sub>-215, NLF(1)0215F, FX62K153/20 e FX 62K 131, NLF<sub>1</sub>414F, HSNLF0213, LS(1)-0413 GA(W)2.

A Tabela 4.12 lista estes perfis em ordem crescente de  $C_{d_{min}}$  e apresentam algumas de suas principais características. A Figura 4.6, abaixo, mostra uma comparação da polar de arrasto de alguns destes perfis.

**Tab.4.12:** Perfis da lista acima por ordem crescente de  $C_{d_{min}}$ :

Perfil	$C_{l_{máx}}$ [°]	$\alpha_{Cl_{máx}}$	$C_{d_{min}}$	$C_{l_{C_{dmin}}}$ ( $C_{li}$ )	$\alpha_{Cd_{min}}$ [°]	$\alpha_{L=0}$ [°]	$(C_l/C_d)_{máx}$	$\alpha_{(Cl/Cd)_{máx}}$ [°]	$C_{m0}$	Característica do “stall”
63 <sub>1</sub> -212	1,55	14	,0045	0,24	0,0	0,0	100	3,0	-0,040	Moderado
64 <sub>2</sub> -412	1,55	14	,0045	0,4	1,0	-3,0	100	2,5	-0,075	moderado
66 <sub>2</sub> -215	1,45	17	,0045	0,2	1	-1,5	111	4	-0,03	moderado
NLF <sub>1</sub> 414F	1,60	17,5	,0046	0,21	-2,7	-4,2	120	2,5	-0,07	suave
LS(1)-0413 GA(W)2	1,7	17	,006	0,37	-1,2	-4,2	120	1,0	-0,10	suave
65 <sub>2</sub> -412	1,5	14	0,047	0,4	1,0	-3,0	140	3,0	-0,060	abrupto
64 <sub>1</sub> -212	1,53	15	,0047	0,2	0,5	-0,5	92	2,5	-0,025	Moderado
FX 62K 131	1,46	15	,0050	0,5	0,0	-5,0	131	3,0	-0,120	suave
64 <sub>1</sub> -112	1,5	15	,0050	0,1	0,0	-1	86	9,0	-0,020	abrupto
63 <sub>2</sub> -415	1,55	14	,0055	0,4	0,5	-2,8	120	4,0	-0,070	moderado
63 <sub>2</sub> -615	1,57	13	,0055	0,6	0,5	-3,5	133	4,5	-0,110	moderado
63 <sub>1</sub> -412	1,58	14	,0055	0,4	1,0	-1,5	120	3,0	-0,080	moderado
64 <sub>2</sub> -415	1,5	14	,0057	0,4	1,0	-3,0	120	4,5	-0,070	suave
63 <sub>2</sub> -215	1,45	14	,0057	0,2	1,0	-1,5	95	4,5	-0,030	abrupto
NLF(1)0215	1,56	11	,0060	0,65	0,0	-5,8	161	4,0	-0,160	suave+

F										
FX62K153/20	1,52	15	,0060	0,5	0,5	-4,0	133	4,5	-0,150	suave+
HSNLF0213	1,55	17	,0055	0,02	-0,9	-0,9	81	6,8	-0,004	moderado
NLF(1)0115	1,6	15	,005	0,1	0,0	-2,5	100	2,5	-0,05	moderado

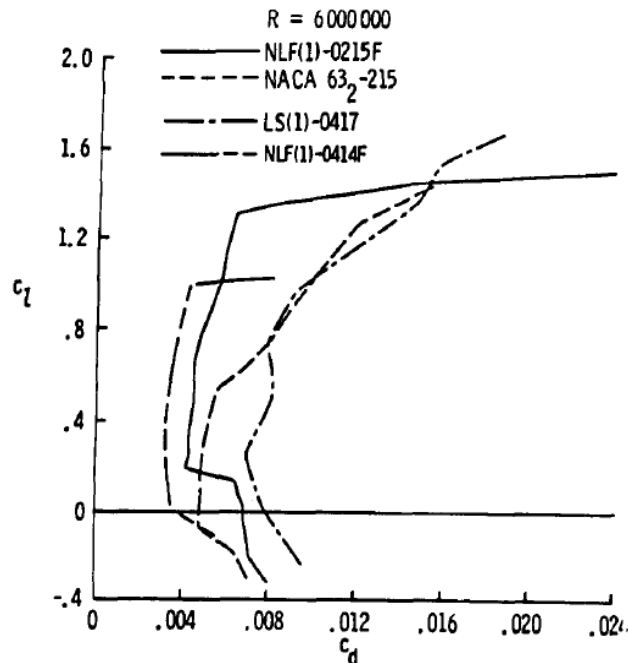
**Tab.4.13:** Lista reduzida de perfis

Perfil	$C_{l_{máx}}$ [°]	$\alpha_{Cl_{máx}}$	$C_{d \text{ mín}}$	$C_{L_{Cd \text{ mín}}}$ ( $C_{li}$ )	$\alpha_{Cd \text{ mín}}$ [°]	$\alpha_{L=0}$ [°]	$(C_l/C_d)_{máx}$	$\alpha_{(Cl/Cd)_{máx}}$ [°]	$C_{m0}$	Característica do "stall".
66 <sub>2</sub> -215	1,45	17	,0045	0,2	1	-1,5	111	4	-,03	moderado
63 <sub>1</sub> -212	1,55	14	,0045	0,24	0,0	0,0	100	3	-,040	Moderado
64 <sub>1</sub> -212	1,53	15	,0047	0,2	0,5	-0,5	92	2,5	-,025	Moderado
63 <sub>1</sub> -412	1,58	14	,0055	0,4	1,0	-1,5	120	3,0	-,080	moderado
FX 62K 131	1,46	15	,0050	0,5	0,0	-5,0	131	3,0	-,120	suave
64 <sub>2</sub> -412	1,55	14	,0045	0,4	1	-3	100	2,5	-,075	moderado
64 <sub>2</sub> -415	1,5	14	,0057	0,4	1,0	-3,0	120	4,5	-,070	suave
FX62K153/20	1,52	15	,0060	0,5	0,5	-4,0	133	4,5	-,150	suave+
NLF <sub>1</sub> 414F	1,60	17,5	,0046	0,21	-2,7	-4,2	120	2,5	-,07	suave
HSNLF0213	1,55	17	,0055	0,02	-0,9	-0,9	81	6,8	-,04	moderado
LS(1)-0413 GA(W)2	1,7	17	,006	0,37	-1,2	-4,2	120	1,0	-,10	suave
NLF(1)0215F	1,58	11,2	,0052	0,65	0,0	-5,8	161	4	-,16	suave+
NLF(1)0115	1,6	15	,005	0,1	0,0	-2,5	100	2,5	-,05	moderado

Os seguintes perfis se destacam entre os demais reunindo o maior conjunto de características favoráveis. Suas particularidades serão detalhadas a seguir:

**Tab.4.14:** Perfis selecionados para avaliação

Perfil	$C_{l_{máx}}$ [°]	$\alpha_{Cl_{máx}}$	$C_{d \text{ mín}}$	$C_{L_{Cd \text{ mín}}}$ ( $C_{li}$ )	$\alpha_{Cd \text{ mín}}$ [°]	$\alpha_{L=0}$ [°]	$(C_l/C_d)_{máx}$	$\alpha_{(Cl/Cd)_{máx}}$ [°]	$C_{m0}$	Característica do "stall".
NLF <sub>1</sub> 0414F	1,60	17,5	,0046	0,21	-2,7	-4,2	120	2,5	-0,07	suave
LS(1)-0413 GA(W)2	1,7	17	,006	0,37	-1,2	-4,2	120	1,0	-0,10	suave
66 <sub>2</sub> -215	1,45	17	,0045	0,2	1	-1,5	111	4	-0,03	moderado



**Fig. 4.7:** Comparação da polar de arrasto entre alguns dos perfis já citados ( $R_e = 6 \times 10^6$ ) (VIKEN et al., 1984).

#### 4.6.1.1 – Gráficos e comentários sobre os três perfis selecionados na Tabela 4.14

##### 4.6.1.1.1 – O perfil NACA-66<sub>2</sub>-215

Os perfis NACA série 6 são, talvez, os de uso mais difundido. São usados em uma variedade enorme tipos de aeronaves que engloba pequenos aviões esportivos, planadores, caças da segunda guerra, aviões modernos de treinamento militar, de acrobacia, de transporte e até alguns tipos de caças a jato. Foram concebidos para favorecer o escoamento laminar e baixo arrasto em condições de cruzeiro. Na designação da série, o primeiro dígito indica o número da série. O segundo, a posição de menor pressão em relação à corda a partir do bordo de ataque. O terceiro, normalmente subscrito ou depois de vírgula, indica a faixa de coeficiente de sustentação acima e abaixo do  $C_L$  de projeto. O quarto indica o  $C_L$  de projeto (em décimos) e os dois últimos indicam a classe de espessura máxima em percentual da corda.

O que se destaca neste perfil é o baixo coeficiente de arrasto em condições de cruzeiro ao mesmo tempo em que mantém um coeficiente de sustentação máximo moderado a baixos Reynolds ( $C_{Lmáx} = 1,45$  a  $Re = 2 \times 10^6$ ) com característica de *stall* tendendo ao moderado e balde laminar que se estende de  $C_L = (-0,1$  a  $0,6)$ . A Figura 4.7 mostra as principais curvas deste perfil para vários Reynolds.

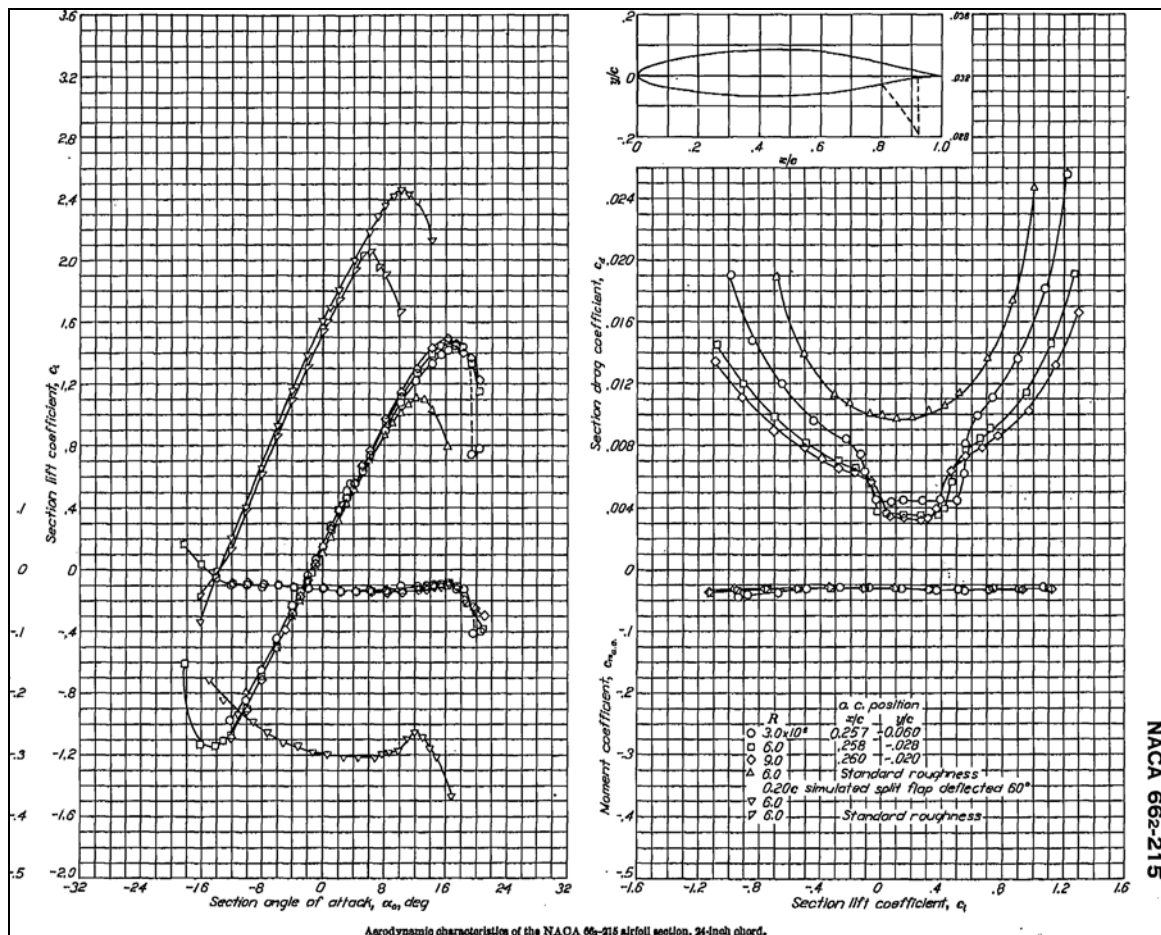
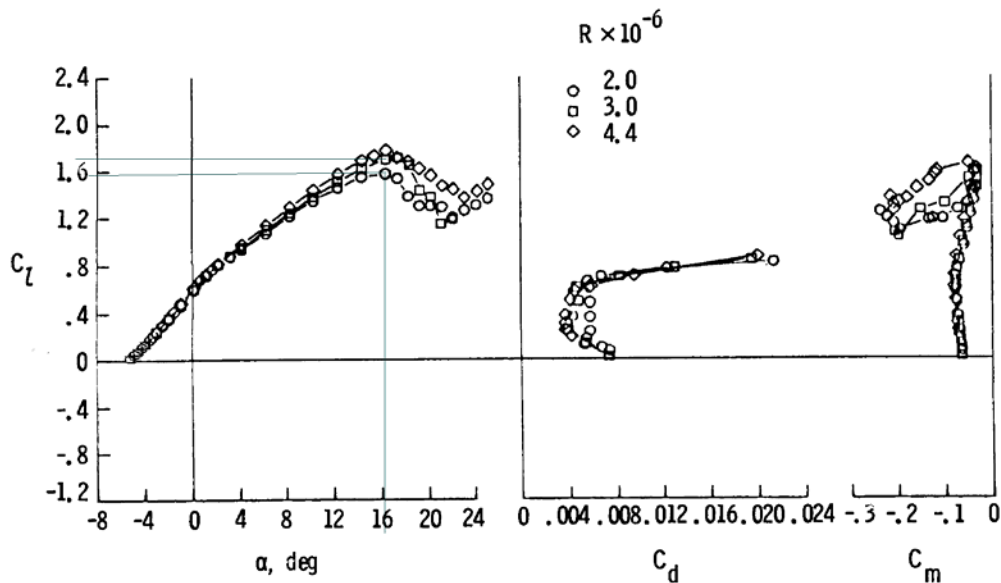


Fig. 4.8: Dados experimentais do perfil 66-215 (ABBOT et al., 1945).

#### 4.6.1.1.2 – O perfil NASA / Langley - NLF(1)0414F

O perfil NLF(1)-0414F foi projetado com o objetivo principal de criar um aerofólio de baixa velocidade com escoamento laminar na maior extensão possível da corda, que atingisse coeficientes de arrasto em condições de cruzeiro ( $Re=10 \times 10^6$ ) significativamente mais baixos que os perfis de escoamento laminar existentes, porém que pudesse ser usado na prática possuindo, inclusive boas características de *stall* a baixa velocidade. A designação do perfil tem o seguinte significado: As letras NLF significam “escoamento laminar natural” (*Natural Laminar Flow*, em Inglês); o dígito 1 entre parênteses designa ser o primeiro série; os dois dígitos seguintes (04) indicam o coeficiente de sustentação de projeto em décimos ( $C_{lp}=0,4$ ) e os dois últimos a espessura relativa de 14%. Este perfil tem sido extensamente estudado que gerou muito resultados experimentais e teóricos muitos dos quais disponíveis em meios de domínio público. A sua popularidade no meio da aviação geral e esportiva aliada a campanhas de pesquisa conduzidas pela NASA diretamente em aviões através de ensaios em vôo assim como em túneis de vento gerou um grande volume de dados que facilita a sua avaliação para a utilização em projetos de aeronaves. Outro fator interessante neste perfil é a sua pouca sensibilidade à contaminação, fato este comprovado em túnel de vento bi-dimensional, em túnel com aeronave em escala real assim como em ensaios em vôo.

Tudo isso, somado ao seu distinto desempenho comparado aos outros perfis disponíveis, o torna uma atraente opção para uso neste projeto. A Figura 4.8 abaixo mostra as curvas dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para vários Reynolds.



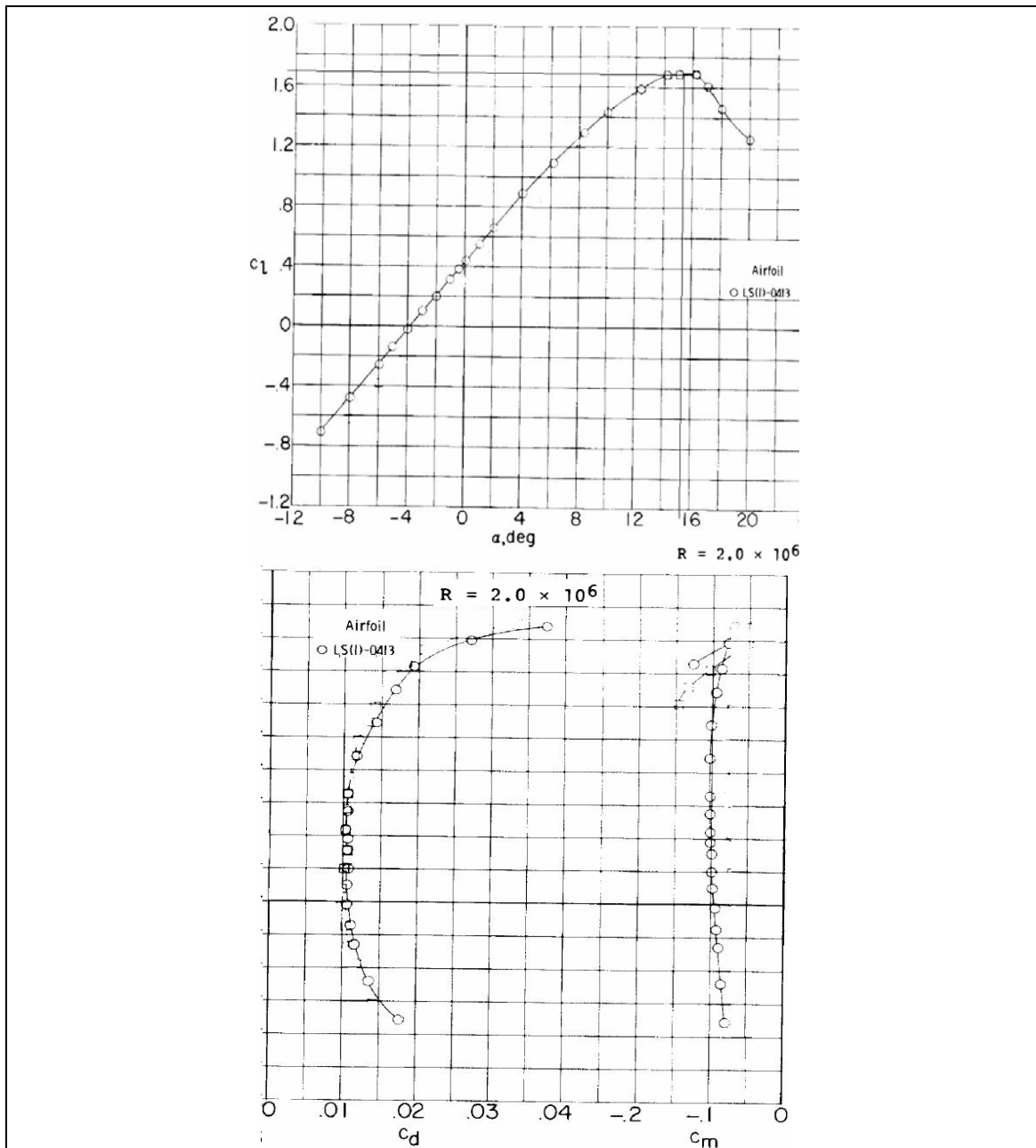
**Fig. 4.9:** Dados experimentais do perfil NLF(1)-0414 para Reynolds iguais a  $(2, 3 \text{ e } 4,4) \times 10^6$ . (MCGHEE et al., 1984)

#### 4.6.1.1.3 – O perfil NASA - LS(1)-0413 [GA(W)2]

É um perfil concebido para aviões leves da aviação geral. Prioriza características de *stall* suave e progressivo a baixo Reynolds enquanto mantém coeficiente de sustentação alto, além de arrasto relativamente baixo em condições de cruzeiro. O prefixo LS(1) indica *Low Speed* (baixa velocidade me inglês) primeira série, os dois seguintes dígitos indicam o coeficiente de sustentação de projeto em décimos e os dois últimos, a faixa de espessura relativa do perfil em percentual (13%).

A série de perfis LS, com espessuras variando de 0,13 a 0,17, tem uso bastante difundido na aviação geral sendo inclusive alvo de pesquisas para modificações que permitam o uso para números de Mach maiores que 0,4, o que gerou os perfis MS (*Medium Speed*).

A combinação de altos coeficientes de sustentação, mesmo a baixos valores de Reynolds, *stall* suave em uma grande faixa de Reynolds e coeficiente de arrasto razoável em condições de cruzeiro fazem deste perfil um bom candidato. Entretanto, deve-se verificar se será possível atingir as velocidades desejadas com a utilização deste perfil. Por outro lado, o maior coeficiente de sustentação máximo a baixo Reynolds possibilitaria uma redução de área da asa o que diminuiria o arrasto e também o peso total da aeronave. A Figura 4.9, abaixo, apresenta as curvas de sustentação, arrasto e momento deste perfil.



**Fig. 4.10:** Dados experimentais do perfil LS(1)-0413 para Reynolds igual a  $2 \times 10^6$  (WENTZ, 1976).

#### 4.6.1.2 – Escolha do perfil

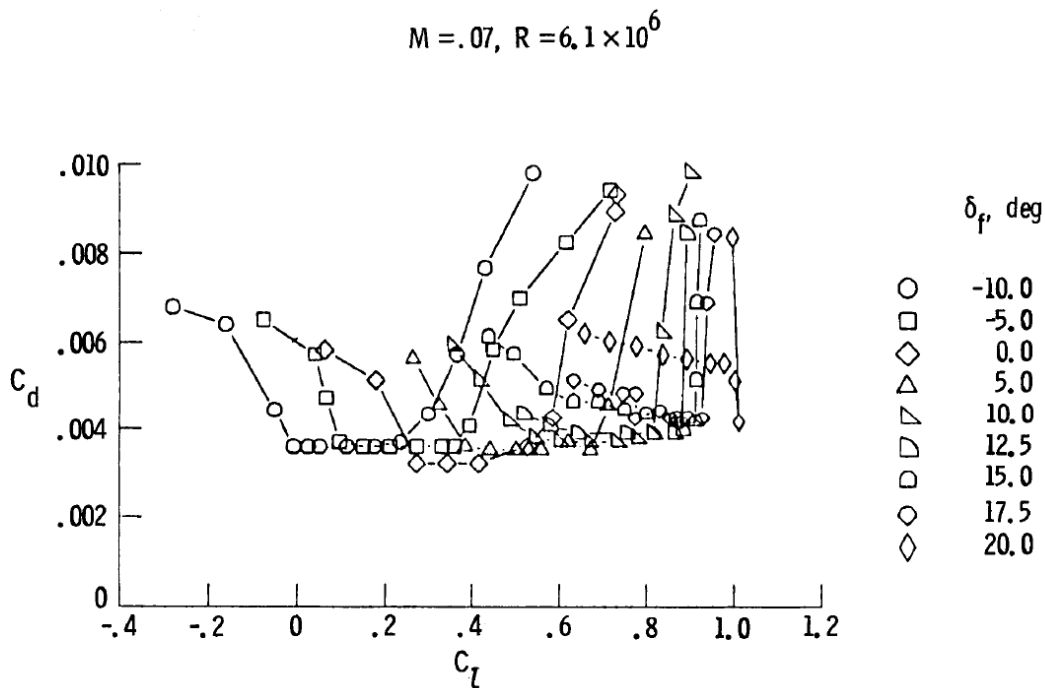
Diante do exposto acima, decide-se pela utilização do NLF(1)0414F, pois dentre os três selecionados este parece ser o que apresenta maior possibilidade de se alcançar as velocidades requeridas sem perder qualidade de voo a baixas velocidades. Além desta característica preponderante deste perfil, existe uma quantidade razoável de dados de pesquisa conduzidas pela NASA sobre aplicações do NLF(1)-0414 como já mencionado. Tal material apresenta resultados não só de ensaios em túneis de vento bi-dimensional, mas também em túnel com aeronave em escala real e, ainda, ensaios em voo sob diversas condições inclusive várias configurações de flap. Isto dá mais



segurança na utilização deste perfil, pois permite uma avaliação mais realista do seu desempenho no projeto.

Uma outra observação importante é que o NLF(1)-0414F apresenta um  $C_l$  de projeto bem acima daquele requerido pela presente aeronave. Entretanto, tal impasse pode ser resolvido com o uso de flap com deflexão negativa. De fato, a NASA também realizou ensaios com flap negativo para este perfil e os resultados mostram que os valores de  $C_l$  se aproximam bastante daqueles desejados neste projeto. Além disso, o uso de flap negativo não causou alterações significativas nas curvas de arrasto segundo estes ensaios, cujos resultados podem ser vistos na Figura 4.10 abaixo. Isto é item a favor da escolha do NLF(1)-0414F, pois aumenta consideravelmente a riqueza de conhecimento sobre as características do perfil e suas aplicações.

Para utilização no avião aqui proposto, é escolhido como perfil padrão o NLF-0414 com deflexão negativa de bordo de fuga de  $\delta_f = -5^\circ$  a 12,5% da corda a partir do bordo de fuga, conforme apresentado na referência 7.



**Fig. 4.11:** Polares de arrasto para várias deflexões de flap (MCGHEE et al.,1984)

#### 4.6.1.3 – Dados do perfil NASA/LANGLEY NLF 0414F

As Figuras 4.11 a 4.15 mostram vários gráficos do perfil em diversas configurações de flap e número de Reynolds. Os dados numéricos para vários valores de Reynolds e diferentes configurações do bordo de fuga podem ser encontrados nas Tabelas do apêndice IV. Estes dados são resultados do trabalhos de pesquisa da NASA apresentados por McGhee et al. (1984) e Viken et al.(1984)

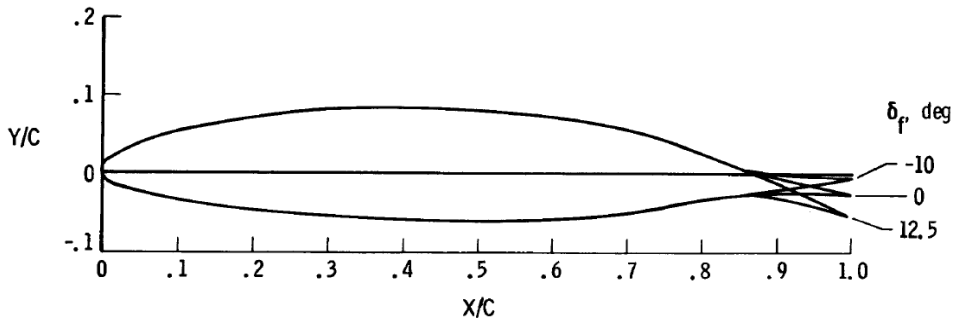


Figure 2

Fig. 4.12: Plotagem do NLF(1)-0414F (MCGHEE et al.,1984).

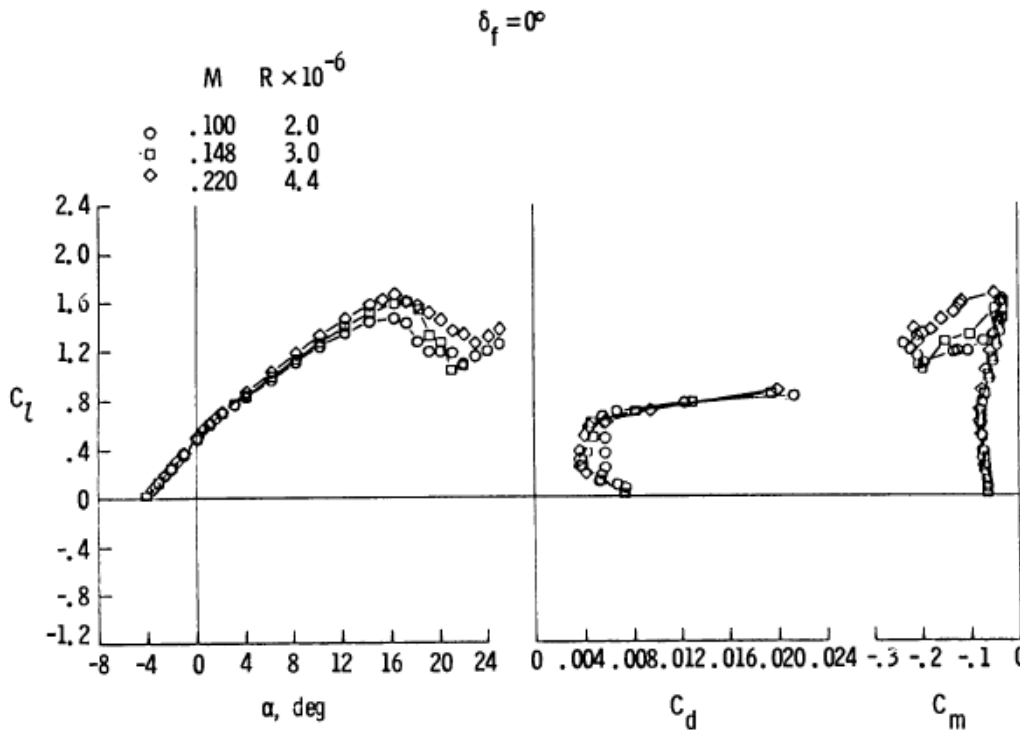
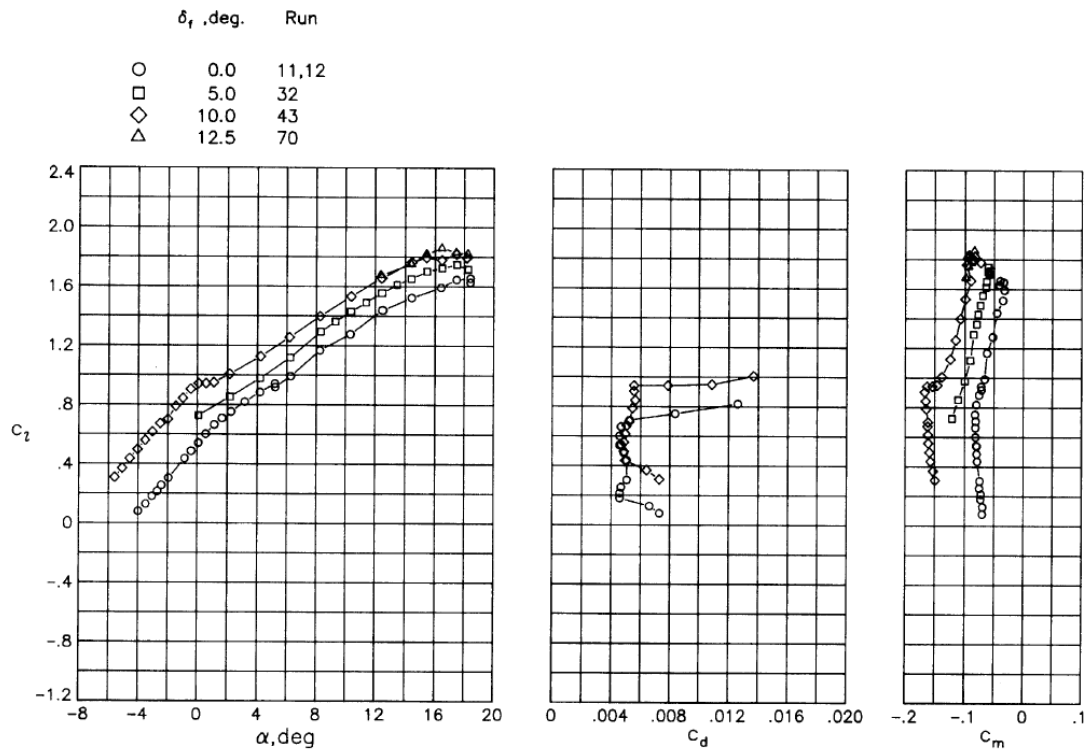
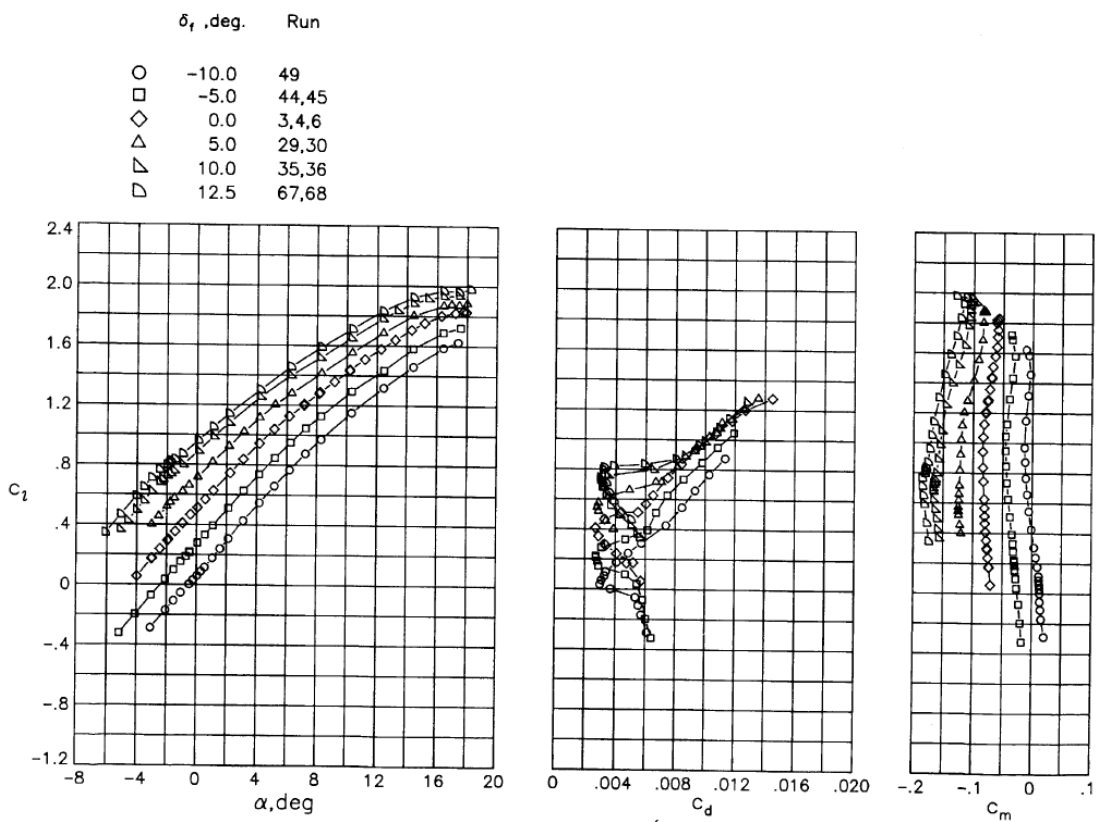


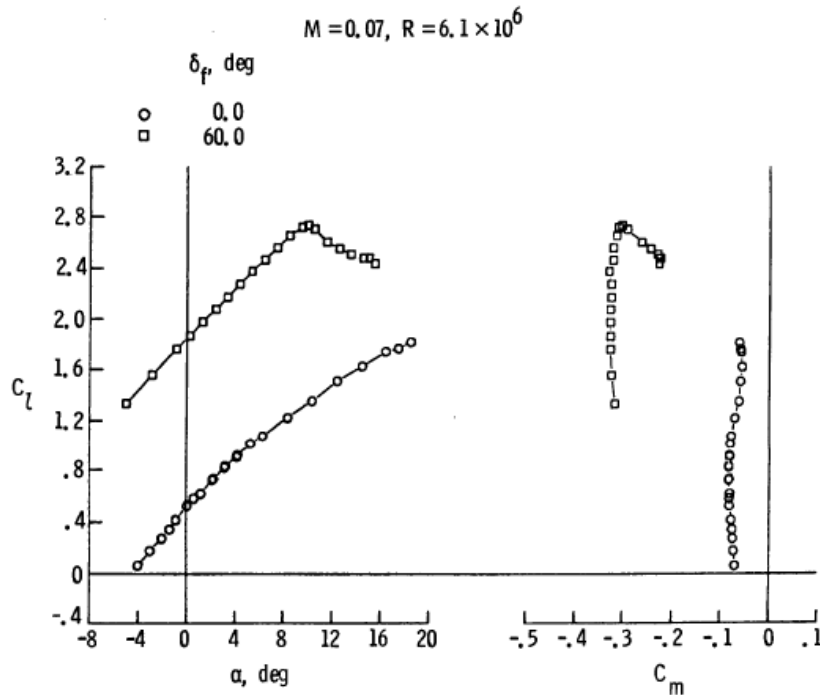
Fig. 4.13: Efeito da variação do número de Reynolds no NLF(1)-0414F (VIKEN et al., 1984)



**Fig.4.14:** Efeito da deflexão do flap simples nas curvas do perfil. ( 12,5%;  $Re = 3 \times 10^6$ ) (MCGHEE et al.,1984)



**Fig.4.15:** Efeito nas curvas do perfil da deflexão do flap simples. ( 12,5%;  $Re=10 \times 10^6$ ) (MCGHEE et al.,1984)



**Fig. 4.16:** Efeito nas curvas do perfil da deflexão de flap tipo SPLIT. ( 20%*c*;  $Re = 3 \times 10^6$ ) (MCGHEE et al.,1984).

#### 4.6.2 - Seleção de perfis cauda

Para as empenagens vertical e horizontal será utilizado o mesmo perfil. O escolhido é o NACA 66<sub>1</sub>-012, que é um perfil simétrico NACA série 6 de 12% de espessura cujos dados podem ser facilmente obtidos pela referência 6.

#### 4.6.3 - Área molhada

A área molhada é toda a área exposta da superfície da aeronave. Recebe esse nome em analogia à área externa que seria molhada se a aeronave fosse imersa em água. Nas subseções abaixo serão apresentados métodos para o cálculo estimativo de cada membro da estrutura da aeronave.

##### 4.6.3.1 - Área molhada da asa

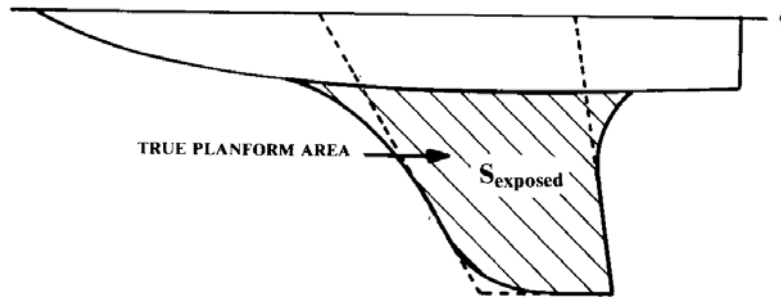
A área molhada das asas e superfícies da cauda varia com as espessuras de seus perfis. Se a espessura fosse zero a área molhada seria simplesmente o dobro da área de sua forma plana. Quanto maior a espessura do aerofólio, maior a área total da superfície.

Raymer (1992) apresenta a seguinte equação para cálculo aproximado da área molhada para  $(t/c) > 0.05$ :

$$S_{wet} = S_{exposed}[1,977 + 0,52 (t/c)] \quad (\text{eq.4.35})$$

onde:

- $S_{exposed}$  é a área exposta, ou seja, a área da forma plana de referência da asa ( $S_{ref}$  ou  $S_w$ ) menos a área “escondida” pela fuselagem conforme ilustra a Figura 4.17.
- $t$  é a espessura máxima do perfil e  $c$  é a sua corda.



**Fig. 4.17:** Visualização da Área exposta ( $S_{exposed}$ ) da asa (RAYMER, 1992)

Esta pode ser estimada pelos esboços iniciais da aeronave mostrado na Figura 4.5.

Para  $(t/c)_{médio} = 0,14$  e  $S_{exposed} = 7,75 \text{ m}^2$ :

$$S_{wet\_wing} = 7,75 * [1,977 + 0,52 * 0,14] = 15,9 \text{ m}^2$$

#### 4.6.3.2 – Área molhada do estabilizador vertical

Pode ser calculada pelo mesmo procedimento acima, através da equação 4.35.

$$S_{wet\_vt} = 2,04 \text{ m}^2$$

#### 4.6.3.3 – Área molhada do estabilizador horizontal

Utiliza-se, de novo, o mesmo procedimento para a asa, através da equação 4.35.

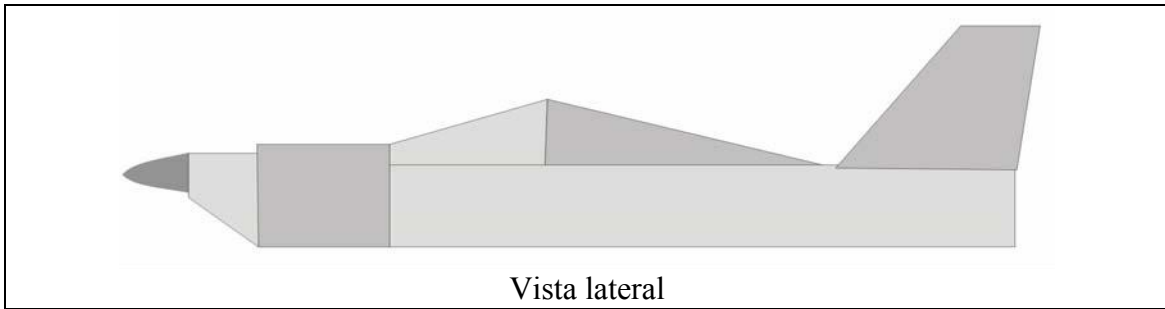
$$S_{wet\_ht} = 4,08 \text{ m}^2$$

#### 4.6.3.4 - Área molhada da fuselagem

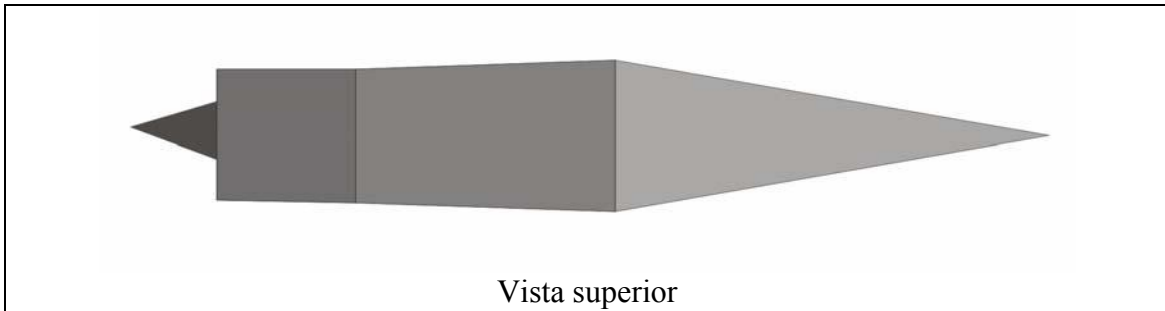
A área molhada da fuselagem é estimada a partir da equação 4.36 proposta por Raymer (1992) que utiliza a área plana aproximada das vistas lateral e superior mostradas nas Figuras 4.17 e 4.18

$$S_{wet} \cong 3,4 \left( \frac{A_{top} + A_{side}}{2} \right) \quad (\text{eq.4.36})$$

$A_{side}$  = área da vista lateral  
 $A_{top}$  = área da vista superior



**Fig. 4.18:** Área aproximada da vista lateral ( $A_{side}$ )



**Fig. 4.19:** Área aproximada da vista superior ( $A_{top}$ )

Dessa forma, encontra-se:

$$A_{side} = 4,9 \text{ m}^2$$

e

$$A_{top} = 4,17 \text{ m}^2$$

Portanto:

$$S_{wet\_fus} = 15,4 \text{ m}^2$$

#### 4.6.3.5- Área molhada total

A área molhada total é simplesmente a soma das áreas calculadas acima, logo:

$$S_{wet} = 15,9 + 2,04 + 4,08 + 15,4$$

$$S_{wet} = 37,42 \text{ m}^2$$

#### 4.6.3.6 – Volume interno

O volume interno é calculado pela equação 4.37, também apresentada por Raymer (1992).

$$V_{int} \cong 3,4 \left( \frac{A_{top} \cdot A_{side}}{4L} \right) \quad (\text{eq.4.37})$$

Onde L é o comprimento da fuselagem:  $L = 5,5\text{m}$

$$V_{int} = 2,9\text{m}^3$$

## 4.7- Cálculo aerodinâmico preliminar

O objetivo do cálculo aerodinâmico preliminar é estimar as forças aerodinâmicas que atuam sobre o avião e para isso, seus coeficientes aerodinâmicos. Abaixo, relembra-se a relação entre as forças de sustentação ( $L$ ) e de arrasto ( $D$ ) com seus coeficientes:

$$L = qSC_L \quad (\text{eq.4.38})$$

$$D = qSC_D \quad (\text{eq.4.39})$$

onde  $q$  é a pressão dinâmica, tal que  $q = \frac{1}{2} \rho V^2$

### 4.7.1 - Sustentação

#### 4.7.1.1 – Sustentação da asa

A equação semi-empírica abaixo é apresentada por Raymer (1992) como uma aproximação linear inicial da taxa de crescimento da curva de sustentação pelo ângulo de ataque.

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi(AR)}{2 + \sqrt{4 + \frac{(AR)^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\text{máx}_t}}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{\text{exposed}}}{S_{\text{ref}}}\right) (F) \quad (\text{eq.4.40})$$

onde:

- $\beta^2 = 1 - M^2$ , tal que  $M$  é o número de Mach
- $\eta^2 = \frac{C_{l_\alpha}}{2\pi / \beta}$

- $F$  é o fator de sustentação da fuselagem, tal que:

$$F = 1,07(1 + d/b)^2$$

- $\Lambda_{\text{máx}_t}$  é o ângulo de enflechamento onde a espessura do perfil é máxima.

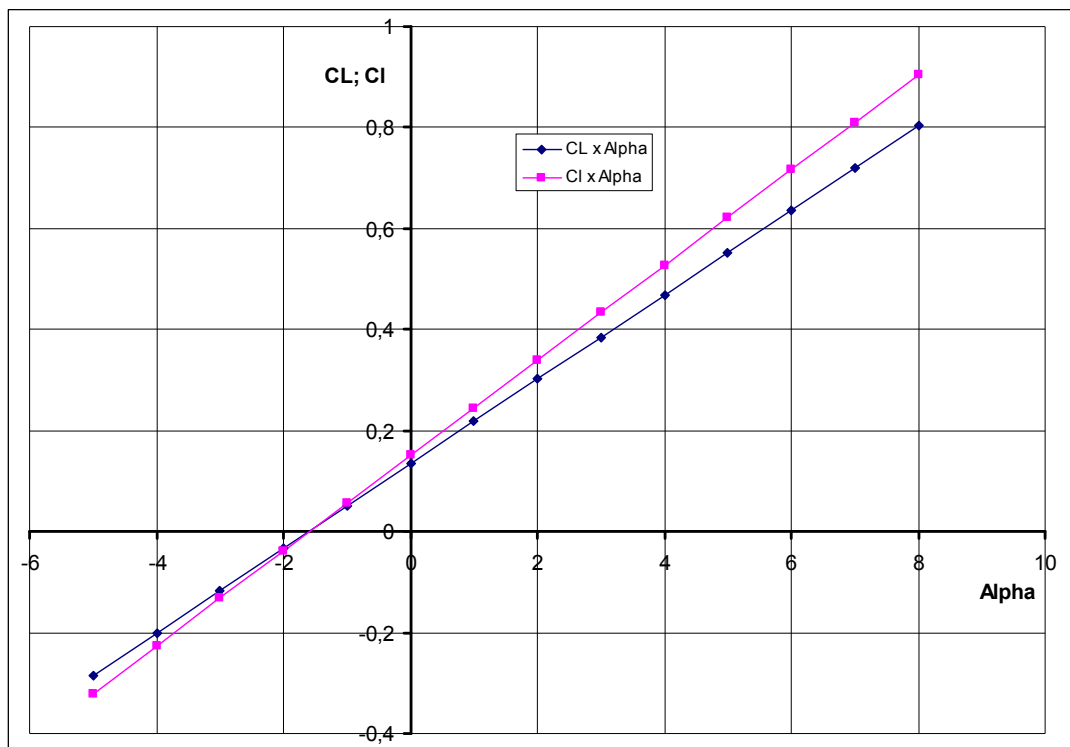
Dados :

- $C_{l_\alpha} = 5,4 \text{ rad}^{-1}$
- N.º. de Mach:  $M = V / a$ ;
  - $a_{\text{ISA}} = 336,44 \text{ m/s @ } 1000\text{m ASL}$
  - $M = 87,5 / 336,44 = 0,26$
- $\beta^2 = 0,93$
- $\eta = 0,83$

Logo,

$C_{L_\alpha} = 4,8 \text{ rad}^{-1}$
---------------------------------------

A Figura 4.19 mostra a plotagem da curva de  $C_L$  por  $\alpha$  utilizando a estimativa calculada acima e a compara com o  $C_L$  médio do perfil. A Tabela 4.20 mostra os pontos das curvas.



**Fig. 4.20:** Plotagem da curva  $C_L$  x  $\alpha$  em função do resultado da eq.4.40. A Figura mostra ainda a diminuição da taxa de crescimento do  $C_L$  comparada à curva  $C_I$  x  $\alpha$  do perfil.

**Tab. 4.15:** Pontos do gráfico da Figura 4.18

$\alpha$	$CL$	$CI$
-5	-0,28484	-0,32044
-4	-0,20106	-0,22619
-3	-0,11729	-0,13195
-2	-0,03351	-0,0377
-1	0,050265	0,056549
0	0,134041	0,150796
1	0,217817	0,245044
2	0,301593	0,339292
3	0,385369	0,43354
4	0,469145	0,527788
5	0,55292	0,622035
6	0,636696	0,716283
7	0,720472	0,810531
8	0,804248	0,904779



#### 4.7.1.2 – Coeficiente de sustentação máximo

O coeficiente de sustentação máximo pode ser aproximado pela equação 4.41, proposta pela referência 4, em asas com enflechamento moderado e alta razão de aspecto ( $AR > 6$ ):

$$C_{L_{máx}} = 0,9 C_{l_{máx}} \cos \Lambda_{0,25c} \quad (\text{eq.4.41})$$

Para  $Re = 8 \times 10^6$ :

$$C_{l_{máx}} = 1,8 ;$$

$$C_{L_{máx}} = 0,9 * 1,83 * \cos(2,18^\circ);$$

$C_{L_{máx}} = 1,62$
----------------------

$$C_{l_{máx}} = 1,6 @ Re = 2,0 \times 10^6;$$

$$C_{L_{máx}} = 0,9 * 1,6 * \cos(2,18^\circ);$$

$C_{L_{máx}} = 1,44$
----------------------

#### 4.7.1.3 – Distribuição de Sustentação da asa em condições de cruzeiro

##### 4.7.1.3.1 – Objetivo

A razão deste cálculo neste momento é avaliar se a geometria escolhida é capaz de gerar uma distribuição da sustentação ao longo da envergadura razoavelmente próxima da elíptica. Também deve-se observar na distribuição de  $C_L$  se não há um carregamento muito alto próximo às pontas da asa, o que é normalmente causado por afilamento muito acentuado ( $\lambda$  muito pequeno) ou grande enflechamento (este método não contabiliza efeitos de enflechamento). Carregamento muito alto nas pontas induz o “*stall*” a iniciar nesta região o que pode levar a problemas de controle a baixas velocidades. Caso estes requisitos não sejam satisfeitos, os parâmetros da asa devem ser modificados.

##### 4.7.1.3.2 – Método

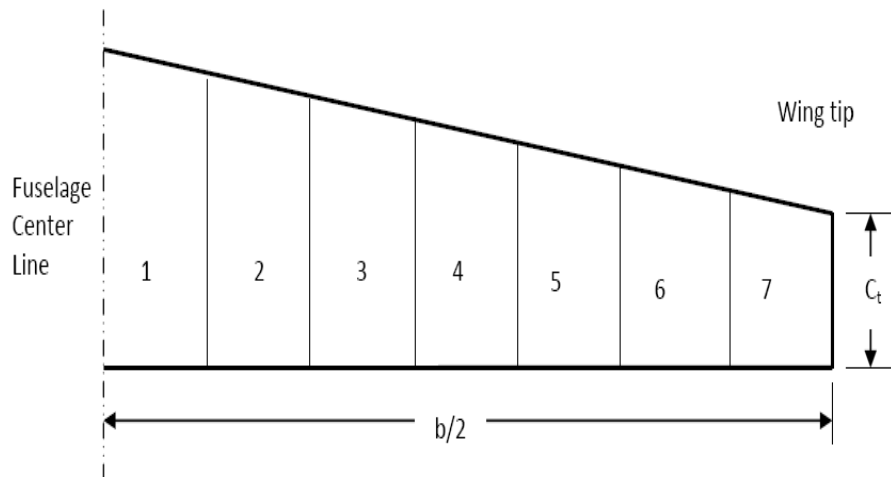
Abaixo é apresentado um método para cálculo da distribuição de sustentação baseado na teoria da Linha de Sustentação de Prandtl (LLT). A vantagem deste método é que ele é simples e rápido de ser utilizado, principalmente com o uso de computador, tornando-o útil para estimativas em fases preliminares do projeto. Entretanto, a utilização de um método não linear mostrou-se difícil de ser tratada manualmente devido à possibilidade de se necessitar de um grande número de iterações até a convergência dos valores dentro do intervalo desejado. Então, será utilizado um método linear da teoria da linha sustentadora de Prandtl sugerido por SADRAEY (2012).

A desvantagem é que o método linear, invíscido, torna-se inútil para cálculos com grandes ângulos de ataque onde as não-linearidades e os efeitos viscosos são muito proeminentes.

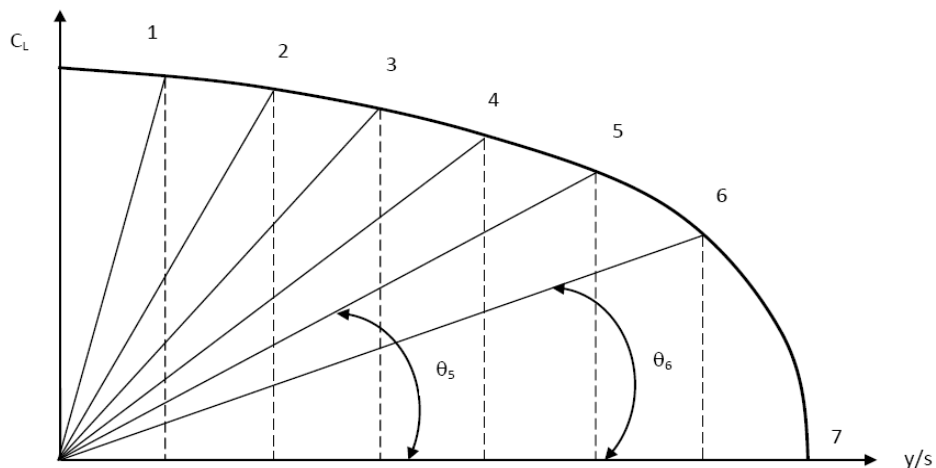
Outro fato importante, é que o presente método não contempla o enflechamento da asa, o que não acarreta problemas neste caso, pois o enflechamento é próximo de zero. Em etapas mais avançadas, outras ferramentas de cálculo serão usadas para avaliar de forma mais acurada a distribuição de sustentação.

#### 4.7.1.3.3 – Descrição do método

- 1- Divide-se a asa em um número  $N$  de segmentos. Um maior número de segmentos menores próximos à ponta é vantajoso.



**Fig. 4.21:** Exemplo de divisão da asa para o LLT (SADRAEY, 2012)



**Fig. 4.22:** Exemplo dos ângulos  $\theta_{i/s}$  (SADRAEY, 2012)

- 2- Calcula-se os ângulos  $\theta_{i/s}$  correspondentes à cada seção ( $\theta_1$  corresponde à seção 1 e assim por diante). Estes ângulos são função da distribuição de sustentação que é assumida como elíptica para início do cálculo, como mostra a Figura acima.

- 3- Resolver a equação abaixo para achar os coeficiente  $A_i$ 's de  $A_1$  até  $A_n$ .

$$\mu(\alpha_0 - \alpha) = \sum_{n=1}^N A_n \text{sen}(n\theta) \left( 1 + \frac{\mu n}{\text{sen}\theta} \right) \quad (\text{eq.4.42})$$

Esta equação é o coração da teoria e refere-se à equação da Linha de Sustentação original de Prandtl. Na equação,  $\alpha$  é o ângulo de ataque geométrico e  $\alpha_0$  é o  $\alpha$  para  $L = 0$  da seção.

Se houver torção geométrica, esta deve ser computada em  $\alpha$  a cada estação. O parâmetro  $\mu$  é definido como:

$$\mu = \frac{\bar{C}_i C_{l_\alpha}}{4b} \quad (\text{eq.4.43})$$

onde:

- $\bar{C}_i$  é a corda média geométrica do segmento;
- $C_{l_\alpha}$  é a inclinação da curva de sustentação do perfil em  $[\text{rad}^{-1}]$

- 4- Determinar o coeficiente de sustentação de cada segmento através da equação abaixo:

$$C_{L_i} = \frac{4b}{\bar{C}_i} \sum A_n \text{sen}(n\theta) \quad (\text{eq.4.44})$$

- 5- Determinar o coeficiente total de sustentação pela seguinte equação:

$$C_{L_i} = \pi A R A_1 \quad (\text{eq.4.45})$$

#### 4.7.1.3.4 – Aplicação do método

Utilizando o Matlab para resolver o método proposto acima, tem-se o seguinte resultado mostrado na Tabela 21 e Figura 22 e 23.

- Solução em condições de cruzeiro:

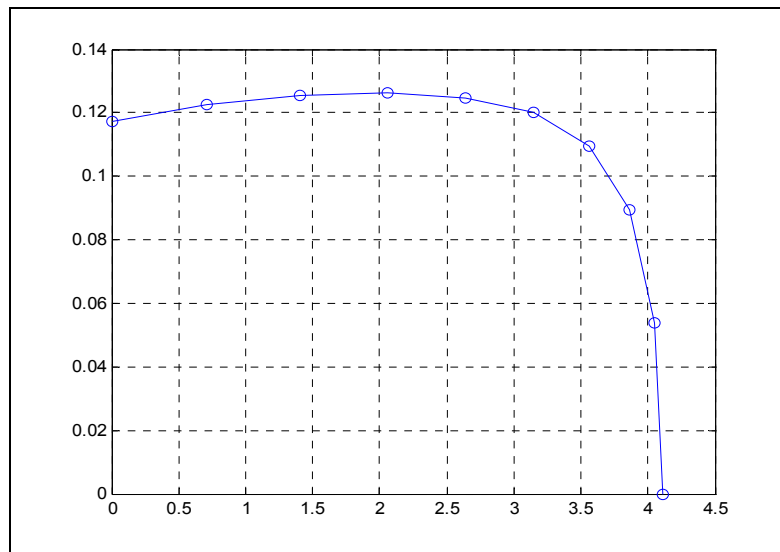
Dados:

$$\alpha_0 = -1,5^\circ;$$

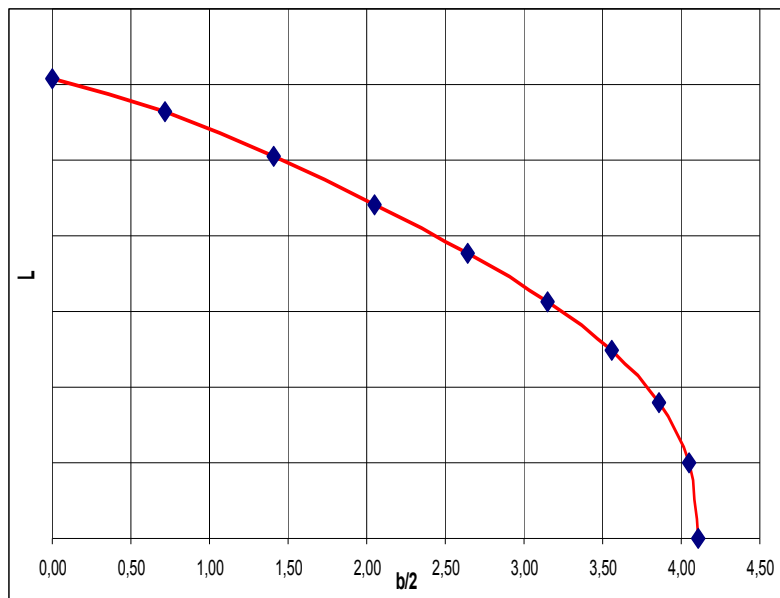
$$C_{l_\alpha} = 5,4 \text{ rad}^{-1}$$

**Tab. 4.21:** Resultado para a distribuição  $C_L(y)$

	$C_L$	$y$
0	0,3126	0,0000
1	0,3272	0,7133
2	0,3344	1,4050
3	0,3365	2,0540
4	0,3326	2,6410
5	0,3199	3,1470
6	0,2923	3,5580
7	0,2388	3,8600
8	0,1436	4,0460
9	0,0000	4,275



**Fig. 4.23:** Distribuição de CL pela semi-envergadura



**Fig. 4.24:** Distribuição de L pela semi-envergadura

Considera-se o resultado do cálculo da distribuição de sustentação pela teoria da Linha Sustentadora de Prandtl (LLT) suficientemente satisfatório nesta etapa.

#### 4.7.1.2 – Sustentação da Cauda

Para a estimativa da curva de sustentação da superfície horizontal da cauda é utilizado o mesmo procedimento que foi feito para a asa. Transcrevendo a equação 4.40, temos:

$$C_{L_{\alpha}} = \frac{2\pi(AR)}{2 + \sqrt{4 + \frac{(AR)^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{m\acute{a}x-t}}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{exposed}}{S_{ref}}\right) (F)$$

onde:

- $\beta^2 = 1 - M^2$
- $\eta^2 = \frac{C_{l_{\alpha}}}{2\pi / \beta}$
- $F = 1,07(1 + d/b)^2$  , tal que: F é o fator de sustentação da fuselagem.

Dados:

- $C_{l_{\alpha}} = 5,73 \text{ rad}^{-1}$
- N.º. de Mach:  $M = V / a$ ;
  - $a_{ISA} = 336,44 \text{ m/s @ } 1000\text{m ASL}$
  - $M = 87,5 / 336,44 = 0,26$
- $\beta^2 = 0,93$
- $\eta = 0,83$

Logo,

$C_{L_{\alpha_{ht}}} = 3,6 \text{ rad}^{-1}$
--

#### 4.7.2 – Arrasto

A equação 4.46 abaixo representa uma aproximação parabólica para a curva polar de arrasto real do coeficiente de arrasto em função do de sustentação para uma asa com curvatura, conforme ilustra a Figura 4.25 seguinte:

$$C_D = C_{D_{min}} + K(C_L + C_{L_{Min\_Drag}})^2 \quad (\text{eq.4.46})$$

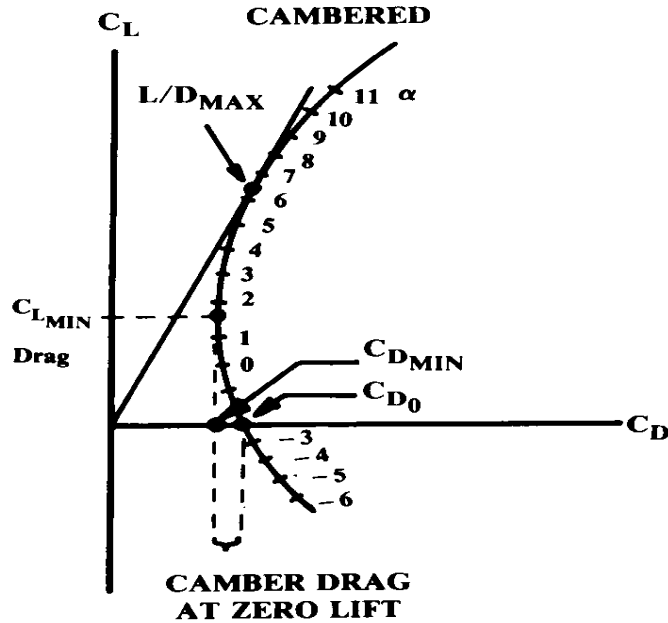


Fig. 4.25: Exemplo de polar de arrasto parabólica de perfil com curvatura. (RAYMER, 1992).

#### 4.7.2.1 – Arrasto Parasita

Para a estimativa preliminar do coeficiente de arrasto parasite é utilizado o Método do Coeficiente de atrito equivalente apresentado por Raymer (1992) e expresso pela equação 4.47.

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (\text{eq.4.47})$$

onde  $C_{fe}$  é o coeficiente de atrito equivalente, listado na Tabela 4.22 a seguir.

Tab. 4.22: Coeficiente de atrito equivalente. Retirada de Raymer(1992).

$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$	$C_{fe}$ -subsonic
Bomber and civil transport	0.0030
Military cargo (high upsweep fuselage)	0.0035
Air Force fighter	0.0035
Navy fighter	0.0040
Clean supersonic cruise aircraft	0.0025
Light aircraft – single engine	0.0055
Light aircraft – twin engine	0.0045
Prop seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040

Da Tabela acima, para aviões leves monomotores, encontra-se:

$$C_{fe} = 0,0055$$

Sabe-se que:

- $S_{wet} = 37,42\text{m}^2$
- $S_{ref} = 9,75\text{m}^2$

Neste caso, o coeficiente de arrasto parasita é o  $C_{Dmin}$  e não o  $C_{D0}$  como dito anteriormente, então:

$$C_{Dmin} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

logo,

$$C_{Dmin} = 0,02$$

#### 4.7.2.2 – Arrasto Induzido

Para o cálculo do fator de arrasto induzido utiliza-se o Método da eficiência de Oswald (RAYMER,1992), pela equação 4.48 abaixo.

$$K = \frac{1}{\pi e (AR)} \quad (\text{eq.4.48})$$

Para o fator de eficiência “e” é utilizada a primeira das equações da Figura 4.25 devido ao baixíssimo enflechamento da asa.

<p><b>Straight-Wing Aircraft: <math>e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.64</math></b></p> <p><b>Swept-Wing Aircraft: <math>e = 4.61(1 - 0.045A^{0.68})(\cos\Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1</math></b></p> <p><b>(<math>\Lambda_{LE} &gt; 30 \text{ deg}</math>)</b></p>
--

**Fig. 4.26:** Métodos para estimativa do fator  $e$  (RAYMER, 1992)

Sendo assim:

$$e = 0,825$$

Logo, o fator de arrasto induzido é

$$K = 0,051$$

Portanto, pode-se agora traçar uma estimativa da Polar de Arrasto ( $C_L \times C_D$ ) expressa pela equação 4.46 :

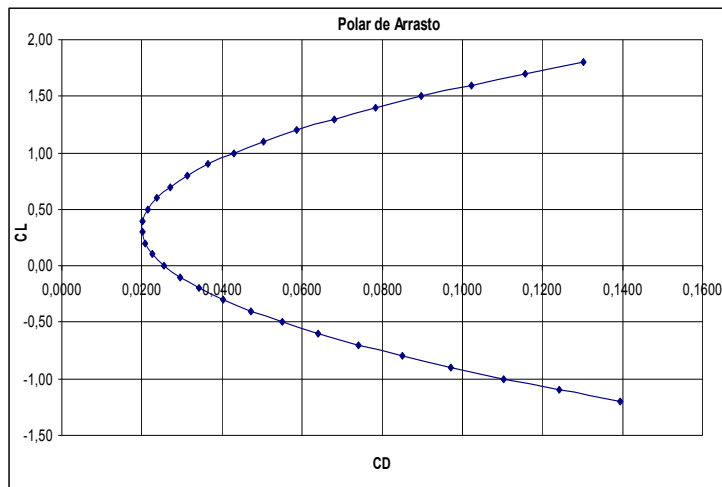
$$C_D = C_{Dmin} + K(C_L - C_{Lmin\_Drag})^2$$

Substituindo valores:

$$C_D = 0,02 + 0,051(C_L - 0,33)^2 \quad (\text{eq.4.49})$$

O resultado da equação 4.49 é plotado no gráfico da Figura 4.27 e seus pontos mostrados na Tabela 4.23.

O resultado abaixo é apenas uma estimativa parabólica na qual parte dos valores da equação foram calculados baseados em equações empíricas e estatísticas.



**Fig. 4.27:** Polar de arrasto estimada da aeronave

**Tab. 4.23:** Pontos da curva  $C_L$  x  $C_D$

$C_D$	$C_L$
0,0476	-0,50
0,0443	-0,45
0,0413	-0,40
0,0385	-0,35
0,0359	-0,30
0,0335	-0,25
0,0312	-0,20
0,0292	-0,15
0,0274	-0,10
0,0258	-0,05
0,0244	0,00
0,0231	0,05
0,0221	0,10
0,0213	0,15
0,0207	0,20
0,0203	0,25
0,0200	0,30
0,0200	0,35
0,0202	0,40
0,0206	0,45
0,0212	0,50
0,0219	0,55
0,0229	0,60
0,0241	0,65
0,0255	0,70
0,0271	0,75
0,0288	0,80
0,0308	0,85
0,0330	0,90
0,0354	0,95
0,0380	1,00



#### 4.8 – Estimativa preliminar do passeio do CG

Este cálculo será feito em três etapas. A primeira é a configuração com o CG mais à ré, a segunda com o CG mais à frente e a terceira em uma configuração intermediária. A linha de referência (*datum*) está localizada no flange de instalação da hélice da aeronave.

*Obs: Os valores em azul correspondem às cargas móveis ou variáveis durante o voo.*

##### 1-Posição do CG com a ré:

**Tab. 4.24:** Posição do CG na situação 1

componente	peso[Kg]	braço[mm]	[Kg.mm]
Whel	5,00	-10,00	-50,0
W <sub>gmp</sub>	64,00	325,4	20825,6
W <sub>berço</sub>	2,00	500,0	1000,0
W <sub>NLG</sub>	6,00	824,0	4944,0
W <sub>aviônicos</sub>	4,00	1205,0	4820,0
W <sub>f asas</sub>	7,21	1552,5	11193,6
W <sub>MLG</sub>	10,00	1823,0	21876,0
W <sub>c</sub>	160,00	1674,9	267987,2
W <sub>acc</sub>	5,00	1674,9	8374,6
W <sub>wing</sub>	50,00	1826,5	91324,5
W <sub>FCS</sub>	3,00	2009,1	6027,4
W <sub>p</sub>	10,00	2380,0	23800,0
W <sub>BRS</sub>	13,20	2400,0	31680,0
W <sub>fus</sub>	50,00	2475,0	123750,0
W <sub>ht</sub>	4,00	4692,5	18770,1
W <sub>vt</sub>	5,00	5275,8	26378,8
Total	398,41		641926,2
Xcg 1=	1623,4		

$$\% \text{mac de Xcg1} = 27,749 \quad \%$$

## 2-Posição do CG mais à frente:

**Tab. 4.25** Posição do CG na situação 2

componente	peso[Kg]	braço[mm]	[Kg.mm]
Whel	5,00	-10,00	-50,0
W <sub>gmp</sub>	64,00	325,4	20825,6
W berço	2,00	500,0	1000,0
W <sub>NLG</sub>	6,00	824,0	4944,0
W <sub>aviônicos</sub>	4,00	1205,0	4820,0
W <sub>f asas</sub>	64,90	1552,5	100758,3
W <sub>MLG</sub>	12,00	1823,0	21876,0
W <sub>c</sub>	60,00	1674,9	100495,2
W <sub>acc</sub>	5,00	1674,9	8374,6
W <sub>wing</sub>	50,00	1826,5	91324,5
W <sub>FCS</sub>	3,00	2009,1	6027,4
W <sub>p</sub>	0,00	2380,0	0,0
W <sub>BRS</sub>	13,20	2400,0	31680,0
W <sub>fus</sub>	50,00	2475,0	123750,0
W <sub>ht</sub>	4,00	4692,5	18770,1
W <sub>vt</sub>	5,00	5275,8	26378,8
Total	346,10		540198,9
Xcg <sub>2</sub> =	1574,5		

%mac de Xcg2 = 23,588 %

## 3- ConFiguração intermediária com um piloto de 80Kg e apenas meio tanque:

**Tab. 4.26** Posição do CG na situação 3

componente	peso[Kg]	braço[mm]	[Kg.mm]
Whel	5,00	-10,00	-50,0
W <sub>gmp</sub>	64,00	325,4	20825,6
W berço	2,00	500,0	1000,0
W <sub>NLG</sub>	6,00	824,0	4944,0
W <sub>aviônicos</sub>	4,00	1205,0	4820,0
W <sub>f asas</sub>	32,45	1552,5	50379,2
W <sub>MLG</sub>	12,00	1823,0	21876,0
W <sub>c</sub>	80,00	1674,9	133993,6
W <sub>acc</sub>	5,00	1674,9	8374,6
W <sub>wing</sub>	50,00	1826,5	91324,5
W <sub>FCS</sub>	3,00	2009,1	6027,4
W <sub>p</sub>	0,00	2380,0	0,0
W <sub>BRS</sub>	13,20	2400,0	31680,0
W <sub>fus</sub>	50,00	2475,0	123750,0
W <sub>ht</sub>	4,00	4692,5	18770,1
W <sub>vt</sub>	5,00	5275,8	26378,8
Total	333,65		523318,1
Xcg <sub>3</sub> =	1582,7		

%mac de Xcg3 = 24,287 %

#### 4.9- Estimativa de estabilidade e controle

A subseção 4.9.1 a seguir e suas subseções apresentam as equações para o cálculo de estabilidade longitudinal. Posteriormente os resultados destas equações serão computados na seção 4.9.2.

Escreve-se nas equações 4.50 a 4.52, os coeficientes de momento.

$$c_m = M / qS\bar{c} \quad (\text{eq. 4.50})$$

$$c_n = N / qSb \quad (\text{eq.4.51})$$

$$c_l = L / qSb \quad (\text{eq. 4.52})$$

Sendo que:

$M$  é o momento de arfagem e  $C_m$  o seu coeficiente;

$N$  é o momento de guinada e  $C_n$  o seu coeficiente;

$L$  é o momento de rolagem lateral e  $C_l$  o seu coeficiente.

#### 4.9.1- Equações para cálculo de estabilidade longitudinal (Arfagem)

##### 4.9.1.1-Momento de arfagem em torno do CG

Na equação 4.53, abaixo, é contabilizado os momentos em relação ao centro de gravidade que causam movimento de arfagem.

$$M_{cg} = L(X_{cg} - X_{acw}) + M_w + M_{w\delta f} \delta_f + M_{fus} - L_h(X_{ach} - X_{cg}) - Tz_t + F_p(X_{cg} - X_p) \quad (\text{eq.4.53})$$

onde  $X$  é a distância do ponto especificado nos subscritos até uma linha de referência e os subscritos “w”, “h” e “f” (ou “fus”) referem-se respectivamente às asas, empenagem horizontal e fuselagem. O último termo da equação refere-se ao efeito da hélice e pode ser desprezado. O penúltimo termo refere-se ao momento causado pela defasagem vertical entre a direção de atuação da tração do motor e a direção do eixo longitudinal da aeronave (que passa pelo CG). Para a configuração pretendida, esta distância é muito pequena ou nula e também pode ser desprezada.

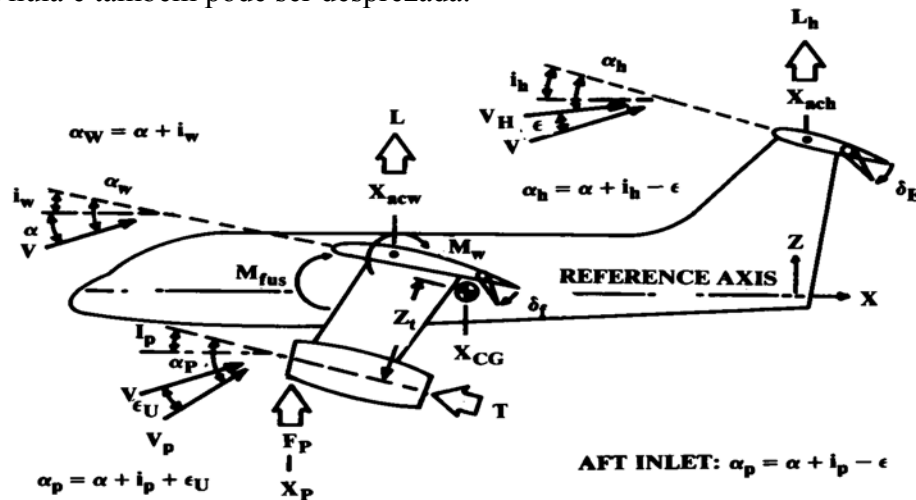


Fig. 16.3 Longitudinal moments.

Fig. 4.28: Geometria de referência e momentos longitudinais (RAYMER, 1992)

A equação 4.53 transforma-se na equação 5.54, a seguir.

$$M_{cg} = L(X_{cg} - X_{acw}) + M_w + M_{w\delta_f}\delta_f + M_{fus} - L_h(X_{ach} - X_{cg}) \quad (\text{eq.4.54})$$

#### 4.9.1.2 – Momento na forma de coeficientes

Dividindo a equação 4.54 acima pelo termo  $(qS_w c)$ , fica:

$$C_{m_{cg}} = C_L \left( \frac{X_{cg} - X_{acw}}{c} \right) + C_{m_w} + C_{m_{w\delta_f}}\delta_f + C_{m_{fus}} - \frac{q_h S_h}{q S_w} C_{L_h} \left( \frac{X_{ach} - X_{cg}}{c} \right)$$

onde  $\eta_h = q_h / q$  e  $\delta_f$  é o ângulo de deflexão do flap.

A substituição  $\bar{X} = X / c$  leva à equação 4.55, que explicita o coeficiente de momento em relação ao centro de gravidade ( $C_{m_{cg}}$ ):

$$C_{m_{cg}} = C_L (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_w} + C_{m_{w\delta_f}}\delta_f + C_{m_{fus}} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_h} (\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) \quad (\text{eq.4.55})$$

#### 4.9.1.3- Estabilidade Estática de Arfagem

Para verificar a estabilidade estática deve-se avaliar o comportamento da variação do coeficiente de momento de arfagem com a variação do ângulo de ataque ( $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = C_{m_\alpha}$ ). Derivando a equação 4.55 em relação a  $\alpha$ , encontra-se a equação 4.56.

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_{\alpha_{fus}}} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha h}} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} (\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) \quad (\text{eq.4.56})$$

Para que a aeronave seja estável,  $C_{m_\alpha} < 0$ .

#### 4.9.1.4 – Ponto Neutro

Encontra-se o Ponto Neutro fazendo o  $C_{m_\alpha}$  na equação acima igual a zero, ou seja, é o ponto no qual o coeficiente de momento não varia com o ângulo de ataque.

$$\bar{X}_{np} = \frac{C_{L_\alpha} \bar{X}_{acw} - C_{m_{\alpha_{fus}}} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha h}} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \bar{X}_{ach}}{C_{L_\alpha} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha h}} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}} \quad (\text{eq.4.57})$$

tal que,

$$C_{m_\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = - \left( \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right) (X_{np} - X_{CG})$$

#### 4.9.1.5- Coeficientes de momento para asa

Para contabilizar a contribuição da asa no coeficiente de momento global, Raymer (1992) apresenta a equação 4.58 para o seu coeficiente.

$$C_{m_w} = C_{m0_{airfoil}} \left( \frac{(AR) \cos^2 \Lambda}{(AR) + 2 \cos \Lambda} \right) \quad (\text{eq.4.58})$$

onde  $\Lambda$  é o ângulo de enflechamento a 25% da corda;

Logo,

$C_{m_w} = -0,0014$
---------------------

#### 4.9.1.6- Coeficientes de momento para fuselagem

Para estimar a contribuição da fuselagem serão usadas as equações abaixo sugeridas por Rodrigues (2010). A equação 4.59 mostra a composição do coeficiente de momento da fuselagem:

$$C_{m_f} = C_{m0_f} + (C_{m\alpha_f}) \alpha \quad (\text{eq.4.59})$$

A equação 4.60 expressa o cálculo para o coeficiente de momento para sustentação nula ( $C_{m0_f}$ ):

$$C_{m0_f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 \cdot S_w \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 (\alpha_{0_w} + i_f) \Delta x \quad (\text{eq.4.60})$$

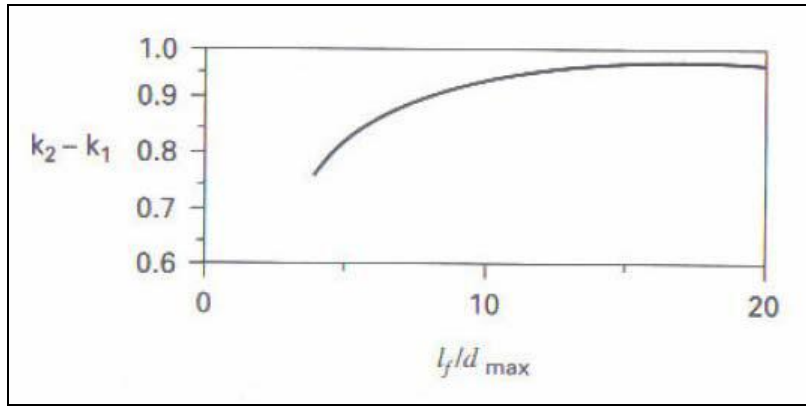
onde:

- $w_f$  é a largura média da seção transversal da fuselagem considerada;
- $\Delta x$  é a distância entre as seções transversais da fuselagem;
- A relação  $(K_2 - K_1)$  representa fatores de correção para a forma da fuselagem;
- é o Ângulo de incidência da fuselagem em relação à uma linha de referência que passa pelo centro de cada seção transversal analisada.

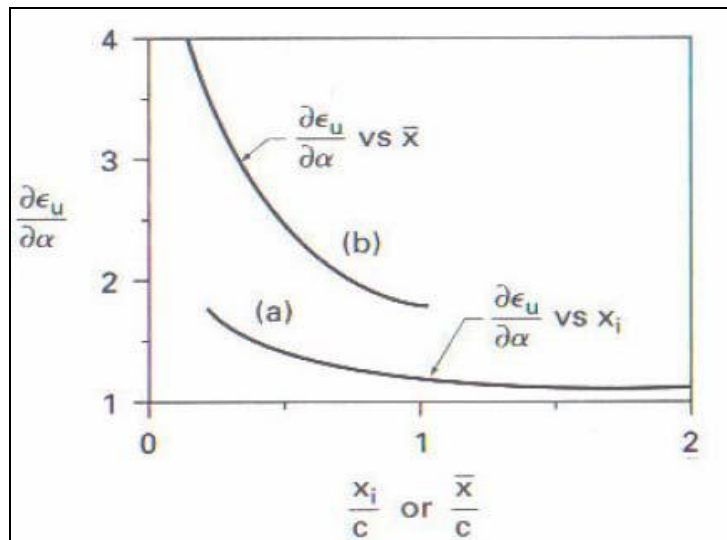
A equação 4.61, expressa o cálculo da taxa de crescimento do coeficiente de momento com  $\alpha$ .

$$C_{m\alpha_f} = \frac{1}{36,5 \cdot S_w \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \Delta x \quad (\text{eq.4.61})$$

onde  $\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$  representa o ângulo do escoamento local em função do ângulo de ataque, essa relação varia ao longo da fuselagem e pode ser estimada pela Figura 4.30.



**Fig. 4.29:**  $(K_2 - K_1)$ , tal que  $d_{m\acute{a}x}$  é a largura máx da fuselagem (RODRIGUES, 2010)



**Fig. 4.30:** Estimativa de  $\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}$  (RODRIGUES, 2010)

#### 4.9.1.7 – Efeito do “downwash” sobre a cauda.

O escoamento ao deixar a asa o faz com uma componente vertical para baixo (“downwash”) fazendo com que o ângulo de ataque “visto” pela empenagem horizontal seja ângulo de ataque da aeronave decrescido do ângulo do escoamento que incide sobre ela.

A partir dos procedimentos sugeridos por Brand et al.(2004), encontra-se o seguinte:

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = \frac{21^\circ C_{L\alpha}}{AR^{0.725}} \left( \frac{c_{avg}}{l_h} \right) \left( \frac{10 - 3\lambda}{7} \right) \left( 1 - \frac{z_h}{b} \right) \quad (\text{eq.4.62})$$

onde:

- $c_{avg}$  é a corda média geométrica da asa;
- $z_h$  é a distância vertical entre o plano da asa e da superfície horizontal;
- $l_h$  é a distância entre o centro aerodinâmico da asa e da superfície horizontal;
- $\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$  é taxa de variação do ângulo de “downwash” com o ângulo de ataque.

#### 4.9.2 – Cálculo dos valores

Nesta seção calcula-se os valores através das equações apresentadas acima.

##### 5.9.2.1- Calculo de $C_{m0_f}$ :

A partir da fig 4.29, encontra-se:

$$(K_2 - K_1) = 0,82$$

**Tab.4.27:** Tabela de resultados para cálculo da equação 4.60

seção	wf [m]	wf <sup>2</sup>	i_f [rad]	alpha_0 - i_f	[wf <sup>2</sup> * (alpha_0 - i_f)delta_x]
1	0,990	0,980	0,11	-0,1300	-0,1274
2	1,144	1,309	0	-0,0200	-0,0262
3	1,180	1,392	-0,136	0,1160	0,1615
4	0,611	0,373	0,07	-0,0900	-0,0336
5	0,230	0,053	0,057	-0,0770	-0,0041
6	0,000	0,000	-0,4	0,3800	0,0000
Somatório =					-0,0297

$C_{m0_f} =$	<b>-0,000506</b>
--------------	------------------

##### 4.9.2.2- Calculo de $C_{m\alpha_f}$ :

**Tab.4.28:** Tabela de resultados para cálculo da equação 4.61

seção	wf [m]	wf <sup>2</sup>	Xi	Xi/c	(d_eu/d_alpha)	wf <sup>2</sup> *(d_eu/d_alpha)*Delta-X
1	0,990	0,980	1	0,741	1,50	1,4702
2	1,144	1,309	2	1,481	1,20	1,5705
3	1,180	1,392	3	2,222	1,20	1,6709
4	0,611	0,373	4	2,963	1,20	0,4480
5	0,230	0,053	5	3,704	1,20	0,0635
Somotaorio =						5,2230

$C_{m\alpha_f} =$	<b>0,0109</b>
-------------------	---------------

Logo,

$C_{m_f} = -0,0506 \cdot 10^{-3} + 0,0109 \alpha$	(eq.4.63)
---	-----------

##### 4.9.2.3 – Cálculo do efeito do “downwash” sobre a cauda.

Resolvendo a equação 4.62:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{21^\circ C_{L\alpha}}{AR^{0,725}} \left( \frac{c_{avg}}{l_h} \right) \left( \frac{10 - 3\lambda}{7} \right) \left( 1 - \frac{z_h}{b} \right)$$

tal que:

$$z_h = 0,679\text{m}$$

$$l_h = 3,3 \text{ m}$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,2$$

$$\frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} = 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,8$$

#### 4.9.2.4 – Cálculo do Ponto Neutro (np)

Calcula-se o Ponto Neutro por meio da equação 4.57, reescrita abaixo:

$$\bar{X}_{np} = \frac{C_{L\alpha} \bar{X}_{acw} - C_{m\alpha_{fus}} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{La_h} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \bar{X}_{ach}}{C_{L\alpha} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{La_h} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}}$$

- Para a situação de manche fixo (ou preso):

Ponto Neutro	
$X_{np} / \bar{c} =$	1,5989
$X_{np} =$	1881,85

Margem Estática (S.M.):

$$SM = (X_{np} - X_{cg}) / c = 0,227221803 \quad 22,72 \%$$

- Para a situação de manche solto:

$$C_{La_{ht\_solto}} = 0,8 C_{La_{ht}}$$

Neutral Point	
$X_{np} / \bar{c} =$	1,5366
$X_{np} =$	1813,14

$$SM = (X_{np} - X_{cg\_2}) / c = 0,1684 \quad 16,84 \%$$

onde  $X_{np}$  é a posição do Ponto Neutro no eixo x em relação à linha de referência e

$$\bar{X}_{np} = X_{np} / \bar{c}$$



### 4.9.3 – Análise de ajuste do momento de arfagem (*Trim*)

Aqui, pretende-se verificar o ajuste do ângulo do profundor  $\delta_e$  para que o momento seja nulo numa dada condição de voo e avaliar de estes ajustes são razoavelmente aceitáveis para cada regime de voo. Abaixo, transcreve-se a equação 4.56 de momento em relação ao centro de gravidade na forma de coeficientes.

$$C_{m_{cg}} = C_L (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_w} + C_{m_{w-\delta_f}} \delta_f + C_{m_{fus}} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_h} (\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg})$$

Deseja-se uma equação que contabilize a sustentação gerada pela cauda e ainda que no termo relativo a sustentação na cauda apareça a contribuição de  $\delta_e$ . Sendo assim, escreve-se a composição da sustentação total na equação 4.64.

$$L_{TOTAL} = L_w + L_h \quad (\text{eq.4.64})$$

Dividindo a eq.74 por  $(q.S)$ , fica, encontra-se a mesma equação na forma de coeficientes, que é a equação 4.65. Nota-se que nesta equação o coeficiente de sustentação da asa foi substituído pela taxa de inclinação deste com  $\alpha$  ( $C_{L\alpha}$ ) multiplicado pelo seu ângulo de ataque.

$$C_{L_{TOTAL}} = C_{L\alpha} [\alpha + i_w] + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_h} \quad (\text{eq.4.65})$$

Para o coeficiente da cauda pode ser feito o mesmo, mas o ângulo de ataque da cauda  $\alpha_H$  deve contabilizar o ângulo de “*downwash*”. Além disso é aqui que a contribuição de  $\delta_e$  pode ser contabilizada pois a variação de  $C_L$  com pode ser escrita como proporcional a variação de  $\alpha_{L=0}$ . Isso leva à equação 4.66.

$$C_{L_h} = C_{L\alpha_h} \left[ (\alpha + i_w) \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + (i_h + i_w) - \Delta \alpha_{0L_h} \right] \quad (\text{eq.4.66})$$

onde:

- $i_w$  e  $i_h$  são os ângulos de incidência (instalação) da asa e superfície horizontal respectivamente, tal que:  $i_w = i_h = 0$  ;
- $1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,8$ ;

E ainda, Segundo Raymer (1992), pode-se escrever a equação empírica que relaciona a variação  $\delta$  de um flap plano (superfícies de controle são flaps) (simples) com a variação  $\Delta \alpha_{L0}$  pela equação 4.67.

$$\Delta \alpha_{0L_h} = -\frac{1}{C_{L\alpha}} \left[ 09(K_f) \left( \frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} \right)_{airfoil} \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \cos \Lambda_{HL} \right] \delta_e \quad (\text{eq.4.67})$$

Os termos  $K_f$  e  $\left( \frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} \right)_{airfoil}$  podem ser estimados diretamente das Figuras 16.6 e 16.7 de Raymer (1992).

Na Figura 4.31 abaixo, foram plotadas as retas  $C_{m\_CG}$  x  $C_{L\_total}$  para vários Ângulos de ataque e vários ajustes ( $\delta e$ ) de profundor. Verifica-se, então, os pontos no gráfico de cruzamento com a reta  $C_{m\_CG} = 0$  que são os pontos nos quais os momentos de arfagem estão compensados.

A Tabela 4.29 apresenta os resultados para o gráfico da Figura 4.31.

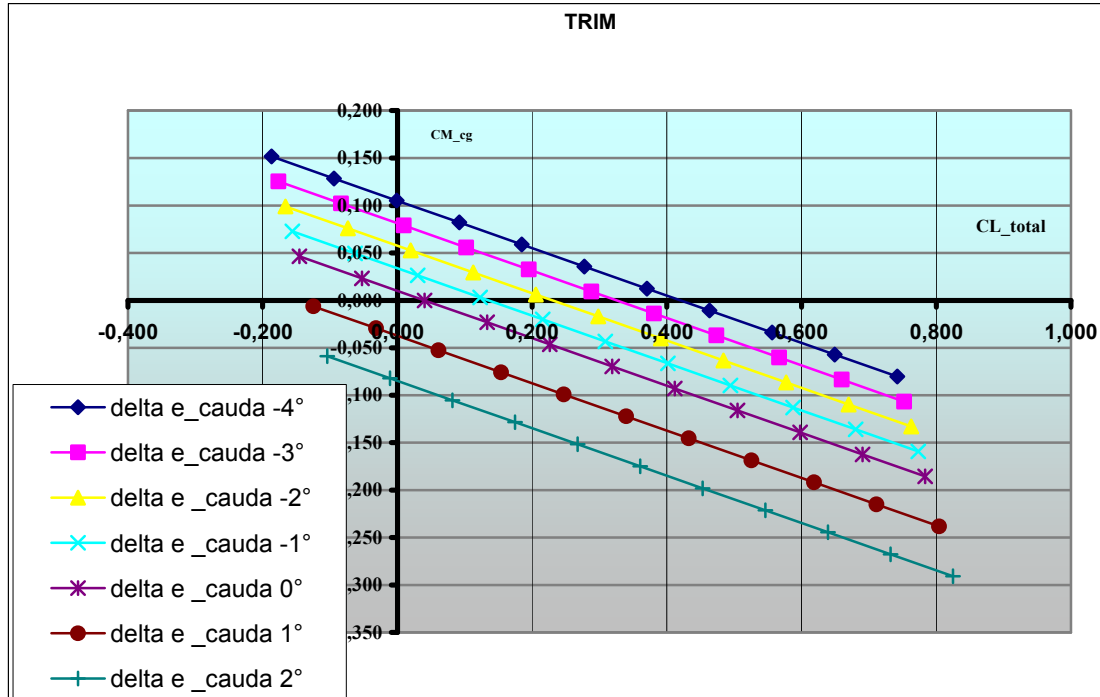


Fig. 4.31: Gráfico de “Trimagem”

Tab.4.29: Resultados das equações 4.56 e 4.65 para vários  $\alpha$ 's e  $\delta e$ 's

$\alpha$ [°]	$\alpha$ [rad]	$\delta e$	$\delta e$ [rad]	$C_{m-cg}$	$C_{L\ total}$
-2	-0,0349	-4	-0,0698	0,1516	-0,1869
-1	-0,0175	-4	-0,0698	0,1284	-0,0940
0	0,0000	-4	-0,0698	0,1052	-0,0011
1	0,0175	-4	-0,0698	0,0821	0,0918
2	0,0349	-4	-0,0698	0,0589	0,1847
3	0,0524	-4	-0,0698	0,0357	0,2776
4	0,0698	-4	-0,0698	0,0125	0,3705
5	0,0873	-4	-0,0698	-0,0107	0,4634
6	0,1047	-4	-0,0698	-0,0339	0,5563
7	0,1222	-4	-0,0698	-0,0571	0,6492
8	0,1396	-4	-0,0698	-0,0803	0,7420
-2	-0,0349	-3	-0,0524	0,1253	-0,1765
-1	-0,0175	-3	-0,0524	0,1021	-0,0836
0	0,0000	-3	-0,0524	0,0789	0,0093
1	0,0175	-3	-0,0524	0,0557	0,1022
2	0,0349	-3	-0,0524	0,0325	0,1950
3	0,0524	-3	-0,0524	0,0094	0,2879
4	0,0698	-3	-0,0524	-0,0138	0,3808
5	0,0873	-3	-0,0524	-0,0370	0,4737
6	0,1047	-3	-0,0524	-0,0602	0,5666
7	0,1222	-3	-0,0524	-0,0834	0,6595
8	0,1396	-3	-0,0524	-0,1066	0,7524
-2	-0,0349	-2	-0,0349	0,0990	-0,1662
-1	-0,0175	-2	-0,0349	0,0758	-0,0733

0	0,0000	-2	-0,0349	0,0526	0,0196
1	0,0175	-2	-0,0349	0,0294	0,1125
2	0,0349	-2	-0,0349	0,0062	0,2054
3	0,0524	-2	-0,0349	-0,0170	0,2983
4	0,0698	-2	-0,0349	-0,0401	0,3912
5	0,0873	-2	-0,0349	-0,0633	0,4841
6	0,1047	-2	-0,0349	-0,0865	0,5770
7	0,1222	-2	-0,0349	-0,1097	0,6699
8	0,1396	-2	-0,0349	-0,1329	0,7627
-2	-0,0349	-1	-0,0175	0,0727	-0,1558
-1	-0,0175	-1	-0,0175	0,0495	-0,0629
0	0,0000	-1	-0,0175	0,0263	0,0300
1	0,0175	-1	-0,0175	0,0031	0,1229
2	0,0349	-1	-0,0175	-0,0201	0,2158
3	0,0524	-1	-0,0175	-0,0433	0,3086
4	0,0698	-1	-0,0175	-0,0665	0,4015
5	0,0873	-1	-0,0175	-0,0897	0,4944
6	0,1047	-1	-0,0175	-0,1128	0,5873
7	0,1222	-1	-0,0175	-0,1360	0,6802
8	0,1396	-1	-0,0175	-0,1592	0,7731
-2	-0,0349	0	0,0000	0,0464	-0,1455
-1	-0,0175	0	0,0000	0,0232	-0,0526
0	0,0000	0	0,0000	0,0000	0,0403
1	0,0175	0	0,0000	-0,0232	0,1332
2	0,0349	0	0,0000	-0,0464	0,2261
3	0,0524	0	0,0000	-0,0696	0,3190
4	0,0698	0	0,0000	-0,0928	0,4119
5	0,0873	0	0,0000	-0,1160	0,5048
6	0,1047	0	0,0000	-0,1392	0,5977
7	0,1222	0	0,0000	-0,1623	0,6906
8	0,1396	0	0,0000	-0,1855	0,7834
-2	-0,0349	2	0,0349	-0,0063	-0,1248
-1	-0,0175	2	0,0349	-0,0294	-0,0319
0	0,0000	2	0,0349	-0,0526	0,0610
1	0,0175	2	0,0349	-0,0758	0,1539
2	0,0349	2	0,0349	-0,0990	0,2468
3	0,0524	2	0,0349	-0,1222	0,3397
4	0,0698	2	0,0349	-0,1454	0,4326
5	0,0873	2	0,0349	-0,1686	0,5255
6	0,1047	2	0,0349	-0,1918	0,6184
7	0,1222	2	0,0349	-0,2150	0,7113
8	0,1396	2	0,0349	-0,2382	0,8041
-2	-0,0349	4	0,0698	-0,0589	-0,1041
-1	-0,0175	4	0,0698	-0,0821	-0,0112
0	0,0000	4	0,0698	-0,1053	0,0817
1	0,0175	4	0,0698	-0,1285	0,1746
2	0,0349	4	0,0698	-0,1516	0,2675
3	0,0524	4	0,0698	-0,1748	0,3604
4	0,0698	4	0,0698	-0,1980	0,4533
5	0,0873	4	0,0698	-0,2212	0,5462
6	0,1047	4	0,0698	-0,2444	0,6391
7	0,1222	4	0,0698	-0,2676	0,7320
8	0,1396	4	0,0698	-0,2908	0,8248

A Tabela 4.30, abaixo, apresenta os pontos de “trimagem”, ou seja, os ajustes de  $\delta$  que fazem com que  $C_{m_{cg}}$  seja nulo.

**Tab.4.30:** Pontos de “trimagem” ( $C_{m\ cg} = 0$ )

$\alpha$ [°]	$\alpha$ [rad]	$\delta\epsilon$ [rad]	$\delta\epsilon$ [°]	CL total	
-4,0	-0,0698	0,0615	<b>3,52</b>	-0,2948	
-3,5	-0,0611	0,0538	<b>3,08</b>	-0,2529	
-3,0	-0,0524	0,0461	<b>2,64</b>	-0,2110	
-2,5	-0,0436	0,0384	<b>2,20</b>	-0,1691	
-2,0	-0,0349	0,0308	<b>1,76</b>	-0,1272	
-1,5	-0,0262	0,0231	<b>1,32</b>	-0,0853	
-1,0	-0,0175	0,0154	<b>0,88</b>	-0,0435	
-0,5	-0,0087	0,0077	<b>0,44</b>	-0,0016	
0,0	0,0000	0,0000	<b>0,00</b>	0,0403	
0,9	0,0152	-0,0134	<b>-0,77</b>	0,1132	cruzeiro
1,0	0,0175	-0,0154	<b>-0,88</b>	0,1241	
1,5	0,0262	-0,0231	<b>-1,32</b>	0,1660	
2,0	0,0349	-0,0308	<b>-1,76</b>	0,2079	
2,5	0,0436	-0,0385	<b>-2,20</b>	0,2497	
3,0	0,0524	-0,0461	<b>-2,64</b>	0,2916	
3,5	0,0611	-0,0538	<b>-3,08</b>	0,3335	
4,0	0,0698	-0,0615	<b>-3,53</b>	0,3754	
4,5	0,0785	-0,0692	<b>-3,97</b>	0,4173	
5,0	0,0873	-0,0769	<b>-4,41</b>	0,4592	
5,5	0,0960	-0,0846	<b>-4,85</b>	0,5010	
6,0	0,1047	-0,0923	<b>-5,29</b>	0,5429	
6,5	0,1134	-0,1000	<b>-5,73</b>	0,5848	
7,0	0,1222	-0,1077	<b>-6,17</b>	0,6267	
7,5	0,1309	-0,1154	<b>-6,61</b>	0,6686	
8,0	0,1396	-0,1230	<b>-7,05</b>	0,7105	
8,5	0,1484	-0,1307	<b>-7,49</b>	0,7524	
9,0	0,1571	-0,1384	<b>-7,93</b>	0,7942	
9,5	0,1658	-0,1461	<b>-8,37</b>	0,8361	
10,0	0,1745	-0,1538	<b>-8,81</b>	0,8780	

#### 4.9.3.1 – Arrasto de “Trim”

Este é o acréscimo de arrasto devido ao aumento de sustentação na cauda, ou seja, arrasto induzido. Para contabilizar o arrasto induzido total é somado o arrasto induzido da asa e da empenagem horizontal na equação 4.68.

$$C_{D_{i\_TRIM}} = K [C_{L\alpha} (\alpha + i_w)]^2 + \eta_h \frac{S_h}{S_w} K_h [C_{Lh}]^2 \quad (\text{eq.4.68})$$

O procedimento para estimar o fator de arrasto induzido é o que Raymer (1992) apresenta e é reproduzido abaixo.

$$K_h = SK_{100} + (1-S) K_0$$

onde:

- $K_0 = 1/C_{L\alpha}$
- $K_{100} = 1 / (\pi AR)$
- $S \sim 0,9$

$$K_h = 0,9/3,6 + 0,1/(\pi 7,5)$$

$K_h = 0,25$
--------------

Assim, é possível escrever a equação para a variação do coeficiente de arrasto induzido em função do ângulo de ataque e coeficiente de sustentação. Equação 4.69.

$$C_{Di\_Trim} = 0,92 \alpha^2 + 0,048 C_{L\_cauda}^2 \quad (\text{eq.4.69})$$

#### 4.9.3.2 – Arrasto de “Trim” em cruzeiro

Calcula-se aqui o arrasto de “trim” gerado para ajuste de cruzeiro. Para isso, aplica-se as equações de equilíbrio de força e de momento para as condições de cruzeiro que é um problema determinado. Isto resulta nas equações abaixo.

$$C_{L_w} = C_{L_{TOTAL}} - \frac{q_h S_h}{qS} C_{L_H} \quad (\text{eq.4.70})$$

$$C_{L_H} = \frac{qS}{q_h S_h (\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg})} \left[ C_{L_w} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_{wf}} \right] \quad (\text{eq.4.71})$$

Substituindo a eq.4.70 na eq.4.71 leva à

$$C_{L_H} = \frac{\left[ C_{L_{TOTAL}} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_{wf}} \right] S}{(\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) + (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) \eta_h S_h} \quad (\text{eq.4.72})$$

onde se calcula simplesmente

$$C_{L\_TOTAL} = W/qS \quad (\text{eq.4.73})$$

$C_{L\_h} = 0,15$
-------------------

$$C_{Di\_Trim\_Cruz} = 0,92 \cdot 0,03^2 + 0,048 \cdot 0,085^2$$

$C_{Di\_Trim\_Cruzeiro} = 0,001$
----------------------------------

#### 4.9.4 - Recuperação de parafuso

O procedimento abaixo apresentado por Raymer(1992) permite uma avaliação preliminar quanto à resistência à perda de controle a entrada em parafuso. Para um estudo apropriado do problema é necessário uma abordagem dinâmica e de preferência dados oriundos de ensaios aerodinâmicos.

##### 4.9.4.1 – Cálculo dos parâmetros

A Figura 4.32 apresenta a geometria de referência para o calculo dos parâmetros utilizados no procedimento. A Figura 4.33 mostra a aplicação da geometria de referência ao caso em questão.

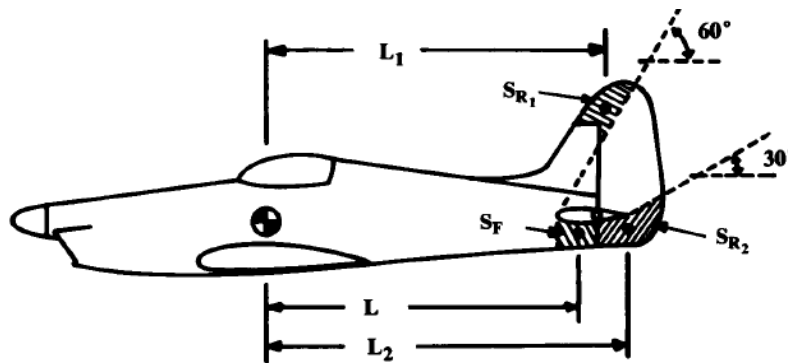


Fig. 4.32: Geometria para estimativa de recuperação de parafuso (RAYMER 1992).

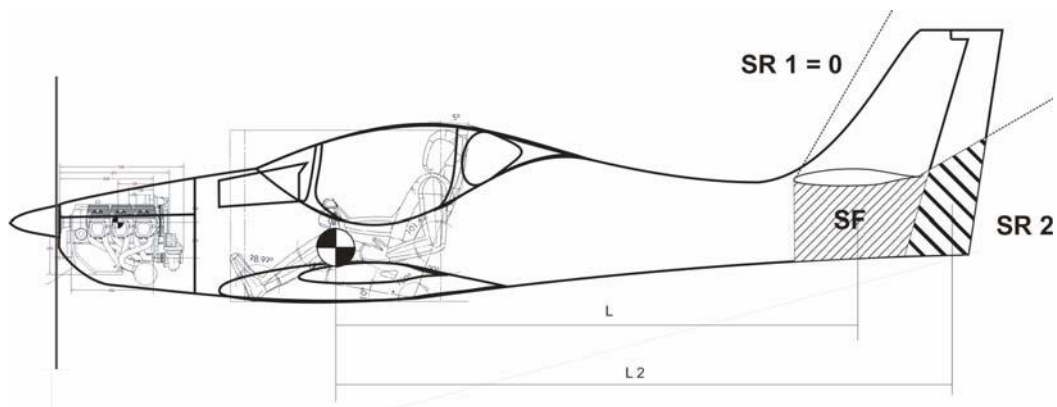


Fig. 4.33 Aplicação da geometria para estimativa de recuperação de parafuso

$L = 3,077\text{m}$   
 $L_2 = 3,633\text{m}$   
 $SR_1 = 0$   
 $SF = 0,34\text{m}^2$   
 $SR_2 = 0,23\text{m}^2$

Segundo o procedimento sugerido por Raymer (1992), tem-se o que se segue:

$$TDPF = (TDR)(URVC) \quad (\text{eq.4.74})$$

tal que:

$$TDR = \frac{S_F \cdot L^2}{S_w \left(\frac{b}{2}\right)^2} \quad (\text{eq.4.75})$$

$$URVC = \frac{S_{R1} \cdot L_1 + S_{R2} \cdot L_2}{S_w \left(\frac{b}{2}\right)} \quad (\text{eq.4.76})$$

onde:

- TDPF é o “fator de poder de amortecimento da cauda” (Tail Damping Power Factor);
- TDR é a “Razão de amortecimento da cauda” (Tail Damping Ratio) e
- URVC é o Coeficiente de volume exposto do leme (Unshielded Rudder Volume Coefficient).

A Figura abaixo apresenta uma estimativa empírica do amortecimento da cauda e área de leme requeridos para a recuperação de parafuso para um avião com asas retas ( $\lambda=1$ ). Isto determina o TDPF mínimo permissível.

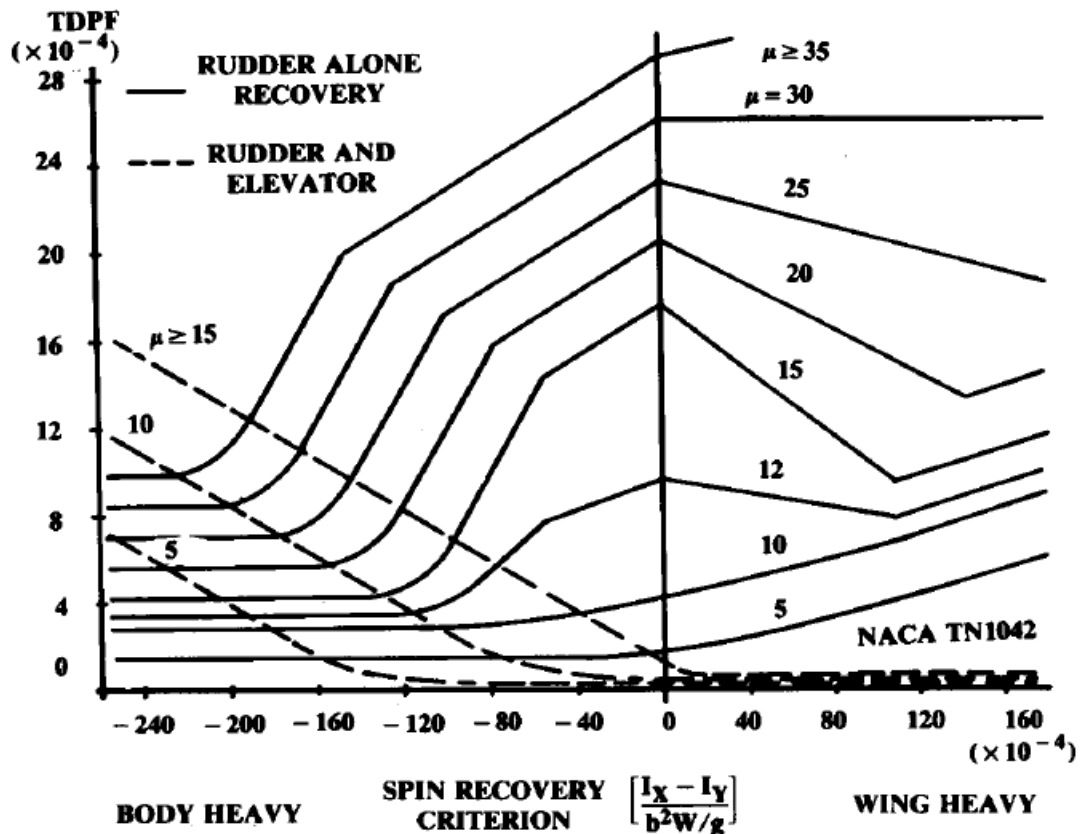


Fig. 4.34: Gráfico para estimativa do TDPF mínimo (RAYMER, 1992)

$$TDR = (0,34 \cdot 3,077^2) / (9,75 \cdot 4,28^2)$$

$$TDR = 0,018$$

$$URVC = [(SR1 L1) + (SR2 L2)] / (S_w (b/2))$$

$$URVC = [ 0 + (0,23*3,633)]/(9,75*4,28)$$

$$URVC = 0,0366$$

$$TDPF = 0,018*0,0366$$

$$TDPF = 0,00066 = 6,6*10^{-4}$$

$$\mu = \frac{W / S}{\rho q b} \quad (\text{eq.4.77})$$

$$\mu = 4,4$$

### Momentos de inércia

Os momentos de inércia nos eixos  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  e  $I_{zz}$  podem ser inicialmente determinados utilizando dados históricos com base no raio de giração adimensional. As equações são usadas com os valores típicos de  $\bar{R}$  apresentados na Tabela abaixo.

$$I_{xx} = \frac{b^2 W \bar{R}_x^2}{4g} \quad (\text{eq.4.78})$$

$$I_{yy} = \frac{L^2 W \bar{R}_y^2}{4g} \quad (\text{eq.4.79})$$

$$I_{zz} = \left( \frac{b+L}{2} \right)^2 \frac{W \bar{R}_z^2}{4g} \quad (\text{eq.4.80})$$

**Tab.4.30:** Valores estatísticos para  $\bar{R}_{x,y,z}$ ; sugeridos por Raymer(1992)

Aircraft class	$\bar{R}_x$	$\bar{R}_y$	$\bar{R}_z$
Single-engine prop	0.25	0.38	0.39
Twin-engine prop	0.34	0.29	0.44
Business jet twin	0.30	0.30	0.43
Twin turboprop transport	0.22	0.34	0.38
Jet transport—Fuselage-mounted engines	0.24	0.36	0.44
—2 wing-mounted engines	0.25	0.38	0.46
—4 wing-mounted engines	0.31	0.33	0.45
Military jet trainer	0.22	0.14	0.25
Jet fighter	0.23	0.38	0.52
Jet heavy bomber	0.34	0.31	0.47
Flying wing (B-49 type)	0.32	0.32	0.51
Flying boat	0.25	0.32	0.41

Os valores encontrados para os momentos de inércia são os seguintes:

$$I_{xx} = 514 \text{ Kg.m}^2$$



$$I_{yy} = 500,9 \text{ Kg.m}^2$$

$$I_{zz} = 850,8 \text{ Kg.m}^2$$

Abaixo calcula-se o parâmetro para o uso no gráfico da Figura 4.34

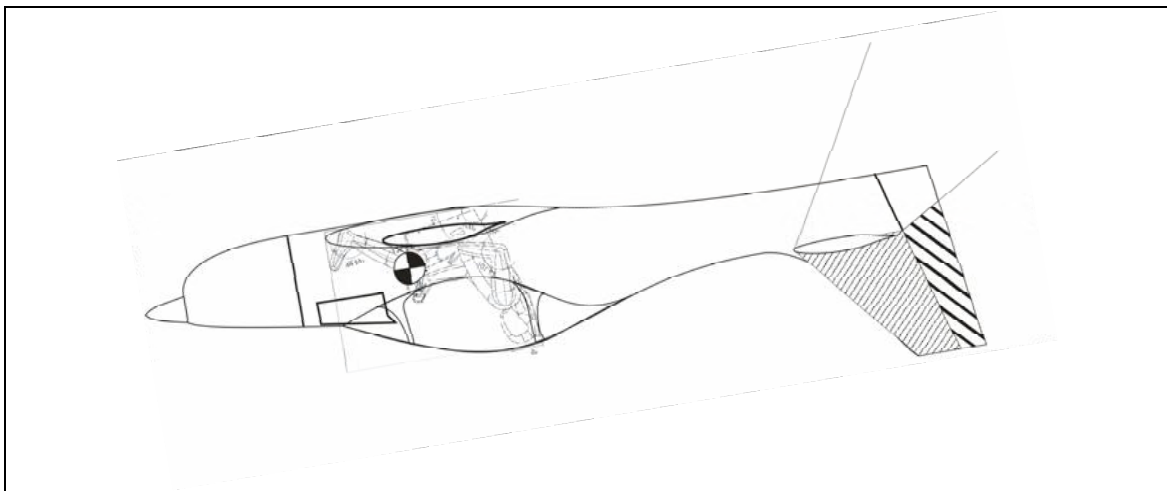
$$[(I_{xx} - I_{yy}) / (b^2 W/g)] = 4 \times 10^{-4}$$

#### 4.9.4.2 – Conclusão da análise

De acordo com o gráfico, o valor mínimo de TDPF requerido está entre  $0,5 \times 10^{-4}$  e  $1,0 \times 10^{-4}$ . O valor calculado foi  $\text{TDPF} = 6,6 \times 10^{-4}$ . Sendo assim, considerando as estimativas, a aeronave tem uma boa margem para a recuperação de parafusos.

#### 4.9.4.3 – Parafusos invertidos

Para parafusos invertidos, as áreas expostas ao escoamento são ainda maiores. Portanto, não deve haver problemas na recuperação de parafusos. A Figura 4.35 ilustra a situação.



**Fig. 4.35** Aplicação da geometria para estimativa de recuperação de parafuso invertido

# Capítulo 5

## Projeto Detalhado

### 5.1- Cálculos aerodinâmicos complementares

#### 5.1.1-Sustentação da asa

Para uma avaliação mais detalhada da sustentação na asa sozinha será utilizado o software XFLR5 (Deperrois, 2008). Este software é capaz de realizar a análise em três modos: Um utilizando a teoria da linha sustentadora (LLT), outro utilizando o Vortex Lattice Method (VLM) e o terceiro pelo Método dos Painéis.

#### **Sobre o software:**

O xflr5 é um software gratuito aberto proposto para oferecer como uma interface gráfica de uso amigável do Xfoil. Entretanto, o pacote vem com uma série de outras ferramentas para análise e desenvolvimento.

#### **Uso do software:**

O software é destinado a aplicações de baixo número de Reynolds ( $Re$ ) (tipicamente para  $Re < 1,0 \times 10^6$ ). Em geral, sua utilização resume-se a aeromodelos radio-controlados e similares e não é recomendada para aeronaves em escala real. A escolha pela sua utilização deve-se à sua gratuidade e fácil utilização somada ao fato de que resultados consistentes terem sido encontrados por outros projetistas. Não se pretende, de forma alguma, substituir uso de uma ferramenta CFD adequada pelo uso deste software. Entretanto, os resultados apresentados pelo Xflr5 serão úteis para fins de comparação com os resultados das estimativas.

#### **LLT- Não linear:**

A teoria clássica da linha sustentadora é linear, os efeitos viscosos não são contabilizados. No software utilizado um o LLT-Não linear é implementado baseado na publicação técnica da NACA número 1269 (Sivells e Neeley, 1947). Este método tem limitações quanto à geometrias com razão de aspecto muito baixas (usualmente menores que 4) e enflechamentos muito altos. Neste modo, o enflechamento não é levado em conta para o cálculo da distribuição de sustentação.

#### **VLM:**

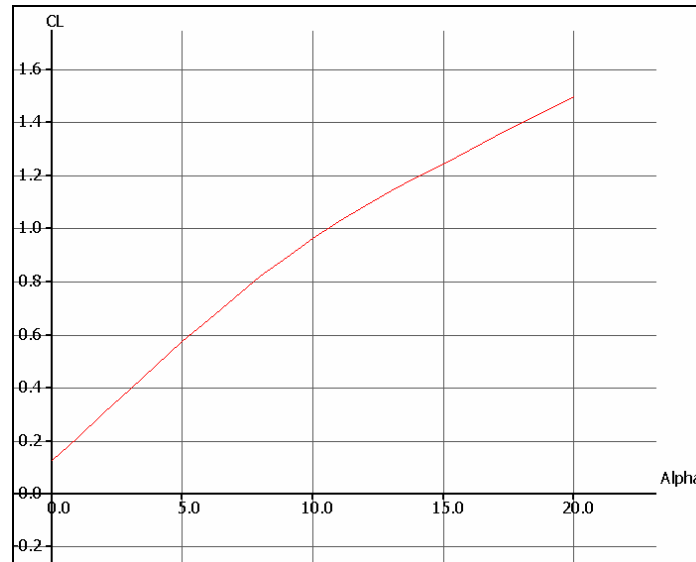
O software apresenta o VLM linear como uma alternativa para contabilizar geometria com maior enflechamento, baixa razão de aspecto ou diedros mais elevados. Além disso, ele oferece uma opção de análise não linear no qual utiliza as curvas dos perfis geradas previamente pelo código Xfoil. Entretanto, os resultados próximos à região do “stall” devem ser desconsiderados.

#### **Método dos Painéis (3D):**

No xflr5, a asa é modelada de forma diferente para a asa sozinha ou para o avião completo. Para a asa sozinha, esta é modelada como um corpo com espessura e o método dos painéis (3D) é aplicado a ele. Para o avião completo, a asa é modelada com uma superfície sem espessura e calculada pelo VLM enquanto a fuselagem é calculada pelo método dos Painéis.

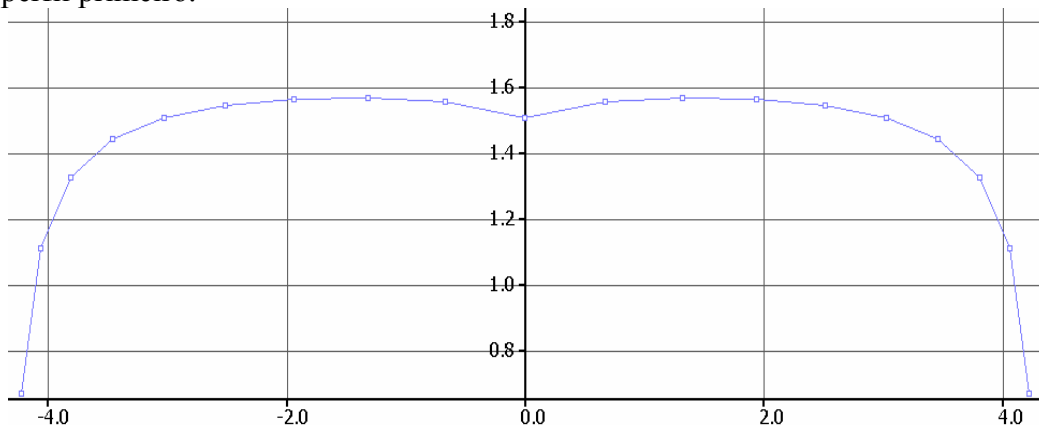
### 5.1.1.1 – LLT-não linear

A Figura 5.1 abaixo mostra o resultado do cálculo para a asa da curva  $C_L$  por  $\alpha$ . Fica evidente na Figura a não linearidade da curva. Coincidência ou não, a curva apresenta uma queda de crescimento de  $C_L$  por volta dos  $10^\circ$  de ângulo de ataque da mesma forma que se verifica nas curvas do perfil. O software não foi capaz de simular o “*Stall*”, o que no perfil acontece por volta dos  $18^\circ$  de ângulo de ataque.



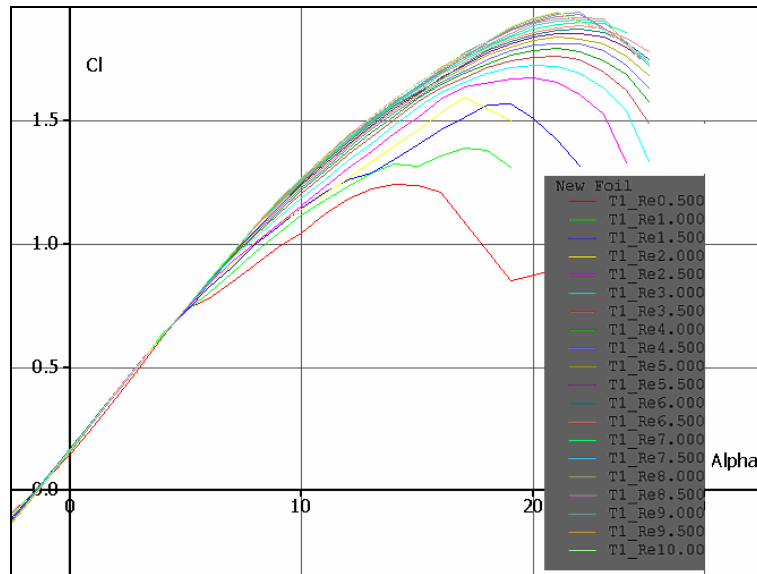
**Fig. 5.1:**  $C_{L\text{máx}_{LLT}} = 1,494$

Uma forma de tentativa de estimar a ocorrência do “*stall*” é verificar na curva de distribuição de  $C_L$  pela envergadura (Figura 5.2) qual a seção que atinge o  $C_L$  máximo do perfil primeiro.



**Fig. 5.2** Distribuição de  $C_L$  por  $y$  obtida pela LLT (Xflr5)

O cálculo pelo LLT não linear sugere o início do *stall* prestes a ocorrer por volta de  $\alpha = 20^\circ$ . Entretanto foi verificado por meio de comparação entre os dados experimentais do perfil e os resultados para este perfil apresentados pelo código Xfoil (Figura 5.3) que este último tem a tendência de superestimar ligeiramente ao ângulo de “*stall*” conforme Reynolds cresce. No perfil, nota-se que o ângulo de stall varia pouco com o número de Reynolds. Sendo assim, levando-se em conta a geometria da asa é razoável considerar que o “*stall*” provavelmente comece a ocorrer um pouco antes de  $\alpha = 20^\circ$ .

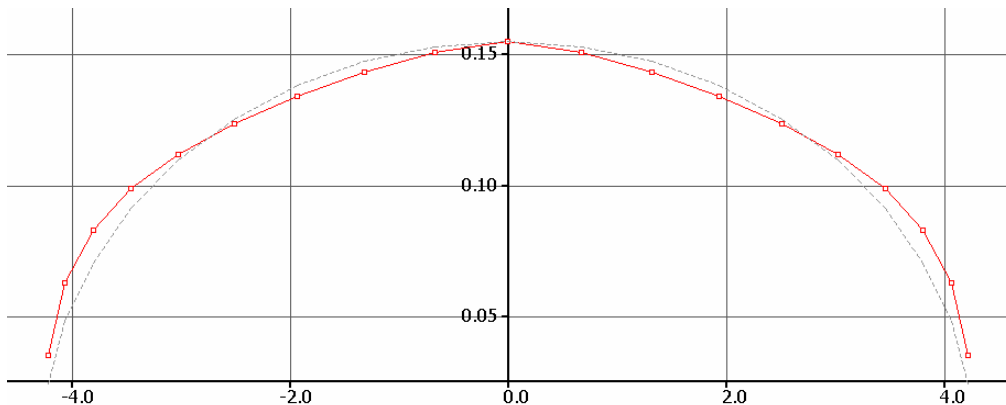


**Fig. 5.3:** Curvas  $C_L \alpha$  para vários Reynolds do perfil NLF(1)0414 com  $\delta_f = -5$  geradas pelo Xflr5

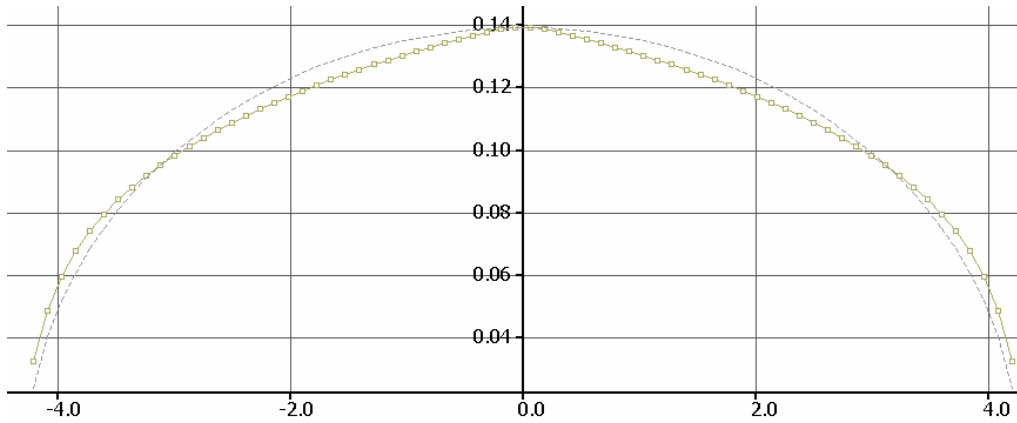
Ainda pela curva de distribuição de  $C_L$  pela envergadura, é possível observar o carregamento da asa e assim ter uma noção da seção a partir da qual o “stall” começa a se propagar. Neste caso, o fenômeno começa a ocorrer pouco antes do meio da semi-envergadura ( $y \sim 2m$ ). Esta observação é importante para fins de controle da aeronave assim como para o seu comportamento a baixas velocidades.

### 5.1.2 – Comparação LLT-VLM-Painés (3D)

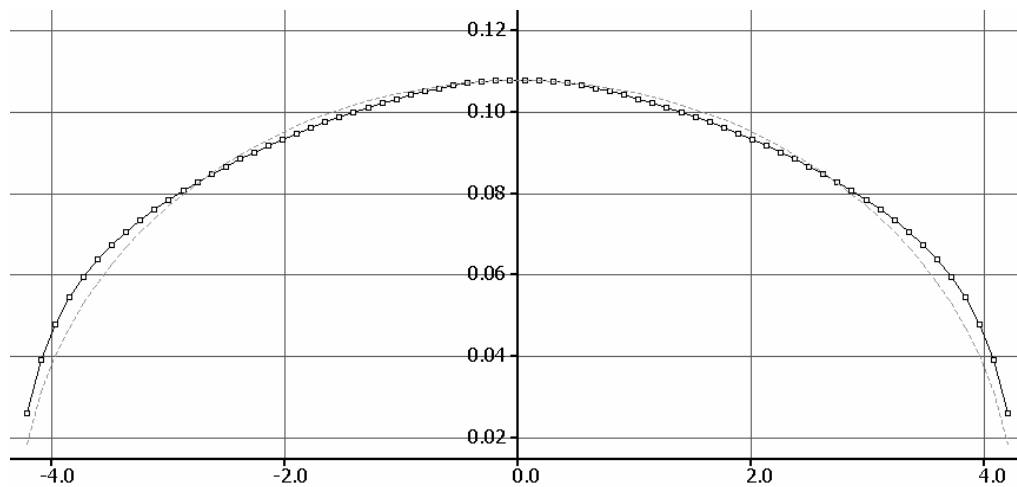
As Figuras 5.4 a 5.6 mostram os resultados da distribuição de sustentação da asa para os três métodos (a linha pontilhada refere-se à distribuição elíptica). As curvas foram tomadas a, aproximadamente, o mesmo coeficiente de sustentação.



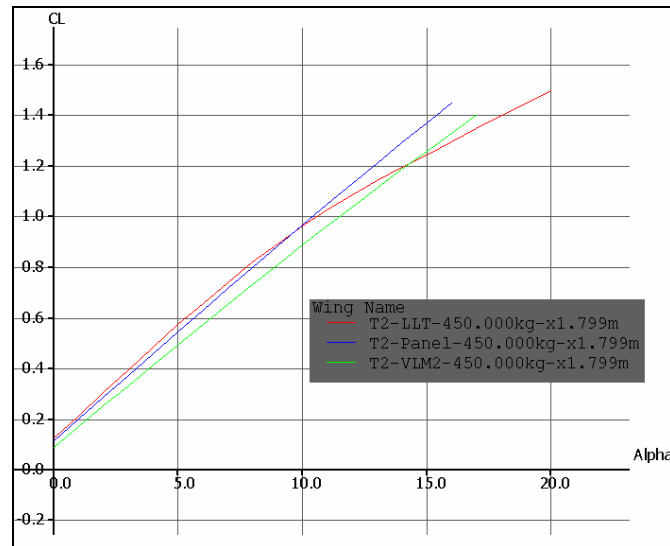
**Fig. 5.4:** LLT(não linear)



**Fig. 5.5:** Painéis (3D)



**Fig. 5.6:** VLM - Curvas com sustentação total constante (igual à  $W_0=450\text{Kgf}$ )



**Fig. 5.7:** Comparação de  $C_{La}$  entre o LLT, VLM e painéis 3D

### 5.1.2.1 – Inclinação da curva de Sustentação ( $C_{La}$ )

O LLT reproduz a não linearidade da curva de sustentação cuja característica assemelha-se à curva do perfil (2-D) com uma diminuição da taxa de crescimento de  $C_L$

a, aproximadamente, meio caminho (por volta de  $\alpha = 8^\circ$ ) da região em que o “stall” provavelmente começa a ocorrer. Como valor representativo da taxa de crescimento da curva ( $C_{L\alpha}$ ) será adotado o valor encontrado pelo Método dos painéis (curva azul):

$$C_{L\alpha} = 4,8 \text{ rad}^{-1}$$

Nota-se que este valor é bem próximo daquele encontrado na estimativa clássica.

### 5.1.2.2 – Distribuição de Sustentação

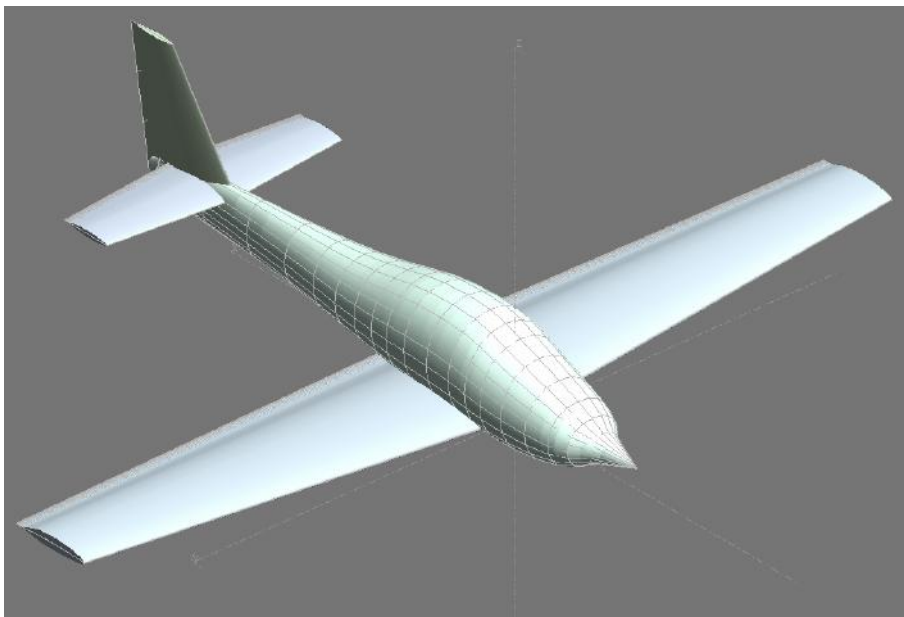
Quanto ao comportamento da curva de distribuição de sustentação pela envergadura, os três resultados são parecidos. Quanto à sua proximidade á da curva elíptica, nenhum esforço será feito para otimizar a forma da curva. O presente resultado é considerado satisfatório.

### 5.1.3 – Arrasto

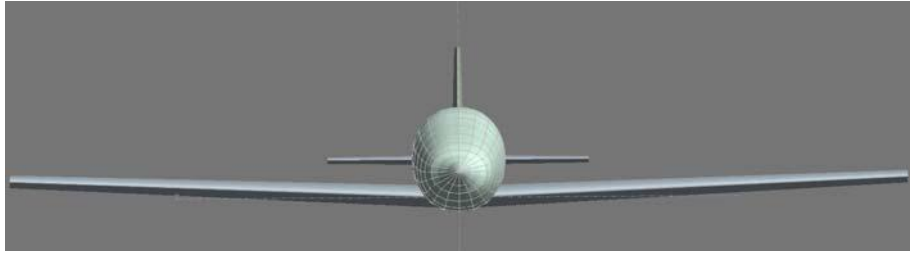
Os valores de coeficiente de arrasto encontrados pelos três métodos aparentam estar subestimados. De acordo com Deperrois [2008?], está é uma tendência do software.

### 5.1.4 – Sustentação no Avião completo

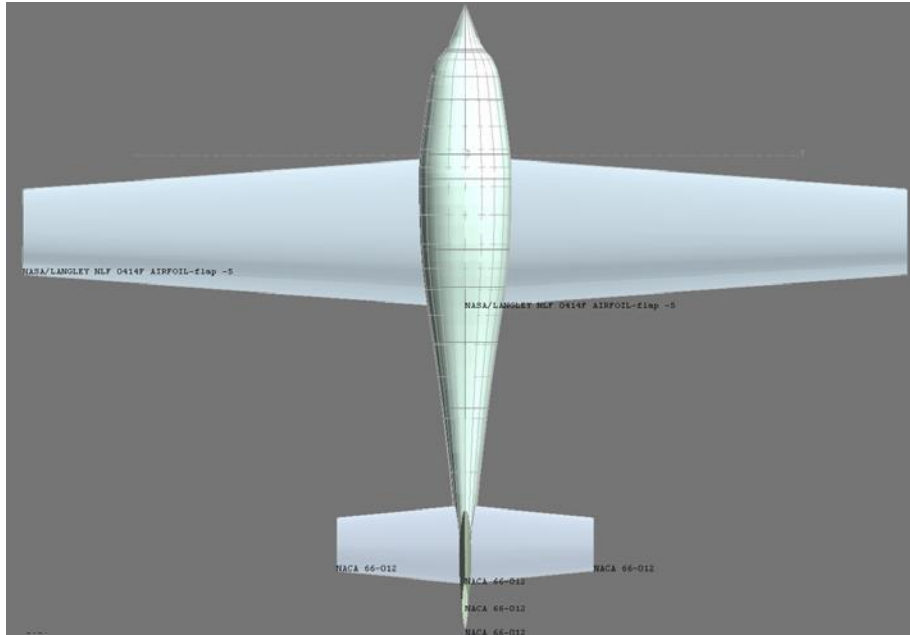
Uma superfície representativa da fuselagem da aeronave foi modelada para a análise conforme ilustra as Figuras 5.8 a 5.10 abaixo. As geometrias das asas e da cauda foram mantidas conforme especificadas anteriormente. Neste modo de análise, o software utiliza o Método dos Painéis para a fuselagem e o VLM para as superfícies sustentadoras.



**Fig. 5.8:** Modelo em perspectiva

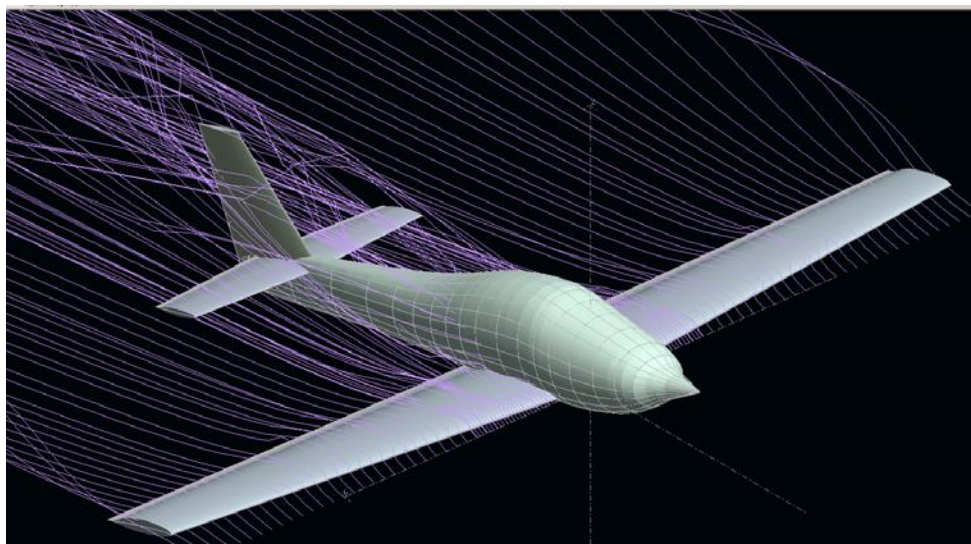


**Fig. 5.9:** Vista frontal do modelo



**Fig. 5.10:** Vista superior do modelo

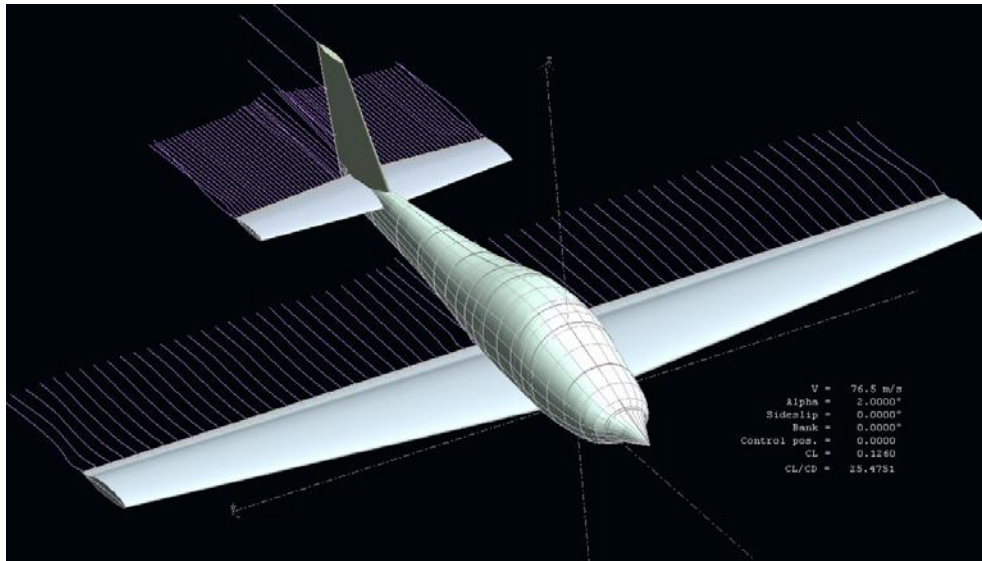
A  $18^\circ$  de ângulo de ataque (Figura 5.11), a velocidade correspondente é 23,9m/s (46,5 Kt). Os resultados para ângulos muito acima de  $15^\circ$  não devem ser considerados.



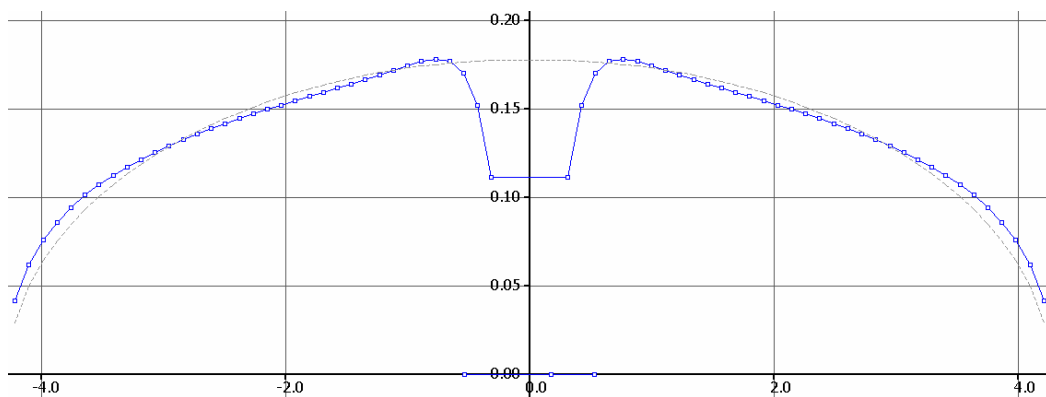
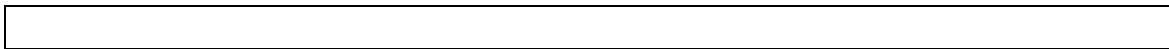
**Fig. 5.11:** Linhas de corrente à 23,9m/s,  $\alpha = 18^\circ$

As Figuras 5.13 e 5.14 mostram a distribuição de sustentação e do coeficiente de sustentação respectivamente considerando a influência da fuselagem.

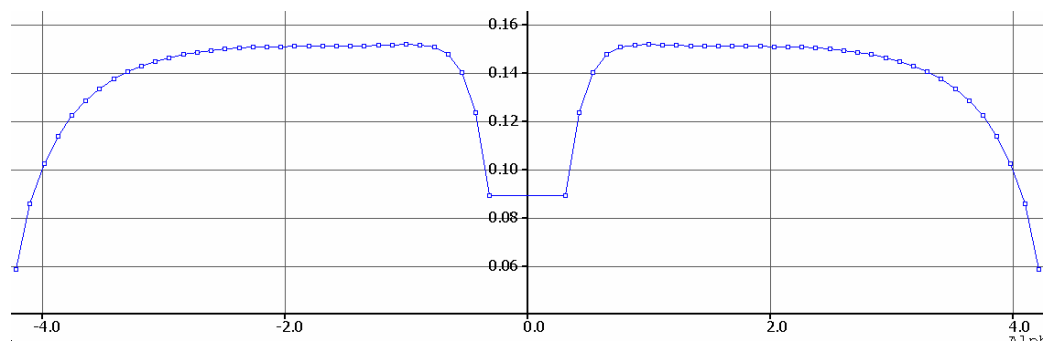
A Figura 5.15 mostra o decréscimo da inclinação da curva de sustentação com a aeronave completa.



**Fig. 5.12:** À velocidade de cruzeiro:

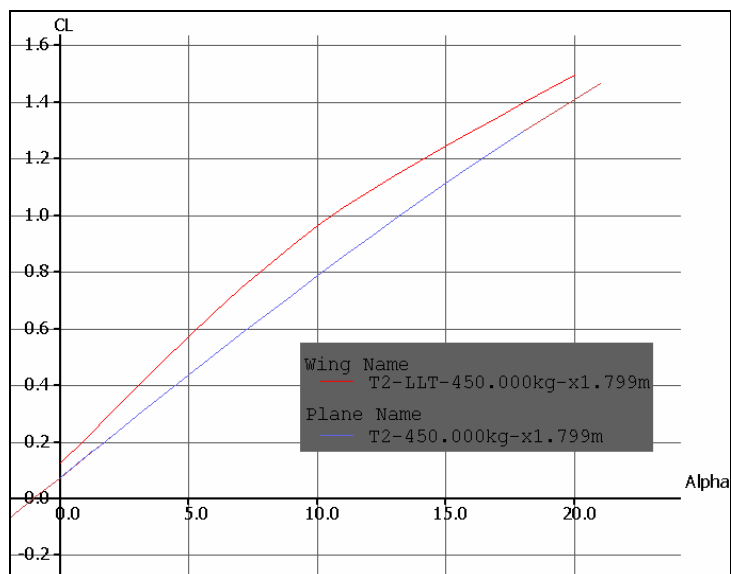


**Fig. 5.13:** Distribuição de Sustentação pela envergadura;  $\alpha = 0,6^\circ$ :



**Fig. 5.14:** Distribuição  $C_L(y)$ ;  $\alpha = 0,6^\circ$



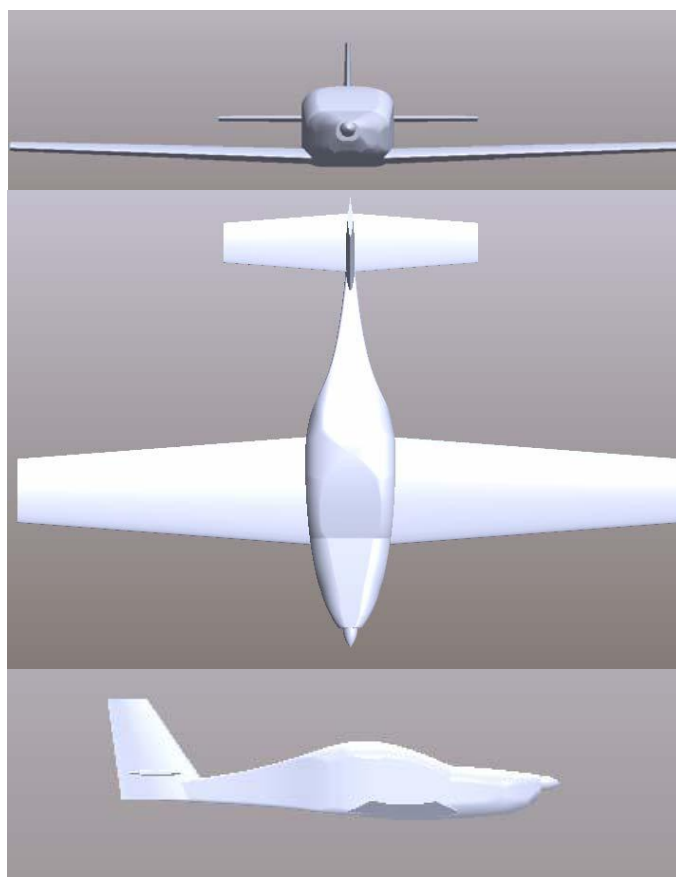


**Fig. 5.15:** Curva de sustentação ( $C_L \times \alpha$ )

$$C_{L\alpha} = 3,9 \text{ rad}^{-1}$$

### 5.1.5 – Arrasto no Avião completo

Foi elaborado um modelo utilizando uma ferramenta CAD para uma avaliação mais precisa da área molhada total da aeronave.



**fig. 5.16:** Modelo criado em CAD

A Área molhada total calculada pelo software foi a seguinte:

$$S_{wet\_total} = S_{wet\_asa-fuselagem} + S_{wet\_HT} + S_{wet\_VT} \quad (\text{eq. 5.1})$$

$$S_{wet\_total} = 29,175 + 4,27 + 2,4$$

$S_{wet\_total} = 35,9 \text{ m}^2$
-------------------------------------

### 5.1.5.1 – Arrasto Parasita

De posse do valor da área molhada, utiliza-se o segundo método para o cálculo do arrasto parasita apresentado pela referência (1992).

A seguir o método será apresentado e na seção 5.3.2 os cálculos serão executados.

O método consiste em somar os coeficientes de arrasto parasita de cada um dos componentes da aeronave da seguinte forma:

$$C_{D_{0\_subsonic}} = \frac{\sum (C_{f_c} FF_c Q_c S_{wet_c})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}} \quad (\text{eq.5.2})$$

O primeiro termo da equação acima, à direita do sinal de igualdade, contabiliza os coeficientes de arrasto parasita para os principais componentes da aeronave: Asas, empenagens horizontais e verticais e fuselagem. O segundo os arrastos diversos e o terceiro os arrastos de fendas e protuberâncias

### 5.1.5.2 – Esquema de cálculo do coeficiente de arrasto parasita das estruturas principais

O coeficiente de arrasto parasita corresponde à primeira parcela da soma na equação 5.2. Cada item desta parcela é especificado abaixo.

#### . C<sub>fc</sub>- Coeficiente de fricção da placa plana:

Laminar:  $C_f = 1,328\sqrt{R} \quad (\text{eq.5.3})$

Turbulento:  $C_f = \frac{0,455}{(\log_{10} R)^{2,58} (1 + 0,144M^2)^{0,65}} \quad (\text{eq.5.4})$

#### .FF – Fator de forma:

- Para asas, cauda, montantes:

$$FF = \left[ 1 + \frac{0,6}{(x/c)_m} \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \left[ 1,34M^{0,18} (\cos \Lambda_m)^{0,28} \right] \quad (\text{eq.5.5})$$

- Para a fuselagem:

$$FF = \left( 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (\text{eq.5.6})$$

onde:

$$f = \frac{l}{d} = \frac{l}{\sqrt{(4/\pi)A_{\text{máx}}}} \quad (\text{eq.5.7})$$

**.Q – Fator de interferência:**

- Para a junção asa-fuselagem:  $Q \sim 1$ ;
- Para a cauda:  $Q = 1,04$ ;

**5.1.5.3 – Arrastos diversos**

O coeficiente arrasto pode ser aumentado pela presença de trem de pouso fixo ou não retraído, por variações bruscas na seção da fuselagem, cargas externas, entre outras coisas.

Para o trem de pouso é somado o arrasto de cada componente utilizando a Tabela abaixo:

**Tab. 5.1:** Valores de razão  $[(D/q)/(área\ frontal)]$  apresentados pela referência (1992)

	$\frac{D/q}{\text{Frontal area (Ft}^2\text{)}}$
Regular wheel and tire	0.25
Second wheel and tire in tandem	0.15
Streamlined wheel and tire	0.18
Wheel and tire with fairing	0.13
Streamline strut ( $1/6 < t/c < 1/3$ )	0.05
Round strut or wire	0.30
Flat spring gear leg	1.40
Fork, bogey, irregular fitting	1.0–1.4

Logo,

$$(D/q) = (\text{valor Tabelado}) (\text{Área frontal})$$

$$(D/q) = C_D S_{Ref}$$

$$C_D = (D/q) / S_{Ref} \quad (\text{eq.5.8})$$

**5..1.5.4 – Arrastos devido à protuberâncias**

Historicamente verifica-se que considerar um aumento no coeficiente de arrasto parasita de 5% a 10% é uma estimativa bastante próxima do valor real par a maioria dos aviões.

### 5.1.5.5 – Arrastos devido à hélice, parada ou em marcha lenta.

De acordo com RAYMER (1992), considera-se o coeficiente de arrasto para a hélice de passo fixo parada de 0,8. Já para a hélice de passo fixo em marcha lenta, utiliza-se a equação abaixo.

$$(D/q) = 0,8\sigma S_{Disco\_da\_hélice} \quad (eq.5.9)$$

onde:

- $\sigma = (N_b S_b) / (S_{Disco}) = N_b / (\pi AR_b)$ ;
- $N_b$  é o número de lâminas da hélice;
- $S_b$  é a área de uma lâmina;
- $S_{Disco}$  é a área do disco gerado pela hélice;
- $AR_b$  é a razão de aspecto da lâmina da hélice.

### 5.1.5.6 – Cálculo do coeficiente de arrasto parasita

#### Asas:

-Fator de forma

$$FF_{asa} = [1 + (0,6/0,5)*0,14 + 100*(0,14^4)] * [1,34*0,29^{0,18} * 1]$$

$$FF_{asa} = 1,2937$$

-Coeficiente de fricção

$$C_f = 0,4C_{f\_laminar} + 0,6 C_{f\_turbulento}$$

$$C_f = 0,4*1,328/[(7,5*10^6)^{1/2}] + [0,455/(\log(7,5*10^6)^{2,58} * (1+0,144*0,29^2)^{0,65})]$$

$$C_f = 0,0002 + 0,00312 = 0,00332$$

Logo,

$$C_{Dmin\_asa} = (0,00332*1,2937*1*17,36)/9,75$$

$C_{Dmin\_asa} = 0,0076$
--------------------------

#### Empenagem horizontal:

$$FF_{HT} = 1,25$$

-Coeficiente de fricção

$$C_f = 0,4C_{f\_laminar} + 0,6 C_{f\_turbulento}$$

$$C_f = 0,00027 + 0,0035$$

$$C_f = 0,0038$$

$$C_{Dmin\_asa} = (0,0038*1,25*1,04*4,27)/9,75$$

$$C_{Dmin\_HT} = 0,0022$$

### **Empenagem Vertical:**

$$FF_{VT} = 1,25$$

-Coeficiente de fricção

$$C_f = 0,4C_{f\_laminar} + 0,6 C_{f\_turbulento}$$

$$C_f = 0,00022 + 0,0035$$

$$C_f = 0,0037$$

$$C_{Dmin\_VT} = (0,0037*1,25*1,04*2,41)/9,75$$

$$C_{Dmin\_VT} = 0,0012$$

### **Fuselagem:**

-Fator de forma

$$f = 4,47$$

$$FF_{fus} = 1,68$$

-Coeficiente de fricção

$$C_f = C_{f\_turbulento}$$

$$C_f = 8,6*10^{-7}$$

$$C_{Dmin\_fus} = 6,8*10^{-6}$$

### **Trem de pouso:**

-Principal

- Roda e pneu:

$$S_{frontal} = 0,051 \text{ m}^2 = 0,55 \text{ ft}^2$$

$$D/q = 0,18*0,55 = 0,099 \text{ ft}^2 = 0,0092 \text{ m}^2$$

$$C_{D\_rodas} = 2*(0,0092/9,75)$$

$$C_{D\_rodas} = 0,0019$$

- Perna do trem principal:

$$S_{frontal} = 0,133 \text{ ft}^2$$

$$D/q = 1,4*0,133 = 0,19 \text{ ft}^2$$

$$C_{D\_pernas} = 2*(0,19/104,99)$$

$$C_{D\_pernas} = 0,0036$$

**- Triquilha**

- Roda e pneu:

$$S_{frontal} = 0,051 \text{ m}^2 = 0,55 \text{ ft}^2$$

$$D/q = 0,18*0,55 = 0,099 \text{ ft}^2 = 0,0092 \text{ m}^2$$

$$C_{D\_roda} = (0,0092/9,75)$$

$$C_{D\_roda} = 0,00095$$

- Garfo e Perna:

$$S_{frontal} = 0,0197 \text{ m}^2 = 0,212 \text{ ft}^2$$

$$D/q = 1,1*0,212 = 0,233 \text{ ft}^2$$

$$C_{D\_garfo} = 0,0022$$

**Coefficiente de Arrasto parasita total:**

$$C_{Dmin} = 1,05*(0,0076+0,0022+0,0012+ 6,8*10^{-6}+0,0019+0,0036+0,00095+0,0022)$$

$$C_{Dmin} = 0,0206$$

O termo multiplicando a soma que vem entre parênteses corresponde ao aumento em 5% devido ao arrasto criado por fendas e irregularidades na superfície ou protuberâncias não especificadas.

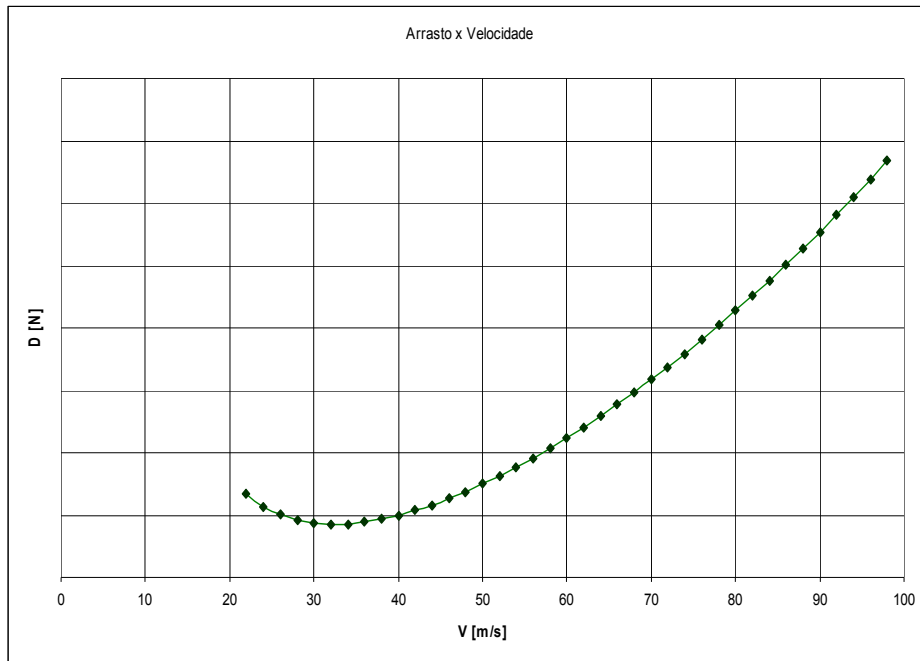
**5.1.5.7 – Arrasto total**

É possível agora recalculer as curvas polares de arrasto conforme mostrado nas Figuras abaixo.

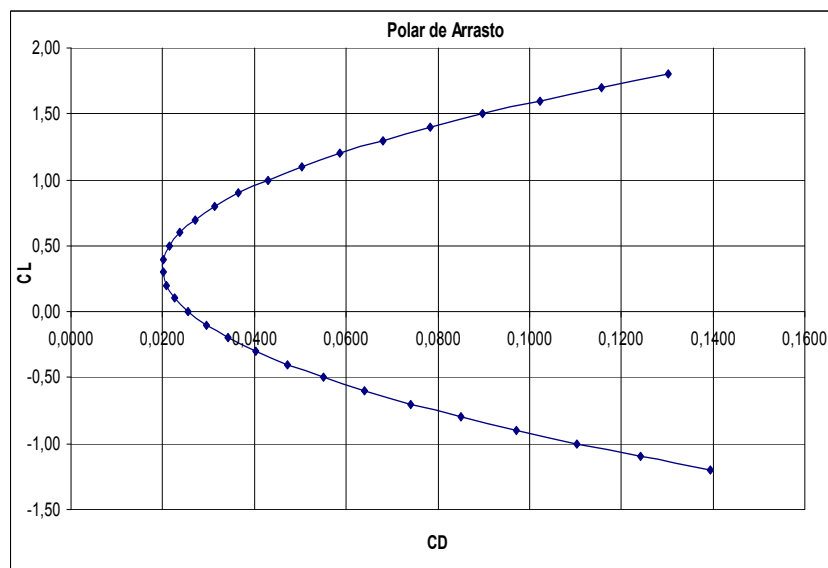
$$C_D = C_{Dmin} + C_{Di}$$

$$C_{Di} = C_{Di\_asa} + C_{Di\_Trim}$$

$$C_D = C_{Dmin} + \{ K [C_L - C_{L(min\_drag)}]^2 + C_{Di\_Trim} \} \quad (\text{eq.5.10})$$



**Fig. 5.17:** Gráfico Arrasto X Velocidade



**Fig. 5.18:** Gráfico  $C_L$  X  $C_D$

## 5.2 – Desempenho

Nesta seção são apresentados os elementos fundamentais de desempenho e os respectivos resultados correspondentes à presente aeronave.

### 5.2.1 – Velocidade de “Stall”

- Coeficiente de sustentação máximo

- Pela estimativa clássica (Raymer, 1992):

$$C_{L\_máx} = 1,44$$

- Calculado pelo LLT-não Linear para a asa (Xflr5):

$$C_{L\_máx} \sim 1,5$$

- Valor considerado(avião completo):

$C_{L\_máx} = 1,37$
---------------------

Logo, a velocidade de “Stall” (avião completo sem flaps)

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L\_Máx} S_{ref}}} \quad (\text{eq. 5.11})$$

$V_s = 23,2 \text{ m/s} = 45,1 \text{ kt}$
--

### 5.2.2 – Vôo nivelado

A potência disponível ( $P_{disp}$ ) é escrita como o produto da tração pela velocidade da aeronave. Também pode-se dizer que a potência “entregue” pela hélice é a potência entregue pelo motor descontado as ineficiências da hélice.

$$P_{disp} = T V = \eta_p P_{hp} \quad (\text{eq.5.12})$$

$$T = (\eta_p P_{hp}) / V \quad (\text{eq.5.13})$$

onde  $P_{hp}$  é a potência nominal do motor,  $\eta_p$  é a eficiência da hélice,  $T$  é a força de tração gerada pela hélice e  $V$  é a velocidade do avião.



A equação abaixo, apresentada por Raymer (1992), contabiliza a perda de potência que ocorre com diminuição da massa específica do ar ( $\rho$ ) conforme a altitude aumenta.

$$P_{hp} = P_0 \left( \frac{\rho}{\rho_0} - \frac{1 - (\rho / \rho_0)}{7,55} \right) \quad (\text{eq.5.14})$$

onde o subscrito “0” indica a propriedade ao nível do mar.

A seguir, escreve-se a equação 5.15 para a potência requerida ( $P_{req.}$ ), ou seja, aquela dissipada pelo arrasto da aeronave:

$$\begin{aligned} P_{req.} &= D V \\ P_{req.} &= q S C_D V \\ P_{Req} &= V^3 \rho S_{ref} C_D / 2 \\ C_D &= C_{D0} + K (C_L - C_{Lmin drag})^2 \\ P_{Req} &= [(1/2)V^3 \rho S_{ref} C_{D0}] + [2KW^2 / \rho V S_{ref}] \end{aligned} \quad (\text{eq.5.15})$$

A condição de Vôo nivelado não acelerado, implica que:

$$\begin{aligned} T &= D \\ (\eta_p P_{hp}) / V &= (1/2) \rho V^2 S_{ref} C_D \end{aligned}$$

Pode-se expressar a velocidade em vôo nivelado partindo da equação anterior.

$$V = [(2\eta_p P_{hp}) / (\rho S_{ref} C_D)]^{1/3} \quad (\text{eq.5.16})$$

### 5.2.2.1 - Velocidade horizontal

#### a) Velocidade máxima

Como  $C_D$  na equação acima também é função da velocidade, faz-se a igualdade  $P_{req.} = P_{disp}$  para encontrar a velocidade possível para um determinado regime de vôo. A equação fica:

$$[(1/2) \rho V^3 S_{ref} C_{D0}] + [2KW^2 / \rho V S_{ref}] = \eta_p P_{hp} \quad (\text{eq.5.17})$$

Para a máxima velocidade nivelado, considera-se a máxima potência disponível corrigida para a altitude. Ao nível do mar, a potência máxima é  $P_{hp\_m\acute{a}x} = 100\text{HP}$  (74,570KW)

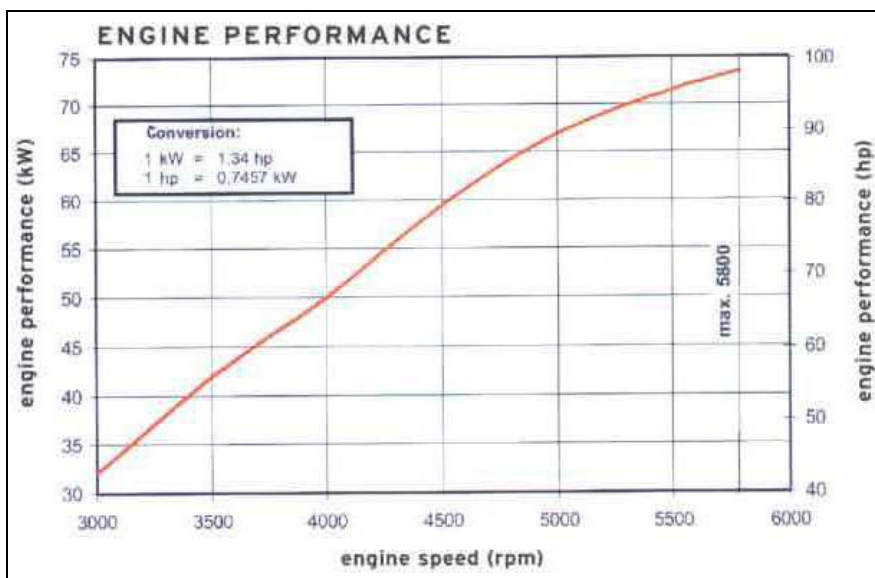


Fig. 5.19: Gráfico de potência do motor (ROTAX 912 OPERATOR'S MANUAL )

Plota-se nas Figuras 5.20 e 5.21 o gráfico em função da velocidade para encontrar a igualdade da equação acima:

a.1) Velocidade máxima ao nível do mar (atmosfera padrão)

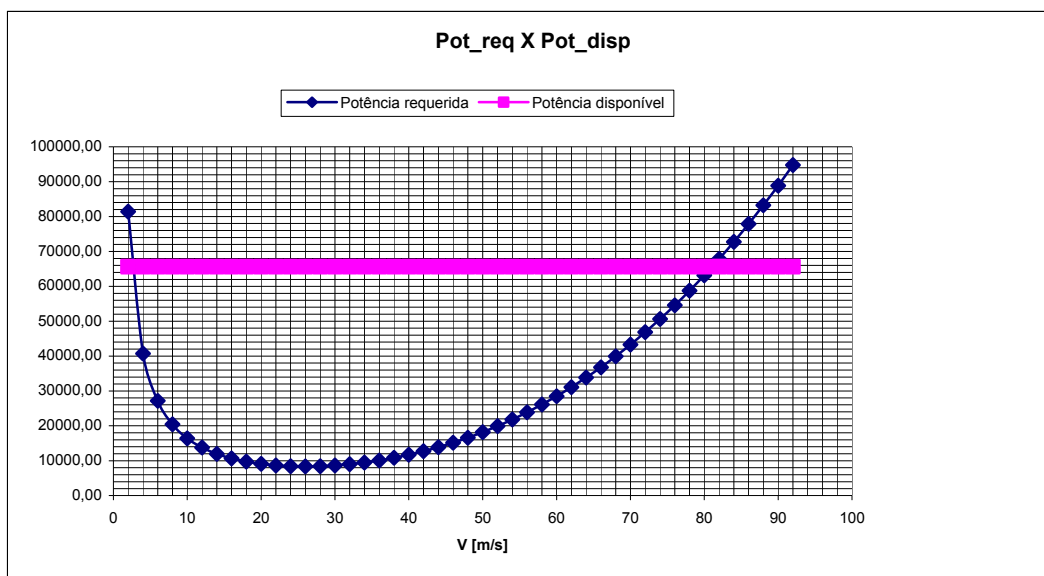


Fig. 5.20: Potências requerida e máxima disponível em função da velocidade ao nível do mar

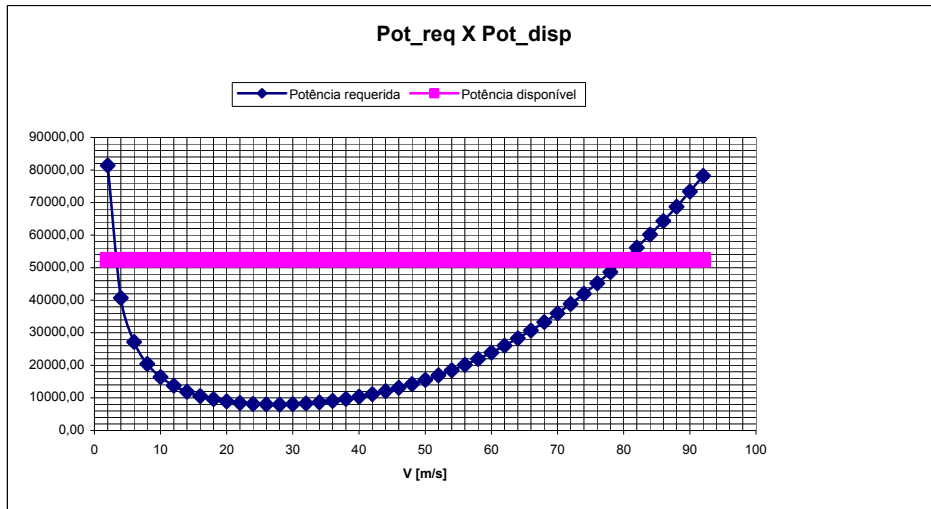
Logo:

$$V_{\text{máx\_SSL}} = 81 \text{ m/s} = 158 \text{ kt}$$

a.2) Velocidade máxima em altitude de cruzeiro (atmosfera padrão)

-Altitude: 2000m (~6500 ft ou FL065)

- $\rho_{\text{@FL065}} = 1,007 \text{ Kg/m}^3$



**Fig. 5.21:** Potências requerida e máxima disponível em função da velocidade à 2000m de altitude

Logo,

$$V_{\text{máx\_@FL065}} = 79 \text{ m/s} = 154 \text{ kt}$$

### b) Velocidade de cruzeiro

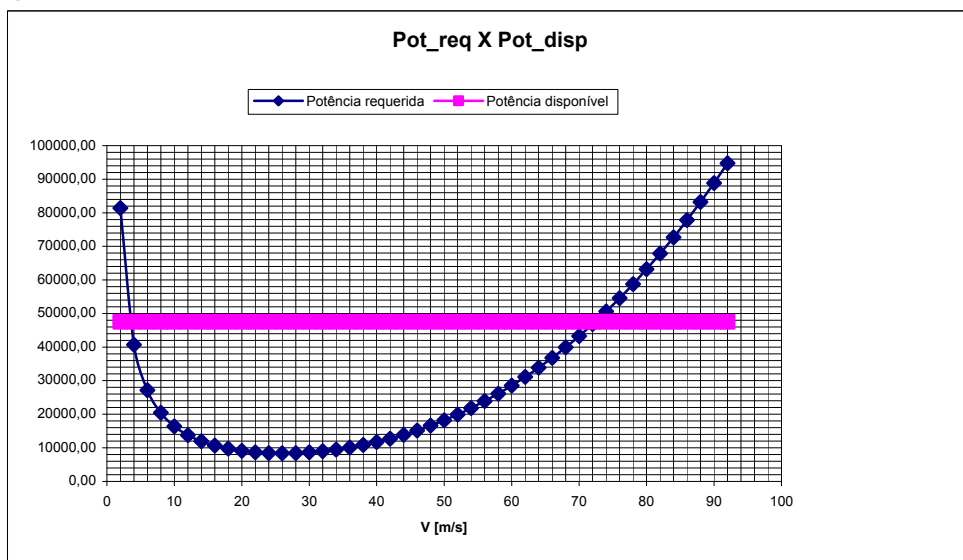
Na velocidade de cruzeiro considera-se a potência entregue pelo motor (no eixo) como sendo 75% da máxima. As Figuras 5.22 e 5.23 mostram os gráficos resultantes.

$$P_{\text{Disp}} = 0,75 P_{\text{hp\_LOCAL}}$$

onde  $P_{\text{hp\_LOCAL}}$  é a potência nominal corrigida para a altitude do local considerado.

#### b.1) Ao nível padrão do mar

-  $\rho_{\text{ssl}} = 1,225 \text{ Kg/m}^3$

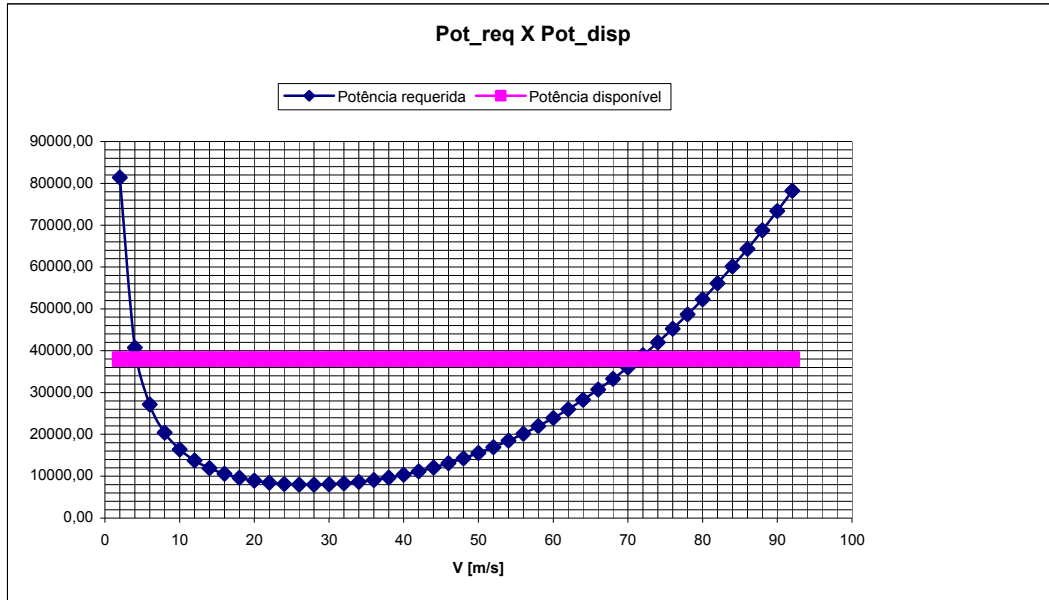


**Fig. 5.22:** Potência requerida e 75% da potência máxima, ao nível do mar

$$V_{\text{c\_ssl}} = 77,2 \text{ m/s} = 150 \text{ kt}$$

### b.2) Em nível de cruzeiro

- Altitude: 2000m (~6500 ft)
- $\rho_{@FL065} = 1,007 \text{ Kg/m}^3$



**Fig. 5.23:** Potência requerida e 75% da potência máxima em função da velocidade, à 2000m

$$V_{c @FL065} = 72,3 \text{ m/s} = 140,5 \text{ kt}$$

#### 5.2.2.2 – Alcance e autonomia

A equação 5.18 expressa a taxa temporal da variação do peso ( $\dot{W}$ ) em função do consumo específico ( $C$ ) e da tração ( $T$ ). As equações 5.19 e 5.10 exprimem o consumo específico ( $C$ ) e a tração em termos relacionados a motores à pistão propulsionados por hélice.

$$\dot{W} = -CT \quad (\text{eq.5.18})$$

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} \quad (\text{eq.5.19})$$

$$T = \frac{\eta_p}{V} P_{hp} \quad \text{ou} \quad T = 550bhp \frac{\eta_p}{V} \quad (\text{eq.5.20})$$

##### 5.2.2.2.1 – Equação de Breguet para alcance (*Range – R*)

A equação 5.21 denota o alcance instantâneo expresso em distância por massa de combustível remanescente.

$$\frac{dR}{dW} = \frac{V}{-CT} = \frac{V}{-CD} = \frac{V(L/D)}{-CW} \quad (\text{eq.5.21})$$

A integração da equação 5.21 leva à equação de Breguet (eq. 5.22) para o alcance. Para facilitar o cálculo pode-se considerar a velocidade, o consumo específico e  $(L/D)$  aproximadamente constantes.

*Equação de Breguet:*

$$R = \int_{w_i}^{w_f} \frac{V(L/D)}{-CW} dW = \frac{V}{C} \frac{L}{D} \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) \quad (\text{eq.5.22})$$

Alternativamente, substituindo o C da equação acima por  $C=C_{bhp}*(V/550*\eta_p)$  :

$$R = \frac{550\eta_p}{C_{bhp}} \frac{L}{D} \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) \quad (\text{eq.5.23})$$

onde  $W_i$  e  $W_f$  são respectivamente os pesos no início e no fim do trecho voado.

$R = 1913 \text{ km}$
-----------------------

#### 5.2.2.2.2 – Autonomia (Endurance – E):

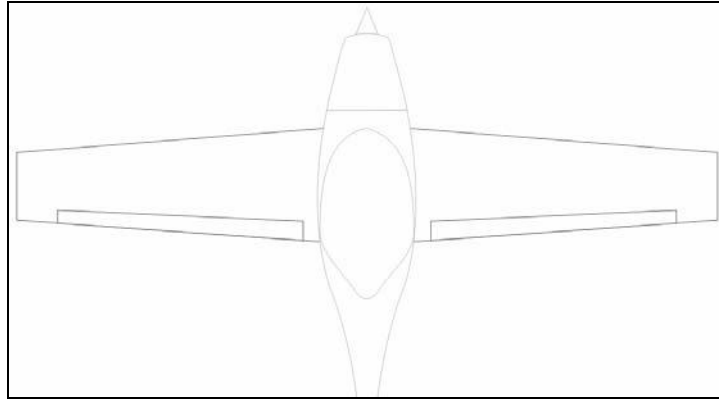
$$\frac{dE}{dW} = -\frac{1}{CT} = \frac{1}{-CW} \left( \frac{L}{D} \right) \quad (\text{eq.5.24})$$

$$E = \int_{w_i}^{w_f} \frac{1}{-CT} dW = \int_{w_f}^{w_i} \frac{1}{CW} (L/D) dW = \left( \frac{L}{D} \right) \left( \frac{1}{C} \right) \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) \quad (\text{eq.5.25})$$

$E = 22745,8\text{s} = 6,32\text{h}$
--------------------------------------

#### 5.2.3 – Uso de “flap”

Nesta seção pretende-se estimar o efeito do uso de flap na sustentação e utilizar os resultados no cálculo de desempenho. A Figura 5.24 relembra a configuração plana escolhida para o flaperon.



**Fig. 5.24: Flaperon**

A equação 5.26 (RAYMER, 1992) estima o ganho de sustentação pelo uso de flap. O termo  $\Delta C_{l_{máx}}$  do perfil será avaliado de acordo com a análise dos resultados dos estudos experimentais apresentados por Viken et al.(1984) e McGhee et al.(1984) conforme mostra as seções seguintes.

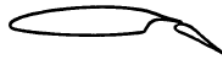
$$\Delta C_{L_{máx}} = \Delta C_{l_{máx}} \left( \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) \cos \Lambda_{HL} \quad (\text{eq.5.26})$$

onde:

- $S_{flapped}$  é a porção da área da asa que possui flap no bordo de fuga. ( $S_{flapped} = 6,73\text{m}^2$ );
- $\Lambda_{HL}$  é o ângulo de enflechamento da linha de junção do flap. ( $\Lambda_{HL} = 2,6^\circ$ )

### 5.2.3.1 - Flap tipo *slot-fowler* simples

A Figura 5.25 ilustra um configuração de flap fowler e abaixo é apresentado os resultados para a configuração descrita no perfil aqui utilizado.



**Fig. 5.25: Flap fowler**

Para:

$$\delta_f = 29^\circ$$

$$\alpha = 7^\circ$$

$$M=0,1$$

$$(gap/c) = 0,011$$

$$(overlap/c) = 0,033$$

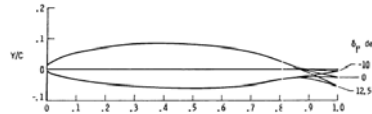
$$Re = 3 \times 10^6$$

$$\Lambda_{HL} = 2,6^\circ$$

$C_l = 3,57$
--------------

### 5.2.3.2 - Flap simples

A Figura 5.26 várias deflexões do flap simples no bordo de fuga a 12,5%c. Os resultados são listados abaixo.



**Fig. 5.26:** Flap simples (RAYMER, 1992)

Para  $Re = 3 \times 10^6$ , apresenta-se os resultados abaixo:

$$\delta_f = 0^\circ$$

$$C_{l_{m\acute{a}x}} = 1,656; \alpha_c = 18,43^\circ$$

$$\delta_f = 5^\circ$$

$$C_{l_{m\acute{a}x}} = 1,748; \alpha_c = 17,50^\circ$$

$$\delta_f = 10^\circ$$

$$C_{l_{m\acute{a}x}} = 1,82 \alpha_c = 17,47^\circ$$

$$\delta_f = 12,5^\circ$$

$$C_{l_{m\acute{a}x}} = 1,859; \alpha_c = 16,47^\circ$$

### 5.2.3.3 - Flap tipo “Split”

Aqui é apresentado o resultado para uma configuração de flap tipo Split. A Figura 5.27 ilustra a geometria básica deste tipo de dispositivo.



**Fig. 5.27:** Flap *Split*

- flap no bordo de fuga a 20%c
- $Re = 3 \times 10^6$
- $\delta_f = 60^\circ$

$$C_{l_{m\acute{a}x}} = 2,651; \alpha_c = 10,97^\circ$$

### 5.2.3.4 – Considerações sobre uso de flap

Considerando o uso de flap tipo slotted-fowler para pouso e decolagem, estima-se o  $C_{L\_m\acute{a}x}$  com  $\delta_f = 30^\circ$  pelo incremento de  $C_L$  calculado pela equação 5.27 (RAYMER, 1992). Dos dados da seção 6.2.3.1, calcula-se que:

:

$$\Delta C_l = 3,57 - 1,656 = 1,914$$

$$\Delta C_L = \Delta C_l (S_{flapped}/S_{ref}) \cos \Lambda_{HL} \quad (\text{eq.5.27})$$

$$\Delta C_L = 1,914 * (6,73/9,75) * \cos(2,6^\circ)$$

$$\Delta C_L = 1,32$$

$$C_{L\_m\acute{a}x} \delta f = 30^\circ = 2,72$$

A Tabela 5.2 relembra os valores de  $C_{L\_m\acute{a}x}$  requeridos para velocidades baixas o que é especialmente importante para as fases de decolagem e pouso.

**Tab. 5.2:** Valores de  $C_L$  requeridos à baixas velocidades

$V$ [Kt]	$V$ [m/s]	$C_{L\_m\acute{a}x}$
30,0	15,43	3,088
35,0	18,01	2,269
40,0	20,58	1,737
45,0	23,15	1,372
50,0	25,72	1,112

#### 5.2.4 – Decolagem

A decolagem possui duas fases distintas: Fase terrestre (ou fase solo) e fase ar (ou aérea). A fase solo corresponde à corrida para a decolagem até o momento em que se tem razão de subida. Na fase solo existe um momento de transição que começa no momento em que a aeronave começa a levantar o nariz, chamado de rotação. A rotação ocorre a uma velocidade determinada,  $V_R$  (velocidade de rotação), e continua até o avião atingir um ângulo de ataque pré-determinado. Nesse momento, a aeronave tem velocidade vertical positiva, é o início da fase aérea. Esta fase vai até a aeronave atingir a altura de 15m (50 ft) e pode ser dividida em duas: *Transição* e *subida estabilizada*. A fase transiente corresponde à porção da subida inicial na qual a velocidade e a razão de subida estão se desenvolvendo. A subida se dá a partir do momento em que o avião atinge o seu regime de subida, o que implica em razão e velocidade de subida constantes.

Dividindo a fase solo em duas: corrida e rotação; e a fase aérea em transição e subida estabilizada, a distância total de decolagem fica conforme descrito na equação 5.28. A Figura 5.25 (RAYMER, 1992) ilustra o procedimento.

$$S_{TO} = [\text{distância de corrida } (S_G)] + [\text{Rotação}(S_R)] + [\text{Transição}(S_{TR})] + [\text{Subida}(S_C)] \quad (\text{eq.5.28})$$



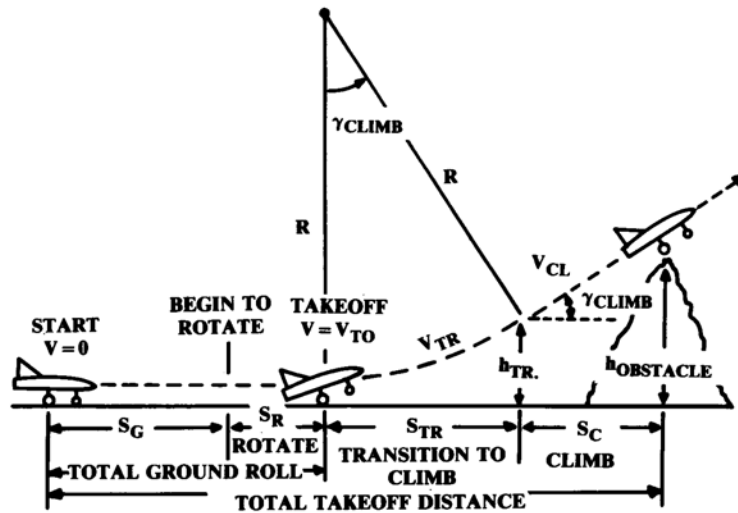


Fig. 5.25: Esquema gráfico das fases da decolagem (RAYMER, 1992)

A velocidade considerada segura para a decolagem é de pelo menos 10% acima da velocidade de stall na configuração seleccionada. As equações 5.29 e 5.30 computam essa margem na velocidade e no coeficiente de sustentação de decolagem respectivamente.

Velocidade de decolagem ( $V_{TO}$ ):

$$V_{TO} = 1,1 V_{s\_TO} \quad (\text{eq.5.29})$$

onde  $V_{s\_TO}$  é a velocidade de “stall” na configuração de decolagem.

Sendo assim, é possível escrever a relação entre os coeficiente de sustentação na decolagem ( $C_{L\_TO}$ ):

$$C_{L\_TO} = (C_{L_{\text{máx\_TO}}}) / 1,21 \quad (\text{eq.5.30})$$

onde o  $C_{L_{\text{máx\_TO}}}$  é o  $C_{L_{\text{máx}}}$  na configuração de decolagem.

Abaixo, a Figura 5.26 (GALLAGHER et al., 1992) mostra um esquema simplificado das forças que atuam na corrida para a decolagem. A equação 5.31 escreve a força de atrito em função das forças verticais e do coeficiente de atrito. A equação 5.32 é o balanço de forças na direção da decolagem.

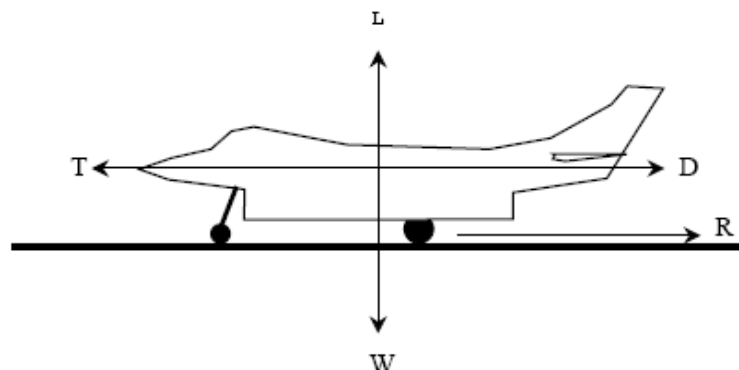


Fig. 5.26: Forças atuantes quando no solo

$$R = \mu (W-L) \quad (\text{eq.5.31})$$

onde  $\mu$  é o coeficiente de atrito na corrida para a decolagem.

Durante a corrida para a decolagem, o balanço de forças na direção da velocidade, fica:

$$T - D - [\mu (W-L)] = m a \quad (\text{eq.5.32})$$

Raymer (1992) apresenta a Tabela 5.2 com uma lista de valores de referência para o coeficiente  $\mu$ .

**Tab. 5.2:** Coeficientes de atrito ( $\mu$ ), apresentada por Raymer (1992)

Surface	$\mu$ -typical values	
	Rolling (brakes off)	Brakes on
Dry concrete/asphalt	0.03–0.05	0.3–0.5
Wet concrete/asphalt	0.05	0.15–0.3
Icy concrete/asphalt	0.02	0.06–0.10
Hard turf	0.05	0.4
Firm dirt	0.04	0.3
Soft turf	0.07	0.2
Wet grass	0.08	0.2

#### 5.2.4.1 – Cálculo para distância de decolagem

O coeficiente de sustentação no momento da decolagem (*Lift-off*) é calculado pela equação 5.30, transcrita abaixo:

$$C_{L_{TO}} = C_{L_{\text{máx}_{TO}}} / 1,21$$

Considerando  $C_{L_{\text{máx}_{TO}}} = 1,8$ , encontra-se;

$$V_{s_{TO}} = 20,25 \text{ m/s,}$$

$$C_{L_{TO}} = 1,49$$

e

$$V_{TO} = 22,26 \text{ m/s}$$

A solução de equação 5.31 para a aceleração, leva à equação 5.33, abaixo.

$$a = \frac{g}{W} [T - D - \mu(W - L)] = g \left[ \left( \frac{T}{W} - \mu \right) + \frac{\rho}{2W/S} (-C_{D_0} - KC_L^2 + \mu C_L) V^2 \right] \quad (\text{eq.5.33})$$

#### 5.2.4.1.1 – Fase terrestre ( $S_I$ )

A equação 5.34 contabiliza as distâncias da fase terrestre e as equações 5.35 e 5.36 são utilizadas para calcular cada etapa ( $S_G$  e  $S_R$ ) da fase terrestre individualmente.

$$S_I = S_G + S_R \quad (\text{eq.5.34})$$

**- Distância de corrida até a  $V_R$  ( $S_G$ ):**

$$S_G = \int_{v_i}^{v_f} \frac{V}{a} dV = \frac{1}{2} \int_{v_i}^{v_f} \frac{1}{a} d(V^2)$$

$$S_G = \frac{1}{2g} \int_{v_i}^{v_f} \frac{d(V^2)}{K_T + K_A V^2} = \left( \frac{1}{2gK_A} \right) \ln \left( \frac{K_T + K_A V_f^2}{K_T + K_A V_i^2} \right) \quad (\text{eq.5.35})$$

onde:

$$K_T = \left( \frac{T}{W} \right) - \mu \text{ e}$$

$$K_A = \frac{\rho}{2(W/S)} (\mu C_L - C_{D_0} - KC_L^2)$$

**Asfalto/Concreto seco:**

$$\begin{aligned} \mu &= 0,035 \\ K_T &= 0,46 \\ K_A &= -0,000107 \end{aligned}$$

**Grama molhada:**

$$\begin{aligned} \mu &= 0,08 \\ K_T &= 0,417 \\ K_A &= -0,000016 \end{aligned}$$

logo, calcula-se que

$$\begin{aligned} S_G &= 58\text{m}; \text{ para asfalto/concreto seco} \\ &\text{e} \\ S_G &= 61,2\text{m}; \text{ para grama molhada} \end{aligned}$$

**- Distância da rotação até “*lift off*” ( $S_R$ )**

Assumindo o tempo de rotação igual a 1s e desprezando a aceleração neste curto intervalo de tempo à velocidade  $V_{TO} = 22,26$  m/s, escreve-se a equação 5.36:

$$S_R = t_R V_{TO} \quad (\text{eq.5.36})$$

$$S_R = 1 * 22,26$$

$$S_R = 22,26 \text{ m}$$

Portanto, a distância da fase solo (ou terrestre) calculada é seguinte:

$$S_I = S_G + S_R$$

$$S_I = 80,26 \text{ m}; \text{ para asfalto/concreto seco}$$

e

$$S_I = 83,5 \text{ m}; \text{ para grama molhada}$$

### 5.2.4.1.2 – Fase aérea ( $S_2$ ):

A equação 5.37 contabiliza as distâncias da fase aérea.

$$S_2 = S_{TR} + S_C \quad (\text{eq.5.37})$$

onde  $S_{TR}$  é a distância percorrida durante a Transição e  $S_C$  é a distância percorrida durante a subida inicial.

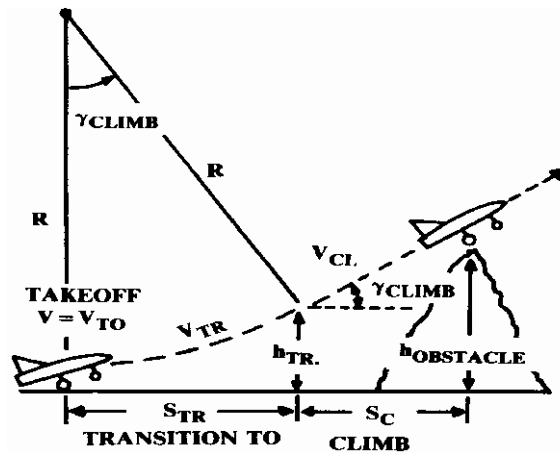


Fig. 5.27: Fase aérea da decolagem (RAYMER, 1992)

#### 5.2.4.1.2.1 – Transição

Durante a transição o avião acelera de  $V_{TO} = 1,1 V_{s\_TO}$  até  $1,2 V_{s\_TO}$ . Pode-se, então, escrever a equação 5.38.

$$V_{TR} = 1,15 V_{s\_TO} \quad (\text{eq.5.38})$$

$V_{TR} = 23,29 \text{ m/s}$
------------------------------

tal que  $V_{TR}$  é a velocidade durante a transição.

Pela equação 5.39 é possível calcular o raio de curvatura durante a transição conforme abaixo. Para isso, define-se o fator de carga  $n$  por  $n = L/W$  e considera-se que na condição de voo durante a Transição este seja, aproximadamente,  $n = 1,2$  (RAYMER, 1992).

$$n = \frac{L}{W} = \frac{(1/2)\rho S(0,9C_{L_{\text{máx}}})(1,15V_{\text{stall}})^2}{(1/2)\rho SC_{L_{\text{máx}}}V_{\text{stall}}^2} = 1,2$$

$$n = 1,0 + \frac{V_{TR}^2}{Rg} = 1,2$$

onde  $R$  é o raio de curvatura da trajetória de transição;

então,

$$R = \frac{V_{TR}^2}{g(n-1)} = \frac{V_{TR}^2}{0,2g} \cong 0,205V_{stall}^2 \quad (\text{eq. 5.39})$$

logo,

$$R = 209,22 \text{ m}$$

Através da geometria do problema, mostrada na Figura 5.27, calcula-se a altura percorrida durante a transição ( $h_{TR}$ ) pela equação 5.40.

$$\text{sen}\gamma_{Subida} = \left( \frac{T-D}{W} \right) \cong \left( \frac{T}{W} - \frac{1}{(L/D)} \right)$$

$$S_{TR} = R \cdot \text{sen}\gamma_{Subida} = R \left( \frac{T-D}{W} \right) \cong R \left( \frac{T}{W} - \frac{1}{(L/D)} \right)$$

$$h_{TR} = R(1 - \cos \gamma_{Subida}) \quad (\text{eq. 5.40})$$

$$S_{TR} = 209,22 * [(1908,7 - 285,86) / 4410]$$

$$\gamma = 19^\circ$$

logo,

$$S_{TR} = 77\text{m}$$

$$h_{TR} = 5,4\text{m}$$

Ao final da Transição, a velocidade de subida será

$$V_C = 24,30 \text{ m/s}$$

#### 5.2.4.1.2.2 – Subida

Também pela geometria do problema (Fig. 5.27), fica fácil escrever a equação 5.41, abaixo, que explicita a distância percorrida durante a subida inicial.

$$S_C = \frac{h_{obstacle} - h_{TR}}{\tan \gamma_{Subida}} \quad (\text{eq. 5.41})$$

$$h_{obstacle} = 50\text{ft} \sim 15\text{m}$$

$$S_C = 24,37\text{m}$$

Logo, a distância da fase aérea ( $S_2$ ) é

$$S_2 = 101,37\text{m}$$

### 5.2.4.1.3 – Distância total

Agora, é possível contabilizar todas as etapas da distância de decolagem. A equação 5.42 expressa o cálculo da distância total de decolagem considerando a presença de um obstáculo com altura de 50ft (~15m) na direção da mesma..

$$S_{TO} = [\text{distância de corrida } (S_G)] + [\text{Rotação}(S_R)] + [\text{Transição}(S_{TR})] + [\text{Subida}(S_C)] \quad (\text{eq. 5.42})$$

$$S_{TO} = S_1 + S_2$$

Asfalto ou concreto seco:

$S_{TO} = 181,6 \text{ m}$
----------------------------

Gramma molhada:

$S_{TO} = 184,87 \text{ m}$
-----------------------------

### 5.2.4.2 – Método estatístico para distância de decolagem

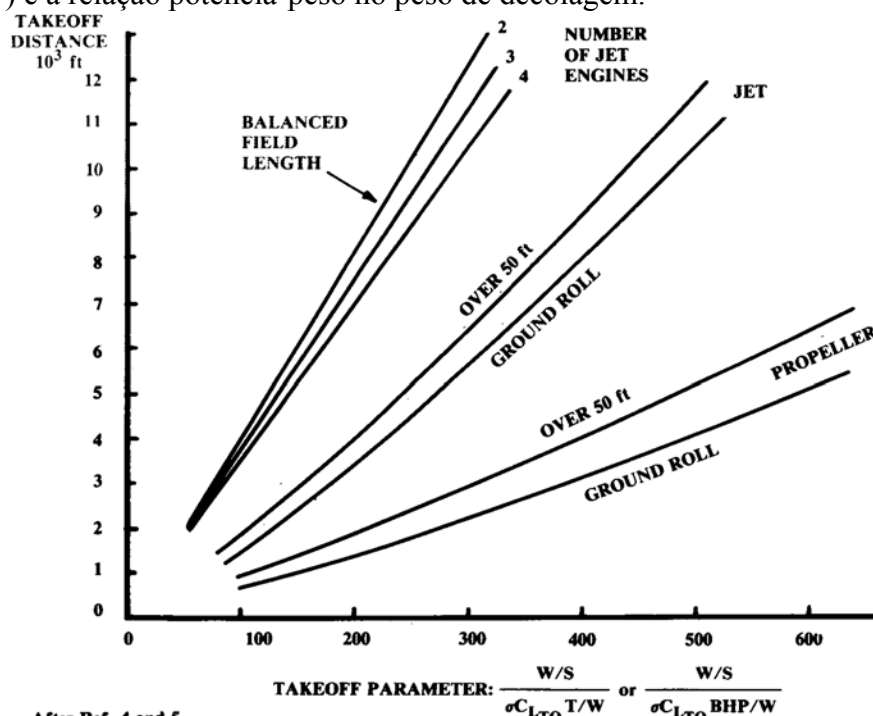
Raymer (1992) apresenta a Figura 5.31, abaixo, baseada em dados estatísticos para que se possa estimar a distância de decolagem com base no Parâmetro de decolagem (TOP), conforme a equação 4.43 abaixo.

- Parâmetro de decolagem (*Take-Off Parameter* –TOP):

$$TOP = [W/S] / [\sigma C_{L\_TO} (BHP/W)] \quad (\text{eq. 4.43})$$

onde:

- $\sigma$  é a razão entre a massa específica atmosférica local e a massa específica ao nível do mar ( $\sigma = \rho / \rho_0$ ) e
- $(BHP/W)$  é a relação potência-peso no peso de decolagem.



After Ref. 4 and 5

Fig. 5.31: Gráfico para estimativa de distância de decolagem (RAYMER, 1992)

$$TOP = 62.9$$

$$S_{TO} = 550\text{ft} = 167,64 \text{ m}$$

O valor encontrado aqui é cerca de 90% do valor encontrado anteriormente na seção 5.2.4, ou seja, são suficientemente próximos para que sejam considerados coerentes.

$$(167,64)/(181,6) = 0,923 \text{ (92,3\%)}$$

### 5.2.5 – Pouso

O procedimento de pouso é muito parecido com a decolagem no que diz respeito às suas fases. Assim como a decolagem é composto por uma fase aérea, durante a aproximação final, e uma no solo após o toque. As etapas dessas fases são contabilizadas pelas equações 5.44 e 5.45. A Figura 5.28 abaixo (RAYMER, 1992) apresenta o procedimento de pouso dividido em suas fases e os principais parâmetros de voo em destaque.

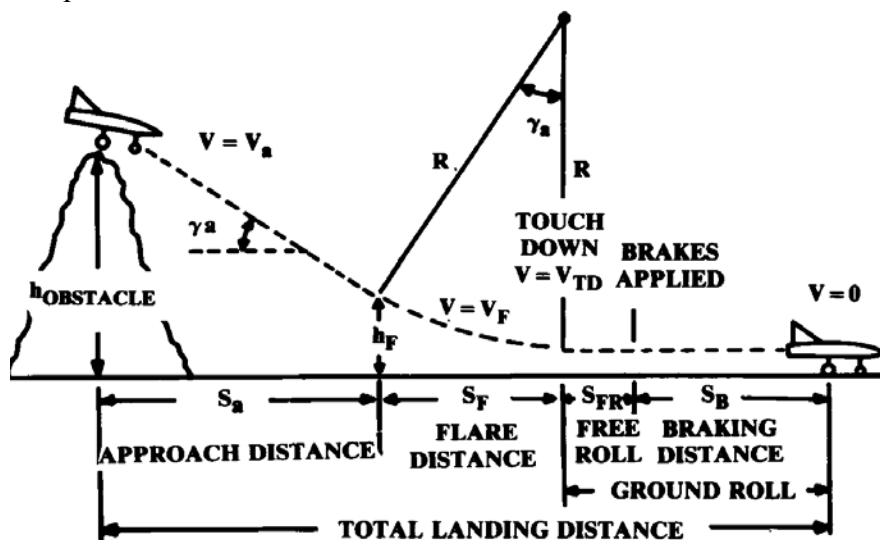


Fig. 5.28: Esquema gráfico das fases de pouso (RAYMER, 1992)

Fase aérea:

$$\text{Fase aérea } (S_3) = [\text{Aproximação final } (S_a)] + [\text{Arredondamento - flare } (S_f)]$$

$$S_3 = S_a + S_f \quad (\text{eq. 5.44})$$

Fase terrestre:

$$\text{Fase terrestre } (S_4) = [\text{corrida livre } (S_{FR})] + [\text{distância de frenagem } (S_B)]$$

$$S_4 = S_{FR} + S_B \quad (\text{eq. 5.45})$$

### 5.2.5.1 – Arredondamento (*flare*)

O arredondamento (ou *flare*) é o procedimento no qual a razão de descida na aproximação é reduzida (para que o toque na pista seja mais suave) por ação do piloto de levantar o nariz induzindo o aumento do ângulo de ataque. É, idealmente, feito sem o uso do motor ( $T \sim 0$ ) causando perda de velocidade.

$$C_{L_{\text{máx\_pouso}}} = 2,7$$

$$V_{s\_LD} = 16,5 \text{ m/s} = 32 \text{ kt}$$

tal que  $V_{s\_LD}$  é a velocidade “*stall*” na configuração de pouso.

$$C_{D_{ap}} = \sim 0,45$$

Do balanço de forças no planeio e da geometria apresentada na Fig. 5.28, escreve-se:

$$W \text{sen} \gamma = T - D; \quad \text{tal que } T \sim 0$$

$$\text{sen} \gamma = D/W$$

$$\gamma = \text{sen}^{-1}(D/W)$$

onde  $\gamma$  é o ângulo de descida.

Então,

$$\gamma = 16,4^\circ$$

Definindo-se uma margem de 23%, a velocidade no “*flare*” ( $V_f$ ) fica:

$$V_f = 1,23 V_{s\_LD}$$

Sendo assim, calcula-se:

$$V_f = 20,3 \text{ m/s} = 39,5 \text{ kt}$$

Pode-se então encontrar o raio de curvatura ( $R$ ) durante o “*flare*”.

$$R = V_f^2 / 0,2g$$

$$R = 210,25 \text{ m}$$

Com a equação 5.46, deduzida pela geometria do problema, e com os parâmetros calculados acima a distância  $S_f$ , relativa ao “*flare*” pode ser calculada tal que:

$$S_f = R \text{sen} \gamma \quad (\text{eq. 5.46})$$

$$S_f = 59,36 \text{ m}$$

E ainda:

$$h_f = R (1 - \text{cos} \gamma)$$



onde  $h_f$  é a altura em relação ao solo na qual inicia-se o Arredondamento;

logo,

$$h_f = 8,55\text{m}$$

### 5.2.5.2 – Aproximação

A velocidade de aproximação ( $V_{ap}$ ) deve ser de 10% a 30% da velocidade de *stall* (RAYMER, 1992) na configuração de pouso ( $V_{s\_LD}$ ). Utilizando a margem de 30%, temos a equação 5.47:

$$V_{ap} = 1,3V_{s\_LD} \quad (\text{eq. 5.47})$$

Então,

$$C_{L\_ap} = (C_{L\text{máx\_pouso}}) / 1,69$$

$$C_{L\text{máx\_pouso}} = 2,7$$

Logo:

$$C_{L\_ap} = 1,6$$

$$V_{s\_LD} = 16,5 \text{ m/s} = 32 \text{ kt}$$

$$V_{ap} = 21,05 \text{ m/s} = 41 \text{ kt}$$

Assim é possível calcular a distância  $S_a$  pela equação 5.48.

$$h_{\text{obstáculo}} = 50\text{ft} \sim 15\text{m}$$

$$S_{ap} = (h_{\text{obstáculo}} - h_f) / \text{Tg}(\gamma) \quad (\text{eq. 5.48})$$

$$S_{ap} = 21,9\text{m}$$

Logo, a distância percorrida na fase aérea do pouso é

$$S_3 = S_a + S_f$$

$$S_3 = 81,28 \text{ m}$$

### 5.2.5.3 – Corrida livre (*free roll*)

Definem-se os parâmetros abaixo para o cálculo da distância de corrida livre, na qual a velocidade é considerada constante.

Velocidade de toque –  $V_{TD}$ :

$$V_{TD} = 1,15 V_{s\_LD}$$

$$V_{TD} = 18,98 \text{ m/s} = 36,9 \text{ kt}$$

Considera-se  $V_{TD}$  aproximadamente constante até o início da frenagem.

Tempo de corrida livre estimado ( $t_{FR}$ ):

$$t_{FR} = 2 \text{ s}$$

Calcula-se a distância de Corrida Livre ( $S_{FR}$ ) pela simples multiplicação do intervalo de tempo pela velocidade.

Logo,

$$S_{FR} = 37,96\text{m}$$

#### 5.2.5.4 – Percurso de frenagem (*Braking distance* – $S_B$ )

Aplicando a (eq.5.35) para as condições de pouso, pode-se escrever a equação 5.49. A Tabela 5.3 lista os coeficientes de atrito de referência durante a frenagem.

$$S_B = [1 / (2g K_A)] \{ \ln[(K_T + K_A V_f^2) / (K_T + K_A V_i^2)] \} \quad (\text{eq. 5.49})$$

onde:

$$K_T = \left( \frac{T}{W} \right) - \mu$$

$$K_A = \frac{\rho}{2(W/S)} (\mu C_L - C_{D_0} - K C_L^2)$$

E ainda,

- $V_f = 0$ ;
- $V_i = V_{TD} = 18,98 \text{ m/s}$ ;
- $g = 9,8 \text{ m/s}^2$ ;
- $T \sim 0 \text{ N}$ .

**Tab. 5.3:** Coeficientes de atrito ( $\mu$ ) típicos durante a frenagem (RAYMER,1992):

Surface	Brakes on
Dry concrete/asphalt	0.3-0.5
Wet concrete/asphalt	0.15-0.3
Icy concrete/asphalt	0.06-0.10
Hard turf	0.4
Firm dirt	0.3
Soft turf	0.2
Wet grass	0.2

Da Tabela 5.3, para Asfalto ou concreto seco, define-se:

$$\mu = 0,35$$

Logo,

$$K_A = 0,0009$$

$$K_T = -0,35$$

$$S_B = 147,8 \text{ m}$$

Da Tabela 5.3, para grama molhada, define-se:

$$\mu = 0,2$$

Logo,

$$K_A = 0,00021$$

$$K_T = -0,2$$

$$S_B = 115,5 \text{ m}$$

Assim, o percurso da fase terrestre ( $S_4$ ) calculado é

$$S_4 = 186 \text{ m}$$

### 5.2.5.5 – Distância total de Pouso ( $S_{LDG}$ )

Sendo assim, a distância total de pouso ( $S_{LDG}$ ) pode ser calculada pela soma das distâncias das fases aérea e terrestre durante o pouso, tal que

$$S_{LDG} = S_3 + S_4$$

Logo:

$$S_{LDG} = 267 \text{ m}$$

### 5.2.6 – Vôo ascendente

A Figura 5.29 abaixo (RAYMER, 1992) ilustra as forças que atuam em vôo ascendente assim como seus eixos de atuação, principais eixos de referência da aeronave e principais ângulos.

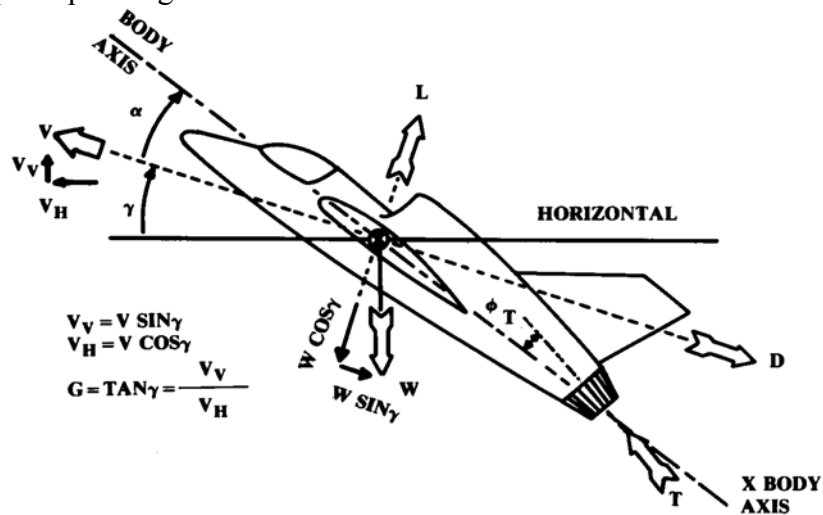


Fig. 5.29 Diagrama de vôo ascendente (RAYMER, 1992)

Fazendo o balanço de forças e considerando  $\phi \approx 0$ , escreve-se as equações 5.50 e 5.51.

$$T = D + W \sin \gamma \quad (\text{eq. 5.50})$$

$$L = W \cos \gamma \quad (\text{eq. 5.51})$$

### 5.2.6.1 –Razão de subida ( $V_v$ )

Pela equação 5.52 define-se a velocidade vertical, à qual refere-se usualmente como razão de subida.

$$V_v = V \sin \gamma = V \left( \frac{T - D}{W} \right) \cong V \left( \frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right) \quad (\text{eq. 5.52})$$

Lembrando que:

$$P_{req} = DV$$

e

$$P_{Disp} = TV = \eta_p P_{hp}$$

Então,

$$V(T - D) = P_{Disp} - P_{Req}$$

Logo, é possível escrever a razão de subida em função das potências requerida e disponível conforme a equação 5.53. O resultado é mostrado na Figura 5.30 para duas altitudes.

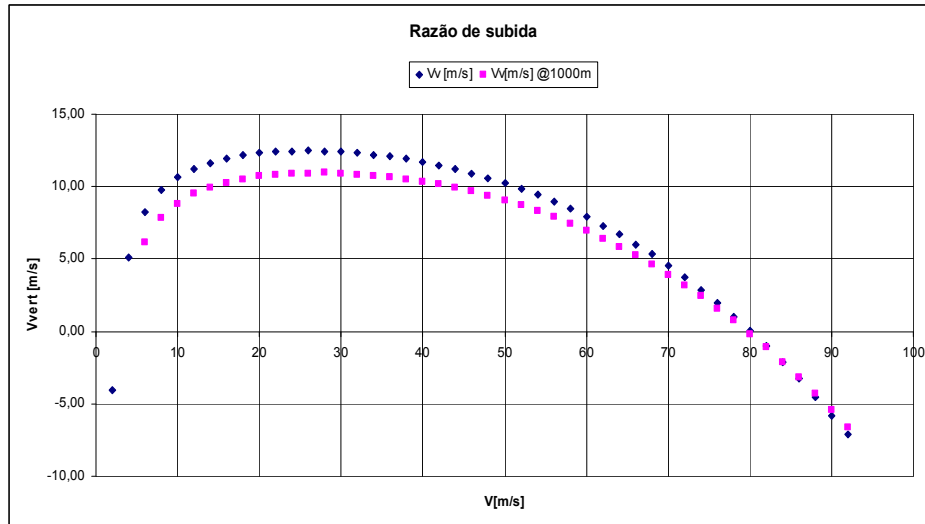
$$V_v = (P_{Disp} - P_{Req}) / W \quad (\text{eq. 5.53})$$

#### Observação:

O problema deste calculo é que este considera a estimativa parabólica da polar de arrasto e esta não contabiliza o grande aumento de arrasto a baixas velocidades. Isto costuma apontar os resultados de razões de subida para valores de velocidades muito baixos, às vezes até mesmo abaixo da velocidade de *stall* (RAYMER, 1992).

Além disso, a equação que explicita a tração da hélice sendo proporcional ao inverso da velocidade (eq.5.13) acaba por implicar que a tração cresça infinitamente com o decréscimo da velocidade, o que é absurdo.

Na falta de dados experimentais da aeronave ou de resultados obtidos de uma ferramenta CFD adequada, uma tentativa de compensação dos resultados será feita baseada em dados de aeronaves com real semelhança em geometria, relação potência-peso e faixa de desempenho à aeronave aqui proposta.”



**Fig. 5.30: Razão de subida**

### 5.2.6.1.1 – Melhor razão de subida

O ponto máximo da curva acima indica a melhor razão de subida calculada. Ao nível do mar (na atmosfera padrão), encontra-se:

#### Valores calculados:

Velocidade para melhor razão de subida ( $V_Y$ ):

$$V_Y = 26\text{m/s} = 50,5 \text{ kt}$$

Melhor razão de subida ( $V_{V\_m\acute{a}x}$ ):

$$V_{V\_m\acute{a}x} = 12,48 \text{ m/s} = 2457 \text{ ft/min}$$

#### Valores considerados:

$$V_Y = 42\text{m/s} = 81,6 \text{ kt}$$

e

$$V_{V\_m\acute{a}x} = 11,49 \text{ m/s} = 2261 \text{ ft/min}$$

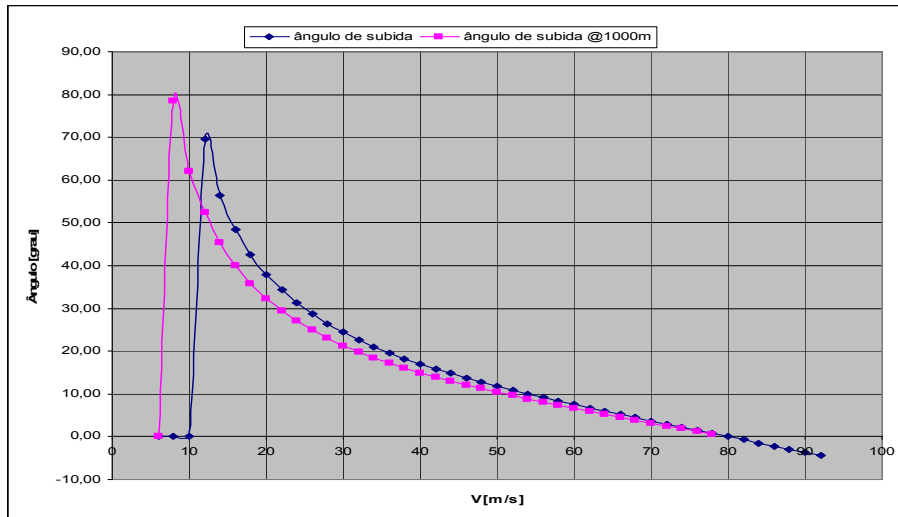
### 5.2.6.2 – Ângulo de subida ( $\gamma$ )

A equação 5.54 apresenta o cálculo do ângulo de subida.

$$\gamma = \text{sen}^{-1}\left(\frac{T-D}{W}\right) = \text{sen}^{-1}\left(\frac{T}{W} - \frac{\cos \gamma}{L/D}\right) \cong \text{sen}^{-1}\left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D}\right) \quad (\text{eq. 5.54})$$

### 5.2.6.2.1 –Melhor ângulo de subida

No gráfico anterior, é o ângulo para o qual a razão  $V_V / V$  é máxima. O gráfico da Figura 5.31, abaixo, mostra claramente o desvio da realidade que o cálculo baseado em dados estimativos impôs aos resultados. Neste caso, os maiores ângulos de subida são extremamente altos, além de estarem abaixo da velocidade de “stall”.



**Fig. 5.31:** ângulo de subida

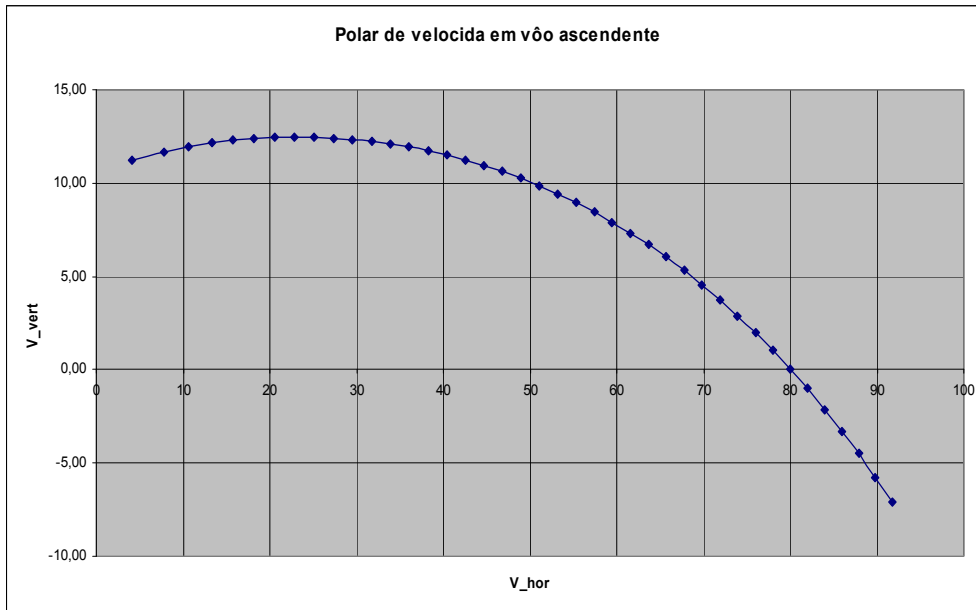
Segundo sugere Raymer (1992), a velocidade para melhor ângulo de subida costuma estar entre 85% e 90% da velocidade de melhor razão de subida ( $V_Y$ ). Será considerada então a velocidade de melhor ângulo de subida o valor encontrado pela equação 5.55 abaixo.

$$V_X = 0,87 V_Y \quad (\text{eq. 5.55})$$

Então, será considerado o melhor ângulo de subida o valor do gráfico acima para a velocidade calculada pela equação 5.55.

$V_X = 36,5 \text{ m/s} = 71\text{kt}$ <p style="text-align: center;">e</p> $\gamma_{\text{máx}} = 0,34 \text{ rad} = 19,6^\circ$
---

A Figura 5.32 mostra a polar de velocidades para vôo ascendente, ou seja, o gráfico entre a velocidade vertical e horizontal.



**Fig. 5.32:** Polar de velocidade em vôo ascendente ( $V_V \times V_H$ )

### 5.2.6.3 – Altitudes operacionais

As altitudes operacionais são altitudes-chave de uma aeronave que delimitam seu envelope de vôo ou a classifica em termos de desempenho. A partir das definições abaixo, verifica-se pelas de potência requerida e disponível qual a massa específica do ar correspondente a cada razão de subida máxima e, então, qual a altitude (ISA) relativa a este valor de massa específica. Os valores encontrados são listados abaixo.

Teto de cruzeiro ( $h_{CR}$ ):

- Altitude alcançada quando a razão de subida reduz-se a 300 ft/min (~1,5 m/s)

$$\rho = 0,46 \text{ Kg/m}^3; \quad h_{CR} = 9126\text{m}$$

Teto operacional ( $h_{OPR}$ ):

- Altitude alcançada quando a razão de subida reduz-se a 100 ft/min (~0,5 m/s);

$$\rho = 0,40 \text{ Kg/m}^3; \quad h_{OPR} = 10268\text{m}$$

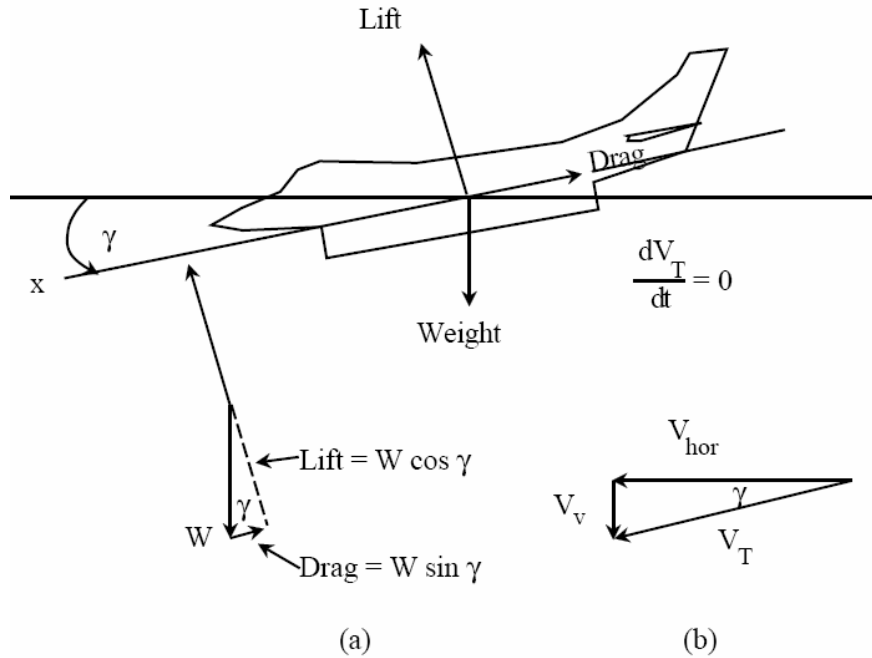
Teto absoluto ( $h_{ABS}$ ):

- Altitude alcançada quando a razão de subida reduz-se a zero.

$$\rho = 0,37 \text{ Kg/m}^3; \quad h_{ABS} = 10889\text{m}$$

### 5.2.7 – Vôo descendente

A Figura 5.33 abaixo (GALLAGHER et al., 1992) ilustra as forças atuantes no vôo planado. A equação 5.56 define o ângulo de descida e a 5.57 relaciona o ângulo de descida com a razão ( $L/D$ ). Observa-se que em vôo planado, a tração é nula ( $T = 0$ ).



FORCES IN A STEADY GLIDE

**Fig. 5.33:** Diagrama de forças em vôo planado (GALLAGHER et al., 1992)

$$D = W \operatorname{sen} \gamma$$

$$L = W \operatorname{cos} \gamma$$

$$\gamma = \operatorname{sen}^{-1} (D/W) \quad (\text{eq. 5.56})$$

$$\frac{L}{D} = \frac{W \operatorname{cos} \gamma}{W \operatorname{sen} \gamma} = \frac{1}{\operatorname{Tg}(\gamma)} \cong \frac{1}{\gamma} \quad (\text{eq. 5.57})$$

As equações 5.58 e 5.60 abaixo são as mesmas para mínimo arrasto (ou tração):

$$V_{\text{Máx\_L/D}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}} \quad (\text{eq. 5.58})$$

$$C_{L_{\text{Máx\_L/D}}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \quad (\text{eq. 5.59})$$



$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D_0}K}} = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{\pi e(AR)}{C_{D_0}}} \quad (\text{eq. 5.60})$$

### 5.2.7.1 – Cálculo dos parâmetros de vôo em planeio

Da (eq.5.60), calcula-se:

$$(L/D)_{\text{máx}} = (1/2)[\pi 7,5*0,83/0,02]$$

$(L/D)_{\text{máx}} = 15,6$
-----------------------------

Da (eq.5.58) calcula-se:

$V_{\text{máx } L/D} = 34,2 \text{ m/s} = 66,5 \text{ kt}$
--

onde  $V_{\text{máx } L/D}$  é a velocidade de melhor planeio. Lembrando que a velocidade de melhor planeio é aquela na qual o alcance é máximo, ou seja,  $L/D$  é máximo.

### 5.2.7.2 – Razão de descida ( $V_V$ )

Com ângulo de descida de melhor planeio, calculado abaixo, seguem-se os passos da equação 5.61 a 5.63 para o cálculo da razão de descida ( $V_V$ ).

Ângulo de descida para  $V_{\text{máx } L/D}$ :

$$\gamma = \text{sen}^{-1}(D/W);$$

$$D = f(V)$$

$\gamma = 13,7^\circ$
-----------------------

$$V_V = V \text{sen} \gamma = \text{sen} \gamma \sqrt{\left(\frac{W}{s}\right) \frac{2 \cos \gamma}{\rho C_L}} \quad (\text{eq. 5.61})$$

$$\text{sen} \gamma = \frac{D}{L} \cos \gamma = \frac{C_D}{C_L} \cos \gamma \quad (\text{eq. 5.62})$$

$$V_V = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2 \cos^3 \gamma C_D^2}{\rho C_L^3}} \cong \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho (C_L^3 / C_D^2)}} \quad (\text{eq. 5.63})$$

Os valores críticos mencionados acima podem ser apontados ou encontrados na curva polar de velocidade (hodógrafo), ou seja, o gráfico ( $V_H \times V_V$ ) conforme ilustra a Figura abaixo apresentada por Raymer(1992):

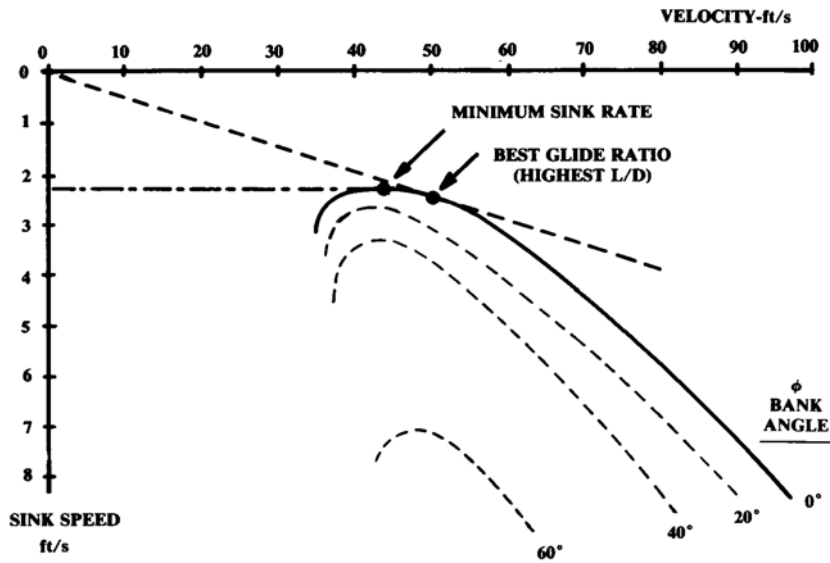


Fig. 5.34: Polar de velocidade em vôo planado ( $V_V \times V_H$ ) (RAYMER, 1992).

Na Figura 5.35, abaixo, é plotada o gráfico ( $V_V \times V_H$ ) em vôo planado.

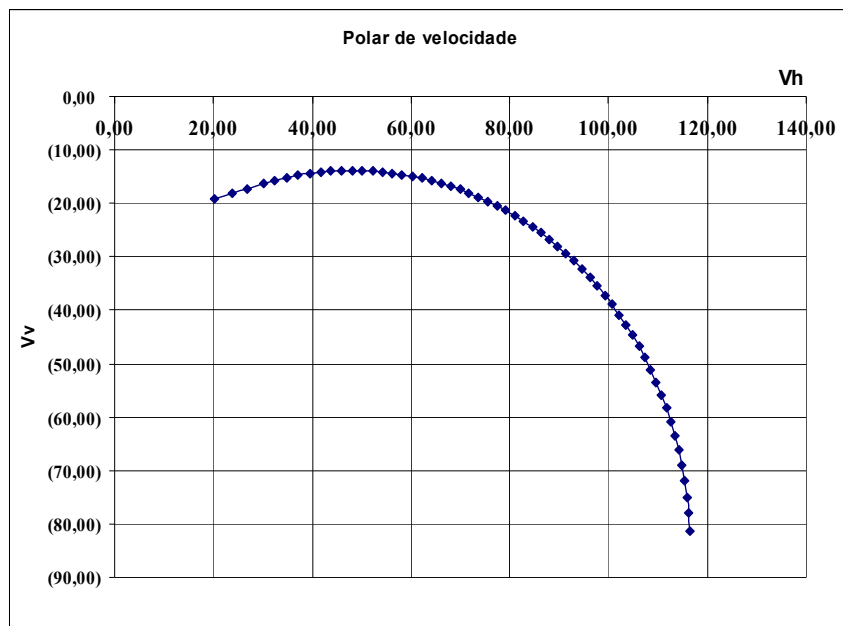
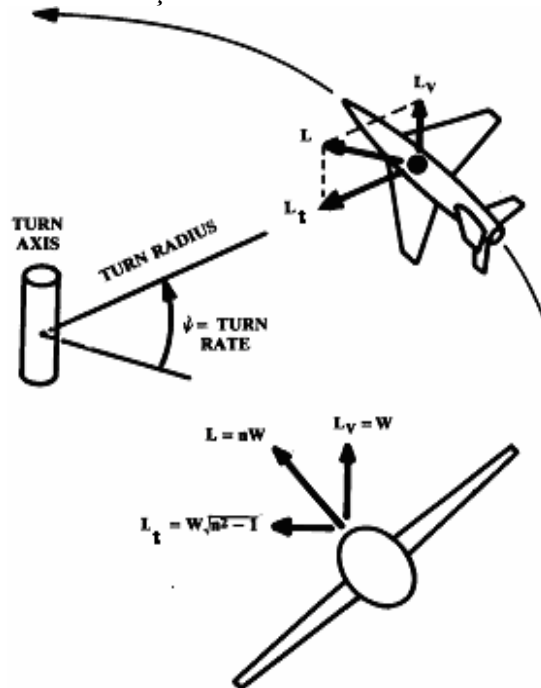


Fig. 5.35: Polar de velocidade em vôo planado ( $V_V \times V_H$ ) em unidades SI

### 5.2.8 – Desempenho em curvas niveladas

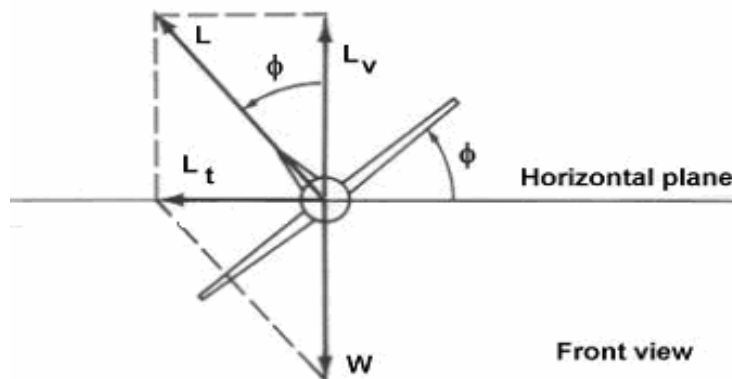
A Figura 5.36 abaixo ilustra as forças atuantes em curvas sustentadas



**Fig. 5.36:** Vôo em curva (RAYMER, 1992)

A equação 5.64 define o Fator de carga ( $n$ ). A Figura 5.37 mostra a vista frontal de um avião em curva.

$$n = L/W \quad (\text{eq. 5.64})$$



**Fig. 5.37:** Diagrama de forças de vôo em curva nivelada (RAYMER, 1992).

Da Figura acima, escrevemos as equações de 5.65 a 5.67.

$$L_v = W = L \cos \phi \quad (\text{eq. 5.65})$$

$$n = \frac{1}{\cos \phi} \quad (\text{eq. 5.66})$$

$$L_t = W \sqrt{n^2 - 1} \quad (\text{eq. 5.67})$$

### 5.2.8.1 – Razão (ou taxa) de curva ( $\dot{\psi}$ )

- É a taxa temporal da mudança de direção do vetor velocidade no plano horizontal conforme explicita as equações 5.68 e 5.69.

$$d\psi/dt = \dot{\psi} = (g \operatorname{Tg}\Phi) / V \quad (\text{eq. 5.68})$$

$$\dot{\psi} = \frac{W\sqrt{n^2-1}}{(W/g)V} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V} \quad (\text{eq. 5.69})$$

onde  $\Phi$  é o ângulo inclinação das asas.

#### 5.2.8.1.1 – Curva sustentada

A curva sustentada consiste na curva na qual além de não haver perda de altura, não há perda de velocidade com o aumento do ângulo de ataque. Sendo assim, para cada regime de potência existe um fator de carga ( $n$ ) limite que se pode impor sem que haja perda de velocidade. Na potência máxima, existirá um fator de carga máximo correspondente e uma razão de curva máxima sustentada. Impondo a condição de tração igual ao arrasto numa curva, leva a equação 5.70 abaixo.

$$n = (T/W)(L/D) \quad (\text{eq. 5.70})$$

onde  $n$  é o fator de carga máximo em curva sustentada.

Escrevendo em termos de coeficientes aerodinâmicos básicos, leva à equação 5.71:

$$C_L = nW/qS$$

$$n = \sqrt{\frac{q}{K(W/S)} \left( \frac{T}{W} - \frac{qC_{D_0}}{W/S} \right)} \quad (\text{eq. 5.71})$$

ou

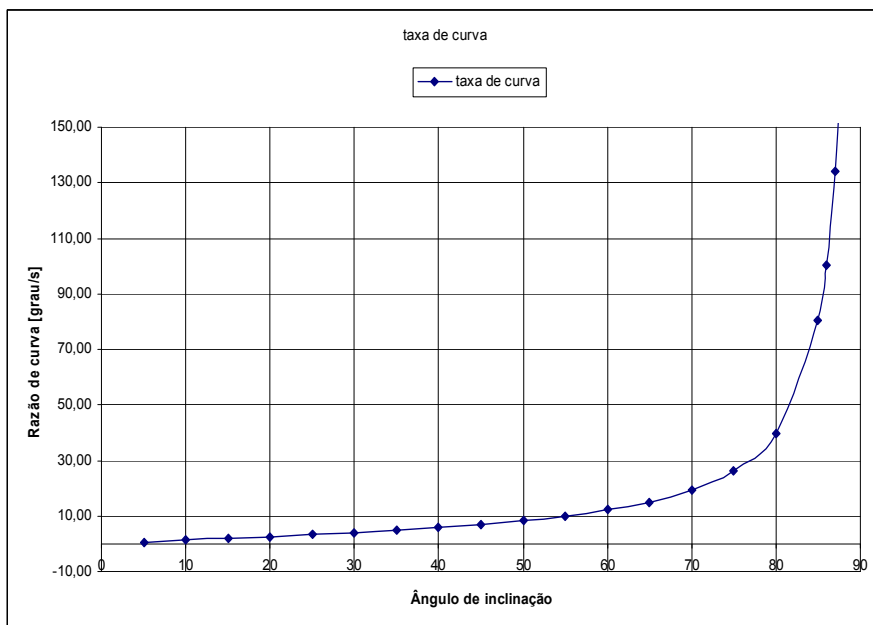
$$L = nW = qS \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \quad (\text{eq. 5.72})$$

Pelas equações 5.68 ou 5.69, é possível calcular os dados da Tabela abaixo.

**Tab. 5.4:** Taxa de curva à velocidade constante

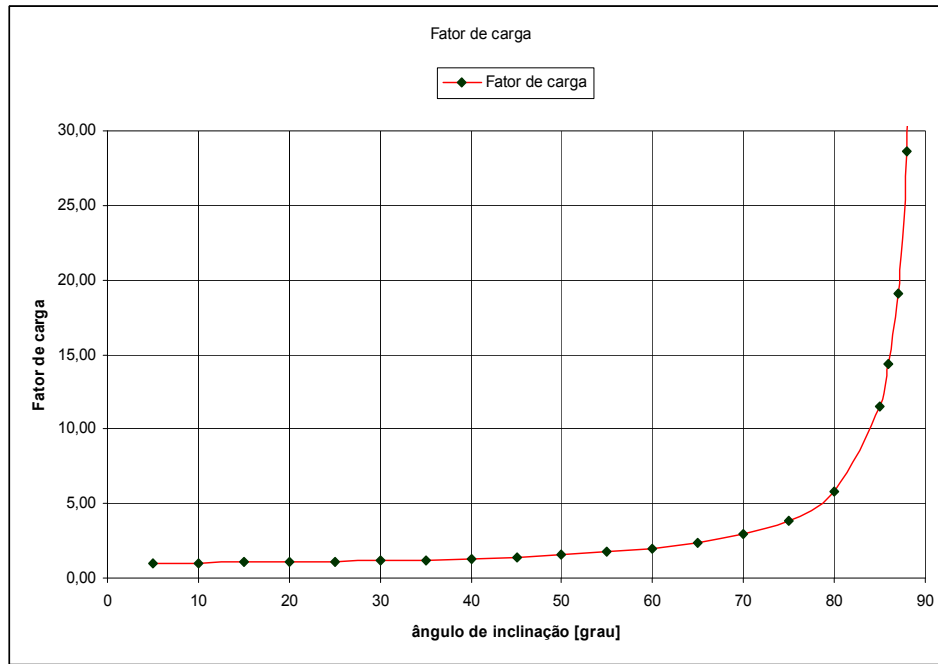
V[m/s]	$\Phi$ [°]	$\Phi$ [rad]	$d\psi/dt$ [rad/s]	$d\psi/dt$ [grau/s]		n
80	5	0,087266	0,011	0,61		1,00
80	10	0,174533	0,022	1,24		1,02
80	15	0,261799	0,033	1,88		1,04
80	20	0,349066	0,045	2,55		1,06
80	25	0,436332	0,057	3,27		1,10
80	30	0,523599	0,071	4,05		1,15
80	35	0,610865	0,086	4,91		1,22
80	40	0,698132	0,103	5,89		1,31
80	45	0,785398	0,123	7,02		1,41
80	50	0,872665	0,146	8,36		1,56
80	55	0,959931	0,175	10,02		1,74
80	60	1,047198	0,212	12,16		2,00
80	65	1,134464	0,263	15,05		2,37
80	70	1,22173	0,337	19,28		2,92
80	75	1,308997	0,457	26,19		3,86
80	80	1,396263	0,695	39,81		5,76
80	85	1,48353	1,400	80,22		11,47

A plotagem dos dados da Tabela acima leva à Figura 5.38, abaixo:



**Fig. 5.38:** Taxa de curva à velocidade constante

A Figura 5.39 mostra o crescimento fator de carga ( $n$ ) requerido para manter a curva sustentada. Tal Figura é plotada com o uso da equação 5.66 oriunda do simples balanço de forças para curvas niveladas. A possibilidade ou não de sustentar a curva em altos fatores de carga varia em função das limitações aerodinâmicas, relação entre potências requerida e disponível nestas condições e limitações estruturais.



**Fig. 5.39:** Fator de carga em função da inclinação lateral

Pelos mesmos princípios da Tabela 5.4 escreve-se a Tabela 5.5 como exemplo de variação da taxa de curva para um ângulo de inclinação escolhido e várias velocidades.

**Tab. 5.5:** Taxa de curva à inclinação ( $\Phi$ ) constante:

V[m/s]	$\Phi$ [°]	$\Phi$ [rad]	$d\psi/dt$ [rad/s]	$d\psi/dt$ [grau/s]		n
35	30	0,523599	0,162	9,26		1,15
40	30	0,523599	0,141	8,10		1,15
45	30	0,523599	0,126	7,20		1,15
50	30	0,523599	0,113	6,48		1,15
55	30	0,523599	0,103	5,89		1,15
60	30	0,523599	0,094	5,40		1,15
65	30	0,523599	0,087	4,99		1,15
70	30	0,523599	0,081	4,63		1,15
75	30	0,523599	0,075	4,32		1,15
80	30	0,523599	0,071	4,05		1,15
85	30	0,523599	0,067	3,81		1,15

A Figura 5.40, a seguir, é o resultado do gráfico obtido com os dados da Tabela 5.5:

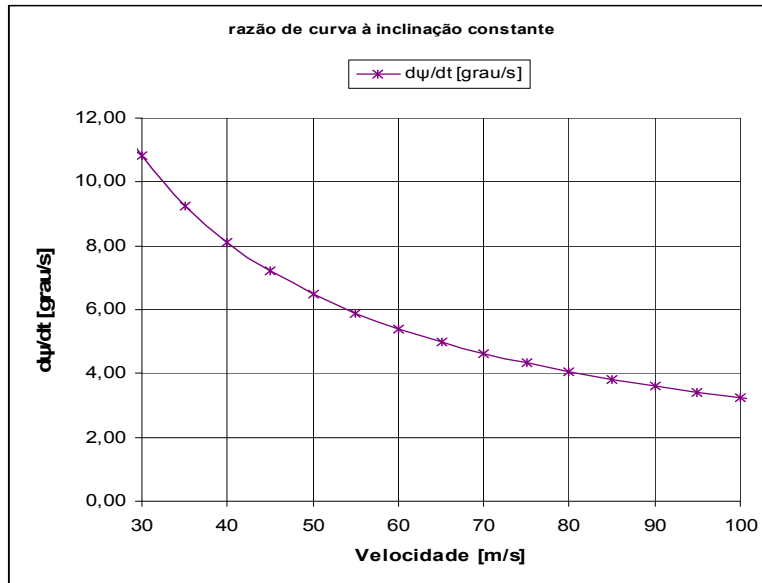


Fig. 5.40: Taxa de curva à velocidade constante

### 5.2.8.1.2 – Razão de curva Instantânea

Se for permitido a perda de velocidade enquanto o aumento da razão de curva é forçado com o aumento do fator de carga, então a máxima razão de curva é aquela limitada pelos limites estrutural e de “stall” conforme ilustra a Figura 5.41 (RAYMER, 1992) no ponto indicado como “Corner Speed”.

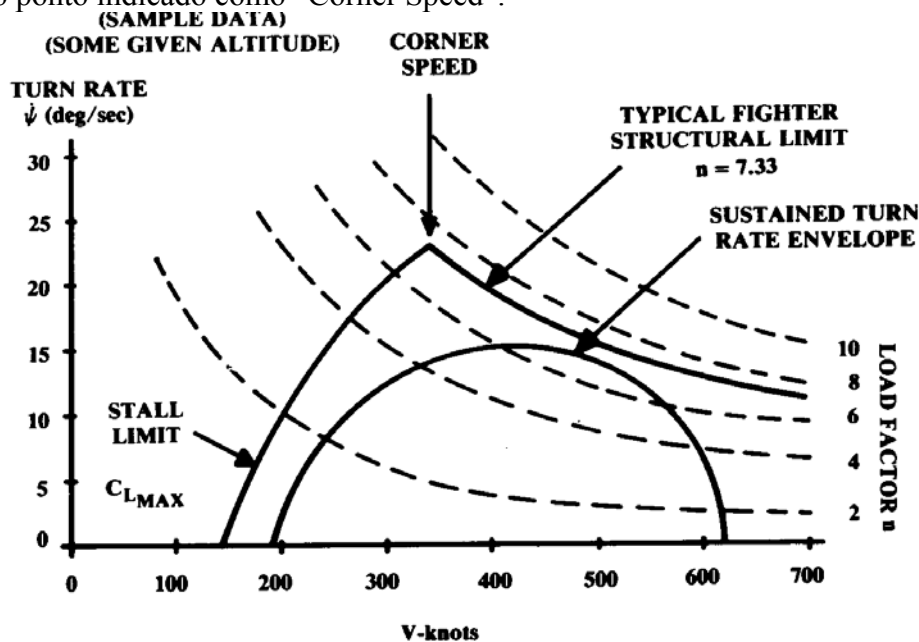


Fig. 5.41: Desempenho em curva (RAYMER, 1992)

Então a máxima razão instantânea de curva para o avião aqui proposto ocorre a aproximadamente 73,4m/s (~142,7kt) com um fator de carga de 10G, conforme verificado no gráfico da Figura 5.42, abaixo.

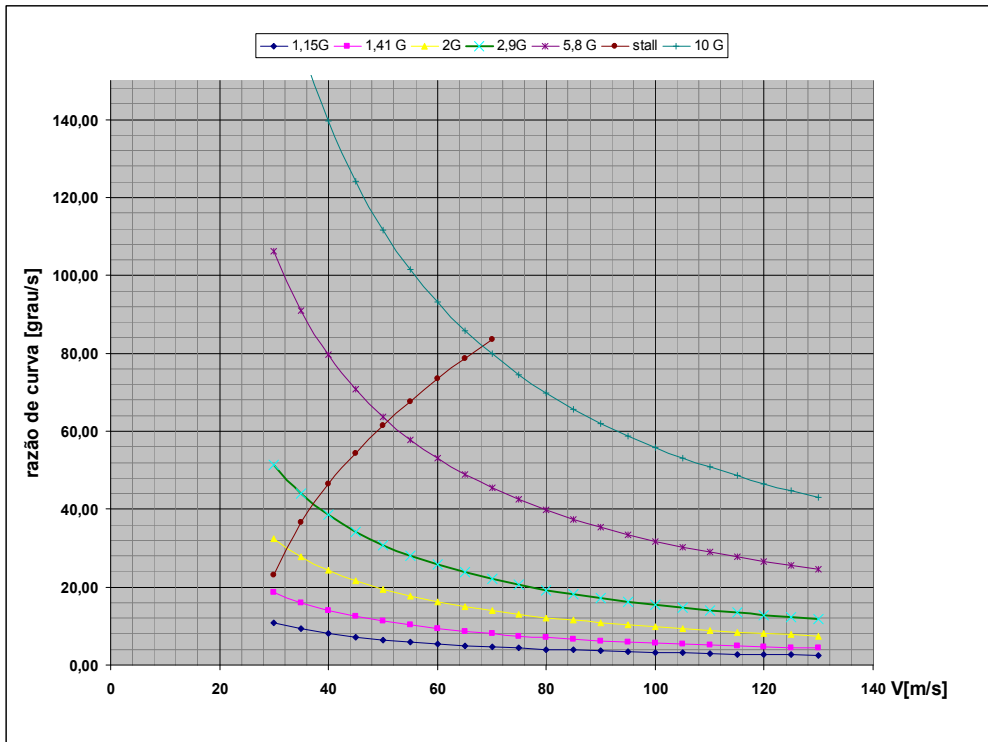


Fig. 5.42: Desempenho calculado em curva

### 5.2.9 – Envelope de Vôo

O gráfico do Envelope Operacional (ou de Vôo) da aeronave é obtido simplesmente plotando a curva de excesso de potência nula para várias altitudes, a curva de *stall* para várias altitudes e o teto absoluto. O resultado é mostrado na Figura 5.43, abaixo. Escreve-se o excesso de potência ( $P_{ex}$ ) na equação 5.73:

$$P_{ex} = P_{req.} - P_{disp} = V(T-D) \quad (\text{eq. 5.73})$$

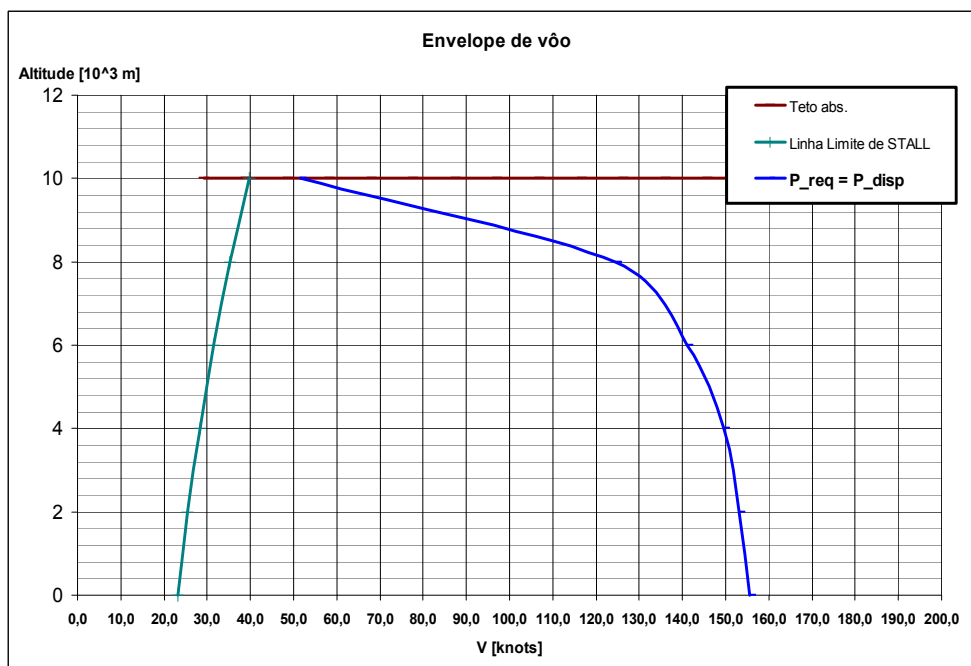


Fig. 5.43: Envelope de vôo



### 5.2.10 – Considerações sobre o cálculo de desempenho

Conforme previamente comentado alguns dos valores calculados não levam em conta os efeitos viscosos a baixas velocidades. Entre eles destacam-se as razões máximas de subida, o maiores ângulos de subida e a maior altitude alcançada (teto absoluto). Para os dois primeiros valores foi feita uma compensação que trazem os resultados para valores mais prováveis.

Quanto ao teto absoluto, uma valor mais provável estaria por volta de 8000m (Atmosfera padrão), enquanto o valor encontrado foi um pouco superior a 10000m. Além disso, a 10000m a diferença entre as velocidades máxima e de “stall” é de apenas cerca de 13kt (3,6 m/s) o que é mais uma evidência da improbabilidade de que seja possível atingir e manter o vôo a esta altitude. Entretanto, considerando que aeronaves voando sob regras de vôo visual (VFR) não o podem fazer acima de 14500 ft (4420m) e que o vôo acima de 12000ft (3658 m) sem suprimento de oxigênio não é seguro, as limitações mencionadas acima não trazem qualquer prejuízo ao desempenho esperado.

### 5.3 – Cálculos complementares de estabilidade

A Figura 5.44 mostra os eixos longitudinal e vertical em torno dos quais ocorre os movimentos de rolagem e guinada respectivamente.

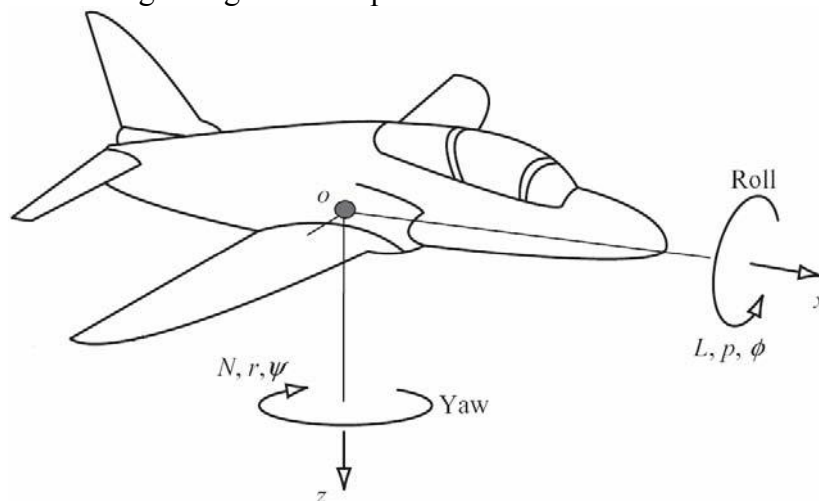


Fig. 5.44: Eixos de guinada e rolagem lateral (SADRAEY, 2012)

#### 5.3.1 – Coeficientes de momento de Guinada e Rolagem

As equações 5.74 e 5.75, abaixo, explicitam os coeficiente de guinada e de rolagem lateral respectivamente.

$$C_n = N / qSb \quad (\text{eq. 5.74})$$

$$C_l = L / qSb \quad (\text{eq. 5.75})$$

onde:

$N$  é o momento de guinada e  $C_n$  o seu coeficiente;

$L$  é o momento de rolagem lateral e  $C_l$  o seu coeficiente.

$q$  é a pressão dinâmica, tal que  $q = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$

Atenção:

“Deve-se ter especial atenção para que não haja confusão entre o Momento De Rolagem Lateral  $L$  e a força de sustentação também representada por  $L$ . A simbologia foi mantida dessa forma para que fosse preservada a coerência com as publicações mais tradicionais, em especial aquelas utilizadas como referência neste trabalho”.

### 5.3.2 – Equações de momento

A Figura 5.45, retirada da referência 4, exibe os parâmetros para cálculo de estabilidade lateral.

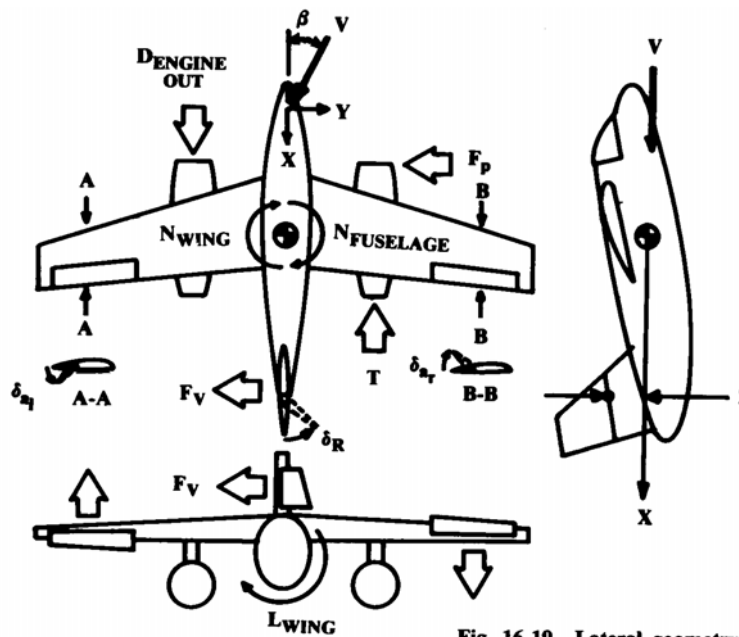


Fig. 16.19 Lateral geometry.

Fig. 5.45: Geometria para estabilidade lateral (RAYMER, 1992)

A equação 5.76 computa os momentos de guinada:

$$N = N_w + N_{w_{\delta a}} + N_{fus} + F_v(X_{acv} - X_{cg}) - TY_p - DY_p - F_p(X_{cg} - X_p) \quad (\text{eq. 5.76})$$

onde  $Y_p$  é a distância entre o eixo do motor e o eixo longitudinal do avião,  $F_v$  é a força lateral gerada, em especial, pela empenagem vertical quando  $\beta \neq 0$  e  $F_p$  é a força lateral devido ao desvio imposto ao escoamento pelo disco da hélice quando  $\beta \neq 0$

Em um avião monomotor implica que, encontra-se alinhado com o eixo longitudinal da aeronave, dessa forma

$$TY_p = DY_p = 0$$

A equação 5.77 computa os momentos de rolagem lateral:

$$L = L_w + L_{w_{\delta a}} \delta a - F_v(Z_v) \quad (\text{eq. 5.77})$$

onde  $\delta a$  é o ângulo de deflexão do aileron.

Raymer (1992) escreve a equação 5.78 para a força na empenagem vertical:

$$F_v = q_v S_v C_{F_{\beta v}} \frac{\partial \beta_v}{\partial \beta} \beta \quad (\text{eq. 5.78})$$

onde  $C_{F_{\beta v}}$  é a taxa de crescimento do coeficiente ( $C_{F_v}$ ) da força  $F_v$  em função de  $\beta$ .

Utilizando os mesmos princípios da seção 4.7.1 encontra-se:

$C_{F_{\beta v}} = 3,07 \text{ rad}^{-1}$
---

Abaixo, escreve-se as equações 5.76 e 5.77 na forma de coeficientes. O que leva às equações 5.79 e 5.80:

Guinada:

$$C_n = \frac{N}{q S_w b} = C_{n_{\beta_w}} \beta + C_{n_{\delta a}} \delta a + C_{n_{\beta_{fus}}} \beta + C_{n_{\beta_v}} \beta - \frac{F_p}{q S_w} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_p) \quad (\text{eq. 5.79})$$

Rolagem lateral:

$$C_l = \frac{L}{q S_w b} = C_{l_{\beta_w}} \beta + C_{l_{\delta a}} \delta a + C_{l_{\beta_v}} \beta \quad (\text{eq. 5.80})$$

### 5.3.3 – Estabilidade Lateral / Direcional Estática

A equação 5.81 expressa a derivada de  $C_n$  em relação à  $\beta$ , ou seja,  $C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta}$ .

Nela,  $F_p$  é a força devido à assimetria lateral imposta ao escoamento pela existência do ângulo de derrapagem  $\beta$

$$C_{n\beta} = C_{n_{\beta_w}} + C_{n_{\beta_{fus}}} + C_{n_{\beta_v}} - \frac{F_p}{q S_w} \frac{\partial \beta_p}{\partial \beta} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_p) \quad (\text{eq. 5.81})$$

$$C_{l_{\beta}} = C_{l_{\beta_w}} + C_{l_{\beta_v}} \quad (\text{eq. 5.82})$$

$$F_p = \rho V A_p T g \beta \quad (\text{eq. 5.83})$$

$$dF_p/d\beta = F_{p\beta} = q N_B A_p (dC_{Nblade}/d\beta) f(T) \quad (\text{eq. 5.84})$$

onde:

- $N_B$  é o número de pás da hélice, tal que  $N_B = 3$ ;
- Da Figura 16.15 (RAYMER, 1992), encontra-se:

$$dC_{n_{blade}}/d\beta = 0,05$$

- Da Figura 16.16 (RAYMER, 1992), encontra-se:

$$f(T) = 1,28$$

logo,

$$F_{P\beta} = 1261,6 \text{ N/rad} = 22 \text{ N/grau}$$

### 5.3.3.1 – Asas

A seguir, apresenta-se a contribuição da asa para guinada e rolagem.

#### 5.3.3.1.1 – Guinada

$$C_{n\beta_w} = C_L^2 \left\{ \frac{1}{4\pi(AR)} - \left[ \frac{\text{tg}\Lambda}{\pi(AR)(AR + 4\cos\Lambda)} \right] \left[ \cos\Lambda - \frac{AR}{2} - \frac{(AR)^2}{8\cos\Lambda} + \frac{6(\bar{X}_{acw} - \bar{X}_{cg})\text{sen}\Lambda}{AR} \right] \right\} \quad (\text{eq. 5.85})$$

onde  $C_{n\beta_w}$  é a taxa de variação de  $C_{n_w}$  (da asa) com  $\beta$ ;

Assim,

$$C_{n\beta_w} = C_L^2 (17,484 \cdot 10^{-3})$$

#### 5.3.3.1.2 – Rolagem lateral

$$C_{l_{\beta w}} = \left( \frac{C_{l_{\beta w}}}{C_L} \right) C_L + (C_{l_{\beta}})_{\Gamma} + C_{l_{\beta w f}} \quad (\text{eq. 5.86})$$

onde:

- $(C_{l_{\beta}})_{\Gamma}$  é a variação de coeficiente de rolagem com  $\beta$  devido ao ângulo de diedro  $\Gamma$ ;
- $(C_{l_{\beta w f}})$  é a variação de coeficiente de rolagem com  $\beta$  devido à posição vertical das asas em relação à linha central da fuselagem;

tal que:

$$(C_{l_{\beta}})_{\Gamma} = -\frac{C_{L\alpha}\Gamma}{4} \left[ \frac{2(1+2\lambda)}{3(1+\lambda)} \right] \quad (\text{eq. 5.87})$$

Logo,

$$(C_{l_{\beta}})_{\Gamma} = -(4,8 \cdot 0,0454/4) \cdot [2 \cdot (1+2 \cdot 0,56)/(3 \cdot (1+0,56))]$$

$$(C_{l_{\beta}})_{\Gamma} = -0,0493$$

E ainda,

$$C_{l_{\beta w f}} = -1,2 \frac{\sqrt{AR} \cdot Z_{wf} (D_f + W_f)}{b^2} \quad (\text{eq. 5.88})$$

onde  $Z_{wf}$ ,  $D_f$  e  $W_f$  são respectivamente a distância vertical do plano da asa à linha central da fuselagem e as dimensões vertical ( $D_f$ ) e lateral ( $W_f$ ) da fuselagem;

portanto,

$$C_{l\beta_{wf}} = 0,0429$$

Da Figura 16.21 (RAYMER, 1992), mostrada na Figura 5.46, estima-se que:

$$(C_{l\beta}/C_L) \sim -0,3$$

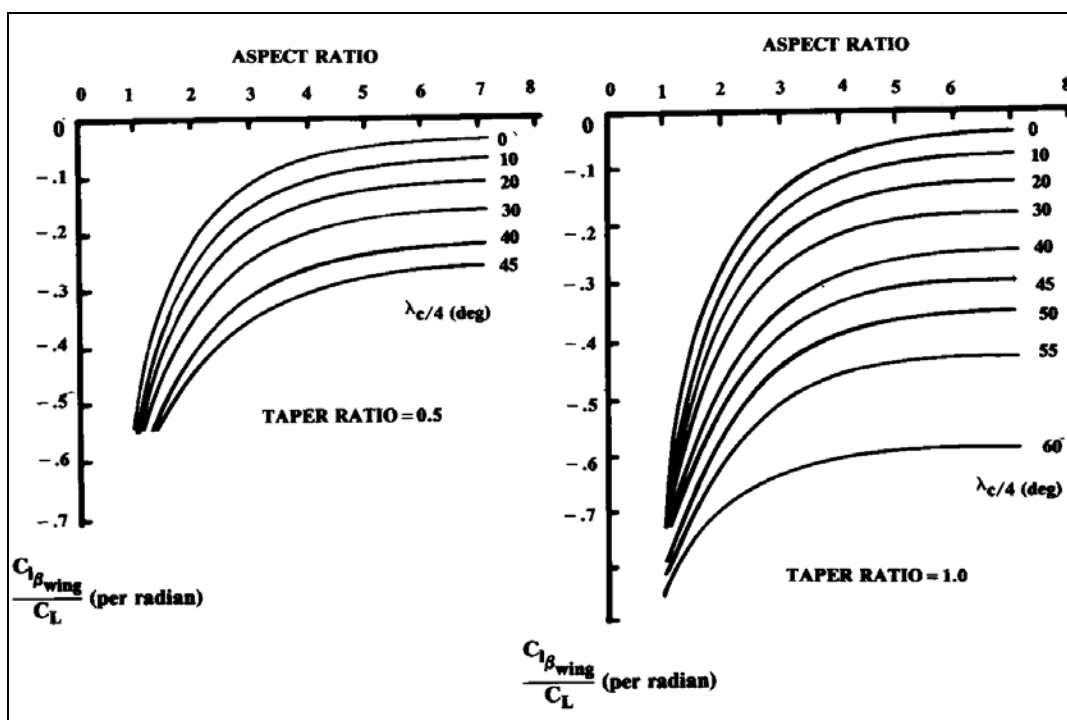


Fig. 5.46: valores de  $(C_{l\beta_w}/C_L)$  (RAYMER, 1992)

Então,

$$C_{l\beta_w} = -0,3C_L - 0,0493 + 0,0429$$

$$C_{l\beta_w} = -0,3 C_L - 0,0064$$

### 5.3.3.2 –Aileron

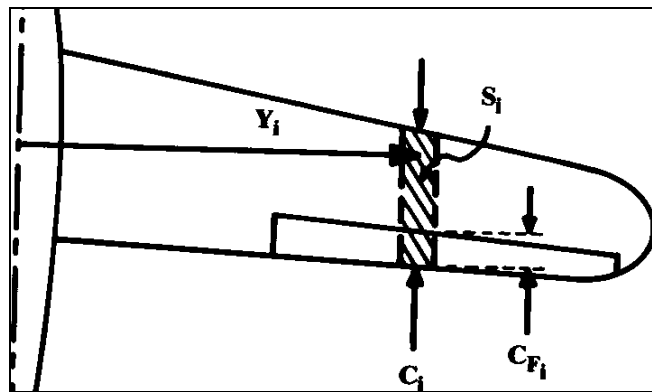
Os coeficientes para os ailerons serão calculados pelo “*Aileron Strip Method*” descrito por Raymer (1992). As equações 5.89 e 5.90 definem os coeficientes de rolagem ( $C_{l\delta a}$ ) e de guinada ( $C_{n\delta a}$ ) devido à deflexão dos ailerons.

“*Aileron Strip Method*”:

$$C_{l\delta a} = \frac{2 \sum K_f \left( \frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} \right)' Y_i S_i \cos \Lambda_{HL}}{S_w b} \quad (\text{eq. 5.89})$$

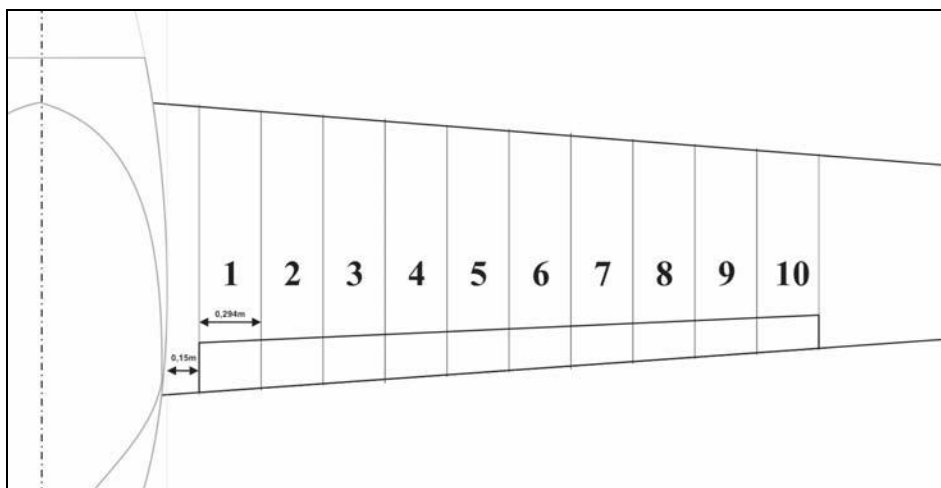
$$C_{n\delta a} = -0,2 C_L C_{l\delta a} \quad (\text{eq. 5.90})$$

A Figura 5.47 mostra a geometria para a aplicação do método



**Fig. 5.47:** geometria para a aplicação do “*Aileron Strip Method*” (RAYMER, 1992)

A aplicação desta geometria à aeronave proposta leva à Figura 5.48 abaixo:



**Fig. 5.48:** Divisão da asa para a aplicação do “*Aileron Strip Method*”

A tabela 5.6 a seguir exibe os resultados dos termos do somatório obtidos para cada seção da asa assim como o resultado do somatório.

**Tab. 5.6:** Resultados para a equação 5.89

i	Yi [m]	c(yi) [m]	Si [m <sup>2</sup> ]	Cf <sub>i</sub> [m]	Yi Si
1	0,897	1,338	0,393	0,174	0,353
2	1,191	1,295	0,381	0,168	0,454
3	1,485	1,252	0,368	0,163	0,547
4	1,779	1,209	0,356	0,157	0,633
5	2,073	1,167	0,343	0,152	0,711
6	2,367	1,124	0,330	0,146	0,782
7	2,661	1,081	0,318	0,140	0,845
8	2,955	1,038	0,305	0,135	0,902
9	3,249	0,995	0,293	0,129	0,950
10	3,543	0,952	0,280	0,124	0,992
$\sum Y_i S_i =$					7,168

tal que:

- $dC_L/d\delta_f = 2,75$
- $K_f = 0,9$

logo, calcula-se os valores do coeficientes ( $C_{l\delta a}$ ) e ( $C_{n\delta a}$ ). O resultado é o seguinte:

$$C_{l\delta a} = 0,264$$

$$C_{n\delta a} = - 0,0528 C_L$$

### 5.3.3.3 – Fuselagem

A equação 5.91, apresentada por Raymer (1992) contabiliza a contribuição da fuselagem.

$$C_{n\beta fus} = -1,3 \frac{volume}{S_w b} \left( \frac{D_f}{W_f} \right) \quad (\text{eq. 5.91})$$

$$C_{n\beta fus} = - 0,207$$

### 5.3.3.4 –Empenagem vertical

Abaixo são apresentadas as equações 5.92 a 5.94 para a empenagem vertical, descritas por Raymer (1992).

$$\left( \frac{\partial \beta_v}{\partial \beta} \eta_v \right) = 0,724 + \frac{3,06 \frac{S'_{vs}}{S_w}}{1 + \cos \Lambda} - 0,4 \frac{Z_{wf}}{D_f} + 0,009 AR_{asa} \quad (\text{eq. 5.92})$$

onde  $S'_{vs}$  é a área da empenagem vertical estendida até a linha central da fuselagem;

$$C_{n\beta v} = C_{F\beta v} \frac{\partial \beta_v}{\partial \beta} \eta_v \frac{S_v}{S_w} (\bar{X}_{acv} - \bar{X}_{cg}) \quad (\text{eq. 5.93})$$

$$C_{l\beta v} = -C_{F\beta v} \frac{\partial \beta_v}{\partial \beta} \eta_v \frac{S_v}{S_w} \bar{Z}_v \quad (\text{eq. 5.94})$$

logo:

$$C_{n\beta v} = 3,07 * 0,918 * (1,12/9,75) * [(5,025 - 1,614)/1,17]$$

$$C_{n\beta v} = 0,854$$

$$C_{l\beta v} = -3,07 * 0,918 * (1,12/9,75) * (-0,35)$$

$$C_{l\beta v} = 0,113$$

### 5.3.3.5 – Contabilizando todas as contribuições

Assim, aplicando os resultados às equações 5.81 e 5.82 transcritas abaixo pelas equações 5.95 e 5.97, temos:

$$C_{n\beta} = C_{n\beta w} + C_{n\beta fus} + C_{n\beta v} - \frac{F_{p\beta}}{qS_w} \frac{\partial \beta_p}{\partial \beta} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_p) \quad (\text{eq. 5.95})$$

$$C_{n\beta} = C_L^2 (17,484 * 10^{-3}) - 0,207 + 0,854 - 0,035 * 1,114$$

$$C_{n\beta} = C_L^2 (17,484 * 10^{-3}) + 0,338 \quad (\text{eq. 5.96})$$

$$C_{l\beta} = C_{l\beta w} + C_{l\beta v} \quad (\text{eq. 5.97})$$

$$C_{l\beta} = -0,3C_L + 0,107 \quad (\text{eq. 5.98})$$

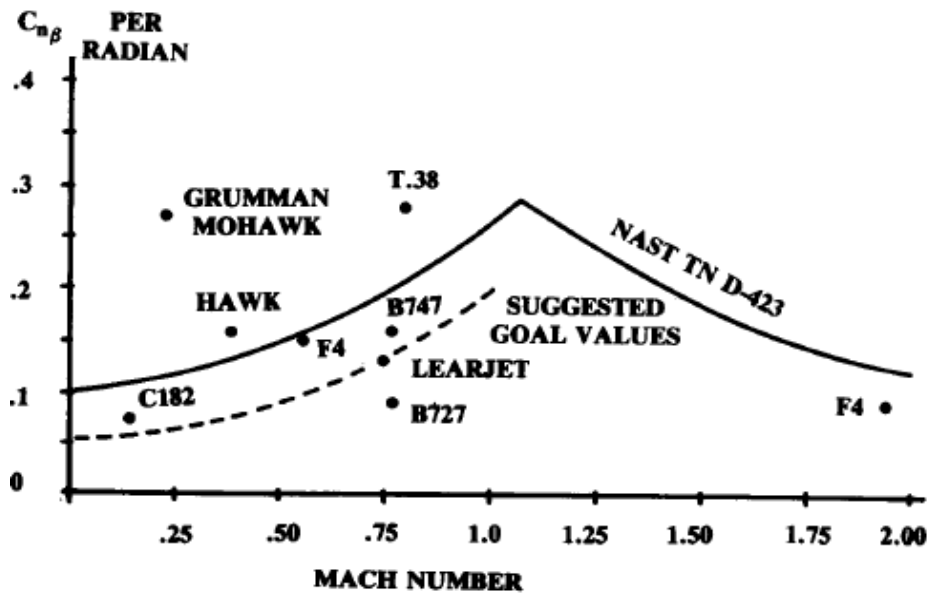
O cálculo das equações 5.96 e 5.98 para vários valores de  $C_L$  leva à Tabela abaixo:



**Tab. 5.7:** Resultados para  $C_{n\beta}$  e  $C_{l\beta}$

$\alpha$	$C_L$	$C_{n\beta}$	$C_{l\beta}$
-4	-0,168	0,338	0,150
-3	-0,084	0,338	0,125
-2	0,000	0,338	0,100
-1	0,084	0,338	0,075
0	0,168	0,338	0,050
1	0,251	0,339	0,025
2	0,335	0,339	-0,001
3	0,419	0,340	-0,026
4	0,503	0,341	-0,051
5	0,586	0,342	-0,076
6	0,670	0,343	-0,101
7	0,754	0,345	-0,126
8	0,838	0,346	-0,151
9	0,922	0,348	-0,176
10	1,005	0,350	-0,202
11	1,089	0,352	-0,227
12	1,173	0,354	-0,252
13	1,257	0,357	-0,277
14	1,340	0,360	-0,302
15	1,424	0,362	-0,327
16	1,508	0,365	-0,352
17	1,592	0,368	-0,378
18	1,676	0,372	-0,403
19	1,759	0,375	-0,428

Raymer (1992) apresenta a Figura 5.49 abaixo na qual estão plotadas uma curva de valores de  $C_{n\beta}$  de acordo com a tendência histórica e outra de valores sugeridos pela NASA, ambas em função do número de Mach.



**Fig. 5.49:** Tendência histórica de  $C_{n\beta}$  (RAYMER, 1992)

### 5.3.4 – Verificação da autoridade de controle dos ailerons para $\beta \leq 11,5^\circ$

Utilizando a equação 5.80, transcrita abaixo, verifica-se quais valores de  $\delta_a$  são necessários para que  $C_l$  seja nulo, o que leva à Tabela 5.8.

$$C_l = \frac{L}{qS_w b} = C_{l\beta_w}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\beta_v}\beta$$

Verificação em condições de pouso:

$$C_{L\_pouso} = 1,6$$

**Tab. 5.8:** Resultados de  $\delta_a$  para  $\beta$  variando até  $11,5^\circ$

$\beta$ [°]	$\delta_a$ [°]	$C_{l\beta_w}$	$C_{l\beta_v}$	$C_{l\delta_a}$	$C_l$
2	3,5	-0,4864	0,113	0,224	0,00
4	6,5	-0,4864	0,113	0,224	0,00
6	10,5	-0,4864	0,113	0,224	0,00
8	13,5	-0,4864	0,113	0,224	0,00
10	16,5	-0,4864	0,113	0,224	0,00
11,5	19,0	-0,4864	0,113	0,224	0,00

As dimensões do aileron atendem ao requisito acima com deflexão menor ou igual a  $20^\circ$

## 5.4 – Cargas na aeronave

O presente trabalho não tem por finalidade apresentar o cálculo estrutural da aeronave. Entretanto, a determinação das cargas que atuam sobre a aeronave é etapa indispensável para a etapa de dimensionamento estrutural.

A presente seção tem por objetivo apresentar as principais cargas aerodinâmicas máximas impostas às superfícies sustentadoras (asas, empenagem horizontal e empenagem vertical) durante o vôo. Será necessário posterior detalhamento e aprofundamento sobre como cada elemento da aeronave é solicitado mecanicamente para que um projeto estrutural bem feito possa ser conduzido.

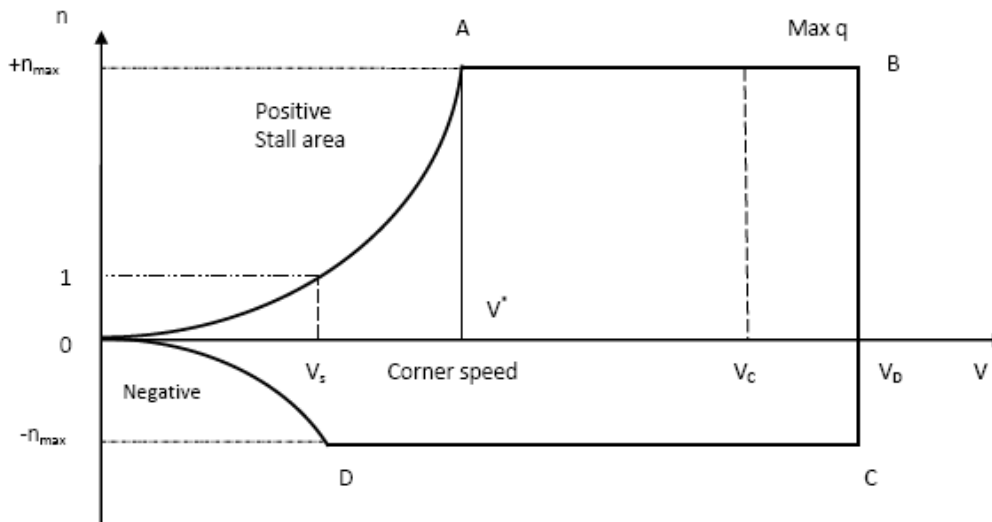
A não ser que outro valor seja expressamente especificado, o fator de segurança de 1,5 deverá ser imposto durante o dimensionamento estrutural por força de regulamentação aeronáutica.

### 5.4.1 – Diagramas $V-n$

O diagrama  $V-n$  é uma forma simples de expressar em um gráfico as limitações estruturais da aeronave. Recebe este nome pois nele plota-se o fator de carga  $n$  em função da velocidade no qual  $n$  representa o limite estrutural para cada regime de vôo.

#### 5.4.1.1 – Diagrama $V-n$ : Envelope de Manobras

A Figura 5.50 (SADRAEY, 2012) apresenta um esquema de uma diagrama  $V-n$  típico, sem o efeito de rajadas:



**Fig. 5.50:** Exemplo de diagrama V-n de manobras (SADRAEY, 2012)

O ponto A do gráfico é frequentemente chamado de *Ponto de Manobra*. Neste ponto, tanto a sustentação quanto o fator de carga atingem os seus valores máximos. A velocidade ( $V_A$ ), neste ponto, é chamada de *Velocidade De Manobra*. Esta é a velocidade na qual sob o fator de carga máximo pode-se atingir a deflexão máxima das superfícies de controle sem que isto cause danos estruturais.

A equação 5.99 (SADRAEY, 2012), abaixo, é utilizada para o calculo da  $V_A$ .

$$V_A = \sqrt{n_{m\acute{a}x} V_s^2} \quad (\text{eq. 5.99})$$

$$V_A = 73,4\text{m/s (142,7kt)}$$

A velocidade de mergulho ( $V_D$ ) é a máxima que a aeronave deve ser capaz de alcançar, usualmente em atitude de descida, sem que haja danos estruturais. A equação 5.100 (SADRAEY, 2012) é utilizada para determinar o valor de  $V_D$

$$V_D \geq 1,5V_c \quad (\text{eq. 5.100})$$

$$V_D = 115,5 \text{ m/s (225kt)}$$

A Figura 5.51, a seguir, exhibe o diagrama V-n da aeronave proposta com os mesmos parâmetros exemplificados na Figura 5.50 acima.

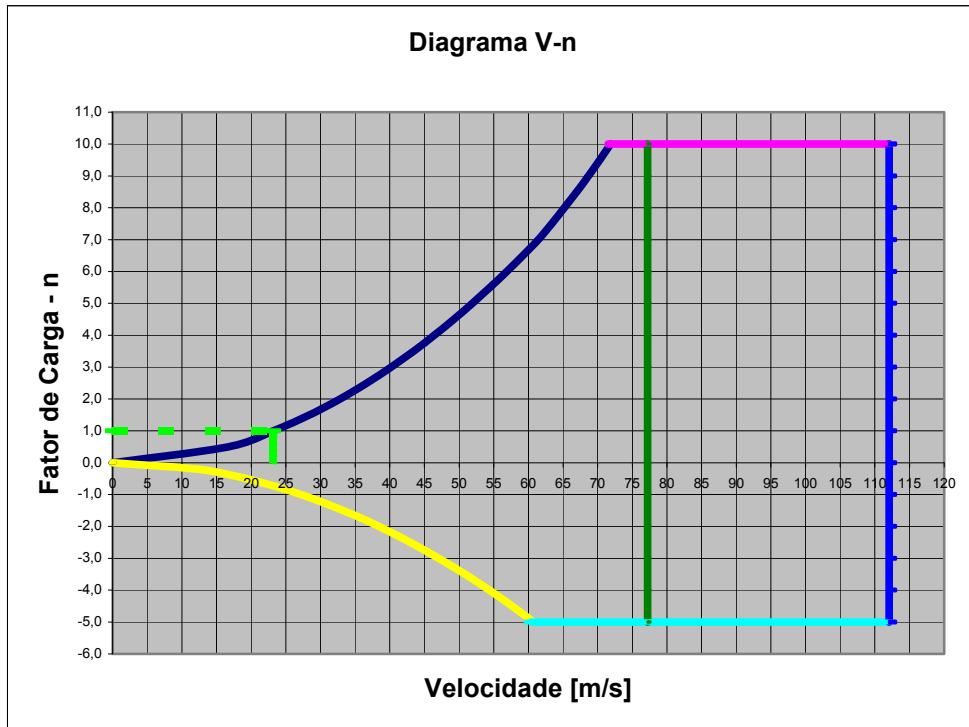


Fig. 5.51: Diagrama V-n

#### 5.4.1.2 – Diagrama V-n: Envelope de Rajada

A rajada de vento corresponde a uma variação súbita na velocidade do escoamento que incide sobre a aeronave quando em vôo na atmosfera terrestre. Tal variação é freqüentemente mais intensa no escoamento com turbulência de origem orográfica ou de variações térmicas. Turbulências à baixa altura causada por construções humanas também são importantes em situações específicas.

As variações de velocidade advindas dos ventos de rajada induzem variação no ângulo de ataque e, portanto, variação no fator de carga e esforços sobre a aeronave. A Figura 5.52 exemplifica a situação.

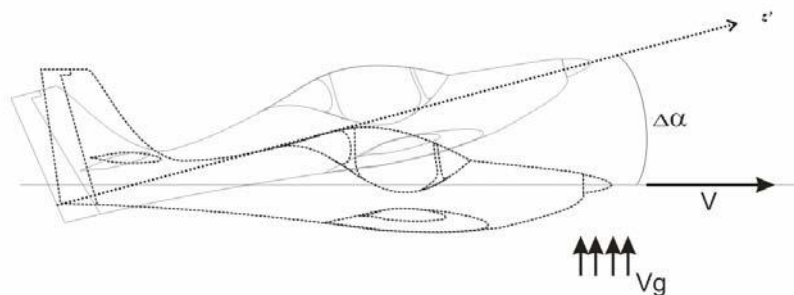


Fig. 5.52: Efeito da componente ascendente da rajada de vento ( $V_g$ )

A variação do ângulo de ataque devido à componente vertical da rajada de vento é escrita na equação 5.101 abaixo:

$$\Delta\alpha = \text{tg}^{-1}\left(\frac{V_g}{V}\right) \approx \left(\frac{V_g}{V}\right) \quad (\text{eq. 5.101})$$

Assim, escreve-se a variação do coeficiente de sustentação devido à  $V_g$  na equação 5.102:

$$\Delta C_L = C_{L_\alpha} \Delta \alpha \quad (\text{eq. 5.102})$$

Variação da sustentação devido à  $V_g$  na equação 5.103:

$$\Delta L = qS\Delta C_L \quad (\text{eq. 5.103})$$

Variação do fator de carga na equação 5.104:

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{W} \quad (\text{eq. 5.104})$$

Fator de carga induzido pela rajada em função da velocidade é escrito na equação 5.105 e 5.106:

$$\Delta n = (K_g V_g V C_{L\alpha} \rho S) / (2W) \quad (\text{eq. 5.105})$$

Logo:

$$n = 1 \pm (K_g V_g V C_{L\alpha} \rho S) / (2W) \quad (\text{eq. 5.106})$$

onde,  $V$  é a velocidade na condição considerada,  $V_g$  é a velocidade de rajada e  $K_g$  é um coeficiente chamado “*fator de alívio de rajada*”, tal que:

$$K_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (\text{eq. 5.107})$$

$\mu_g$  é a razão de massa, tal que:

$$\mu_g = 2(W/S) / (\rho g c C_{L\alpha}) \quad (\text{eq. 5.108})$$

Calculando:

$\mu_g = 15,9$
e
$K_g = 0,66$

Por força de regulamento, a aeronave deve suportar as seguintes velocidades de rajada:

- a)  $V_g = 50$  ft/s (= 15,24 m/s) até 20000ft em velocidade de cruzeiro;
- b)  $V_g = 25$  ft/s (= 7,62 m/s) em velocidade de mergulho ( $V_D$ );
- c)  $V_g = 66$  ft/s (= 20,12 m/s) em velocidade de manobra ( $V_A$ )

Calculando os valores para cada caso acima, encontra-se o seguinte:

a) Para  $V_g = 50$  ft/s (= 15,24 m/s):

$$n_c = 1 \pm 0,0545V_c \quad (\text{eq. 5.109})$$

onde  $n_c$  é o fator de carga de rajada calculado à velocidade de cruzeiro  $V_c$ .

O sinal negativo incluído após o primeiro termo vem do fato de que a velocidade de rajada ( $V_g$ ) pode ter sinal positivo ou negativo;

logo,

$$\begin{aligned} n_{c+} &= 1 + 0,0545*77,2 = 5,2 \\ n_{c-} &= 1 - 0,0545*77,2 = -3,2 \end{aligned}$$

b) Para  $V_g = 66$  ft/s (= 20,12 m/s):

$$n_A = 1 \pm 0,072V_A \quad (\text{eq. 5.110})$$

onde  $n_A$  é o fator de carga de raja calculado à velocidade de manobra  $V_A$ ;

Então:

$$\begin{aligned} n_{A+} &= 1 + 0,072*73,4 = 6,3 \\ n_{A-} &= 1 - 0,072*73,4 = -4,3 \end{aligned}$$

c) Para  $V_g = 25$ ft/s (= 7,62 m/s):

$$n_D = 1 \pm 0,027V_D \quad (\text{eq.5.111})$$

Onde  $n_D$  é o fator de carga de raja calculado à velocidade de mergulho  $V_D$ ;

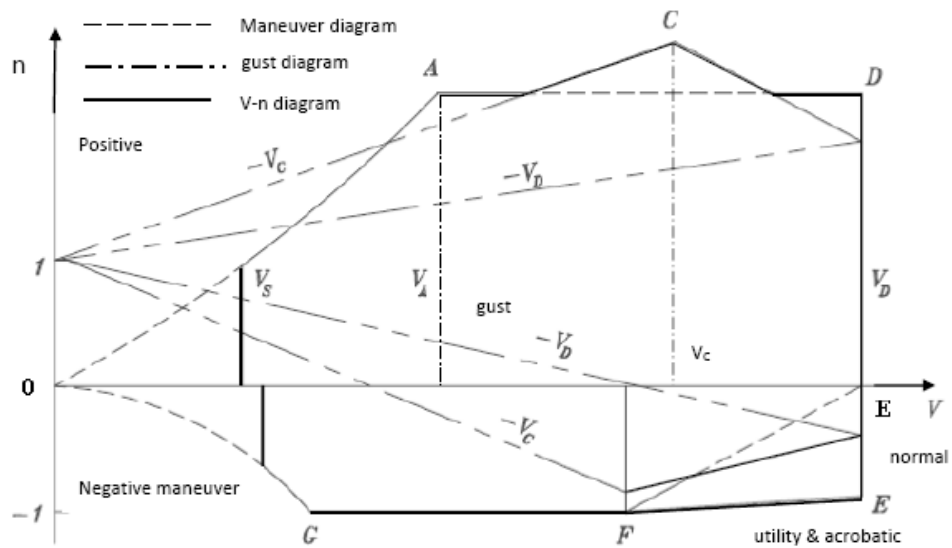
Então,

$$\begin{aligned} n_{D+} &= 1 + 0,02*115,5 = 3,3 \\ n_{D-} &= 1 - 0,02*115,5 = -1,3 \end{aligned}$$

A plotagem dos resultados acima no diagrama V-n de manobras resulta no diagrama V-n combinado. Observa-se que nos resultados dos cálculos acima todos os efeitos no fator de carga induzidos por rajada estão dentro do envelope de manobras outrora especificado.

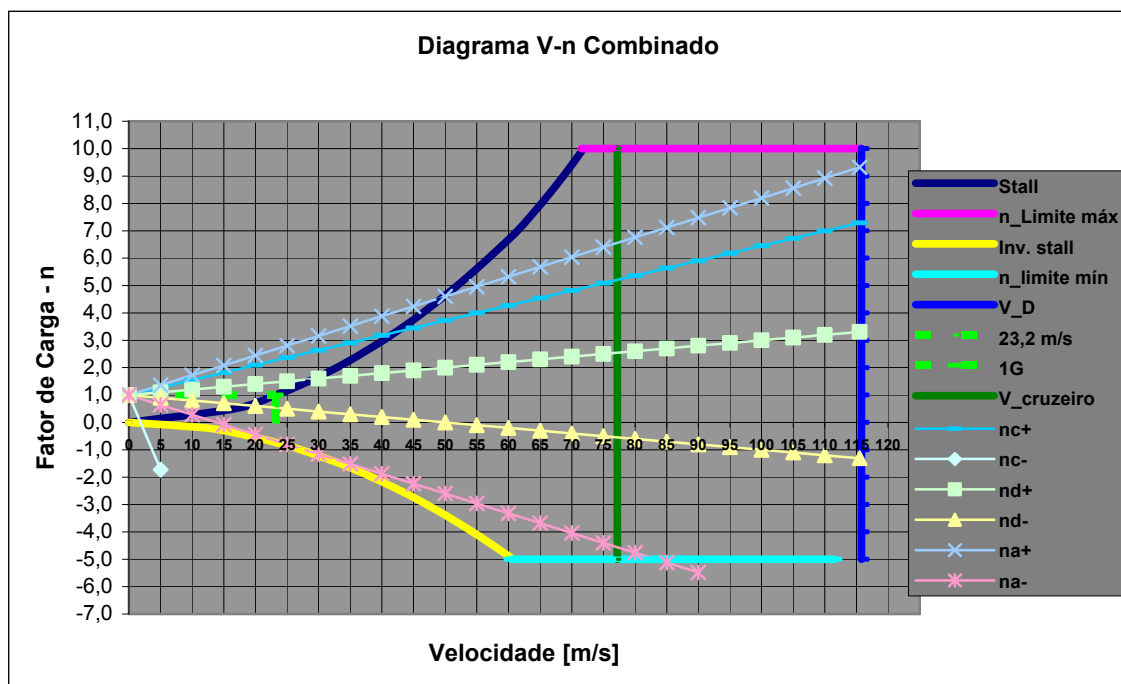
#### 5.4.1.3 – Diagrama V-n: Combinado

O diagrama V-n combinado é aquele que apresenta simultaneamente o diagrama V-n de manobras e as cargas das velocidades de rajada calculadas na seção acima. A Figura 5.53, (SADRAEY, 2012), mostra um exemplo de diagrama combinado. O diagrama final é a linha cheia, resultado da sobreposição do diagrama de rajada e de manobra.



**Fig. 5.53:** Exemplo de Diagrama V-n Combinado (SADRAEY, 2012)

A Figura 5.54 abaixo apresenta o diagrama V-n combinado traçado a partir dos cálculos realizados. A redução das cargas de rajada à velocidade de cruzeiro mostradas na Figura anterior são desprezadas, pois as cargas de rajada são todas menores que as cargas previamente especificadas.

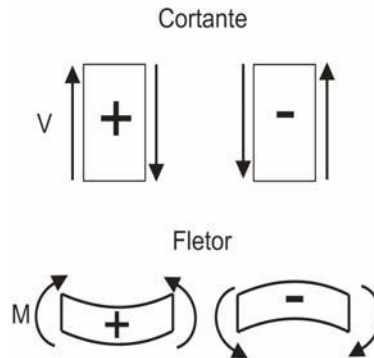


**Fig. 5.54:** Diagrama V-n Combinado

### 5.4.2 – Cargas nas asas

Nas subseções abaixo serão apresentados os carregamentos aerodinâmicos nas asas nos vários planos em que eles se manifestam assim como os diagramas de força cortante e momento fletor.

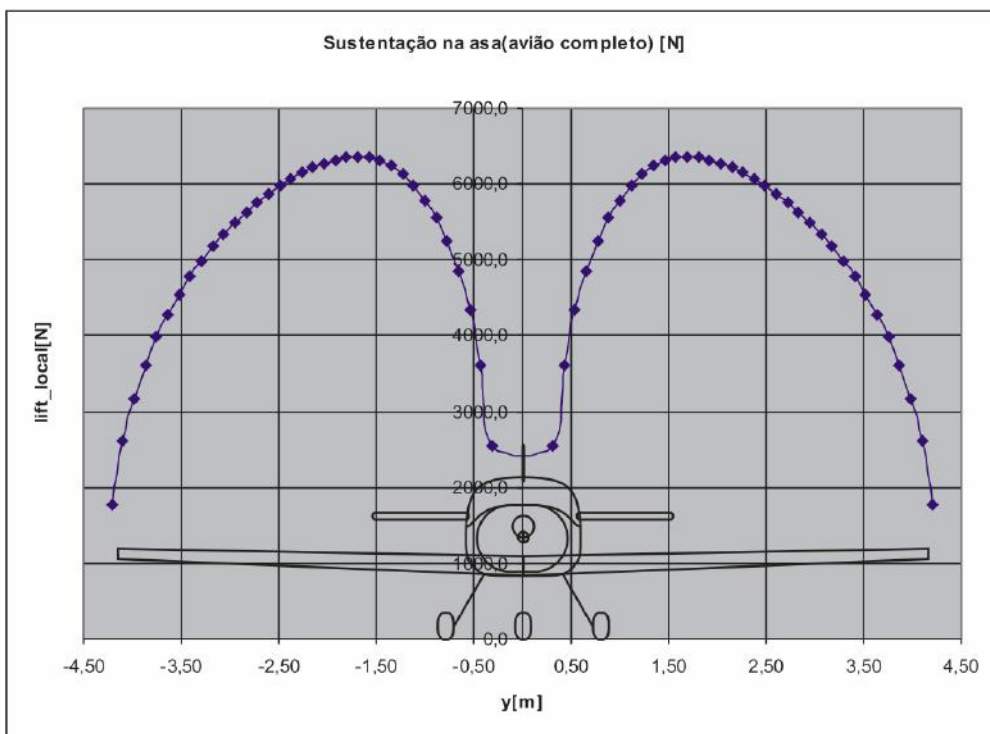
A Figura 5.55 abaixo mostra a convenção de sinais utilizadas nos diagramas.



**Fig. 5.55:** Convenção de sinais para força cortante a momento fletor

#### 5.4.2.1 – Carregamento no plano yz

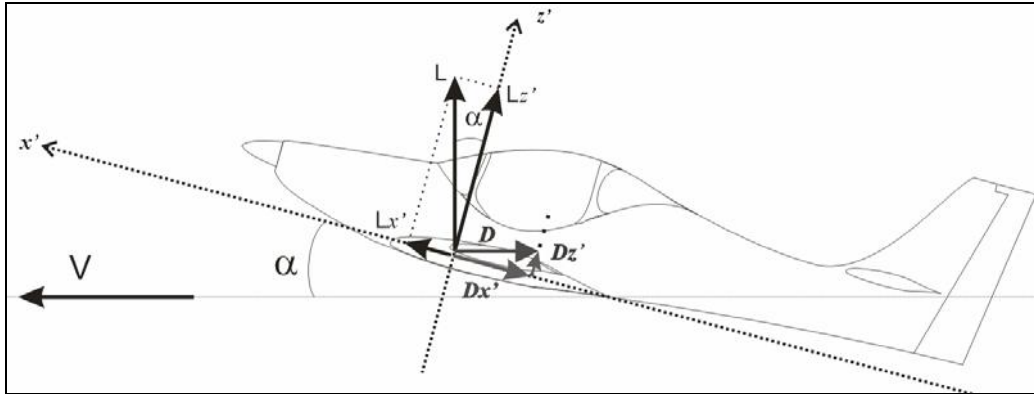
A Figura 5.56 mostra o carregamento nas asas no plano yz. Nesta Figura, o carregamento foi calculado com fator de carga  $n = 10,4$ ; velocidade  $V = 77,2$  m/s e coeficiente de sustentação  $C_L = 1,29$ . É importante notar que nessas condições o carregamento produz uma componente ( $Lx'$ ) no eixo longitudinal do avião ( $x'$ ) devido ao ângulo de ataque positivo, conforme ilustra a Figura 5.57.



**Fig. 5.56:** Sustentação nas asas



Nota-se que na Figura 5.57 o sistema de coordenadas  $x'y'z'$  é sistema de referência do avião e o  $xyz$  é o sistema de coordenadas no qual o eixo  $x$  é a reta suporte do vetor velocidade ( $\vec{V}$ ).



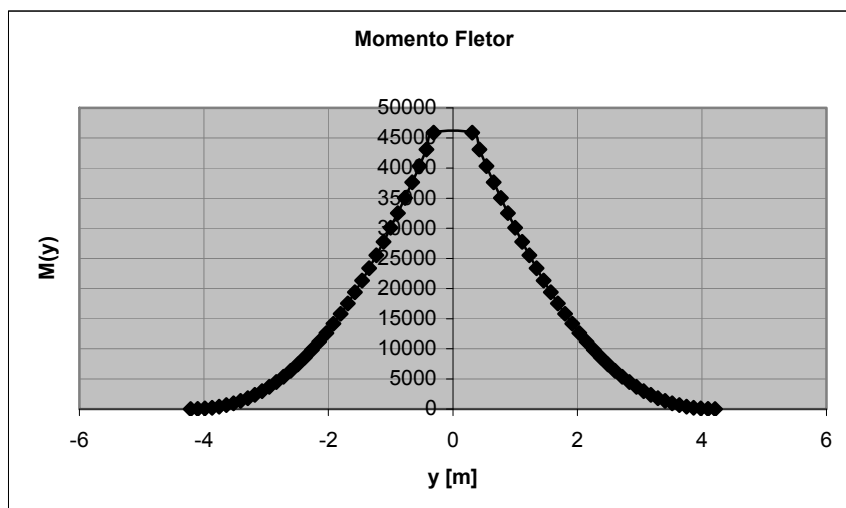
**Fig. 5.57:** Sustentação e arrasto com  $\alpha$  positivo

É possível desprezar a diferença entre  $L$  e  $L_{z'}$  sem prejuízo ao cálculo pois mesmo que o ângulo  $\alpha$  seja considerável fazendo  $L=L_{z'}$ , o carregamento no plano  $y'z'$  será ligeiramente maior, ou seja, mais conservador. Entretanto, nessas situações o ângulo de ataque não costuma exceder os  $15^\circ$ , o que aumenta a confiança para fazer tal aproximação.

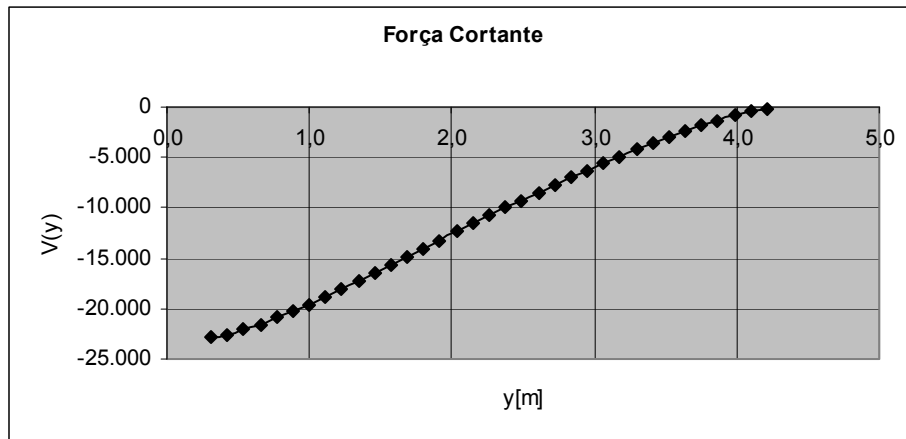
Por outro lado, a componente  $L_{x'}$  nem sempre pode ser desprezada. São conhecidos casos de aeronaves mais antigas que sofreram danos estruturais em manobras com alto fator de carga atribuídos à esta componente. Verdade ou não, a magnitude e os efeitos deste carregamento no plano  $x'y'$  deve ser investigado.

O mesmo processo ocorre com o arrasto, cujo carregamento está no plano  $xy$  porém tem projeções nos planos  $x'y'$  e  $y'z'$  em situações de ângulos de ataque ( $\alpha$ ) elevados.

A Figura 5.58 e 5.59 mostram os diagramas de momento fletor e força cortante gerados pelo carregamento da Figura 5.56.



**Fig. 5.58:** Gráfico de Momento Fletor



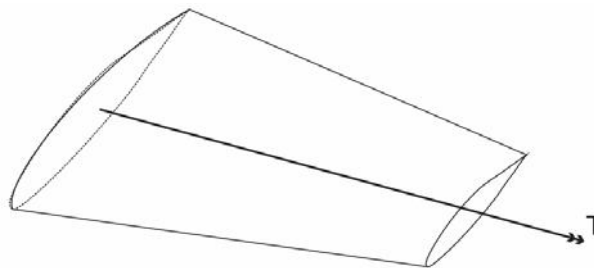
**Fig. 5.59:** Gráfico de Força Cortante em função da semi-envergadura

O momento fletor e força cortante máximos, calculados foram os seguinte:

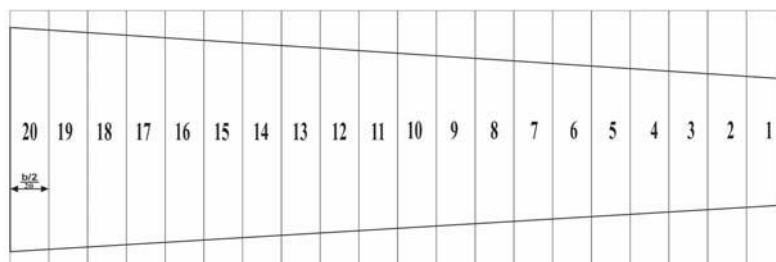
$M_{x'}_{máx} = 45871,9 \text{ N.m}$
e
$V_{z'}_{máx} = 22894 \text{ N}$

#### 5.4.2.2 – Torção na asa

Um procedimento para o cálculo estimativo do momento torsor ( $T$ ) da asa é apresentado por Raymer (1992). Neste procedimento divide-se a asa em  $N$  segmentos ao longo da envergadura e calcula-se o momento torsor em cada segmento ( $T_i$ ) baseado no coeficiente de momento ( $C_m$ ) do perfil da seção. Por fim, soma-se os momento  $T_i$ 's da ponta para a raiz da asa. As Figuras 5.60 e 5.61 mostram respectivamente um esquema da asa submetida ao torsor e a divisão da asa para o procedimento de cálculo.



**Fig. 5.60:** Torção na asa



**Fig. 5.61:** Divisão para cálculo do Momento Torsor

A equação 5.112 expressa o procedimento descrito acima:

$$T = \sum_{i=1}^N T_i = \sum_{i=1}^N C_{mi} q S_i \bar{c}_i \quad (\text{eq.5.112})$$

O cálculo do momento torsor será feito à velocidade de manobra ( $V_A$ ). Dos dados de McGhee et al. (1984) percebe-se que o coeficiente de momento máximo varia pouco com o número de Reynolds e seu valor gira em torno de -0,045.

Da Tabela 4.18, utiliza-se o seguinte valor para  $C_{mi}$ :

$$C_m \approx -0,045$$

O sinal negativo indica que o momento é de *picada*, ou seja, tende a baixar o nariz do avião. No cálculo abaixo o sinal será omitido somente por simplicidade.

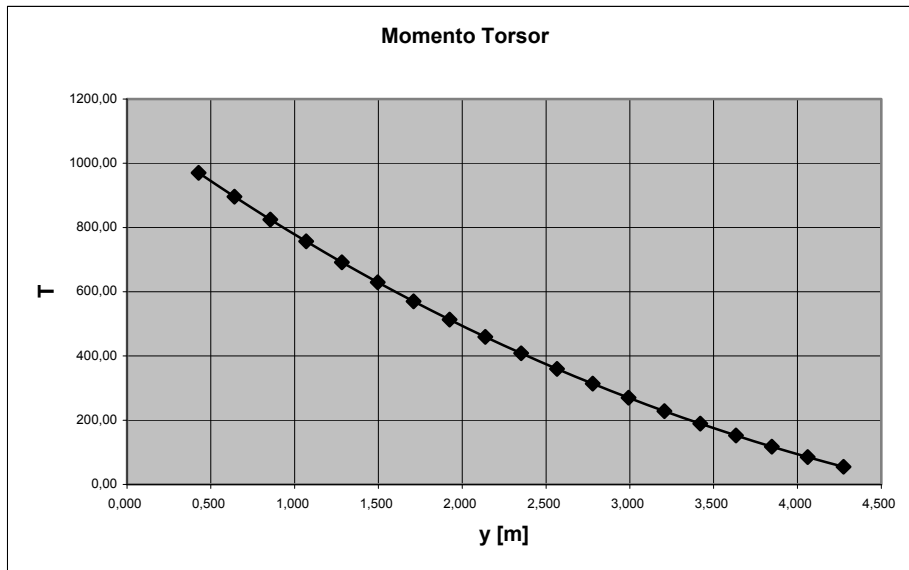
Abaixo, a Tabela exhibe o cálculo dos termos do somatório e o resultado final e em seguida, a Figura mostra o diagrama do momento torsor em função da semi-envergadura.

**Tab. 5.10:** Cálculo de momento torsor

$y_i$ [m]	$S_i$ [m <sup>2</sup> ]	$\bar{c}_i$	$T_i$ [N.m]	i
4,275	0,186	0,8704	26,60	1
4,061	0,193	0,9011	28,51	2
3,848	0,199	0,9318	30,48	3
3,634	0,206	0,9625	32,53	4
3,420	0,212	0,9932	34,63	5
3,206	0,219	1,0239	36,81	6
2,993	0,225	1,0546	39,05	7
2,779	0,232	1,0853	41,35	8
2,565	0,239	1,1160	43,73	9
2,351	0,245	1,1467	46,17	10
2,138	0,252	1,1774	48,67	11
1,924	0,258	1,2081	51,24	12
1,710	0,265	1,2388	53,88	13
1,496	0,271	1,2695	56,59	14
1,283	0,278	1,3002	59,36	15
1,069	0,284	1,3309	62,19	16
0,855	0,291	1,3616	65,09	17
0,641	0,298	1,3923	68,06	18
0,428	0,304	1,4230	71,10	19
0,214	0,311	1,4537	74,20	20
0,000	0,000	-	-	

$$T = \sum_{i=1}^{20} T_i = 970,23 \text{ Nm}$$

A Figura 5.62, a seguir, mostra o gráfico do momento torsor.



**Fig. 5.62:** Gráfico do Momento torsor (T) em função da semi-envergadura

#### 5.4.2.3 – Carregamento no plano xy

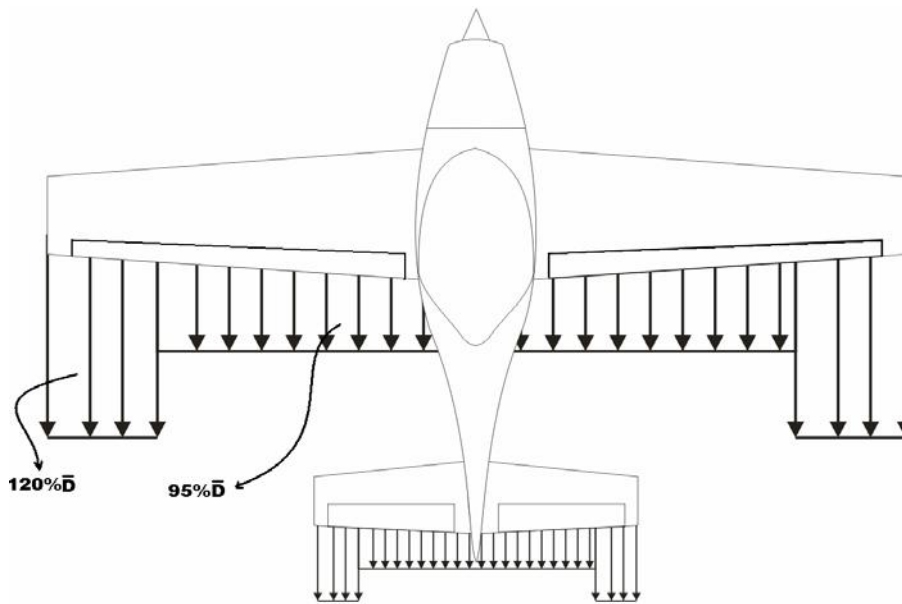
O carregamento no plano horizontal é devido principalmente às forças de arrasto. Entretanto, considerando o ângulo  $\alpha$  em manobras com alto fator de carga (n), é necessário levar em conta o carregamento no sistema de referência do avião ( $x'y'z'$ ), como mostrado na Figura 5.61, acima. No plano  $x'y'$  serão contabilizados a componente  $L_{x'}$ , da distribuição de sustentação, e a componente  $D_{x'}$ , da distribuição de arrasto, tais que:

$$L_{x'}(y) = L(y)\text{sen}(\alpha) \quad (\text{eq.5.113})$$

e

$$D_{x'}(y) \cong D(y) \quad (\text{eq.5.114})$$

Raymer (1992) sugere um método para o cálculo aproximado do carregamento devido às forças de arrasto. O método consiste em considerar da raiz da asa até 80% da envergadura um carregamento constante com um valor 95% do valor do arrasto médio e de 80% da envergadura até a ponta um carregamento de 120% desse valor. O carregamento sugerido por Raymer é mostrado na Figura 5.63.



**Fig. 5.63:** Aproximação da distribuição de Arrasto (RAYMER, 1992)

#### 5.4.2.3.1 – Distribuição de Arrasto na asa à velocidade de mergulho ( $V_D$ )

Da seção 5.4.1.1 verifica-se que

$$V_D = 115,5 \text{ m/s}$$

Neste caso, como  $n = 1$ , é calculado somente a carga devido ao arrasto na direção do eixo  $x$ .

Utilizando os dados aerodinâmicos previamente apresentados, calcula-se:

$$\bar{D}(y) = 132,45 \text{ N/m}$$

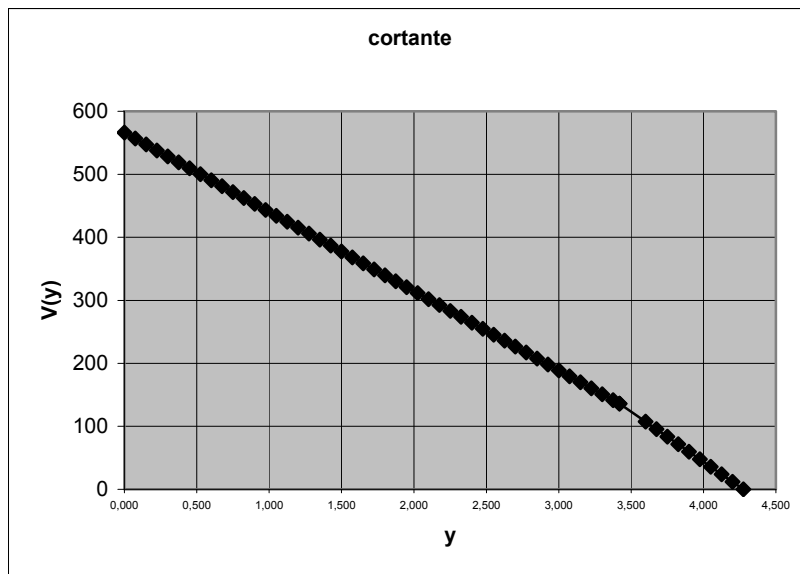
Logo:

$$0,95\bar{D}(y) = 125,83 \text{ N/m}$$

e

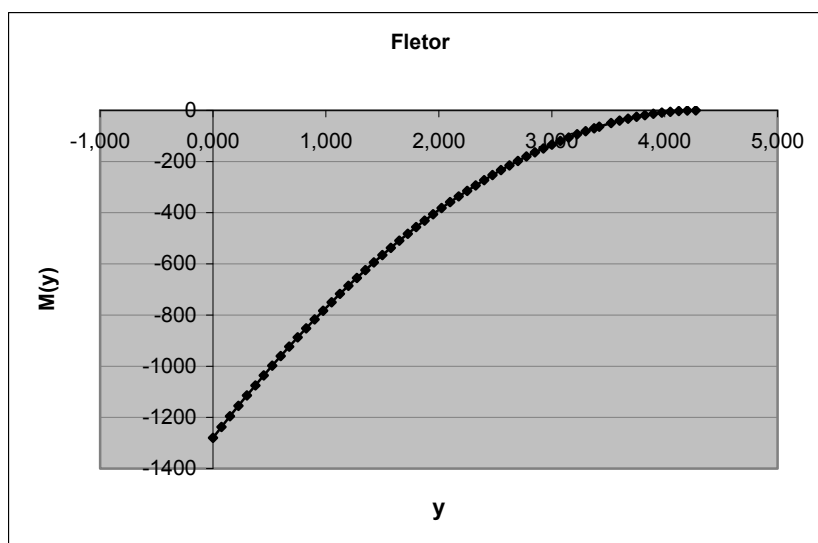
$$1,20\bar{D}(y) = 150,99 \text{ N/m}$$

As Figuras 5.64 e 5.65 mostram os gráficos da força cortante e momento fletor.



**Fig. 5.64:** Diagrama de Força Cortante

$$V_{\max} = 576,5 \text{ N}$$



**Fig. 5.65:** Diagrama de Momento Fletor

$$M_{\text{Arrasto}} = 1277,72 \text{ Nm}$$

### 5.4.2.3.2 – Carregamento no plano $x'y'$ considerando a componente $L_{x'}$ e o Arrasto

A Figura 5.66 mostra o carregamento no plano  $x'y'$  devido ao arrasto e à projeção da componente da sustentação nesse plano.

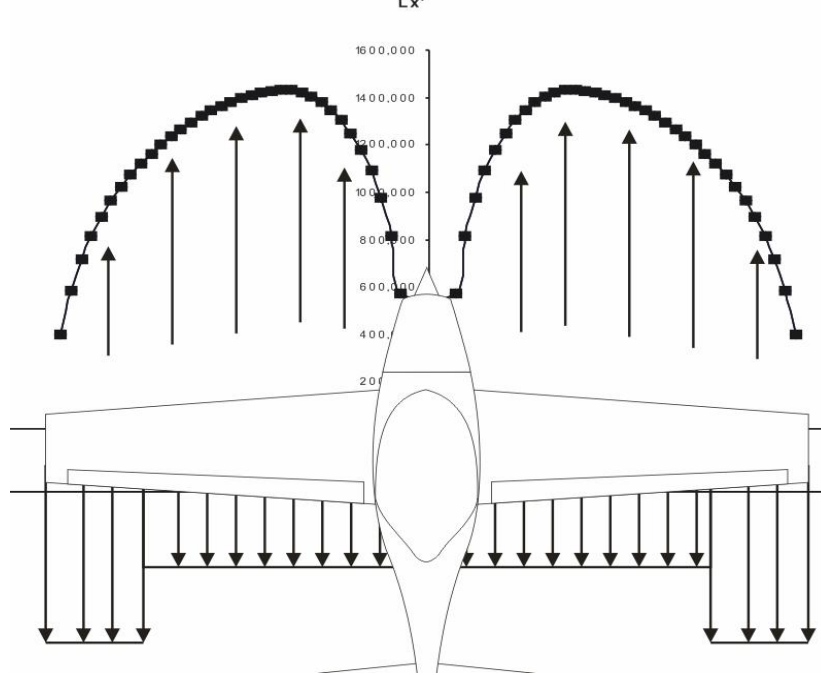


Fig. 5.66: Carregamento no plano  $x'y'$

### 5.4.2.3.2.1 – Carregamento em $x'y'$ devido somente à componente de sustentação

A Figura 5.67 mostra o diagrama de momento fletor devido à componente de sustentação ( $L_{x'}$ ) no plano  $x'y'$ .

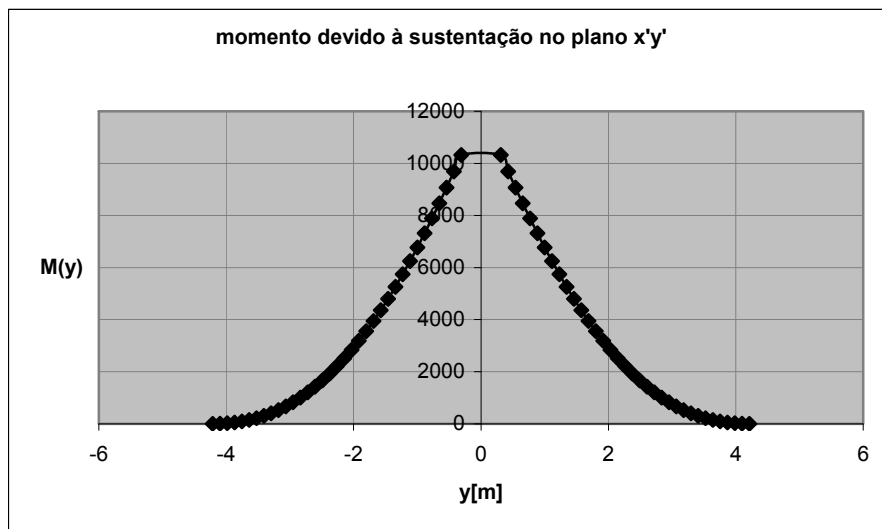


Fig. 5.67: Momento Fletor criado pela componente  $L_{x'}$

O momento fletor máximo devido à sustentação nesse caso é

$$M_{z'} = 10323,7 \text{ Nm}$$

### 5.4.2.3.2.2 – Carregamento devido somente ao Arrasto

Do carregamento devido ao Arrasto, resulta que:

- $C_{D\_asa} = 0,062$
- $V = 81 \text{ m/s}$
- $C_L = 1,239$

Então,

$$\bar{D}(y) = 284,12 \text{ N/m}$$

Logo,

$$0,95\bar{D}(y) = 269,92 \text{ N/m}$$

e

$$1,20\bar{D}(y) = 323,90 \text{ N/m}$$

Os diagramas de força cortante e momento fletor devido somente à contribuição do arrasto nesta situação são expostos nas Figuras 5.68 e 5.69 abaixo.

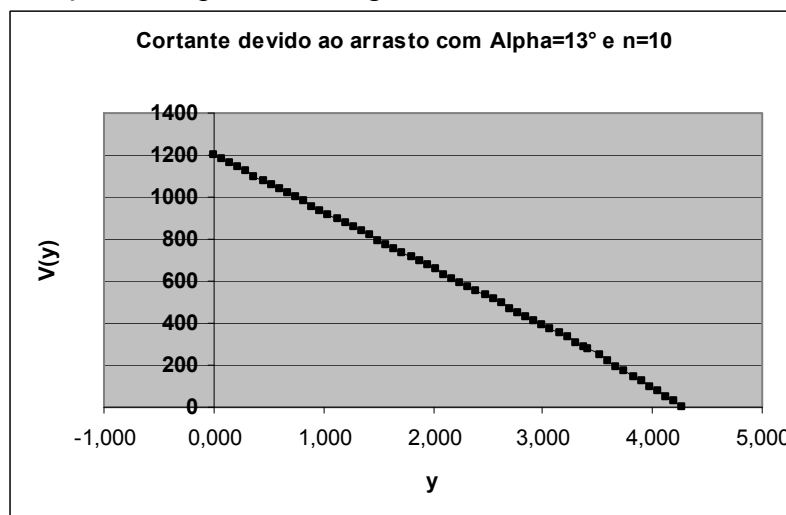


Fig. 5.68: Diagrama de Força Cortante em função da semi-envergadura

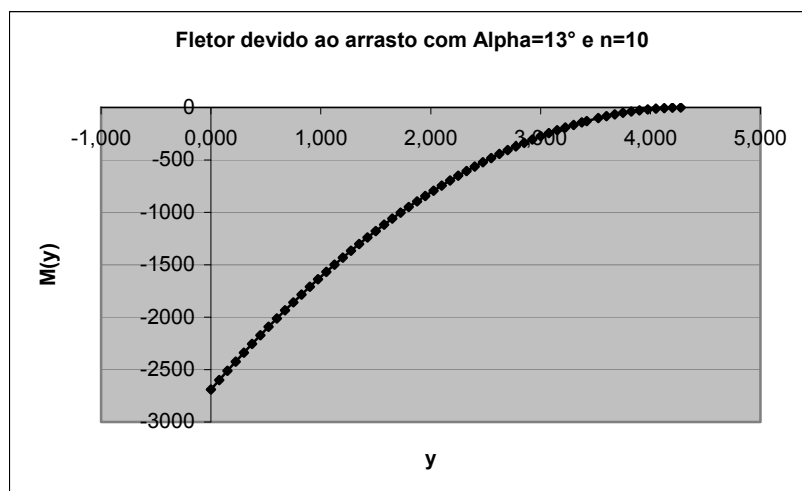


Fig. 5.69: Diagrama de Momento Fletor em função da semi-envergadura



“Ressalta-se que o momento fletor no plano  $x'y'$  devido ao arrasto e o devido à sustentação têm sinais opostos”.

#### 5.4.2.3.2.3 – Carregamento Combinado

Combinando os dois carregamentos, verifica-se a distribuição de carga na Figura 5.70 abaixo. Este carregamento acima leva aos diagramas de Força Cortante e Momento Fletor nas Figuras 5.71 e 5.72 seguintes:

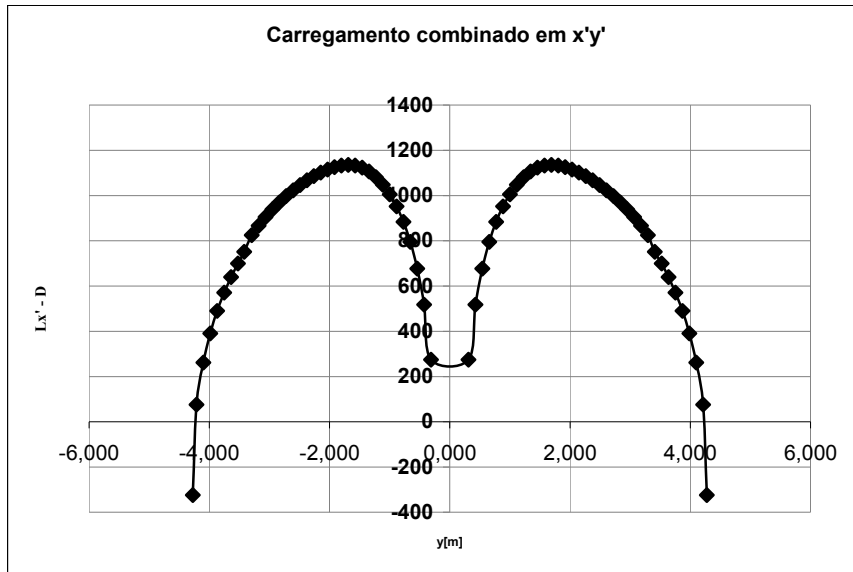


Fig. 5.70: Carga combinada de  $L_x(y)$  e  $D(y)$

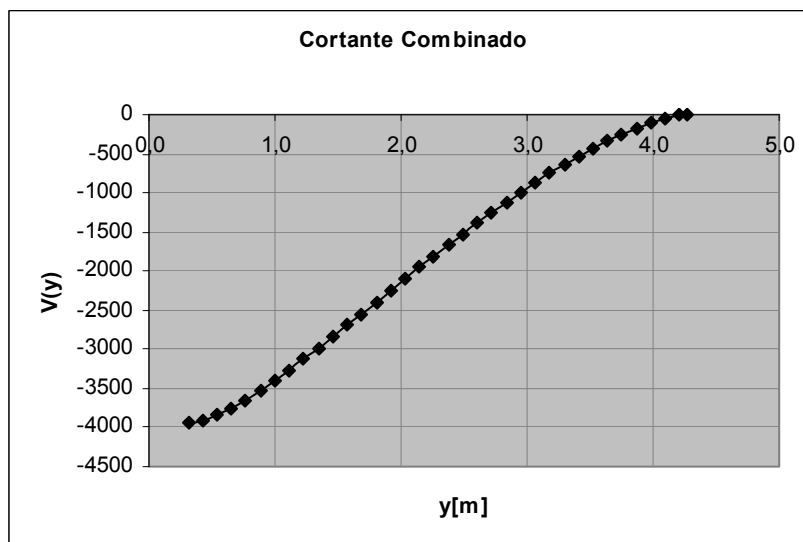
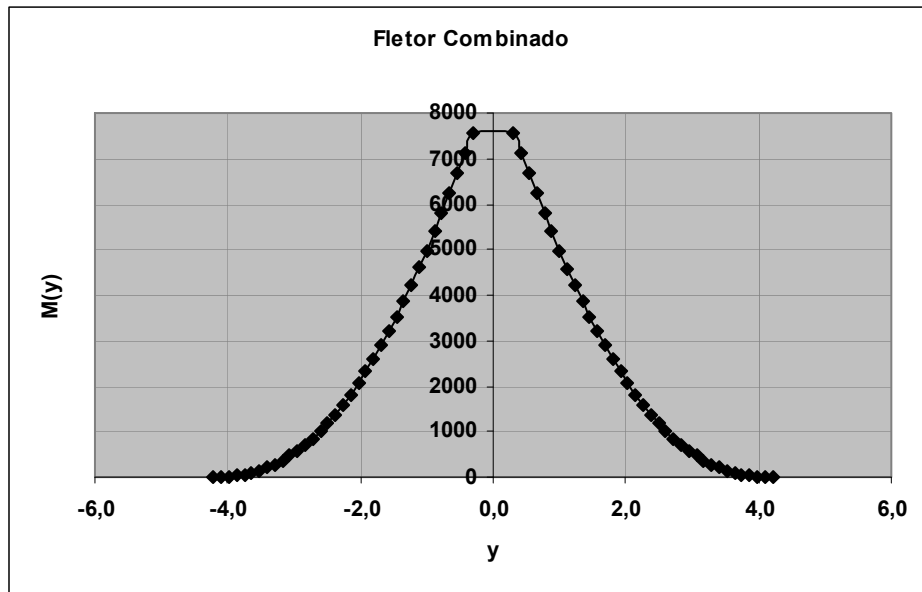


Fig. 5.71: Cortante combinado em função da semi-envergadura

$$V_{m\acute{a}x} = 3950 \text{ N}$$



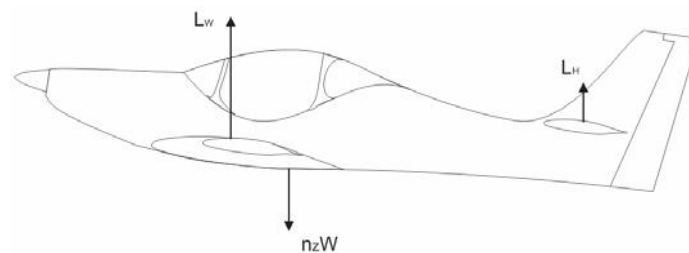
**Fig. 5.72:** Fletor combinado

O momento fletor combinado máximo é

$$M_{Z'}^{comb\ máx} = 7581 \text{ N.m}$$

### 5.4.3 – Cargas na Empenagem Horizontal

A Figura abaixo ilustra forças em equilíbrio atuantes na aeronave considerando o fator de carga  $n_z$ .



**Fig. 5.73:** Equilíbrio de forças

Do equilíbrio de forças, resulta que:

$$L = L_w + L_H = n_z W$$

Na forma de coeficientes, fica:

$$C_{L_{TOTAL}} = C_{L_w} + \eta_h \frac{S_h}{S} C_{L_h} = \frac{nW}{qS} \quad (\text{eq.5.115})$$

É necessário determinar a força  $L_H$  que atua na empenagem horizontal. Abaixo, escreve-se a equação do somatório de momentos em vô

$$C_{m_{cg}} = C_L (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_w} + C_{m_{fus}} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_h} (\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) = 0 \quad (\text{eq.5.116})$$

Resolvendo o sistema composto pelas equações 5.115 e 5.116, explicita-se  $C_{L_h}$ , na equação abaixo.

$$C_{L_h} = \frac{[C_{L_{TOTAL}} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_{wf}}] S}{(\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) + (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) \eta_h S_h} \quad (\text{eq.5.117})$$

tal que,

$$C_{L_{TOTAL}} = \frac{nW}{qS} \text{ e}$$

$$L_H = C_{L_h} \cdot qS_H$$

E, portanto,

$C_{LH} = -0,158$
-------------------

e

$L_H = - 1288,3 \text{ N}$
----------------------------

Este valor foi tomado em manobra no fator de carga limite e é, portanto, o carregamento necessário para manter a condição de  $n_z = 10$ .

Agora, resolve-se para o valor de  $L_w$  para encontrar o valor do ângulo de ataque.

$$L_w = 45388,3 \text{ N}$$

$$(\alpha + i_w) = \frac{L_w}{C_{L\alpha} qS_w}$$

Portanto,

$$\alpha = 0,276 \text{ rad} \cong 15^\circ,$$

$$\alpha_h = \alpha \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)$$

Logo,

$$\alpha_h = 0,276 \cdot 0,8$$

$\alpha_h = 0,22 \text{ rad}$
-------------------------------

Agora, verifica-se para correção súbita (instantânea) da manobra o valor da carga  $L_H$ .

$C_{L_h} = C_{L_{\alpha_h}} \alpha_h = 0,792$
---

$L_H = 6457,7 \text{ N}$
--------------------------

Para o cálculo da distribuição de sustentação na empenagem horizontal será adotado o método de Shrenk por questões de simplicidade. Tal método é aceito pela regulamentação em vigor como aproximação da distribuição de sustentação e é mais bem descrito por Rodrigues (2010). As Figuras 5.74 a 5.76 abaixo mostram os gráficos de distribuição de sustentação, força cortante e momento fletor nas condições descritas acima.

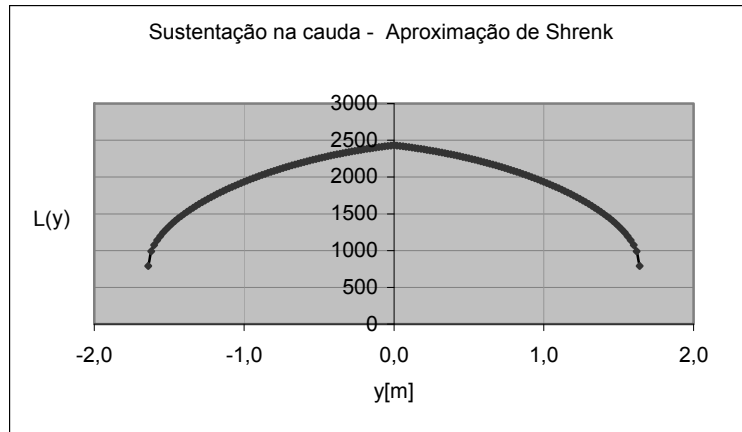


Fig. 5.74: Distribuição de sustentação na empenagem horizontal

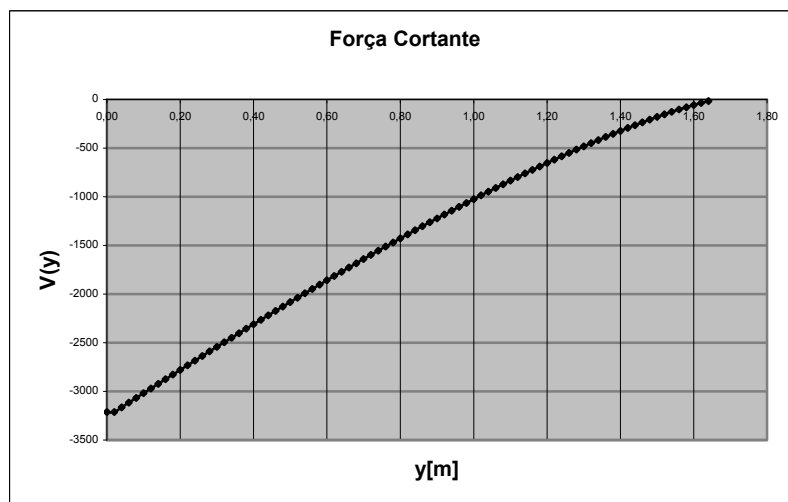


Fig. 5.75: Força Cortante na cauda em função da semi-envergadura

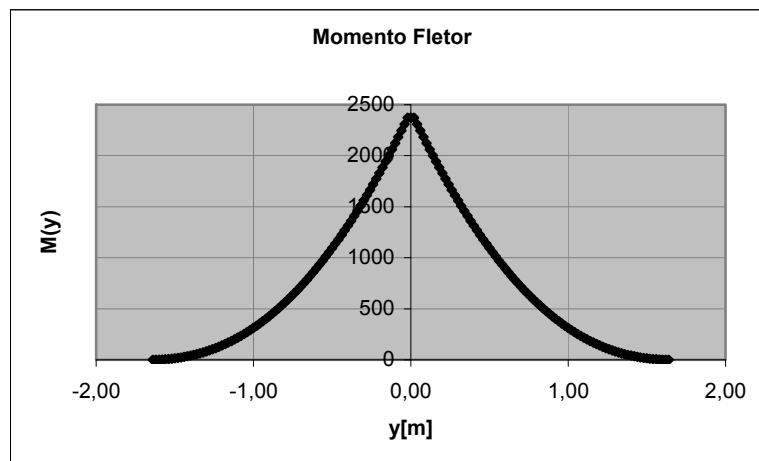


Fig. 5.76: Momento Fletor na cauda em função da semi-envergadura

Os valores encontrados para o fletor e o cortante na cauda nessas condições são

$$M_{ht \text{ máx}} = 2371 \text{ N.m}$$

e

$$V_{ht \text{ máx}} = 3211,3 \text{ N}$$

#### 5.4.4 – Cargas na Empenagem Vertical

O regulamento norte americano FAR parte 23 do FAA especifica a seguinte equação para o cálculo da carga média ( $\bar{L}_V$ ) que atua na superfície vertical da cauda.

$$\bar{L}_V = \bar{W} = 0,534 \cdot n \left( \frac{W}{S} \right) \quad (\text{eq.5.118})$$

onde  $\bar{W}$  é o carregamento médio na superfície vertical ( $\bar{W} = \bar{L}_V$ );

Logo:

$$\bar{L}_V = \bar{W} = 50,46 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2} \cong 2420,5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$$

Portanto,

$$L_V = \bar{L}_V \cdot S_V \quad (\text{eq.5.119})$$

$$L_V = 2444,7 \text{ N}$$

A Figura 5.77 mostra a distribuição de carga simplificada pela aproximação de Shrenk na superfície vertical.

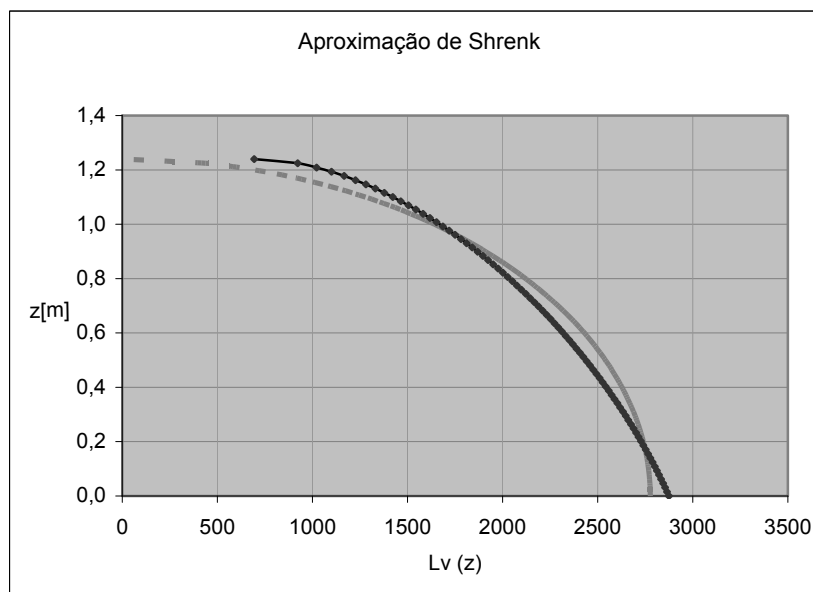
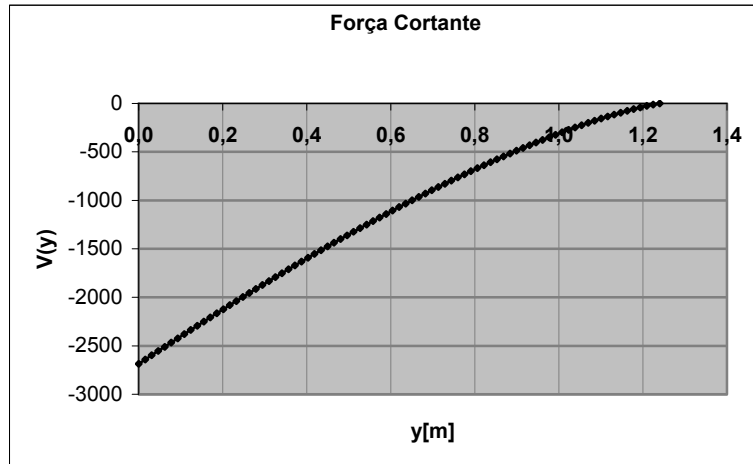
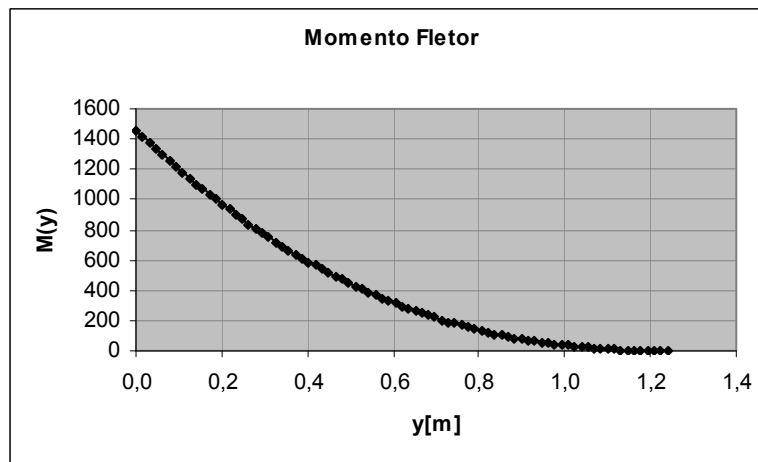


Fig. 5.77: Distribuição de carga na superfície vertical

Os diagramas de força cortante e momento fletor são exibidos nas Figuras 5.78 e 5.79 abaixo.



**Fig. 5.78:** força cortante na Empenagem Vertical



**Fig. 5.79:** Momento fletor na Empenagem Vertical

#### 5.4.5 – Cargas devido à deflexão de superfícies de controle

As superfícies de controle atuam como flaps simples (planos) quando defletidos. O efeito da deflexão pode ser expressa como uma variação no ângulo de ataque de sustentação nula ( $\Delta\alpha_{L=0}$ ). Utilizando os mesmos fundamentos e equações da subseção 4.9.3 pode-se avaliar o efeito na sustentação da deflexão dessas superfícies.

$$\Delta\alpha_{L=0} = -\frac{1}{C_{L\alpha}} \frac{\partial C_L}{\partial \delta} \delta \quad (\text{eq.5.120})$$

$$\frac{\partial C_L}{\partial \delta} = 0,9K_f \left[ \frac{\partial C_l}{\partial \delta} \right] \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \cos(\Lambda_{HL}) \quad (\text{eq.5.121})$$

$$\Delta C_L = -C_{L\alpha} \Delta\alpha_{L=0} \quad (\text{eq.5.122})$$

Onde  $\delta$  é o ângulo de deflexão do controle; sendo  $\delta_a$  para ailerons,  $\delta_e$  para profundores e  $\delta_r$  para o leme, tais que:

$$\begin{aligned}\delta_{a\_m\acute{a}x} &= +20/-10^\circ; \\ \delta_{e\_m\acute{a}x} &= +/-20^\circ \text{ e} \\ \delta_{r\_m\acute{a}x} &= +/-20^\circ.\end{aligned}$$

Os termos  $\frac{\partial C_l}{\partial \delta}$  e  $K_f$  podem ser estimados pelas Figuras 16.6 e 16.7 de Raymer (1992).

#### 5.4.5.1 – Cargas devido à deflexão do profundor

##### 5.4.5.1.1 – Acréscimo de momento fletor e força cortante devido ao profundor

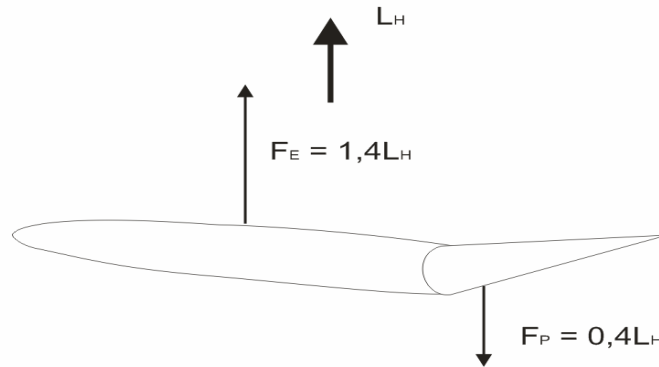
Segundo Raymer (1992), para propósitos de projeto considera-se a carga no profundor ( $F_P$ ) igual a 40% da carga total na empenagem horizontal ( $L_h$ ). E, portanto, a carga no estabilizador horizontal ( $F_E$ ) (parte fixa) é 140% da carga total, sendo que  $F_E$  e  $F_P$  tem sinais opostos.

Sendo assim, escreve-se o seguinte:

$$F_P = 0,4L_h \quad (\text{eq.5.123})$$

$$F_E = 1,4L_h \quad (\text{eq.5.124})$$

A Figura 5.80 abaixo ilustra a situação.



**Fig. 5.80:** Forças com deflexão de profundor

Dessa forma, tem-se que:

$$\Delta C_{L_h \text{ máx}} = \delta_e 3,27$$

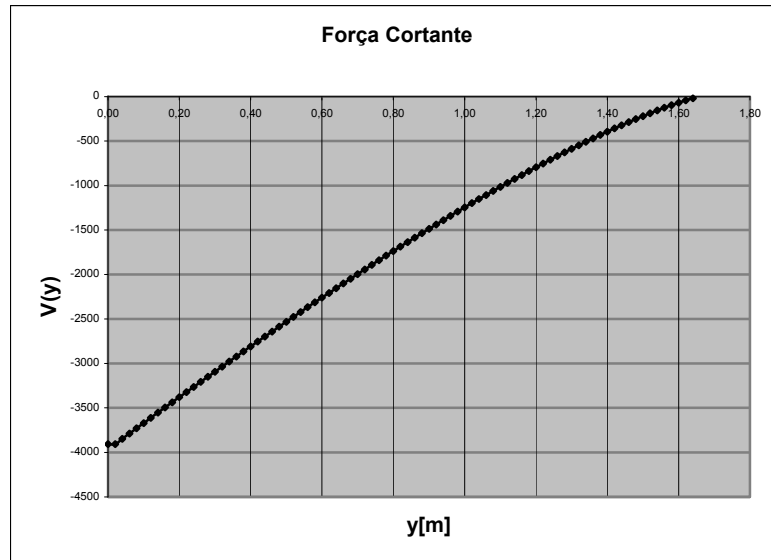
$$\Delta L_h = q_h S_h \Delta C_{L_h}$$

$$\Delta L_h = q_h S_h 3,27 \delta_e$$

$$\Delta L_h \text{ máx}@V_a = 7855,6 \text{ N}$$

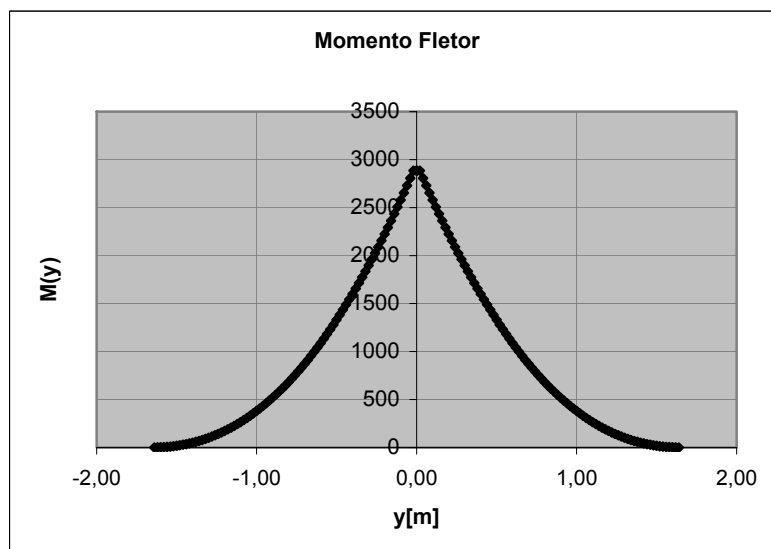
O valor acima refere-se ao acréscimo de carga quando o profundor é levado à sua deflexão máxima à velocidade de manobra ( $V_a$ ). A carga é maior se devido à uma deflexão súbita e tende a diminuir na medida em que  $\alpha$  aumenta.

As Figuras 5.81 e 5.82 mostram o acréscimo de esforços devido à deflexão do profundor durante a manobra.



**Fig. 5.81:** Força cortante com deflexão de profundor

$$V_{H \text{ máx}} = 3906,5 \text{ N}$$



**Fig. 5.82:** Momento Fletor com deflexão de profundor

$$M_{H \text{ máx}} = 2885,1 \text{ N.m}$$



Utilizando as equações 5.123 e 5.124, computa-se as cargas individualmente para o profundor ( $F_P$ ) e para a parte fixa ( $F_E$ ) da empenagem horizontal.

Portanto,

$F_{P\ máx} = 3067,4\text{ N}$
e
$F_{E\ máx} = 10735,49\text{ N}$

Para descrever a distribuição de esforços no profundor é necessário primeiro definir os pontos e a geometria de fixação deste elemento.

#### 5.4.5.1.2 – Torção na empenagem horizontal devido à deflexão do profundor

Raymer (1992) sugere uma variação no coeficiente de momento do perfil de -0,01 por grau de deflexão ( $\delta$ ), ou seja:

$$\Delta C_{m\_perfil} = -0,01\delta \quad (\text{eq.5.125})$$

Sendo  $\delta_{\ máx} = 20^\circ$ , encontra-se

$\Delta C_{m\_máx} = -0,2$
----------------------------

Aplica-se então o mesmo procedimento da seção 5.4.2.2 com a equação 5.112 transcrita abaixo. O resultado é mostrado na Tabela 5.11.

$$T = \sum_{i=1}^N T_i = \sum_{i=1}^N C_{mi} q S_i \bar{c}_i$$

**Tab. 5.11:** Cálculo de momento torsor máximo na cauda pelo uso do profundor

$y_i$ [m]	$S_i$ [m <sup>2</sup> ]	$\bar{c}_i$	$T_i$ [N.m]	i
3,280	0,093	0,5654	34,61	1
3,116	0,095	0,5770	36,03	2
2,952	0,097	0,5885	37,48	3
2,788	0,098	0,6000	38,96	4
2,624	0,100	0,6115	40,47	5
2,460	0,102	0,6230	42,01	6
2,296	0,104	0,6345	43,58	7
2,132	0,106	0,6461	45,18	8
1,968	0,108	0,6576	46,80	9
1,804	0,110	0,6691	48,45	10
1,640	0,112	0,6806	50,14	11
1,476	0,114	0,6921	51,85	12
1,312	0,115	0,7036	53,59	13
1,148	0,117	0,7152	55,36	14
0,984	0,119	0,7267	57,15	15
0,820	0,121	0,7382	58,98	16
0,656	0,123	0,7497	60,83	17
0,492	0,125	0,7612	62,72	18
0,328	0,127	0,7727	64,63	19
0,164	0,129	0,7843	66,57	20
0,000	0,000	-		
$T = \sum_{i=1}^{20} T_i$			= 995,39 Nm	

A Figura 5.83 mostra o carregamento torsional com deflexão do profundor.

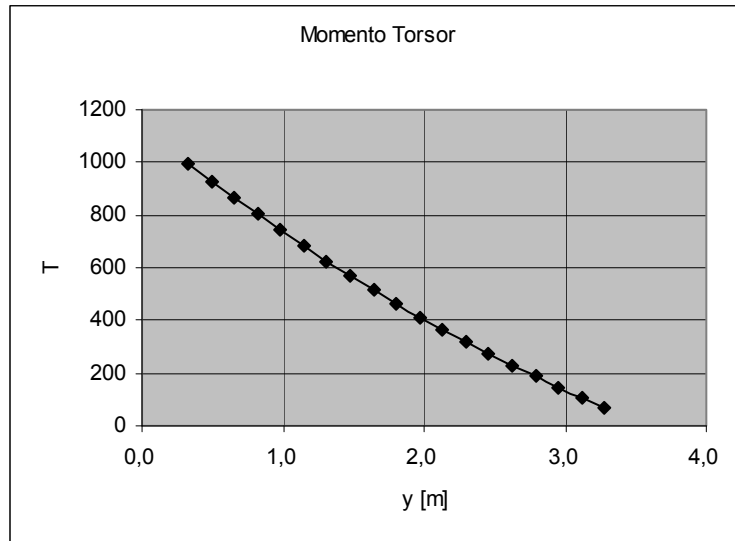


Fig. 5.83: Momento Torsor com deflexão de profundor

#### 5.4.5.2 – Cargas devido à deflexão do Aileron

Com sustentação positiva e fator de carga máximo  $n_z = 10$ , ao ser comandado a deflexão máxima dos ailerons (“rolling pull-up”) o aileron que sobe deturpa a distribuição de sustentação na asa causando um decréscimo de sustentação enquanto o que desce causa um acréscimo de sustentação aumentando a carga aerodinâmica local.

Para calcular o aumento de sustentação local aplica-se o mesmo procedimento utilizado acima com as equações 5.120, 5.121, 5.122.

Logo:

- $\delta a_{\text{máx}} = 10^\circ = 0,175 \text{ rad}$  {Deflexão máxima para baixo}
- $c_a/c = 0,15$
- $b_a/2 = 2,99\text{m}$
- $S_a/2 = 0,504\text{m}$

$$\Delta C_L = -4,9 * (-1/4,9) * 0,175 * 0,9 * 0,9 * 3,2(6,73/9,75) \cos(2,6^\circ)$$

$$\Delta C_L = 0,31$$

$$\Delta L = qS \Delta C_L$$

$$\Delta L = 9973,9 \text{ N}$$

Em seguida, calcula-se a força cortante máxima e o momento fletor máximo com a carga aumentada, ambos ocorrendo na estação mais interna da asa

$$V_{\text{máx}} = 27104,7 \text{ N}$$

$$M_{\text{máx}} = 51556,0 \text{ N.m}$$

Já no caso do aileron defletido para cima, ocorre a diminuição na carga aerodinâmica da asa. Portanto, não há necessidade de verificar o carregamento resultante na asa. Entretanto, deve-se investigar a sollicitação mecânica sobre a superfície do aileron e posteriormente nos seus pontos de fixação e atuadores. Para que isso seja possível, determina-se a variação de carga pelo mesmo procedimento acima.

- $\delta a_{\text{máx}} = 20^\circ = 0,345 \text{ rad}$  {Deflexão máxima para cima}
- $c_a/c = 0,15$
- $b_a/2 = 2,99\text{m}$
- $S_a/2 = 0,504\text{m}$

$$\Delta C_L = -4,9 * (-1/4,9) * 0,345 * 0,9 * 0,9 * 3,2(6,73/9,75) \cos(2,6^\circ)$$

$$\Delta C_L = 0,62$$

$$\Delta L = qS \Delta C_L$$

$$\Delta L = -19947,78 \text{ N}$$

#### 5.4.5.3 – Cargas devido à deflexão do Leme de direção

Pelas equações 5.117 a 5.119, pode-se escrever:

$$\Delta C_{F_v} = 0,9 K_f \frac{\partial C_r}{\partial \delta_r} \cos \Lambda_{HL} \cdot \delta_r \quad (\text{eq.5.126})$$

tal que:

$$\delta_{r\_máx} = 20^\circ$$

Onde os valores abaixo foram retirados das Figuras 16.6 e 16.7 de Raymer (1992).

$$K_f = 0,78$$

$$\frac{\partial C_r}{\partial \delta_r} = 4,9$$

$$\Delta C_{F_v\_máx} = 1,16$$

$$\Delta F_{v\_máx} = q_v S_v \Delta C_{F_v\_máx}$$

$$\Delta F_{v\_máx} = 3661,2 \text{ N}$$

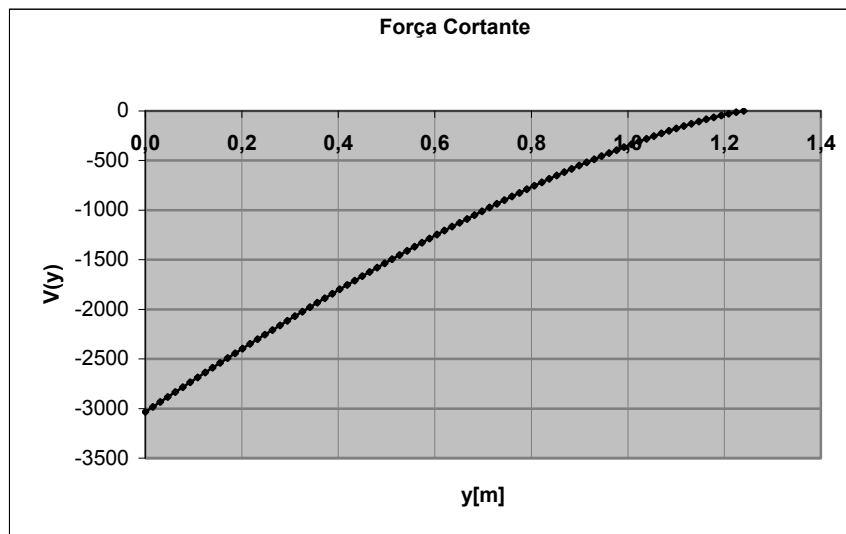
$$F_{v\_máx} = 6105,9 \text{ N}$$

Sendo assim, a força cortante máxima e o momento fletor máximo ficam:

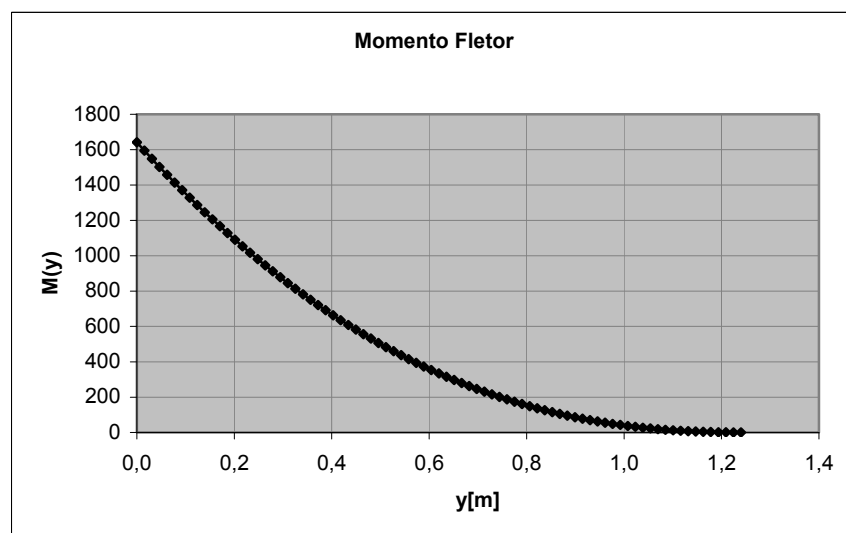
$$V_{máx} = 3033,1 \text{ N}$$

$$M_{máx} = 1641,6 \text{ N.m}$$

As Figuras 5.84 e 5.85 mostram os gráficos da força cortante e momento fletor.



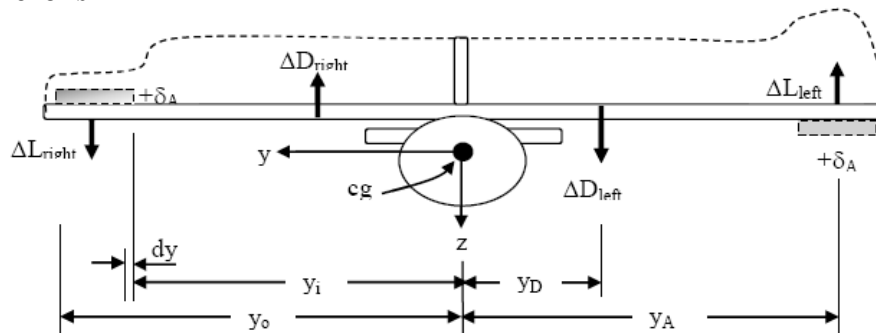
**Fig. 5.84:** força cortante



**Fig. 5.85:** Momento fletor

## 5.5 – Especificação do Sistema de Controle de Vôo

### 5.5.1 – Ailerons



**Fig. 5.86:** Distâncias e forças atuantes durante a rolagem lateral

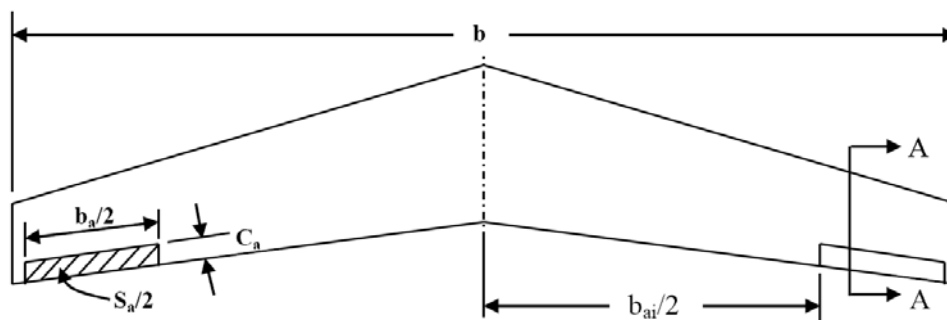
A Figura 5.86 acima (SADRAEY, 2012) ilustra a atuação das forças durante a rolagem lateral. Os valores de  $\Delta L$  referem-se ao incremento e decremento de sustentação gerado pela deflexão dos ailerons.  $\Delta D$  representa o arrasto gerado pelas superfícies das asas, da empenagem vertical e horizontal no plano  $yz$ .

onde, na Figura:

- $y_A$  é a distância do ponto de atuação da sustentação do aileron ( $\Delta L$ ) ao  $cg$ ;
- $y_D$  é a distância do ponto de atuação do arrasto  $\Delta D$  ao  $cg$ ;

#### 5.5.1.1 – Geometria dos ailerons

A Figura 5.87 (SADRAEY, 2012) ilustra os principais parâmetros geométricos exigidos para especificação e cálculo dos Ailerons.



**Fig. 5.87:** Parâmetros geométricos dos ailerons

Conforme anteriormente especificado, foram selecionados os seguintes parâmetros:

Envergadura do aileron:

$$b_a/b = 0,70$$

$$\text{Logo, } b_a/2 = 2,99\text{m}$$

Corda do Aileron:

$$c_a / c = 0,15$$

Logo, a corda na estação interna,

$$c_{ai} = 0,202\text{m}$$

E a corda na estação externa,

$$c_{ae} = 0,135\text{m}$$

Área do Aileron:

$$S_a = 1,008\text{m}^2 \Rightarrow S_a / 2 = 0,504\text{m}^2$$

Distância da estação interna do aileron ao eixo longitudinal ( $y_i$ )

$$y_i = 0,75\text{m}$$

$$y_A = (b_A/6)[(1 + 2\lambda_A^2)/(1 + \lambda_A)]$$

### 5.5.1.2 – Cálculo da ação dos ailerons

#### a) Variação do Coeficiente de rolagem lateral com a deflexão do aileron ( $C_{l\delta a}$ )

O  $C_{l\delta a}$  foi calculado na seção 5.3.2.2 pelo “*Aileron Strip Method*”:

$$C_{l\delta a} = 0,264 \text{ rad}^{-1}$$

#### b) Deflexão máxima dos Ailerons

$$\delta a_{m\acute{a}x} = 20^\circ / 10^\circ$$

$$\Delta\delta a_{m\acute{a}x} = (1/2)[|\delta a_{m\acute{a}x\_esquerdo}| + |\delta a_{m\acute{a}x\_direito}|] \quad (\text{eq.5.127})$$

$\Delta\delta a_{m\acute{a}x} = 15^\circ = 0,262\text{rad}$
---

#### c) Coeficiente de momento de rolagem lateral

$$C_l = C_{l\delta a}\delta a \quad (\text{eq.5.128})$$

$$\Delta C_{l\_m\acute{a}x} = C_{l\delta a}\Delta\delta a_{m\acute{a}x} \quad (\text{eq.5.129})$$

$$\Delta C_{l\_m\acute{a}x} = 0,264 * 0,262$$

Logo,

$\Delta C_{l\_m\acute{a}x} = 0,069$
-------------------------------------

#### d) Momento de rolagem lateral

O movimento de rolagem lateral se dá em duas fases: Uma transiente na qual a taxa temporal de rolagem ( $d\Phi/dt$ ) é crescente e outra em Regime Permanente na qual a taxa de rolagem é constante. Na fase permanente, o momento de rolagem imposto pela deflexão dos Ailerons iguala-se ao arrasto produzido pelas superfícies da aeronave quando em movimento de rolagem. Abaixo, calcula-se o momento de rolagem lateral devido à deflexão dos ailerons:

$$L_A = C_l q S b \quad (\text{eq.5.130})$$

$$L_{A\_m\acute{a}x} = \Delta C_{l\_m\acute{a}x} [(1/2)\rho_{ssl} V^2] S b \quad (\text{eq.5.131})$$

Para velocidade de decolagem:  $V_{TO} = 22,26 \text{ m/s} = 43,27 \text{ kt}$

Para velocidade de pouso:  $V_{ap} = 21,5 \text{ m/s} = 41 \text{ kt}$

Para velocidade de manobra:  $V_A = 73,4 \text{ m/s} = 142,7 \text{ kt}$

**Tab. 5.12:** Momento de rolagem máximo gerado pelos ailerons

	$V$ [m/s]	$L_a$ [N.m]
$V_{to}$	22,26	1745,727
$V_{ap}$	21,5	1628,557
$V_a$	73,4	18980,95

#### e) Taxa de rolagem lateral

Sadraey (2012) deriva a seguinte equação para a taxa de rolagem lateral em regime permanente ( $\dot{\phi} = \text{cte}$ )

$$\dot{\phi}_{ss} = \sqrt{\frac{2L_A}{\rho(S_w + S_{ht} + S_{vt})C_{D_R}y_D^3}} \quad (\text{eq.5.132})$$

onde:

- $\phi$  é o ângulo de inclinação lateral ;
- $C_{D_R}$  é o coeficiente de arrasto do movimento de rolagem da aeronave ( $\Delta D$ ).  $C_{D_R}$  varia tipicamente entre 0,7 e 1,2. O valor  $C_{D_R} = 1,2$  será usado;
- $y_D = 0,4(b/2) = 1,71 \text{ m}$ ;
- O subscrito “ss” refere-se ao regime permanente (*Steady State*, em Inglês).

**Tab. 5.13:** Taxa de rolagem em regime permanente

	$V$ [m/s]	$La$ [N.m]	$\dot{\phi}_{ss}$ [rad/s]	$\dot{\phi}_{ss}$ [graus/s]
$V_{to}$	22,26	1745,73	<b>6,08</b>	<b>348,63</b>
$V_{ap}$	21,5	1628,56	<b>5,88</b>	<b>336,72</b>
$V_a$	73,4	18980,95	<b>20,06</b>	<b>1149,56</b>

f) Cálculo do ângulo no qual a rolagem atinge o regime permanente ( $\dot{\phi}=\text{cte}$ )

$$\phi_1 = \frac{I_x}{\rho(S_w + S_{ht} + S_{vt})C_{D_R}y_D^3} \ln(\dot{\phi}_{ss}^2) \quad (\text{eq.5.133})$$

onde  $\phi_1$  é o ângulo “percorrido” até que o movimento atinja o regime permanente.

**Tab. 5.14:** Ângulo até o Regime permanente ( $\dot{\phi}=\text{cte}$ )

	$V$ [m/s]	$La$ [N.m]	$\dot{\phi}_{ss}$ [rad/s]	$\phi_1$ [rad]
$V_{to}$	22,26	1745,73	6,08	<b>23,62</b>
$V_{ap}$	21,5	1628,56	5,88	<b>23,17</b>
$V_a$	73,4	18980,95	20,06	<b>39,23</b>

g) Aceleração angular ( $\ddot{\phi}$ )

$$\ddot{\phi} = \frac{\dot{\phi}_{ss}^2}{2\phi_1} \quad (\text{eq.5.134})$$

**Tab. 5.15:** Aceleração angular

	$V$ [m/s]	$La$ [N.m]	$\dot{\phi}_{ss}$ [rad/s]	$\ddot{\phi}$ [rad/s <sup>2</sup> ]
$V_{to}$	22,26	1745,73	6,08	<b>0,784</b>
$V_{ap}$	21,5	1628,56	5,88	<b>0,745</b>
$V_a$	73,4	18980,95	20,06	<b>5,131</b>

h) Tempo para atingir uma inclinação específica

Raymer (1992) apresenta a Tabela abaixo com os requisitos de tempo para rolagem lateral de várias classes de aeronaves.

**Tab.5.16:** Tempo de rolagem requerido segundo a norma MIL-F-8785 B

Class	Aircraft type	Required roll
I	Light utility, observation, primary trainer	60° in 1.3 s
II	Medium bomber, cargo, transport, ASW, recce.	45° in 1.4 s
III	Heavy bomber, cargo, transport	30° in 1.5 s
IV A	Fighter-attack, interceptor	90° in 1.3 s
IV B	Air-to-air dogfighter	{ 90° in 1.0 s
		{ 360° in 2.8 s
IV C	Fighter with air-to-ground stores	90° in 1.7 s



A equação abaixo (SADRAEY, 2012) leva ao tempo necessário para atingir um ângulo requerido  $\varphi_{\text{req}}$  :

$$t_2 = \sqrt{\frac{2\varphi}{\ddot{\varphi}}} \quad (\text{eq.5.135})$$

**h-1)** Para aeronave da classe I:

$$\varphi_{\text{req}} = 60^\circ = 1,047 \text{ rad}$$

$\ddot{\varphi} = 5,131$  (relativo à  $V_A$ ; ver tabela 5.15):

$$t_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,047}{5,131}} = 0,64\text{s}$$

*Obs: O resultado atende ao requisito da Tabela 5.16.*

**h-2)** Para aeronave à velocidade de aproximação com os requisitos abaixo:

$$\varphi_{\text{req}} = 30^\circ = 0,524 \text{ rad}$$

$\ddot{\varphi} = 0,851$  (relativo à  $V_{ap}$ ; ver tabela 5.15):

$$t_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot 0,524}{0,851}} = 1,1\text{s}$$

**h-3)** Para aeronave à velocidade de manobra ( $V_A$ ) com os requisitos abaixo:

$$\varphi_{\text{req}} = 360^\circ = 2\pi \text{ rad}$$

$\ddot{\varphi} = 5,131 \text{ rad/s}^{-1}$  (relativo à  $V_A$ ; ver tabela 5.15):

$$t_2 = \sqrt{\frac{4\pi}{5,131}} = 1,56\text{s}$$

$$\text{Então, para a primeira volta: } \dot{\varphi}_{360\text{-médio}} = \frac{\Delta\varphi}{\Delta t_2} = \frac{360}{1,56} = 230,8 \text{ graus/s}$$

### 5.5.1.3 – Desenho esquemático de acionamento dos flaperons

#### a) Deflexão do aileron

O aileron é constituído por uma superfície ocupando 15% da corda a partir do bordo de fuga. Juntamente com a parte fixa, mostrada na Figura 5.88, constitui um dispositivo de dois elementos conforme mostrado na seção seguinte pela Figura 5.89. As deflexões máximas são de 20° para cima e 10° para baixo.



Fig. 5.88: Movimento do aileron

#### b) Deflexão do flap

O deslocamento do flap é realizado descrevendo um arco de raio R constante, com centro de curvatura O, tal que:

$$(R/c) = 0,3$$

$$(x/c)_O = 0,16 \text{ (posição relativa do centro "O" a partir do bordo de fuga)}$$

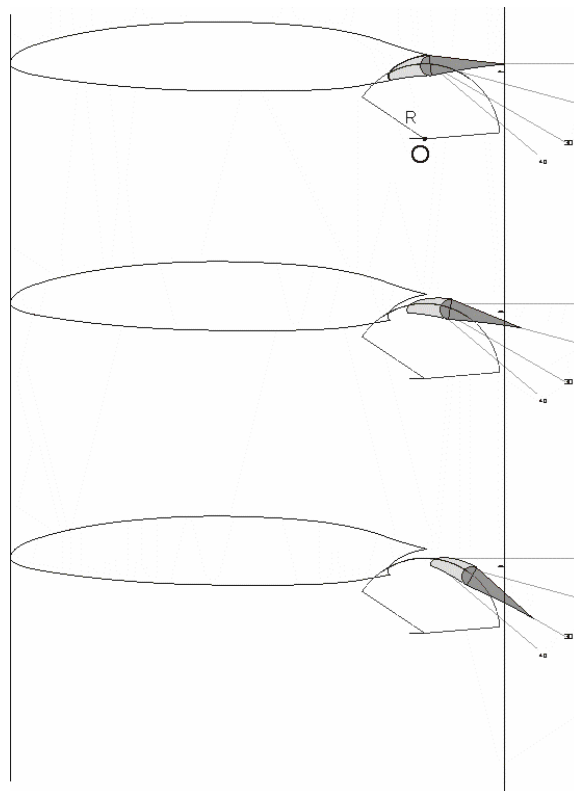
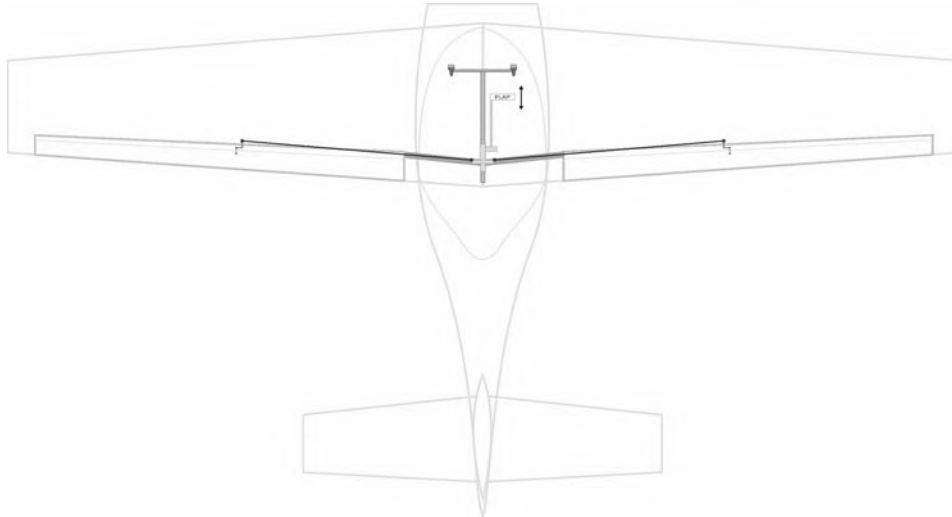


Fig. 5.89: Vista em perfil de acionamento do flap

### c) Esquema das linhas de comando de aileron e flap

A Figura 5.90, abaixo, ilustra as linhas de comando e de acionamento do flaperon. No esquema proposto, as superfícies do flap são unidas por uma barra comum que desliza por guias fixadas na longarina traseira das asas. O acionamento é feito por um atuador comandado manualmente que empurra todo o conjunto (barra e diferencial de aileron) instalados na seção central da fuselagem logo atrás dos assentos. O diferencial de ailerons desloca-se em um eixo estriado (somente no curso de deslocamento) que é ligado ao sistema do manche duplo para controle dos aileron. Para ser validado, todo o sistema deve ser detalhado e calculado em projeto específico.



**Fig. 5.92:** Esquema de acionamento do flaperon

### 5.5.2 – Profundor

A geometria previamente selecionada do profundor é listada abaixo.

- $\left\{ \begin{array}{l} c_{ip} = 0,125m \\ c_{rp} = 0,28m \end{array} \right\} \longrightarrow \left[ \frac{c_p}{c_H} \right] \approx 0,3 .$
- $\frac{b_p}{b_H} = 1$
- $S_p = 0,83m^2 \longrightarrow \frac{S_p}{S_H} = 0,4$
- $\Lambda_{HL} = 0$
- $\delta_p = \delta_e = + / -20^\circ$

Um esboço da geometria selecionada é mostrado na Figura 5.91, a seguir.



A equação seguinte contabiliza os momentos em torno do eixo do trem de pouso principal. Os subscritos “mg”, “T” e “wf” significam respectivamente “trem principal” (do inglês “*main gear*”), tração e asa-fuselagem (“*wing-fuselage*”).

$$\sum M = I_y \ddot{\theta} = -W(x_{mg} - x_{CG}) + D(z_D - z_{mg}) - T(z_T - z_{mg}) + L_{wf}(x_{mg} - x_{ac_{wf}}) + M_{ac_{wf}} + L_h(x_{ac_h} - x_{mg}) + ma(z_{cg} - z_{mg}) \quad (\text{eq.5.136})$$

onde  $\theta$  é o ângulo entre o eixo do avião e a linha do horizonte.

A solução da equação 5.136 para  $L_h$ , leva à equação 5.137, a seguir:

$$L_h = \frac{[-W(x_{mg} - x_{CG}) + D(z_D - z_{mg}) - T(z_T - z_{mg}) + L_{wf}(x_{mg} - x_{ac_{wf}}) + M_{ac_{wf}} + ma(z_{cg} - z_{mg}) - I_y \ddot{\theta}]}{(x_{mg} - x_{ach})} \quad (\text{eq.5.137})$$

O valor de  $L_h$  resultante da equação acima é o requerido para que seja possível atingir o valor de  $\ddot{\theta}$  imposto. Como fator de segurança, o  $L_h$  necessário é calculado à velocidade de “*stall*” na configuração de decolagem ( $V_{S\_TO}$ ) que é cerca de 10% menor que  $V_{TO}$ .

Para o cálculo da equação 5.137 verifica-se os valores abaixo:

- $\ddot{\theta} = 8^\circ/s^2 = 0,14 \text{ rad/s}^2$  (valor selecionado);
- $D = D_{TO} = q_{TO} S C_{D\_TO} = 337,9 \text{ N}$ ;
- $L_{TO} = 3648,8 \text{ N}$
- $C_{m\_wf} = C_{mf} + C_{mw} = -0,00047$ ;
- $T = \frac{\eta_p P_{hp}}{V_{S_{TO}}} = \frac{0,8 \cdot 74,57}{22,26} = 2,946 \text{ KN}$  ;
- $a = \frac{T - D_{TO} - \mu(W - L_{TO})}{m_{TO}} = 5,14 \text{ m/s}^2$  ,  
onde o coeficiente de atrito  $\mu = 0,04$  e  $m_{TO} = 450 \text{ Kg}$ ;

Resolvendo a equação 5.137, encontra-se:

$L_{h_{REQUERIDO}} = -397,2 \text{ N}$
--

Calcula-se agora o  $L_h$  gerado pela geometria proposta pela equação abaixo.

$$L_h = q_{h_{TO}} S_h C_{L_{H\_TO}}$$

Para o cálculo do termo  $C_{L_{H\_TO}}$  lança-se mão das equações 4.65 e 4.66, transcritas abaixo.

$$C_{L_h} = C_{L_{\alpha_h}} \left[ (\alpha + i_w) \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + (i_h + i_w) - \Delta \alpha_{0L_h} \right] \quad (\text{eq.4.65})$$

$$\Delta \alpha_{0L_h} = -\frac{1}{C_{L_{\alpha}}} \left[ 09(K_f) \left( \frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} \right)_{\text{airfoil}} \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \cos \Lambda_{HL} \right] \delta_e \quad (\text{eq.4.66})$$

onde:

$$i_w = i_h = 0$$

$$\delta_e = \delta_{p\_m\acute{a}x} = 20^\circ = 0,35\text{rad}$$

Logo,

$$C_{L_{H\_TO}} = -1,19$$

Portanto,

$$L_h = -559,5N$$

Ou seja, para a geometria proposta o valor de  $L_h$  excede razoavelmente o requerido. Isto da margem a uma redução na deflexão máxima ou na área do profundor.

### 5.5.2.12 – Dimensionamento para condição de ajuste em Vôo (“Trim”)

A Figura abaixo (SADRAEY, 2012) mostra um esquema com as forças e momentos atuantes em vôo. Para a aeronave proposta, a distância do eixo de atuação da força de tração (T) e do arrasto ao centro de gravidade é pequena o suficiente para ser desprezada.

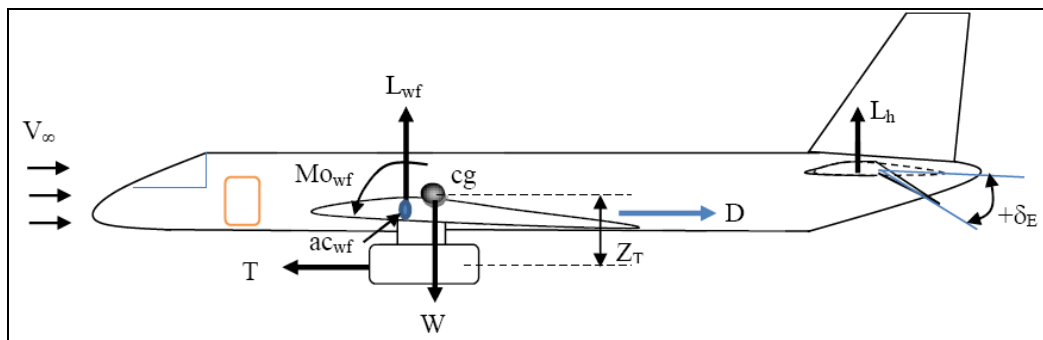


Fig. 5.93: forças e momentos atuantes em vôo (SADRAEY, 2012)

Relembra-se então o equilíbrio de forças em vôo no eixo z com a seguinte equação:

$$L_w + L_h = W$$

A divisão da equação acima por  $qS_{ref}$ , leva ao equilíbrio de forças na forma de coeficientes na seguinte equação:

$$C_{L_w} + \eta_h \frac{S_h}{S_{ref}} C_{L_h} = \frac{W}{qS_{ref}} \quad (\text{eq.5.137})$$

Escreve-se a seguir a equação para o balanço de momentos em torno do centro de gravidade com a condição de vôo nivelado, ou seja,  $\sum M_{CG} = 0$

$$M_{cg} = L(X_{cg} - X_{acw}) + M_w + M_{fus} - L_h(X_{ach} - X_{cg}) = 0 \quad (\text{eq.5.138})$$

A divisão da equação acima por  $qS_{ref}$  leva à equação, seguinte, de momentos na forma de coeficientes:

$$C_{m_{cg}} = C_L (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_w} + C_{m_{fus}} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_h} (\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) = 0 \quad (\text{eq.5.139})$$

Com as duas equações (5.138 e 5.139) e as duas incógnitas ( $C_{L_h}$  e  $C_{L_w}$ ), deseja-se encontrar  $C_{L_h}$ .

Resolvendo o sistema, verifica-se que:

$$C_{L_h} = \frac{[C_{L_{TOTAL}} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m_{wf}}]}{(\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) + (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw})} \frac{S}{\eta_h S_h} \quad (\text{eq.5.140})$$

Calculando-se a equação 5.140, encontra-se:

$C_{L_h} = -0,0217$
---------------------

O valor encontrado acima é o  $C_{L_h}$  requerido para manter o equilíbrio de momentos em vôo. Agora calcula-se qual a deflexão do profundor é necessária para atender o  $C_{L_h}$  requerido.

Para isso, utiliza-se novamente as equações 4.65 e 4.66. Resolvendo-se o problema para  $\delta_e$ , encontra-se:

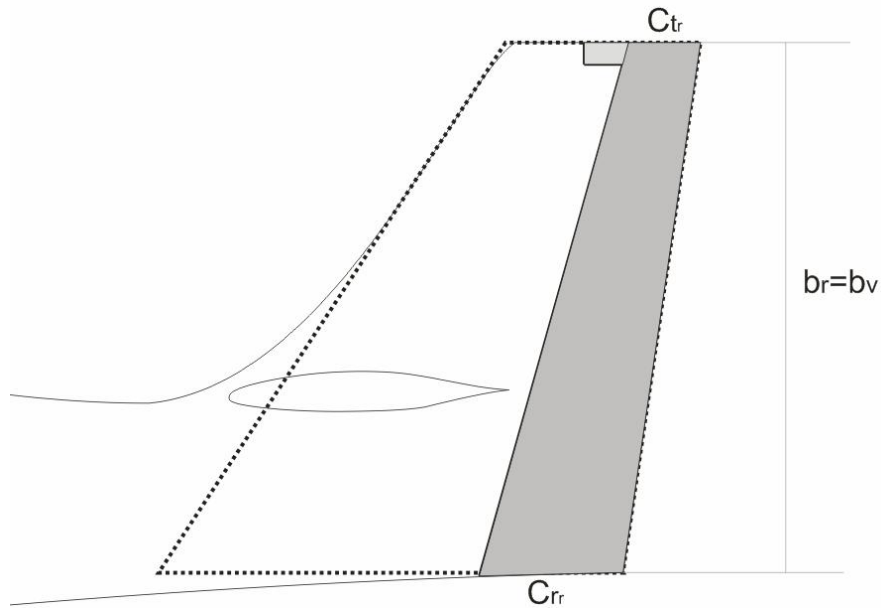
$\delta_e \cong -0,017rad \cong -0,9^\circ$
---

### 5.5.3 – Leme de direção

A geometria proposta para o leme de direção é descrita abaixo.

- $c_r = 0,3707m$
- $c_t = 0,1863m$
- $b_r = b_v = 1,24m$
- $S_r = 0,345m^2 = 0,343S_v$
- $\Lambda_{HL} = 15,7^\circ = 0,27rad$

A Figura 5.94 seguinte mostra a geometria do leme e estabilizador vertical.



**Fig. 5.94:** Geometria do leme de direção

Reescreve-se a equação de momento de guinada na forma de coeficientes, abaixo.

$$C_n = \frac{N}{qS_w b} = C_{n_{\beta-w}} \beta + C_{n_{\delta a}} \delta a + C_{n_{\beta fus}} \beta + C_{n_v} - \frac{F_{p\beta}}{qS_w} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_p) \quad (\text{eq.5.141})$$

O termo  $C_{n_v}$  pode ser reescrito pela equação abaixo, dependente de  $\delta r$ .

$$C_{n_v} = C_{F_v} (\bar{X}_{acv} - \bar{X}_{cg}) = C_{F_{\beta v}} \left[ \beta \frac{\partial \beta_v}{\partial \beta} + \frac{\delta_r}{C_{F_{\beta v}}} \left( 0,9 K_f \frac{\partial C_f}{\partial \delta_r} \frac{S_{flapped}^n}{S_{ref}} \cos \Lambda_{HL} \right) \right] (\bar{X}_{acv} - \bar{X}_{cg}) \quad (\text{eq.5.142})$$

ou seja, o mesmo procedimento usado anteriormente.

Usando os coeficientes calculados na seção 5.3, calcula-se os valores de  $\delta r$  para os quais  $C_n$  é nulo em vários ângulos  $\beta$  diferentes.



A Tabela abaixo expressa os valores de  $\delta r$  que levam  $C_n$  a zero. Os valores dos coeficientes foram calculados no  $C_L$  de aproximação para pouso. Nessa condição, o valor de  $\beta$  deve chegar, pelo menos até  $\beta = 32^\circ$ , pois na velocidade de aproximação ( $V_{ap} = 41$  kt) o vento cruzado (a  $90^\circ$  com a direção do pouso) de 25 kt corresponde a um ângulo  $\beta$  de  $31,4^\circ$ .

Os resultados são satisfatórios, pois o ângulo de deflexão máximo requerido para o leme foi por volta de  $12^\circ$  e a deflexão máxima é de  $20^\circ$ .

**Tab.5.17:** Verificação da autoridade de comando de leme para  $\beta$  até  $35^\circ$

$\beta$ [grau]	$\beta$ [rad]	$C_n - \beta - w$	$C_n \delta_a$	$C_n - \beta - fus$	$(F_p / q S_w) * [(X_{CG} - X_p) / c]$	CL	$C_n - v$	$\delta r$ [rad]	$\delta r$ [grau]
1,0	0,017	0,031	-0,084	-0,207	0,006	1,60	0,010	0,007	0,375
2,0	0,035	0,031	-0,084	-0,207	0,013	1,60	0,019	0,013	0,750
3,0	0,052	0,031	-0,084	-0,207	0,019	1,60	0,029	0,020	1,125
4,0	0,070	0,031	-0,084	-0,207	0,026	1,60	0,038	0,026	1,500
5,0	0,087	0,031	-0,084	-0,207	0,032	1,60	0,048	0,033	1,874
6,0	0,105	0,031	-0,084	-0,207	0,039	1,60	0,057	0,039	2,247
7,0	0,122	0,031	-0,084	-0,207	0,045	1,60	0,067	0,046	2,619
8,0	0,140	0,031	-0,084	-0,207	0,052	1,60	0,077	0,052	2,990
9,0	0,157	0,031	-0,084	-0,207	0,059	1,60	0,086	0,059	3,360
10,0	0,175	0,031	-0,084	-0,207	0,065	1,60	0,096	0,065	3,728
11,0	0,192	0,031	-0,084	-0,207	0,072	1,60	0,106	0,071	4,095
11,5	0,201	0,081	-0,137	-0,207	0,075	2,60	0,101	0,081	4,661
12,0	0,209	0,031	-0,084	-0,207	0,079	1,60	0,116	0,078	4,460
13,0	0,227	0,031	-0,084	-0,207	0,085	1,60	0,125	0,084	4,824
14,0	0,244	0,031	-0,084	-0,207	0,092	1,60	0,135	0,090	5,185
15,0	0,262	0,031	-0,084	-0,207	0,099	1,60	0,145	0,097	5,544
16,0	0,279	0,031	-0,084	-0,207	0,106	1,60	0,155	0,103	5,900
17,0	0,297	0,031	-0,084	-0,207	0,113	1,60	0,165	0,109	6,254
18,0	0,314	0,031	-0,084	-0,207	0,120	1,60	0,176	0,115	6,605
19,0	0,332	0,031	-0,084	-0,207	0,127	1,60	0,186	0,121	6,953
20,0	0,349	0,031	-0,084	-0,207	0,135	1,60	0,196	0,127	7,298
21,0	0,367	0,031	-0,084	-0,207	0,142	1,60	0,207	0,133	7,639
22,0	0,384	0,031	-0,084	-0,207	0,149	1,60	0,217	0,139	7,976
23,0	0,401	0,031	-0,084	-0,207	0,157	1,60	0,228	0,145	8,309
24,0	0,419	0,031	-0,084	-0,207	0,165	1,60	0,239	0,151	8,638
25,0	0,436	0,031	-0,084	-0,207	0,173	1,60	0,249	0,156	8,963
26,0	0,454	0,031	-0,084	-0,207	0,180	1,60	0,260	0,162	9,282
27,0	0,471	0,031	-0,084	-0,207	0,189	1,60	0,272	0,167	9,597
28,0	0,489	0,031	-0,084	-0,207	0,197	1,60	0,283	0,173	9,905
29,0	0,506	0,031	-0,084	-0,207	0,205	1,60	0,294	0,178	10,209
30,0	0,524	0,031	-0,084	-0,207	0,214	1,60	0,306	0,183	10,505
31,0	0,541	0,031	-0,084	-0,207	0,222	1,60	0,318	0,188	10,796
32,0	0,559	0,031	-0,084	-0,207	0,231	1,60	0,330	0,193	11,079
33,0	0,576	0,031	-0,084	-0,207	0,240	1,60	0,342	0,198	11,355
34,0	0,593	0,031	-0,084	-0,207	0,250	1,60	0,354	0,203	11,623
35,0	0,611	0,031	-0,084	-0,207	0,259	1,60	0,367	0,207	11,882
36,0	0,628	0,031	-0,084	-0,207	0,269	1,60	0,380	0,212	12,133
37,0	0,646	0,031	-0,084	-0,207	0,279	1,60	0,393	0,216	12,374

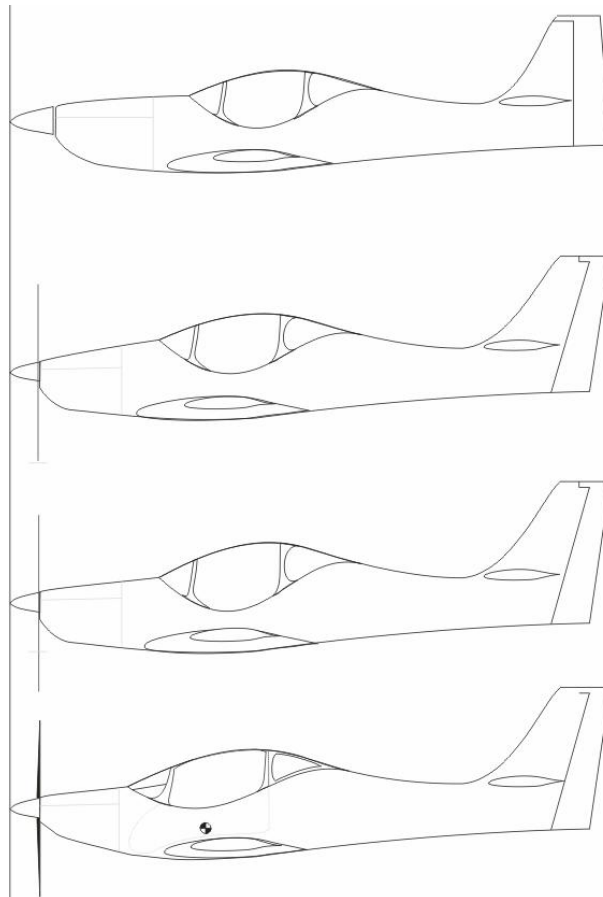
## 5.6 – Resumo das especificações finais

### 5.6.1 – Evolução das linhas da aeronave

As linhas do avião sofreram muito poucas alterações durante o projeto. As principais são listadas abaixo:

- Alterações na posição das superfícies e da cabine durante o peso e balanceamento;
- Ajustes para integração do motor;
- Rebaixamento do nariz para melhorar a visibilidade frontal, especialmente durante o pouso;
- Alguma tentativa de redução da área molhada sem introduzir variações bruscas nas seções da fuselagem, com objetivo de melhoria da eficiência aerodinâmica.

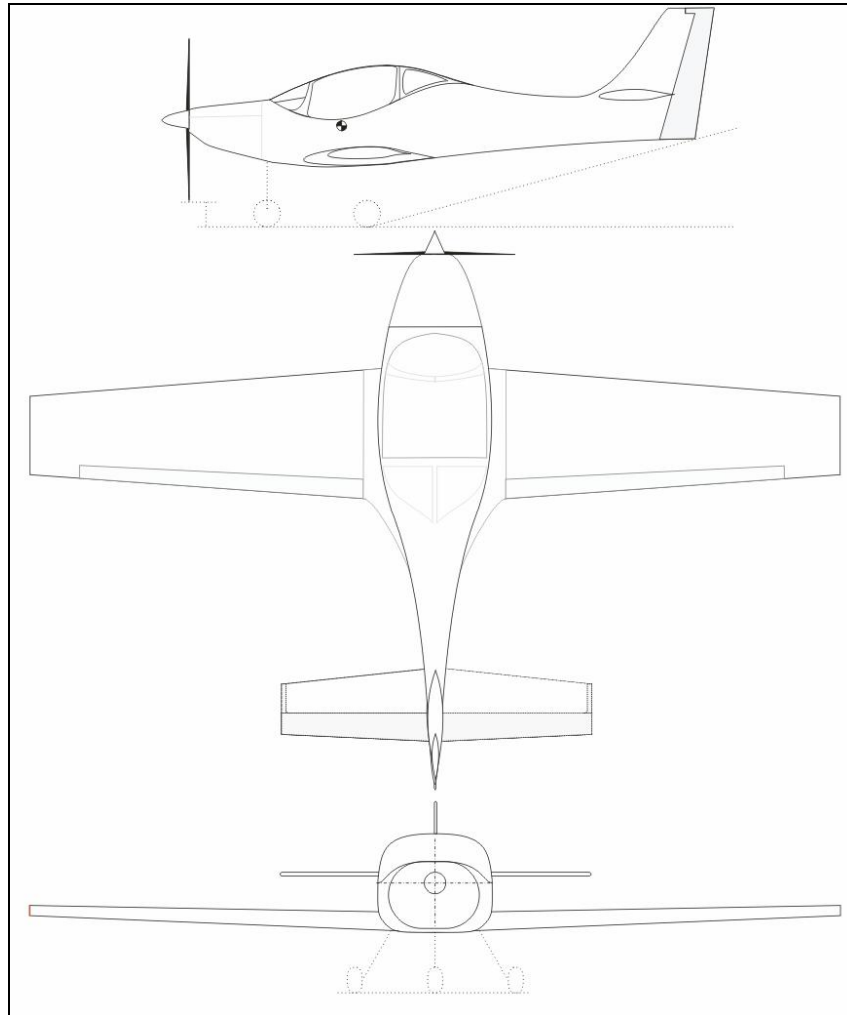
Em relação à última, vale lembrar que faz-se necessário o uso de ferramentas mais sofisticadas de cálculo ou o uso de túnel de vento para que tais melhorias possam ser eficientemente alcançadas. A seguir, a Figura 5.95 mostra, de cima para baixo, a evolução nas vistas laterais. As variações nas linhas das vistas superior e frontal não são significativas e portanto não serão exibidas.



**Fig. 5.95:** Evolução das linhas da aeronave – Vistas laterais

### 5.6.2 – Resumo de desempenho e das especificações finais

Aqui é apresentada a configuração final e os dados de desempenho. A Figura 5.96 mostra o desenho em três vistas final do avião com todas as alterações às quais ele foi submetido. As Tabelas 5.18 a 5.21 resumem as principais especificações, sejam quanto à geometria, sejam quanto ao desempenho.



**Fig. 5.96:** Desenho em três vistas da configuração final

**Tab.5.18:** Dados de desempenho: Velocidades

<b>Desempenho</b>				
<b>Velocidades</b>	<b>símbolo</b>	<b>[m/s]</b>	<b>unidades inglesas</b>	<b>[Km/h]</b>
Velocidade de Stall mínima (com flap)	$V_{s0}$	16,5	32 kt	59,4
Velocidade de Stall sem flap	$V_{s1}$	23,15	45 kt	83,3
Velocidade de cruzeiro	$V_c$	77,2	150 kt	277,9
Velocidade máxima nivelado	$V_h$	81	158 kt	291,6
Velocidade de manobra	$V_a$	73,4	142,7 kt	264,2
Velocidade de melhor razão de subida	$V_y$	42	81,6 kt	151,2
Velocidade de melhor ângulo de subida	$V_x$	36,5	71kt	131,4
Velocidade de melhor planeio	$V_G$	34,2	66,5 kt	123,1
razão de subida	$V_v$	11,4	2200 fpm	41,0

**Tab.5.19:** Dados de desempenho: Outros

melhor ângulo de subida		19,3°	
melhor razão de planeio		15,6	
Alcance máximo	R	1913 Km	1033 NM
Autonomia	E	6,3 horas	
Relação potência-peso ( $W_{TO\ máx}$ )		0,17 kW/Kg	0,101 hp/lb
Fator de carga máx/mín	G	+10/-5	
<b>Distância de decolagem (c/ obstáculo de 50 ft)</b>			
		181m	594 ft
<b>Distância de pouso (c/ obstáculo de 50 ft)</b>			
		267m	876 ft
<b>peso vazio</b>			
	$W_e$	221 Kgf	487 lb
<b>peso máximo de decolagem</b>			
	$W_{TO}$	450 Kgf	992 lb
<b>Carga alar</b>			
	W/S	46,15 Kgf/m <sup>2</sup>	9,45 lb/ft <sup>2</sup>

**Tab.5.20:** Deflexão das superfícies de controle

Aileron	$\delta_a$	20° p/ cima	10° p/ baixo
Profundor	$\delta_e$	20° p/ cima	20° p/ baixo
Leme	$\delta_r$	20° p/ esquerda	20° p/ direita

**Tab.5.21:** Parâmetros geométricos

<b>Asa</b>		
Área da asa	9,75	m <sup>2</sup>
Envergadura	8,55	m
Razão de afilamento	0,56	
Enflechamento no bordo de ataque	4,33°	
Diedro	2,6°	
Corda na raiz	1,47	m
Corda na ponta	0,82	m
Razão de aspecto	7,5	
<b>Empenagem horizontal</b>		
Área	2,08	m <sup>2</sup>
Envergadura	3,28	m
Afilamento	0,6	
corda na raiz	0,79	m
corda na ponta	0,48	m
Razão de aspecto	5,2	
<b>Empenagem vertical</b>		
Área	1	m <sup>2</sup>
enflechamento	31,3°	
corda na raiz	1,1	m
corda na ponta	0,52	m
<b>Fuselagem</b>		
comprimento total	5,6	m
largura máxima da cabine	1,2	m
Altura máxima da cabine	1,1	m
Altura total (sem o trem de pouso)	1,67	m

# Capítulo 6

## Conclusões

### 6.1 – Resumo

Determinou-se de início o desempenho desejado, os perfis das missões a serem cumpridas e os requisitos gerais para o avião. Destaca-se nessa fase que se pretende que esta aeronave seja capaz de alcançar faixas de velocidades máxima e de cruzeiro ligeiramente maiores que as outras da mesma categoria sem detrimento das características de baixa velocidade.

Os estudos comparativos através de Tabelas e gráficos forneceram dados de referência. Em seguida foi feito o preparativo para a estimativa de pesos vazios através das frações de peso. Para fins de avaliação foi comparado a fração de peso vazio calculado pelos dados estatísticos da Tabela 3.1 com o método apresentado por Raymer (1992) mostrado na Tabela 3.6 utilizando o peso máximo encontrado na Tabela estatística 3.1. Em ambos os casos o valor encontrado foi  $W_e/W_0 \sim 0,56$ . Após, foi calculado a fração de peso de combustível para as etapas de navegação pela equação 3.5, de Breguet. Então foi calculado a fração de peso de combustível utilizada na missão pelo produtório da equação 3.7 e pela equação 3.8 após o qual montou-se a equação 3.9 utilizando a fração de peso de combustível calculada e a equação da Tabela 3.6. A substituição de valores levou à equação 3.10 que foi utilizada para cálculo de  $W_0$  estimado através de processo iterativo apresentado na Tabela 3.10. A Tabela 5.22 abaixo compara os resultados da estimativa de  $W_0$ .

**Tab.5.22:** Resultados da estimativa inicial e final de  $W_0$  e  $W_e/W_0$

	$W_0$	$W_e/W_0$
Estatística (tab. 3.1)	573 Kgf	0,56
Método iterativo (eq.10)	498,5 Kgf	0,566
Valor final	450 Kgf	0,49

Decidiu-se por utilizar um valor mais baixo do que o calculado ao se considerar exclusivamente os métodos e materiais utilizados em aeronaves mais modernas do gênero.

Ainda na fase de estudos preliminares foi definida a configuração externa do avião e foi conduzido um estudo da área de trabalho, ou seja, a cabine de pilotagem. Nesse estudo foram avaliados os parâmetros ergonômicos que afetam a pilotagem e foi feito o dimensionamento de espaço interno de forma que a tripulação possa exercer a atividade de vôo com segurança e conforto.

Com base no resultado dos estudos preliminares conduziu-se então o projeto preliminar (ou Anteprojeto) no qual foram calculados a relação potência-peso requerida e a geometria da forma plana da asa através da definição da carga alar e razão de aspecto. Com a geometria básica da asa definida, procedeu-se para a determinação das proporções externas do avião, ou seja, comprimento, geometria da cauda e superfícies de controle. Com a geometria básica de todo o avião definida, foi possível desenhar o primeiro esboço com base nos cálculos. O resultado é mostrado na Figura 4.5. Em seguida, conduziu-se um estudo detalhado do peso da aeronave contabilizando a contribuição do peso de cada item que constitui a estrutura e os sistemas desta. O

resultado, sintetizado na Tabela 4.9, mostra um peso máximo de 456,1 Kgf. Os 6,1 Kgf acima do especificado representa uma variação de apenas 1,36% e é aceitável.

Iniciaram-se, então, os cálculos aerodinâmicos preliminares na seção 4.6. Sendo assim, procedeu-se com o estudo para a seleção do perfil das asas, cauda e área molhada. Os resultados permitiram os cálculos iniciais de sustentação e da polar de arrasto.

Em seguida, foi analisada a distribuição de peso para uma avaliação preliminar do passeio do CG e conseqüentemente o cálculo estimativo de estabilidade longitudinal estática. Os resultados permitiram contabilizar a contribuição do arrasto de “Trim” e ainda avaliar a entrada e recuperação em vôo fora de controle e parafusos.

De posse de todos os principais parâmetros do avião, procedeu-se o detalhamento do projeto no Capítulo 5. Quanto à aerodinâmica, cálculos de sustentação foram realizados utilizando os métodos da Teoria da Linha Sustentadora de Prandtl (LLT), VLM e Método dos Painéis com o uso do software Xflr5. Ainda nos cálculos aerodinâmicos, o arrasto foi recalculado utilizando o método da contribuição de cada componente e ainda a área molhada calculado através de um modelo em CAD do avião. Com os parâmetros aerodinâmicos definidos, foram calculados os principais aspectos de desempenho tais como, decolagem, vôo ascendente, vôo em cruzeiro, vôo em curva, vôo descendente, altitudes operacionais e velocidades máximas e mínimas. Com os dados calculados foi possível traçar o gráfico de “Envelope de Vôo” do avião, exibido na Figura 5.43.

Com os resultados tendo sido considerados satisfatórios até então, foi verificado o comportamento da aeronave quanto à estabilidade Látero-Direcional estática. Ainda quanto à resposta aerodinâmica do avião, foi dedicado uma seção exclusivamente para o detalhamento e, principalmente, verificação do sistema de controle de vôo quanto a requisitos específicos. Também foi dedicada uma seção para descrever e quantificar as cargas aerodinâmicas principais que atuam sobre a estrutura. Embora o cálculo estrutural não seja o foco deste trabalho, uma avaliação da magnitude dessas cargas é importante ao se considerar que se deseja um avião capaz de resistir a altos fatores de carga. Isso permite vislumbrar que tipos de configurações estruturais poderiam ser escolhidas para resistir a tais esforços assim como servir de base para um futuro projeto estrutural.

Os resultados obtidos pela abordagem aqui conduzida atendem, de maneira geral, os objetivos deste trabalho. Entretanto, mais importante que isto é observar que tais resultados são consistentes com a realidade. Ou seja, ao compará-los com dados de aviões com mesma faixa de peso e desempenho, verifica-se que muitos dos valores encontrados aqui são semelhantes a estas aeronaves e outros são justificáveis, por exemplo, por uma diferença relevante no peso máximo ou por uma particularidade geométrica.

Outra observação importante é o fato de parte da formulação matemática aqui utilizada ter origem empírica ou estatística. Isto impede que os resultados sejam particularizados para a geometria exata da aeronave o que os afasta um pouco da realidade. Estes e outros detalhes são discutidos nas seções abaixo.

## 6.2 – Análise dos resultados

### 6.2.1 – Desempenho

Embora o desempenho desejado, especificado na seção 2.1, não tenha sido totalmente alcançado, a maioria dos itens alcançou ou superou o requerido. Os requisitos que não foram alcançados nos cálculos foram os seguintes:

**a) Velocidade máxima nivelado ( $V_{\text{máx}}$  ou  $V_h$ ):**

Embora não tenha sido numericamente superado, a diferença de 1,03 m/s (2 kt) é desprezível (1,25%) e portanto o valor calculado é aceitável.

**b) Distância de decolagem:**

Apesar da distância ser maior que a desejada, esta ainda é compatível com operações em pistas curtas e, portanto, aceitável. Além disso, é importante lembrar que tal cálculo contempla a distância necessária para superar um obstáculo de 50 ft (15,2 m) na direção da decolagem. Uma decolagem mais suave exigirá uma distância menor. A Tabela 5.22 mostra a comparação.

**Tab.5.23:** Distância de decolagem: Desejada vs. Calculada

Distância de decolagem	
Requerida	150 m
Calculada	181 m
Diferença	31 m
Percentual	A distância calculada é cerca de 20% maior que a requerida

**c) Distância de pouso:**

Da mesma forma que na decolagem, a distância de pouso calculada foi maior que a requerida na seção 2.1. Neste caso, a diferença foi muito menor (6,8%) e as distâncias podem até ser consideradas equivalentes. Apesar disso, ainda vale lembrar que a distância de pouso também foi calculada para um gradiente de descida considerando um obstáculo de 50 ft (15,4 m) na direção do pouso, a partir do qual se considera a distância gasta no pouso conforme ilustra a Figura 5.28. Ao considerar-se um pouso normal, sem obstáculo, a distância diminui, pois o ponto de toque será mais curto. A Tabela 5.23 apresenta a comparação dos resultados.

**Tab.5.24:** Distância de pouso: Desejada vs. Calculada

Distância de Pouso	
Requerida	250 m
Calculada	267 m
Diferença	17 m
Percentual	A distância calculada é cerca de 7% maior que a requerida

#### d) Velocidades mínimas de stall

A maior preocupação neste caso era que a velocidade de stall com flap recolhidos não excedesse 45 kt (23,15 m/s). Os cálculos sugerem que a geometria escolhida seja capaz de alcançar estes resultados mesmo com a influência da fuselagem. A Tabela 5.25 mostra as velocidades de stall estimadas para cada configuração.

**Tab.5.25:** Velocidades de Stall

Configuração	$C_{Lmáx}$	[m/s]	[kt]
Pouso	2,7	$V_{S0} = 16,5$	$V_{S0} = 32,07$
Decolagem	1,8	$V_{sTO} = 20,24$	$V_{sTO} = 39,3$
Cruzeiro	1,37	$V_{S1} = 23,2$	$V_{S1} = 45,1$

### 6.2.2– Análise dos resultados de cálculo aerodinâmico

#### a) Arrasto

O coeficiente de arrasto mínimo foi calculado em dois momentos diferentes por dois métodos distintos. Primeiramente, foi calculado pelo Método do Atrito Equivalente na subseção 4.7.2.1 pela equação 4.47 onde o coeficiente de atrito equivalente ( $C_{fe}$ ) é fornecido pela Tabela 4.22 para várias classe de aviões e baseados em dados estatísticos. Num segundo momento, já no projeto detalhado, foi utilizado o método que computa a contribuição de cada elemento do avião (“*Component Buildup Method*”) tais como asas, empenagens fuselagem, trem de pouso e outros. Os resultados são equivalentes, praticamente iguais. Foi decidido utilizar o valor  $C_{D\_mínimo} = 0,02$ . A Tabela 5.27, abaixo, mostra os valores.

A área molhada, dado comum aos dois métodos, também foi calculada de forma diferente em cada etapa. Para o método do atrito equivalente, foi utilizado o cálculo das equações 4.35, e 4.36 apresentadas por Raymer (1992) assim como a aproximação das áreas laterais mostradas nas Figuras 4.17 e 4.18. Já para o “*Component Buildup Method*” foi utilizado o valor do modelo em CAD, mostrado na Figura 5.16. Os resultados foram razoavelmente próximos; a Tabela 5.26 a seguir mostra os valores.

**Tab.5.26:** Comparação de resultados para a área molhada

Método	Área molhada total - $S_{wet}$
Equações por Raymer (1992)	37,42 m <sup>2</sup>
CAD	35,9 m <sup>2</sup>
Diferença	1,52 m <sup>2</sup>

**Tab.5.27:** Comparação de resultados para o coeficiente de arrasto parasita

Método	$C_{D\_mínimo}$
Atrito Equivalente	0,021
<i>Component Buildup Method</i>	0,0206

Conforme já esperado, houve alguma dificuldade em calcular o arrasto à grandes ângulos de ataque. Isto causou alguns resultados estranhos como foi comentado na seção 5.2.6.1.



Em condições de cruzeiro, esperava-se um arrasto parasita um pouco menor ao se considerar aviões de geometria semelhante, apesar do resultado encontrado ser satisfatório. Sobre isto, três observações são relevantes:

- i) as equações usadas no método apresentado na seção 5.3.1 oferecem resultados aproximados;
- ii) da mesma forma, os resultados para a asa são aproximados. Entretanto, neste caso em particular, os dados experimentais do perfil mostram que este tem um dos coeficientes de arrasto mínimo mais baixos de sua categoria ( $C_{d\_min} = 0,0027$ ) em condições de cruzeiro. O método não leva estes dados em consideração;
- iii) o arrasto parasita oriundo do trem de pouso é bastante relevante em aviões de trem fixo ou quando operando com este estendido. Como os detalhes do trem de pouso ainda não estão definidos, foram escolhidos coeficientes relativos à uma geometria que cause um arrasto um pouco maior com a intenção de estimar o pior cenário.

## b) Sustentação

O coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) e a taxa de crescimento deste coeficiente com o ângulo de ataque ( $C_{L\alpha}$ ) foram calculados inicialmente para a asa sozinha pelo método estimativo clássico, apresentado por Raymer (1992), na seção 5.7.1 no projeto preliminar e posteriormente na seção 5.1.1 utilizando três métodos diferentes com o auxílio do software xflr5.

Os coeficientes para o avião completo também foram estimados pelo método clássico e calculado pelo método dos painéis com o xflr5. A Tabela 5.28 compara os resultados para a asa, a Tabela 5.29 compara os resultados para o avião completo e a Figura 5.97 mostra as curvas  $C_L \times \alpha$  tanto para a asa quanto para o avião completo encontrada pelos diversos métodos citados.

É importante notar que nenhum dos métodos é capaz de prever corretamente a região do stall e conseqüentemente o  $C_{L\_máx}$ . Todos os valores da última coluna das Tabelas, que aparecem em tom mais claro, foram estimados em função dos dados do perfil.

**Tab.5.28:** Resultados para a asa ( $Re_{MAC} \sim 2 \times 10^6$ )

Método	$C_{L\alpha}$ [ $rad^{-1}$ ]	$C_{L\_máx}$
Clássico (Raymer)	4,8	1,44
LLT (ñ-linear)	4,95 $\alpha < 8^\circ$ e 3,23 $\alpha > 8^\circ$	1,49
VLM	4,4	
3D-panel	4,77	

**Tab.5.29:** Resultados para o avião ( $Re_{MAC} \sim 2 \times 10^6$ )

Método	$C_{L\alpha}$ [ $rad^{-1}$ ]	$C_{L\_máx}$
Clássico (Raymer)	4,56	1,37
3D-panel	3,9	

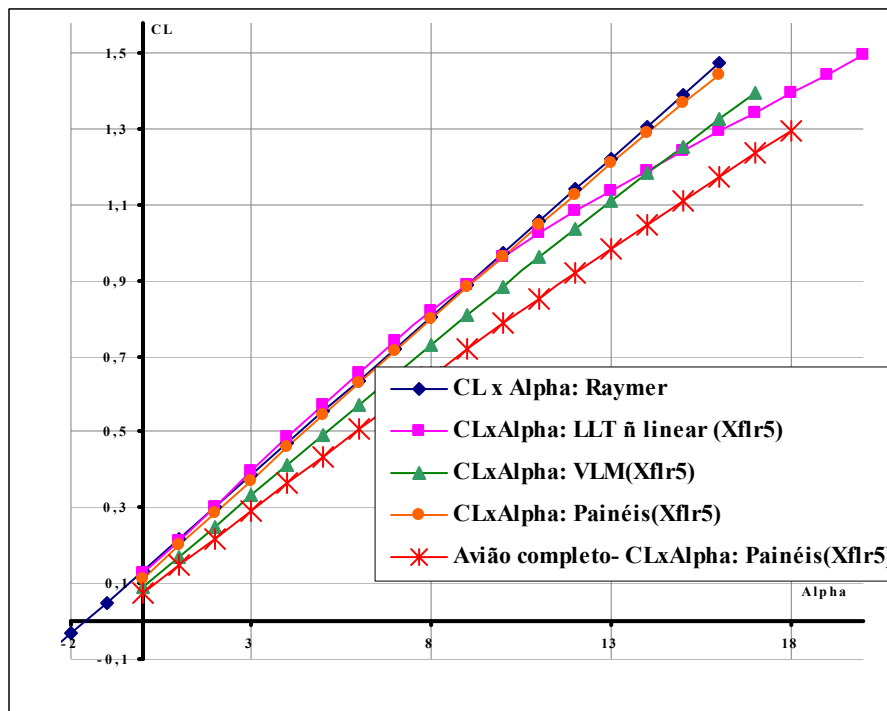


Fig.5.97: Comparação das curvas de  $C_L$  vs.  $\alpha$

### 6.2.3 – Considerações quanto à estabilidade e controle de vôo

Os resultados sugerem que há margem para diminuição das superfícies da cauda. Entretanto não é recomendável que isto seja feito antes que uma análise dinâmica baseada em dados mais exatos oriundos de ensaios aerodinâmicos ou de uma ferramenta CFD adequada.

Quanto ao controle de vôo os resultados para as três superfícies mostram respostas maiores do que as necessárias para um avião regular ou que as esperadas pelas tendências históricas. Por outro lado, considerando que se trata de um avião acrobático, esse excesso de comando passa a ser vantajoso até certo ponto. De qualquer forma, vale à pena esperar a obtenção de dados aerodinâmicos experimentais para confirmar ou não tais tendências antes que qualquer alteração seja conduzida.

### 6.3 – Recomendações

Há vários passos a serem dados para que se obtenha as informações necessárias para a construção de um protótipo. O passo seguinte seria a obtenção de dados através de ensaios aerodinâmicos para confirmar ou corrigir os cálculos feitos até o momento e então conduzir o dimensionamento estrutural da aeronave. Entretanto, há lacunas que foram deixadas em função da falta de ferramentas de cálculo adequadas. Tais lacunas devem ser preenchidas na medida em que novos passos sejam dados.

Uma delas é o cálculo de estabilidade dinâmica. Uma análise de seis graus de liberdade é necessária para uma avaliação da estabilidade dinâmica ou nove para o cálculo completo se for considerada a situação de “Manche livre”, na qual as deflexões dos controle de vôo entram nas equações. O cálculo considera variações simultâneas de arfagem, guinada, rolagem lateral e variação de velocidade nos três eixos. Todos estes movimentos afetam uns aos outros o requer um enorme volume de cálculo.

É possível fazer cálculos em separado para um único grau de liberdade e com os dados corretos obter a solução da resposta ao longo do tempo para uma dada perturbação. Entretanto, os resultados serão essencialmente incorretos uma vez que a movimentação ocorre com pelo menos seis graus de liberdade que se influenciam mutuamente. Uma análise da estabilidade dinâmica apenas longitudinal, por exemplo, exige no mínimo três graus de liberdade: um para o movimento de arfagem e um para cada eixo (longitudinal e vertical). Além disso, vale mais à pena conduzir uma análise de estabilidade dinâmica com dados aerodinâmicos mais precisos do aqueles calculados aqui. Uma boa solução intermediária entre ensaios em túnel de vento e os cálculos apresentados neste trabalho que oferecesse resultados que mais confiáveis para uma análise dinâmica de estabilidade poderia ser um estudo com uma ferramenta de dinâmica de fluidos computacional.

Outra lacuna deixada foi a falta de detalhamento dos sistemas elétrico e de combustível da avião. O sistema elétrico em aviões muito leves tem pouquíssima influência no seu projeto. Já em aviões de médio e grande porte estes podem se tornar bastante complexos, principalmente se forem considerados as atuais aeronaves dotadas de controle de voo digital (*Fly By Wire*). Sendo assim, a incorporação do sistema elétrico neste caso não oferecerá dificuldades relevantes.

Já o sistema de combustível exerce um peso maior no projeto. Entretanto, embora não tenha sido explicitamente especificado, todo o projeto foi conduzido considerando os pesos, volumes, linhas e instalação dos tanques de combustível. Considerou-se, inclusive, a instalação de um terceiro tanque com capacidade para 8 kg de gasolina de aviação em um compartimento na porção inferior da fuselagem, atrás da cabine de pilotagem. Dessa forma, tendo previsto o impacto da instalação do sistema de combustível, este pode ser detalhado em outro momento.

Referências:

ABBOTT, I. H; DOENHOFF, A. E. V. AND STIVERS, L. S. JR., 1945, *Summary Of Airfoil Data*, Naca Report No. 824.

BRAND, S. A., STILES, R. J., BERTIN, J. J., WHITFORD, R., 2004, *Introduction To Aeronautics- A Design Perspective*, 2a. Ed., AIAA, Hampton, Virginia.

CHAFFIN, D. B. & ANDERSSON, G. B. J., 1991, *Occupational Biomechanics*, 2ª ed, New York, John Wiley & Sons.

DEPERROIS, A., [2008?], *Guidelines for XFLR5 v.6.03*, Disponível em <http://ufpr.dl.sourceforge.net/project/xflr5/Guidelines.pdf>, Último acesso em: 13 de julho de 2013.

DIFFRIENT, N. AND TILLEY, A. R; 1974, *Human scale 1/2/3*, The MIT Press, Massachusetts.

ESTADOS UNIDOS DA AMÉRICA, *Federal Aviation Regulations Part 23- Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic And Commuter Category Airplanes* , Federal Aviation Administration (FAA), 2013.

FELISBERTO, I. C., Pascoareli, L. C., “Dimensionamento Preliminar de Postos de Trabalho e Produtos – Modelos Antropométricos em Escala”, In: *Encontro Nacional de Engenharia de Produção*. Anais. VII International Conference on Engineering and Operations Management, 2001, Salvador. Proceedings, 2001.

GALLAGHER, G. L., HIGGINS, L. B., KHINOO, L. A. AND PIERCE, P. W; 1992, *Flight Test Manual, Fixed Wing*, Maryland, United States Naval Test Pilot School.

GRANDJEAN, E., 1998, *Manual De Ergonomia - Adaptando O Trabalho Ao Homem*, 4ª. Ed., Artes Médicas do Sul, Porto Alegre

HILTON, E., [200-?], *Voando com segurança*, Disponível em [www.aviacaoexperimental.pro.br/aero/tecnica/seguranca.html](http://www.aviacaoexperimental.pro.br/aero/tecnica/seguranca.html), Acesso em Outubro de 2010 2 Julho de 2013.

MCGHEE, R. J.; VIKEN, J. K., PFENNINGER W., BEASLEY W. D., AND HARVEY W. D., 1984, *Experimental Results For A Flapped Natural-Laminar-Flow Airfoil With High Lift/Drag Ratio*, Naca Technical Memorandum 85788, Hampton, Virginia.

PHEASANT, S., 1996. *Bodyspace: Anthropometry, Ergonomics And Design Of Work*. 2a. Ed., London, Taylor & Francis.

RAYMER, D. P., 1992, *Aircraft Design: A conceptual Approach*. 2a.ed, California, AIAA

RODRIGUES, L. E. M. J. , 2010, *Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign*. Edição do Autor, São Paulo.

ROSKAN, J., 1986, *Airplane Design*, Kansas, Roskan Aviation and Engineering Corporation., 8v.

ROTAX AIRCRAFT ENGINES, *Rotax 912 Operator's Manual*

SADRAEY, M. H., 2012, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. 1a. ed, New Hampshire, Wiley Publications

SIVELLS, J. C. AND NEELY, R. H., 1947, *Method For Calculating Wing Characteristics By Lifting Line Theory Using Nonlinear Section Lift Data*, NACA Technical Note 1269, Hampton, Virginia.

VIKEN ,J. K; VIKEN, S. A; PFENNINGER W; MORGAN, H. L JR AND CAMPBELL, R. L; 1984, *Design Of The Low-Speed Nlf(1)-0414f And The High-Speed Hsnlf(1)-0213 Airfoils With High-Lift Systems* – NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia.

WENTZ,W. H. JR., 1976, *Wind Tunnel Tests Of The Ga(W)-2 Airfoil With 20% Aileron, 25% Slotted Flap, 30% Fowler Flap And 10% Slot-Lip Spoiler*, Nasa Report No. 145139, Wichita, Kansas.

## APÊNDICE I

### TABELAS COMPARATIVAS DAS AERONAVES SELECIONADAS

As Tabelas a seguir apresentam várias características geométricas e de desempenho de aviões que se assemelham ao objeto deste trabalho com o intuito de avaliar e verificar a tendência destes valores.

**Tabela I-1:** Lista comparativa de características entre vários modelos – Parte 1

Nome	unidades	Aero Boero 115	Cessna 152	Europa	Robin 200
<b>Dimensões externas</b>					
Envergadura	m	10,78	9,97	7,92	8,33
Comprimento total	m	7,08	7,34	5,85	6,64
Altura da cabine	m	1,23	1,16		
Largura da cabine	m	0,86	1,03	1,12	
Corde na raiz	m	1,62	1,58	2,96	1,51
corde na ponta	m	1,62	1,11	1,02	1,51
Corde média Geométrica	m	1,62	1,44	2,15	1,51
Braço da EH	m	4,16	3,66	2,96	
Braço da EV	m	4,19	3,76	3,21	
Envergadura da EH	m	3,20	3,04	2,44	
Número de assentos		2,00	2,00	2,00	2,00
<b>Características da asa</b>					
Razão de Aspecto		6,67	6,81	7,10	5,55
Afilamento		1,00	0,70	0,34	1,00
Diedro	°	1,50	1,00	4,00	
incidência na raiz	°	3,00	1,00	2,50	
incidência na ponta	°	1,00	0,00	2,50	
Espessura máxima	%	12,00	12,00	12,00	
Perfil na raiz		NACA 23012	NACA 2412	Dykins 12%	NACA64A-515
Perfil na ponta		NACA 23013	NACA 2413	Dykins 12%	NACA64A-516
<b>Características da Empenagens</b>					
Razão de Aspecto da EH		4,32	3,45	2,90	
Afilamento da EH		0,62	0,62	0,75	1,00
Env. Asa / Env. EH		3,37	3,28	3,25	
Área do profundor/Área da EH		0,41	0,40	1,00	
Coef. De volume da EH		0,35	0,47	0,32	
Coef.de volume da EV		0,03	0,02	0,05	
<b>Áreas</b>					
Asa	m <sup>2</sup>	17,41	14,59	8,83	12,50
Empenagem Horiz. (EH)	m <sup>2</sup>	1,34	0,60	1,12	
Emp. Vertical (EV)	m <sup>2</sup>	2,37	2,68	2,05	
Frontal da fuselagem	m <sup>2</sup>	0,85	0,96		
EH/Asa		0,14	0,18	0,23	
<b>Pesos e cargas</b>					
Peso vazio	Kg	556,00	502,00	318,00	525,00
Peso máx de decolagem	Kg	802,00	757,00	624,00	780,00
Carga útil	Kg	246,00	255,00	306,00	255,00
peso do combustível	Kg	99,84		52,00	93,60
Carga alar máx	Kg/m <sup>2</sup>	46,07	51,88	70,67	62,40
Fator de carga limite	G				
carga útil / peso máx	Kg	0,31	0,34	0,49	0,33
volume de combustível	l	128,00		70,00	120,00

Desempenho					
Velocidade máx nivelado	km/H	180,00	202,00	268,00	240,00
Veloc. Nunca exceder	km/H	220,00	235,00	296,00	
Veloc. De cruzeiro	km/H	169,00	176,00	183,00	223,00
Veloc. Stall c/flaps	km/H	64,00	80,00	80,00	83,40
Veloc. Stall s/flaps	km/H	75,00	89,00	90,00	102,00
Veloc. De manobra	km/H				
Razão de subida	m/s	3,00	3,60	4,10	3,90
Teto de serviço	m	4000,00	4300,00	5200,00	3901,40
Distância de decolagem	m	100,00	221,00	107,00	230,00
Distância de pouso	m	80,00	15,00	244,00	230,00
Decolagem com obstáculo 15m	m	250,00	248,00		510,00
Pouso com obstáculo 15 m	m	250,00	193,00		1050,00
Alcance	km	1230,00	1000,00	1200,00	
Autonomia	h	4,40	4,60		
Razão de planeio				17,00	
Grupo moto-propulsor					
motor/modelo		Lycoming O-235	O-235	Rotax 912	O-235
potência	Hp	115,00	115,00	80,00	118,00
Peso do motor	kg			64,00	
Peso/potência	Kg/hp	6,97	6,58	7,80	6,61
Consumo (máx potência)	l/h			22,00	

**Tabela I-2:** Lista comparativa de características entre vários modelos – Parte 2

Nome	unidades	lancair 360	Pulsar XP	CH 701 STOL	Glstar
Dimensões externas					
Envergadura	m	7,16	7,62	8,20	10,67
Comprimento total	m	6,40	5,94	6,10	6,78
Altura da cabine	m	1,05	0,96	1,07	1,80
Largura da cabine	m	1,07	0,99	1,10	1,12
Corda na raiz	m	1,17	1,30	1,43	1,12
corda na ponta	m	0,72	0,65	1,43	1,12
Corda média Geométrica	m	0,95	1,01	1,43	1,12
Braço da EH	m	3,15	2,96	3,21	6,04
Braço da EV	m	2,98	3,23	7,95	6,41
Envergadura da EH	m	1,93	2,34	2,20	3,34
Número de assentos		2,00	2,00	2,00	2,00
Características da asa					
Razão de Aspecto		7,26	7,81	5,75	9,57
Afilamento		0,62	0,50	1,00	1,00
Diedro	°	4,00	4,00	1,75	
incidência na raiz	°		3,50		
incidência na ponta	°				
Espessura máxima	%				
Perfil na raiz		NLF-0215F	MS(1)-0313	NACA6515mod	GA(W)-2
Perfil na ponta		NLF-0215F	MS(1)-0314	NACA6515mod	GA(W)-3
Características da Empenagens					
Razão de Aspecto da EH		3,32	4,15	2,78	4,00
Afilamento da EH		0,63	0,73	1,00	1,00
Env. Asa / Env. EH		3,71	3,26	3,73	3,19
Área do profundo/Área da EH		0,40	0,30	0,79	
Coef. De volume da EH		0,53	0,54	0,33	1,27
Coef.de volume da EV		0,04	0,04	0,04	0,18

<b>Áreas</b>					
Asa	m2	7,06	7,43	11,70	11,90
Empenagem Horiz. (EH)	m2	0,60	0,63	0,49	3,50
Emp. Vertical (EV)	m2	1,12	1,38	1,74	2,79
Frontal da fuselagem	m2	0,90	0,76	0,94	1,61
EH/Asa		0,16	0,19	0,15	0,23
<b>Pesos e cargas</b>					
Peso vazio	Kg	495,00	250,00	230,00	500,00
Peso máx de decolagem	Kg	765,00	481,00	480,00	862
Carga útil	Kg	270,00	231,00	250,00	362
peso do combustível	Kg	137,00	49,00	59,28	97,5
Carga alar máx	Kg/m2	108,36	64,74	41	72,4
Fator de carga limite	G		+6/-4	+6/-3	
carga útil / peso máx	Kg	0,35	0,49	0,52	0,42
volume de combustível	l	176,00	62,82	76	125
<b>Desempenho</b>					
Velocidade máx nivelado	km/H	418,00	223	136	240
Veloc. Nunca exceder	km/H		256	176	273
Veloc. De cruzeiro	km/H	378,00	197	128	208
Veloc. Stall c/flaps	km/H	102,00	74	45	73
Veloc. Stall s/flaps	km/H				87
Veloc. De manobra	km/H				
Razão de subida	m/s	8,90	6	4,5	5
Teto de serviço	m	5500,00	4600	4500	5500
Distância de decolagem	m		182	18	70
Distância de pouso	m		245	25	91
Decolagem com obstáculo 15m	m				
Pouso com obstáculo 15 m	m	1900,00			
Alcance	km		960	480	1440
Autonomia	h			4	6,3
Razão de planeio					
<b>Grupo moto-propulsor</b>					
motor/modelo		O-360	Rotax 912	Rotax 912	O-320
potência	Hp	180,00	80	80	160
Peso do motor	kg		64	64	
Peso/potência	Kg/hp	4,25	6,01	6	5,39
Consumo (máx potência)	l/h	22,50	22	13,45	

**Tabela I-3:** Lista comparativa de características entre vários modelos – Parte 3

Nome	unidades	Conquest	FK-9	Eurofox	MD-3
<b>Dimensões externas</b>					
Envergadura	m	9,65	10,33	9,20	8,50
Comprimento total	m	4,60	5,85	5,75	5,70
Altura da cabine	m	1,32	2,25	1,78	2,30
Largura da cabine	m	1,08		1,12	1,16
Corda na raiz	m	1,40	1,18	1,25	1,12
corda na ponta	m	1,40	1,18	1,25	1,12
Corda média Geométrica	m	1,40	1,18	1,25	1,12
Braço da EH	m	5,21		3,44	
Braço da EV	m	8,87		3,54	
Envergadura da EH	m	2,76		2,32	
Número de assentos		2,00	2,00	2,00	2,00
<b>Características da asa</b>					
Razão de Aspecto		6,82	8,73	7,36	7,61
Afilamento		1,00	1,00	1,00	1,00
Diedro	°	1,00		4,00	



incidência na raiz	°				
incidência na ponta	°				
Espessura máxima	%		15,00	12,00	
Perfil na raiz				NACA4412	NACA64-(1.54)14
Perfil na ponta				NACA4412	NACA64-(1.54)14
<b>Características da Empenagens</b>					
Razão de Aspecto da EH		3,59		3,71	
Afilamento da EH		1,00			
Env. Asa / Env. EH		3,50		3,97	
Área do profundor/Área da EH					
Coef. De volume da EH		0,58		0,35	
Coef.de volume da EV		0,08		0,04	
<b>Áreas</b>					
Asa	m2	13,65	12,22	11,50	9,5
Empenagem Horiz. (EH)	m2	1,90		1,13	
Emp. Vertical (EV)	m2	2,12		1,45	
Frontal da fuselagem	m2	1,14		1,59	2,13
EH/Asa		0,16		0,13	
<b>Pesos e cargas</b>					
Peso vazio	Kg	330,00	275,00	260	275
Peso máx de decolagem	Kg	610	464,00	472,5	
Carga útil	Kg	280	189,00	212,5	
peso do combustível	Kg		62,40	44,46	
Carga alar máx	Kg/m2	45	37,97	39,1	
Fator de carga limite	G	+4/-3	+6/-3		
carga útil / peso máx	Kg	0,46	0,41	0,45	
volume de combustível	l		80,00	57	
<b>Desempenho</b>					
Velocidade máx nivelado	km/H		200	185	210
Veloc. Nunca exceder	km/H		240	215	270
Veloc. De cruzeiro	km/H	160	195	160	202,5
Veloc. Stall c/flaps	km/H	56	64	65	60
Veloc. Stall s/flaps	km/H	64	68		65
Veloc. De manobra	km/H				
Razão de subida	m/s	3,89	3,6	4,5	5
Teto de serviço	m	4000	4000		
Distância de decolagem	m	150	170		
Distância de pouso	m	100	110		
Decolagem com obstáculo 15m	m		200		
Pouso com obstáculo 15 m	m		220		
Alcance	km	950		600	1000
Autonomia	h	6,15	5,85		
Razão de planeio		15	10		
<b>Grupo moto-propulsor</b>					
motor/modelo		VW 2.1	Rotax 912	Rotax 912	Rotax 912
potência	Hp	80	80	80	80
Peso do motor	kg		64	64	64
Peso/potência	Kg/hp	7,63	5,8	5,91	6,38
Consumo (máx potência)	l/h			16	

**Tabela I-4:** Lista comparativa de características entre vários modelos – Parte 4

Nome	unidades	Ikarus	DAR-21	Jabiru ST	Merlin GT	Kit Fox
<b>Dimensões externas</b>						
Envergadura	m	9,45	8,8	8,03	9,14	9375
Comprimento total	m	6,25	6,5	5,03	6,1	5,38
Altura da cabine	m		0,99	1,07	1,15	1,05
Largura da cabine	m	1,02	0,7	1,07	1,04	1,02
Corda na raiz	m	1,32	1,45	0,99	1,52	1,25
corda na ponta	m	1,32	1,45	0,99	152	1,25
Corda média Geométrica	m	1,32	1,45	0,99	1,52	1,25
Braço da EH	m		3,66	2,82		
Braço da EV	m		3,52	3		
Envergadura da EH	m		2,8	2,36	2,15	
Número de assentos		2	2	2	2	2
<b>Características da asa</b>						
Razão de Aspecto		7,14	6,07	8,2	5,99	7,82
Afilamento		1	1	1	1	1
Diedro	°			1		
incidência na raiz	°			2		
incidência na ponta	°			2		
Espessura máxima	%	12		12		
Perfil na raiz		NACA4412		NACA4412	NACA65a215	
Perfil na ponta		NACA4412		NACA4412	NACA65a215	
<b>Características da Empenagens</b>						
Razão de Aspecto da EH			3,61	4,07		
Afilamento da EH			1	1		
Env. Asa / Env. EH			3,14	3,4	4,25	
Área do profundor/Área da EH			0,5	0,47		
Coef. De volume da EH			0,43	0,49		
Coef.de volume da EV			0,01	0,01		
<b>Áreas</b>						
Asa	m <sup>2</sup>	12,5	12,76	7,9	13,94	12,16
Empenagem Horiz. (EH)	m <sup>2</sup>		0,45	0,28		
Emp. Vertical (EV)	m <sup>2</sup>		2,17	1,37		
Frontal da fuselagem	m <sup>2</sup>		0,55	0,92	0,96	0,86
EH/Asa			0,17	0,17		
<b>Pesos e cargas</b>						
Peso vazio	Kg	270	450	235	257	216
Peso máx de decolagem	Kg	510	650	449	590	544
Carga útil	Kg	240	200	214	333	328
peso do combustível	Kg			50,7	38,38	28,08
Carga alar máx	Kg/m <sup>2</sup>	36	50,94	56,9	64,55	44,8
Fator de carga limite	G	+4/-2	+4/-2	+6,6/-3,3		+6/-3
carga útil / peso máx	Kg	0,47	0,31	0,48	0,56	0,6
volume de combustível	l			65	49,2	36
<b>Desempenho</b>						
Velocidade máx nivelado	km/H		200		193	201
Veloc. Nunca exceder	km/H	185	210	215		
Veloc. De cruzeiro	km/H	175	175	194	150	169
Veloc. Stall c/flaps	km/H	63	60	75		
Veloc. Stall s/flaps	km/H		75	84	63	47
Veloc. De manobra	km/H			167		
Razão de subida	m/s	5		1,7	7,58	6,6
Teto de serviço	m			5000		65
Distância de decolagem	m	95	200	100	34	55
Distância de pouso	m	120	150	160	53	50
Decolagem com obstáculo 15m	m	320				
Pouso com obstáculo 15 m	m	234				

Alcance	km	800	635	926	563	362
Autonomia	h		3,75	4,5		3
Razão de planeio		11				
Grupo moto-propulsor						
motor/modelo		Rotax 912	Rotax912	Jabiru2200	Rotax 912	Rotax 912
potência	Hp	80	80	80	80	80
Peso do motor	kg	64	64		64	64
Peso/potência	Kg/hp	6,4	8,13	5,61	7,38	6,8
Consumo (máx potência)	l/h					

**Tabela I-5:** Lista comparativa de características entre vários modelos – Parte 5

Nome	unidades	Wag-A-Bond	North Star	Rebel	Highlander	Delta pegasus
<b>Dimensões externas</b>						
Envergadura	m	8,32	11,07	9,14	8,99	10,19
Comprimento total	m	5,7	6,86	6,5	5,94	5,70
Altura da cabine	m	1,15		1	1,09	
Largura da cabine	m			1,23	0,99	
Corda na raiz	m	1,65	1,6	1,52	0,91	1,43
corda na ponta	m	1,65	1,6	1,52	,91	1,43
Corda média Geométrica	m	1,65	1,6	1,52	,91	1,43
Braço da EH	m			3,95	3	3,08
Braço da EV	m			4,07	3,2	3,45
Envergadura da EH	m			2,79	2,74	2,95
Número de assentos		2		3	2	2,00
<b>Características da asa</b>						
Razão de Aspecto		5,05	6,92	5,99	9,5	7,28
Afilamento		1	1	1	1	1,00
Diedro	°			2	2	3,00
incidência na raiz	°				3	
incidência na ponta	°				3	
Espessura máxima	%			15	15	
Perfil na raiz		USA35B	usa35b	naca4415	naca2415	
Perfil na ponta		USA35B	usa35b	naca4415	naca2415	
<b>Características da Empenagens</b>						
Razão de Aspecto da EH				3,14	3,63	3,70
Afilamento da EH					1	1,00
Env. Asa / Env. EH				3,28	3,28	3,45
Área do profundor/Área da EH					0,36	0,32
Coef. De volume da EH				0,46	0,8	0,35
Coef.de volume da EV					0,04	0,02
<b>Áreas</b>						
Asa	m2	13,7	17,72	13,94	8,51	14,26
Empenagem Horiz. (EH)	m2				0,88	0,86
Emp. Vertical (EV)	m2			2,48	2,07	2,35
Frontal da fuselagem	m2			0,98	0,86	
EH/Asa				0,18	0,24	0,16
<b>Pesos e cargas</b>						
Peso vazio	Kg	329	531	408	322	225,00
Peso máx de decolagem	Kg	658	997	748	544	450,00
Carga útil	Kg	329	466	340	222	225,00
peso do combustível	Kg	76,83	153,66	130,3	38,22	27,30
Carga alar máx	Kg/m2	48	56,3	53,7		31,60
Fator de carga limite	G	+6/-3		+5,7/-3,8	+5,28/-2,8	+3,8/-1,9
carga útil / peso máx	Kg	0,5	0,47	0,45	0,41	0,50
volume de combustível	l	98,5	197	167	49	35,00
<b>Desempenho</b>						

Velocidade máx nivelado	km/H	219	225	201	209	170,00
Veloc. Nunca exceder	km/H			243	235	185,00
Veloc. De cruzeiro	km/H	200	158	169	185	
Veloc. Stall c/flaps	km/H		65	65	80	65,00
Veloc. Stall s/flaps	km/H	73	73	71		
Veloc. De manobra	km/H					
Razão de subida	m/s	4,32	5,58	4,07	4,07	2,50
Teto de serviço	m	4667	5500	4500	3500	
Distância de decolagem	m	119	55	122	183,00	
Distância de pouso	m	232	61	122	213	
Decolagem com obstáculo 15m	m			244	351	
Pouso com obstáculo 15 m	m				351	
Alcance	km	998	965	1281	483	
Autonomia	h			6,75		4,00
Razão de planeio						
<b>Grupo moto-propulsor</b>						
motor/modelo		O-235	O-320	O-320	rotax 912	rotax 912
potência	Hp	115	150	160	80	80,00
Peso do motor	kg				64	64,00
Peso/potência	Kg/hp	5,72	6,65	4,68	6,8	5,63
Consumo (máx potência)	l/h					

**Tabela I-6:** Lista comparativa de características entre vários modelos – Parte 6

Nome	unidades	P-92	Aviatika 960	AA1B	Katana	KR2S
<b>Dimensões externas</b>						
Envergadura	m	9,60	10,73	7,47	11,00	11,00
Comprimento total	m	6,30	5,26	5,86	7,22	7,22
Altura da cabine	m	1,00			1,16	1,16
Largura da cabine	m	1,09			1,08	1,08
Corde na raiz	m	1,42	1,10		1,27	1,27
corde na ponta	m	1,42	0,70		0,84	0,84
Corde média Geométrica	m	1,42	1,04		1,06	1,06
Braço da EH	m	3,79	3,32			
Braço da EV	m	3,50	3,09			
Envergadura da EH	m	2,89	1,91			
Número de assentos		2,00	2,00	2,00	2,00	2,00
<b>Características da asa</b>						
Razão de Aspecto		6,98	10,28	5,95	10,43	10,43
Afilamento		1,00	0,64		0,66	0,66
Diedro	°	1,50				
incidência na raiz	°					
incidência na ponta	°					
Espessura máxima	%					
Perfil na raiz			TsAGI Sh1-14	naca64-415	FX63-137	FX63-137
Perfil na ponta			TsAGI Sh1-14	naca64-415	FX63-137	FX63-137
<b>Características da Empenagens</b>						
Razão de Aspecto da EH		4,37				
Afilamento da EH		1,00				
Env. Asa / Env. EH		3,32	5,62			
Área do profundor/Área da EH		0,90			0,25	0,25
Coef. De volume da EH		0,40				
Coef.de volume da EV		0,03				
<b>Áreas</b>						
Asa	m2	13,20	11,20	9,38	11,60	11,60
Empenagem Horiz. (EH)	m2	0,95				
Emp. Vertical (EV)	m2	1,91				

Frontal da fuselagem	m2	0,87			1,00	1,00
EH/Asa		0,14				
<b>Pesos e cargas</b>						
Peso vazio	Kg	315,00	380,00	481,26	495,00	495,00
Peso máx de decolagem	Kg	535,00	62,00	707,60	730,00	730,00
Carga útil	Kg	220,00	240,00	223,34	235,00	235,00
peso do combustível	Kg	54,60	40,56	59,87	56,90	56,90
Carga alar máx	Kg/m2	40,50	55,40	75,44	62,93	62,93
Fator de carga limite	G	+3,8/-1,9	+4/ -2		+4,4/-2,2	+4,4/-2,2
carga útil / peso máx	Kg	0,41	0,39	0,32	0,32	0,32
volume de combustível	l	70,00	52,00		73,00	73,00
<b>Desempenho</b>						
Velocidade máx nivelado	km/H	215,00	160,00	222,00	224,00	224,00
Veloc. Nunca exceder	km/H		225,00		291,00	291,00
Veloc. De cruzeiro	km/H	170,00	140,00	199,60	213,00	213,00
Veloc. Stall c/flaps	km/H	65,00	73,00	96,60	81,00	81,00
Veloc. Stall s/flaps	km/H	74,00		100,00	92,70	92,70
Veloc. De manobra	km/H					
Razão de subida	m/s	4,37	3,00	3,58	4,00	4,00
Teto de serviço	m	4500,00	4500,00	3886,20	5000,00	5000,00
Distância de decolagem	m	122,00	130,00		205,00	205,00
Distância de pouso	m	91,00		484,00		
Decolagem com obstáculo 15m	m	237,00	300,00		454,00	454,00
Pouso com obstáculo 15 m	m	152,00	150,00		488,00	488,00
Alcance	km	740,80	300,00	552,00	910,00	910,00
Autonomia	h	5,00		3,52	5,60	5,60
Razão de planeio						
<b>Grupo moto-propulsor</b>						
motor/modelo		rotax 912	rotax 912	O-235	rotax 912	VW 2.1
potência	Hp	80,00	80,00	108,00	80,00	65,00
Peso do motor	kg	64,00	64,00		64,00	80,00
Peso/potência	Kg/hp	6,60	7,75	6,55	9,13	6,28
Consumo (máx potência)	l/h					

**Tabela I-7:** Lista comparativa de características entre vários modelos – Parte 7

Nome	unidades	Falco	Grob115	Pinguino	T-25
<b>Dimensões externas</b>					
Envergadura	m	8,00	10,00	8,50	11,00
Comprimento total	m	6,63	7,36	7,40	8,60
Altura da cabine	m	1,23	1,41	1,30	1,25
Largura da cabine	m	1,07	1,16	1,08	1,25
Corda na raiz	m	1,65	1,47	1,59	2,00
corda na ponta	m	0,83	0,98	0,88	1,08
Corda média Geométrica	m	3,62	1,23	1,24	1,54
Braço da EH	m	3,53	4,40	4,20	4,65
Braço da EV	m		4,75	3,95	5,00
Envergadura da EH	m		3,50	3,10	4,33
Número de assentos		2,00	2,00	2,00	2,00
<b>Características da asa</b>					
Razão de Aspecto		6,41	8,19	6,68	7,03
Afilamento		0,50	0,67	0,55	0,54
Diedro	°	55,00	5,00	5,50	6,00
incidência na raiz	°		2,00		2,00
incidência na ponta	°		2,00		2,00
Espessura máxima	%	12;10			15;12
Perfil na raiz		64-212	eppler696	naca0015	naca63a315

Perfil na ponta		64-210	eppler697	naca23012	naca63a312
<b>Características da Empenagens</b>					
Razão de Aspecto da EH		4,00	4,45	4,25	6,10
Afilamento da EH		0,50	0,43	0,56	0,66
Env. Asa / Env. EH		2,72	2,86	2,74	2,54
Área do profundor/Área da EH		0,42	0,60	0,40	0,42
Coef. De volume da EH			0,81	0,71	0,54
Coef.de volume da EV			0,03	0,05	0,05
<b>Áreas</b>					
Asa	m2	9,99	12,21	10,82	17,20
Empenagem Horiz. (EH)	m2	1,01	0,87	1,24	1,72
Emp. Vertical (EV)	m2	2,17	2,75	2,26	3,07
Frontal da fuselagem	m2		1,31	1,12	1,25
EH/Asa			0,23	0,21	0,18
<b>Pesos e cargas</b>					
Peso vazio	Kg	550,00	540,00	510,00	1150,00
Peso máx de decolagem	Kg	1020,00	850,00	750,00	1500,00
Carga útil	Kg	470,00	310,00	240,00	350,00
peso do combustível	Kg	104,00	72,00		239,00
Carga alar máx	Kg/m2	102,10	69,62	69,32	87,21
Fator de carga limite	G		+4,4/-1,73		+6/-3
carga útil / peso máx	Kg		0,36	0,32	0,23
volume de combustível	l		92,00		306,00
<b>Desempenho</b>					
Velocidade máx nivelado	km/H	296,00	225,00	237,00	300,00
Veloc. Nunca exceder	km/H	384,00	33,00		500,00
Veloc. De cruzeiro	km/H	278,00	180,00	220,00	285,00
Veloc. Stall c/flaps	km/H	224,00	86,00	89,00	104,00
Veloc. Stall s/flaps	km/H	93,00			117,00
Veloc. De manobra	km/H	104,00			
Razão de subida	m/s	4,50	3,50	3,50	6,60
Teto de serviço	m		4300,00	4100,00	6100,00
Distância de decolagem	m	300,00	219,00	295,00	350,00
Distância de pouso	m		210,00	180,00	350,00
Decolagem com obstáculo 15m	m		420,00		51,00
Pouso com obstáculo 15 m	m		400,00		600,00
Alcance	km		100,00	900,00	100,00
Autonomia	h		6,30		
Razão de planeio					
<b>Grupo moto-propulsor</b>					
motor/modelo		O-320	O-235	O-236	IO-540
potência	Hp	160,00	115,00	115,00	300,00
Peso do motor	kg		100,00	100,00	
Peso/potência	Kg/hp	6,38	7,39	6,52	5,00
Consumo (máx potência)	l/h	50,00	36,00	36,00	94,00

## APÊNDICE II

### CARACTERÍSTICAS DAS AERONAVES SELECIONADAS PARA COMPARAÇÃO

Neste apêndice, apresentam-se individualmente as principais características dos aviões selecionados com imagens que permitam a comparação visual entre as mesmas.

#### Aviatika



fig. II-1

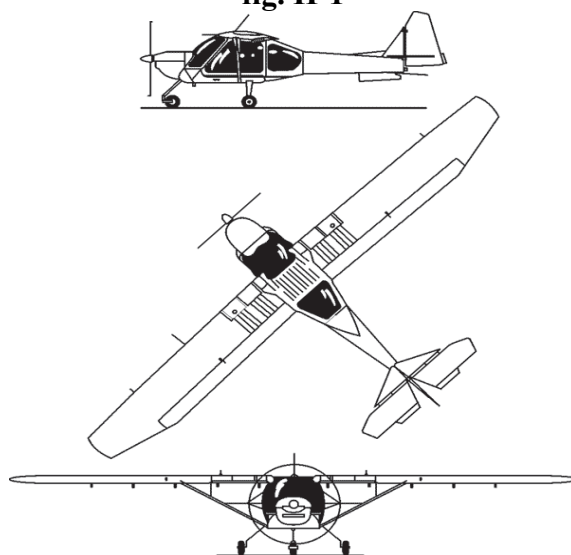


fig. II-2

Tabela II-1

Características					
Envergadura	(m)	10,73	Vel estol com flap	(km/h)	73
Comprimento total	(m)	5,26	VNE	(km/h)	225
Altura da cabine	(m)	-	Razão de subida	(m/s)	3,00
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	130
Razão de Aspecto	-	10,28	Distância de pouso	(m)	-
Área asa	(m <sup>2</sup> )	11,20	Coef. Volume E.H.	-	-
Peso Vazio	(kg)	380	Coef. Volume E.V.	-	-
MTOW	(kg)	620	Alcance	(km)	300
Carga Útil	(kg)	240	Autonomia	horas	-
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	55,40	Motor	-	Rotax 912
Teto de serviço	m	4500	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	140	Peso/Potência	-	7,75

# Aero Boero AB 115



fig. II-3

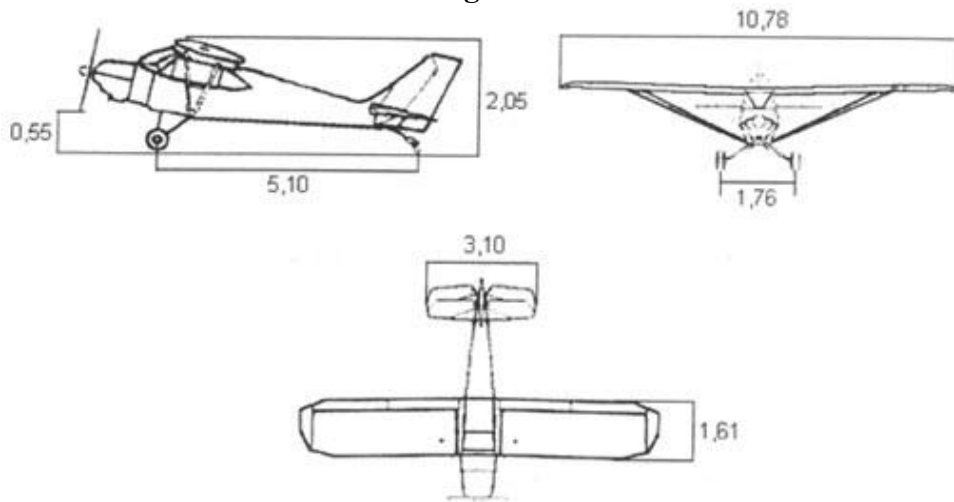


fig. II-4

Tabela II-2

Características					
Envergadura	(m)	10.90	Vel estol com flap	(km/h)	64
Comprimento total	(m)	7.27	VNE	(km/h)	220
Altura da cabine	(m)	1.23	Razão de subida	(m/s)	3.00
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	100
Razão de Aspecto	-	6.88	Distância de pouso	(m)	80
Área asa	(m <sup>2</sup> )	17.28	Coef. Volume E.H.	-	0.36
Peso Vazio	(kg)	510	Coef. Volume E.V.	-	0.02
MTOW	(kg)	770	Alcance	(km)	1230
Carga Útil	(kg)	260	Autonomia	horas	4.4
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	44.56	Motor	-	Lycoming O-235
Teto de serviço	(m)	4000	Potência	(HP)	115
Vc (75%)	(km/h)	169	Peso/Potência	-	6.70



# Cessna 152

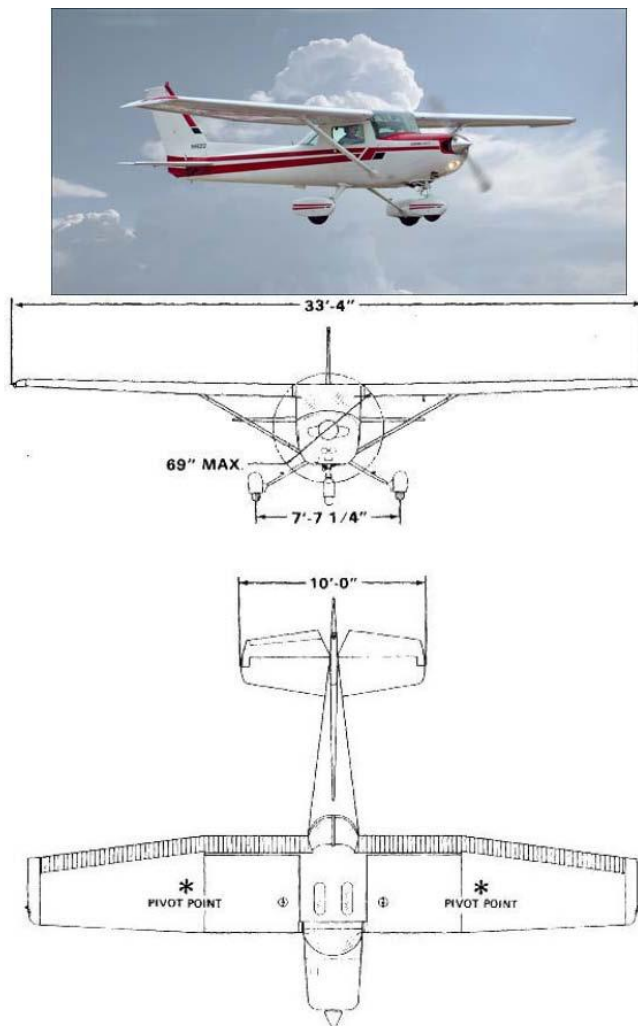


fig. II-5

Tabela II-3

Características					
Envergadura	(m)	9.97	Vel estol com flapes	(km/h)	80
Comprimento total	(m)	7.34	VNE	(km/h)	235
Altura da cabine	(m)	1.16	Razão de subida	(m/s)	3.60
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	221
Razão de Aspecto	-	6.81	Distância de pouso	(m)	150
Área asa	(m <sup>2</sup> )	14.59	Coef. Volume E.H.	-	0.47
Peso Vazio	(kg)	502	Coef. Volume E.V.	-	0.02
MTOW	(kg)	757	Alcance	(km)	1000
Carga Útil	(kg)	255	Autonomia	horas	4.6
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	51.88	Motor	-	Lycoming O235
Teto de serviço	(m)	4200	Potência	(HP)	115
Vc (75%)	(km/h)	176	Peso/Potência	-	6.58

# Zenair CH 7021 - STOL

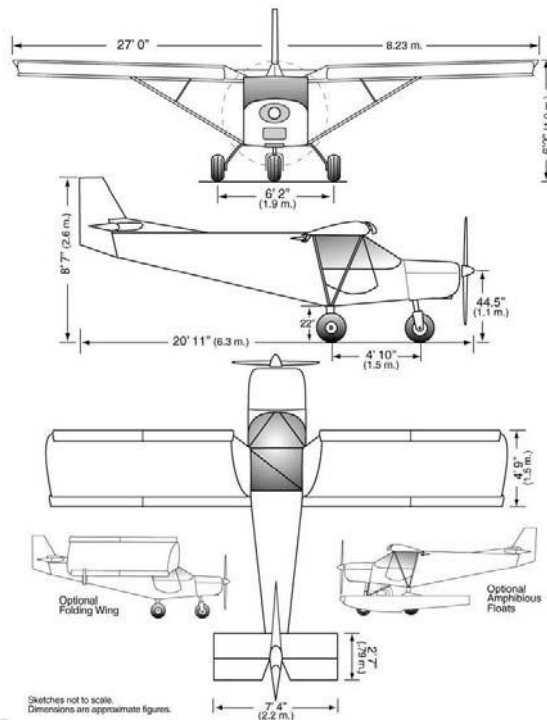


fig. II-6

Tabela II-4

Características					
Envergadura	(m)	8.20	Vel estol com flapes	(km/h)	45
Comprimento total	(m)	6.10	VNE	(km/h)	176
Altura da cabine	(m)	1.07	Razão de subida	(m/s)	4.50
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	18
Razão de Aspecto	-	5.75	Distância de pouso	(m)	25
Área asa	(m <sup>2</sup> )	11.70	Coef. Volume E.H.	-	0.33
Peso Vazio	(kg)	230	Coef. Volume E.V.	-	0.04
MTOW	(kg)	480	Alcance	(km)	480
Carga Útil	(kg)	250	Autonomia	horas	4
Carga Alar Máxima	(kg)	41	Motor	-	Rotax 912
Teto de serviço	(m)	4200	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	128	Peso/Potência	-	7.38

## Conquest



fig. II-7

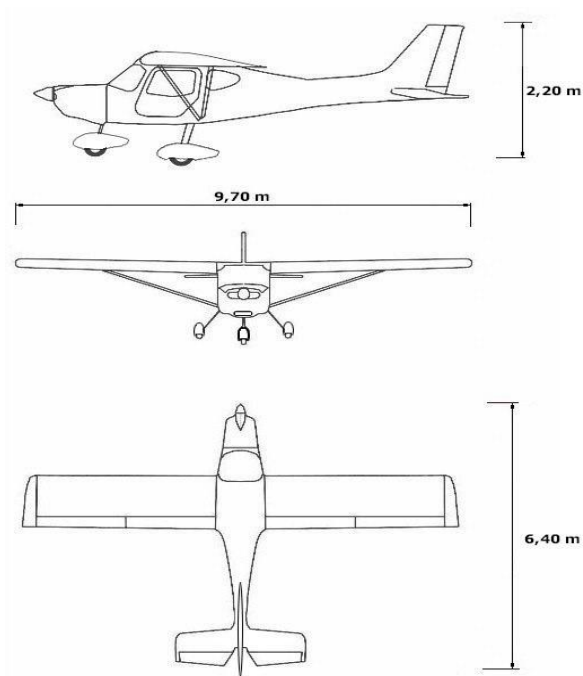


fig. II-8

Tabela II-5

Características					
Envergadura	(m)	9.65	Vel estol com flapes	(km/h)	56
Comprimento total	(m)	6.40	VNE	(km/h)	-
Altura da cabine	(m)	1.32	Razão de subida	(m/s)	3.89
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	150
Razão de Aspecto	-	6.82	Distância de pouso	(m)	100
Área asa	(m <sup>2</sup> )	13.65	Coef. Volume E.H.	-	0.58
Peso Vazio	(kg)	330	Coef. Volume E.V.	-	0.08
MTOW	(kg)	610	Alcance	(km)	950
Carga Útil	(kg)	280	Autonomia	horas	6.15
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	45.00	Motor	-	Wolksvagem 2.1
Teto de serviço	(ft)	-	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	160	Peso/Potência	(kg/HP)	7.63

# DAR 21



fig. II-9

Tabela II-6

Características					
Envergadura	(m)	8.80	Vel estol com flapes	(km/h)	60
Comprimento total	(m)	6.50	VNE	(km/h)	210
Altura da cabine	(m)	0.99	Razão de subida	(m/s)	-
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	200
Razão de Aspecto	-	6.07	Distância de pouso	(m)	150
Área asa	(m <sup>2</sup> )	12.76	Coef. Volume E.H.	-	0.43
Peso Vazio	(kg)	450	Coef. Volume E.V.	-	0.01
MTOW	(kg)	650	Alcance	(km)	635
Carga Útil	(kg)	200	Autonomia	horas	3.75
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	50.94	Motor	-	Rotax 912 UL
Teto de serviço	(m)	-	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	175	Peso/Potência	-	-

# Delta Pegass

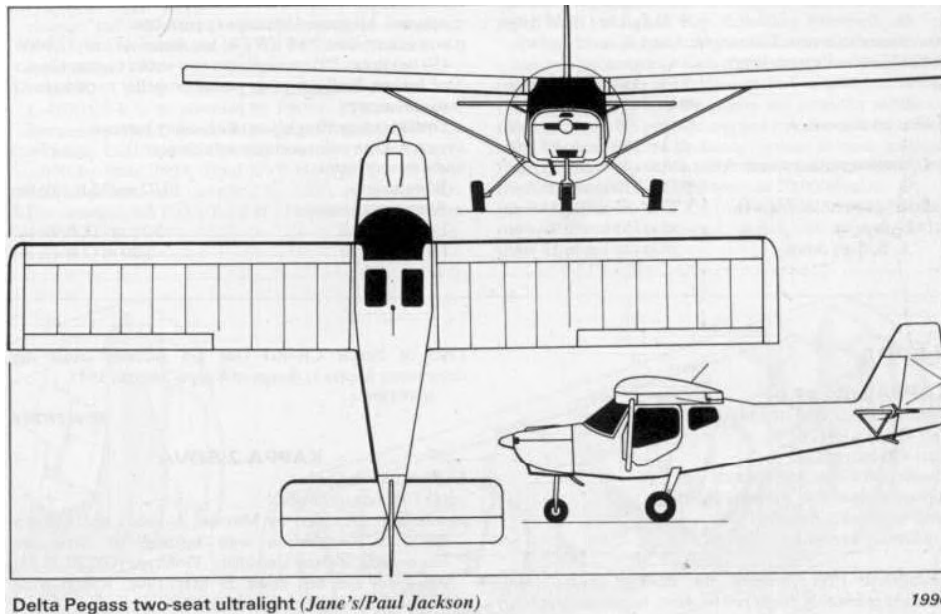


fig. II-10

Tabela II-7

Características					
Envergadura	(m)	10,19	Vel estol com flapes	(km/h)	65
Comprimento total	(m)	5,70	VNE	(km/h)	185
Altura da cabine	(m)	-	Razão de subida	(m/s)	2,50
Número de assentos	Um	2	Distância de decolagem	(m)	-
Razão de Aspecto	-	7,28	Distância de pouso	(m)	-
Área asa	(m <sup>2</sup> )	14,26	Coef. Volume E.H.	-	0,35
Peso Vazio	(kg)	225	Coef. Volume E.V.	-	0,02
MTOW	(kg)	450	Alcance	(km)	-
Carga Útil	(kg)	225	Autonomia	horas	4
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	31.6	Motor	-	Rotax 912
Teto de serviço	m	-	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	-	Peso/Potência	-	5,63

# Ikaruflug Eurofox



fig.II-11

Tabela II-8

Características					
Envergadura	(m)	9,20	Vel estol com flapes	(km/h)	65
Comprimento total	(m)	5,75	VNE	(km/h)	215
Altura da cabine	(m)	1,78	Razão de subida	(m/s)	4,50
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	-
Razão de Aspecto	-	7,36	Distância de pouso	(m)	-
Área asa	(m <sup>2</sup> )	11,50	Coef. Volume E.H.	-	0,35
Peso Vazio	(kg)	260	Coef. Volume E.V.	-	0,04
MTOW	(kg)	472,5	Alcance	(km)	600
Carga Útil	(kg)	212,5	Autonomia	horas	-
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	39,10	Motor	-	Rotax 912 UL
Teto de serviço	m	-	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	160	Peso/Potência	-	5,91

# Europa



fig.II-12

Tabela II-9

Características					
Envergadura	(m)	7,92	Vel estol com flapes	(km/h)	80
Comprimento total	(m)	5,85	VNE	(km/h)	296
Altura da cabine	(m)	0,00	Razão de subida	(m/s)	4,10
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	107
Razão de Aspecto	-	7,10	Distância de pouso	(m)	244
Área asa	(m <sup>2</sup> )	8,83	Coef. Volume E.H.	-	0,32
Peso Vazio	(kg)	318	Coef. Volume E.V.	-	0,05
MTOW	(kg)	624	Alcance	(km)	1200
Carga Útil	(kg)	306	Autonomia	horas	0
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	70,67	Motor	-	Rotax 912
Teto de serviço	m	5200	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	183	Peso/Potência	-	7,80

## B&F -Technik FK9



fig.II-13

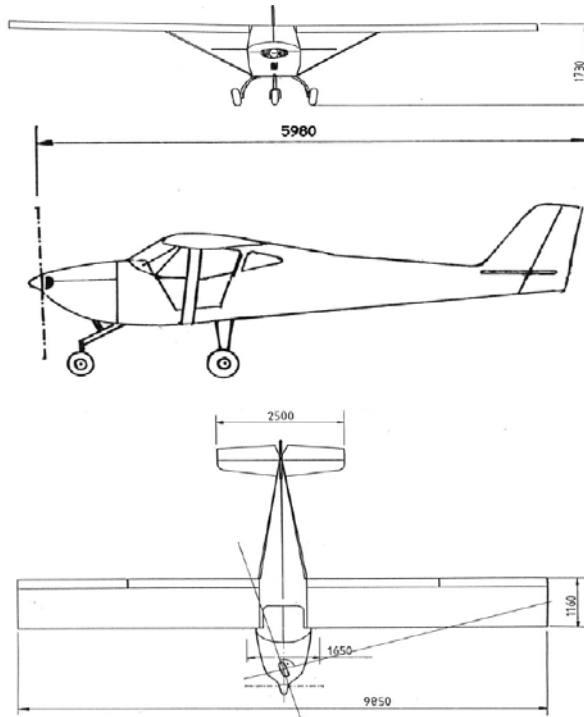


fig.II-14

Tabela II-10

Características					
Envergadura	(m)	10,33		(km/h)	64
Comprimento total	(m)	5,85	VNE	(km/h)	240
Altura da cabine	(m)	2,25	Razão de subida	(m/s)	6,10
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	-
Razão de Aspecto	-	8,73	Distância de pouso	(m)	-
Área asa	(m <sup>2</sup> )	12,22	Coef. Volume E.H.	-	-
Peso Vazio	(kg)	275	Coef. Volume E.V.	-	-
MTOW	(kg)	464	Alcance	(km)	-
Carga Útil	(kg)	189	Autonomia	horas	5,85
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	37,97	Motor	-	Rotax 912
Teto de serviço	m	4000	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	195	Peso/Potência	-	5,80



# GLASTAR

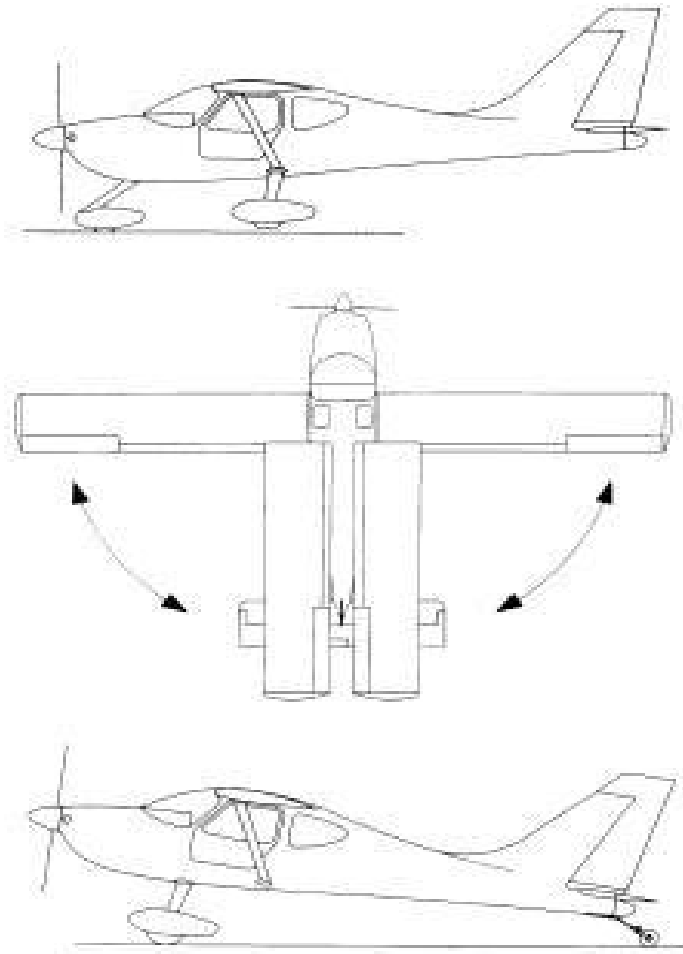


fig.II-15

Tabela II-11

Características					
Envergadura	(m)	10.67	Vel estol com flapes	(km/h)	73
Comprimento total	(m)	6.78	VNE	(km/h)	273
Altura da cabine	(m)	1.80	Razão de subida	(m/s)	5.00
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	70
Razão de Aspecto	-	9.57	Distância de pouso	(m)	91
Área asa	(m <sup>2</sup> )	11.90	Coef. Volume E.H.	-	1.27
Peso Vazio	(kg)	500	Coef. Volume E.V.	-	0.18
MTOW	(kg)	862	Alcance	(km)	1440
Carga Útil	(kg)	363	Autonomia	horas	6.3
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	72.40	Motor	-	Lycoming O-320
Teto de serviço	(m)	5500	Potência	(HP)	160
Vc (75%)	(km/h)	208	Peso/Potência	-	5.39

# Highlander

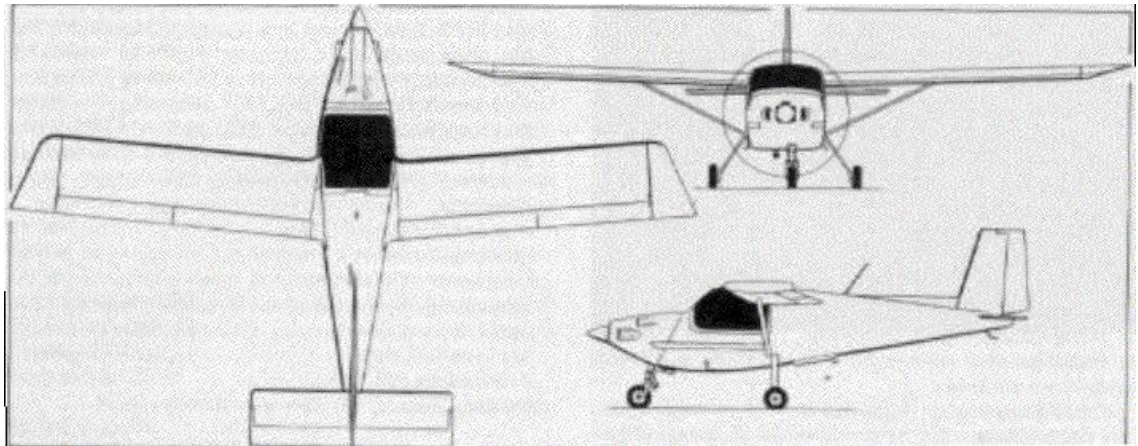


fig.II-16

Tabela II-12

		<b>Ca8,99</b>	<b>racterísticas Vel estol</b>		
Envergadura	(m)		com flapes	(km/h)	80
Comprimento total	(m)	5,94	VNE	(km/h)	235
Altura da cabine	(m)	1,09	Razão de subida	(m/s)	4,07
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	183
Razão de Aspecto	-	9,50	Distância de pouso	(m)	213
Área asa	(m <sup>2</sup> )	8,51	Coef. Volume E.H.	-	0,80
Peso Vazio	(kg)	322	Coef. Volume E.V.	-	0,04
MTOW	(kg)	544	Alcance	(km)	483
Carga Útil	(kg)	222	Autonomia	horas	0
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	0,00	Motor	-	Rotax 912 UL
Teto de serviço	m	3500	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	185	Peso/Potência	-	6,80

# Ikarus



fig.II-17

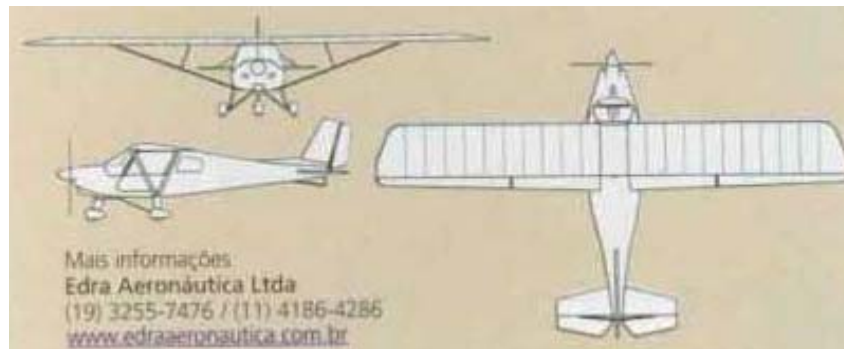


fig.II-18

Tabela II-13

Envergadura	(m)	<b>C9,45</b>	<b>aracterísticas Vel estol com flapes</b>	(km/h)	63
Comprimento total	(m)	6,25	VNE	(km/h)	185
Altura da cabine	(m)	0,00	Razão de subida	(m/s)	5,00
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	95
Razão de Aspecto	-	7,14	Distância de pouso	(m)	120
Área asa	(m <sup>2</sup> )	12,50	Coef. Volume E.H.	-	0,00
Peso Vazio	(kg)	270	Coef. Volume E.V.	-	0,00
MTOW	(kg)	510	Alcance	(km)	800
Carga Útil	(kg)	240	Autonomia	horas	0
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	36,00	Motor	-	Rotax 912 UL
Teto de serviço	m	0	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	175	Peso/Potência	-	6,38

# Jabiru ST

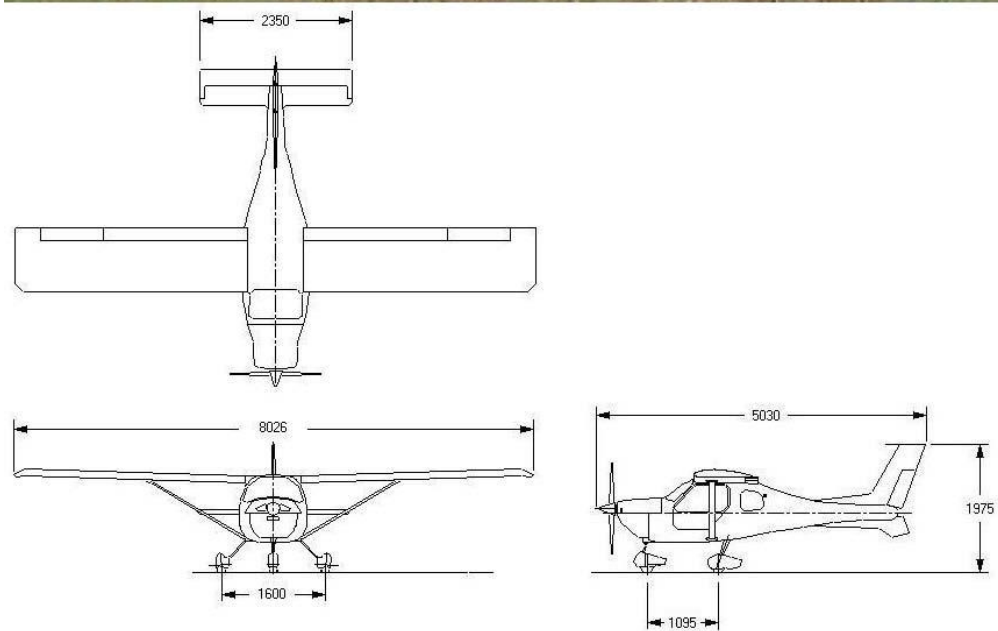


fig.II-19

Tabela II-14

Características					
Envergadura	(m)	8.03	Vel estol com flapes	(km/h)	75
Comprimento total	(m)	5.03	VNE	(km/h)	215
Altura da cabine	(m)	1.07	Razão de subida	(m/s)	1.70
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	100
Razão de Aspecto	-	8.20	Distância de pouso	(m)	160
Área asa	(m <sup>2</sup> )	7.90	Coef. Volume E.H.	-	0.49
Peso Vazio	(kg)	235	Coef. Volume E.V.	-	0.01
MTOW	(kg)	449	Alcance	(km)	926
Carga Útil	(kg)	214	Autonomia	horas	4.5
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	56.90	Motor	-	Jabiru 2200 A/J
Teto de serviço	(m)	5000	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	194	Peso/Potência	-	5.61

# Lancair 360

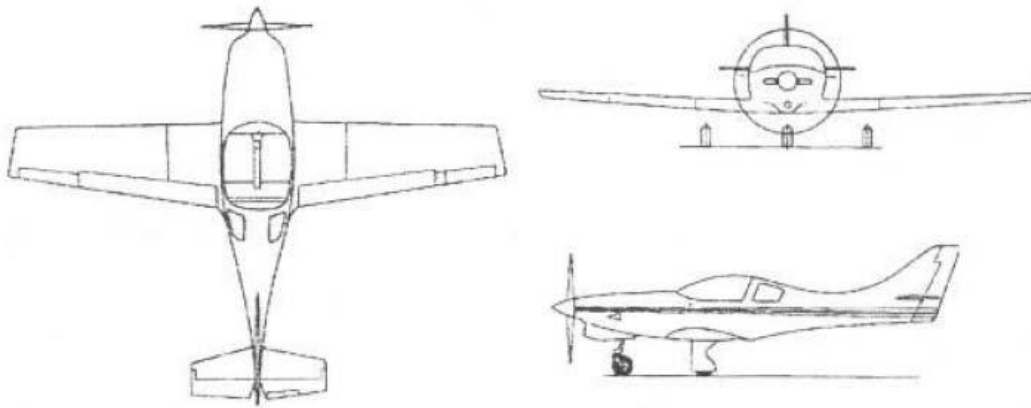


fig.II-20

Tabela II-15

Características					
Envergadura	(m)	7,16	Vel estol com flapes	(km/h)	102
Comprimento total	(m)	6,40	VNE	(km/h)	-
Altura da cabine	(m)	1,05	Razão de subida	(m/s)	8,90
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	-
Razão de Aspecto	-	7,26	Distância de pouso	(m)	-
Área asa	(m <sup>2</sup> )	7,06	Coef. Volume E.H.	-	0,53
Peso Vazio	(kg)	495	Coef. Volume E.V.	-	0,04
MTOW	(kg)	765	Alcance	(km)	1900
Carga Útil	(kg)	270	Autonomia	horas	0
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	108,36	Motor	-	Lycoming O-360
Teto de serviço	m	5500	Potência	(HP)	180
Vc (75%)	(km/h)	378	Peso/Potência	-	4,25

# Flyitalia MD3



fig.II-21

Tabela II-16

Envergadura	(m)	8,50	Vel estol com flapes	(km/h)	60
Comprimento total	(m)	5,70	VNE	(km/h)	270
Altura da cabine	(m)	2,30	Razão de subida	(m/s)	5,00
Número de assentos	Um	2	Distância de decolagem	(m)	0
Razão de Aspecto	-	7,61	Distância de pouso	(m)	0
Área asa	(m <sup>2</sup> )	9,50	Coef. Volume E.H.	-	0,00
Peso Vazio	(kg)	275	Coef. Volume E.V.	-	0,00
MTOW	(kg)	0	Alcance	(km)	1000
Carga Útil	(kg)	0	Autonomia	horas	0
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	0,00	Motor	-	Rotax 912 UL
Teto de serviço	m	0	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	202,5	Peso/Potência	-	0,00

# Pulsar XP

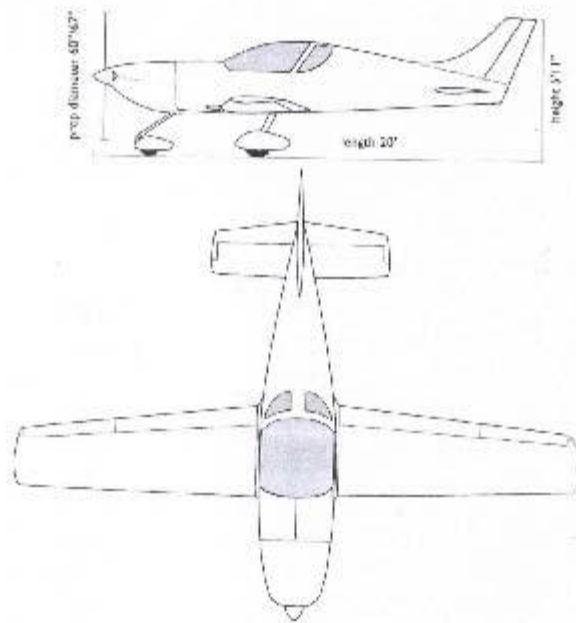


fig.II-22

Tabela II-17

		Ca	racterísticas		
Envergadura	(m)	7,62	Vel estol com flapes	(km/h)	74
Comprimento total	(m)	5,94	VNE	(km/h)	256
Altura da cabine	(m)	0,96	Razão de subida	(m/s)	6,00
Número de assentos	-	2	Distância de decolagem	(m)	182
Razão de Aspecto	-	7,81	Distância de pouso	(m)	245
Área asa	(m <sup>2</sup> )	7,43	Coef. Volume E.H.	-	0,54
Peso Vazio	(kg)	250	Coef. Volume E.V.	-	0,04
MTOW	(kg)	481	Alcance	(km)	960
Carga Útil	(kg)	231	Autonomia	horas	-
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	64,74	Motor	-	Rotax 912
Teto de serviço	m	4600	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	197	Peso/Potência	-	6,01

# Murphy Rebel

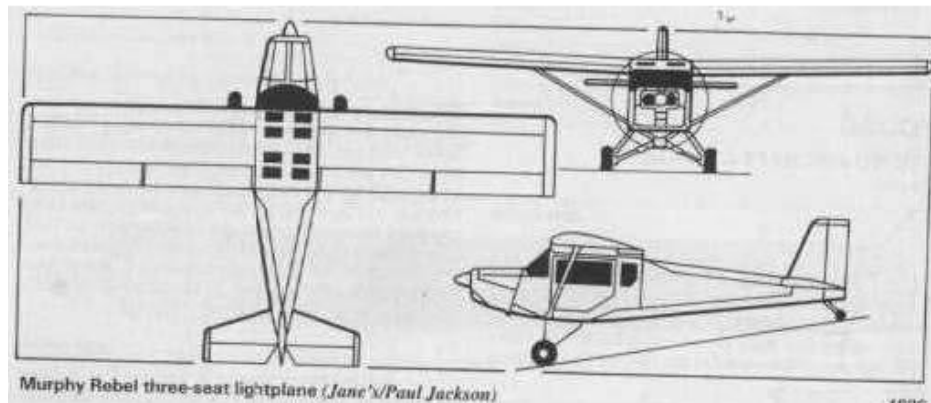


fig.II-23

Tabela II-18

Características					
Envergadura	(m)	9.14	Vel estol com flapes	(km/h)	65
Comprimento total	(m)	6.50	VNE	(km/h)	243
Altura da cabine	(m)	1.00	Razão de subida	(m/s)	4.07
Número de assentos	um	3	Distância de decolagem	(m)	122
Razão de Aspecto	-	5.99	Distância de pouso	(m)	122
Área asa	(m <sup>2</sup> )	13.94	Coef. Volume E.H.	-	0.46
Peso Vazio	(kg)	408	Coef. Volume E.V.	-	-
MTOW	(kg)	748	Alcance	(km)	1281
Carga Útil	(kg)	340	Autonomia	horas	6.75
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	53.70	Motor	-	Lycoming O-320
Teto de serviço	m	4500	Potência	(HP)	160
Vc (75%)	(km/h)	169	Peso/Potência	-	4.68



# Robin 200



fig.II-24

Tabela II-19

Características					
Envergadura	(m)	8,33	Vel estol com flapes	(km/h)	83,4
Comprimento total	(m)	6,64	VNE	(km/h)	0
Altura da cabine	(m)	0,00	Razão de subida	(m/s)	3,90
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	230
Razão de Aspecto	-	5,55	Distância de pouso	(m)	230
Área asa	(m <sup>2</sup> )	12,50	Coef. Volume E.H.	-	0,00
Peso Vazio	(kg)	525	Coef. Volume E.V.	-	0,00
MTOW	(kg)	780	Alcance	(km)	1050
Carga Útil	(kg)	255	Autonomia	horas	0
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	62,40	Motor	-	Lycoming O-235
Teto de serviço	m	3901,4	Potência	(HP)	118
Vc (75%)	(km/h)	223	Peso/Potência	-	6,61

# T25 Universal

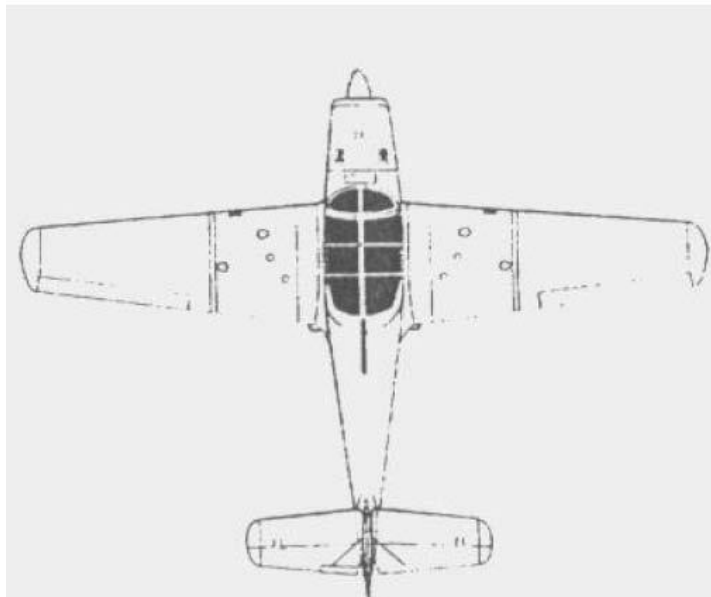


fig. II-25

Tabela II-20

		Características			
Envergadura	(m)	11,00	Vel estol com flapes	(km/h)	104
Comprimento total	(m)	8,60	VNE	(km/h)	500
Altura da cabine	(m)	1,25	Razão de subida	(m/s)	6,60
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	350
Razão de Aspecto	-	7,03	Distância de pouso	(m)	350
Área asa	(m <sup>2</sup> )	17,20	Coef. Volume E.H.	-	0,54
Peso Vazio	(kg)	1150	Coef. Volume E.V.	-	0,05
MTOW	(kg)	1500	Alcance	(km)	1000
Carga Útil	(kg)	350	Autonomia	horas	0
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	87,21	Motor	-	Lycoming IO-540
Teto de serviço	m	6100	Potência	(HP)	300
Vc (75%)	(km/h)	285	Peso/Potência	-	5,00

# Tecnam P92-J

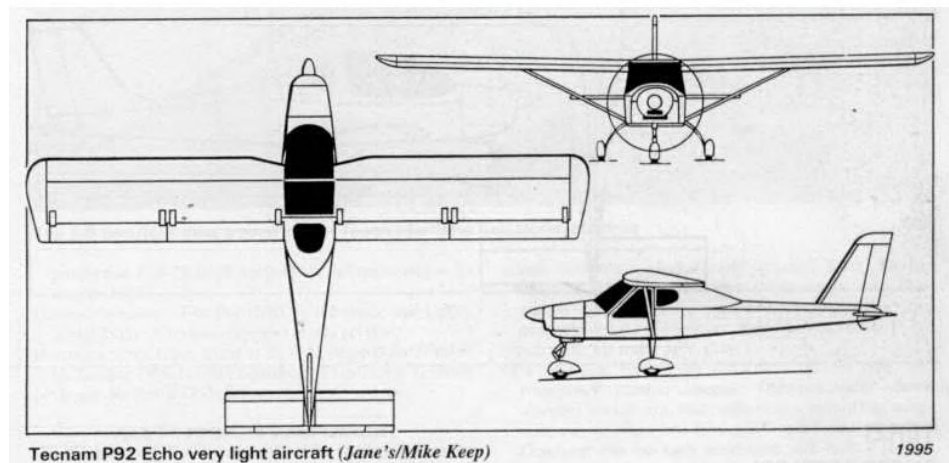


fig.II-26

Tabela II-21

Envergadura	(m)	9,60	Vel estol com flapes	(km/h)	65
Comprimento total	(m)	6,30	VNE	(km/h)	0
Altura da cabine	(m)	1,00	Razão de subida	(m/s)	4,37
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	122
Razão de Aspecto	-	6,98	Distância de pouso	(m)	91
Área asa	(m <sup>2</sup> )	13,20	Coef. Volume E.H.	-	0,40
Peso Vazio	(kg)	315	Coef. Volume E.V.	-	0,03
MTOW	(kg)	535	Alcance	(km)	740,8
Carga Útil	(kg)	220	Autonomia	horas	5
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	40,50	Motor	-	Rotax 912A
Teto de serviço	m	4500	Potência	(HP)	81
Vc (75%)	(km/h)	170	Peso/Potência	-	6,60

# Wag Bound



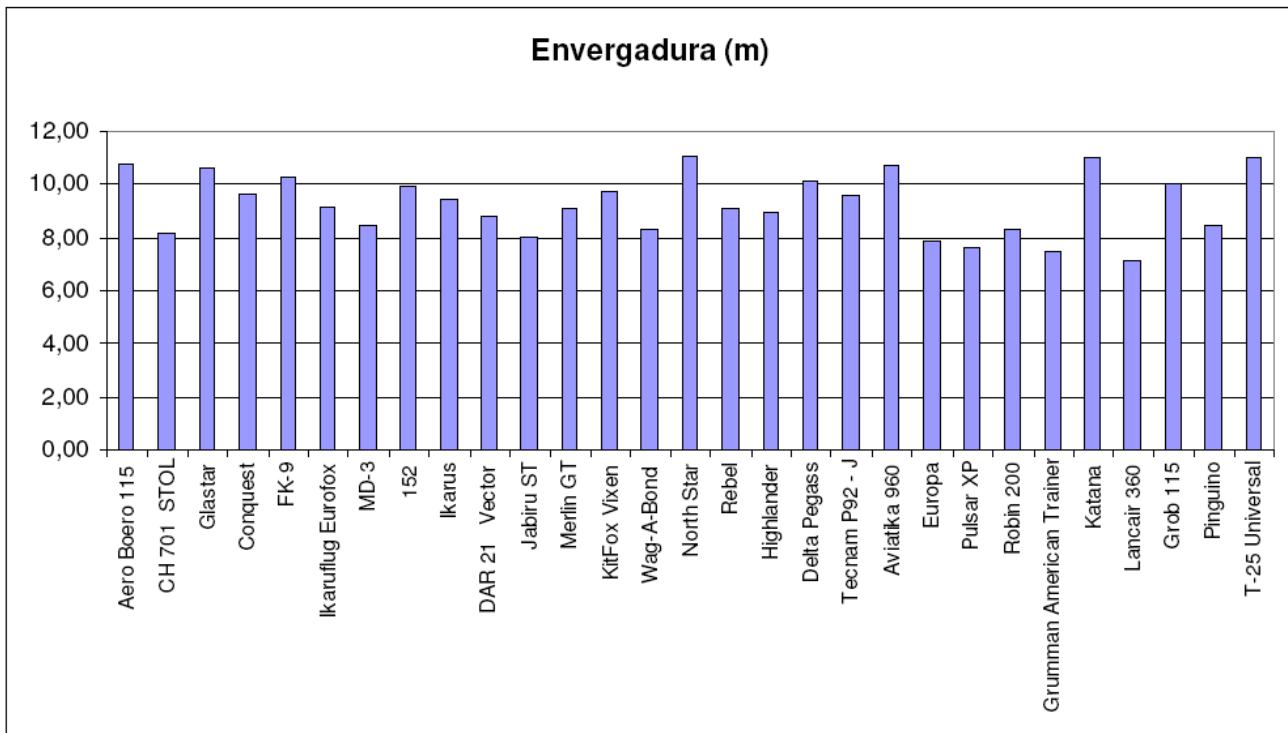
fig.II-27

Tabela II-22

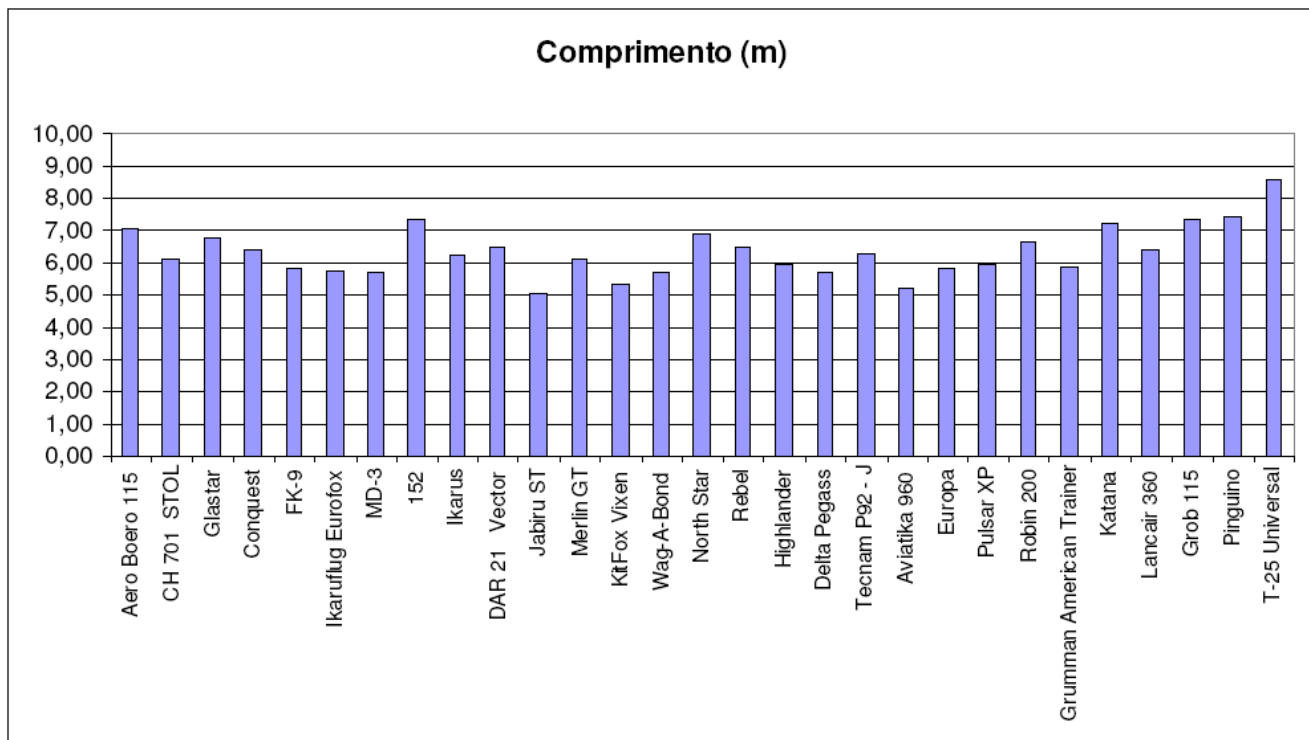
Envergadura	(m)	8,32	Vel estol com flapes	(km/h)	0
Comprimento total	(m)	5,70	VNE	(km/h)	0
Altura da cabine	(m)	1,15	Razão de subida	(m/s)	4,32
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	119
Razão de Aspecto	-	5,05	Distância de pouso	(m)	232
Área asa	(m <sup>2</sup> )	13,70	Coef. Volume E.H.	-	0,00
Peso Vazio	(kg)	329	Coef. Volume E.V.	-	0,00
MTOW	(kg)	658	Alcance	(km)	998
Carga Útil	(kg)	329	Autonomia	horas	0
Carga Alar Máxima	(kg/m <sup>2</sup> )	48,00	Motor	-	Lycoming
Teto de serviço	m	4666	Potência	(HP)	115
Vc (75%)	(km/h)	200	Peso/Potência	-	5,72

**APÊNDICE III**  
**GRÁFICOS DE BARRA DAS AERONAVES SELECIONADAS PARA COMPARAÇÃO NA SEÇÃO 3.1**

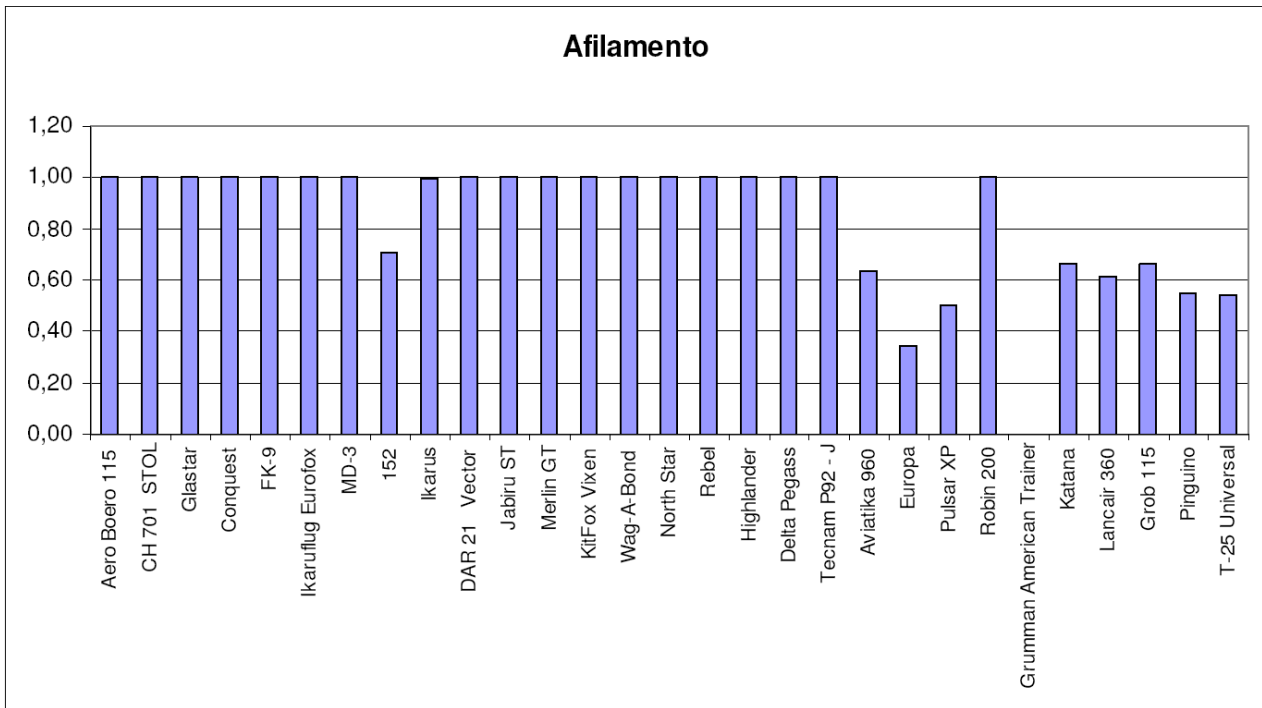
O gráfico de barras é uma das formas mais eficientes de comparação de um único parâmetro entre um grande número de aeronaves. É possível avaliar a variação e os extremos de tal parâmetro em uma única visada.



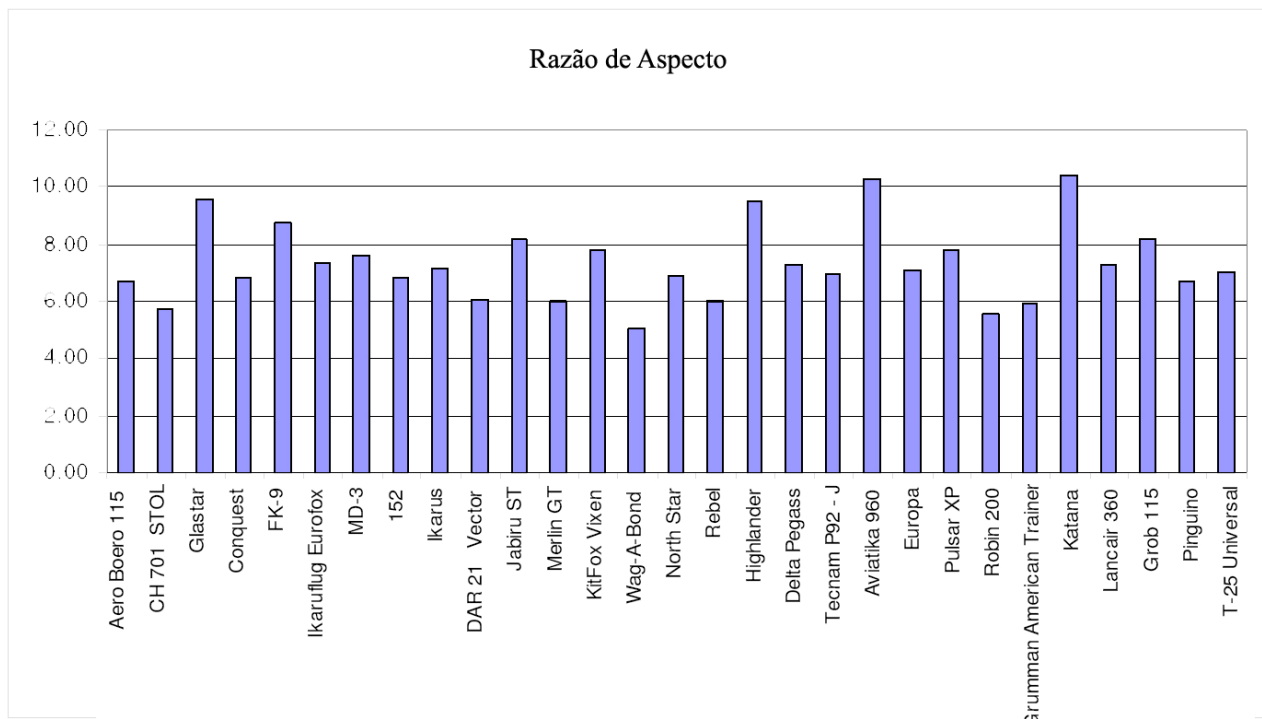
**fig. III-1:** Comparação de envergadura



**fig. III-2:** Comparação de comprimento



**fig. III-3: Razão de Afilamento**



**fig. III-4: Razão de Aspecto**

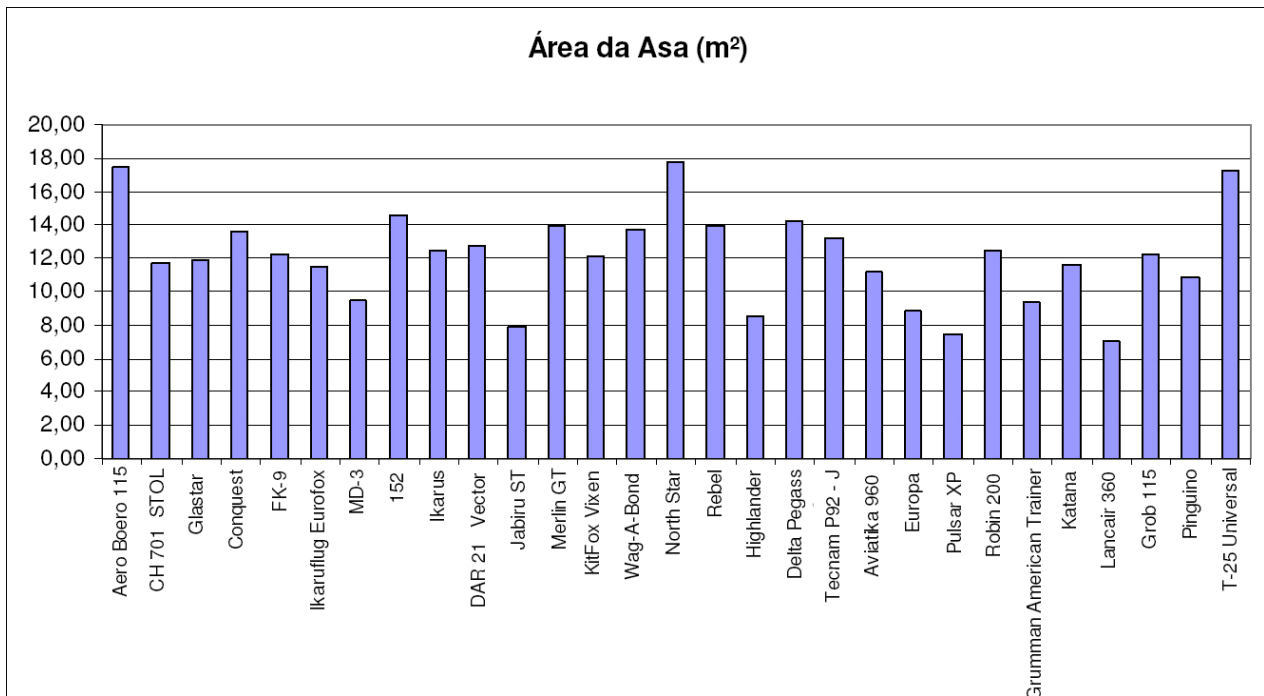


fig. III-5: Área da asa

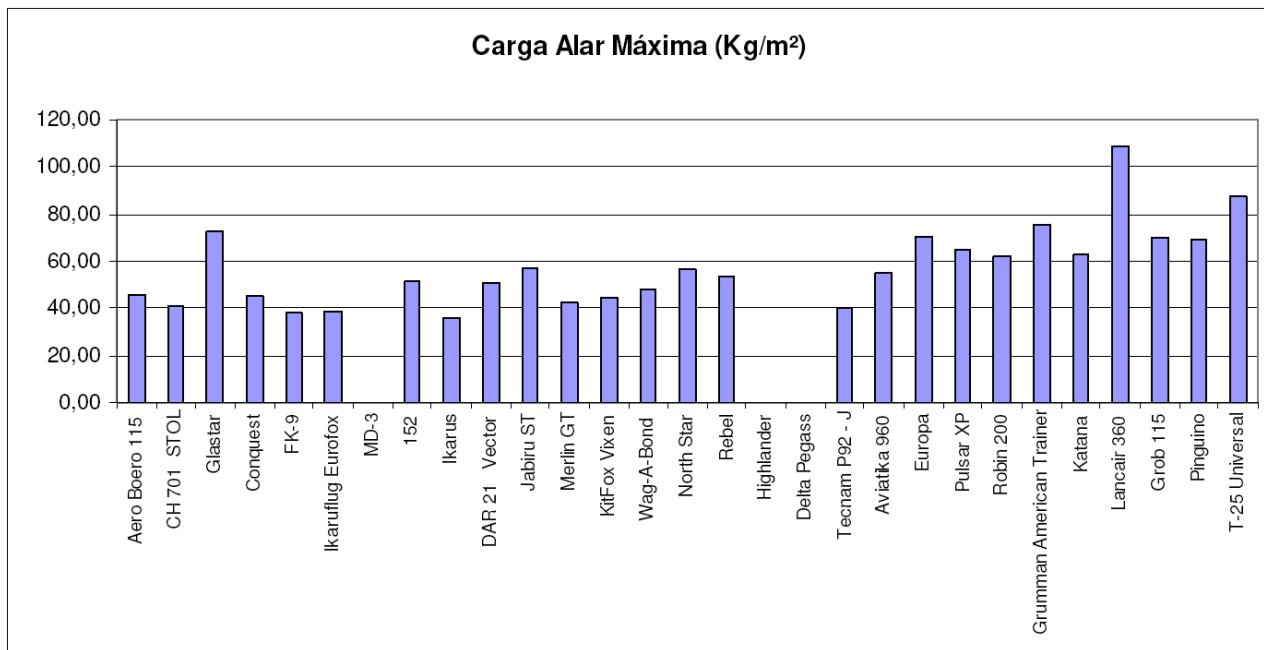
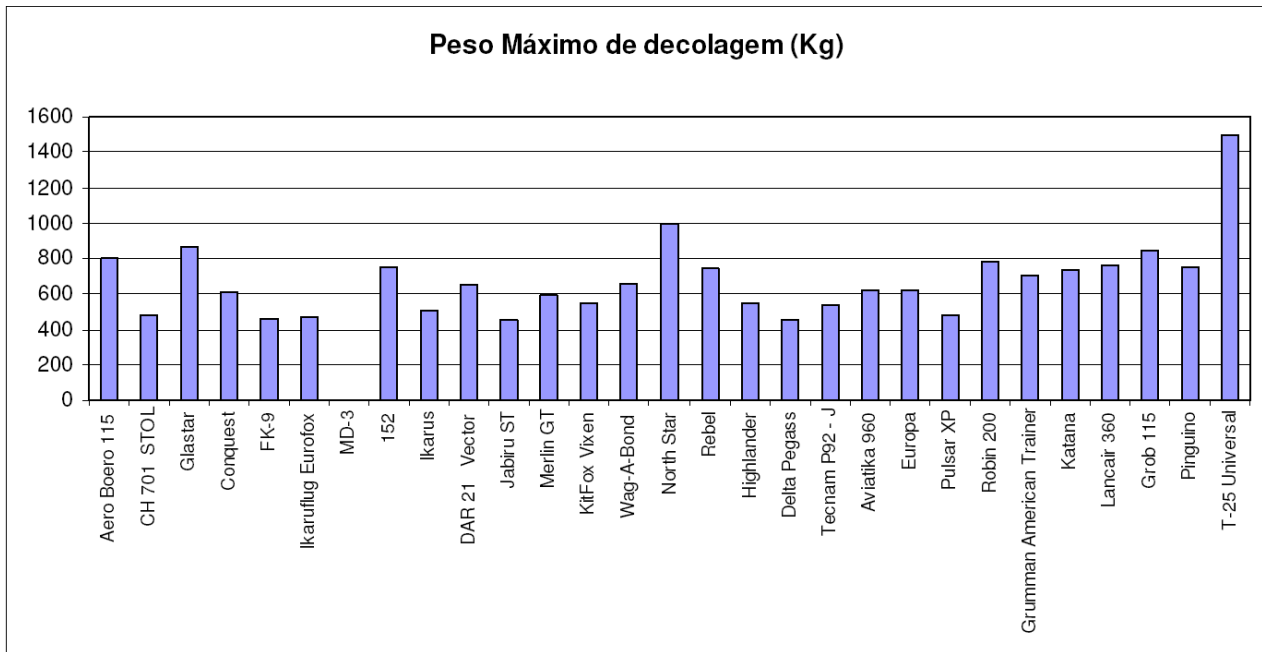
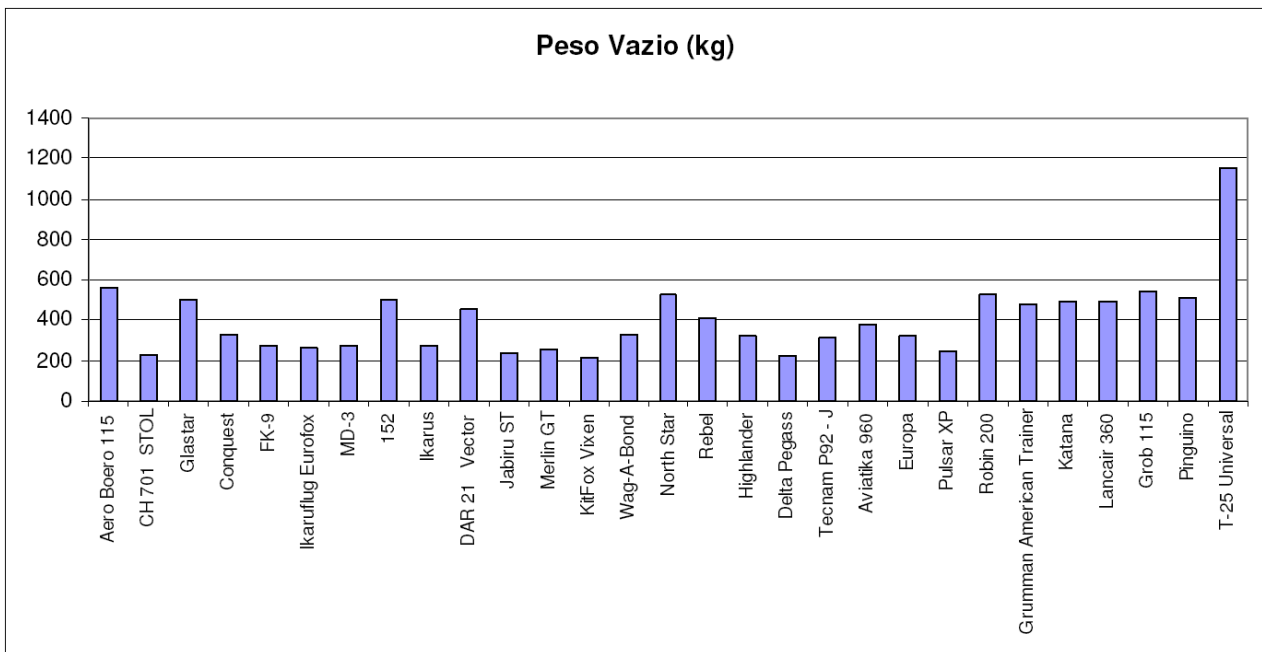


fig. III-6: Carga Alar

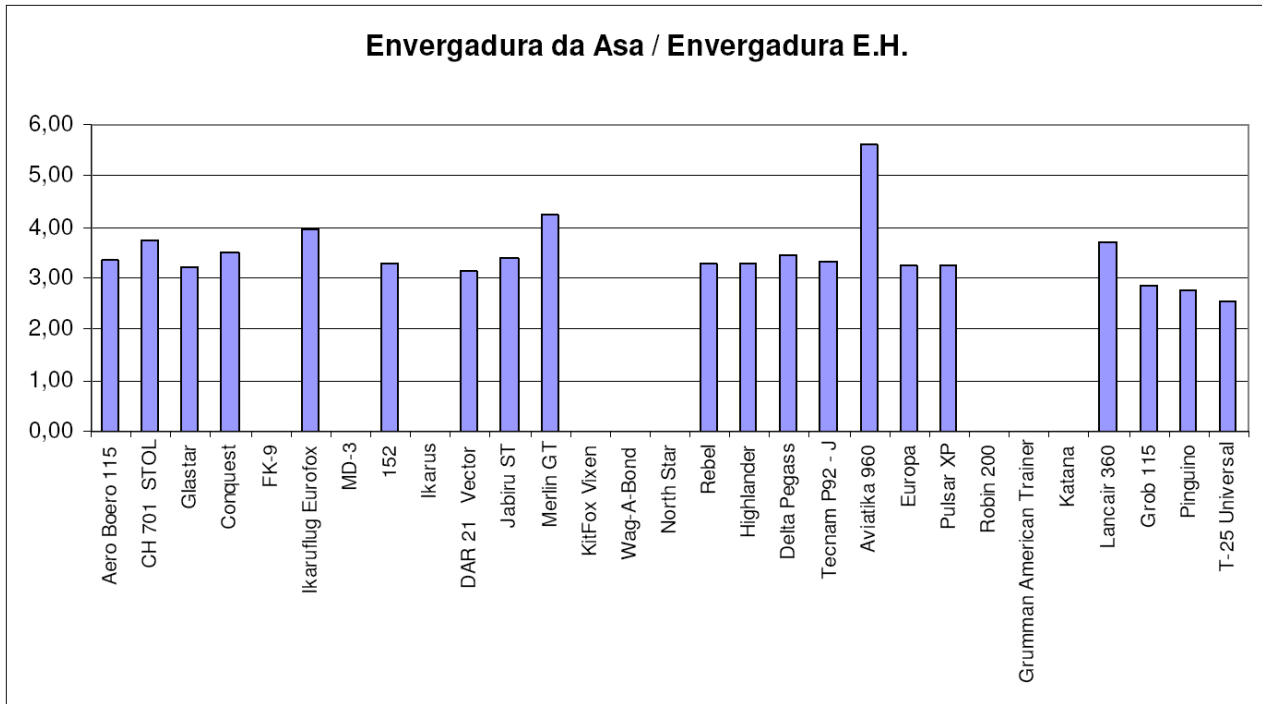


**fig. III-7: Peso máximo de decolagem**

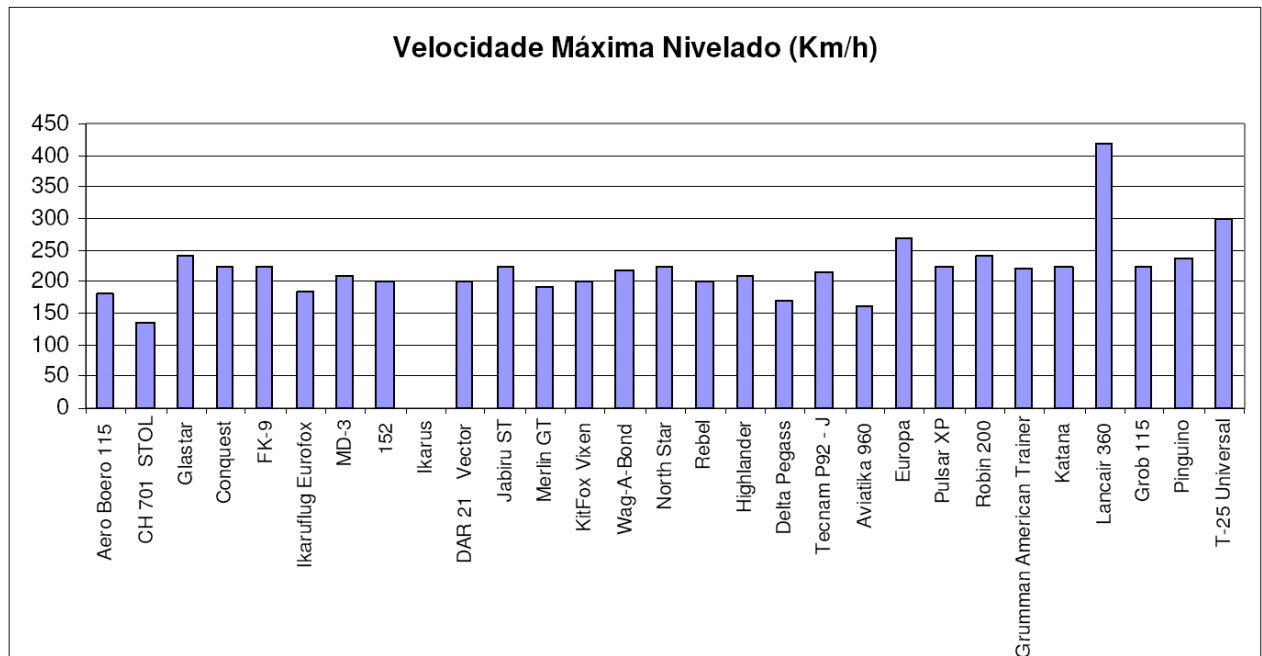


**fig. III-8: Peso Vazio**





**fig. III-9:** Razão entre envergadura da asa e envergadura do estabilizador horizontal



**fig. III-10:** Velocidade máxima nivelado

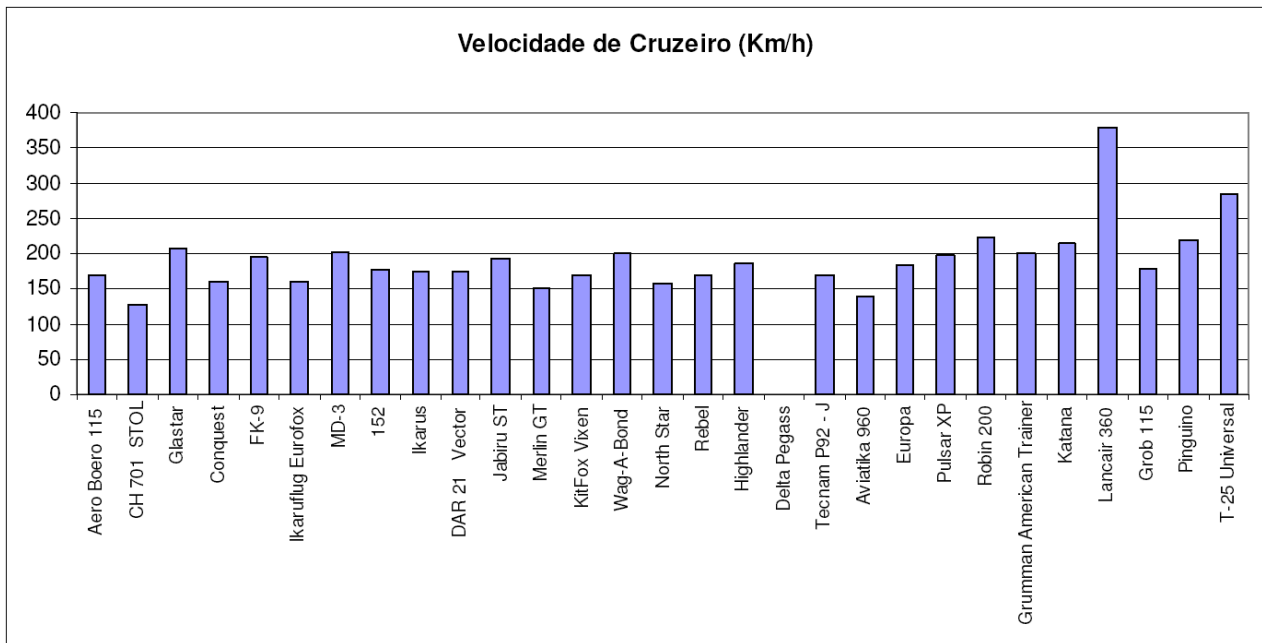


fig. III-11: Velocidade de cruzeiro

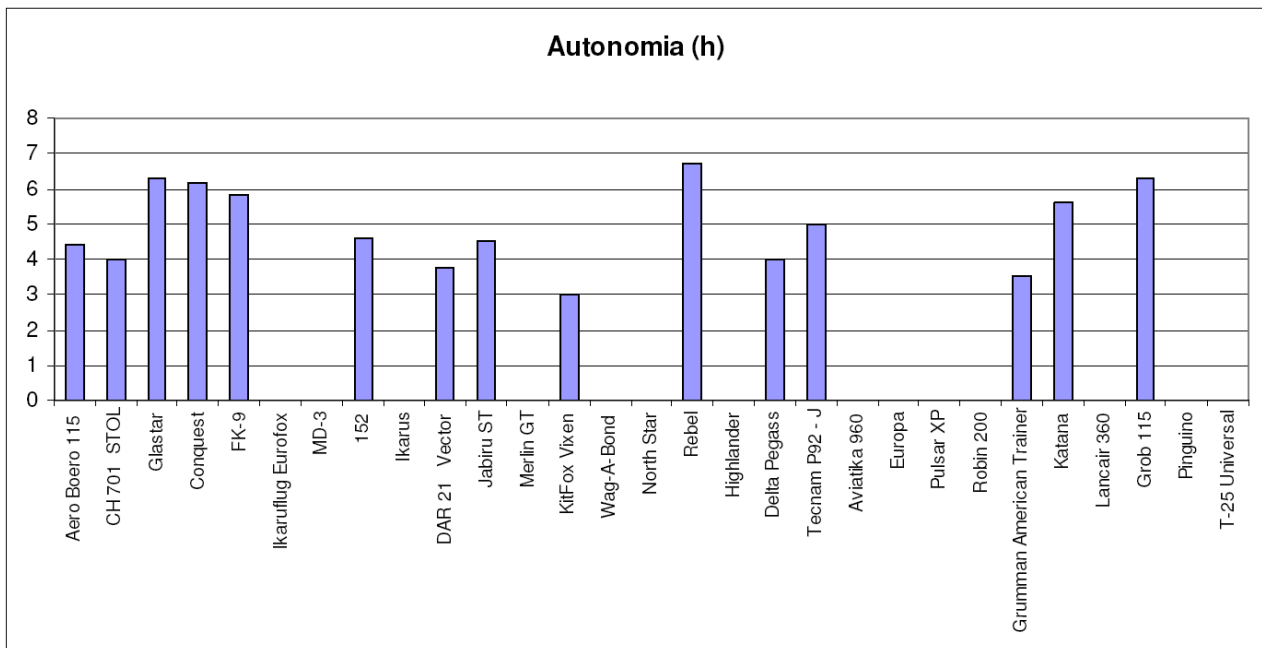


fig. III-12: Autonomia

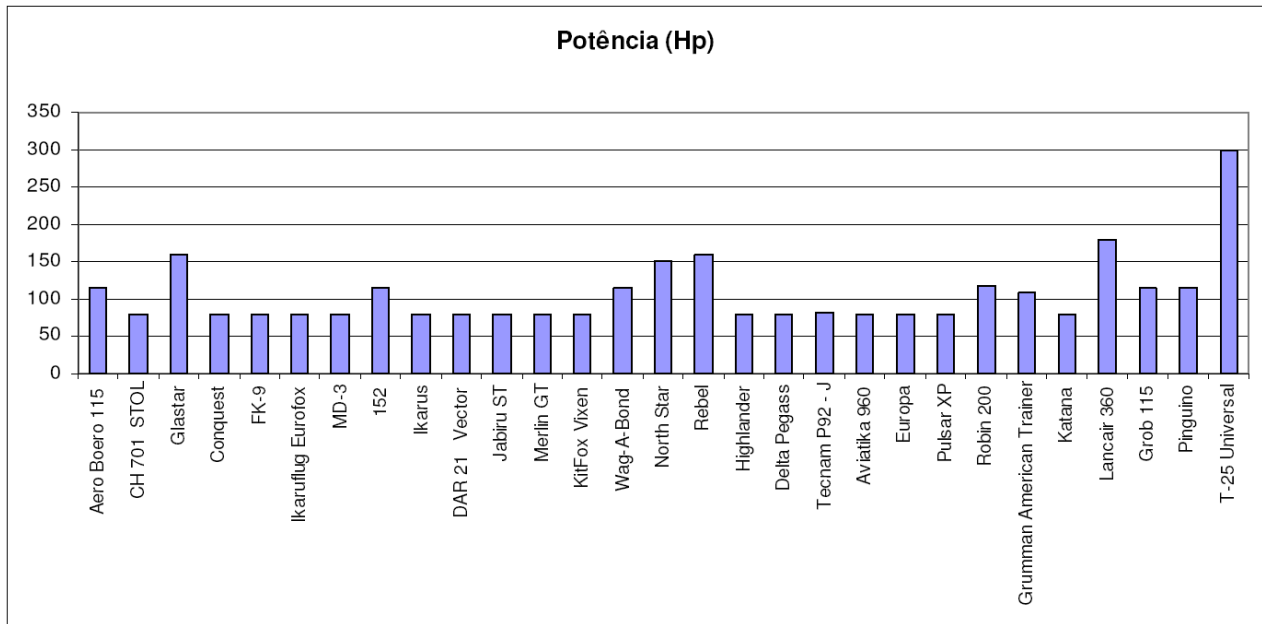


fig. III-13: Potência

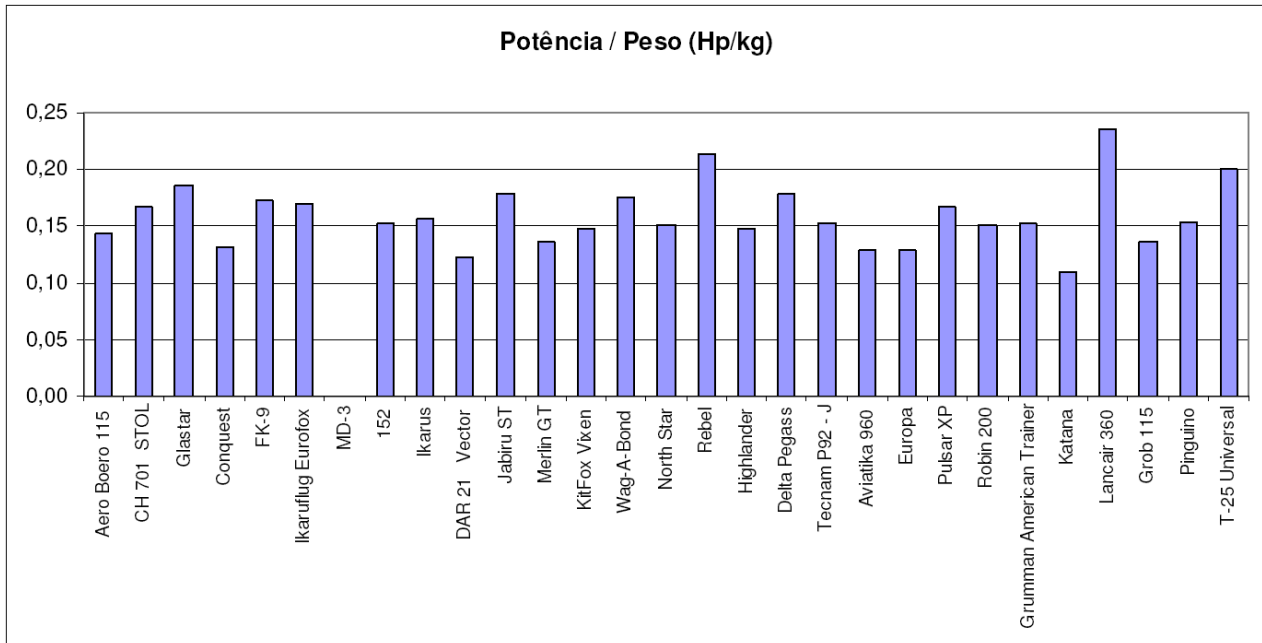


fig. III-14: Relação Potência /Peso

APÊNDICE IV

TABELAS DE DADOS DO PERFIL NASA/LANGLEY NLF(1)-0414F

Este apêndice apresenta dados experiemntais do perfil utilizado apresentados por McGhee et al. (1984)

Tab. IV-1:  $Re= 3,0 \times 10^6$ ;  $M=0,02$ ;  $\delta_f = 0^\circ$

ALPHA, DEG.	LIFT COEFFICIENT	DRAG COEFFICIENT	PITCHING-MOMENT COEFFICIENT
-4.00	.079	.0073	-.0700
-3.49	.128	.0066	-.0695
-2.05	.190	.0046	-.0728
-2.69	.214	.0046	-.0723
-2.42	.254	.0047	-.0752
-1.95	.303	.0051	-.0744
-.84	.436	.0051	-.0789
-.40	.486	.0049	-.0797
.07	.539	.0046	-.0796
.08	.542	.0047	-.0806
.57	.601	.0046	-.0817
1.15	.664	.0047	-.0819
1.66	.708	.0052	-.0815
2.24	.752	.0084	-.0826
2.16	.819	.0126	-.0805
4.17	.884	.0206	-.0757
5.18	.942	****	-.0721
5.20	.919	****	-.0715
6.26	.992	****	-.0661
8.24	1.167	****	-.0621
10.31	1.277	****	-.0524
12.47	1.439	****	-.0455
14.43	1.523	****	-.0353
16.41	1.593	****	-.0329
17.47	1.647	****	-.0342
19.43	1.656	****	-.0400
19.42	1.628	****	-.0413

Tab. IV-2:  $Re= 10,0 \times 10^6$ ;  $M=0,12$ ;  $\delta_f = 0^\circ$

ALPHA, DEG.	LIFT COEFFICIENT	DRAG COEFFICIENT	PITCHING-MOMENT COEFFICIENT
-3.99	.054	.0057	-.0701
-3.00	.171	.0048	-.0726
-2.97	.176	.0052	-.0728
-2.44	.236	.0041	-.0745
-1.94	.291	.0034	-.0758
-1.87	.300	.0033	-.0763
-1.41	.352	.0029	-.0774
-.94	.409	.0027	-.0790
-.92	.407	.0027	-.0784
-.41	.465	.0033	-.0798
.05	.512	.0044	-.0801
.07	.513	.0055	-.0802
.59	.568	.0060	-.0806
1.14	.626	.0065	-.0810
2.24	.744	.0075	-.0825
3.12	.837	.0084	-.0833
4.17	.942	.0094	-.0836
5.17	1.039	.0107	-.0832
6.16	1.125	.0118	-.0817
7.16	1.199	.0127	-.0789
7.17	1.207	****	-.0789
8.17	1.277	.0145	-.0758
8.22	1.287	****	-.0752
9.20	1.358	****	-.0722
10.21	1.431	****	-.0690
10.21	1.439	****	-.0694
11.23	1.507	****	-.0672
12.27	1.577	****	-.0635
13.24	1.639	****	-.0608
14.32	1.707	****	-.0599
15.19	1.753	****	-.0589
16.30	1.801	****	-.0612
17.23	1.820	****	-.0607
17.75	1.829	****	-.0576
17.95	1.827	****	-.0569

Tab. IV-3:  $Re=3,0 \times 10^6$ ;  $M=0,07$ ;  $\delta_f=12,5^\circ$

ALPHA, DEG.	LIFT COEFFICIENT	DRAG COEFFICIENT	PITCHING-MOMENT COEFFICIENT
12.38	1.677	****	-.0985
14.42	1.751	****	-.0938
15.43	1.820	****	-.0954
16.47	1.859	****	-.0837
17.46	1.830	****	-.0926
19.26	1.821	****	-.0964

Tab. IV-4:  $Re=10,0 \times 10^6$ ;  $M=0,12$ ;  $\delta_f=-5^\circ$

ALPHA, DEG.	LIFT COEFFICIENT	DRAG COEFFICIENT	PITCHING-MOMENT COEFFICIENT
-5.16	-.324	.0064	-.0175
-4.09	-.198	.0060	-.0200
-3.02	-.072	.0058	-.0227
-2.08	.034	.0054	-.0266
-1.51	.098	.0047	-.0277
-1.04	.154	.0029	-.0290
-.71	.187	.0028	-.0298
-.47	.212	.0027	-.0301
-.46	.220	.0027	-.0307
.06	.278	.0031	-.0319
.57	.332	.0047	-.0327
1.11	.393	.0061	-.0345
2.13	.510	.0067	-.0377
3.15	.626	.0075	-.0408
4.16	.735	.0085	-.0430
5.22	.846	.0098	-.0447
6.25	.949	.0109	-.0456
7.27	1.045	.0119	-.0457
8.30	1.127	****	-.0434
10.35	1.294	****	-.0392
12.47	1.434	****	-.0342
14.44	1.580	****	-.0300
16.43	1.690	****	-.0350
17.57	1.722	****	-.0365

Tab. IV-5:  $Re=10,1 \times 10^6$ ;  $M=0,12$ ;  $\delta_f=-10^\circ$

ALPHA, DEG.	LIFT COEFFICIENT	DRAG COEFFICIENT	PITCHING-MOMENT COEFFICIENT
-3.06	-.288	.0061	.0206
-2.05	-.171	.0057	.0158
-1.51	-.108	.0055	.0146
-1.03	-.055	.0053	.0134
-.48	.002	.0037	.0131
-.22	.031	.0030	.0127
.04	.059	.0031	.0121
.30	.088	.0033	.0114
.56	.115	.0034	.0114
1.08	.178	.0041	.0092
1.59	.239	.0049	.0063
2.13	.306	.0057	.0034
3.12	.427	.0074	-.0015
4.18	.547	.0084	-.0057
5.19	.659	.0093	-.0088
6.19	.767	.0103	-.0113
7.25	.876	.0114	-.0125
8.30	.971	****	-.0137
10.33	1.150	****	-.0117
12.45	1.318	****	-.0074
14.44	1.460	****	-.0041
16.44	1.586	****	-.0066
17.40	1.624	****	-.0114