

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO – ESCOLA POLITÉCNICA

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

**PROJETO CONCEITUAL AERODINÂMICO DE UM PLANADOR
MONOPLACE DE COMPETIÇÃO**

Yuri Coelho van Berghem

São Paulo

2014

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO – ESCOLA POLITÉCNICA

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

**PROJETO CONCEITUAL AERODINÂMICO DE UM PLANADOR
MONOPLACE DE COMPETIÇÃO**

Trabalho de formatura apresentado à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo

Yuri Coelho van Berghem

Orientador: Prof. Dr. Marcelo Massarani

Área de Concentração:
Engenharia Mecânica

São Paulo

2014

Berghem, Yuri Coelho van
Projeto conceitual aerodinâmico de um planador monoplace
de competição
/ Y.C. van Berghem. – São Paulo, 2014.
58 p.

Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade
de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Planadores I. Universidade de São Paulo. Escola Politécnica.
Departamento de Engenharia Mecânica II.t.

RESUMO

O presente trabalho busca desenvolver o projeto conceitual aerodinâmico de um planador monoplaca de competição que seja competitivo e viável. O objetivo principal é estabelecer uma base sólida de parâmetros e especificações, com base em aeronaves participantes e vencedoras de campeonatos mundiais.

A pesquisa inicial é o substrato para o início do projeto, fornecendo algumas diretrizes sobre o projeto deste tipo específico de aeronave, e da qual foi elaborada a formulação do projeto. Esta, por sua vez, foi a base para o início do projeto conceitual, que reuniu um conjunto de características ótimas para diversos parâmetros da aeronave.

O resultado do trabalho é o projeto mais detalhado da asa da aeronave, subsistema que responde majoritariamente pelo desempenho do planador, e por isso foi priorizado com maior detalhamento.

ABSTRACT

This report seeks the development of a viable and competitive monoplace glider's aerodynamical conceptual project. The main objective is to establish a solid base of parameters and specifications, based in participant and winner aircraft in world championships.

The initial research in the substrate for the start of the project, delivering some general information about this type of aircraft. From this information the project formulation was developed. The project formulation was the main source for the beginning of the conceptual project, gathering some optimal characteristics for several aircraft parameters.

The result of this paper is a more detailed project of the glider's wing, subsystem that is mostly responsible for the aircraft performance, and that's why it's been developed in first place.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

1.	INTRODUÇÃO.....	1
2.	RESUMO DO PROJETO	2
3.	CONCEITOS AERONÁUTICOS.....	3
3.1	A Estrutura Da Aeronave	3
3.2	Elementos E Geometria Da Asa	5
3.2.1	Coeficientes Aerodinâmicos	6
3.2.2	Centro Aerodinâmico.....	8
3.3	Dinâmica Básica De Voo	9
4.	METODOLOGIA DA PESQUISA INICIAL.....	12
5.	FORMULAÇÃO DO PROJETO	15
6.	ROTEIRO DO PROJETO.....	17
7.	DEFINIÇÃO E ESTUDO INICIAL DE PARÂMETROS DO PROJETO.....	20
7.1	Asa	20
7.1.1	Escolha Da Razão De Aspecto	20
7.1.2	Escolha Do Aerofólio	21
7.1.3	Escolha Da Geometria Da Asa	22
7.1.4	Ailerons.....	22
7.1.5	Freios Aerodinâmicos	23
7.2	Fuselagem	25
7.2.1	Posição Do Piloto	25
7.2.2	Fixação Asa-Fuselagem	26
7.3	Empenagem.....	27
7.3.1	Estabilizador Horizontal E Profundor.....	27
7.3.2	Estabilizador Vertical E Leme	31
7.3.3	Disposição	33

7.4	Formulação Do Projeto Complementada	35
8.	PARÂMETROS RELEVANTES A SEREM TRABALHADOS NO PROJETO PRELIMINAR.....	36
8.1	Escolha Do Aerofólio E Da Geometria Da Asa	36
8.2	Razão De Aspecto.....	36
8.3	Estabilizadores Vertical E Horizontal.....	37
9.	PROJETO DA ASA.....	38
9.1	Análise De Perfis Utilizados	39
9.2	Simulações de perfil de asa	41
9.2.1	Curva Polar para Reynolds elevados	43
9.2.2	Curva Polar para velocidade de planeio.....	44
9.2.3	Curva C_l x α para velocidade de pouso	45
9.2.4	Matriz De Decisão	46
9.3	Simulações para Razão de Aspecto	47
9.3.1	Curva Polar para Reynolds elevados	47
9.3.2	Curva Polar para velocidade de planeio.....	48
9.3.3	Curva C_l x α para velocidade de pouso	48
10.	PROJETO DAS SUPERFÍCIES DE CONTROLE	50
10.1	Ailerons.....	50
10.2	Forças Inerciais e de Amortecimento	53
10.2.1	Rolagem Uniforme	55
10.3	Características Gerais das Superfícies de Controle	55
11.	CONCLUSÕES	58
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	59

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Subsistemas de uma aeronave	3
Figura 2 - Eixos de movimento de uma aeronave	4
Figura 3 - Elementos da seção da asa. Adaptado de Thomas (1999)	5
Figura 4 - Curva C_l x ângulo de ataque. Adaptado de Thomas (1999)	7
Figura 5 - Momento de sustentação zero. Adaptado de Thomas (1999)	8
Figura 6 - Coeficientes de sustentação e arrasto. Adaptado de Thomas (1999).....	11
Figura 7 - Ventus 2ax.....	14
Figura 8 – Diagrama de elementos do projeto conceitual.....	18
Figura 9 - Fluxograma simplificado do projeto.....	19
Figura 10 - Tipos de geometria de asa. Adaptado de Thomas (1999)	22
Figura 11 - Formas de acomodação do piloto no cockpit. Adaptado de Thomas (1999).....	25
Figura 12 - Forças e momentos para análise de estabilidade longitudinal. Adaptado de Thomas (1999).....	27
Figura 13 - Definições de ângulos para o estabilizador horizontal. Adaptado de Thomas (1999).....	28
Figura 14 - Estabilizador horizontal. Adaptado de Thomas (1999)	30
Figura 15 - Envelope de manobras. Adaptado de Thomas (1999)	31
Figura 16 - Dados de estabilizadores horizontal e vertical. Adaptado de Thomas (1999).....	32
Figura 17 - Configurações da empenagem. Adaptado de Thomas (1999).....	34
Figura 18 - Efeito da diferença de perfis de asa. Adaptado de Thomas (1999)	41
Figura 19 - Curva polar para alta velocidade	43
Figura 20 - Curva Polar para velocidade de planeio.....	44
Figura 21 - Curva C_l x α para velocidade de pouso.....	45
Figura 22 - Zoom do gráfico	46
Figura 23 - Curva polar para velocidade máxima a diversas razões de aspecto	47
Figura 24 - Curva polar para velocidade de planeio a diversas razões de aspecto	48
Figura 25 - Curva polar para velocidade de pouso a diversas razões de aspecto	48
Figura 26 - Método de faixas. Adaptado de Raymer (1992).....	51
Figura 27 - Valor da derivada de sustentação. Adaptado de Raymer (1992).....	52
Figura 28 - Coeficiente K_f . Adaptado de Raymer (1992).....	52
Figura 29 - Gráfico para estimar amortecimento da rolagem. Adaptado de Raymer (1992).....	54
Figura 30 - Superfície de Controle Cônica. Adaptado de Raymer (1992).....	56
Figura 31 - Área estimada do Aileron. Adaptado de Raymer (1992).....	56
Figura 32 - Configuração dos Ailerons em um Planador. Adaptado de Thomas (1984)	57

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Aspectos dimensionais	13
Tabela 2 - Dados de desempenho de aeronaves da categoria 15m.....	14
Tabela 3 - Definições iniciais da formulação do projeto	16
Tabela 4 - Razão de aspecto e área da asa em função da corda	20
Tabela 5 - Formulação complementada	35
Tabela 6 - Aerofólios comumente utilizados. Adaptado de Thomas (1999)	40
Tabela 7 - Dados para as simulações	42
Tabela 8 - Matriz de Decisão	46
Tabela 9 - Requerimentos de rolagem	50

1. INTRODUÇÃO

Uma das imagens mais recorrentes à nossa mente quando pensamos em liberdade é a imensidão do céu, vendo o voo dos pássaros livres em explorar tamanha vastidão. A aproximação do ser humano do céu é o voo alçado por aeronaves, sendo uma das formas mais puras por meio do planador, aeronave na qual não há barulho nem complexidades mecânicas, apenas o homem e o céu.

Instigado por todos estes fatores, o homem tentou diversas vezes construir aeronaves “mais pesadas que o ar”, ou seja, que eram movimentadas por reações aerodinâmicas e pela ação da gravidade. A primeira tentativa bem-sucedida de um voo planado foi de Otto Lilienthal, realizando mais de dois mil voos. As ideias de Otto foram levadas à América, quando atraiu a atenção dos irmãos Wright. Devido ao caráter secreto dos voos dos irmãos, não houve grandes repercussões, e assim que o avião movido a motor foi inventado a atenção foi desviada dos planadores, levando os esforços ao desenvolvimento e aperfeiçoamento dos aviões a motor.

As décadas de 1920 e 1930 foram de grande importância na questão do desenvolvimento dos planadores, com diversos recordes que impressionam mesmo para os padrões atuais. Tem-se como exemplo voos de 36h, altitudes de mais de 8000m e distâncias superiores a 450 km. Muitos planadores foram desenvolvidos com fins militares, fazendo o transporte silencioso de homens e equipamentos e ataques-surpresa.

Atualmente os planadores têm atraído muitas pessoas para o esporte de voo à vela, que é intrigante e prazeroso. O objetivo deste projeto é desenvolver um planador de competição que possua características e desempenho adequados para disputar com as aeronaves já inseridas no mercado. A parte inicial do projeto é levantar quais aeronaves são utilizadas em campeonatos e comparar as características de desempenho das mesmas, obtendo uma base para a formulação do projeto.

2. RESUMO DO PROJETO

O presente trabalho apresentará, quando em sua íntegra, o projeto e definições dos principais subsistemas de um planador monoplace de competição. Segundo RAYMER, o projeto conceitual é a fase em que as perguntas e questionamentos sobre tamanho, peso, configurações e disposição são respondidas, e o projeto preliminar entra em detalhes de configuração. O objetivo do projeto é, através do projeto conceitual – e em alguns aspectos o projeto preliminar – criar uma base sólida para o desenvolvimento completo de uma aeronave cujas características e desempenho sejam semelhantes à de outras aeronaves de mesma categoria, sendo possível realmente inseri-la em competições e realizar treinamentos avançados. Para alcançar esse objetivo, inicialmente será feita uma pesquisa sobre as características das aeronaves participantes em campeonatos, auxiliando o desenvolvimento das especificações iniciais do projeto. A partir da formulação do projeto serão realizados pesquisas e estudos sobre os elementos de maior relevância dentro do projeto, como asa, fuselagem, entre outros. A formulação completa do projeto abrangerá um nível razoável de detalhes para posterior desenvolvimento da aeronave.

3. CONCEITOS AERONÁUTICOS

Neste capítulo serão apresentados alguns conceitos sobre as aeronaves de modo simples, apenas para compreensão do leitor sobre termos específicos e equipamentos presentes em aeronaves em geral.

3.1 A Estrutura Da Aeronave

Os componentes de uma aeronave podem ser divididos em cinco subsistemas principais: asa, empenagem, fuselagem, trem de pouso e motor. Esta divisão está ilustrada na Figura 1.

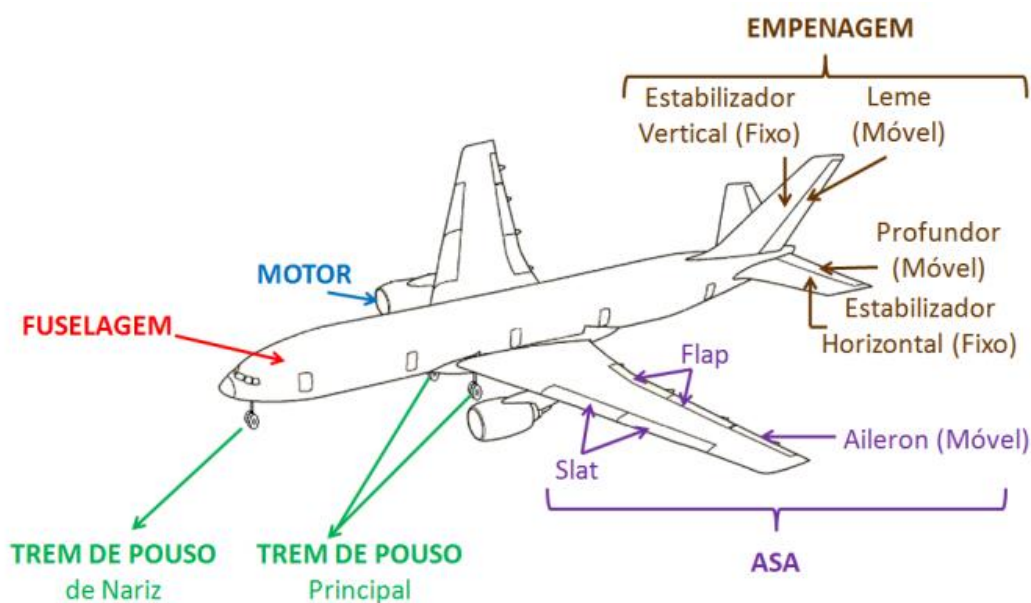


Figura 1 - Subsistemas de uma aeronave

A asa apresenta dispositivos de diferentes funcionalidades. O principal componente é o aileron, superfície de comando cuja função é provocar o movimento de rolagem (eixo X) no avião. Podem existir flaps e slats, denominados dispositivos hipersustentadores, que alteram características geométricas da asa e consequentemente as características de voo da aeronave. São úteis para operações de pouso e decolagem, onde a aeronave deve voar em velocidade reduzida, e o aumento de sustentação causado por estes dispositivos é essencial para garantir a segurança do voo. A asa tem algumas dimensões características: a distância da ponta de uma asa à outra é

denominada envergadura (b), a razão de aspecto (RA) é a razão entre o quadrado da envergadura e a área da asa (A). A empenagem é composta por superfícies responsáveis pela estabilidade da aeronave e pode ser dividida em empenagem vertical e horizontal, ambas compostas por uma parte fixa e outra móvel. A empenagem horizontal consiste em estabilizador horizontal e profundor, sendo que este é uma superfície de comando que causa o movimento de arfagem (eixo Y) da aeronave. A empenagem vertical consiste em estabilizador vertical e leme de direção, cujas funções são análogas às da empenagem horizontal, porém o leme de direção causa o movimento de guinada (eixo Z) da aeronave, movimento importante durante as operações de pouso e decolagem em quais deve-se evitar o uso dos ailerons. Os eixos de movimento da aeronave estão ilustrados na Figura 2. A fuselagem da aeronave abriga os tripulantes e a carga a ser transportada, e nela estão fixados a asa e a empenagem. O trem de pouso tem a finalidade de sustentar e facilitar a movimentação da aeronave quando em solo, e de sustentar o impacto durante a operação de pouso. O motor serve para propulsionar a aeronave. Os planadores geralmente não possuem motor, seu voo é mantido pelas correntes ascendentes de ar e pelas reações aerodinâmicas nos aerofólios durante o voo descendente. Para facilitar as operações de decolagem, há planadores que possuem um pequeno motor utilizado apenas para levá-lo à altitude desejada, sendo desligado logo que se atinge a altitude desejada. Estas aeronaves são denominadas motoplanadores.

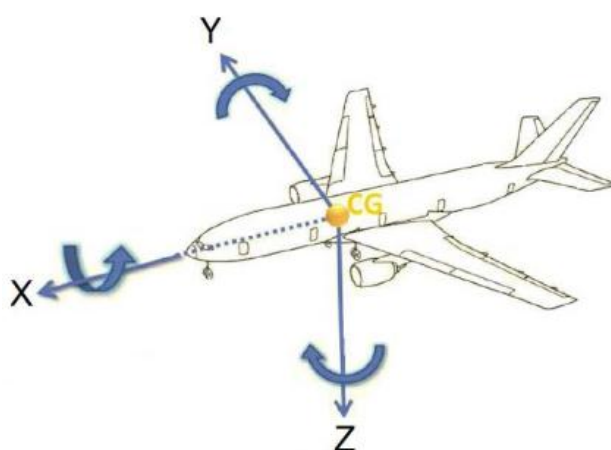


Figura 2 - Eixos de movimento de uma aeronave

3.2 Elementos E Geometria Da Asa

A Figura 3 apresenta os principais componentes da seção de uma asa.

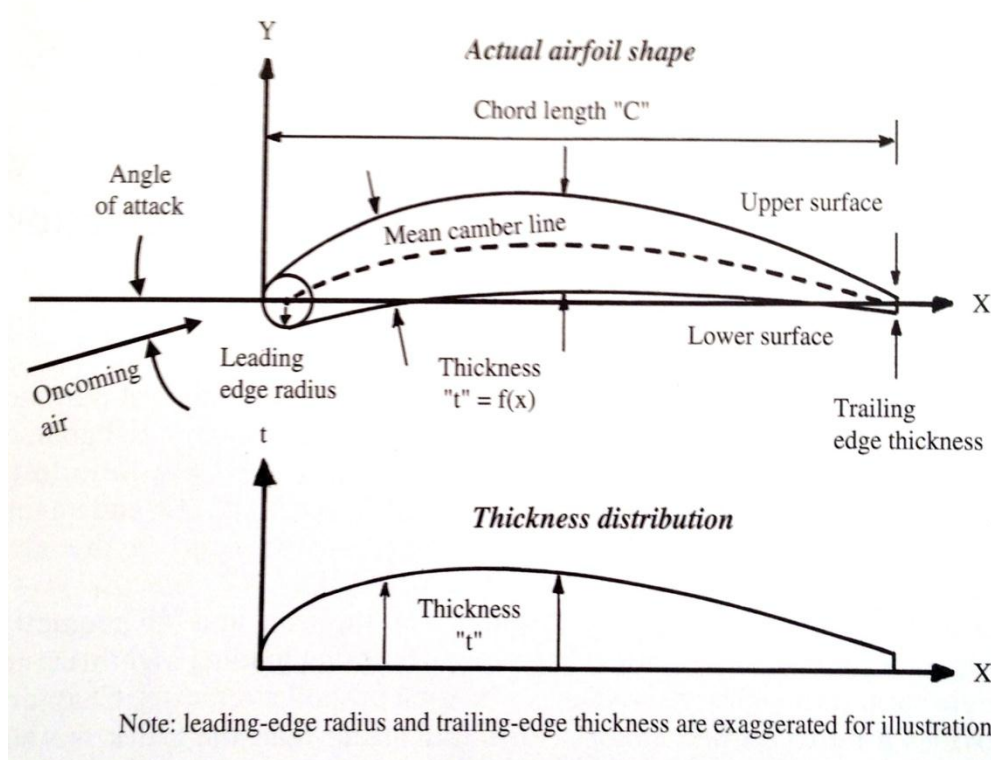


Figura 3 - Elementos da seção da asa. Adaptado de Thomas (1999)

Os elementos mais relevantes são: Bordo de ataque (*leading edge*), bordo de fuga (*trailing edge*), corda (*chord length*) e espessura (*thickness*), extradorso (*upper surface*) e intradorso (*lower surface*).

O bordo de ataque é a parte frontal da asa que provoca a separação do escoamento, parte pelo extradorso (parte superior da asa) e parte pelo intradorso (parte inferior da asa). A corda (*c*) é o comprimento da asa na direção *x* apresentada na Figura 3, ou seja, é a distância entre o bordo de ataque e bordo de fuga. A espessura da asa (*t*) é, na maioria dos casos, variável, como mostra a figura. A espessura é apresentada geralmente como a razão entre espessura e corda com o objetivo de normalizar este parâmetro. A linha de arqueamento médio (*mean camber line*) é a curva que divide a seção da asa em duas partes de mesma área. A corda geralmente é variável, por esta razão é apresentada a dimensão da corda média de um aerofólio.

Entendidos estes conceitos, pode-se inferir que a área da asa é dada por $b \times c$, e a razão de aspecto é dada por b/c .

3.2.1 Coeficientes Aerodinâmicos

A força aerodinâmica total atuante sobre uma asa ou aerofólio pode ser dividida em componentes perpendiculares e paralelas ao escoamento e também em um momento agindo em um ponto de referência. Estes três esforços são sustentação, arrasto e momento de arfagem, respectivamente. O momento de arfagem é referenciado em um ponto específico no aerofólio, geralmente numa posição de $1/4$ da corda, onde teoricamente toda força sustentação e arrasto sejam aplicados. Caso o momento de arfagem provoque um aumento do ângulo de ataque ele é definido como positivo, ou “nose-up”.

Os três esforços citados acima, em um aerofólio bidimensional, são expressos em coeficientes adimensionais. As referências são a pressão dinâmica ao infinito, q_∞ , e a corda c :

$c_l = \frac{l}{q_\infty c}$	Coeficiente de sustentação da seção
$c_d = \frac{d}{q_\infty c}$	Coeficiente de arrasto da seção
$c_m = \frac{m}{q_\infty c^2}$	Momento de arfagem da seção

Estes coeficientes também definem os carregamentos da seção local, ou seja, a sustentação, o arrasto e o momento de arfagem por unidade de comprimento da asa. A Figura 4 ilustra apresenta que, a ângulos de ataque moderados, a sustentação e o momento de arfagem mostram um comportamento linear com o ângulo de ataque.

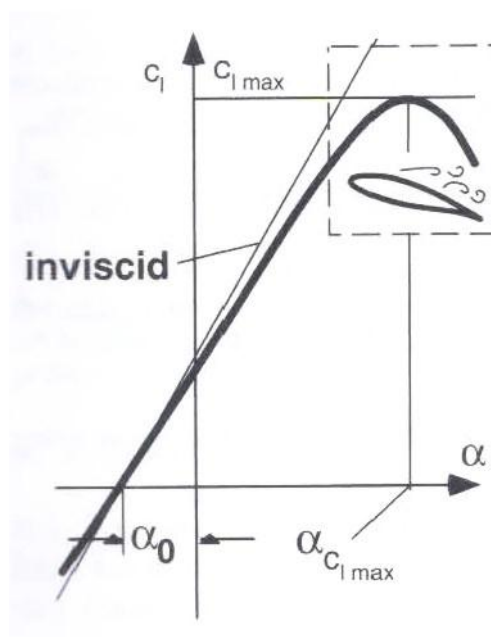


Figura 4 - Curva C_l x ângulo de ataque. Adaptado de Thomas (1999)

Acima de certo valor estes coeficientes perdem a linearidade devido à separação do escoamento. Dessa maneira, pode-se definir alguns gradientes representativos:

$\frac{dc_l}{d\alpha}$	Curva de sustentação
$\frac{dc_m}{dc_l}$	Gradiente de momento
α_0	Ângulo de ataque de sustentação zero
c_{m_0}	Momento de sustentação zero

A primeira derivada determina o quão rapidamente o coeficiente de sustentação aumenta com o ângulo de ataque. O ângulo α_0 e o momento c_{m_0} estão ilustrados na Figura 5.

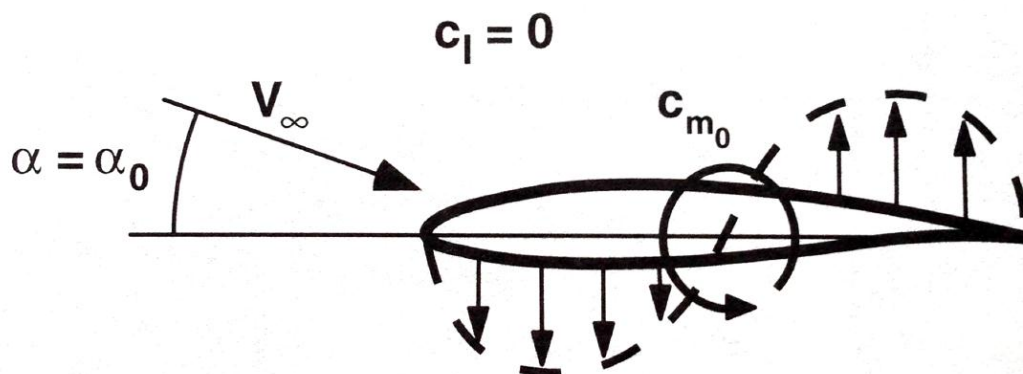


Fig. 38: Zero-lift moment on cambered airfoil.

Figura 5 - Momento de sustentação zero. Adaptado de Thomas (1999)

Se o aerofólio tem perfil simétrico, tanto o ângulo de ataque de sustentação nula quanto o momento de sustentação nula serão zero, pois não haverá diferença de pressão dinâmica no intradorso e no extradorso. Quando o aerofólio tem perfil assimétrico, mesmo um ângulo de ataque zero provoca uma diminuição da pressão no extradorso da asa, causando sustentação positiva.

3.2.2 Centro Aerodinâmico

O gradiente do momento de arfagem é afetado pela escolha do ponto de referência. Admitindo que a sustentação atue sobre um ponto intermediário da asa, levar o ponto de referência para próximo ao bordo de ataque tornaria o momento negativo, de “nose-down”, e levar o ponto de referência para próximo do bordo de fuga tornaria o momento positivo, de “nose-up”. Entre o bordo de ataque e o bordo de fuga existe uma referência particular em qual o momento permanece constante enquanto a sustentação varia, isto é, o gradiente de momento é zero. Este é o centro aerodinâmico, de particular interesse para o estudo de estabilidade e controle de uma aeronave, e é definido pela seguinte relação:

$$\frac{dc_{mac}}{dc_l} = 0$$

O subscrito indica “*Aerodynamic Center*”, usado como referência para os momentos. Uma vez que o momento de arfagem no centro aerodinâmico não varia com ângulo de ataque, este é idêntico ao momento de sustentação nula. As forças no aerofólio podem então ser divididas em um momento de arfagem constante c_{m_0} no centro aerodinâmico e a sustentação agindo no mesmo, variando com o ângulo de ataque α . Este resultado é válido apenas na região de comportamento linear do gradiente de momento.

3.3 Dinâmica Básica De Voo

Nesta seção serão apresentados alguns conceitos e equações fundamentais para compreender o voo da aeronave.

O voo nivelado (a altitude constante) de uma aeronave pode ser compreendido pela ação de quatro forças principais: tração, arrasto, sustentação e peso. A tração é resultado da ação do motor, levando a aeronave a ganhar velocidade na corrida de decolagem e a manter o voo após a decolagem. O arrasto é a força contrária à tração, provocada principalmente pelo atrito e gradiente de pressão gerados pelo escoamento. A sustentação é a força que possibilita o voo da aeronave, e é provocada pelo escoamento de ar pela asa. Tanto o arrasto quanto a sustentação podem, de modo simplificado apenas para o primeiro contato, ser calculados, respectivamente pelas seguintes equações:

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

$$D = C_D \frac{\rho}{2} V^2 S$$

onde L: força de sustentação

D: força de arrasto

ρ : densidade do ar

V: velocidade relativa do escoamento de ar na asa

S : área da asa

C_L : coeficiente de sustentação

C_D : coeficiente de arrasto

Embora sejam equações simples, é possível verificar a correlação das forças aerodinâmicas com os principais fatores de que dependem. Os parâmetros que são trabalhados intensamente no projeto da asa são os coeficientes de sustentação e de arrasto, pois estes são resultado de diversos fatores do projeto. Claramente estes coeficientes não são constantes; dependendo das condições de voo assumem valores variados. A Figura 6 apresenta alguns gráficos ilustrativos da variação destas grandezas. O gráfico de $C_L \times \alpha$ apresenta a variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque – ângulo formado entre o aerofólio e a velocidade do escoamento ao infinito. É possível notar que o gráfico possui um ponto de máximo, a partir do qual um aumento no ângulo de ataque provoca a rápida diminuição do coeficiente de sustentação. Este fenômeno é chamado estol. A curva que apresenta $C_D \times C_L$ é denominada “*drag polar*” e relaciona os coeficientes de sustentação e arrasto, discriminando ainda a contribuição do atrito e da pressão na composição do coeficiente de arrasto. É possível verificar que após atingir $C_{L_{MAX}}$ o coeficiente de arrasto aumenta consideravelmente devido ao estol.

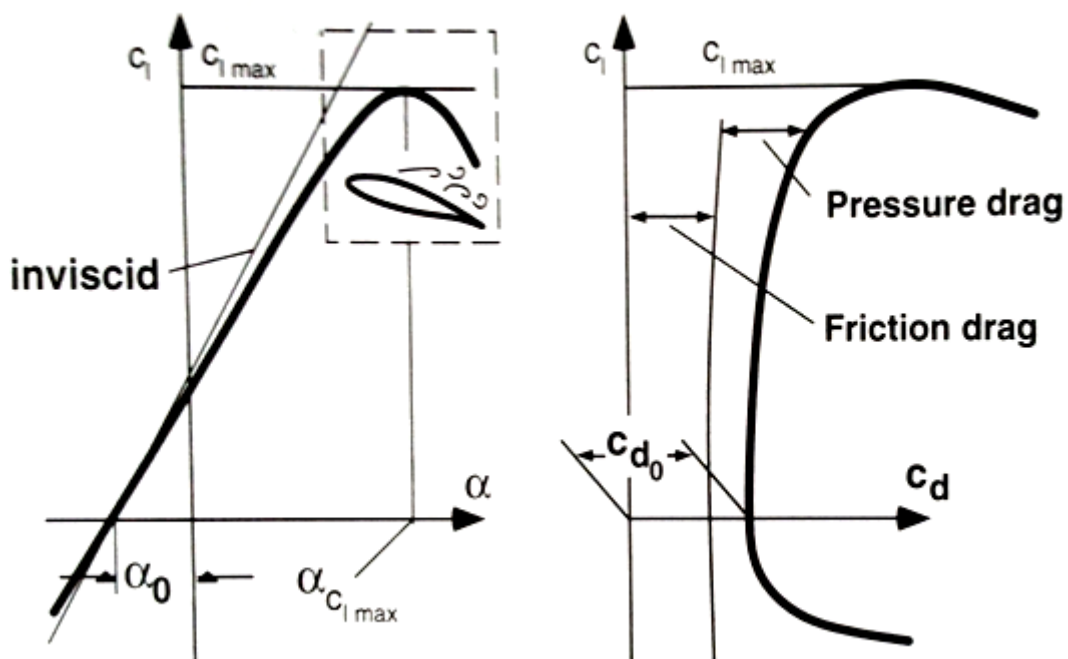


Figura 6 - Coeficientes de sustentação e arrasto. Adaptado de Thomas (1999)

Das equações apresentadas anteriormente é possível calcular a razão L/D , conhecida como razão de planeio, que é dada por:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

e caracteriza o voo planado da aeronave, estabelecendo a relação entre a distância horizontal e vertical percorrida. Esta relação, para planadores, encontra-se entre 20 e 50, com ângulos de descida em torno de 3° e 1° e é desenvolvida quando a aeronave voa com uma velocidade específica, denominada 'velocidade de melhor razão de planeio. Na Tabela 1 é possível verificar esta razão, assim como as velocidades em que ocorre para diversos planadores.

4. METODOLOGIA DA PESQUISA INICIAL

As definições e características da aeronave a ser projetada devem ser compatíveis com a de outras aeronaves já existentes no mercado. O objetivo é desenvolver um planador de competição, logo foram levantadas as classes de campeonatos mundiais e pré-selecionadas as categorias de interesse para a formulação do projeto. As categorias selecionadas são:

- 15m – A única limitação é a máxima envergadura de 15m;
- 18m – A única limitação é a máxima envergadura de 18m;
- Standard Class – A envergadura não pode superar 15m. Qualquer método de alteração do perfil da asa exceto pelo uso normal dos ailerons é proibido. Dispositivos hipersustentadores são proibidos mesmo que não possam ser utilizados pelo piloto. O planador deve ter freios aerodinâmicos que não podem ser utilizados para aumentar o desempenho. O trem-de-pouso pode ser fixo ou retrátil. O trem principal deve ser de pelo menos 300mm de diâmetro e 100mm de largura;
- Open Class – Sem limitações.

Uma vez escolhidas as categorias para pesquisa, foram levantados rankings de diversos campeonatos mundiais e separados por categoria de competição, de modo a visualizar o planador utilizado pelos competidores. Os planadores foram organizados por categoria em outra tabela, onde constam suas principais características dimensionais. Os dados de desempenho serão levantados apenas para a categoria escolhida, uma vez que são consequência dos aspectos construtivos e dimensionais. A Tabela 1 apresenta as principais características dimensionais de algumas aeronaves das categorias supracitadas. Em posse destas informações, é possível determinar uma faixa de valores típica para cada um dos aspectos dimensionais listados, e estes parâmetros s/erão base para a formulação do projeto desta nova aeronave.

Tabela 1 - Aspectos dimensionais

Class	Glider	Crew	Wingspan(m)	Wing Area(m²)	Aspect Ratio	Length (m)	Empty Weight (kg)	Max. Weight (kg)	Wing Loading (kg/m²)		Max. water ballast (kg)
									Min	Max	
15m	Ventus 2ax	1	15	9,67	23,3	6,41	230	525	30,9	54,3	200
	Ventus 2b	1	15	9,7	23,2	6,58	233	525	32,7	53,1	200
	Ventus B	1	15	9,5	23,7	6,35	214	525	32,8	54,1	160
	Diana 2	1	15	8,64	26,04	6,88	182	500	28	58	240
	ASW-27	1	15	9	25	6,55	245	500	35,4	54,5	190
	LS8	1	15	10,5	21,4	6,72	240	525	31,9	49	185
	LS4	1	15	10,5	21,7	6,84	246	472	31	49	140
	Discus 2a	1	15	10,16	22,2	6,41	235	525	30,5	51,7	200
	Discus 2b	1	15	10,16	22,2	6,81	240	525	30,5	51,7	200
	Jantar Std 2	1	15	10,66	21,1	7,11	265	540	-	50,6	150
18m	Jantar Std3	1	15	10,66	21,1	6,85	274	535	-	-	150
	JS1	1	18	11,2	28,8	7,17	280	600	31,2	53,6	200
	ASG29	1	18	10,5	30,4	6,59	280	600	33	57,1	202
	ASW28/18m	1	18	11,88	27,27	6,59	280	575	29	48,4	190
	Ventus 2cxM	1	18	11,3	29,5	-	340/395**	600	37,6	54,4	-
	Ventus 2cxT	1	18	11,03	29,5	-	325/355**	600	36,2	54,4	-
	ASH-31Mi	1	21	13,2	33,5	7,07	430	700	-	53	140
Standard	LS6C-18	1	18	11,4	28,4	6,84	257	525	29,9	45,2	100
	Discus 2a	1	15	10,16	22,2	6,41	235	525	30,5	51,7	200
	Discus 2b	1	15	10,16	22,2	6,81	240	525	30,5	51,7	200
	LS8	1	15	10,5	21,4	6,72	240	525	31,9	50	-
	ASW28	1	15	10,5	21,43	6,59	265	525	32	50	190
	Std. Jantar 2	1	15	10,66	21,1	-	265	540	-	50,6	150
Open	LAK18	1	18	9,8	33	-	226	453	-	46,2	-
	EB29 (1)	1	25,3	15,4	41,6	8	580	900	43,8	58,5	190
	EB29 (2)	1	28,3	16,5	48,5	8	580	900	41	54,5	190
	EB29 (3)	1	29,3	16,8	51,1	8	580	900	40,5	53,6	190
	EB28(1)	2	25,3	15,4	42,3	9,1	560	850	42	55,2	-
	EB28 (2)	2	28,3	16,5	48,4	9,1	560	850	40	51,4	-
	Nimbus 4	-	26,4	17,86	38,8	7,83	470	750	30	42	-
	Nimbus 4D	2	26,5	17,96	39,1	-	525	750	-	41,7	163
	ASW 22BL	-	25	16,31	38,32	8,1	455	750	32	46	235
	ASH-31Mi	1	21	13,2	33,5	7,07	430	700	-	53	140
	ASH 25	2	25,6	16,5	39,8	8,97	478	750	-	-	120
	Quintus M	-	23	14,7	36	7,83	850	-	39	58	-
	JS1-C21	-	21	12,27	35,9	7,165	720	-	33,8	58,7	-
	Concordia	2	30,9	18,6	51,3	9,84	600	850	-	-	-

*propeller retracted

**with engine

O planador a ser projetado enquadrar-se-á na categoria de 15m. Analisando os dados coletados, há um padrão definido nas características das aeronaves desta categoria, e, como há poucas limitações, ampliam-se as possibilidades e soluções do projeto. Os dados de desempenho para as aeronaves da categoria de 15m encontram-se na tabela 2. É importante ressaltar que o fabricante geralmente não disponibiliza estes dados, dessa forma há lacunas sem preenchimento devido à falta de fontes confiáveis. A

Figura 7 apresenta uma aeronave da categoria a ser trabalhada, a Ventus 2ax, ilustrando como é o layout da mesma. Esta figura foi retirada do site do fabricante.

Tabela 2 - Dados de desempenho de aeronaves da categoria 15m

Glider	Max. Speed Vne (km/h)	Stall Speed (km/h)	Rate of sink(m/s)	Best Glide Speed (km/h)	Max Glide Ratio
Ventus 2ax	270	-	0,51	75	-
Ventus 2b	-	-	-	-	-
Ventus B	250	-	0,59	80	42
Diana 2	270	60	0,45	-	-
ASW-27	285	-	0,56	75	45,6
LS6	-	-	0,59	82	42
LS8	280	-	0,59	-	-
LS4	270	-	0,61	82	40
Discus A	250	-	0,59	82	42
Discus 2b	250	-	-	-	-
Jantar Std 2	-	-	0,77	-	40
Jantar Std3	285	-	0,69	-	40

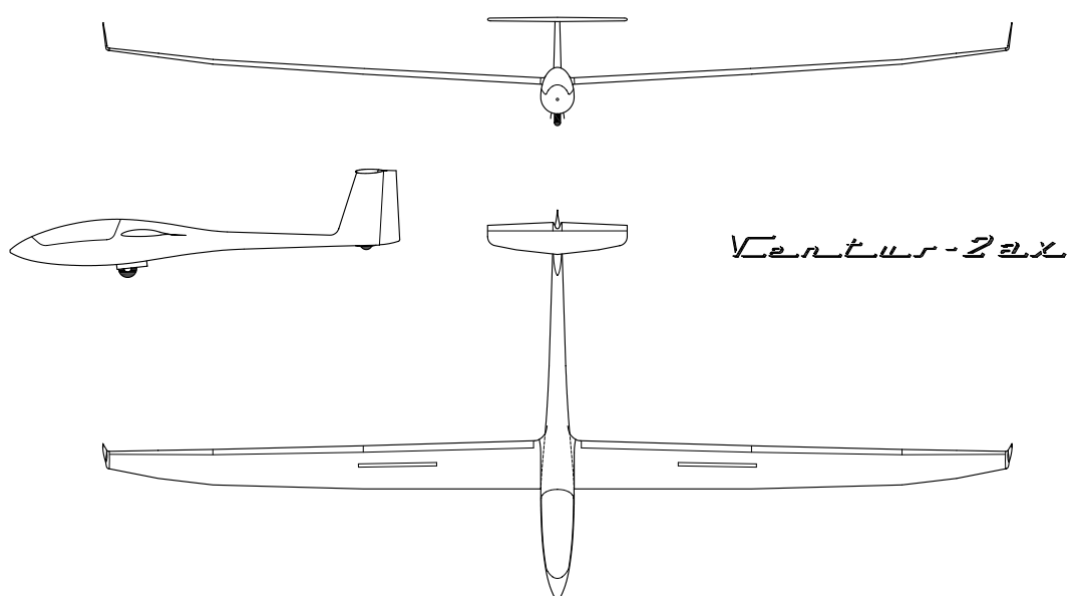


Figura 7 - Ventus 2ax

5. FORMULAÇÃO DO PROJETO

Nesta seção serão definidos os parâmetros essenciais para desenvolver o projeto de uma nova aeronave, ou seja, o que se espera que a aeronave deva cumprir.

Obviamente características exigidas pelos pilotos para cada tipo de uso (competição, acrobacia, treinamento, entre outros) têm um papel predominante sobre os requerimentos, porém há exigências reguladoras que devem ser atendidas. Em 1979 as autoridades de aeronavegabilidade de diversos países europeus estabeleceram um conjunto de requisitos de aeronavegabilidade, conhecido como *Joint Airworthiness Requirements (JAR)*, AJAR-22, conjunto específico que abrange planadores e motoplanadores, é baseada em normas antigas e é aceita em diversos países europeus, inclusive a Alemanha, também nos EUA e na Austrália. Para uma compreensão do leitor acerca dos parâmetros que são abordados, os tópicos cobertos pela JAR-22 são:

- Requerimentos gerais;
- Voo: características de decolagem e pouso, dados sobre o voo, resposta de comandos, estabilidade, características de estol e parafuso, manobrabilidade em altas velocidades;
- Estrutura: cargas em voo, asas, carga na empenagem e nas superfícies de controle, carga nos sistemas de controle, freios aerodinâmicos e flaps, cargas durante o reboque, pouso, etc;
- Construção e design: materiais, coeficientes de segurança, ganho do reboque, sistema de controle, trem de pouso, cockpit, etc;
- Equipamento: Instalação de equipamento e instrumentos;
- Limitações operacionais e informação: Limites de velocidade aerodinâmica, peso e balanceamento, manuais de manutenção e voo;

Além dos requerimentos regulatórios existem os custos de fabricação e o enquadramento nas classes da FAI, que para este projeto já foi definida. Um requerimento necessário para qualquer planador é a capacidade de voar longas distâncias com a máxima velocidade média possível.

A transcrição dos regulamentos da JAR é desnecessária neste texto. Durante o desenvolvimento do projeto, quando necessário e oportuno, serão citados os requerimentos a cumprir.

As primeiras características definidas são sobre o desempenho do planador, e a partir destas serão definidos os aspectos construtivos para atender os requerimentos. Os dados apresentados na tabela 3 têm como base o desempenho e características de aeronaves semelhantes.

Tabela 3 - Definições iniciais da formulação do projeto

Características de desempenho	Velocidade de estol	Entre 15 e 18 m/s
	Máx. Razão de planeio	Entre 45 e 55
	Velocidade máxima	Aprox. 78 m/s
	Velocidade para operação de pouso	25 m/s
	Veloc. para melhor razão de planeio	Aprox. 22 m/s
Características dimensionais	Envergadura	15m
	Razão de aspecto	Entre 20 e 25
	Massa vazio	Entre 200 e 230kg
	Máxima massa	Até 550kg
	Comprimento da fuselagem	De 6,5 a 7,0m
	Largura do cockpit	0,75m
	Altura do cockpit	0,95m

A partir dos dados da tabela 3 é possível iniciar as primeiras etapas do desenvolvimento da aeronave. Tratando-se da primeira parte do projeto, o enfoque será nos componentes mais importantes da aeronave, como as asas, empenagem e fuselagem. Durante o desenvolvimento serão verificados os requerimentos regulatórios para o projeto de forma a atender as necessidades objetivadas e as estabelecidas por norma.

A seção seguinte apresenta como será o desenvolvimento do projeto, de modo a estabelecer as atividades a serem feitas e o caráter iterativo do projeto. Em seguida serão definidas características mais específicas, de modo a completar os parâmetros da formulação do projeto.

6. ROTEIRO DO PROJETO

Esta seção tem o objetivo de estabelecer um fluxograma de atividades eficiente para o desenvolvimento do projeto e guiar o leitor pelas etapas que serão realizadas.

Segundo RAYMER, o projeto de uma aeronave pode ser dividido em três grandes fases: o **projeto conceitual**, o **projeto preliminar** e o **projeto básico**. O projeto conceitual consiste na primeira idealização, levando em conta quais requerimentos precisam ser atendidos, o peso estimado das peças, o custo e entre outros parâmetros. O projeto preliminar busca, a partir das definições da parte conceitual, desenvolver com maior nível de detalhes as peças idealizadas, gerando superfícies e projetando componentes principais. O projeto básico detalhará a fabricação e construção da aeronave. As etapas descritas a seguir serão iterativas ao longo das três fases citadas acima, e após cada etapa deve-se analisar a coerência dos requerimentos com o resultado obtido.

A primeira atividade a ser desenvolvida é a formulação do projeto, que tem o objetivo de analisar as necessidades de projeto e elaborar parâmetros-base para alimentar a fase do projeto conceitual. Esta tarefa foi iniciada na seção anterior e será complementada nas seções seguintes. Finalizada a formulação do projeto serão levantados dados sobre os componentes da aeronave, como geometria e massa. Estes dados serão úteis para uma primeira estimativa da massa e para o esboço da aeronave com as dimensões estabelecidas. Em posse dos dados da formulação do projeto e do layout de outras aeronaves é possível executar dimensionamentos para obter alguns dados essenciais. A partir dos dados e características gerados é possível iniciar o desenvolvimento do layout definitivo do planador. Para este projeto, esta etapa contará com o estudo de aeronaves existentes, que é um procedimento padrão para aeronaves de tipo definido.

A seção seguinte é a complementação da formulação do projeto: a partir das características definidas é possível definir outros parâmetros que são função daqueles já escolhidos. Os diagramas representados na Figura 8 esquematizam quais componentes serão desenvolvidos, bem como as subdivisões para cada um. Estas divisões têm um caráter mutável, uma vez que outras etapas serão incluídas ao longo do desenvolvimento do projeto se identificadas necessárias para prosseguir com seu

bom andamento. O desenvolvimento destas etapas caracteriza o projeto conceitual descrito.

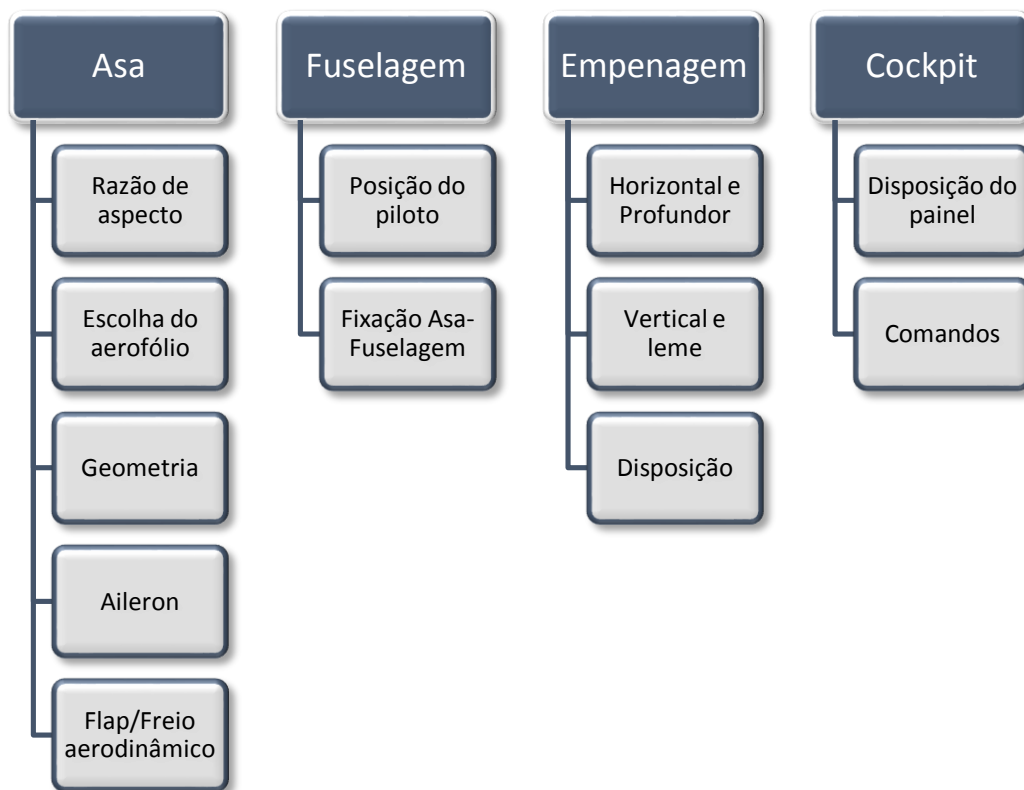


Figura 8 – Diagrama de elementos do projeto conceitual

Após o término das etapas apresentadas é possível iniciar o projeto preliminar da aeronave, pois as saídas esperadas desta parte são todos os parâmetros necessários para seu desenvolvimento. O fluxograma simplificado para todas as etapas a serem trabalhadas ao longo do projeto encontra-se na Figura 9. Neste é possível verificar o caráter iterativo de todas as etapas, nas quais pode ser necessário readequar e questionar os resultados obtidos para manter a coerência entre todas as etapas.

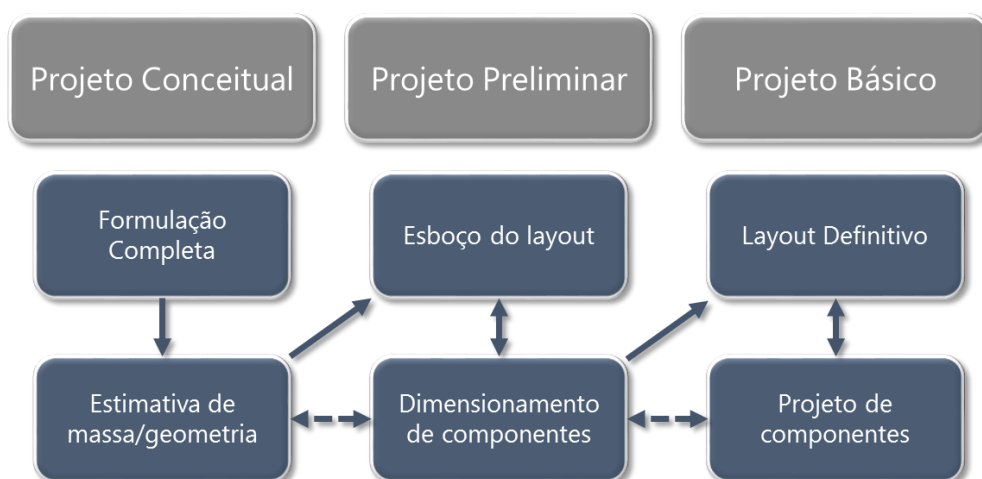


Figura 9 - Fluxograma simplificado do projeto

7. DEFINIÇÃO E ESTUDO INICIAL DE PARÂMETROS DO PROJETO

Nesta seção serão definidos os parâmetros para complementar a formulação do projeto.

7.1 Asa

A seguir serão apresentadas as definições sobre os parâmetros da asa.

7.1.1 Escolha Da Razão De Aspecto

Uma vez que a envergadura da aeronave está fixada, pode-se variar o tamanho da corda da asa para obter valores desejados da razão de aspecto e da área da asa. A tabela 4 apresenta alguns dados para valores selecionados de corda, com envergadura fixa de 15m.

Tabela 4 - Razão de aspecto e área da asa em função da corda

Corda (m)	Razão de aspecto	Área da asa (m ²)
1,50	10,0	22,5
1,00	15,0	15,0
0,75	20,0	11,3
0,67	22,4	10,1
0,60	25,0	9,0
0,50	30,0	7,5
0,43	34,9	6,5
0,38	39,5	5,7

Os valores de corda que retornaram valores desejados de razão de aspecto, definidos na Tabela 3, estão entre 0,75m e 0,60m. A definição da razão de aspecto é importante, pois determina diversas características na aeronave, como o arrasto parasita, coeficiente de arrasto e número de Reynolds do escoamento na asa. Desta forma, alguns valores estão definidos, porém é importante o estudo detalhado para determinar um valor ótimo para o projeto.

7.1.2 Escolha Do Aerofólio

Embora as principais características da asa estejam determinadas, é necessário escolher o tipo de aerofólio que será utilizado. As propriedades aerodinâmicas de um aerofólio são função da sua geometria, ângulo de ataque, número de Reynolds e a qualidade da superfície. O desafio é determinar qual aerofólio atende melhor os requisitos impostos.

Os aerofólios são divididos em famílias, como a série NACA e quatro e cinco dígitos, que são classificadas de acordo com os parâmetros que definem sua geometria. As famílias de aerofólios de maior interesse para planadores são a NACA de seis dígitos, chamados de perfis laminares, projetados especialmente para permitir que a camada limite permaneça laminar durante a parte frontal (entre 30 a 60%) do aerofólio. Outra família de grande interesse são os aerofólios específicos para planadores, desenvolvidos por R. Eppler e F. X. Wortmann. Estes levaram a grandes melhoras no desempenho de planadores e rapidamente substituíram outros aerofólios. Ainda outros aerofólios laminares foram desenvolvidos por K. H. Horstmann e A. Quast no *German Aerospace Center*. O arrasto destes aerofólios é minimizado inibindo a formação de bolhas de separação laminar pelo uso de alguns artifícios.

As principais considerações para a escolha de um aerofólio são

- Apresentar pouco arrasto em voo de alta velocidade;
- Apresentar pouco arrasto em altos coeficientes de sustentação para bom desempenho em térmicas;
- Promover um alto coeficiente de sustentação para baixas velocidades de operação de pouso;
- Contribuir para características de estol previsíveis;
- Possuir baixa sensibilidade a contaminação por insetos;
- Ser o mais fino possível, possuir espaço para grande capacidade de lastro de água, espaço para longarinas resistentes e alta rigidez torcional.

7.1.3 Escolha Da Geometria Da Asa

Após definir as características dimensionais e o tipo de aerofólio ainda é necessário definir a geometria da asa. Há três tipos principais de geometria de asa: retangular, trapezoidal, e elíptica. Há ainda combinações destas geometrias, como a trapezoidal-dupla e retangular/trapezoidal. Os tipos de geometria podem ser visualizados esquematicamente na figura 10.

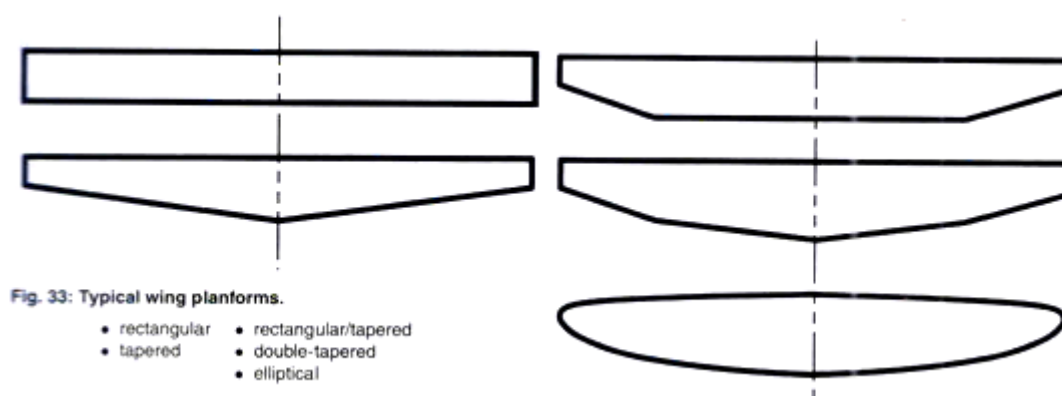


Figura 10 - Tipos de geometria de asa. Adaptado de Thomas (1999)

Pode-se afirmar de antemão que a geometria mais interessante é a trapezoidal, pois são simples de serem produzidas e se provaram aceitáveis do ponto de vista aerodinâmico.

Há outros parâmetros na definição da geometria da asa, como a torção, ângulo de diedro, enflechamento, entre outros. Estes parâmetros serão definidos em etapas futuras do trabalho, pois contribuem para a estabilidade do voo da aeronave, bem como para características de estol seguras. Os fenômenos que estas características provocam serão explicados em momento oportuno ao longo do trabalho.

7.1.4 Ailerons

Os ailerons são montados na asa e dimensionados para que produzam o movimento de rolagem de maneira a tornar a aeronave navegável. O requisito necessário é efetuar a rolagem de $\pm 45^\circ$ a uma velocidade vertical de descida 40% superior à de planeio em menos de 5s (para as categorias de 15m e Standard).

Os principais parâmetros para seu dimensionamento são área e posição relativa na asa. Planadores modernos possuem ailerons cuja corda média é aproximadamente 15%

da corda da asa e cujo comprimento é aproximadamente 35% da envergadura. É importante ressaltar que a eficiência do aileron está ligada à espessura da camada limite, pois a pressão dinâmica dentro desta é menor que ao infinito, tornando interessante posicionar o aileron onde a camada limite é mais fina.

Um efeito de grande importância no projeto do aileron é a guinada adversa. Quando ocorre a deflexão dos ailerons para o início de uma curva, um deles é movimentado para baixo e outro para cima. O lado cujo sobe adquire arrasto induzido maior que o lado em qual o aileron desce, provocando assim uma guinada para o lado do aileron que sobe. Para um voo coordenado (sem derrapagens) é necessária uma correção pelo leme de direção, porém a utilização de acionamento diferencial dos ailerons colabora muito para uma aeronave mais estável e eficiente, além de ser mais simples de pilotar.

7.1.5 Freios Aerodinâmicos

Os freios aerodinâmicos têm a função de controlar o ângulo de planeio durante o pouso e limitar a velocidade máxima durante descidas. De acordo com as normas da JAR-22 os freios aerodinâmicos devem ser capazes de manter a aeronave em uma razão de planeio não menor que 7:1 a uma velocidade 30% maior que a mínima velocidade em operação de pouso, além de limitar a velocidade da aeronave a sua máxima estrutural quando em mergulho de 45°.

Estes são sempre montados na asa, em uma posição na qual a acomodação do dispositivo retraído seja fácil. Geralmente há uma pequena perturbação do escoamento no local onde o freio aerodinâmico fica recolhido, mas o risco de ocorrer a transição da camada limite é minimizado escolhendo um local onde a espessura da camada limite é grande quando comparada à perturbação do escoamento. Esta posição costuma ser a 60% da corda da asa, onde ainda é possível manter escoamento laminar (quando os freios estão recolhidos) após a perturbação.

Embora exista a combinação de freios aerodinâmicos com flaps, esta combinação deve ser feita muito cuidadosamente e pode não ser eficiente como o freio apenas, uma vez que este fica na posição onde o escoamento de ar é mais veloz e, posicionado mais

próximo ao bordo de fuga, perde sua eficiência. Para este projeto é adequado utilizar freios aerodinâmicos retangulares, de 2m de comprimento e 0,15 m de largura, pois é uma solução que atende bem às solicitações da aeronave. Vale ressaltar que estas dimensões são estimativas iniciais e podem ser alteradas de acordo com a necessidade do projeto.

Ainda há a possibilidade de uso apenas dos flaps, porém estes com altas deflexões (até 90°). Não há metodologia que indique qual método é mais eficiente, essa escolha depende das conveniências de custo, construção e operação da aeronave.

7.2 Fuselagem

A fuselagem pode ser separada, para fins de projeto, em duas partes: o *cockpit* e a parte traseira. A primeira tem o papel de acomodar o piloto e a segunda deve apenas resistir aos esforços da estrutura, sem a necessidade de reservar espaço interno. A fuselagem completa tem a função de unir a estrutura das asas à empenagem. Os planadores modernos geralmente possuem fuselagens cônicas para melhores qualidades aerodinâmicas.

7.2.1 Posição Do Piloto

Uma vez que a fuselagem contribui com cerca de 10 a 15% do arrasto total do planador, é essencial que possua forma aerodinâmica “limpa”. É importante definir a posição do piloto adequada na aeronave, ponderando conforto e aerodinâmica, pois soluções extremas que sacrificam um dos dois provaram ser contra produtivas. As três posições básicas do piloto são exibidas na figura 11.

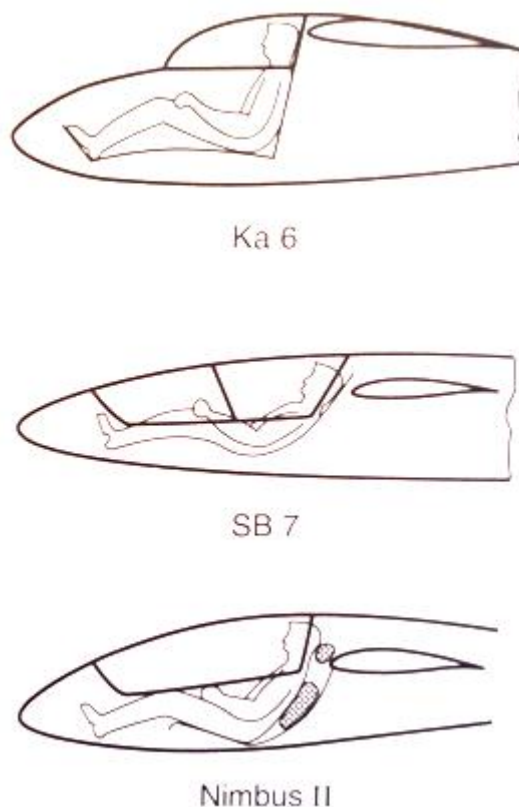


Figura 11 - Formas de acomodação do piloto no cockpit. Adaptado de Thomas (1999)

A posição da aeronave Nimbus II, chamada semi-reclinada, é a mais vista em aeronaves existentes, pois apresenta espaço suficiente para o piloto, além de boa visibilidade, com uma área frontal aceitável. As duas outras posições apresentadas na figura 11 foram utilizadas em outros planadores e mostraram ser razoavelmente contra-produtivas, uma vez que apresentam soluções extremistas onde a área frontal ou o conforto do piloto, assim como sua visibilidade serão afetados. As dimensões definidas para o cockpit estão especificadas na tabela 3.

7.2.2 Fixação Asa-Fuselagem

A junção da asa com a fuselagem apresenta impactos significativos no voo da aeronave. Isto se deve ao fato de que é possível alterar a angulação da asa em relação ao plano longitudinal da aeronave, alterando as velocidades necessárias para pouso e decolagem. O ângulo formado entre o eixo de referência da aeronave e a linha da corda na raiz da asa é denominado ângulo de incidência. Embora seja desejável que este ângulo seja pequeno para minimizar a interferência entre o escoamento pela fuselagem e pela asa, é necessário que seja de um valor significativo para gerar um ângulo de ataque suficiente durante a corrida de decolagem e permita a aproximação para pouso com um ângulo de ataque razoável, permitindo boa visualização da pista pelo piloto e permitindo o toque na pista em configuração adequada.

Outra consideração importante é a geração de gradientes de pressão adversos ao longo do escoamento pela fuselagem, sendo necessário que asa esteja localizada em posições específicas em relação ao trecho de afunilamento da fuselagem.

Onde C_{L_W} é o coeficiente de sustentação da asa, aproximadamente igual ao coeficiente de sustentação C_L para a aeronave toda. $C_{M_{0W}}$ é o coeficiente de momento de sustentação zero da asa, S_H é a área do estabilizador horizontal, q_H é a pressão dinâmica na empenagem, I_H é o braço de momento entre o centro aerodinâmico do estabilizador horizontal e o centro de gravidade e x_{AC} é a localização do centro aerodinâmico da asa isolada. Geralmente $x_{AC} \approx 0,25c_\mu$, como mencionado na seção 3.2. Derivando $C_{M_{CG}}$ em relação a C_L , que é aproximadamente igual a C_{L_W} e adotando por conveniência o volume da cauda horizontal $V_H = \frac{dC_{L_H}}{d\alpha_H} I_H S_H$ e o volume de referência da asa $V_W = \frac{dC_{L_W}}{d\alpha} c_\mu S$, temos:

$$\frac{dC_{M_{CG}}}{dC_L} = -\frac{d\alpha_H}{d\alpha} \frac{V_H}{V_W} + \frac{x_{CG}}{c_\mu} - 0,25 \quad (2)$$

O estabilizador horizontal tem o escoamento afetado por estar no campo de velocidade induzido pela asa, e o seu ângulo de ataque é decrescido do ângulo de *downwash* α_W , fenômeno provocado pelo escoamento de ar perturbado após a asa. Além disso, a asa e o estabilizador horizontal são construídos com diferentes ângulos de incidência em relação ao eixo de referência longitudinal da fuselagem. O ângulo entre a parte fixa do estabilizador horizontal e o eixo de referência da fuselagem é o ângulo de incidência do estabilizador, ε_H :

$$\alpha_H = \alpha + \varepsilon_H - \alpha_W \quad (3)$$

As variáveis acima estão ilustradas na figura 13.

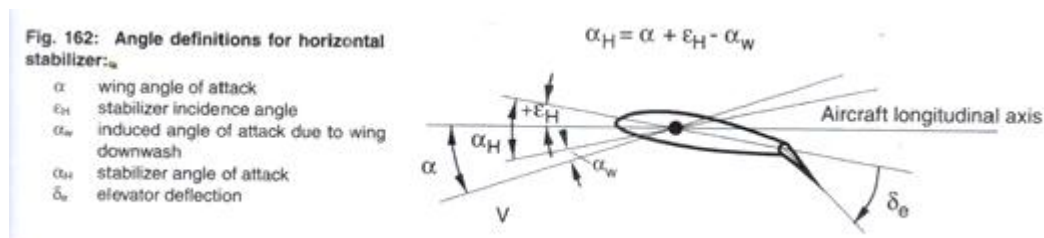


Figura 13 - Definições de ângulos para o estabilizador horizontal. Adaptado de Thomas (1999)

O ângulo de *downwash*, por sua vez, é função do ângulo de ataque da asa. Diferenciando a equação (3) em relação a α e substituindo na equação (2) temos:

$$\frac{dC_{M_{CG}}}{dC_L} = -\left(1 - \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right) \frac{V_H}{V_w} + \frac{x_{CG}}{c_\mu} - 0,25 \quad (4)$$

O gradiente de momentos é uma medida do grau de estabilidade, e é interessante ser calculado em termos da distância entre o centro de gravidade e o ponto neutro da aeronave:

$$\frac{dC_{M_{CG}}}{dC_L} = \frac{x_{CG} - x_N}{c_\mu} \quad (5)$$

Definindo o volume efetivo da cauda:

$$\left(\frac{V_H}{V_W}\right)^* = \left(1 - \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right) \frac{V_H}{V_W} \quad (6)$$

e introduzindo essas expressões na equação (4), temos:

$$\left(\frac{V_H}{V_W}\right)^* = -\frac{x_{CG} - x_N}{c_\mu} + \frac{x_{CG}}{c_\mu} - 0,25 \quad (7)$$

Este resultado fornece o volume do estabilizador horizontal para uma margem de estabilidade específica, função da localização do centro de gravidade.

Como é o caso de diversas atividades de projeto, estabelecer o volume adequado do estabilizador horizontal é um processo iterativo. Apesar de existirem diversas abordagens para o tema, pode incitar uma simples discussão para ilustrar as considerações básicas envolvidas.

Primeiramente deve-se estabelecer a localização aproximada do centro de gravidade e estabelecer a margem mínima de estabilidade. Estes parâmetros levam ao volume reduzido do estabilizador da equação (7).

Em seguida, é necessário verificar que o volume do estabilizador é suficiente para oferecer navegabilidade aceitável para a aeronave em todas as condições de voo. O caso crítico é a sustentação máxima da asa (tanto positiva quanto negativa) com o centro de gravidade no seu limite posterior.

7.3.1.1 Compensação Horizontal No Voo Desacelerado

Além de satisfazer os requisitos de estabilidade, o estabilizador horizontal deve produzir os momentos necessários para compensar a aeronave durante o voo. Compensar significa manter o voo nivelado sem necessidade de acionamento do profundor, ou seja, manter a aeronave voando a uma mesma altitude sem a intervenção do piloto. Para isso, diversas características do estabilizador são importantes, como seu volume e coeficiente de sustentação C_{L_H} , além de algumas características do voo, como ângulo de ataque, *downwash* induzido, incidência do estabilizador e deflexão do profundor. Os estabilizadores horizontais podem ser convencionais, com uma parte fixa e o profundor móvel, com aproximadamente 20 a 30% da corda do estabilizador. Há uma configuração que não há profundor, mas a peça inteira sofre deslocamento, controlando seu ângulo de incidência para a compensação. Ainda há um terceiro tipo, que combina o deslocamento da peça toda com uma espécie de profundor. A figura 14 ilustra as três configurações, para as situações de profundor neutro e com deflexão positiva e negativa.

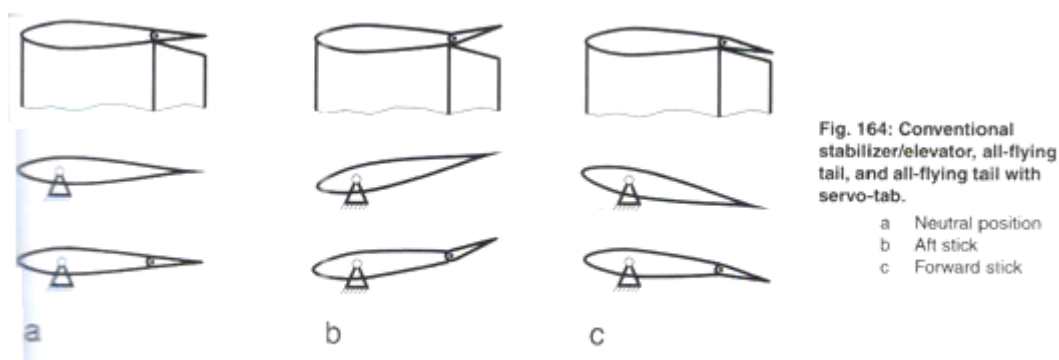


Figura 14 - Estabilizador horizontal. Adaptado de Thomas (1999)

7.3.1.2 Manobras

As manobras envolvem condições transientes, ocorrendo entre uma condição de voo e a seguinte, como, por exemplo, em uma arfagem ou em uma entrada de curva. Os planadores têm estruturas dimensionadas para suportar cargas em manobras específicas encontradas nas regras de navegabilidade aérea (JAR-22). O envelope (termo utilizado para delimitar a região de um gráfico onde a operação da aeronave é segura) para navegação está apresentado na figura 15. Para os casos de arfagem a altas

velocidades a estrutura deve não só estar projetada para altas cargas como o profundor deve ser capaz de executar a manobra satisfatoriamente. Porém, de maneira geral, os requerimentos não estabelecem regras para a resposta dos controles em movimentos de arfagem.

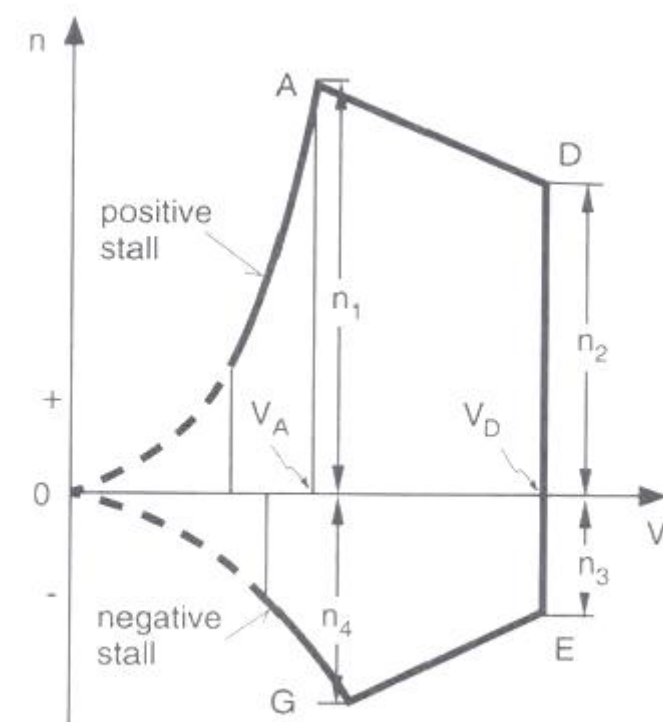


Fig. 167: Maneuvering envelope (V-n diagram) from JAR-22 [49].

Figura 15 - Envelope de manobras. Adaptado de Thomas (1999)

7.3.2 Estabilizador Vertical E Leme

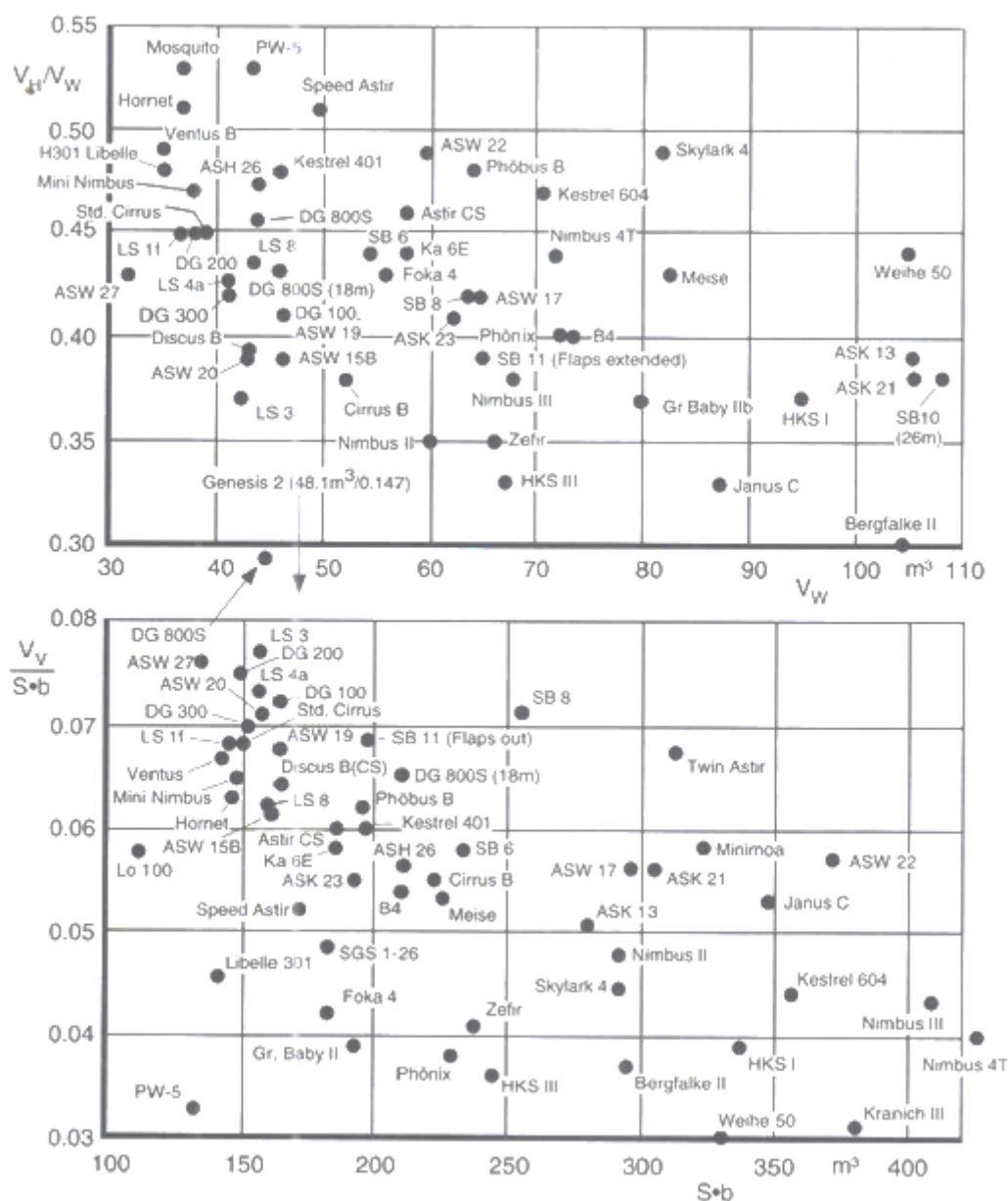
O estabilizador vertical é responsável pela estabilidade direcional da aeronave e contribui para a estabilidade lateral. A deflexão do leme causa a guinada, essencial para curvas coordenadas.

Enquanto o volume do estabilizador horizontal pode ser calculado com base em requisitos operacionais, a área do estabilizador vertical é definida com base na experiência de outras aeronaves.

A figura 16 ilustra diversos valores de volumes dos estabilizadores horizontais e verticais para vários planadores. A maior parte destes valores está na seguinte faixa:

$$\text{Estabilizador horizontal: } 0,35 \leq \frac{V_H}{V_W} \leq 0,55$$

$$\text{Estabilizador vertical: } 0,045 \leq \frac{V_V}{S \cdot b} \leq 0,075$$



179: Horizontal and vertical stabilizer volumes of various sailplanes.

Figura 16 - Dados de estabilizadores horizontal e vertical. Adaptado de Thomas (1999)

7.3.3 Disposição

Assim como a asa, a empenagem também possui como principais parâmetros a razão de aspecto, enflechamento e geometria. O valor ótimo deste parâmetro é função do arrasto do aerofólio selecionado, do arrasto induzido, da otimização do peso e influências sobre a curva de sustentação. Diversos estudos mostraram que razão de aspecto do estabilizador horizontal deve estar entre 5 e 8 para obter bons resultados. Altos valores de razão de aspecto são apropriados para estabilizadores com altas cargas. A razão de aspecto para o estabilizador vertical costuma valer entre 1,5 e 2. Esta faixa de valores fica razoavelmente abaixo das anteriores por alguns motivos. São eles:

- Em voo nivelado o estabilizador vertical não produz sustentação, logo não produz arrasto induzido;
- Uma razão de aspecto pequena permite o estabilizador vertical operar a altos ângulos de guinada sem estolar;
- Com caudas em T, a razão de aspecto efetiva é significativamente maior;
- O peso estrutural total é reduzido consideravelmente, especialmente com caudas em T.

Porém a curva $\frac{dC_{L_V}}{d\beta}$ diminui com a razão de aspecto, logo esta não deve ser demasiadamente baixa.

Os arranjos possíveis para a empenagem são:

- Convencional;
- Cauda em crucifixo;
- Cauda T;
- Cauda V.

Esses arranjos estão ilustrados na figura 17. O convencional é raramente encontrando em planadores modernos por ter pouca distância ao solo devido à fina fuselagem posterior. A cauda em crucifixo alivia este problema, porém apresenta maior arrasto devido aos quatro cantos que são formados. Já a cauda T oferece:

- Reduzido arrasto por interferência;

- Boa altura do solo;
- Ótima disposição para evitar a esteira da asa;
- Boas características para recuperação de parafuso;
- Eficácia do estabilizador vertical melhorada.

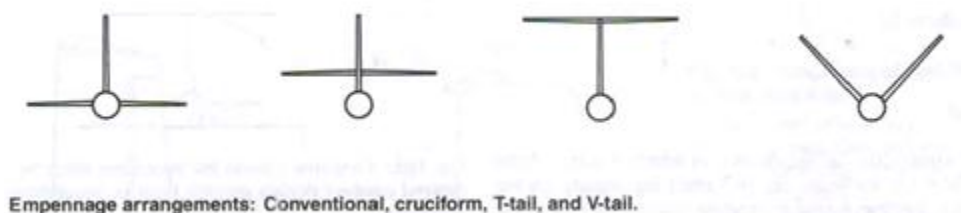


Figura 17 - Configurações da empenagem. Adaptado de Thomas (1999)

Como desvantagem, a cauda T provoca uma má distribuição de massa, posicionando o estabilizador horizontal afastado do eixo da fuselagem. Devido aos efeitos aeroelásticos é necessário que a fuselagem e o estabilizador vertical possuam boa rigidez e, com isso, um aumento do peso estrutural. A massa concentrada do estabilizador horizontal e afastada do eixo longitudinal pode causar torção caso o toque da aeronave no pouso seja feito com uma pequena derrapagem, causando uma rolagem indesejada no solo, podendo causar um acidente. Embora hajam desvantagens, a quantidade de vantagens acabou tornando a cauda em T a mais difundida nas aeronaves de alto desempenho.

Embora possua boas vantagens, a cauda em V possui muitas desvantagens. O movimento de arfagem e guinada é acoplado, resultando em comandos complexos. Dessa forma, a deflexão máxima dos comandos é reduzida quando acionados simultaneamente, logo a recuperação de parafuso pode ser um problema.

7.4 Formulação Do Projeto Complementada

Partindo da formulação inicial do projeto, foi possível avançar em mais detalhes de algumas estruturas da aeronave. Esta seção tem o objetivo de compilar todas as definições feitas ao longo do item 7 deste trabalho. Para isso foi feita uma tabela-resumo com algumas características definidas. Esta tabela é a tabela 5.

Tabela 5 - Formulação complementada

Geometria da asa	Trapezoidal
Ailerons	Corda Média de 15% da corda da asa
	Comprimento tem em torno de 35% do comprimento da asa
	Localiza-se a 5% do comprimento da asa afastado de sua ponta
Freios Aerodinâmicos	Localizado a 60% da corda da asa
	Convencional retangular
	2m de comprimento, 0,15m de largura
Posição do Piloto	Semi-reclinada
Empenagem	Cauda T
	Estabilizador Horizontal Convencional

8. PARÂMETROS RELEVANTES A SEREM TRABALHADOS

Esta seção abordará alguns parâmetros chave no desenvolvimento do projeto. Estes parâmetros serão estudados primeiro por exercer forte influência no desempenho da aeronave logo são partes chave para iniciar o projeto. O projeto preliminar possui maior nível de detalhamento, sendo a 2ª etapa do trabalho, como mencionado na seção “Roteiro do projeto”.

8.1 Escolha Do Aerofólio E Da Geometria Da Asa

O arrasto de perfil representa em torno de 50% do arrasto total em altas velocidades e 25% durante o voo em térmicas. Devido à alta contribuição para o arrasto, nota-se a importância da escolha do aerofólio correto para o planador. Além da escolha do aerofólio, é de grande importância definir a torção da asa e se é necessário ou conveniente utilizar algum tipo de dispositivo, como slats ou winglets.

A torção da asa é feita de modo a diminuir ligeiramente o ângulo de ataque da mesma nas seções mais próximas da ponta. A razão para isso é fazer com que o estol ocorra primeiramente na parte interna da asa, afastada dos ailerons, pois caso o estol ocorra nos ailerons o piloto ficará sem resposta de comando de rolagem. A torção contribui para boas características de estol, tornando o comportamento da aeronave previsível neste tipo de situação.

Os winglets são dispositivos que buscam reduzir o arrasto alterando o escoamento na ponta da asa, região onde geralmente são gerados os vórtices devido à diferença de pressão dinâmica na parte inferior e superior da asa.

8.2 Razão De Aspecto

A razão de aspecto tem papel fundamental sobre o desempenho da aeronave. Como a envergadura é fixa, a razão de aspecto é alterada apenas com a corda da asa. Este é um parâmetro importante, pois apresenta grande influência sobre o arrasto parasita

provocada na asa, sobre o arrasto induzido e sobre o arrasto de perfil (causado pelas características do perfil da asa). O grande desafio é encontrar um valor ótimo deste parâmetro para todas as condições de voo, uma vez que varia consideravelmente com diversos outros parâmetros, como velocidade do escoamento, coeficiente de sustentação da asa, e diversos outros. Para exemplificar, podemos considerar primeiramente o voo em uma situação em qual haja um coeficiente de sustentação alto. Neste caso, o arrasto induzido é predominante, e a minimização do arrasto ocorreria em razões de aspecto relativamente altas. Porém alterando a situação anterior e considerando uma condição de voo com baixo coeficiente de sustentação, a forma de arrasto predominante será o arrasto de perfil, caso em que a sua minimização ocorreria em razões de aspecto baixas. Deve ser ressaltado o efeito da razão de aspecto no peso estrutural da aeronave, que para razões práticas, são consideradas grandezas diretamente proporcionais, ou seja, quanto maior a razão de aspecto, maior o peso da aeronave. Dessa maneira, escolher uma razão de aspecto ótima mostra-se ser uma tarefa um tanto complexa devido à quantidade de variáveis envolvidas.

8.3 Estabilizadores Vertical E Horizontal

Os estabilizadores são elementos fundamentais de um planador, uma vez que definem o seu comportamento. Esta estrutura é responsável por manter o voo estabilizado e por produzir um comportamento previsível em voo, logo o correto dimensionamento é importante as propriedades do voo da aeronave, bem como para seu desempenho. O dimensionamento será baseado no estudo feito na seção 7.3, onde foram desenvolvidas algumas equações que serão referência para as primeiras estimativas.

9. PROJETO DA ASA

A seção anterior teve o objetivo de nortear o início do projeto dos componentes, listando quais aspectos eram os mais importantes para a aeronave. Esta parte do projeto contará com o auxílio do software *Xfoil*, que produz as curvas de $Cl \times \alpha$, $Cm \times \alpha$ e $Cl \times Cd$ (polar de arrasto 2D), além de distribuições de pressão ao redor do perfil.

Este programa apresenta boa precisão na predição de arrasto e determinação da curva de $Cl \times \alpha$ no regime linear, porém quando o aerofólio está próximo ao regime não-linear, ou seja, próximo ao estol, o programa exige mais cautela no uso, logo deve haver senso crítico para trabalhar com valores de Cl altos. Vale ressaltar que este programa é a melhor ferramenta aerodinâmica bidimensional disponível abertamente, e possui amplo uso. O programa é escrito com base em um método potencial de resolução do escoamento pelo método dos painéis bidimensional, com a superposição de um modelo de camada limite, possibilitando a análise viscosa de aerofólios.

O objetivo da análise do perfil é levantar as características dos aerofólios numericamente e verificar quais deles atendem melhor aos requisitos da seção 7.1.2. Os requisitos e as respectivas análises são:

- Apresentar pouco arrasto em voo de alta velocidade;
 - Analisar o comportamento da curva polar para altos Reynolds;
- Apresentar pouco arrasto em altos coeficientes de sustentação para bom desempenho em térmicas;
 - Analisar o comportamento da curva polar: quanto mais à esquerda ela estiver posicionada, melhor;
- Promover um alto coeficiente de sustentação para baixas velocidades de operação de pouso;
 - Analisar a curva $Cl \times \alpha$ para baixos Reynolds e ângulos de ataque;
- Contribuir para características de estol previsíveis;
- Possuir baixa sensibilidade a contaminação por insetos;
 - Possuir espessura aceitável, não dependerá do software;
- Ser o mais fino possível, possuir espaço para grande capacidade de lastro de água, espaço para longarinas resistentes e alta rigidez torcional.

- Analisar o comportamento dos aerofólios de acordo com o seu valor de “thickness”

Embora o programa gere as curvas desejadas, estas serão apresentadas através do *Excel* utilizando a saída do programa gerada em arquivo de texto, para melhor apresentação e comparação dos dados, lembrando que o *Xfoil* plota apenas uma curva por vez, impossibilitando a sobreposição das mesmas para a obtenção das análises desejadas.

9.1 Análise De Perfis Utilizados

A tabela 6 mostra os aerofólios mais comumente utilizados nos planadores. A última coluna apresenta a espessura relativa do aerofólio, parâmetro que tem fortíssima relação com seu comportamento. Aerofólios espessos tendem a mostrar melhor comportamento em voos de baixa velocidade, enquanto aerofólios mais finos apresentam melhor desempenho em alta velocidade. Segundo THOMAS, em termos práticos, os benefícios de aerofólios finos e espessos balanceiam-se. Entretanto, a escolha deste parâmetro envolve outras considerações além do desempenho: em caso de aerofólios muito finos, é necessário espaço para lastro de água, freios aerodinâmicos e outras estruturas, porém em aerofólios espessos a contaminação de insetos no bordo de ataque afeta o desempenho consideravelmente mais que em um perfil fino. Para ilustrar os efeitos da mudança do perfil da asa, a figura 18 apresenta a diferença na velocidade do voo em função do aerofólio, para razão de aspecto (20) e envergadura (15m) fixos. Observando o caso particular dos aerofólios “FX 67-K-170/20” e “E660”, para um carregamento de asa de 40 N/m^2 , as velocidades são 85 e 70 km/h, respectivamente, o que representa um aumento de mais de 20%.

Tabela 6 - Aerofólios comumente utilizados. Adaptado de Thomas (1999)

Airfoil family	Airfoil	Application	Used since	Thickness (tc)
Plate	Cambered plate	Lilienthal glider	1890	0.01
Joukowski	Gö 482	Vampyr	1922	0.17
Göttingen Series	Gö 535	Konsul, Kranich II, Grunau Baby	1925	0.164
	Gö 549	Weihe, Kranich III, Ka 7, ASK 13	1930	0.138
NACA 4- and 5-digit series	NACA 23012 mean line	D-30	1930	0.12
	Gö 600 thickness form	Outboard wing (Sagitta)	1930	0.12
	NACA 4412	SGS 1-26 (1954); SGS 2-33 (1966)	1954	0.12
NACA 6-Series	65 ₂ – 714	HKS I	1953	0.14
	63 ₃ – 618	Ka 6, SB 5, Foka, B 4	1955	0.18
	65 ₂ – 1116	HKS III	1955	0.16
	65 ₂ – 515	Zefir	1960	0.15
Fixed Geometry Airfoils:				
Eppler	EC 86(-3)-914	Phoenix	1957	0.14
	STE 871-514	SB 6	1960	0.14
	E 403	Phoebus A-C	1964	0.15
	E 603	Astir, Twin Astir	1974	0.19
	E 583	Twin III Acro	1986	0.165
Wortmann	FX 61-163	ASW 15, Std. Elfe S4	1961	0.163
	FX 61-184	D-38, DG 100	1961	0.184
	FX 66-S-196	Cirrus, fs 25	1966	0.196
	FX 66-S-196V1	LS 1c, LS 1f	1966	0.196
	FX S02-196	Std. Cirrus	1966	0.196
Horstmann and Quast	HQ 14/18.43	SB 12	1980	0.184
	HQ 21/17.15	Falcon	1980	0.172
	HQ 21/II	DG 300	1983	0.172
Boermans	DU 84-158	ASW 24	1987	0.158
	DU 99-147	ASW 28	1999	0.147
Somers and Maughmer	SM701	World Class	1991	0.159
Flapped Airfoils (camber changing)				
Eppler	E 662	Speed Astir	1977	0.15
	FX 62-K-131	SB 8, SB 9, SB 10, D-36, ASW 12, ASW 17, ASW 20	1962	0.131
	FX 62-K-153	SB 8, SB 9, SB 10, FK 3	1962	0.153
	FX 67-K-170/150	Nimbus II, Kestrel, Janus, PIK 20, SZD Jantar, DG 400, LS 3, B 12	1967	0.17/0.15
	FX 73-K-170	fs 29, DG 500	1973	0.17
Horstmann and Quast	FX 81-K-130	LS 6	1983	0.13
	HQ 17/14.38	ASW 22, ASH 25 (root)	1981	0.144
	HQ 35	DG 600	1987	0.122
	HQR 1.2,3,4,5	eta	1997	
	DU 84-132V3	ASW 22, ASH 25 (tip)	1986	0.132
Boermans	DU 89-138/14	DG 800	1993	0.138
	DU 89-134/14	ASH 26E, ASW 27	1993	0.134
Flapped Airfoils (area changing)				
	FX 67-VC-170/36	Sigma, AN66C, Mü 27	1970	0.17
	HQ 144-39 F3	SB 11	1978	0.144

Com base nesta tabela, foram escolhidos alguns perfis com diferentes “thickness” e de diferentes aeronaves. Como será explicado em seções futuras, alguns perfis foram substituídos por outros semelhantes. Os aerofólios a serem estudados são:

- AH88-K-130
- E392
- FX 66-S-196
- E662
- SM701

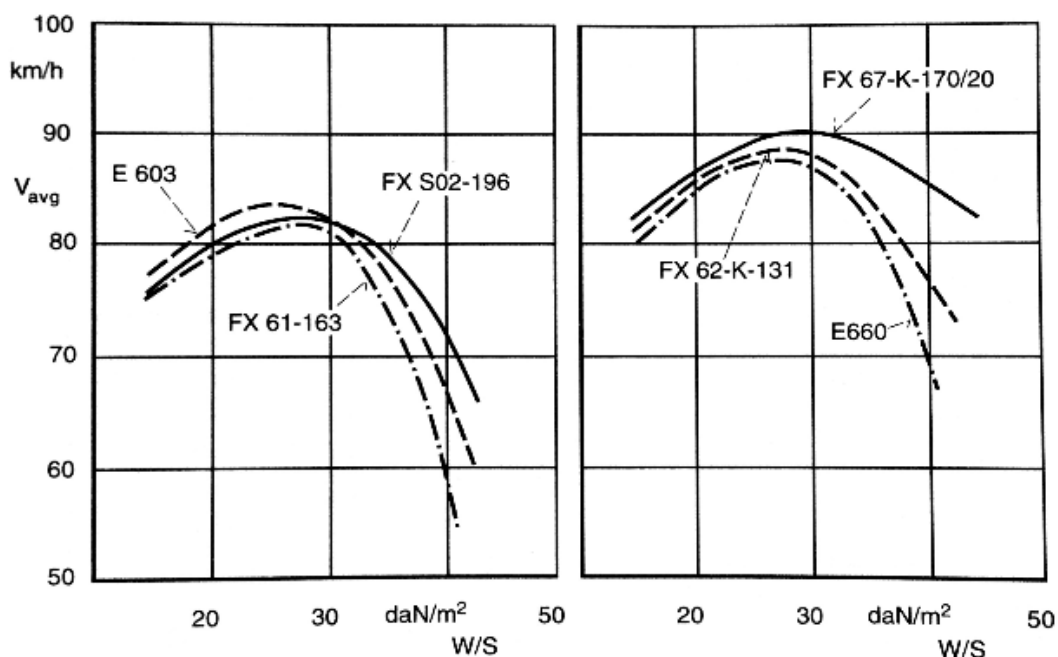


Figura 18 - Efeito da diferença de perfis de asa. Adaptado de Thomas (1999)

9.2 Simulações de perfil de asa

Para possibilitar a análise dos perfis pelo *Xfoil*, é necessário obter o número de Reynolds do escoamento. Este é calculado, para escoamento externo em um aerofólio, pela equação 8:

$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} c}{\mu_{\infty}} \quad (8)$$

Os parâmetros serão considerados em condições padrões ao nível do mar:

$$\rho_{\infty} = 1,23 \text{ kg/m}^3$$

$$\mu_{\infty} = 1,789 \times 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m.s}}$$

-Assim, o valor de Re é função da corda da asa e da velocidade da aeronave (velocidade do escoamento ao infinito). Lembrando os parâmetros definidos na tabela 3, podemos construir uma tabela para calcular o número de Reynolds para alguns valores

convenientes de corda (e consequentemente razão de aspecto) e de velocidade. Esta tabela está apresentada como Tabela 7.

Tabela 7 - Dados para as simulações

	Velocidade (m/s)	Velocidade (kt)	Corda (m)	Razão de Aspecto	Re ($\times 10^6$)
Velocidade de planeio	23,15	45,0	0,75	20,00	1,19
			0,72	20,83	1,15
			0,69	21,74	1,10
			0,66	22,73	1,05
			0,63	23,81	1,00
			0,6	25,00	0,95
Velocidade de pouso	25,72	50,0	0,75	20,00	1,33
			0,72	20,83	1,27
			0,69	21,74	1,22
			0,66	22,73	1,17
			0,63	23,81	1,11
			0,6	25,00	1,06
Velocidade máxima	69,45	135,0	0,75	20,00	3,58
			0,72	20,83	3,44
			0,69	21,74	3,29
			0,66	22,73	3,15
			0,63	23,81	3,01
			0,6	25,00	2,86

Com os dados obtidos, serão comparados perfis por três métodos:

- Plotar a curva $Cl \times Cd$ dos aerofólios para comparar arrasto em altas velocidades;
- Analisar a posição da curva $Cl \times Cd$ na área de plotagem: quanto mais à esquerda, melhor a relação entre coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto;
- Analisar a curva $Cl \times \alpha$ para verificar o coeficiente de sustentação em velocidade de pouso, definida na Tabela 7.

A partir dos resultados das simulações, serão atribuídas notas aos quesitos listados será feita uma matriz de decisão para definir o melhor perfil para a aeronave em questão.

Houve dificuldade em encontrar dados dos aerofólios cuja simulação convergisse corretamente, logo foram utilizados aerofólios semelhantes extraídos do site [airfoiltools.com\airfoil](http://airfoiltools.com/airfoil), permitindo a comparação dos parâmetros. Para excluir os efeitos da razão de aspecto nesta análise, ela será considerada sempre igual a 25. Em estudos futuros, sua influência sobre as curvas $Cl \times Cd$ e $Cl \times \alpha$ será avaliada.

9.2.1 Curva Polar para Reynolds elevados

Para esta análise, as curvas foram simuladas para a velocidade de 70 m/s, aproximadamente 10% abaixo da velocidade máxima definida, de 70 m/s, com o intuito de verificar a dinâmica do aerofólio em uma velocidade alta, porém segura (voar com a aeronave na velocidade máxima não é uma boa prática). Esta velocidade causa um escoamento com número de Reynolds $2,68 \times 10^6$, para a razão de aspecto 25, como calculado na Tabela 7. O resultado da simulação está apresentado, para os cinco aerofólios analisar, na figura 19.

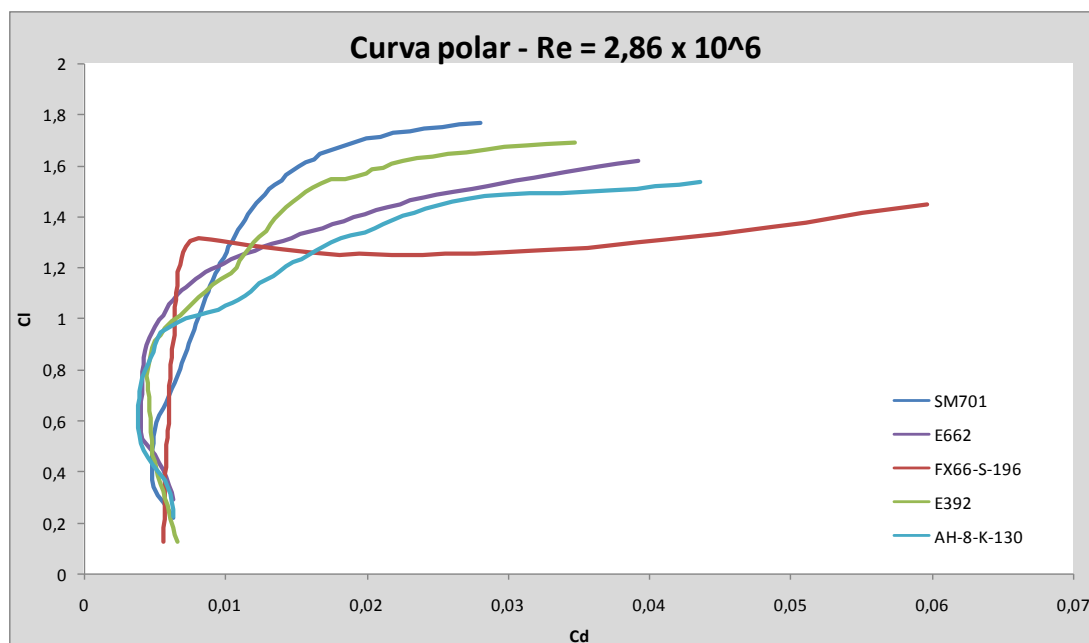


Figura 19 - Curva polar para alta velocidade

Nesta figura é nítida a superioridade do aerofólio SM701, porém não por acaso: consultando a Tabela 6 pode-se verificar que é o um perfil criado recentemente. O

aerofólio FX66-S-196 possui uma curva fora do padrão das outras, o que indica uma provável falha na simulação, logo estes dados devem ser analisados com cautela.

9.2.2 Curva Polar para velocidade de planeio

Esta curva é a mesma da utilizada no item 9.2.1, porém possui diferente objetivo. O intuito agora é verificar o arrasto gerado para altos coeficientes de sustentação. Como o gráfico é $Cl \times Cd$, quanto mais à esquerda a curva, melhor a relação entre os coeficientes. Esta curva está apresentada na Figura 20, na qual nota-se novamente a superioridade do perfil SM701.

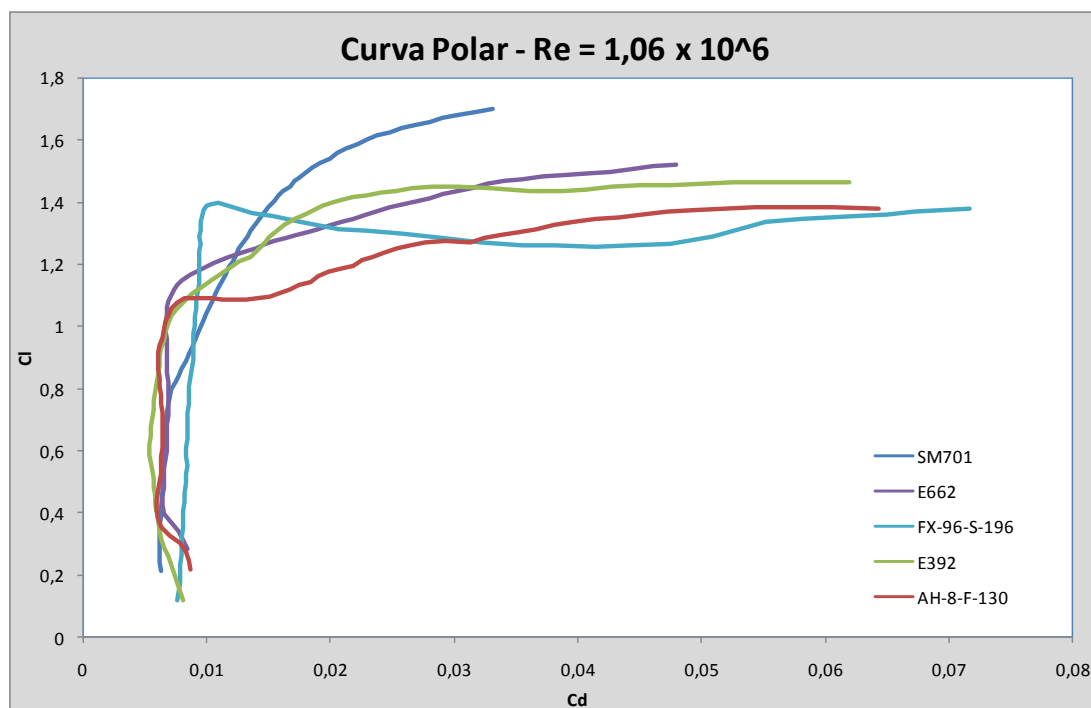


Figura 20 - Curva Polar para velocidade de planeio

9.2.3 Curva C_l x α para velocidade de pouso

O objetivo da análise desta curva é verificar qual aerofólio possui o maior coeficiente de sustentação para a velocidade de pouso, tornando a operação mais segura. Analogamente ao gráfico do item 9.2.2, quanto mais à esquerda a curva estiver, maior o coeficiente de sustentação para um dado ângulo de ataque. A curva resultante da simulação está apresentada na Figura 21.

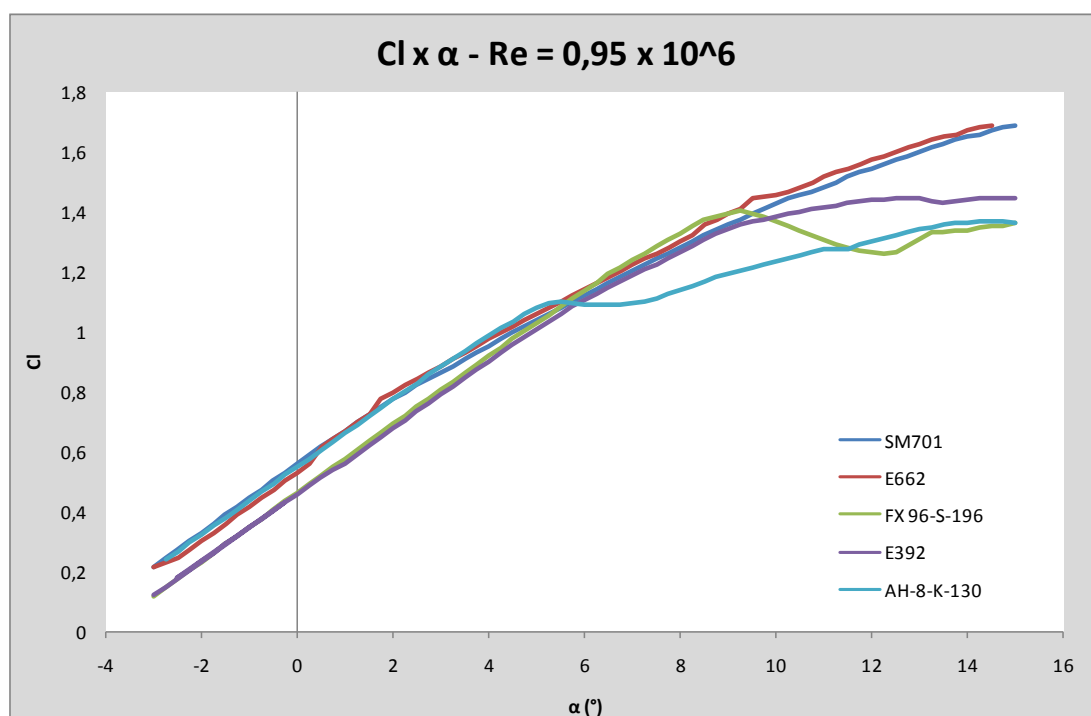


Figura 21 - Curva C_l x alfa para velocidade de pouso

Para melhor análise, a Figura 22 apresenta uma visão mais aproximada das curvas.

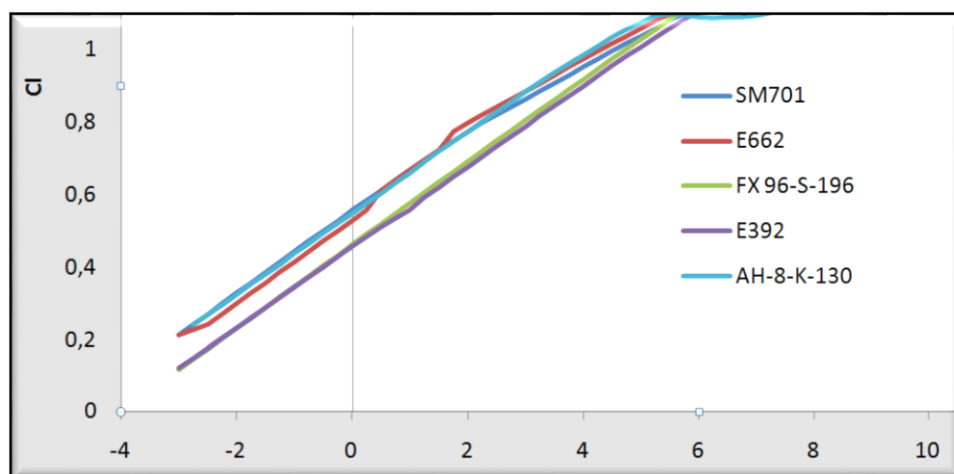


Figura 22 - Zoom do gráfico

Neste quesito houve empate em dois patamares: os perfis SM701, E662 e AH-8-K-130 ficam praticamente juntos em um patamar superior e os perfis FX-96-S-196 e o E392 ficam em um patamar inferior.

9.2.4 Matriz De Decisão

Em posse das curvas desejadas, é possível atribuir notas aos perfis de acordo com o desempenho de cada um para os critérios apresentados. As notas serão dadas de 1 a 5, de acordo com o desempenho relativo de cada aerofólio em relação aos demais. A matriz completa está apresentada na Tabela 8.

Tabela 8 - Matriz de Decisão

	AH 88-K-130	E-392	FX 66-S-196	E-662	SM701
Baixo Arrasto em Voo de Alta velocidade	2	4	1	3	5
Pouco arrasto em velocidade de planeio	3	4	2	4	5
Alto coeficiente de sustentação para velocidade de pouso	2	1	1	2	2
Nota Total	7	9	4	9	12

Com este estudo, conclui-se que o aerofólio que melhor atende aos critérios do projeto é o SM701.

9.3 Simulações para Razão de Aspecto

Feita a escolha do perfil da asa, é possível realizar diversas simulações com este perfil variando a razão de aspecto e vendo como as curvas que foram geradas no tópico anterior comportar-se-ão face aos novos parâmetros.

Na formulação do projeto, a faixa de razão de aspecto foi limitada de 20 a 25. Desta maneira, serão utilizados os pontos listados na tabela 7 para a simulação e serão gerados os gráficos para observar qual o comportamento da asa de acordo com o valor da razão de aspecto.

9.3.1 Curva Polar para Reynolds elevados

Nesta simulação ocorreu a separação mais expressiva das curvas representando as diversas razões de aspecto simuladas. Pelo gráfico apresentado na Figura 23, pode-se dizer que a maior razão de aspecto apresentou a melhor resposta nesta condição de voo, justamente por reduzir o arrasto causado pela área frontal da asa.

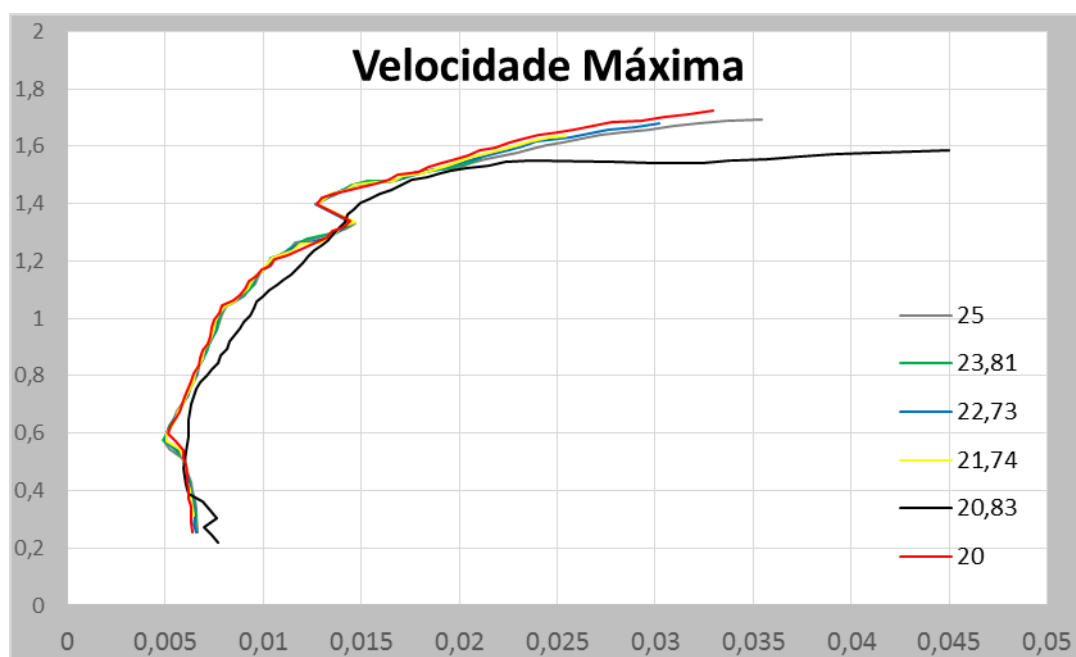


Figura 23 - Curva polar para velocidade máxima a diversas razões de aspecto

9.3.2 Curva Polar para velocidade de planeio

Para as condições de voo de menor velocidade há pouca discriminação entre os valores de razão de aspecto simulados, portanto não será tomada nenhuma decisão com base nesta velocidade. O gráfico que contém as simulações está apresentado na Figura 24.

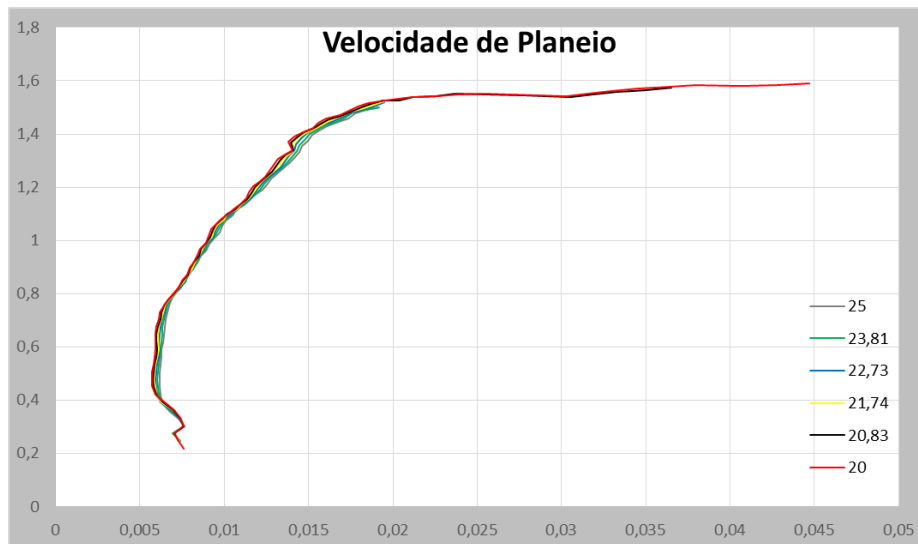


Figura 24 - Curva polar para velocidade de planeio a diversas razões de aspecto

9.3.3 Curva $Cl \times \alpha$ para velocidade de pouso

Analogamente ao item anterior, houve pouca discriminação entre o comportamento de voo em diferentes razões de aspecto. O gráfico está apresentado na Figura 25.

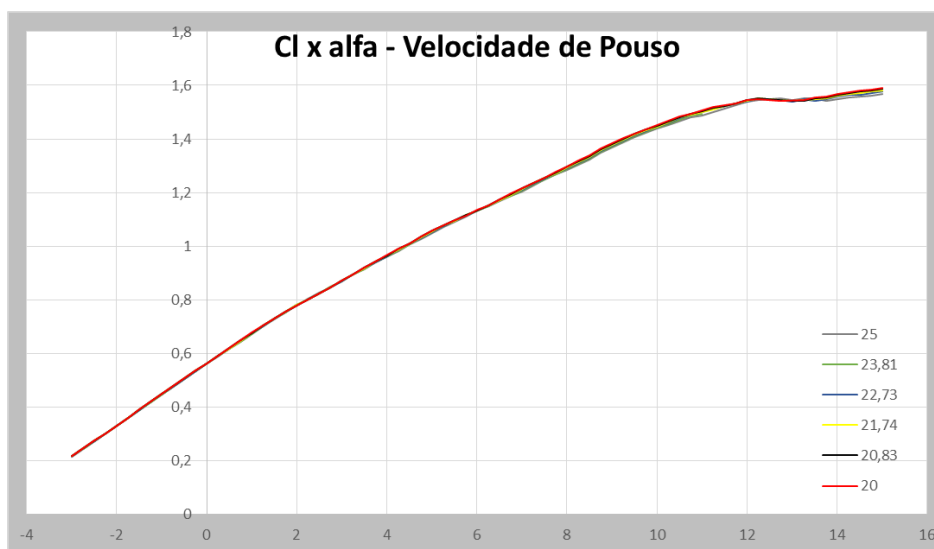


Figura 25 - Curva polar para velocidade de pouso a diversas razões de aspecto

Como em duas situações, das três simuladas, não houve diferenciação suficiente para a tomada de decisão, a razão de aspecto utilizada será de 20, uma vez que apresentou melhor desempenho na simulação em velocidade máxima. Maiores variações nas curvas poderiam ser observadas caso as simulações fossem feitas para outras razões de aspecto, porém fugiria da formulação do problema proposta.

10. PROJETO DAS SUPERFÍCIES DE CONTROLE

Esta seção tem o objetivo de estudar o dimensionamento das superfícies de controle primárias da aeronave, sendo estas o aileron, profundor e leme. O projeto destes componentes possui regulamentações, a exemplo do tempo mínimo para a manobra de rolagem, existente não só para planadores como para qualquer tipo de aeronave, como pode ser consultado na Tabela 9 - Requerimentos de rolagem.

Tabela 9 - Requerimentos de rolagem

MIL-F-8785 B roll requirements		
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 dog fighter	90° in 1.0 s
		360° in 2.8 s
IV C	Fighter with air-to-ground stores	90° in 1.7s

Para atender às exigências regulamentais é necessário conhecer alguns aspectos da estabilidade dinâmica da aeronave, principalmente as forças inerciais e as forças de amortecimento, que serão estudadas nas seções seguintes.

10.1 Ailerons

Os ailerons são as superfícies primárias de controle de rolagem. Sua dinâmica é baseada em aumentar a sustentação em uma asa e diminuir na outra. A deflexão do aileron, neste texto denotada por δ_a , é definida pela média da deflexão dos ailerons esquerdo e direito. É importante lembrar que os ailerons possuem deflexão diferencial devido ao efeito da guinada adversa, esta gerada pelo aumento do arrasto induzido em uma das asas e sua diminuição na outra, gerando um momento que produz o movimento de guinada na aeronave.

O poder de controle dos ailerons pode ser aproximado utilizando o método por faixas. A parte da asa que contém o aileron é dividida em faixas como mostrado na Figura 26.

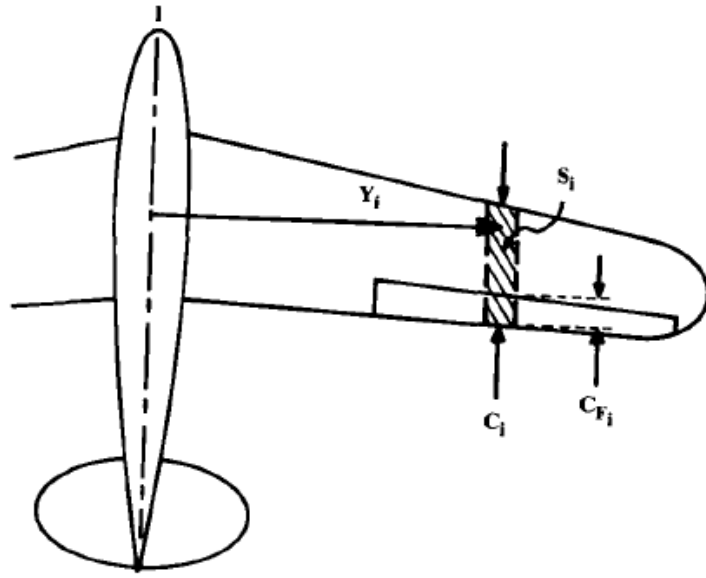


Figura 26 - Método de faixas. Adaptado de Raymer (1992)

O incremento de sustentação causado pela deflexão do aileron é estimado utilizando a aproximação do efeito de um flap, apresentada na equação 9:

$$\frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} = 0,9 K_f \left(\frac{\partial C_l}{\partial \delta_f} \right)_{airfoil} \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \cos \Lambda_{H.L.} \quad (9)$$

Onde δ_f é a deflexão do flap, S é a área da asa e Λ é o enflexamento da asa no polo de rotação do flap. Este aumento da sustentação multiplicado pelo braço da força da faixa do aileron, temos a equação do momento causado pela deflexão do mesmo:

$$C_{l_{\delta_a}} = \frac{2 \Sigma K_f \left(\frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} \right)' Y_i S_i \cos \Lambda_{H.L.}}{S_w b} \quad (10)$$

Sendo que K_f e a derivada da sustentação podem ser definidos com auxílio das Figura 27 e Figura 29. Uma vez calculadas e validadas estas características, deve-se partir para a análise da estabilidade dinâmica da aeronave, discutida na seção seguinte.

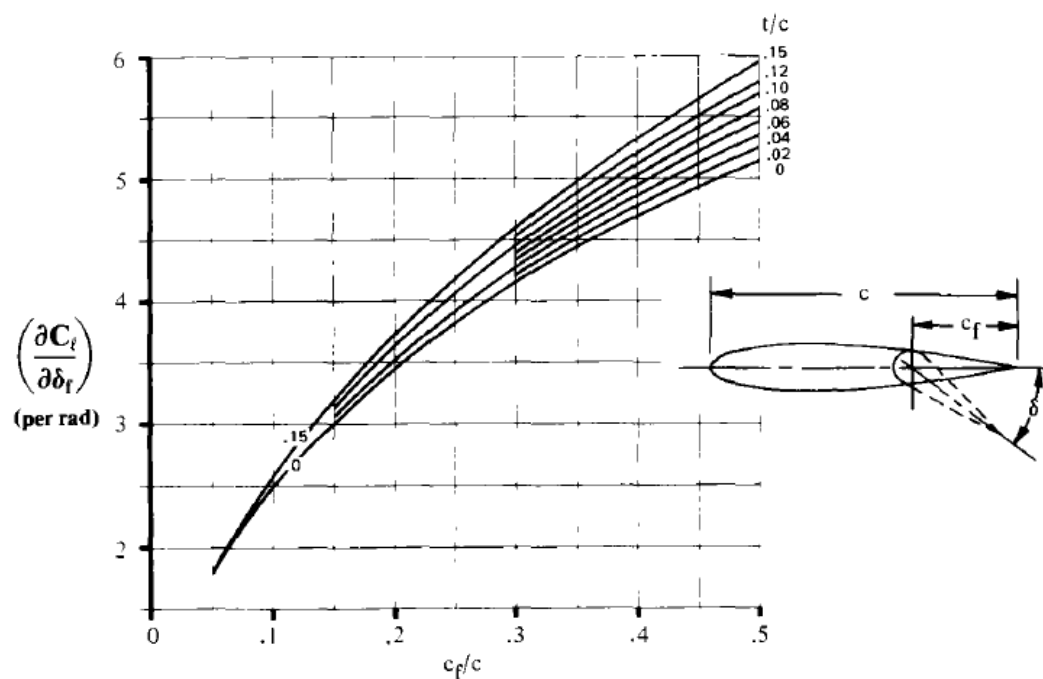


Figura 27 - Valor da derivada de sustentação. Adaptado de Raymer (1992)

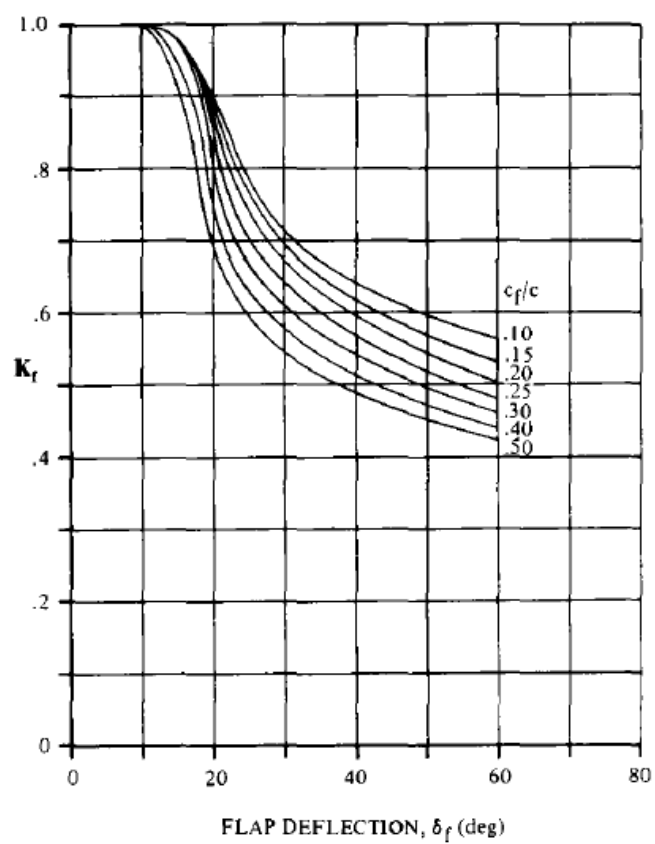


Figura 28 - Coeficiente K_f . Adaptado de Raymer (1992)

10.2 Forças Inerciais e de Amortecimento

As forças inerciais representam a tendência da massa em resistir à aceleração. A massa para acelerações rotacionais é representada pelo termo “momento de inércia para massa” e é denotado por I . O momento de inércia para massa descreve a resistência de um corpo às acelerações rotacionais e é calculado integrando os produtos dos elementos de massa pelo quadrado da sua distância ao eixo de referência.

Para a análise da dinâmica de uma aeronave, os momentos de inércia dos três eixos da aeronave são representados por I_{xx} (eixo de rolagem), I_{yy} (eixo de arfagem) e I_{zz} (eixo de guinada). Estes valores podem ser estimados por referências históricas e por dados da aeronave. As equações utilizadas para estimar os valores dos momentos de inércia são as equações 11, 12 e 13.

$$I_{xx} = \frac{b^2 W \bar{R}_x^2}{4g} \quad (11)$$

$$I_{yy} = \frac{L^2 W \bar{R}_y^2}{4g} \quad (12)$$

$$I_{zz} = \left(\frac{b+L}{2} \right)^2 \frac{W \bar{R}_z^2}{4g} \quad (13)$$

Os valores de $\bar{R}$, o raio não-dimensional de giração, estão disponíveis em Roskam (1985), possuindo valores diferentes para tipos diferentes de aeronaves. Uma aeronave monomotora possui valores diferentes de um jato comercial, evidentemente.

As forças de amortecimento são forças que resistem ao movimento, originadas de uma mudança efetiva do ângulo de ataque da aeronave devido ao movimento rotacional. Elas são denotadas por q' , p e q , respectivamente taxa de arfagem, rolagem e guinada.

A mudança no ângulo de ataque e consequentemente a mudança de sustentação é diretamente proporcional à taxa de rolagem e à distância ao C.G. O momento é proporcional à sustentação multiplicada pela distância ao C.G. O momento rotacional de amortecimento é, por sua vez, proporcional à taxa de rolagem e ao quadrado da distância ao C.G.

Há equações para estimar o amortecimento de arfagem e guinada, e a Figura 29 pode ser utilizada para estimar o amortecimento da rolagem. Ainda existem os termos cruzados, representando a influência do movimento em cada um dos eixos nos outros movimentos. O “sweep factor” ilustrado refere-se a um coeficiente do ângulo de enflexamento da asa.

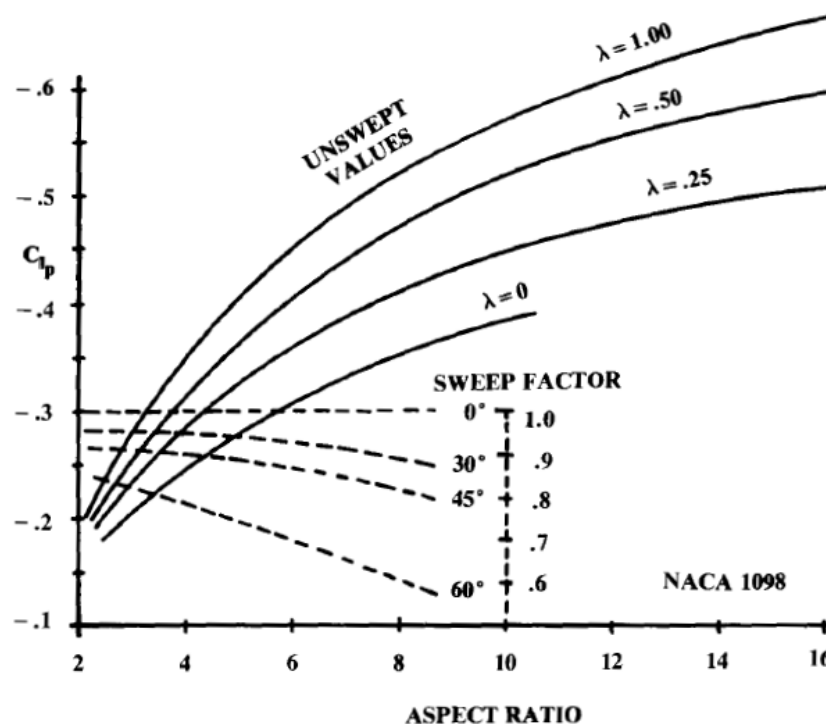


Figura 29 - Gráfico para estimar amortecimento da rolagem. Adaptado de Raymer (1992)

Conhecidos todos os termos de amortecimento, é preciso um sistema com 6 graus de liberdade para avaliar corretamente a dinâmica da aeronave, permitindo simultaneamente rotações nos três eixos, sendo que cada um dos movimentos afeta o outro, necessitando de uma grande quantidade de termos cruzados para representar este fenômeno.

No entanto, equações de um grau de liberdade podem ser utilizadas para diversas condições de voo, como arfagem e rolagem uniforme. As equações de um grau de liberdade são baseadas no fato de a aceleração rotacional multiplicada pelo momento de inércia de massa é igual a soma dos momentos aplicados (incluindo os de amortecimento), apresentadas como equações 14, 15 e 16.

$$\text{Arfagem: } I_{yy}\dot{q}' = qS_w c C_{m_\alpha} \alpha + qS_w c C_{m_{q'}} q' \quad (14)$$

$$\text{Guinada: } I_{zz}\dot{r} = qS_w b C_{n_\beta} \beta + qS_w b C_{n_r} r \quad (15)$$

$$\text{Rolagem: } I_{xx}\dot{p} = qS_w b C_{l_l} + qS_w b C_{l_p} p \quad (16)$$

Estas equações são diferenciais de segunda ordem, uma vez que q' , r e p são derivadas no tempo da arfagem, guinada e rolagem. É importante notar que não existe termo de primeira ordem na equação da rolagem pois o ângulo da rolagem não afeta o momento de rolagem se a aeronave não “derrapar”.

10.2.1 Rolagem Uniforme

A equação da rolagem uniforme é encontrada igualando a equação 16 a zero. Quando a aeronave não está “derrapando”, o único momento de rolagem é devido à deflexão dos ailerons. Isso leva à equação 17, que é resolvida para taxa de rolagem (radianos) em função da deflexão dos ailerons, na equação 18.

$$I_{xx}\dot{p} = 0 = qS_w b C_{l_{\delta_\alpha}} \delta_\alpha + qS_w b C_{l_p} p \quad (17)$$

$$p = -\left(\frac{C_{l_{\delta_\alpha}}}{C_{l_p}}\right) \delta_\alpha \quad (18)$$

10.3 Características Gerais das Superfícies de Controle

As superfícies de controle geralmente têm a corda proporcional à corda da asa. Na Figura 30 ilustra-se o caso de uma asa cônica, demonstrando a proporcionalidade do aileron (ou profundor) em relação à asa.

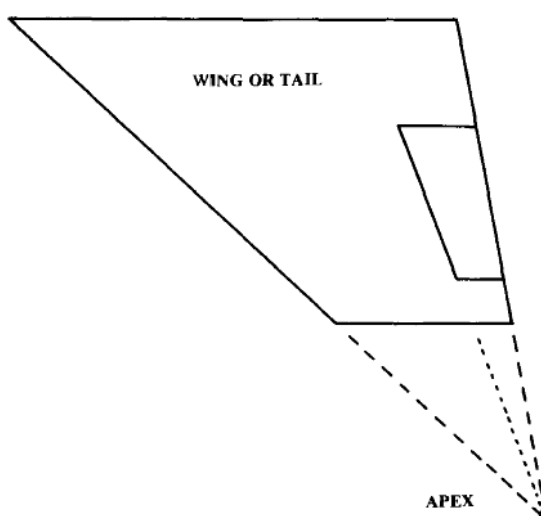


Figura 30 - Superfície de Controle Cônica. Adaptado de Raymer (1992)

O aileron tem área necessária que pode ser estimada pela Figura 31. Para o planador em projeto, temos, com os dados da Tabela 5:

$$\frac{\text{Comprimento do Aileron}}{\text{Envergadura}} = 0,35$$

$$\frac{\text{Corda do Aileron}}{\text{Corda da Asa}} = 0,15$$

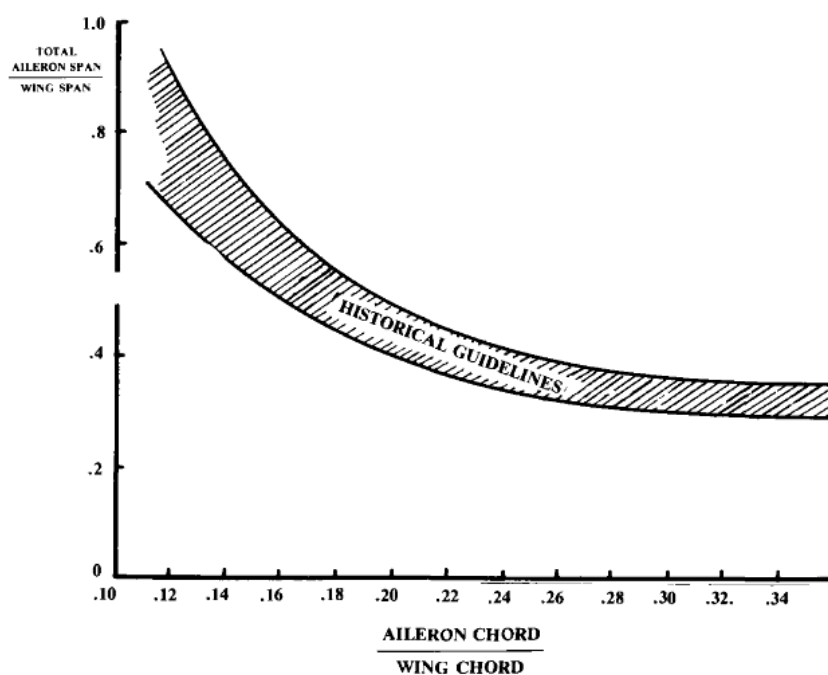


Figura 31 - Área estimada do Aileron. Adaptado de Raymer (1992)

Pode-se verificar que o ponto fica abaixo da curva de valores históricos da relação apresentada. Isso pode ser explicado pelo fato do gráfico ser adaptado de Raymer (1992), onde o foco são aeronaves com propulsão. A grande envergadura dos planadores diminui a relação representada no eixo Y, forçando o ponto para baixo no gráfico.

A posição do aileron é muito importante, pois, segundo Thomas (1984), caso esteja muito próximo à ponta da asa pode ter sua eficiência reduzida, e caso fique próxima à fuselagem pode exercer torque insuficiente para a rolagem da aeronave. A Tabela 5 apresenta também o posicionamento inicial do aileron da formulação do projeto, indicando que o mesmo deve estar a 5% da ponta da asa. A Figura 32 ilustra a configuração física geral do aileron na asa.

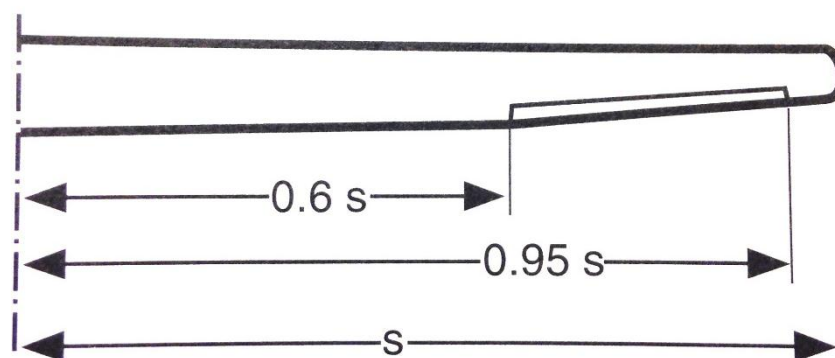


Figura 32 - Configuração dos Ailerons em um Planador. Adaptado de Thomas (1984)

O aileron fica montado no bordo de fuga da asa, onde a camada limite é mais fina. Sabendo que a pressão dinâmica dentro da camada limite é menor que aquela ao infinito, a eficiência do aileron é melhorada mantendo-se a camada limite mais fina possível.

11. CONCLUSÕES

O desenvolvimento de uma nova aeronave é um processo extenso e demonstra ser desafiador até aos profissionais com experiência na área. Muitas vezes exige conhecimentos práticos e observação de projetos de sucesso para determinar parâmetros específicos.

Em posse de todas as etapas a serem trabalhadas no projeto conceitual e também do fluxograma para conduzir o projeto em níveis mais avançados, é possível prosseguir pelas etapas descritas, porém lembrando que a metodologia pode ser alterada em virtude de eventuais pré-requisitos para o desenvolvimento de novas etapas.

Foi possível definir características fundamentais na formulação do projeto, algumas das quais foram trabalhadas em mais detalhe e obteve-se como resultado um conjunto de definições mais granulares a respeito de alguns subsistemas da aeronave, onde há espaço para o futuro desenvolvimento deste trabalho. O objetivo deste presente trabalho era criar uma base sólida para o projeto de uma aeronave competitiva, com características semelhantes às daquelas já presentes e bem-estabelecidas no mercado, e viável de ser construída e utilizada para treinamentos e competições. Assim, este trabalho cumpriu seu objetivo, tendo como resultado diversas características e parâmetros detalhados para posterior desenvolvimento.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

THOMAS, F. **Fundamentals of Sailplane Design**, College Park Press, College Park Maryland, EUA, 1999

RAYMER, D., **Aircraft Design: A conceptual approach**, AIAA Education Series, 2ª Edição, 1992

ROSKAM, J. **Airplane Design**, Roskam Aviation and Engineering Corp., Ottawa, KS, 1985

ANDERSON, J. D., **Fundamentals of Aerodynamics**, 3ª edição, McGraw-Hill

FAI (Federation Aeronautique Internationale), **International Gliding Comission (IGC) Ranking List**. Disponível em: <http://igcrankings.fai.org/>
Último acesso em: Abril/2013