

Departamento de Engenharia Mecânica

Universidade Federal de Minas Gerais

**UMA METODOLOGIA PARA O DESENVOLVIMENTO DE
PROJETO DE AERONAVES LEVES SUBSÔNICAS**

Cláudio Pinto de Barros

Tese de Doutorado em Engenharia Mecânica

Orientada pelo Dr. Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto

Belo Horizonte abril de 2001

“Faz forte ao cansado, e multiplica as forças ao que não tem nenhum vigor. Os jovens se cansam e fatigam, e os moços de exausto caem, mas os que esperam no SENHOR renovam as suas forças, sobem com asas como águias, correm e não se cansam, caminham e não se fatigam.”

Isaías 40:29-31

Para Lulucha

Agradecimentos

A DEUS, de quem procede toda boa dádiva.

Aos Profs. Eduardo Bauzer Medeiros, Marcos Vinícius Bortolus e Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto, que indicaram o meu nome para doutoramento via defesa direta de tese.

Ao Prof. Ricardo Utsch , pela competente e atenciosa orientação.

Ao Prof. Ivan Camelier, pela valiosa orientação dada no início desse trabalho e sua disposição de vir de tão longe para participar da banca examinadora.

Ao Prof. Dawilson Lucato, pelas proveitosas orientações e benéficas sugestões que trouxe a este trabalho.

Ao Magnífico Reitor Professor Francisco César de Sá Barreto, pela gentileza de fazer parte da banca examinadora.

Aos colegas de departamento, pelo constante apoio.

A Ana Lúcia Gazzola, Solange Ribeiro, Alita Sodré e Jarbas Bruno pelo estímulo para esta empreitada.

Ao Dott. Ing. Stelio Frati, meu primeiro professor em Aeronáutica.

A Dipl. Ing. Armin Quast, pelo assessoramento tecnológico e orientações técnicas que nos trouxeram tantos conhecimentos novos na área.

Ao meu fiel escudeiro, Paulo Iscold, companheiro de quatro anos na confecção deste trabalho, sem cuja colaboração esta obra não poderia ser executada com a qualidade nela contida.

Sumário

Lista de Figuras	xiii
Lista de Tabelas	xxiv
Abstract	xxviii
Resumo	xxix
Capítulo 1 Introdução	1
Capítulo 2 Estado da Arte da Metodologia de Desenvolvimento do Projeto de Aeronaves	8
2.1 Introdução	8
2.2 Análise das Principais Metodologias da Atualidade	9
2.2.1 Síntese da Metodologia de Raymer	10
2.2.2 Síntese da Metodologia de Torenbeek.....	14
2.2.3 Síntese da Metodologia de Roskan.....	18
2.2.4 Síntese da Metodologia de Vandaele.....	20
2.3 Comentários	27
2.4 A metodologia Proposta	28

Capítulo 3 Uma Metodologia para o Desenvolvimento de Projeto de Aeronaves Leves Subsônicas 29

3.1 Introdução	29
3.2 Desenvolvimento de uma aeronave	30
3.3 Etapas do desenvolvimento do projeto	31
3.4 Especificações e Requisitos	34
3.4.1 Finalidade da aeronave	34
3.4.2 Missões típicas.....	35
3.4.3 Desempenho Almejado.....	35
3.4.4 Características pretendidas	36
3.4.5 Requisitos	36
3.5 Estudos Preliminares	38
3.5.1 Lista de Prioridades	38
3.5.1.1 Escalonamento de prioridades.....	45
3.5.2 Métodos Comparativos.....	45
3.5.2.1 Fichas técnicas.....	47
3.5.2.2 Tabela Comparativa	49
3.5.2.3 Comparação via gráficos de barras	53
3.5.2.4 Comparação via gráficos paramétricos	55
3.5.2.5 Comparação das dimensões das aeronaves através de suas vistas em planta	58

3.5.3 Delimitação do Protótipo	61
3.5.3.1 Estudos de Configuração Externa	62
3.5.3.1.1 Quanto à posição das asas.....	62
3.5.3.1.2 Quanto à forma em planta da asa.....	63
3.5.3.1.3 Quanto ao enflechamento (a $\frac{1}{4}$ da corda)	65
3.5.3.1.4 Quanto ao diedro.....	66
3.5.3.1.5 Quanto ao número de pares de semi-asas	67
3.5.3.1.6 Quanto à fixação das asas	68
3.5.3.1.7 Quanto à posição das empennagens.....	68
3.5.3.1.8 Quanto ao tipo de empennagens	70
3.5.3.1.9 Quanto ao tipo de trem de pouso	71
3.5.3.1.10 Quanto à posição do conjunto moto - propulsor.....	72
3.5.3.2 Estudos de Configuração Interna	74
3.5.3.3 Ergonomia Aplicada.....	76
3.5.3.4 Estimativa das Dimensões Básicas (sizing preliminar).....	80
3.5.3.4.1 Filosofia de Projeto - Conceitos em Jogo	80
3.5.3.5 Estimativas Preliminares	88
3.5.3.6 Escolha do Motor	92
3.5.3.7 Materiais e Processos	92
3.5.3.8 Equipamentos e Instalações	96

3.6 Anteprojeto	98
3.6.1 Esboço Inicial	98
3.6.2 Considerações quanto à forma em planta da asa	106
3.6.2.1 Metodologia para previsão de estol.....	111
3.6.2.2 Alternativas construtivas para se evitar o estol de ponta de asa.....	114
3.6.2.3 Parâmetros para auxiliar a avaliação da eficiência estrutural	117
3.6.3 Estimativa de Peso (Refinamento do Sizing)	119
3.6.4 Estudo das proporções gerais da aeronave	120
3.6.5 Estimativas prévias de estabilidade e controle	124
3.6.6 Escolha dos perfis	125
3.6.6.1 Influência da espessura relativa do perfil	125
3.6.6.2 Influência da posição da espessura máxima.....	128
3.6.6.3 Influência do arqueamento (camber) do perfil	129
3.6.6.4 Influência dos flapes.....	130
3.6.6.5 Influência do modo de estolar do perfil	131
3.6.6.6 Influência do acabamento.....	132
3.6.6.7 Características das principais famílias de perfis utilizados no projeto de aeronaves leves.....	133
3.6.6.8 Um procedimento para a escolha dos perfis das asas.....	140
3.6.6.9 Escolha dos perfis das empenagens	142

3.6.7 Passeio do centro de gravidade.....	143
3.6.8 Considerações quanto ao alinhamento do motor	148
3.6.9 Modelo em escala natural da cabine	149
3.6.10 Modelagem da fuselagem	150
3.6.11 Retrabalho dos esboços da configuração externa	158
3.7 Projeto Detalhado	159
3.7.1 Cálculos Aerodinâmicos e de Desempenho	159
3.7.2 Cálculos de Estabilidade e Controle	161
3.7.3 Cálculos de cargas	164
3.7.3.1 Envelope de Vôo	164
3.7.3.2 Cargas atuantes nos componentes	166
3.7.3.3 Esforços Atuantes nos Componentes	170
3.7.4 Dimensionamento Estrutural	172
3.7.5 Desenhos de Fabricação	176
3.8 Programação dos Ensaios Estruturais Estáticos	177
3.8.1 Programa de ensaios Estruturais Estáticos para Aeronaves Experimentais ...	178
3.8.2 Prevenção de Flutter	179
3.9 Documentação	181

Capítulo 4 Aplicação da metodologia de projeto ao desenvolvimento da aeronave leve Triathlon.....	184
4.1 Introdução	184
4.2 Especificações e Requisitos	184
4.2.1 Finalidade da Aeronave	184
4.2.2 Desempenho Almejado.....	185
4.2.3 Missões Típicas	185
4.2.3.1 Perfil de Projeto da Missão de Vôo de Treinamento de Navegação e Turismo	186
4.2.3.2 Perfil de Projeto da Missão de Vôo de Treinamento de Acrobacia	187
4.2.4 Características Pretendidas	188
4.2.5 Requisitos	189
4.3 Estudos Preliminares	190
4.3.1 Lista de Prioridades	190
4.3.1.1 Desempenho	190
4.3.1.2 Adequação ergonômica.....	192
4.3.1.3 Estética.	192
4.3.1.4 Simplicidade construtiva.....	192
4.3.1.5 Custo de fabricação.	193
4.3.1.6 Facilidade de Transporte no solo	193
4.3.2 Métodos Comparativos.....	194

4.3.2.1 Fichas Técnicas	194
4.3.2.2 Tabela Comparativa	194
4.3.2.3 Comparaçao via Gráficos de Barras	198
4.3.2.4 Comparaçao via Gráficos Paramétricos	199
4.3.2.5 Comparaçao por Vistas em Planta na mesma Escala.....	203
4.3.3 Delimitação do Protótipo.....	212
4.3.3.1 Escolha da Configuração Externa	212
4.3.3.2 Aspectos da Configuração Interna	213
4.3.3.3 Ergonomia	214
4.3.3.4 Estimativas Preliminares	215
4.3.3.5 Escolha da Propulsão	220
4.3.3.6 Materiais e Processos	221
4.3.3.7 Equipamentos e instalações.....	223
4.4 Anteprojeto	224
4.4.1 Esboço inicial.....	224
4.4.2 Estudo da Forma em Planta da Asa e Características de Estol.....	225
4.4.3 Estimativa de peso (refinamento do sizing)	226
4.4.3.1 Revisão do Peso Máximo de Decolagem.....	227
4.4.4 Estudo das Proporções Externas	228
4.4.5 Estimativas Prévias de Estabilidade e Controle	229

4.4.6 Escolha dos Perfis das Asas e Empenagens	231
4.4.7 Passeio do Centro de Gravidade	238
4.4.8 Alinhamento do motor.....	239
4.4.9 Modelo em escala natural da cabine	240
4.4.10 Modelagem da Fuselagem	240
4.4.11 Retrabalho da configuração externa	245
4.5 Projeto Detalhado	247
4.5.1 Cálculos Aerodinâmicos de Desempenho	247
4.5.1.1 Polar de Arrasto.....	247
4.5.1.2 Curvas de Potência Requerida e Disponível	248
4.5.1.3 Curvas de Razão de Subida.....	249
4.5.1.4 Curvas de Autonomia e de Alcance	250
4.5.1.5 Principais Parâmetros de Desempenho	251
4.5.2 Cálculos de Estabilidade e Controle	252
4.5.3 Cálculos de Cargas	257
4.5.4 Deflexões de comando e forças no manche durante manobras longitudinais	266
4.5.5 Dimensionamentos Estruturais	267
4.5.6 Desenhos de Fabricação	281
4.6 Programação dos Ensaios Estruturais Estáticos	281
4.7 Previsão de Flutter	296

4.8 Documentação	301
Capítulo 5 Síntese do Projeto Triathlon.....	
5.1 Três Vistas da Aeronave triathlon	301
5.2 Comparação entre parâmetros estimados e obtidos	302
5.3 Desempenho	303
5.3.1 Fatores Combinados de Desempenho.....	306
5.4 Características Pretendidas	307
Capítulo 6 Conclusão.....	
Capítulo 7 Sugestões	
Referências Bibliográficas	311

Listas de Figuras

Figura 2.1 – Principais metodologias de desenvolvimento de projeto de aeronaves	9
Figura 2.2 - Correlação de terminologias	10
Figura 2.3 - A Roda do Projeto, segundo Raymer.....	11
Figura 2.4 - Três fases do projeto de aeronaves	11
Figura 2.5 - Processo do projeto conceitual de aeronave	12
Figura 2.6 - Projeto e Desenvolvimento de Aeronaves	15
Figura 2.7 - Projeto e Desenvolvimento de Configuração	16
Figura 2.8 - Evolução de uma especificação de missão e sua relação com o projeto preliminar	19
Figura 2.9 - O processo de projeto preliminar.....	19
Figura 2.10 - Seqüência de atividades de projeto.....	20
Figura 2.11 - Estudos preliminares.....	22
Figura 2.12 - Anteprojeto	24
Figura 3.1 - Disposição das etapas do desenvolvimento de aeronaves	30
Figura 3.2 – Apresentação esquemática da etapa de Especificações e Requisitos.....	31
Figura 3.3 - Apresentação esquemática da etapa de Estudos Preliminares	32
Figura 3.5 - Apresentação esquemática da etapa Anteprojeto.....	32
Figura 3.6 - Apresentação esquemática da etapa Projeto	33

Figura 3.7 - Esquema de construção com asas e empenagens destacáveis	43
Figura 3.8 - Esquema de construção com pontas das asas destacáveis	44
Figura 3.9 - Esquema de construção com cone de cauda destacável	44
Figura 3.10 - Esquema de construção com asa destacável	44
Figura 3.10 - Ficha técnica da aeronave “Curumim”	48
Figura 3.13 – Gráfico de barras do parâmetro Peso Máximo.....	53
Figura 3.12 – Gráfico de barras do parâmetro Potência	54
Figura 3.13 – Gráfico de barras do parâmetro Razão de Subida.....	54
Figura 3.14 – Gráfico paramétrico relacionando potência e velocidade máxima	56
Figura 3.15 – Gráfico paramétrico relacionando velocidade máxima com razão potência/peso	57
Figura 3.16 - Comparação de vistas em planta.....	59
Figura 3.17 - Correlação entre velocidade e o volume da aeronave para aeronaves de 115 hp	61
Figura 3.18 - Configuração tipo TANDEM	74
Figura 3.19 - Configuração tipo LADO-A-LADO.....	75
Figura 3.20 - Configuração tipo TANDEM ESCALONADO	75
Figura 3.21 - Configuração tipo LADO-A-LADO IMBRICADO	75
Figura 3.22 - Estudo ergonômico (dimensões em polegadas) – Gladney (1970).....	78
Figura 3.23 – Ângulos de conforto – Barrso (1995).....	78
Figura 3.24 - Configuração interna da aeronave CESSNA-152.....	79

Figura 3.25 - Configuração interna da aeronave LANCAIR.....	79
Figura 3.26 - Três vistas do General Dynamics F-16 e do McDonell Douglas F-15	82
Figura 3.27 - Três vistas do Folland Gnat MK-1 e o North American F86	83
Figura 3.28 - Superposição das vistas em planta do Gnat MK-1 e do F-86 Sabre.....	83
Figura 3.29 - Três vistas dos McDonell Douglas A-4D Skyhawk e F3H	84
Figura 3.30 - Fator aumentador de peso (Kovacs, 1986)	85
Figura 3.31 - Esquema do posicionamento dos assentos do piloto	86
Figura 3.32 - Esquema da configuração semi-reclinada em planadores	88
Figura 3.33 – Evolução das configurações de cabine e respectivas alturas	88
Figura 3.34 - Esboço do tripulante	98
Figura 3.35 - Esboço contendo o espaço para curso dos pedais.....	98
Figura 3.36 - Esboço contendo o espaço para o motor.....	99
Figura 3.37 - Esboço contendo as linhas de contorno da fuselagem.....	99
Figura 3.38 - Esboço com o posicionamento da asa e longarina.....	99
Figura 3.39 - Esboço final da vista lateral	99
Figura 3.40 - Esboço final da aeronave	100
Figura 3.41 - Seções longitudinais do spinner.....	101
Figura 3.42 - Adelgaçamento da fuselagem	102
Figura 3.43 - Ângulo entre a asa e a fuselagem	103
Figura 3.44 - Carenagem na concordância asa - fuselagem	103

Figura 3.45 – Entradas de ar	104
Figura 3.46 – Cowl flap.....	104
Figura 3.47 – Liberdade de movimentação de leme e profundor	105
Figura 3.48 – Posicionamento do canopy.....	105
Figura 3.49 - Progressão do estol ao longo da envergadura para asas com diversas formas em planta (Poberezny e Schmid, 1970)	107
Figura 3.50 - Progressão do estol ao longo da envergadura.....	108
Figura 3.51 - Características de estol para asas trapezoidais com diversos afilamentos...	109
Figura 3.52 - Esquema de uma asa típica de planadores modernos de competição	110
Figura 3.53 – Procedimento para estimar região estolada.....	112
Figura 3.54 - Método para determinação das regiões do início do estol	113
Figura 3.55 - Aplicação do método de determinação do início do estol	114
Figura 3.56 - Torção aerodinâmica	115
Figura 3.57 - Torção geométrica	115
Figura 3.58 - Distribuição de sustentação em asas com torção geométrica em alta velocidade.....	116
Figura 3.59 - Slot	116
Figura 3.60 - Controle de camada limite por sucção.....	116
Figura 3.61 – Definição da dimensão lh na aeronave.....	121
Figura 3.62 - Definição da dimensão lv na aeronave	121
Figura 3.63 Apresentação das dimensões lf e b.....	122

Figura 3.64 - Apresentação das dimensões bh e b na aeronave	122
Figura 3.65 - Definição das dimensões cr e lf na aeronave	123
Figura 3.66 - Definição das áreas Sprof e Sh	123
Figura 3.67 - Definição das áreas Sleme e Sv	123
Figura 3.68 - Parâmetros para cálculos dos volumes de cauda	124
Figura 3.69 - Polar de perfis NACA63 simétricos	126
Figura 3.70 – Polar de perfis NACA 63 assimétricos	126
Figura 3.71 – Influência da espessura relativa	127
Figura 3.72 - Posicionamento da longarina na cabine de acordo com o perfil utilizado na asa	128
Figura 3.73 - Posição da espessura máxima do perfil	129
Figura 3.74 - Perfis de mesma espessura e arqueamentos diferentes – $Re = 6\Box 10^6$ regime turbulento.....	129
Figura 3.75 - Comparação de perfis com e sem flape	131
Figura 3.76 - Influência das características do perfil no estol	131
Figura 3.77 - Influencia da posição da espessura máxima do perfil	132
Figura 3.78 - Balde Laminar na polar de arrasto de perfis laminares	132
Figura 3.79 – Vista lateral para estimativa do passeio do centro de gravidade.....	144
Figura 3.80 - Angulo de down-thrust	148
Figura 3.81 - Ângulo de side-thrust.....	148
Figura 3.82 – Mock-up da cabine do moto-planador CB.7	150

Figura 3.83 - Septo com o contorno da vista lateral da fuselagem.....	151
Figura 3.84 - Colagem dos blocos de espuma no septo para modelagem	151
Figura 3.85 - Modelagem da vista lateral	152
Figura 3.86 - Gabarito com metade da vista em planta.....	152
Figura 3.87 - Modelagem da vista em planta	153
Figura 3.88 - Gabaritos das cavernas.....	153
Figura 3.89 - Modelo da fuselagem em espuma rígida	154
Figura 3.90 - Modelo seccionado para obtenção da geometria das cavernas.....	154
Figura 3.91 - Modelo em CAD para geração do processo de lofting	155
Figura 3.92 - Planos meridionais para o processo de lofting.....	155
Figura 3.93 - Corte longitudinal da fuselagem a 0° (vista superior)	156
Figura 3.94 - Corte longitudinal com escalas diferentes nos eixos (reentrância excessiva)	156
Figura 3.95 - Corte longitudinal com escalas diferentes nos eixos (reentrância suavizada)	157
Figura 3.96 - Corte longitudinal da fuselagem a 0° (vista superior) corrigido.....	157
Figura 3.97 – Diagrama V-n de manobra.....	164
Figura 3.98 – Diagrama V-n de rajada	165
Figura 3.99 – Diagrama V-n combinado	165
Figura 3.100 – Instalação de contrapesos nas superfícies de comando.....	180

Figura 4.1 - Perfil típico de treinamento de navegação e turismo	186
Figura 4.2 - Perfil típico de treinamento de acrobacia	187
Figura 4.3 – Esquema de desmontagem para transporte	193
Figura 4.4 – Gráfico de barras do parâmetro envergadura (m)	199
Figura 4.5 – Gráfico de barras do parâmetro velocidade máxima (km/h).....	199
Figura 4.6 – Correlação entre velocidade máxima e carga alar.....	200
Figura 4.7 - Correlação entre velocidade de estol com flape e carga alar.....	201
Figura 4.8 - Correlação entre razão de subida e potência/peso	202
Figura 4.9 – Correlação entre o volume da aeronave e velocidade máxima para as aeronaves com potência entre 65hp e 80hp	210
Figura 4.10 – Correlação entre o volume da aeronave e velocidade máxima para as aeronaves com potência de 115hp	211
Figura 4.11 – Correlação entre o volume da aeronave e peso da aeronave.....	212
Figura 4.12 – Esboço da solução ergonômica da cabine	214
Figura 4.13 – Esboço das duas vistas	224
Figura 4.14 – Estudo da influência do afilamento da asa.....	225
Figura 4.15 – Acoplamento de flapes e ailerons do tipo 1	236
Figura 4.16 – Acoplamento de flapes e ailerons do tipo 2	236
Figura 4.17 - Mock-up da cabine.....	240
Figura 4.18 - Septo com o contorno da vista lateral da fuselagem.....	241
Figura 4.19 - Gabarito com metade da vista em planta da fuselagem.....	241

Figura 4.20 – Gabaritos para as seções transversais.....	241
Figura 4.21 - Modelo da fuselagem.....	242
Figura 4.22 - Modelo tridimensional da fuselagem.....	242
Figura 4.23 - Cortes longitudinais da fuselagem.....	243
Figura 4.24 - Cortes longitudinais da fuselagem em escalas diferentes	244
Figura 4.25 – Três Vistas da aeronave Triathlon.....	245
Figura 4.26 – Modificação na posição do canopy	246
Figura 4.27 – Polar de arrasto do Triathlon.....	247
Figura 4.28 – Polar de velocidades do Triathlon para vôo normal.....	248
Figura 4.29 – Polar de velocidades do Triathlon para vôo invertido	248
Figura 4.30 – Curvas de potência disponível e requerida para a versão utilitário para nível do mar e $W=610\text{kgf}$	249
Figura 4.31 – Curvas de potência disponível e requerida para a versão acrobático para nível do mar e $W=485.2\text{kgf}$	249
Figura 4.32 – Curvas de razão de subida para a versão utilitário	250
Figura 4.33 – Curvas de razão de subida para a versão acrobático	250
Figura 4.34 – Curvas de autonomia para a versão utilitário.....	251
Figura 4.35 – Passeio permitido do centro de gravidade.....	254
Figura 4.36 – Passeio permitido e passeio estimado do centro de gravidade.....	254
Figura 4.37 – Força no pedal para glissar.....	255
Figura 4.38 – Força no pedal para enfrentar vento de través	255

Figura 4.39 – Diagrama V-n combinado	258
Figura 4.40 – Distribuição de cargas na asa	260
Figura 4.41 – Diagrama de esforços cortantes	261
Figura 4.42 – Diagrama de momentos fletores.....	261
Figura 4.43 – Diagrama de momentos torções.....	261
Figura 4.44 – Seção típica da longarina da asa	267
Figura 4.45 – Caixas de torção da asa	268
Figura 4.46 – Esquema de laminação	269
Figura 4.47 – Seção típica da longarina da empenagem horizontal	270
Figura 4.48 – Taco de ligação entre os profundos.....	271
Figura 4.49 – Longarina da empenagem vertical	272
Figura 4.50 – Tensores da parte anterior da fuselagem – estação 1740	273
Figura 4.51 – Tensores da parte posterior da fuselagem – estação 2700	274
Figura 4.52 – Tensores da parte posterior da fuselagem – estação 3320	274
Figura 4.53 – Sistema de ligação do cone de cauda da fuselagem.....	275
Figura 4.54 – Sistema de comando do profundor.....	276
Figura 4.55 – Sistema de comando do leme	276
Figura 4.56 – Sistema de comando dos ailerons e flapes	277
Figura 4.57 – Sistema de comando do manche	277
Figura 4.58 – Sistema de comando dos pedais	278

Figura 4.59 – Sistema de comando da alavanca do flape	278
Figura 4.60 – Trem de pouso principal.....	279
Figura 4.61 – Trem de pouso dianteiro.....	280
Figura 4.62 – Ensaio de flexão das asas	281
Figura 4.63 – Ensaio com cargas limites na empenagem horizontal e cargas verticais no cone de cauda.....	282
Figura 4.64 – Ensaio com cargas limites na empenagem vertical e cargas horizontais no cone de cauda.....	283
Figura 4.65 – Ensaio com cargas limites combinadas sobre as empenagens e flexo-torção no cone de cauda provocadas pela atuação do leme.....	284
Figura 4.66 – Ensaio com cargas limites combinadas sobre as empenagens e flexo-torção no cone de cauda provocadas pela atuação do leme e do profundor	285
Figura 4.67 – Ensaio de rajadas assimétricas na empenagem horizontal	286
Figura 4.68 – Ensaio de torção nas asas	287
Figura 4.69 – Ensaio com cargas limites de torção no berço do motor.....	288
Figura 4.70 – Ensaio com cargas limites de inércia no berço do motor.....	289
Figura 4.71 – Ensaio com cargas limites no trem de pouso	290
Figura 4.72 – Ensaio com cargas limites nos cintos de segurança, assentos e estruturas adjacentes.....	291
Figura 4.73 – Ensaio com cargas limites no sistema de comando do profundor	292
Figura 4.74 – Ensaio com cargas limites no sistema de comando do leme de direção	293
Figura 4.75 – Ensaio com cargas limites no sistema de comando dos ailerons	294

Figura 4.76 – Ensaio com cargas limites no sistema de comando dos flapes	295
Figura 4.77 – Ensaio para determinação da rigidez torcional da asa ($m\Box$).....	297
Figura 4.78 – Ensaio para determinação da rigidez à flexão da asa ($l\Box$).....	298
Figura 4.79 – Ensaio para a determinação do eixo de inércia da asa (g).....	299
Figura 4.80 – Ensaio para a determinação do eixo elástico da asa (h)	300
Figura 5.1 – Três vistas	301
Figura 5.2 - Velocidade máxima em vôo nivelado.....	304
Figura 5.3 - Velocidade de cruzeiro a 75% da potência máxima	304
Figura 5.4 - Velocidade de estol.....	304
Figura 5.5 - Razão de subida	305
Figura 5.6 - Corrida de pouso.....	305
Figura 5.7 - CAFE Challenge	306
Figura 5.8 - CAFE Triaviathon.....	306

Listas de Tabelas

Tabela 3.1 – Exemplo de tabela comparativa no sistema métrico	50
Tabela 3.2 – Exemplo de tabela comparativa no sistema inglês	52
Tabela 3.3 - Dimensões padrões de ombros e quadris	77
Tabela 3.4 - Dimensões padrões de largura de cabine	77
Tabela 3.5 - Comparação do General Dynamics F-16 e McDonell Douglas F-15	82
Tabela 3.6 - Comparação entre o Folland Gnat MK-1 e o North American F-86	82
Tabela 3.7 - Comparação entre os McDonell Douglas A-4D Skyhawk e F3H.....	83
Tabela 3.8 - Comparação entre dimensões de cabines de aviões lado-a-lado.....	87
Tabela 3.9 - Comparação entre dimensões de cabines de aviões de 4 lugares.....	87
Tabela 3.10 – Exemplo de Tabela Reduzida	90
Tabela 3.11 - Tabela Comparativa de Diversos Materiais	96
Tabela 3.12 - Soluções para evitar estol de ponta de asa	117
Tabela 3.13 - Características dos perfis NACA série 6 (10% , 12% de espessura)	134
Tabela 3.14 - Características dos perfis NACA série 6 (15% de espessura).....	135
Tabela 3.15 - Características dos perfis Wortmann.....	138
Tabela 3.16 – Parâmetros aerodinâmicos dos perfis HQ.....	139
Tabela 3.17 - Principais parâmetros de acordo com a missão prioritária.....	141
Tabela 3.18 - Perfis para empenagens	143
Tabela 3.19 - Comparação do passeio do centro de gravidade de planadores	147

Tabela 3.20 - Comparaçao do passeio do centro de gravidade de aeronaves motorizadas	147
Tabela 3.21 - Ângulos de alinhamento do motor	149
Tabela 3.22 – Limites de força nos comandos (kgf)	162
Tabela 3.23 – Fatores de qualidade para elementos estruturais	173
Tabela 3.24 – Fatores de qualidade para elementos estruturais	173
Tabela 3.25 – Tensões admissíveis.....	174
Tabela 3.26 – Fatores de qualidade para elementos estruturais	175
Tabela 4.1 - Consumo estimado para treinamento de navegação e turismo.....	186
Tabela 4.2 - Consumo estimado para treinamento de acrobacia	187
Tabela 4.3 – Tabela Comparativa para o projeto Triathlon.....	195
Tabela 4.4 - Razão carga útil / peso máximo de decolagem de aeronaves similares	216
Tabela 4.5 - Razões entre o comprimento da fuselagem e envergadura	218
Tabela 4.6 - Comparaçao das razões potênci/peso de aeronaves utilitárias similares	218
Tabela 4.7 - Comparaçao das razões potênci/peso de aeronaves acrobáticas similares ..	219
Tabela 4.8 – Características básicas de motores.....	220
Tabela 4.9 – Peso dos componentes da aeronave Triathlon (kgf)	226
Tabela 4.10 – Pesos vazios, cargas úteis e pesos de bagagem da aeronave Triathlon	227
Tabela 4.11 - Resumo de pesos para diversas motorizações	228
Tabela 4.12 - Razões geométricas para estudo das proporções externas	229

Tabela 4.13 - Coeficientes de volume de cauda	229
Tabela 4.14 - Perfilagens adequadas (perfil da raiz diferente do perfil da ponta) Re=6 \times 10 ⁶ e rugosidade polida.....	232
Tabela 4.15 - Perfilagens adequadas (perfil da raiz diferente do perfil da ponta) Re=6 \times 10 ⁶ e rugosidade standard	233
Tabela 4.16 - Perfilagens adequadas (perfil da raiz igual ao perfil da ponta) Re=6 \times 10 ⁶ e rugosidade polida.....	234
Tabela 4.17 - Perfilagem adequada (perfil da raiz igual ao perfil da ponta) Re=10 ⁶ rugosidade standard	234
Tabela 4.18 – Resumo das possibilidades de perfilagem e geometria da asa	235
Tabela 4.19 – Resumo do passeio do centro de gravidade.....	238
Tabela 4.20 – Resumo do passeio do centro de gravidade para fuselagem alongada	239
Tabela 4.21 – Principais parâmetros de desempenho para a versão utilitário.....	251
Tabela 4.22 – Principais parâmetros de desempenho para a versão acrobático	252
Tabela 4.23 – Pontos neutros e de manobra	252
Tabela 4.24 – Deflexões do profundor	252
Tabela 4.25 – Forças no manche	253
Tabela 4.26 – Razões de rolamento.....	256
Tabela 4.27 – Cargas na empenagem horizontal em [kgf]	259
Tabela 4.28 – Momentos limites na estação 1740 da fuselagem [kgf.m]	262
Tabela 4.29 – Momentos limites na estação 2700 da fuselagem [kgf.m]	262

Tabela 4.30 – Cargas limites no trem de pouso [kgf].....	263
Tabela 4.31 – Momentos limites no berço do motor [kgf.m].....	264
Tabela 4.32 – Deflexões do profundor durante manobra	265
Tabela 4.33 – Forças no manche durante manobras.....	266
Tabela 4.35 – Dimensões da longarina da asa.....	267
Tabela 4.36 – Dimensões da longarina traseira da empenagem horizontal.....	270
Tabela 4.37 – Dimensões da longarina dianteira da empenagem horizontal	271
Tabela 5.1 - Comparação entre os parâmetros estimados e obtidos (versão utilitária)	302
Tabela 5.2 – Comparação entre valores estimados e valores calculados	303
Tabela 5.3 – Razão de rolamento	306

Abstract

This thesis proposes a methodology for subsonic light aircraft design, a procedure that considers the methodologies used by Vandaele (1962), Torenbeek (1981), Roskan (1985) and Raymer (1989), allied with contributions of other authors Frati (1946), Wood (1968) and Stinton (1983) and supported by characteristics and ideas developed in the Centro de Estudos Aeronáuticos of UFMG over the last decades. Directed to light aircraft design, this methodology has disregarded the description of steps considered unnecessary to this kind of aircraft. On the other hand, it describes into details those activities which have been considered essential in the case of light aircraft design. A peculiarity of the present work is the inclusion of an example-project, with the objective of giving practical and detailed orientation to the procedure. Thus, the project of a new aircraft, *CB.10 Triathlon*, has been developed in order to maximize a global performance index, which combines maximum speed, stall speed, climbing ratio, fuel consumption and payload.

Resumo

Neste trabalho, apresenta-se uma metodologia para o projeto de aeronaves leves subsônicas. Trata-se de um procedimento que considera as metodologias de Vandaele (1962), Torenbeek (1981), Roskan (1985) and Raymer (1989), acrescidas de contribuições extraídas de outros autores Frati (1946), Wood (1968) and Stinton (1983) e alicerçado em características e idéias próprias desenvolvidas no Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG, ao longo das últimas décadas. Direcionado para o projeto de aeronaves leves, desconsidera a descrição de etapas desnecessárias para esta categoria, detalhando, por outro lado, aquelas de fundamental importância para este tipo de projeto. Uma particularidade do trabalho é que ele inclui um projeto-exemplo, o qual proporciona uma orientação prática e detalhada do procedimento. Trata-se do projeto *CB.10 Triathlon*, desenvolvido visando a maximização de um índice global de desempenho que combina velocidade máxima, velocidade de estol, razão de subida, consumo e carga útil.

1 INTRODUÇÃO

Ao longo da história da construção aeronáutica leve, têm ocorrido notáveis progressos em todos os sentidos: desempenho, controlabilidade, eficiência estrutural, materiais, confiabilidade geral e, mesmo, no aspecto estético.

Desde o *Flyer* dos irmãos Wright (Mondey, 1978), que teria supostamente voado em 1903¹ e que era um “semi-canard”, com profundores na dianteira da aeronave e lemes na traseira, até os modernos aviões em materiais compostos, tem-se visto este constante evoluir.

O *Flyer* contribuiu para a concepção dos mecanismos de governabilidade de uma aeronave, embora apresentasse graves problemas de estabilidade e controle, com o tripulante pilotando deitado, sob precárias condições ergonômicas. Um aspecto fundamental em relação ao *Flyer* é que se tratava de uma aeronave sem a capacidade de decolar por meios próprios. Sua decolagem necessitava de uma catapulta de lançamento, uma vez que o sistema motopropulsor não era capaz de fornecer empuxo suficiente para que o *Flyer* alçasse vôo. Utilizava-se de uma estrutura externa sobre a qual era pendurada uma grande massa. Para a decolagem, liberava-se esta massa, a qual, durante a sua queda, arremessava o *Flyer*, transformando a energia potencial da massa em energia cinética da aeronave. Segundo os critérios tecnológicos da época, e também atuais, o *Flyer* não possuia meios próprios para decolagem, o que o excluiria sumariamente da participação na competição relativa ao prêmio Ernest Archdeacon estabelecido pelo Aeroclube de França para a primeira aeronave que alçasse vôo controlado.

¹ Esta data de 1903 só foi apresentada em 1908, quando os irmãos Wright alegaram já ter promovido o primeiro vôo com sua aeronave cinco anos antes, apresentando como testemunha o depoimento de um cidadão americano, proprietário de uma fazenda nas imediações dos locais onde os irmãos Wright faziam seus testes (Villares, 1956).

O grande desafio da época, a decolagem por meios próprios, só foi vencido em 1906, com o *14-bis* (Barros, 1986), do genial brasileiro Alberto Santos-Dumont². Tratava-se de um canard, biplano, com uma boa relação potência / peso com total capacidade de decolagem por meios próprios. Santos-Dumont aperfeiçoou motores automotivos da época conseguindo triplicar a potência específica. O motor era um Lavavasseur Antoinette de 50 cavalos-vapor. O piloto permanecia de pé (os pés não acionavam comando algum), enquanto as mãos deveriam acionar, simultaneamente, três volantes que comandavam o profundor, o leme e o motor; enquanto os ailerons eram comandados (através de tirantes ligados às costas do piloto) por movimentos do torso para um lado e para o outro. Eram, pois, grandes as dificuldades ergonômicas.

Ainda em 1906, antes do vôo de Santos-Dumont, Bleriot (Angelucci, 1971) fez uma tentativa fracassada do primeiro vôo com decolagem própria. Posteriormente, em 25 de julho de 1909, com a mesma aeronave retrabalhada, ele conseguiu a primeira travessia do Canal da Mancha. A aeronave de Bleriot era um monoplano estaiado com empennagens convencionais e o piloto se postava assentado na cabine de comando apresentando um grande avanço sob o aspecto ergonômico.

Em 1909, Santos-Dumont lançou o seu clássico *Demoiselle*, um monoplano com empennagens convencionais, tipo cruciforme, no qual o piloto se postava assentado usando um manche que substituía dois volantes, e uma pequena alavanca (manete) para comandar o motor. Os pés ainda não acionavam comando algum.

Do *14-bis* (1906) para o *Demoiselle* (1909) os avanços foram muito grandes. Enquanto o primeiro tinha a configuração “canard”, com sérios problemas de estabilidade e controle, o segundo era “convencional”, sem estes problemas. Com todas as suas peculiaridades, o *Demoiselle* pode ser considerado uma obra-prima da construção aeronáutica.

² Diferentemente do experimento dos irmãos Wright, o vôo de 1906 de Santos-Dumont atendia aos quesitos estabelecidos por uma comissão do Aero Clube de França que havia estabelecido o prêmio Ernest Archdeacon para o primeiro vôo controlado de 100 metros de distância por um aparelho mais pesado que o ar. Havia critérios rígidos a serem atendidos, uma comissão de juizes e cronometristas com lavração de ata do evento. Além dos juizes, o vôo de 1906 foi presenciado por uma grande multidão e devidamente fotografado..

Santos-Dumont liberou ao público os desenhos do *Demoiselle*, que veio a ser a primeira aeronave no mundo a ser reproduzida por amadores, dando início ao movimento mundial denominado “construção amadora de aeronaves”.

Após o *Demoiselle*, as inovações deixaram de estar restritas a alguns poucos nomes, passando a receber contribuições de vários pioneiros envolvidos na construção aeronáutica.

Em poucos anos, os comandos de vôo convergiram para uma solução comum: manche para comandar tangagem e rolamento e pedais para glissagem, com o piloto permanecendo assentado.

Cronologicamente, poder-se-ia alinhar os avanços mais marcantes como a seguir:

- 1916 - Generalização dos comandos de vôo convencionais
- 1918 - Início da construção metálica
- 1920 - Abandono do multiplano (exceto biplano)
- 1925 - Redução importante dos estais
- 1927 - Desenvolvimento do monoplano com montantes
- 1929 - Carenagem dos motores em estrela
- 1931 - Desenvolvimento do monoplano em balanço (cantilever)
- 1932 - Trem de pouso carenado
 - Freios de rodas
- 1934 - Hipersustentação
 - Freios aerodinâmicos
- 1936 - Trem de pouso retrátil
 - Hélice de passo variável

- 1938 - Desenvolvimento do trem de pouso triciclo
 Maiores cuidados com o acabamento superficial
- 1942 - Perfis laminares
- 1957 - Início da construção em materiais compostos (fibra de vidro)
- 1964 - Produção seriada em materiais compostos
- 1970 - Início da disseminação de aeronaves ultra-leves
 Início do desenvolvimento de novos perfis da série GA (General Aviation)
- 1980 - Início do desenvolvimento de perfis da série NFL (Natural Laminar Flow)
- 1985 - Advento do GPS (Global Positioning System) simplificando e trazendo segurança à navegação aérea

Os avanços tecnológicos se deveram, principalmente, aos seguintes fatores:

- ◊ *Novas concepções*, como o evoluir do multiplano para o monoplano, do trem de pouso fixo para o escamoteável, do trem de pouso convencional para o triciclo, o surgimento dos sistemas de hipersustentação e tantas outras.
- ◊ *Novos conhecimentos*, como os adquiridos em aerodinâmica, que permitiram o advento dos perfis laminares conduzindo à fabricação de aeronaves de maior desempenho.
- ◊ *Novos materiais*, como o alumínio padrão aeronáutico, que permite uma construção mais apurada que aquela em madeira, treliça de tubos e tela, os materiais compostos, que permitem formas complexas e redução do peso estrutural, o titânio, que apresenta alta razão resistência/peso e ótima resistência à temperatura.

- ◊ *Novos processos de fabricação*, como a usinagem via controle numérico, a usinagem química, a usinagem de precisão, que vieram a permitir a fabricação de hélices de passo variável, turbo-compressores, trem-de-pouso com amortecimento óleo-pneumático, etc.

Todos estes avanços, motivados pela busca de aeronaves mais eficientes, viabilizaram o aprimoramento dos padrões existentes: melhor desempenho aerodinâmico, menor peso, capacidade de suportar manobras mais severas, mais conforto, capacidade de pousar e decolar em distância menores, maior capacidade de carga, maior velocidade, maior autonomia, melhor resposta aos comandos, maior segurança, etc.

Um aspecto interessante que merece ser comentado é que, muitas vezes, os avanços tecnológicos vieram acompanhados por soluções construtivas cada vez mais simples para a célula da aeronave, ao passo que os sistemas periféricos (eletro-eletrônico, hidráulico, pneumático, de instrumentos) cresciam em complexidade.

Enquanto no início da construção aeronáutica mundial, grandes avanços eram obtidos a partir de esforços relativamente pequenos, mais modernamente, com o elevado grau de maturidade desta ciência, é necessário um grande esforço tecnológico para se obter um pequeno ganho no desenvolvimento de uma nova aeronave.

A criação de uma aeronave nova e moderna necessita de um sólido conhecimento básico e, ao mesmo tempo, de uma seqüência lógica e metódica para o bom andamento das atividades de seu desenvolvimento.

O Centro de Estudos Aeronáuticos (CEA) do Departamento de Engenharia Mecânica da UFMG tem acumulado experiência na área de desenvolvimento de aeronaves leves desde a década de 60. Entre seus projetos estão o *Gaivota*, o *Minuano*, o *Vésper*, o *Curumim* e o *Sagres*. O *Minuano*, um planador monoplace de alto desempenho apresenta a maior eficiência aerodinâmica alcançada no país até a presente data. O *Vésper* foi o vencedor da 1º Bienal Brasileira de Design (1990), competindo contra as melhores aeronaves desenvolvidas no Brasil até aquela data. O *Curumim* repetiu o êxito do *Vésper*, vencendo a 2º Bienal Brasileira de Design (1992). Ao se desenvolver aeronaves de excelência buscou-se simultaneamente estabelecer uma metodologia de projeto que foi sendo refinada ao longo dos anos.

Na execução dos projetos realizados no CEA, citados acima, observou-se que nos livros clássicos de projeto de aeronaves:

- ◊ nem todos os tópicos referentes às diversas etapas do projeto de aeronaves leves são abordados;
- ◊ ao fazerem suas aplicações práticas (exemplos de aplicação, passo a passo), nem todos os itens alinhados em suas metodologias são trabalhados;
- ◊ estas metodologias se apresentam, em alguns tópicos, um pouco afastadas da realidade ligada ao projeto de aeronaves leves.

Em face destas lacunas, idealizou-se apresentar uma metodologia própria coerente e ordenada, a mais abrangente possível e voltada para o caso de aeronaves leves.

A construção de aeronaves leves, além de ter se mostrado a vocação natural do Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG, tem sido um setor importante na indústria aeronáutica. De fato, embora a participação da aviação leve no mercado mundial, em termos financeiros, tenha sido pequena comparada com os demais tipos de aeronaves, a sua participação quanto ao número de aeronaves fabricadas tem sido bastante significativa. Por exemplo, segundo a *General Aviation Manufacturers Association*, durante o ano de 1998, nos Estados Unidos, a aviação leve produziu 1436 aeronaves, de um total de 2220 aeronaves da Aviação Geral.

Motivado pela importância da aviação leve na indústria aeronáutica contemporânea e baseado nos conhecimentos adquiridos ao longo dos últimos anos com os projetos desenvolvidos no Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG, o objetivo deste trabalho é propor uma metodologia de desenvolvimento de projeto de aeronaves leves que seja suficientemente detalhada, ordenada e didática.

Conforme será visto ao longo do restante do trabalho, trata-se de uma metodologia compatível com as principais metodologias atuais, porém, com roteiros, com esquemas explicativos e, visando proporcionar ao leitor uma orientação mais prática, com um projeto-exemplo o mais detalhado e completo possível.

No Capítulo 2 apresenta-se uma síntese das principais metodologias atuais de projeto de aeronaves.

No Capítulo 3, a nova metodologia de desenvolvimento de aeronaves leves, propriamente dita, é apresentada.

No Capítulo 4, de uma maneira ordenada e, dentro do possível, sintética e didática, a metodologia proposta é utilizada para o desenvolvimento da aeronave leve subsônica *Triathlon*, o mais recente projeto do Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG.

No Capítulo 5, apresenta-se uma breve análise do projeto *CB.10 Triathlon*, ressaltando-se as suas principais características.

No Capítulo 6, estabelecem-se as principais conclusões do trabalho que, finalmente, é encerrado no Capítulo 7, onde apresentam-se algumas sugestões para trabalhos futuros.

2 ESTADO DA ARTE DA METODOLOGIA DE DESENVOLVIMENTO DO PROJETO DE AERONAVES

2.1 INTRODUÇÃO

No princípio da construção aeronáutica, o desenvolvimento de uma aeronave se dava, usualmente, de um modo simples e espontâneo, com as atividades surgindo quase aleatoriamente, sem uma seqüência coerente entre elas, sem uma sistemática, sem qualquer planejamento visando um encadeamento lógico das diversas etapas do trabalho.

A atenção permanecia centrada em se chegar ao produto final (a aeronave), sem qualquer preocupação com a organização dos passos dados para se chegar a esta meta; sem se importar com a seqüência adotada para os passos, se esta seqüência estava racionalizada ou não. Não se cogitava, então, de se estabelecer uma metodologia de desenvolvimento dos projetos. Pelo fato de serem as aeronaves daquela época muito simples, esta ausência de organização não prejudicava excessivamente a iniciativa.

Porém, com o correr do tempo, à medida em que as aeronaves evoluíram em complexidade, surgiu a necessidade (que ora é fundamental) de se estabelecer uma metodologia lógica, concatenada, seqüencial e ordenada dos passos do projeto, sem o que grandes atrasos ocorreriam com prejuízos altamente significativos.

Os diversos fabricantes (bem como institutos tecnológicos ligados à geração de aeronaves) passaram, então, a criar metodologias de trabalho, utilizando modernas técnicas de gerenciamento, visando obter o máximo de aproveitamento dos recursos humanos e materiais. Isto, no intuito de se conseguir o melhor projeto possível no menor espaço de tempo, com o mínimo de investimento, otimizando, então, o desenvolvimento deste projeto.

Estas sistematizações na indústria tiveram repercussões acadêmicas dando origem aos cursos de Engenharia Aeronáutica e, particularmente, aos livros de projetos de aeronaves, onde as metodologias de desenvolvimento de aeronaves são apresentadas.

De um modo genérico, as metodologias de projeto e construção englobam sete fases: i) levantamento das especificações e requisitos para atender a uma nova necessidade ou de uma nova concepção; ii) estudos preliminares em atendimento à nova necessidade; iii) elaboração de anteprojeto onde a nova idéia é trabalhada; iv) desenvolvimento do projeto propriamente dito, o qual definirá o novo produto; v) construção do protótipo; vi) ensaios no solo e vii) ensaios em vôo.

2.2 ANÁLISE DAS PRINCIPAIS METODOLOGIAS DA ATUALIDADE

Dentre os mais consagrados autores no campo de projeto de aeronaves ressaltam, Torenbeek (1981), Roskan (1985), Raymer (1989), Vandaele (1962), Stinton (1983), Wood (1968) e Frati (1946). Os quatro primeiros apresentam uma visão metodológica da assunto. O último também, mas seu estudo é voltado, primordialmente, para o desenvolvimento de planadores. Os dois outros (Stinton e Wood) apresentam importantes contribuições para o projeto de aeronaves, sem contudo, demonstrar uma metodologia formal. Por este motivo, o presente trabalho se aterá aos estudos dos quatro primeiros autores.

Torenbeek, Roskan, Raymer e Vandaele têm concordado nos aspectos gerais da metodologia de desenvolvimento de projeto de aeronaves, divergindo pouco em partes não essenciais (vide Figura 2.1).

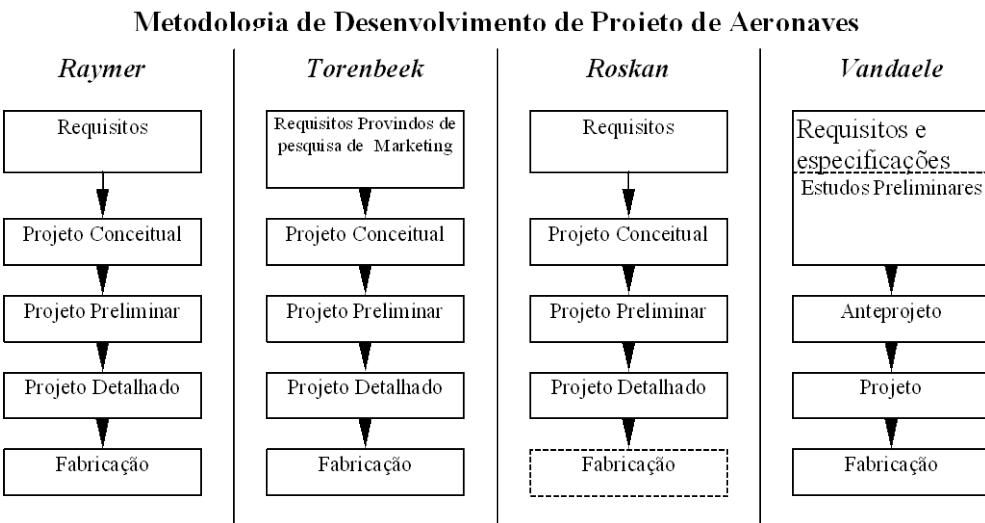


Figura 2.1 – Principais metodologias de desenvolvimento de projeto de aeronaves

Pela Figura 2.1, nota-se que, enquanto Raymer, Torenbeek e Roskan adotaram padrões idênticos, Vandaele (1962) agrupa “Requisitos e especificações” com “Estudos preliminares”. Entretanto, com exceção deste agrupamento, fazendo-se uma correlação entre a terminologia adotada pelos autores (vide Figura 2.2) fica evidente a concordância entre as quatro metodologias

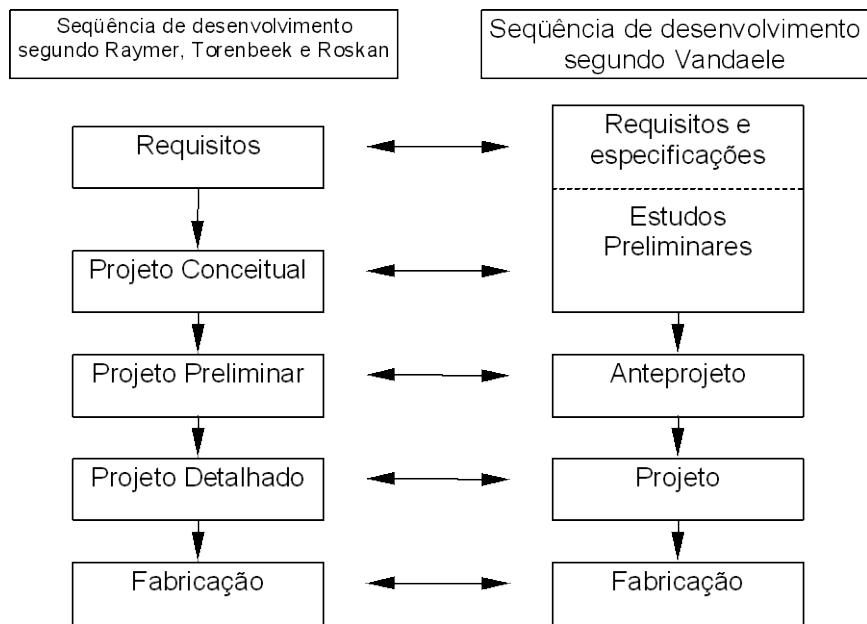


Figura 2.2 - Correlação de terminologias

2.2.1 SÍNTESE DA METODOLOGIA DE RAYMER¹

Raymer (1989) apresenta também o que ele chama de “A Roda do Projeto”, Figura 2.3, com as interações entre quatro atividades iniciais: requisitos, projeto conceitual, cálculos preliminares e dimensões básicas (“sizing”) e viabilidade econômica (“trade studies”); cada um afetando os demais.

¹ Raymer, norte americano, escreveu o livro “Aircraft Design: A Conceptual Approach” a convite da AIAA – American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

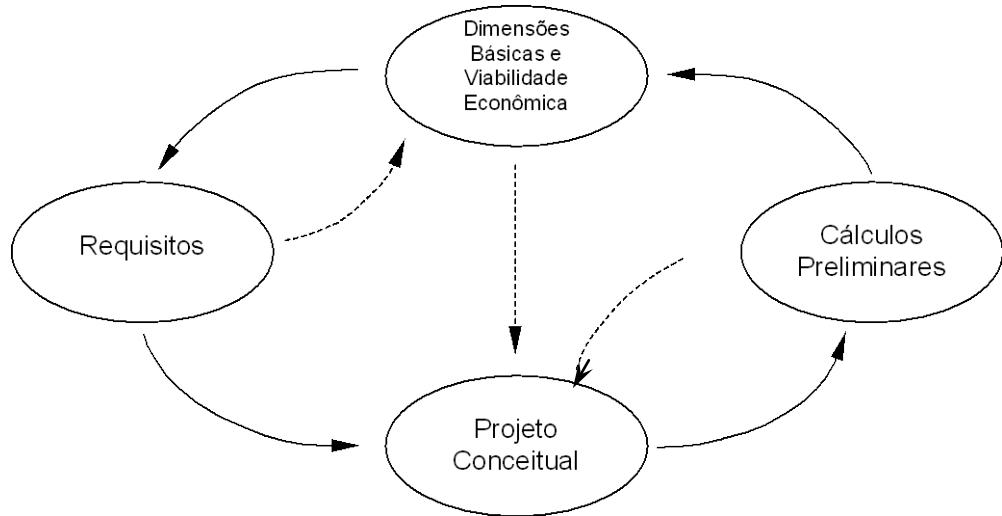


Figura 2.3 - A Roda do Projeto, segundo Raymer

Em virtude da Roda do Projeto, os quatro itens são modificados reiteradas vezes durante a elaboração do projeto.

O mesmo autor apresenta o esquema, reproduzido na Figura 2.4, sobre as “Três fases do projeto de aeronaves”.

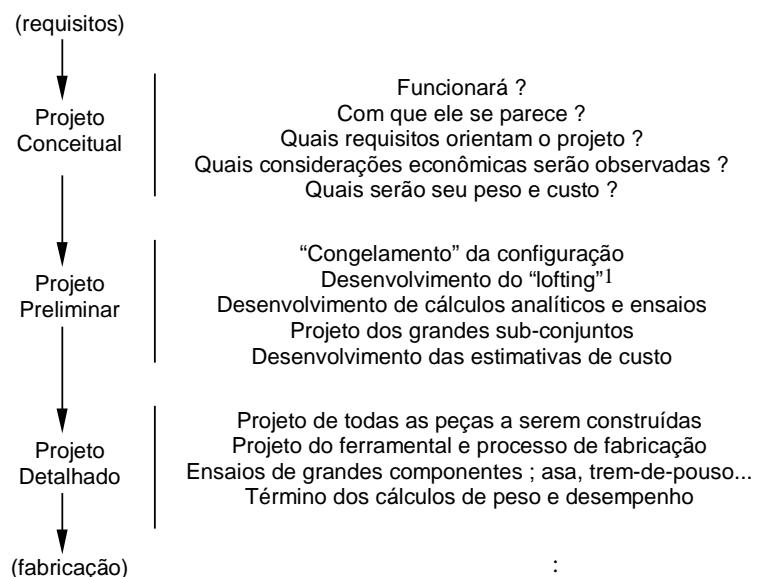


Figura 2.4 - Três fases do projeto de aeronaves

¹ *Lofting* refere-se aos desenhos que contêm os perímetros das nervuras da asa, das empenagens e das cavernas da fuselagem

As três fases listadas por Raymer ilustram a evolução do projeto desde a fase conceitual até o seu detalhamento final. Esta transição não ocorre diretamente, mas passa por iterações sucessivas, sem um encadeamento previsível. Esta constitui uma das maiores dificuldades a ser superada pelo projetista e que diminuirá à medida em que ele se torne mais experiente.

Raymer acrescenta, ainda, um esquema detalhando as etapas que formam o “projeto conceitual”, apresentado na Figura 2.5.

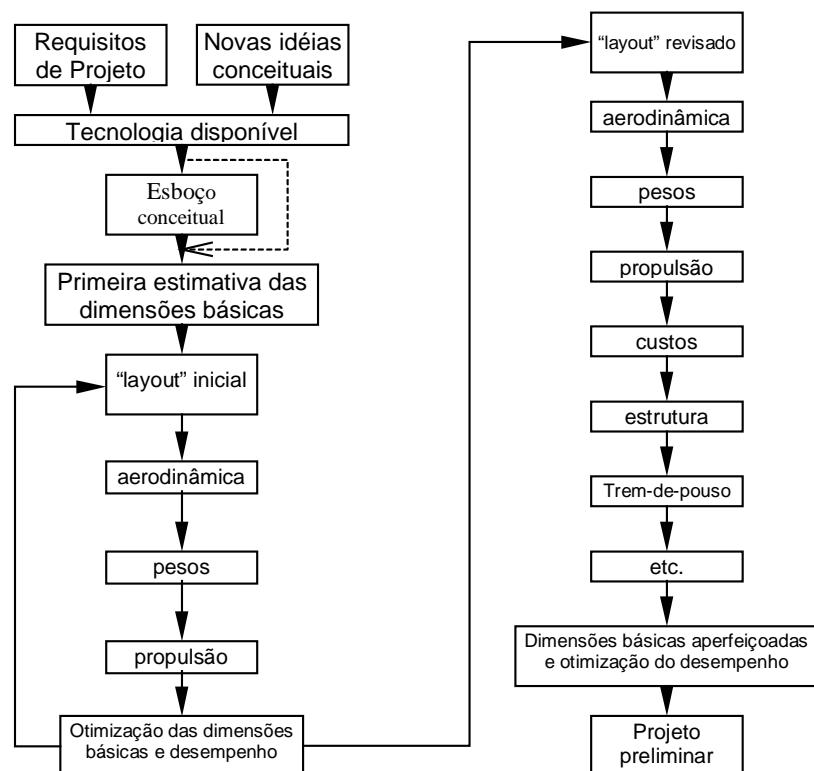


Figura 2.5 - Processo do projeto conceitual de aeronave

Segundo Raymer, normalmente a fase de projeto conceitual inicia-se a partir de um grupo de requisitos estabelecidos pelo futuro usuário (normalmente grandes empresas de transporte aéreo) ou de uma suposição do fabricante acerca de quais serão as necessidades dos usuários no futuro.

Tais requisitos incluem parâmetros como alcance, carga útil, distâncias de pouso e de decolagem, manobrabilidade, velocidades de cruzeiro, máxima, de estol e de afundamento mínimo, fatores de carga, capacidade de combustível (incluindo reserva) e vários outros. Afirma ele, ainda, que, às vezes, um projeto nasce de uma idéia inovadora e não da resposta a

requisitos apresentados, como foi o caso das asas voadoras introduzidas por John Northrop em sua busca por um “avião melhor”. Informa também que, via de regra, o projeto de um novo avião começa por um simples esboço, como os famosos desenhos no “verso de um guardanapo”, lendários na história da construção aeronáutica.

Segundo ele, um bom esboço inicial incluirá as geometrias aproximadas das asas e cauda, a forma da fuselagem, as localizações internas dos maiores componentes como motor, cabine, compartimento de passageiros e de carga, trem-de-pouso e, talvez, os tanques de combustível. Tal esboço pode ser usado para as estimativas aerodinâmicas e estudo dos pesos parciais por comparação com outros projetos. Estas estimativas podem ser usadas para se chegar a valores iniciais para o peso total e peso do combustível necessário para cumprir a missão especificada, através de um processo de “sizing” (obtenção das medidas básicas preliminares).

O *sizing* inicial provê informação necessária para se desenvolver o projeto do *layout* inicial da aeronave que consta dos desenhos de “três vistas”, completo, incluindo detalhes mais importantes de arranjo interno como trem-de-pouso, compartimento de passageiros e de carga, motores e dutos de entrada, tanques de combustível, cabine, aviônicos e outros componentes internos suficientemente grandes a ponto de afetar a forma geral da aeronave.

Vários desenhos das seções são elaborados para verificar se todos os componentes estão sendo posicionados compativelmente. Desenhos em prancheta em escalas convenientes como 1/10, 1/20, 1/40 ou 1/100 são elaborados mostrando o *layout geral*. Após isto, desenhos em sistema de *CAD* (*Computer Aided Design*) são comumente utilizados para detalhar a aeronave.

O *layout* inicial é avaliado para determinar se a missão da aeronave será realmente cumprida com a configuração prevista. Reiteram-se os cálculos aerodinâmicos e de peso buscando-se dimensões básicas (“sizing”) mais detalhadas. Calcula-se novamente para se verificar se o desempenho atende às missões especificadas. Na medida do possível, técnicas de otimização são utilizadas para se obter a aeronave mais leve (ou mais barata) e que atenda a todos os requisitos e especificações. Isto freqüentemente requer uma revisão no projeto através da qual são incorporadas modificações julgadas necessárias. Desenhos detalhados, após um certo número de iterações são, então, examinados por especialistas que dirão se o projeto atende aos requisitos da especialidade de cada um deles. Caso negativo, tais

especialistas informarão aos projetistas quais são as deficiências e estes últimos buscarão novas soluções.

Após isto, pode-se passar, com confiança, à fase do “projeto preliminar”. Ainda que seja de se esperar modificações nesta etapa, elas deverão ser pequenas se a fase de projeto conceitual foi elaborada com esmero.

2.2.2 SÍNTESE DA METODOLOGIA DE TORENBEEK¹

Mais voltado para o desenvolvimento de aeronaves de médio e grande portes, Torenbeek (1981) afirma que, na indústria aeronáutica moderna, a proposta de um novo projeto não necessariamente se origina de uma pessoa específica (o projetista-chefe) ou da chefia de um departamento de projeto preliminar, ou mesmo de uma ordem expedida pela administração central. Na verdade, idéias são individualmente sugeridas e, posteriormente, analisadas pela equipe do departamento de projeto preliminar, durante uma fase especulativa, na qual estuda-se a viabilidade de cada uma. O objetivo desta fase de projeto conceitual é obter as primeiras impressões das características mais importantes de cada proposta. Algumas alternativas de projeto serão trabalhadas e comparadas. Aquelas que apresentarem maior potencial serão elaboradas mais detalhadamente na fase de projeto preliminar. Finalmente, aquela cujos resultados se mostraram mais encorajadores, tanto do ponto de vista tecnológico quanto pelas projeções mercadológicas, será adotada como um programa de desenvolvimento de uma nova aeronave.

Iniciado o programa de desenvolvimento, modificações são feitas continuamente até que se chegue ao ponto em que é tomada a decisão de “congelar” a configuração, marcando o fim da fase de projeto preliminar.

Mantendo-se a expectativa de que o mercado será receptivo ao projeto e assegurado apoio financeiro para o mesmo, a direção da empresa dará a ordem de prosseguir com o desenvolvimento da aeronave (“go-ahead approval”), ou seja, inicia-se a construção do protótipo, a qual inclui fases subsequentes de projeto detalhado, construção e testes, até a obtenção do Certificado de Aeronavegabilidade.

¹ Torenbeek (1981), holandês, professor da Delft University of Technology.

Geralmente, dentro de uma estratégia empresarial, inicia-se a construção de alguns componentes para produção seriada antes mesmo da certificação, embora somente após a realização de todo o processo descrito acima é que se inicia a produção em série da aeronave propriamente dita.

A qualquer momento, seja durante a fabricação do protótipo, seja durante a fabricação das primeiras aeronaves em série, ou mesmo durante a operação comercial destas aeronaves, observações técnicas que levem a melhorias da aeronave implicarão em modificações do projeto, as quais manterão continuamente ocupado o escritório de projeto. Estas modificações são denominadas de *redesenhos*.

A Figura 2.6 esquematiza todo o desenvolvimento de um novo projeto, de acordo com Torenbeek (1981).

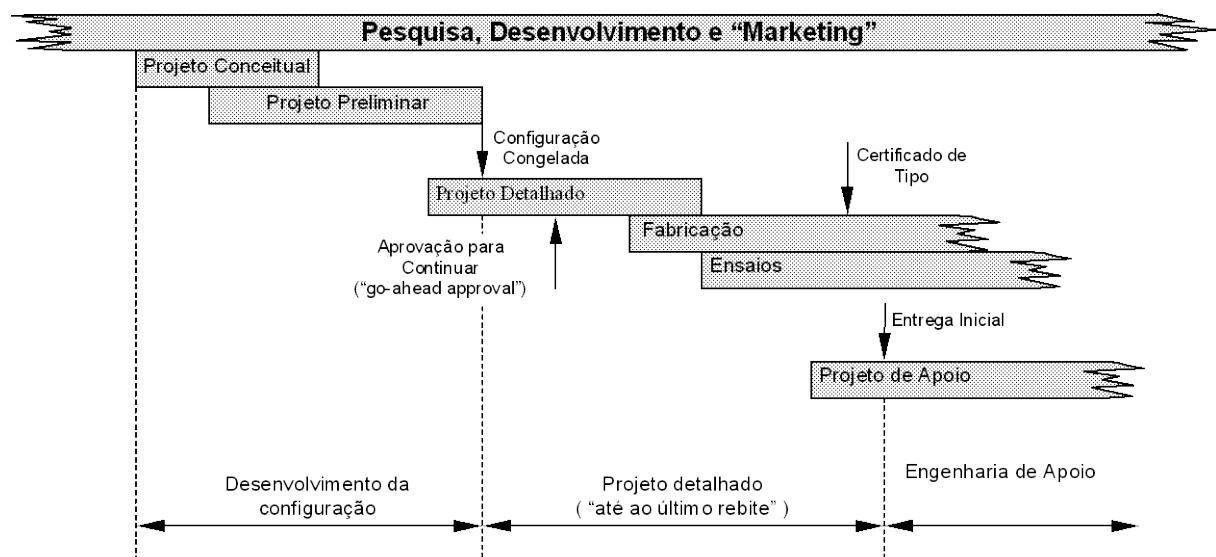


Figura 2.6 - Projeto e Desenvolvimento de Aeronaves

Note-se que, de acordo com a Figura 2.6, Torenbeek agrupa as várias atividades de desenvolvimento em três etapas cronologicamente seqüenciadas: i) *desenvolvimento da configuração*, ii) *projeto detalhado* e iii) *engenharia de apoio*.

Conforme já mencionado, segundo Torenbeek (1981), a etapa de desenvolvimento da configuração (ver esquema na Figura 2.7) tem a finalidade principal de fornecer as informações necessárias para se decidir sobre a factibilidade técnica e sobre as possibilidades econômicas do projeto.

Torenbeek sugere que, no lugar da denominação “projeto conceitual”, pode-se, alternativamente, utilizar “projeto especulativo”. Por sua vez, o projeto preliminar pode ser subdividido em duas etapas: i) “projeto básico inicial” ou “projeto factível” e ii) “desenvolvimento da configuração básica” ou “projeto de melhor concepção”.

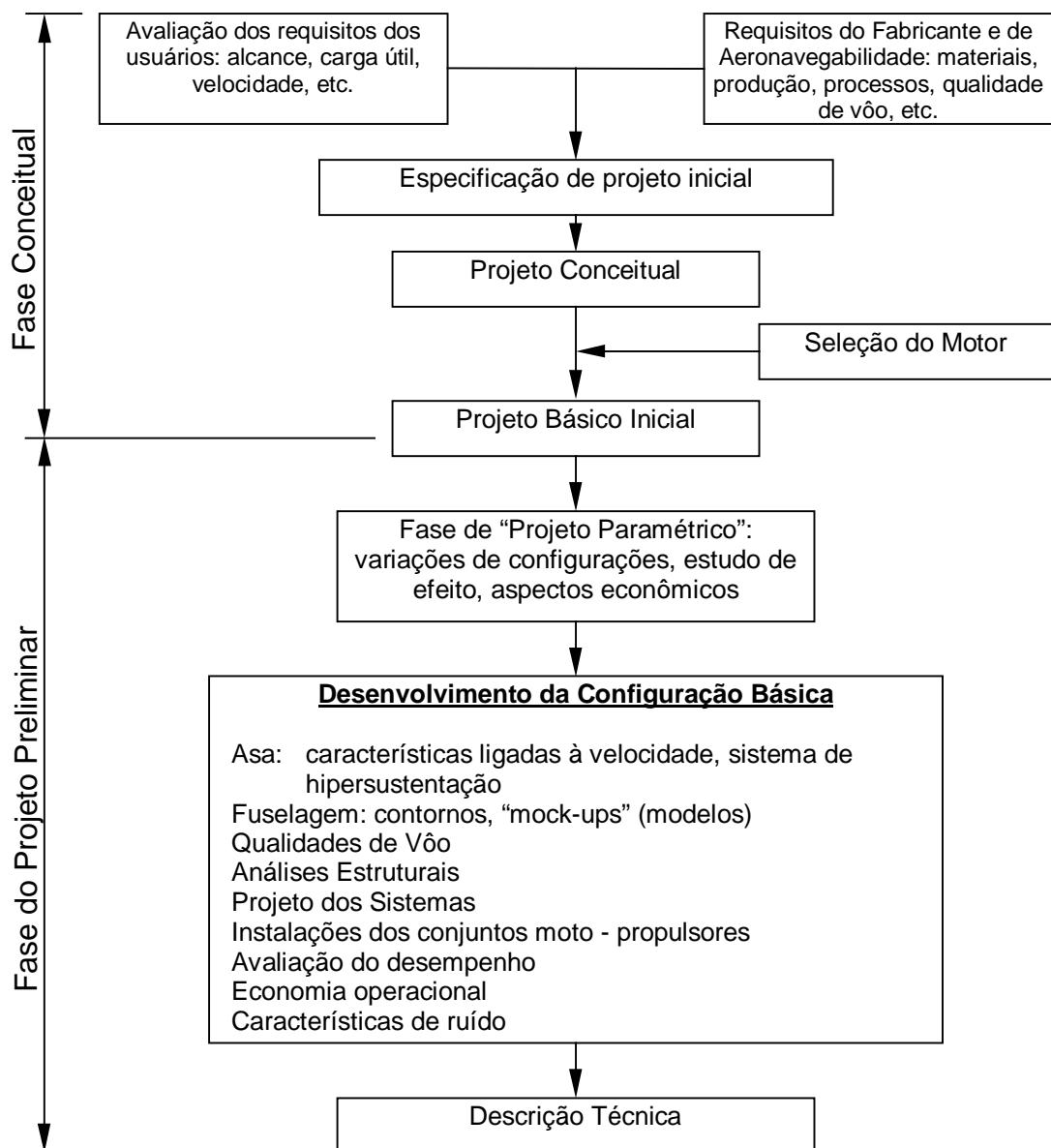


Figura 2.7 - Projeto e Desenvolvimento de Configuração

Durante o “desenvolvimento da configuração”, a equipe de projeto examinará cuidadosamente outros projetos e outras aeronaves, concentrando-se nos aspectos que mais se aproximam das especificações e dos requisitos do projeto em andamento. Elabora-se um sumário contendo os principais parâmetros das aeronaves competitivas, denominado *tabela*

comparativa. Várias tabelas comparativas podem ser elaboradas, levando a avaliações críticas.

São realizadas sessões de “brainstorming” nas quais são apresentadas idéias que, do ponto de vista de seus proponentes, são inovadoras e proveitosas (as vezes “maravilhosas”). Eventualmente, após a ponderação de toda a equipe algumas destas sugestões são aproveitadas.

Um outro aspecto importante sobre o desenvolvimento de uma aeronave, ressaltado por Torenbeek, é que sempre ocorre uma sucessão de ciclos completos de projeto. Em cada um desses ciclos a aeronave é projetada em sua totalidade e pesquisas são feitas em todos os grupos principais, sistemas estruturais e equipamentos. O detalhamento cresce continuamente à medida em que os ciclos de projeto vão se sucedendo, até que, finalmente, a aeronave estará inteiramente definida em todas as suas partes.

Finalmente, Torenbeek afirma ainda que inovações tecnológicas tais como a construção monocoque, asas enflechadas, motores localizados na parte traseira da fuselagem (a la Caravelle) , a regra das áreas, etc , quase sempre decorrem da criatividade de um engenheiro, as vezes em ambientes ligados marginalmente a atividades de projeto. São idéias que surgem espontaneamente e não como resultado de um esforço persistente. Por outro lado, somente um projetista experimentado tem a capacidade de avaliação rápida do potencial de uma idéia espontânea.¹

Assim, ao iniciar-se o desenvolvimento de uma nova aeronave, é prática atual formar-se um grupo de projeto contendo não apenas engenheiros projetistas mas também especialistas em outras áreas como: aerodinâmica, estruturas, fabricação, manutenção e revisão, peso e centragem, sistemas, qualidade de vôo, equipamentos, finanças, economia, etc.

¹ Um exemplo histórico interessante ocorreu logo após a segunda guerra mundial, em 1946, na Beechcraft, quando um projetista iniciante esboçou uma aeronave monomotora, com empennagem em “V”, a qual denominou de “Bonanza”. Ao percorrer a sala de projeto, o projetista-chefe notou aquele esboço, antes mesmo que fosse apresentado, percebendo seguramente o potencial da idéia. Imediatamente, o projetista-chefe ordenou dar seqüência ao seu desenvolvimento. Este veio a ser um dos projetos mais consagrados desde aquela época até a atualidade.

2.2.3 SÍNTESE DA METODOLOGIA DE ROSKAN¹

Em quase todos os aspectos, a metodologia proposta por Roskan (1985) coincide com aquela proposta por Torenbeek

Basicamente, a única diferença entre a metodologia de Torenbeek e a de Roskan é que, ao avaliar a questão do desenvolvimento de projeto de aeronaves, **Roskan** (1985) parte do princípio de que uma especificação de missão da aeronave em pauta deve estar disponível antes de se iniciar o projeto propriamente dito. Se, a partir de estudos preliminares, uma necessidade específica for encontrada, poder-se-á dar prosseguimento aos estudos com o desenvolvimento pleno da aeronave.

Parâmetros típicos que definem uma especificação de missão, são:

- ◊ carga útil e tipo de carga
- ◊ alcance
- ◊ velocidade de cruzeiro e altitude
- ◊ comprimento de pista para pouso e para decolagem
- ◊ reservas de combustível
- ◊ requisitos de razão de subida
- ◊ requisitos de manobrabilidade
- ◊ base de certificação (por exemplo: experimental, FAR Part 23, FAR Part 25 ou militar)

A Figura 2.8 reproduz um esquema proposto por Roskan mostrando a evolução de uma especificação de missão e sua relação com o projeto preliminar.

¹ Jan Roskan, norte americano, Professor da University of Kansas, foi aluno de Torenbeek em curso de pós-graduação.

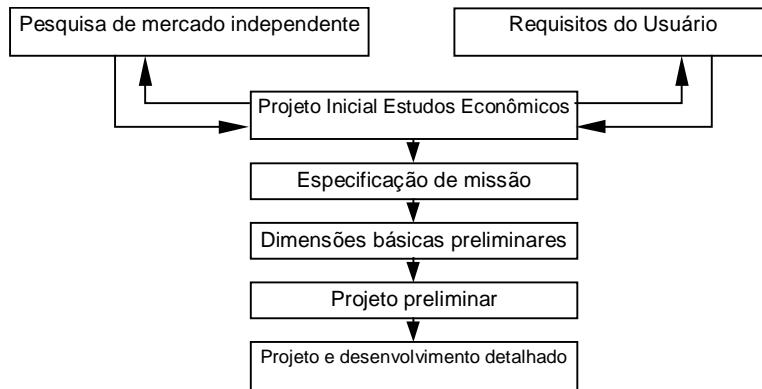


Figura 2.8 - Evolução de uma especificação de missão e sua relação com o projeto preliminar

Para o detalhamento do projeto preliminar, Roskan apresenta a Figura 2.9, reproduzida a seguir.

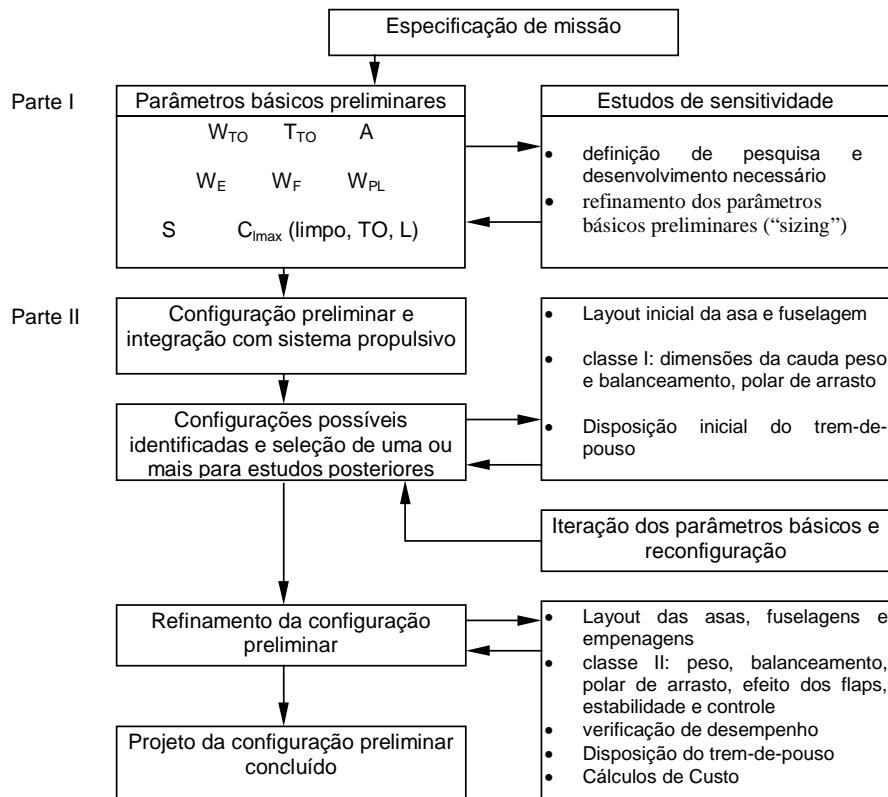


Figura 2.9 - O processo de projeto preliminar

2.2.4 SÍNTSE DA METODOLOGIA DE VANDAELE¹

Vandaele (1962), outro autor importante, divide o desenvolvimento do projeto de aeronaves nas quatro etapas mostradas na Figura 2.10.

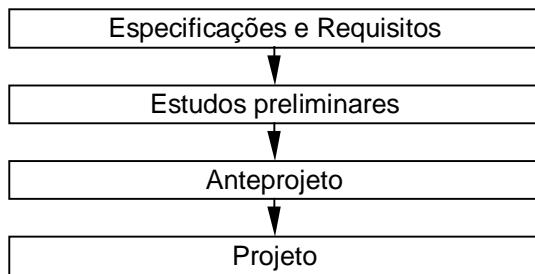


Figura 2.10 - Seqüência de atividades de projeto

Segundo Vandaele, as atividades de cada etapa não necessitam estar encerradas antes de se iniciar a próxima.

As “**especificações e requisitos**” são elaborados pelo futuro usuário, ou pelo fabricante da aeronave ou por ambos e, na maioria dos casos, com a colaboração do governo. O projetista-chefe recebe as especificações, medita sobre elas e reúne-se com seus colaboradores, discute e esclarece os diversos pontos de vista e orienta os primeiros passos do anteprojeto, principalmente a ordem de grandeza das características (dimensões) e de desempenho.

Esta fase compreende um conjunto de atividades que definem:

- ◊ as finalidades da nova aeronave (especificação de missão)
- ◊ as condições mínimas de aceitação do protótipo
- ◊ o desejo de se chegar a certos resultados
- ◊ os padrões a serem atendidos

Como “finalidades da aeronave”, Vandaele, indica:

¹ René Marie Vandaele, nascido na Bélgica, radicou-se no Brasil, tendo sido Professor de Projeto de Aeronaves no Instituto Tecnológico da Aeronáutica, do CTA, em São José dos Campos, de 1950 a 1974.

- ◊ a necessidade básica da delimitação das suas funções (aeronave de instrução básica, de instrução avançada, taxi aéreo, lazer, transporte leve, médio ou pesado, caça, ataque ao solo, bombardeiro, etc.)
- ◊ o tipo de apoio de infra-estrutura que a mesma necessitará, como, tipo de pista de pouso (asfaltada, gramada, de terra).

Como “condições mínimas de aceitação”, ele aponta:

- ◊ valor mínimo aceitável para a velocidade máxima
- ◊ valor mínimo aceitável para a velocidade de cruzeiro
- ◊ valor mínimo aceitável para a capacidade de carga
- ◊ valor mínimo aceitável para o alcance
- ◊ valor máximo aceitável para a velocidade de pouso, etc.

O “desejo de se chegar a certos resultados” pode ser subdividido em “itens pretendidos de desempenho” e “características gerais pretendidas”.

Como “itens pretendidos de desempenho”, Vandaele aponta:

- ◊ velocidade máxima
- ◊ velocidade de cruzeiro
- ◊ velocidade mínima
- ◊ capacidade de carga
- ◊ manobrabilidade, etc.

Já como “características pretendidas”, ele cita:

- ◊ simplicidade construtiva
- ◊ robustez

- ◊ manutenção simples (acesso simples)
- ◊ estilo
- ◊ baixo nível de ruído
- ◊ tipo de propulsão, etc.

Como “padrões a serem atendidos”, Vandaele enumera:

- ◊ normas técnicas obrigatórias
- ◊ padrões de operação
- ◊ padrões de segurança
- ◊ padrões de manutenção , etc.

Para a etapa de “**Estudos Preliminares**”, Vandaele apresenta o fluxograma da Figura 2.11.

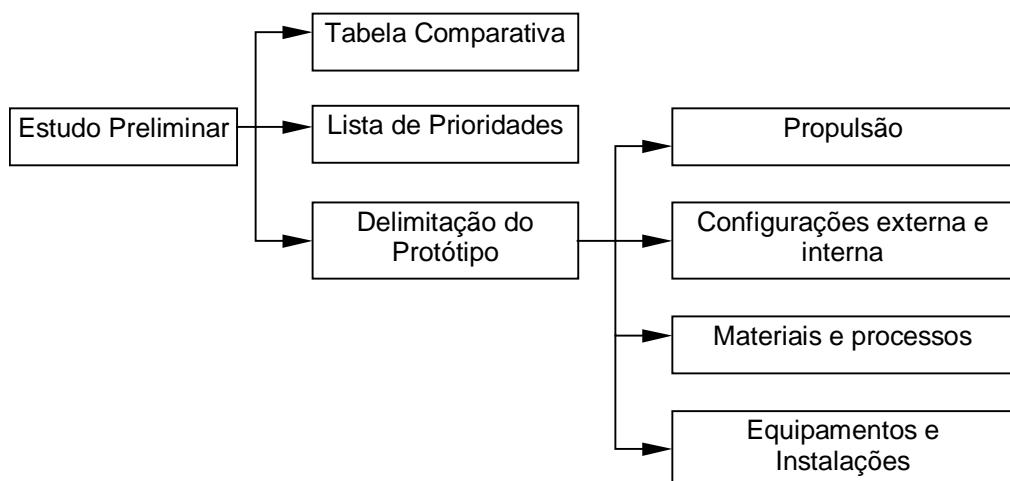


Figura 2.11 - Estudos preliminares

A *Tabela Comparativa* contém os parâmetros principais das aeronaves similares mais importantes. Torna-se interessante incluir nesta tabela algumas aeronaves não-similares que apresentem alguma característica interessante para comparação. A tabela deve conter parâmetros tais como: dimensões, potência, peso e carga, dados de desempenho, etc.

A *Lista de Prioridades* objetiva classificar, por ordem de importância, as qualidades que a aeronave projetada deve apresentar. O estabelecimento desta lista deve ser feito de acordo com as especificações e requisitos do cliente, as condições e possibilidades de fabricação, as condições de operação e a manutenção. Tal lista serve de árbitro quando, no decorrer do projeto, são apresentadas soluções alternativas para atender a um mesmo objetivo e influí na delimitação da aeronave. Ela é de suma importância já que, ao longo do projeto, é comum surgiram situações de compromisso, nas quais, para se ganhar num aspecto, há que se perder noutro. Manobrabilidade versus estabilidade, desempenho versus facilidade construtiva e eficiência versus custo são exemplos típicos de situação de compromisso.

A *Delimitação do Protótipo* objetiva especificar as características gerais do protótipo, isto é, escolher entre todas as possibilidades, elementos essenciais do protótipo, tais como: sua configuração externa, seu sistema de propulsão, os materiais estruturais, os processos de fabricação, o tipo de estrutura, os instrumentos e equipamentos a serem utilizados. A experiência e a intuição do projetista têm uma grande influência sobre o valor das decisões tomadas. A delimitação é concluída após um intenso trabalho de rascunhos, avaliações e cálculos preliminares.

Ainda dentro da etapa de “Estudos Preliminares” são feitos os seguintes cálculos prévios: aerodinâmicos, estruturais, dos custos, dos prazos de fabricação do protótipo, do tempo gasto com a homologação, dos espaços necessários para a fabricação.

Para a etapa seguinte, ou seja, o “Anteprojeto”, Vandaele apresenta o esquema da Figura 2.12.

Dentro desta fase são elaboradas as maquetes para ensaios aerodinâmicos cuja finalidade é determinar as curvas de sustentação e arrasto bem como as condições de estabilidade da aeronave em diversas configurações: i) com e sem efeito de propulsão, ii) com e sem efeito dos comandos, iii) com e sem efeito dos flaps e iv) com e sem efeito do trem-de-pouso. Os resultados destes ensaios são confrontados com os cálculos preliminares.

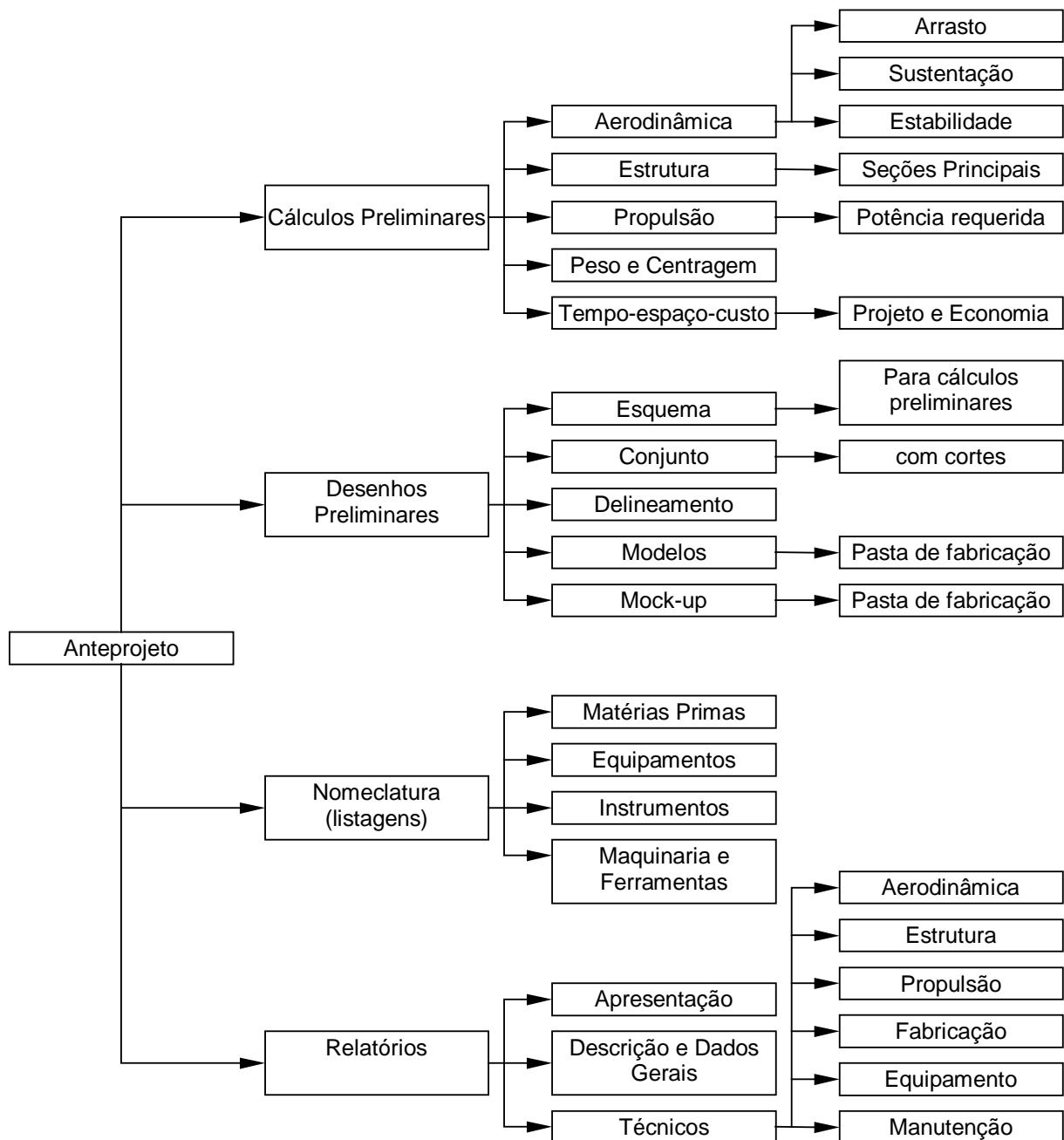


Figura 2.12 - Anteprojeto

Maquetes de acomodação (*mock-ups*) são executadas nesta etapa visando realizar uma análise ergonômica da cabine: o acesso fácil aos comandos por pilotos de elevada e pequena estatura, a disposição dos comandos, o *layout* do painel, etc. É comum, também, fazerem-se *mock-ups* de regiões mecanicamente complicadas como o trem-de-pouso e seu sistema de comando e alojamento.

Visando a obtenção de informações e troca de pontos de vista, durante a elaboração do anteprojeto, são estabelecidos contatos com centros de pesquisas, com fornecedores de matérias primas, equipamentos e instrumentos, com usuários (empresas de transporte aéreo, aviação militar e representantes) e com especialistas diversos.

Relatórios elaborados pela equipe fornecem as informações necessárias para: i) julgar a viabilidade do protótipo, ii) avaliar se as especificações e requisitos estão sendo respeitados e a lista de prioridades obedecida, iii) verificar se as estimativas de peso e centragem estão aceitáveis, iv) avaliar a validade das alternativas (configuração externa e interna, tipo de estrutura, sistema propulsivo, instalações, equipamentos, métodos de fabricação, etc.) e v) avaliar os recursos financeiros e o prazo para a sua execução.

Com a elaboração do anteprojeto, chega-se à definição das dimensões, pesos, desempenho, custo e prazo para execução do protótipo, bem como dos espaços físicos necessários (escritórios, oficinas, demais dependências) para sua construção.

Terminado o anteprojeto, passa-se à última etapa: o “**Projeto**” propriamente dito.

Segundo Vandaele, o projeto em si é uma continuação do anteprojeto, que compreende o detalhamento dos conjuntos, subconjuntos e peças, cálculos de peso e centragem mais apurados, cálculos aerodinâmicos, de estabilidade e controle e de desempenho mais aprimorados. Os cálculos estruturais, por sua vez, são estendidos aos subconjuntos e peças.

O projeto é uma atividade caracterizada pelo trabalho contínuo de aproximações sucessivas: calculam-se parâmetros que afetam outros parâmetros, que por sua vez, num processo de realimentação, voltam a afetar os primeiros, obrigando a freqüentes revisões das partes já elaboradas do projeto.

Conflitantemente, declara Vandaele, na prática, um anteprojeto deve ser executado rapidamente não havendo tempo para demorados estudos preliminares de alternativas diferentes. Para isto, é necessário que o projetista tenha idéias claras e precisas quanto às disposições gerais da aeronave e saiba decidir rapidamente entre as diversas soluções exequíveis.

Assim, o projetista deve conhecer os princípios gerais das seguintes ciências e técnicas:

- i) Mecânica geral (estática, dinâmica e cinemática)
- ii) Desenho técnico
- iii) Materiais aplicados à construção aeronáutica
- iv) Tecnologia de fabricação
- v) Termodinâmica (para grupo motopropulsor e para célula quando em regime supersônico)
- vi) Teoria das estruturas
- vii) Propulsão
- viii) Fisiologia (aplicada aos vôos na atmosfera e no espaço)
- ix) Infra-estrutura (aeroportos e demais dependências no solo para manutenção e reparos)
- x) Economia (estudos de custo de produção, de operação, e de viabilidade econômica)

Vandaele completa sua metodologia apontando quais devem ser as principais características de um projetista-chefe:

- i) Entusiasmo : para motivar o pessoal da Divisão de Protótipos
- ii) Conhecimento técnico : ter uma boa visão geral de aerodinâmica, estruturas, propulsão, construção de protótipos, fabricação em série, ensaios no solo e em vôo, economia (saber entrar no detalhe de um item particular sem ter por isto o espírito de detalhe que esconde a visão do conjunto).
- iii) Compreensão rápida : saber compreender os pontos de vista de cada um dos colaboradores e achar rapidamente uma solução viável.

- iv) Colaboração : saber colaborar e isto implicando em encorajar a iniciativa dos colaboradores e deixar a cada um a honra de suas contribuições.
- v) Intuição e Habilidade de criação : isto porque um projeto comporta sempre uma parte de invenção ou, pelo menos, de espírito inventivo, bem como o sentido das proporções (estética).
- vi) Coragem em suas opiniões : colaboração não quer dizer que o projetista-chefe deve abandonar suas próprias idéias quando ele achar honestamente que elas são melhores que as de seus colaboradores. Neste caso, ele deve defender suas idéias com energia e sabedoria. Aliás, o projeto deve ter um eixo-diretor, e este é o projetista-chefe.

2.3 COMENTÁRIOS

A fim de facilitar a comparação das quatro metodologias apresentadas, podem-se fazer os seguintes comentários:

- i) Raymer atendendo a uma solicitação do AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.) na série "Educational", apresenta uma visão conceitual do projeto de aeronaves. Trata-se de uma abordagem metódica e pragmática, incluindo o atendimento a normas e requisitos, com uma quantidade elevada de exemplos de aplicação. Também aborda aviões civis e militares, tanto subsônicos quanto supersônicos.
- ii) Torenbeek, sendo professor universitário, apresenta um estudo acadêmico, com o projeto centrado nas ciências aeronáuticas e sem descurar do atendimento às normas pertinentes. Seu trabalho, bastante detalhado, é voltado exclusivamente para a aviação civil, englobando aeronaves de pequeno, médio e grande porte em regime subsônico, mantendo a preocupação com o aspecto econômico do projeto.
- iii) Roskan, como ex-aluno de Torenbeek e também professor universitário, apresenta uma abordagem acadêmica do projeto, porém com uma visão mais pragmática, entrando com maior profundidade no atendimento aos requisitos e dando exemplos de aplicação prática referente aos diversos estágios do desenvolvimento do projeto. Analisa não apenas aeronaves de pequeno, médio e grande porte civis mas também militares, tanto subsônicas quanto supersônicas.

- iv) Vandaele aborda o projeto de aeronaves civis de pequeno e médio porte em regime subsônico. Não aborda requisitos e aeronaves militares. Faz uma abordagem metodológica, conceitual e didática deste ramo das ciências. Demonstra uma preocupação com o trinômio projeto/fabricação/viabilidade econômica.

O trabalho destes quatro autores têm sido usados tanto para orientação de projetos propriamente ditos quanto para ensino em cursos de engenharia aeronáutica.

Uma importante contribuição em campo específico deve-se a Frati (1946) que faz uma abordagem detalhada e didática, ao mesmo tempo conceitual e pragmática do projeto de planadores. Sua contribuição tem repercutido no desenvolvimento de aeronaves motorizadas leves, onde a estética e as qualidades de vôo são alçadas a níveis extremamente elevados, influenciando projetistas europeus, americanos e brasileiros.

2.4 A METODOLOGIA PROPOSTA

A seguir, apresenta-se uma metodologia particularizada para o projeto de aeronaves leves subsônicas. Trata-se de um trabalho que considera as metodologias de Raymer, Torenbeek, Roskan e Vandaele, acrescidas de contribuições extraídas de outros autores e alicerçado em características e idéias próprias desenvolvidas pelo autor no Centro de Estudos Aeronáuticos ao longo dos últimos anos.

3 UMA METODOLOGIA PARA O DESENVOLVIMENTO DE PROJETO DE AERONAVES LEVES SUBSÔNICAS

3.1 INTRODUÇÃO

No presente capítulo propõe-se uma metodologia alternativa de desenvolvimento de projeto de aeronaves, direcionada para aeronaves leves subsônicas. Conforme já mencionado, trata-se de uma metodologia com semelhanças com as quatro metodologias apresentadas no Capítulo 2, porém, com algumas inovações baseadas na experiência adquirida com os projetos desenvolvidos no Centro de Estudos Aeronáuticos da EEUUFMG ao longo de quatro décadas (CB-1 *Gaivota*, CB-2 *Minuano*, CB-7 *Vesper*; CB-9 *Curumim*).

No aspecto geral, a principal diferença da presente metodologia está na sua sistematização, a qual permite que a metodologia seja utilizada como um roteiro seqüenciado de projeto.

Algumas atividades específicas do desenvolvimento de um projeto, ausentes nas metodologias anteriores, são incluídas, enquanto outras são apresentadas de uma forma própria.

3.2 DESENVOLVIMENTO DE UMA AERONAVE

O desenvolvimento de uma aeronave, se se considerar o processo completo, até a sua liberação para o vôo, pode ser dividido nas seguintes etapas principais:

- 1) Especificações e Requisitos (ou "requisitos")
- 2) Estudos Preliminares (ou "projeto conceitual")
- 3) Anteprojeto (ou "projeto preliminar")
- 4) Projeto (ou "projeto detalhado")
- 5) Fabricação
- 6) Ensaios no solo
- 7) Ensaios em vôo

As quatro primeiras etapas, acompanhando as metodologias apresentadas no Capítulo 2, abrangem o desenvolvimento do projeto propriamente dito. As demais, incluem as atividades de fabricação e ensaio da aeronave.

Cronologicamente, estas etapas se dispõem como na Figura 3.1.

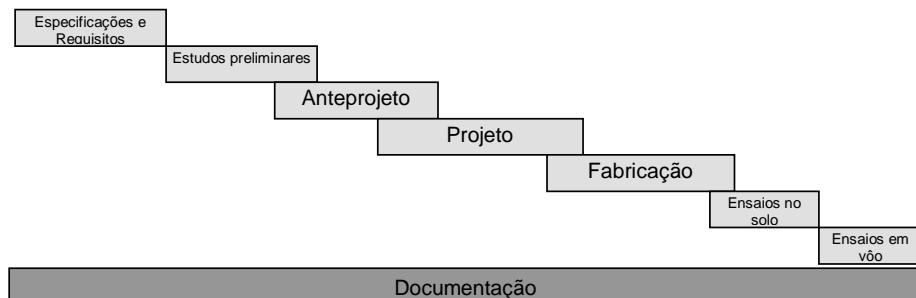


Figura 3.1 - Disposição das etapas do desenvolvimento de aeronaves

Note que algumas etapas se sobrepõe cronologicamente, enquanto outras não. Em particular, antes mesmo de concluir o projeto, algumas atividades de fabricação já são realizadas.

Embora o desenvolvimento do projeto, a princípio, se limite às quatro primeiras etapas, é comum algumas dificuldades serem identificadas durante a fabricação ou

durante os ensaios, provocando alterações no projeto. Daí a relevância de se apresentar o desenvolvimento completo da aeronave, conforme a Figura 3.1.

As quatro primeiras etapas, correspondentes ao desenvolvimento do projeto propriamente dito, serão detalhadas ao longo do presente capítulo.

3.3 ETAPAS DO DESENVOLVIMENTO DO PROJETO

A etapa *Especificações e Requisitos* é subdividida em cinco, conforme mostra a Figura 3.2.

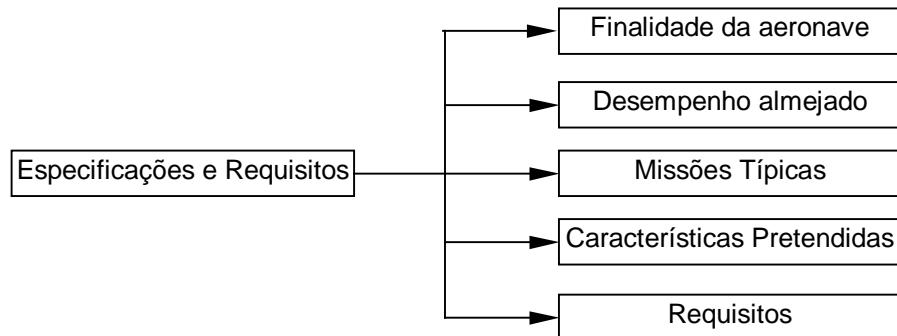


Figura 3.2 – Apresentação esquemática da etapa de *Especificações e Requisitos*

Já a etapa *Estudos Preliminares* é constituída de três subdivisões, a saber, i) *Métodos Comparativos*; ii) *Lista de Prioridades*; e iii) *Delimitação do Projeto*, conforme mostrado na Figura 3.3. A subdivisão *Métodos Comparativos*, em particular, se desmembra em cinco itens, enquanto a subdivisão *Delimitação do Projeto* se faz em sete itens, um dos quais (*Estimativa dos parâmetros básicos*) se desmembra em três.

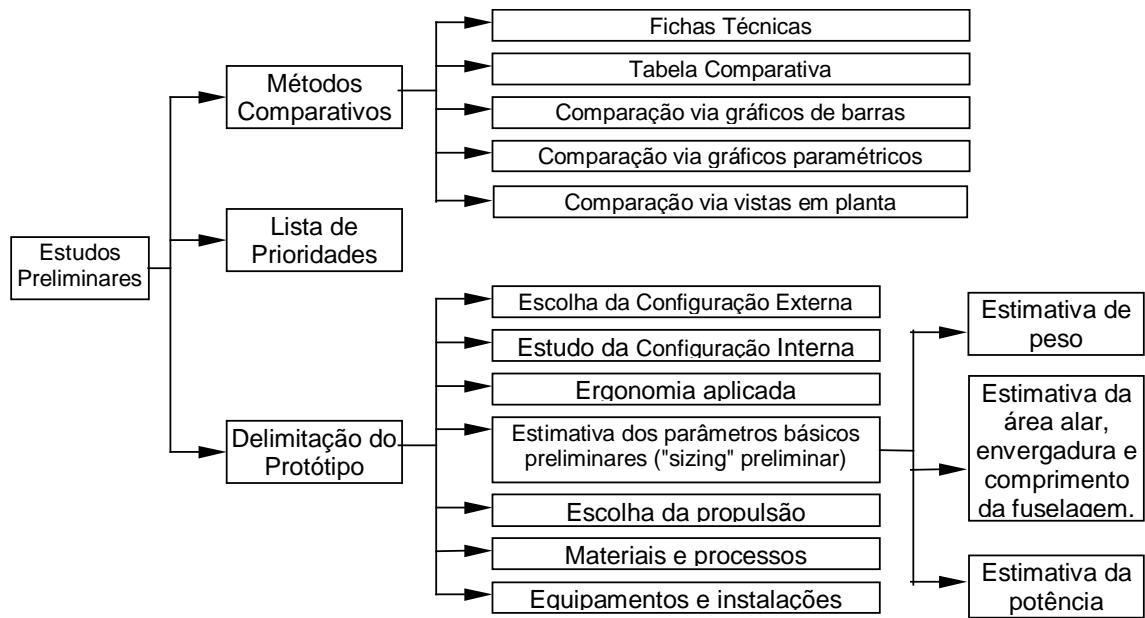


Figura 3.3 - Apresentação esquemática da etapa de *Estudos Preliminares*

A etapa *Anteprojeto*, por sua vez, constitui-se das onze subdivisões mostradas na Figura 3.4.

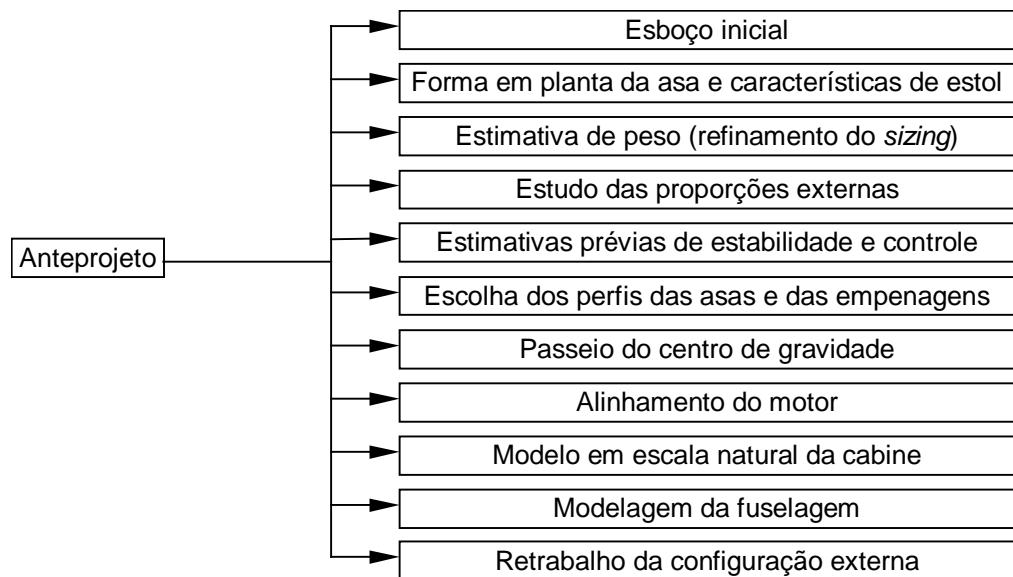


Figura 3.4 - Apresentação esquemática da etapa *Anteprojeto*

Finalmente, a etapa *Projeto* é composta das sete subdivisões apresentadas na Figura 3.5. Onde a subdivisão *Desenhos Detalhados* se desmembra em quatro itens.

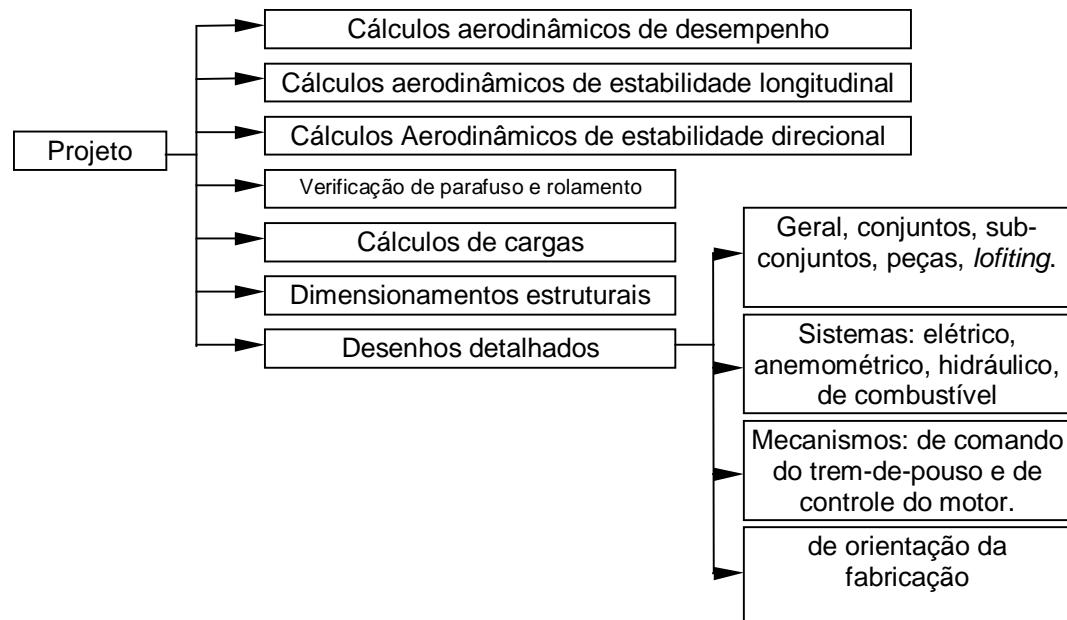


Figura 3.5 - Apresentação esquemática da etapa *Projeto*

Comparando-se os esquemas descritos desde a Figura 3.1 até a Figura 3.5 com a síntese apresentada no Capítulo 2, pode-se notar que a presente metodologia está correlacionada, mais proximamente, com a metodologia de Vandaele. Por outro lado, o conceito de *Tabela Comparativa* introduzido por Vandaele, aparece substituído pelo conceito mais geral de *Métodos Comparativos*, do qual a *Tabela Comparativa* representa apenas o primeiro item. Também, a *Delimitação do Projeto* é ampliada, incluindo-se os itens *Ergonomia* e *Estimativa dos Parâmetros Básicos*.

Comentários detalhados sobre as inovações introduzidas com a presente metodologia serão feitos no final do trabalho.

3.4 ESPECIFICAÇÕES E REQUISISTOS

Conforme o esquema da Figura 3.2, a etapa *Especificações e Requisitos* se subdivide em: i) finalidade da aeronave; ii) missões típicas; iii) desempenho almejado; iv) características pretendidas e v) requisitos.

3.4.1 FINALIDADE DA AERONAVE

A equipe de projeto deve ter em mente, bem especificamente: i) qual será a finalidade da aeronave, ou seja, qual será a utilização típica da aeronave a ser projetada; ii) qual será a infra-estrutura para operar a aeronave.

No caso geral, como finalidade da aeronave tem-se: instrução básica, instrução avançada, táxi aéreo, lazer, caça, ataque ao solo, transporte médio, transporte pesado, bombardeiro, caça *invisível* ao radar, etc. As vezes, algumas combinações de funções podem ser atendidas num mesmo projeto, como: caça e ataque ao solo, instrução básica e acrobática (limitada), instrução avançada (*IFR*) e táxi aéreo, avião de carga e de passageiros, etc. A equipe de projeto deve definir, limitar, circunscrever claramente qual opção ou combinação será adotada.

Quanto à infra-estrutura necessária, tem-se: pistas longas asfaltadas, pistas asfaltados de tamanho médio, pistas curtas não preparadas; pistas com risco de ingestão acidental de objetos, etc. O nível de ruído máximo admitido também deve ser considerado.

No caso específico de aeronaves leves subsônicas, a finalidade da aeronave se restringe a: instrução básica, instrução avançada (acrobática), transporte pessoal, lazer e esportiva. Quanto a infra-estrutura necessária para aeronaves leves, tem-se: pistas asfaltadas de tamanho médio, pistas de grama, pistas de terra curtas, operação de pouso e decolagem na água.

Note que, algumas finalidades são mais restritivas quanto a infra-estrutura necessária do que outras. Por exemplo: uma aeronave projetada para pistas curtas de terra não terá nenhum problema em operar em pistas longas asfaltadas. Já aeronaves projetadas para pistas longas asfaltadas muito dificilmente poderão operar em pistas curtas não preparadas.

3.4.2 MISSÕES TÍPICAS

A partir da finalidade da aeronave, deve-se definir quais missões típicas esta deverá estar apta a executar. Para cada tipo de missão deverão ser especificados os tempos gastos e os respectivos consumos de combustível para:

- i) partida, taxiamento e decolagem
- ii) subida até a altitude de operação
- iii) navegação
- iv) descida normal
- v) tráfego e pouso

No caso de missão de treinamento acrobático, o item *navegação* deverá ser substituído por: mergulho com potência até V_{NE} seguida de manobras acrobáticas.

3.4.3 DESEMPENHO ALMEJADO

Neste segmento, a equipe de projeto, deverá especificar quais metas de desempenho deverão ser atingidas. As metas de desempenho mais comuns são: i) velocidade máxima em vôo nivelado; ii) velocidade de cruzeiro a 85% (ou 75%, ou 65%) da potência máxima; iii) velocidade de estol com flapes; iv) razão máxima de subida; v) distâncias de decolagem e de pouso; vi) alcance máximo; vii) autonomia máxima; viii) teto máximo; ix) manobras acrobáticas permitidas.

A prática mais comum é eleger um destes itens como prioritário, que deve ser maximizado (ou minimizado), sem negligenciar os demais.

Modernamente, existem índices de desempenho que consideram a combinação de mais de um item (Seeley, 1993). Assim, o *CAFE Challenge* prioriza máxima capacidade de carga com máxima velocidade de cruzeiro e mínimo consumo. Já o *CAFE Triaviathon* prioriza velocidade máxima com máxima razão de subida e mínima velocidade de estol. Propostos pela *EAA (Experimental Aircraft Association)*, o primeiro visa a otimização de capacidade de transporte de carga, enquanto o segundo visa a

otimização da esportividade da aeronave (*exhilaration factor*). Estes índices serão considerados adiante.

3.4.4 CARACTERÍSTICAS PRETENDIDAS

A equipe de projeto deverá definir, nesta etapa, quais características a aeronave deverá atender, como:

- ◊ Nível de elaboração construtiva
- ◊ Custo final da aeronave
- ◊ Exigências de manutenção
- ◊ Características de vôo lento
- ◊ Qualidades de vôo
- ◊ Relação velocidade máxima/velocidade de estol (Elasticidade do vôo)
- ◊ Faixa de alcance e de autonomia
- ◊ Materiais a serem utilizados
- ◊ Nível de segurança passiva (*crashworthiness*)
- ◊ Estilo

Posteriormente, na fase dos *Estudos Preliminares*, estas características serão dispostas segundo uma ordem de prioridade.

3.4.5 REQUISITOS

A equipe de projeto deverá analisar as normas técnicas passíveis de serem adotadas e optar pela mais adequada ao caso. No caso de aeronaves desenvolvidas no Brasil, deve-se obedecer aos requisitos *RBHA* (Requisitos Brasileiros de Homologação de Aeronaves). Normalmente, os *RBHA* remetem às principais normas internacionais: *FAR* (Federal Aircraft Regulations), originária dos Estados Unidos da América e *JAR* (Joint Airworthiness Regulations), de procedência européia.

Para aeronaves de pequeno porte, não pressurizadas, as seguintes normas são aplicáveis:

- ◊ FAR - Part 23
- ◊ JAR-VLA

O *FAR - Part 23* engloba quatro categorias: i) *normal*; ii) *utilitária*; iii) *acrobática* e iv) *commuter*. A categoria *normal* se aplica a aeronaves com 11 assentos ou menos e peso máximo de decolagem de $5.670kg$ ($12.500lb$), não sendo permitidas manobras acrobáticas. A categoria *utilitária* aplica-se também para aeronaves com 11 assentos ou menos e peso máximo de $5.670kg$, porém, permitindo um número limitado de figuras acrobáticas. A categoria *acrobática* também se destina a aeronaves com 11 assentos ou menos e peso máximo de $5.670kg$, permitindo acrobacias sem restrições. A categoria *commuter* destina-se a aeronaves propelidas a hélice, multimotoras, para 21 assentos ou menos e peso máximo de decolagem de $8.620kg$ ($19.000lb$), não permitindo manobras acrobáticas.

O *JAR-VLA* é dedicado a aeronaves bem menores e apresenta as seguintes restrições: i) no máximo dois assentos; ii) peso máximo de decolagem até $750kg$; iii) velocidade de estol não superior a *45 nós* ($83km/h$); iv) aeronaves com um único motor; v) razão de subida não inferior a $2m/s$ ($400ft/min$) e vi) distância de decolagem com obstáculo de $15m$ não superior a $500m$. A operação é restrita a vôos diurnos e *VFR* (*Visual Flight Reference*), ficando impedido o vôo por instrumentos.

3.5 ESTUDOS PRELIMINARES

Conforme já mencionado, nesta etapa (denominada por Torenbeck (1981), Raymer (1989) e Roskan (1985) como “Projeto Conceitual”) são elaborados os seguintes itens:

- i) Lista de Prioridades
- ii) Métodos Comparativos (inclui as Tabelas Comparativas)
- iii) Delimitações do Protótipo

3.5.1 LISTA DE PRIORIDADES

Ao se desenvolver um projeto novo, é comum existirem parâmetros antagônicos entre os quais se deverá priorizar um em detrimento de outro. Assim, alto desempenho aerodinâmico se opõe à facilidade construtiva; elevado índice de comodidade da tripulação (cabine ampla) se opõe a desempenho elevado; alta segurança passiva (por exemplo, cabine mais resistente) implica em aumento de peso opondo-se ao aumento de desempenho, etc.

A associação da finalidade básica da aeronave com a filosofia adotada para o projeto, definirá quais parâmetros devem ser beneficiados e quais penalizados.

Entre as filosofias possíveis, pode-se citar:

A) Projeto visando facilidade construtiva:

Os fatores abaixo conduzem a este presente objetivo:

- ◊ asa e empenagens retangulares em vez de afiladas (um único molde servirá para se executar todas as nervuras, enquanto asas e empenagens afiladas pedem um molde por nervura).
- ◊ fuselagem de seção poligonal, em vez de curvilínea (cavernas poligonais são muito mais fáceis de se executar que as curvilíneas).
- ◊ trem-de-pouso fixo, em vez de retrátil (o fixo apresenta um número muito menor de peças e com menor de complexidade).

- ◊ perfis com bordos de fuga retilíneo em vez de curvos (facilita a construção das nervuras).
- ◊ construção sem moldes, para o caso de aeronaves construídas em materiais compostos (é muito mais fácil que aquela com uso de moldes¹).

Todos os fatores acima operam a favor da facilidade construtiva e em detrimento do desempenho global da aeronave, bem como de seu aspecto estético.

Outros fatores, com menor influência, também podem ser mencionados, como:

- ◊ ferragens idênticas, tanto para o lado direito quanto para o lado esquerdo da aeronave (esta solução deve ser sempre buscada ainda que, nem sempre, seja possível).
- ◊ ferragens com mais de uma função como, por exemplo, ferragens de suporte do berço do motor e, ao mesmo tempo, da bequilha; ferragens de articulação e, ao mesmo tempo, comando de aileron (no caso, além de ser mais simples que fabricar duas ferragens, tem-se, também, uma importante redução de peso).
- ◊ peças com processo de fabricação mais simples, sempre que possível (por exemplo, optar no projeto, se possível, para peças torneadas em vez de fresadas).
- ◊ minimizar o número de processos de fabricação de uma peça (por exemplo, adotar peças simplesmente usinadas em vez de soldadas e usinadas). Este é o caso da evolução das ferragens de pequena espessura com arruelas soldadas (no ponto de aplicação de forças) que deram lugar a outras de maior espessura e furos de alívio de peso.

B) Projeto visando ganhos de desempenho:

Para tal deve-se buscar soluções como as seguintes:

¹ A execução de moldes é laboriosa, cara e demorada, só se justificando, normalmente, para produções em série.

- ◊ minimização da área frontal da fuselagem, preservando-se a ergonomia.
- ◊ minimização da área alar (garantindo-se o limite adequado de velocidade de estol e, portanto, de velocidade de pouso).
- ◊ adoção de sistemas de hipersustentação.
- ◊ minimização da área molhada (fuselagem adelgazando após a região da cabine; áreas de empenagens minimizadas, respeitadas as condições de governabilidade, especialmente durante o pouso).
- ◊ adoção de asas e empenagens afiladas, em vez de retangulares (menor arrasto induzido).
- ◊ adoção de perfis laminares, em lugar dos não-laminares.
- ◊ fuselagem com seções curvilíneas, em vez de poligonais.
- ◊ trem-de-pouso escamoteável, em vez de fixo.
- ◊ adoção de fabricação *em moldes* em vez de *sem-moldes*, se a fabricação for em materiais compostos (com a fabricação *em moldes* o acabamento superficial da aeronave pronta se torna muito melhor).
- ◊ adoção de configurações que minimizem o arrasto de interferência (uso de carenagens entre a asa e a fuselagem, empenagem horizontal em *T*, etc.).
- ◊ eliminação de protuberâncias como domos, antenas externas, ferragens e articulações salientes.
- ◊ otimização das entradas, percursos e saídas de ar de arrefecimento do motor, visando minimizar o arrasto de coleta.
- ◊ elaboração criteriosa dos formatos externos dos corpos fuselados (fuselagem, naceles dos motores, polainas de rodas, etc.), visando evitar regiões com descolamento aerodinâmico em vôo nivelado.

C) Projeto visando facilidade de manutenção:

Para tal os seguintes cuidados devem ser observados:

C.1) acessibilidade:

- ◊ previsão de acesso fácil às diversas partes do motor
- ◊ instalação judiciosa dos equipamentos de forma tal que um não impeça a retirada do outro.
- ◊ previsão de espaço para entrada de ferramentas e da mão do operador
- ◊ previsão de postura adequada do operador ao dar manutenção às diversas partes da aeronave (ausência da necessidade de “contorsionismos”).
- ◊ instalação de janelas de inspeção ou de painéis removíveis em pontos convenientes.
- ◊ previsão de acesso à parte posterior do painel de instrumentos.

C.2) desmontabilidade:

- ◊ previsão de espaço para deslocamento da peça após sua soltura, visando sua remoção (espaço para saída de magnetos, alternador, filtro de óleo, etc.)
- ◊ peças com previsão de manutenção periódica devem ter suas fixações via uniões desmontáveis (por exemplo, devem ser usados parafusos e não rebites ou colas).

C.3) padronização:

- ◊ elementos como parafusos, arruelas, porcas, pinos, rebites, uniões roscadas para tubulação, esticadores, roldanas, terminais rotulares, rolamentos, etc., devem ser padronizados (optando-se, dentre estes, pelos mais comuns),

C.4) possibilidade de acoplamento rápido:

- ◊ utilização de sistemas de “engate rápido” em partes onde haja previsão de desmontagens freqüentes (por exemplo, o uso de *Dzus*¹ nas tampas do capô do motor).

C.5) uso de materiais resistentes aos agentes externos:

- ◊ utilização de materiais resistentes à corrosão ou de protetores superficiais (tintas, vernizes e tratamentos eletro-químicos).
- ◊ utilização de materiais resistentes ao calor (nas juntas do escapamento, na parede de fogo, etc.)

D) Projeto visando segurança operacional:

D.1) montagens à prova de falha:

- ◊ utilização de cores ou de punctionamentos para orientar a remontagem da peça na mesma posição que se encontrava anteriormente.
- ◊ colocação de elementos diferenciadores em peças cuja instalação seja suscetível de erros (por exemplo, adotar parafusos com diâmetros diferentes para posições simétricas²).
- ◊ utilização de “conexões automáticas” (dispositivos que garantam automaticamente, durante a montagem da aeronave, o acoplamento seguro de componentes móveis de comando sem a possibilidade de engate incorreto).

D.2) segurança operacional:

- ◊ escolha adequada dos perfis da raiz e da ponta da asa, da forma em planta da mesma e de sua torção geométrica, visando características de estol

¹ Dzus - fixador aeronáutico de soltura rápida

² Note que, a utilização de parafusos com diâmetros diferentes em posições simétricas ou uma ligeira alteração no posicionamento de parafusos de mesmo diâmetro, quebrando a simetria, atendem ao mesmo propósito. Entretanto, a segunda opção é mais favorável do ponto de vista da padronização.

suave, gradativo e que mantenha controlabilidade durante a perda de sustentação.

- ◊ utilização de trem-de-pousos triciclo (e não, convencional) pelo fato deste promover um pouso muito mais fácil que o segundo.

D.3) sistemas redundantes:

- ◊ utilização de acionamento duplo do trem-de-pousos (elétrico e manual, hidráulico e por gravidade, etc.).
- ◊ utilização de bomba elétrica de combustível em paralelo com a bomba mecânica.
- ◊ utilização de ignição dupla (dois sistemas independentes), em vez de ignição simples.

D.4) travas de segurança:

- ◊ uso de trava para o trem-de-pousos (retrátil) à prova de acelerações normais maiores que a unidade ($g > 1$).
- ◊ travas múltiplas para as portas e janelas à prova de abertura em vôo.

E) Projeto visando facilidade de transporte oficina/aeroporto/oficina:

Grande parte das aeronaves leves são construídas distantes de aeroportos forçando o seu transporte através de ruas e estradas. Assim, muitos projetos de aeronaves leves são elaborados visando a facilidade de transporte em terra. Para tal, quatro alternativas básicas de desmonte são comumente adotadas:

E.1) Asas e empenagem horizontal destacáveis, como na Figura 3.6:

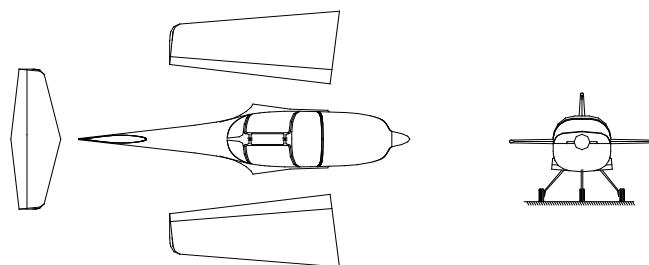


Figura 3.6 - Esquema de construção com asas e empenagens destacáveis

E.2) Pontas das asas destacáveis, como na Figura 3.7:

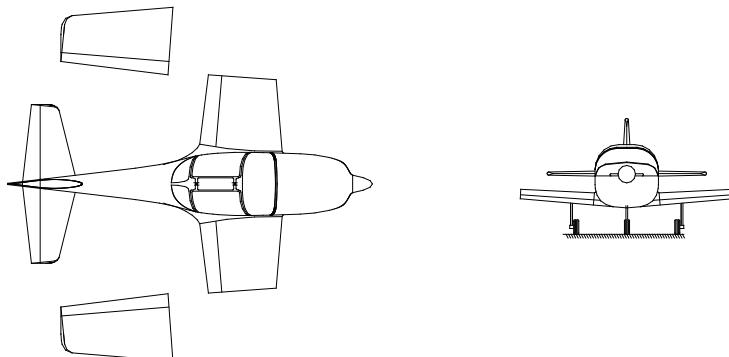


Figura 3.7 - Esquema de construção com pontas das asas destacáveis

E.3) Cone de cauda (incluindo empenagens) destacável, como na Figura 3.8:

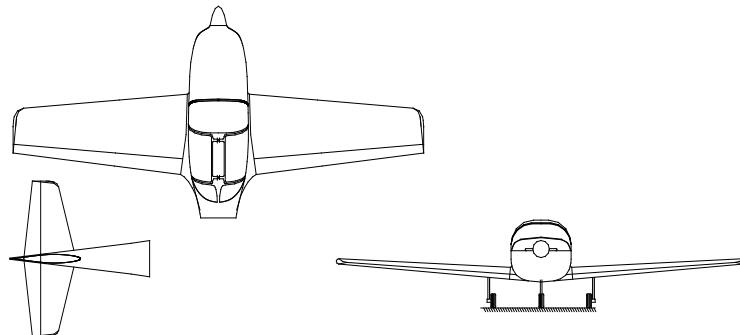


Figura 3.8 - Esquema de construção com cone de cauda destacável

E.4) Asa inteiriça destacável, como na Figura 3.9:

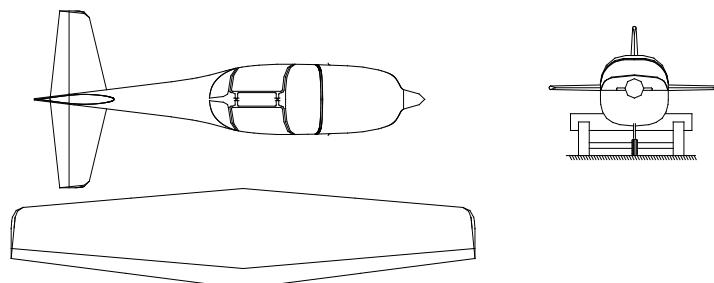


Figura 3.9 - Esquema de construção com asa destacável

Para os casos onde são previstas montagens e desmontagens freqüentes e transportes por terra amiúde, como no caso dos planadores, a solução E.1 é a mais indicada por permitir o uso de veículo de reboque (*trailer*) de pequena largura.

Para os casos onde estas desmontagens e transportes só se efetuarão raramente (caso de aviões) as soluções E.2 , E.3 e E.4 são usadas freqüentemente. A solução E.3 é,

entre todas, a construtivamente mais simples, ainda que a mais problemática quanto ao transporte.

Recomenda-se que a largura máxima da aeronave desmontada não ultrapasse 3 metros¹.

3.5.1.1 ESCALONAMENTO DE PRIORIDADES

Uma vez definida a filosofia do projeto, a equipe de projeto deve elaborar uma lista escalonada das prioridades a serem atendidas. Este escalonamento irá influenciar fortemente todos os aspectos do projeto: as configurações externa e interna da aeronave, suas dimensões, sua potência, seu nível de elaboração construtiva, os materiais a serem empregados, as soluções construtivas a serem adotadas, a quantidade de máquinas operatrizes e ferramentas a serem utilizadas na fabricação, o tempo de fabricação do protótipo (e de cada unidade em produção seriada, se for o caso), o seu custo, etc.

Com a elaboração da lista de prioridades, a equipe de projeto poderá adequar o projeto às prioridades estabelecidas, da melhor maneira possível.

3.5.2 MÉTODOS COMPARATIVOS

De acordo com Kovacs² (1986), o desenvolvimento de aeronaves é uma atividade “diretamente influenciada pelas características e desempenho dos aviões existentes e disponíveis”.

Embora, conforme menciona Kovacs (1986), “os projetistas - de vocação - são e devem ser espontaneamente, intuitivamente e entusiasticamente inovadores”, nenhuma concepção de aeronave parte do nada. O exame aprofundado do *estado da arte*, isto é, do universo das aeronaves existentes, é fundamental para o novo projeto.

¹ No caso de largura superior a 3 metros, será necessária uma autorização especial para tráfego nas rodovias.

² Joseph Kovacs, húngaro, naturalizado brasileiro, famoso projetista de aeronaves, criador de excelentes aviões como o T-25 “Universal”, T-27 “Tucano”, K-51 “Peregrino” e outros projetos menos conhecidos.

Com este objetivo, é conveniente a elaboração de tabelas, gráficos, fichas, etc., nos quais comparecem uma série de aeronaves a serem analisadas com suas características básicas: dimensões, áreas, pesos, parâmetros de desempenho, perfis utilizados, potência e tipo de motor, materiais empregados, etc.

Este levantamento será muito valioso à equipe de projeto para o estabelecimento dos parâmetros básicos da nova aeronave, via comparação, análise das tendências, interpolação ou extração.

O objetivo deste levantamento não é “engessar” o projeto, mas permitir que, através de comparações, perceba-se algumas tendências, podendo-se assim extrapolar alguns parâmetros visando obter um produto melhor nas características que se busca otimizar.

Os *Métodos Comparativos* não levam, necessariamente, a um bom projeto, mas orientam o projetista na busca por um projeto melhor. De fato, o simples uso de valores médios das características levantadas não levaria a um produto de excelência, mas, simplesmente, a uma aeronave mediana, ou mesmo, medíocre, entre seus contemporâneos. Nem mesmo o uso de extração dos valores tabelados, ainda que seguindo a tendência histórica, por si só, é suficiente para garantir o sucesso de um novo projeto.

Há que se contar com valores técnicos não considerados em projetos anteriores e valores não quantificáveis, subjetivos, guiados pelo talento do projetista: a intuição, o bom senso, o dom artístico (o senso do belo).

Todo projeto bem sucedido é fruto da associação da *técnica* com a *arte*, do casamento do *conhecimento* com o *talento*, da fusão do *ponderável* com o *imponderável*, do enlace do *estruturar* com o *esculpir*¹.

As informações que perfazem os *Métodos Comparativos* podem ser organizadas pelos seguintes meios:

- i) Fichas técnicas dos aviões com fotos e três vistas.

¹ É interessante notar que a palavra grega "τέχνη" (techne), da qual deriva a nossa palavra "tecnologia", significa "arte", enquanto "τεχνικός" (technikós) significa "relativo à arte".

- ii) Tabela Comparativa , propriamente dita, (no sistema métrico e no sistema inglês).
- iii) Gráficos lineares (parâmetro *versus* aeronave).
- iv) Gráficos paramétricos (parâmetro *versus* parâmetro *versus* aeronave).
- v) Contraposição de vistas em planta na mesma escala.

Existem alguns fatores importantes que, por serem difíceis de quantificar, não comparecem nas tabelas comparativas, mas que não podem ser negligenciados, como: i)manobrabilidade em acrobacia (razão de rolamento - *roll rate*, razão de arfagem - *pitch rate*, razão de guinada - *yaw rate*); ii)capacidade para efetuar manobras especiais); iii) suavidade de comandos; iv) proporcionalidade de comandos (rolamento, arfagem, tangagem); v) docilidade (estol suave, etc.); vi) facilidade de manutenção; vii) custo de operação (embora não seja tão difícil de quantificar) e viii) potencial de vendas.

Os itens *funcionalidade* e *estética*, impossíveis de quantificar mas escalonáveis, são de grande importância. Para o item *estética*, particularmente, pode-se elaborar uma lista de opções e recorrer à avaliação de um júri composto por estilistas, designers e artistas plásticos.

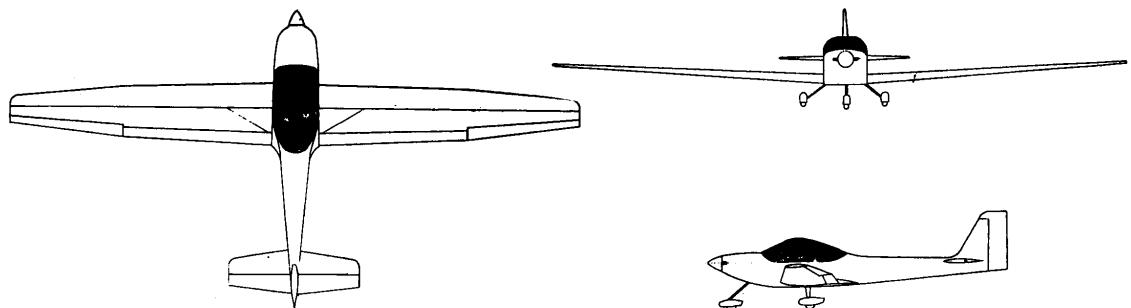
3.5.2.1 FICHAS TÉCNICAS

É muito importante, para efeito de avaliação geral, o estabelecimento de fichas técnicas das aeronaves que comparecerão nas *Tabelas Comparativas*. Tais fichas devem conter, na medida do possível: i) uma foto da aeronave, ii) três vistas, iii) dados técnicos de maior relevância para o projeto que se irá desenvolver.

As três vistas fornecem informações importantes relativas às proporções gerais da aeronave. Os dados técnicos informam acerca das dimensões, pesos, desempenho e do grupo moto-propulsor. Estes dados são recolhidos de catálogos de fabricantes, revistas técnicas e manuais especializados. A Figura 3.11 exemplifica a ficha técnica de uma aeronave.



Vista geral



Três vistas

Dados técnicos

Nº de lugares	2	Razão de planeio	26:1
Envergadura	14.00m	VNE	250 km/h
Comprimento	7.37m	Veloc. Max. (nível)	177km/h
Largura da cabine	1.10m	Veloc. Cruzeiro	162km/h
Área alar	16.4m ²	Veloc. Stall c/flap	54 km/h
Alongamento	11.95	Veloc. Stall s/flap	60km/h
Perfis	HQ17	Razão de subida	4 m/s
Peso vazio	286kg	Distância decol.	70 m
Peso máximo	466kg	Alcance	1200 km
Carga útil	180kg	Autonomia	4.5 h
Carga alar max.	28.41kg/m ²	Motor	Rotax532
Peso / Potência	7.17kg/hp	Potência	65 hp

Figura 3.10 - Ficha técnica da aeronave “Curumim”

3.5.2.2 TABELA COMPARATIVA

Nesta fase elabora-se a tabela comparativa, onde os principais dados de diversas aeronaves são anotados para efeito de comparação.

Normalmente estabelece-se pelo menos sete sub-grupos de informações contendo: i) dimensões externas; ii) características da asa; iii) características das empenagens; iv) áreas; v) pesos e cargas; vi) desempenho e vii) grupo motopropulsor. É reservado um espaço para *observações*, onde são anotadas características específicas das aeronaves como: tipo de construção, materiais empregados, ou o valor de um parâmetro considerado muito relevante para o projeto em desenvolvimento.

Elabora-se a tabela no sistema métrico onde dados fundamentais como dimensões, áreas e pesos comparecem em *metro* , *metro quadrado* e *quilograma força* , por serem internacionais.

Como exemplo, apresenta-se a Tabela 3.1.

Tabela 3.1 – Exemplo de tabela comparativa no sistema métrico

	Europa	Europa Turbo	Pulsar XP	Pulsar Turbo	BAN.BI	KR 2S	Katana
Dimensões Externas							
Envergadura	m	7.92	7.92	7.62	7.62	6.70	7.11
Comprimento total	m	5.85	5.85	5.94	5.94	5.46	4.88
Altura da cabine	m			0.96	0.96		0.97
Largura da cabine	m	1.12	1.12	0.99	0.99	1.09	0.97
Corda na raiz	m	1.27	1.27	1.30	1.30	0.77	1.15
Corda na ponta	m	1.02	1.02	0.65	0.65	0.77	0.72
Braço EH	m	2.96	2.96	2.96	2.96		2.69
Braço EV	m	3.21	3.21	3.23	3.23		2.59
Numero de assentos	un	2	2	2	2	2	2
Características da asa							
Alongamento		7.11	7.11	7.81	7.81	8.63	6.18
Afilamento		0.80	0.80	0.50	0.50	1.00	0.63
Diedro	°	4	4	4	4		3.5
Incidência na raiz	°	2.5	2.5	3.5	3.5		4.5
Incidência na ponta	°	2.5	2.5				
Espessura relativa	%						
Perfil da raiz				MS(1)-0313	MS(1)-0313		RAF -48
Perfil da ponta				MS(1)-0313	MS(1)-0313		RAF -48
Caract. das empenagens							
Alongamento da Emp.Hor.		2.90	2.9	4.15	4.15		1.7
Afilamento da Emp.Hor.		.75	.75	0.73	0.73		0.53
Enverg.Asa / Enverg. E.H.		3.25	3.25	3.26	3.26		3.86
Área profundo / Área E.H.		1.00	1	0.30	0.3		0.5
Areas							
Axa	m ²	8.82	8.82	7.43	7.43	5.2	8.18
Empenagem vertical	m ²	1.12	1.12	0.63	0.63		0.61
Empenagem horizontal	m ²	2.05	2.05	1.38	1.38		2
Pesos e Cargas							
Peso Vazio	kg	332	362	231.00	300.00	200	218
Peso Max. de decolagem	kg	591	615	481.00	545.00	450	408
Carga útil	kg	259	253	250	245	250	190
Peso do combustível	kg	52	56.9	49.00	72.00	62.2	38
Carga alar máxima	kg/m ²	67.01	69.73	64.74	73.35	86.54	49.88
Carga máxima / envergadura	kg/m	74.62	77.65	63.12	71.52	67.16	57.38
Fator de carga (limite)	G	JAR-VLA	JAR-VLA	.+6 ; -4	.+6 ; -4		±7
Desempenho							
Velocidade max. nivelado	km/h	268	278	223	263	288	283
Velocidade nunca excedida	km/h	296	324	256	320		400
Velocidade de cruzeiro 75%	km/h	183	240	197	232	274	253
Velocidade de manobra	km/h						
Velocidade stall c/ flaps	km/h	80	82	74	78	88	56
Velocidade stall s/ flaps	km/h	90	93				83
Razão de subida	m/s	4.1	6.0	6.0	7.5	4.9	4.0
Teto de serviço	m	5200	5200	4600	5300		5000
Distância de decolagem	m	182	200	244	152		107
Distância de pouso	m	182	200	244	244		275
Distância dec. c/ obst. 15m	m						454
Distância pouso c/ obst. 15m	m						488
Alcance	km	1200	1200	960	1440	1500	
Autonomia	h					5.3	5.6
Razão de planeio	hor/ver	17/1	17/1				
Grupo Motopropulsor							
Motor / modelo		Rotax912	Rotax914	Rotax912	Rotax914	Rotax912	VW2100
Potência	hp	80	115	80	115	80	65
Peso do motor	kg	64	74	64	74	64	70
Hélice / modelo		WarpDrive3p			Ho-V352F		
Ø hélice x passo	m x m	1.57		1.52x	1.52x		135x1.32
Peso / potência	kg/hp	7.39	5.35	6.01	4.74	5.63	6.28
Potência / peso	hp/kg	0.14	0.19	0.17	0.21	0.18	0.16
Consumo (Potência Máxima)	l/h	22	32	22	32	22	20
Material utilizado		MatComp	MatComp		Fibra Vidro	Fibra Carb	Mad. F.Vid
Observações		Vc=240km/h @ 8000'	Vc=259Km/h @ 3000'	Vc=224km/h @ 7500'	Vc=270Km/h @ 10500'	Vmax=300km/h @ 3000'	Vc=266km/h @ 4330'
Preço	US\$	40000kit	40000kit		40600kit		Vc=222'km/h @ 2500'
							Vmax=298km/h @ 4330'
							Vmax=250km/h @ 7500'

Tem-se observado ser muito mais fácil (para técnicos brasileiros) avaliar alguns parâmetros no sistema inglês (e não no métrico) por terem se tornado de uso corrente. Por exemplo, velocidade em milhas por hora (ou mesmo, nós), razão de subida em pés por minuto, teto de serviço em pés e algumas vezes, pesos em libras, informam, para efeito de percepção, melhor que as correspondentes medidas no sistema métrico.

Assim, é recomendável que a tabela no sistema métrico seja retrabalhada para o sistema inglês (pé, pé quadrado, libra, milhas por hora, e pés por minuto). Além do mais, vários dos parâmetros, particularmente aqueles ligados às velocidades, são fortemente influenciados pelas aeronaves americanas, ainda maioria em nosso país, que adotam o sistema inglês.

Como exemplo, a Tabela 3.2 representa a Tabela 3.1 convertida para o sistema inglês.

Tabela 3.2 – Exemplo de tabela comparativa no sistema inglês

		Europa	Europa Turbo	Pulsar XP	Pulsar Turbo	BAN.BI	KR 2S	Katana
Dimensões Externas	ft							
Envergadura	ft	25.98	25.98	25.00	25.00	21.98	23.33	36.09
Comprimento total	ft	19.19	19.19	19.49	19.49	17.91	16.01	23.69
Altura da cabine	in			38	38		38	46
Largura da cabine	in	44	44	39	39	43	38	43
Corda na raiz	ft	4.17	4.17	4.27	4.27	2.53	3.77	4.17
Corda na ponta	ft	3.35	3.35	2.13	2.13	2.53	2.36	2.75
Braco EH	ft	9.71	9.71	9.71	9.71		8.83	
Braco EV	ft	10.53	10.53	10.60	10.60		8.50	
Número de assentos		2	2	2	2	2	2	2
Características da asa								
Alongamento		7.11	7.11	7.81	7.81	8.63	6.18	10.43
Afilamento		0.80	0.80	0.50	0.50	1.00	0.63	0.66
Diedro	°	4	4	4	4		3.5	
Incidência na raiz	°	2.5	2.5	3.5	3.5		4.5	
Incidência na ponta	°	2.5	2.5					
Espessura relativa	%							
Perfil da raiz				MS(1)-0313	MS(1)-0313		RAF -48	
Perfil da ponta				MS(1)-0313	MS(1)-0313		RAF -48	
Caract. das empenagens								
Alongamento da Emp.Hor.		2.9	2.9	4.15	4.15		1.7	
Afilamento da Emp.Hor.		.75	.75	0.73	0.73		0.53	
Enverg.Asa / Enverg. E.H.		3.25	3.25	3.26	3.26		3.86	
Área profundo / Área E.H.		1	1	0.30	0.3		0.5	0.25
Áreas								
Axa	ft ²	94.94	94.94	79.97	79.97	55.97	88.05	124.86
Empenagem vertical	ft ²	12.06	12.06	6.78	6.78		6.57	
Empenagem horizontal	ft ²	22.07	22.07	14.85	14.85		21.53	
Pesos e Cargas								
Peso Vazio	lb	732	798	509	661	441	481	1091
Peso Max. de decolagem	lb	1303	1356	1060	1202	992	899	1609
Carga útil	lb	571	558	551	540	551	419	518
Peso do combustível	lb	115	125	108	159	137	84	125
Carga alar máxima	lb/ft ²	13.72	14.28	13.26	15.02	17.72	10.21	12.89
Carga máxima / envergadura	lb/ft	50.15	52.18	42.42	48.06	45.13	38.56	44.60
Fator de carga (limite)		JAR-VLA	JAR-VLA	.+6 ; -4	.+6 ; -4		±7	.+4.4 : -2.2
Desempenho								
Velocidade max. nivelado	mph	165	170	135	160	180	175	140
Velocidade nunca excedida	mph	185	200	160	200		250	180
Velocidade de cruzeiro 75%	mph	110	150	120	145	170	155	130
Velocidade de manobra	mph							
Velocidade stall c/ flaps	mph	50	50	45	45	55	35	50
Velocidade stall s/ flaps	mph	55	55				50	55
Razão de subida	ft/min	800	1100	1100	1400	900	700	700
Teto de serviço	ft	17000	17000	15000	17000			16000
Distância de decolagem	ft	550	650	800	450		350	650
Distância de pouso	ft	550	650	800	800		900	
Distância dec. c/ obst. 15m	ft							1450
Distância pouso c/ obst. 15m	ft							1600
Alcance	m	750	750	600	900	900		550
Autonomia	h					5.3		5.6
Razão de planeio		17	17					
Grupo Motopropulsor								
Motor / modelo		Rotax912	Rotax914	Rotax912	Rotax914	Rotax912	VW2100	Rotax912
Potência	hp	80	115	80	115	80	65	80
Peso do motor	lb	141	163	141	163	141	154	141
Hélice / modelo		WarpDrive3p			Ho-V352F			
Ø hélice x passo	in x in	62		60	60		53 X 52	
Peso / potência	lb/hp	16.29	11.79	13.26	10.45	12.40	13.84	20.12
Potência / peso	hp/lb	0.06	0.08	0.08	0.10	0.08	0.07	0.05
Consumo (Potência Máxima)	gph	6	8	6	8	6	5	6
Material utilizado		MatComp	MatComp		Fibra Vidro	Fibra Carb	Mad. F.Vid	MatComp
Observações		Vc=150mph @ 8000'	Vc=161mph @ 3000'	Vc=140mph @7500' Vmax=Vc /0.88	Vc=169mph @ 10500' Vmax=Vc /0.88	Vmax=188mph @ 3000'	Vc=166mph @4330' Vmax=186mph @4330'	Vc=139mph @ 2500' Vmax=156mph @ 7500'
Preço	US\$	40000kit	40000kit		40600kit			

3.5.2.3 COMPARAÇÃO VIA GRÁFICOS DE BARRAS

Também para efeito de comparação, elaboram-se, nesta etapa, diversos gráficos de barras comparando os vários parâmetros das aeronaves sob avaliação.

Tais gráficos podem conter parâmetros como: i) envergadura; ii) comprimento; iii) largura da cabine; iv) alongamento; v) afilamento; vi) áreas alares; vii) alongamento das empênagens; viii) relação entre envergaduras da asa e da empênagem horizontal; ix) relação entre as áreas do profundo e da empênagem horizontal; x) peso vazio; xi) peso máximo de decolagem; xii) carga útil; xiii) relação entre carga útil e peso total; xiv) carga alar máxima; xv) relação entre carga alar máxima e envergadura; xvi) velocidade máxima ao nível do mar; xvii) velocidade nunca excedida; xviii) relação entre V_{NE} e velocidade máxima; xix) velocidade de cruzeiro a 75% da potência; xx) velocidade de estol com flape; xxi) velocidade de estol sem flape; xxii) relação entre velocidade máxima e de estol com flape; xxiii) razão de subida; xxiv) alcance; xxv) distância de decolagem; xxvi) distância de pouso; xxvii) fator de desempenho de decolagem; xxviii) potência; xxix) relação entre potência e peso máximo; xxx) potência de superfície; xxxi) fator de vitalidade; xxxii) fator de coerência de carga alar e relação peso potência; xxxiii) fator de eficiência global, e outros a critério da equipe de projeto.

A título de exemplos, a Figura 3.11, a Figura 3.12 e a Figura 3.13 apresentam gráficos de barras.

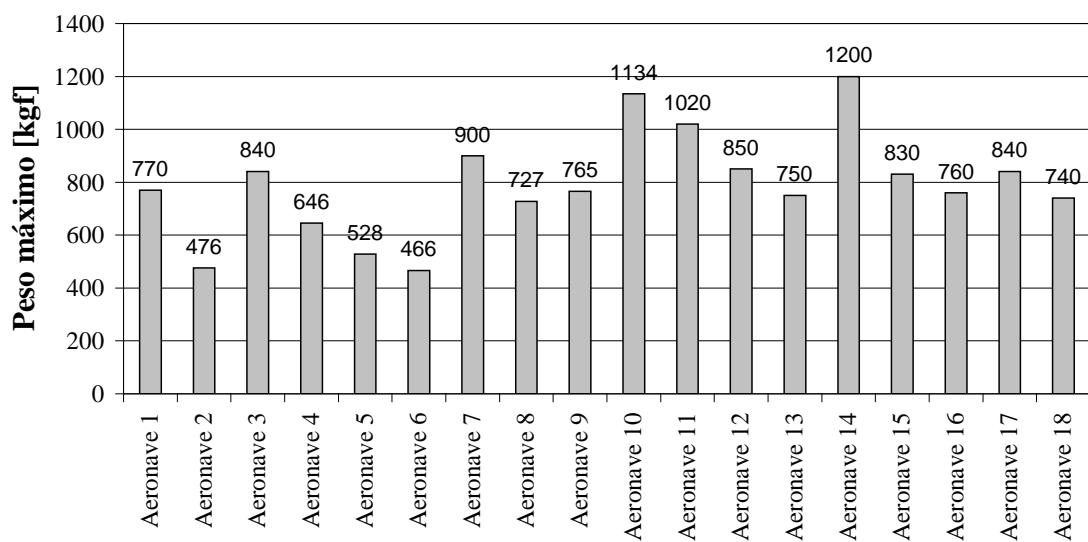


Figura 3.11 – Gráfico de barras do parâmetro Peso Máximo

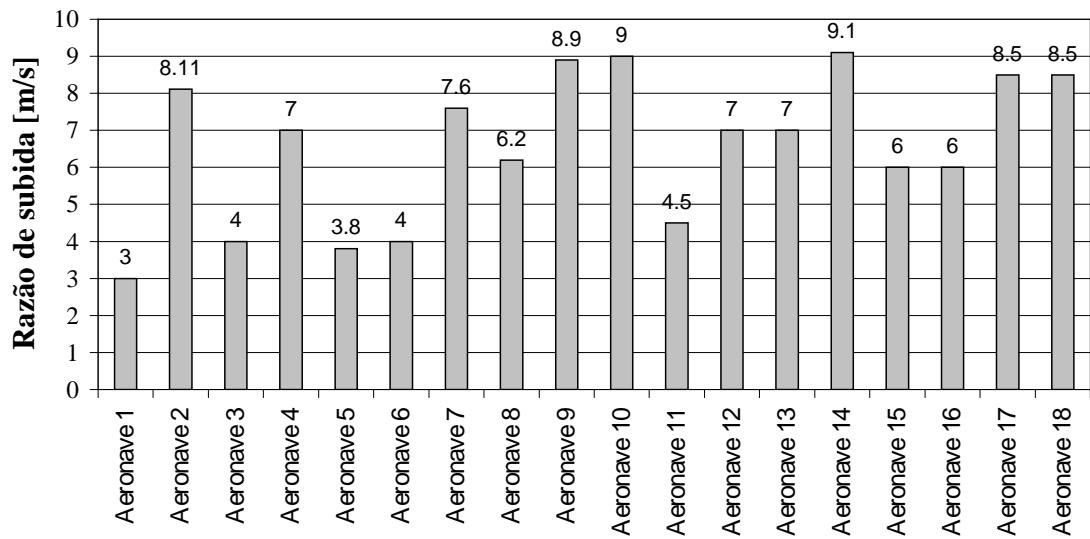


Figura 3.12 – Gráfico de barras do parâmetro *Potência*

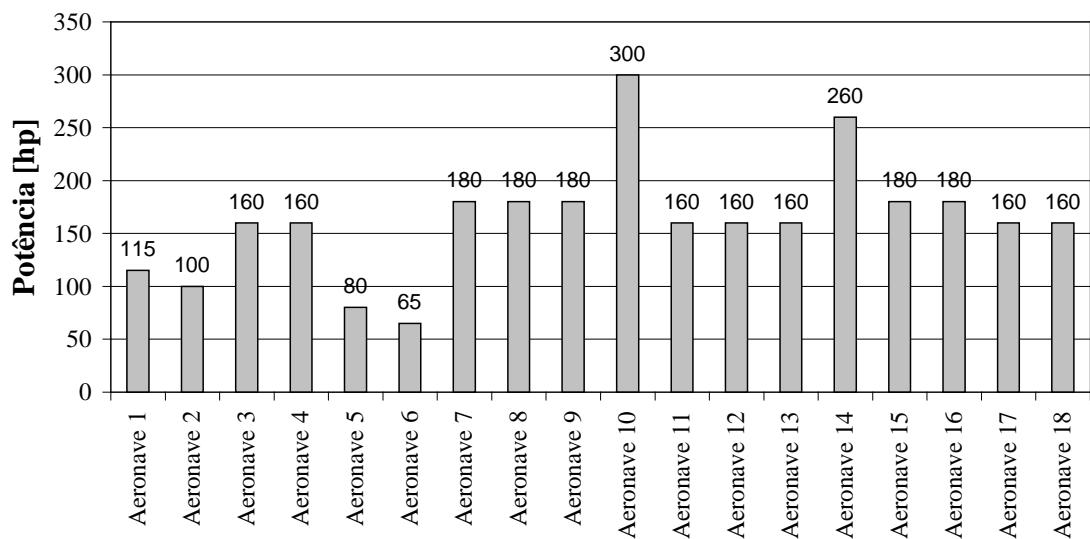


Figura 3.13 – Gráfico de barras do parâmetro *Razão de Subida*

Modernamente, além dos parâmetros clássicos, foram estabelecidos dois parâmetros globais de desempenho de aeronaves, ambos introduzidos pela *CAFE Foundation* (*CAFE* = *Comparative Aircraft Flight Efficiency*), criada pela *EAA* (*Experimental Aircraft Association*), sediada em Oshkosh, WI, EUA.

São eles (Seeley, 1993):

- ◊ *CAFE Challenge*, cognominado de *transportation efficiency factor*, que visa avaliar a eficiência das aeronaves leves segundo três fatores: uma velocidade de referência (V , em milhas por hora), o índice de consumo de

combustível na velocidade de referência (C , em milhas por galão) e a carga útil (W_u , em libras), conforme segue:

$$CAFE_{Challenge} = (V)^{1.3} \cdot C \cdot (W_u)^{0.6}$$

Tal parâmetro visa comparar aeronaves sob o aspecto de suas eficiências como aeronaves de transporte.

- ◊ *CAFE Triaviathon* (apelidado de *exhilaration factor*, ou fator de “entusiasmo”) que considera: a velocidade máxima (V_{max} , em milhas por hora), a razão de subida (RS , em pés por minuto), e a velocidade de estol com flaps (V_{so} , em milhas por hora), balanceados na fórmula abaixo:

$$CAFE_{Triaviathon} = \frac{28110625[V_{max} \cdot RS]^2}{[4100625 + V_{so}^4] \cdot 10^9}$$

Este parâmetro visa comparar aeronaves sob o aspecto de desempenho, valorizando a velocidade máxima, razão de subida e a segurança passiva (baixa velocidade de estol). É mais aplicável a aeronaves desportivas.

É conveniente acrescentar estes dois parâmetros globais na tabela comparativa

3.5.2.4 COMPARAÇÃO VIA GRÁFICOS PARAMÉTRICOS

É conveniente elaborar-se gráficos paramétricos visando-se comparar as eficiências das aeronaves da *Tabela Comparativa*. Pares de parâmetros em princípio correlacionados são escolhidos, como: i) *potência específica* e *velocidade máxima*; ii) *carga alar* e *velocidade máxima*; iii) *área alar* e *velocidade máxima*; iv) *potência* e *velocidade máxima*; v) *área de placa plana equivalente* e *velocidade máxima*; vi) *potência* e *razão de subida*; vii) *razão potência/peso* e *razão de subida*; viii) *carga alar* e *razão de subida*; ix) *carga alar* e *velocidade de estol*; x) *razão potência/peso* e *CAFE Challenge* e xi) *razão potência/peso* e *CAFE Triaviathon*. Além destas, outras correlações podem ser verificadas, a critério da equipe de projeto.

A observação dos gráficos paramétricos pode levar a equipe de projeto a valiosas conclusões sobre o desempenho das aeronaves em comparação, orientando a equipe na otimização do projeto.

A título de exemplo, apresentam-se dois gráficos onde avaliam-se as eficiências de diversas aeronaves.

No primeiro gráfico, estão cotejadas as *velocidades máximas* em função das respectivas *potências* (Figura 3.14).

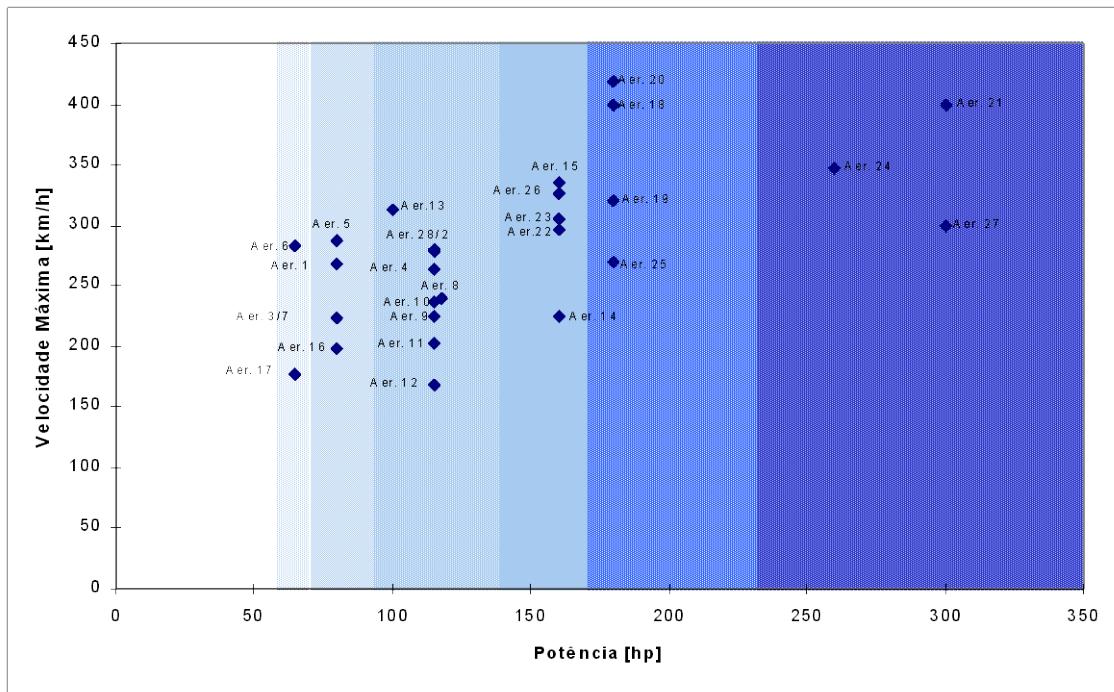


Figura 3.14 – Gráfico paramétrico relacionando potência e velocidade máxima

Pode-se observar, por exemplo, que entre as aeronaves de 180hp, o *Lancair* e o *GP-4* são as mais velozes, enquanto as mais lentas são o *CAP-10* e o *RV-6*.

Uma análise das *Fichas Técnicas* destas aeronaves mostra que as duas mais velozes possuem trem de pouso escamoteável, enquanto as duas menos velozes possuem trem de pouso fixo. Portanto, como era de se esperar, o trem de pouso escamoteável permite velocidade máximas maiores que o trem de pouso fixo. Uma análise mais detalhada das *Fichas Técnicas* permite ainda observar que o *Lancair* é mais veloz que o *GP-4* por ser de menor porte.

No segundo gráfico (Figura 3.15), tem-se a *velocidade máxima* em função da razão *potência/peso máximo*.

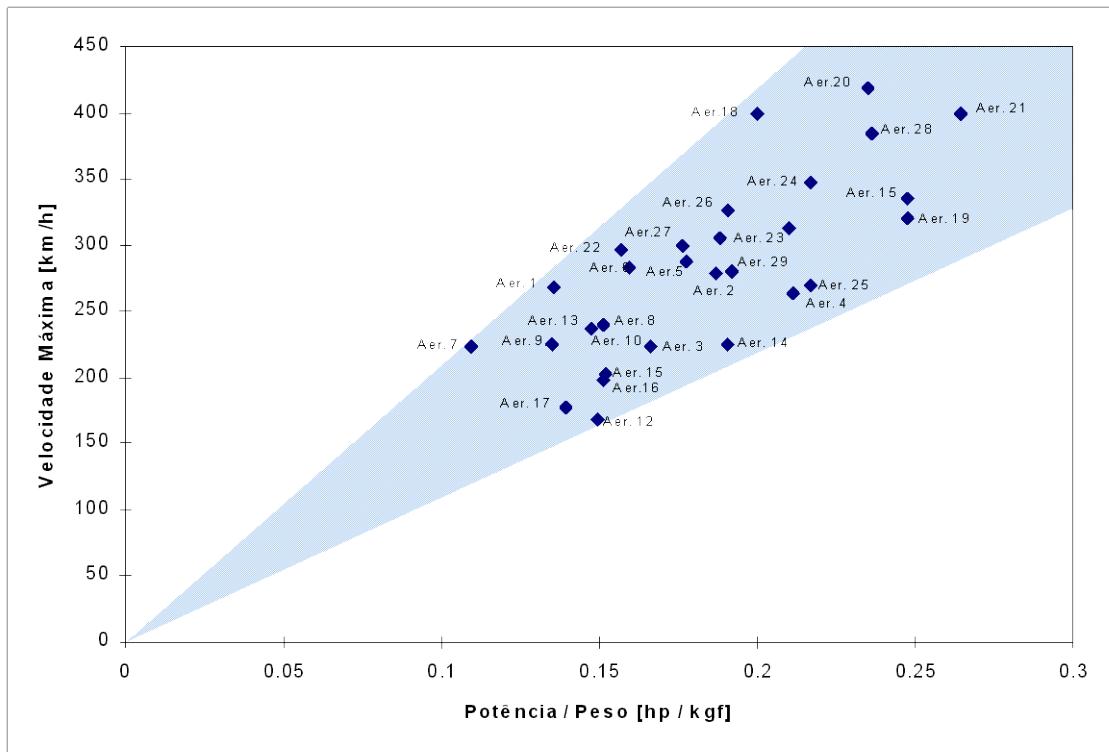


Figura 3.15 – Gráfico paramétrico relacionando velocidade máxima com razão potência/peso

Observa-se que o *Lancair* apresenta uma melhor razão *potência/peso* que o *GP-4*, sendo este um dos fatores que proporcionam sua maior velocidade.

Observa-se que o *K-51* é muito mais veloz que o *Uirapuru*, ambos com trem de pouso fixo e mesma potência, ainda que o segundo apresente uma melhor razão *potência/peso*. Novamente, a análise das *Fichas Técnicas* mostra dois fatores que justificam esta diferença: i) menor área frontal do *K-51* (ele é em *tandem*, enquanto o outro é *lado-a-lado*); e principalmente ii) o *K-51* apresenta um projeto muito mais apurado aerodinamicamente.

Análises semelhantes sobre os outros gráficos paramétricos levam a outras conclusões importantes.

Note que, a equipe de projeto deve observar, através dos gráficos paramétricos, não apenas quais aeronaves são mais eficientes, mas buscar entender, analisando as *Fichas Técnicas*, quais foram os fatores causadores deste efeito e como aplicá-los no seu próprio projeto.

3.5.2.5 COMPARAÇÃO DAS DIMENSÕES DAS AERONAVES ATRAVÉS DE SUAS VISTAS EM PLANTA

Aeronaves de mesma categoria, de portes não muito diferentes e características similares, podem ser comparadas previamente quanto ao seu desempenho.

De fato, através da confrontação das vistas em planta de diversas aeronaves, *todas na mesma escala*, pode-se fazer uma comparação preliminar entre elas. Por exemplo, conhecendo-se suas potências, pode-se especular sobre suas velocidades máximas. Assim, entre duas aeronaves similares de mesma potência, a de maiores dimensões apresentará maior área molhada e, consequentemente, maior arrasto e menor velocidade máxima. Em contrapartida, seu pouso e sua decolagem serão mais fáceis de serem executados graças à sua menor velocidade nestas condições de operação.

Por outro lado, aeronaves de mesma categoria, mesma potência e de dimensões semelhantes, porém apresentando *velocidades máximas* diferentes, indica que a mais veloz apresenta um projeto e construção mais refinados (uso de perfis melhores, ausência de protuberâncias, de cantos vivos, de inflexões abruptas, etc).

De forma semelhante, pode-se estabelecer comparações quanto à *razão de subida, corrida de decolagem, velocidade de estol*, etc.

Obviamente, este processo falha se as aeronaves são de categorias diferentes (ainda que de dimensões semelhantes e mesma potência). Por exemplo, um *Zenair 570 STOL* (dedicado ao vôo extremamente lento) não deve ser comparado com um *Pulsar* (projeto para velocidades altas). Nem mesmo duas aeronaves semelhantes, uma com trem-de-pouso fixo e a outra escamoteável, devem ser comparadas por esta via.

O cotejamento visual dos tamanhos das aeronaves fornecerá também uma visão comparativa de seus pesos ou, até mesmo, de seus preços (para aquelas de mesma categoria de acabamento e equipamento utilizado).

Este é um processo visual simples que permite fornecer rapidamente uma estimativa de escalonamento das aeronaves segundo o seu desempenho.

Um exemplo de confrontação de vistas em planta, *na mesma escala*, de diversas aeronaves, é apresentado na Figura 3.16.

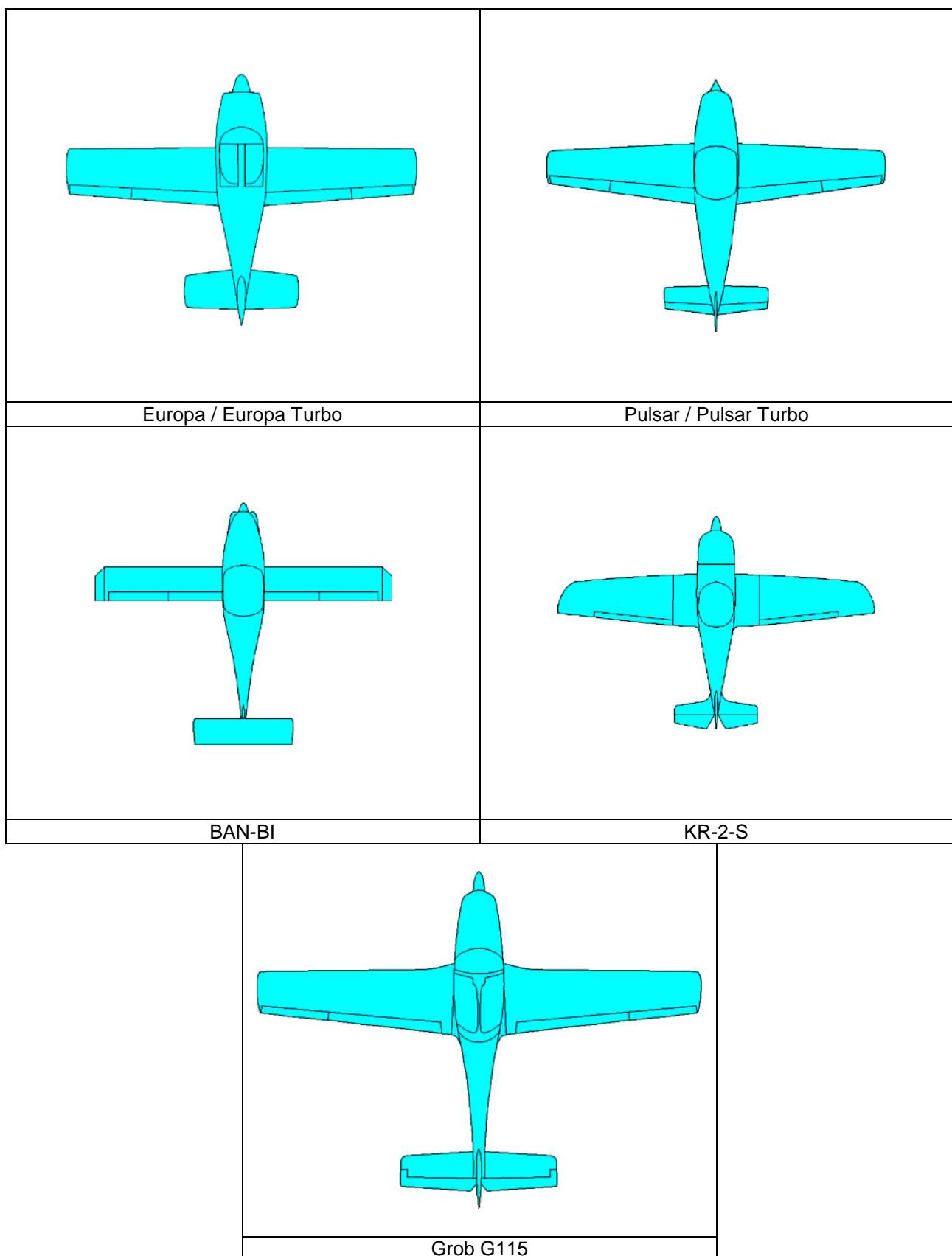


Figura 3.16 - Comparação de vistas em planta

Vê-se claramente que, entre as cinco aeronaves, a aeronave *Ban-Bi* apresenta a menor área em planta. Em ordem crescente vêm o *KR-2-S*, o *Pulsar*, o *Europa* e o *Grob G115*.

O *Ban-Bi* e o *Pulsar* são aeronaves de trem de pouso fixo usando o mesmo motor de $80hp$. Assim, o *Ban-Bi* deverá ser mais veloz que o *Pulsar*. De fato, suas velocidades máximas são $288km/h$ e $223km/h$.

Por outro lado, usando o mesmo motor de $80hp$, porém com trem de pouso escamoteável, o *Europa* não deve ser comparado com os dois anteriores. De fato, enquanto sua área em planta é maior do que a do *Ban-Bi* e a do *Pulsar*, sua velocidade máxima ($268km/h$) é intermediária.

O *KR-2-S*, devido a suas pequenas dimensões, com apenas $65hp$, é mais veloz ($283km/h$) que o *Pulsar* e o *Europa*. Por outro lado, o *Grob G115*, apresentando dimensões muito maiores que os demais, mesmo com a maior potência do grupo ($115hp$), é o mais lento de todos ($225km/h$).

Acompanhando a avaliação visual, sugere-se elaborar um gráfico paramétrico utilizando um parâmetro que traduza o *tamanho* da aeronave. Para isso, propõe-se o parâmetro *volume da aeronave* (V_{aer}), obtido como o produto da área alar (S_w) pelo comprimento da fuselagem (l_f):

$$V_{aer} = S_w \times l_f$$

Como exemplo considere o gráfico paramétrico da Figura 3.17 onde aparecem aeronaves com a mesma potência ($115hp$).

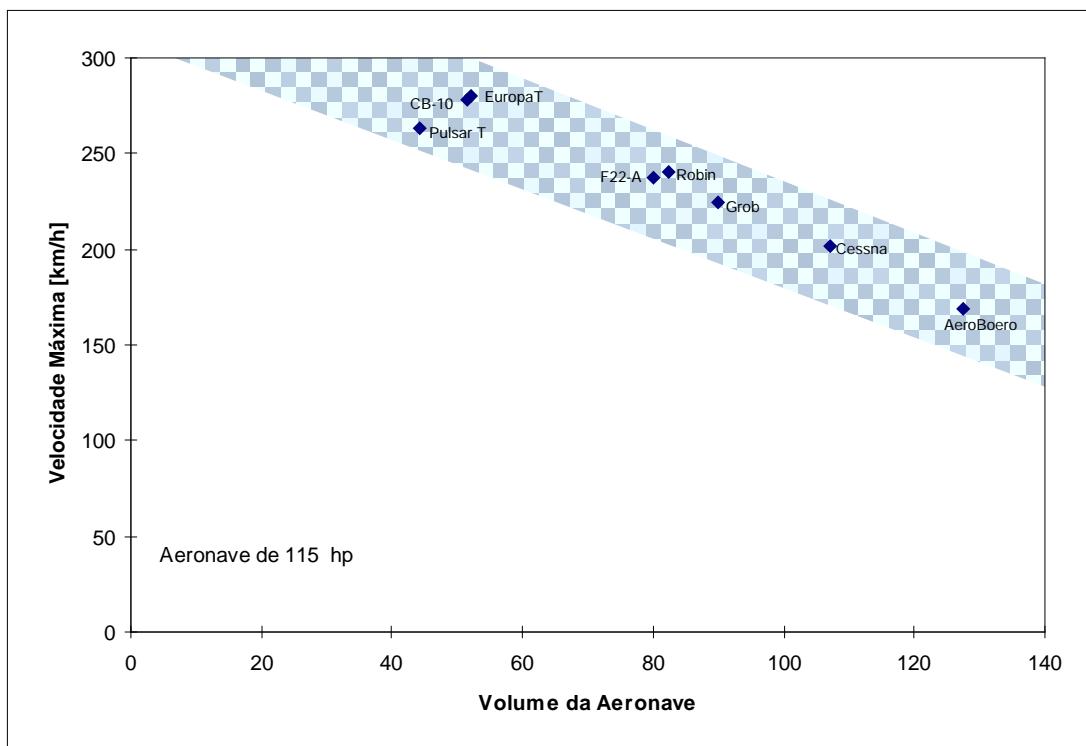


Figura 3.17 - Correlação entre velocidade e o volume da aeronave para aeronaves de 115 hp

Da Figura 3.17 fica clara a tendência de aumentar a *velocidade máxima* com a diminuição do *volume da aeronave*.

Este procedimento associando vistas em planta na mesma escala com gráficos paramétricos pode fornecer correlações interessantes.

3.5.3 DELIMITAÇÃO DO PROTÓTIPO

Conforme mencionado anteriormente, a *Delimitação do Protótipo* compreende os estudos de: i) configuração externa; ii) configuração interna; iii) ergonomia; iv) estimativa de dimensões básicas (*sizing* preliminar); v) sistema de propulsão; vi) materiais e processos e vii) equipamentos e instalações.

Para alguns dos itens acima, as definições são qualitativas enquanto para outros, são quantitativas (embora sujeitas a alterações posteriores). Para cada item qualitativo, será feita uma lista das opções possíveis, escalonada de acordo com as *Especificações e Requisitos* e as *Prioridades* já estabelecidas. A partir desta lista toma-se a decisão.

3.5.3.1 ESTUDOS DE CONFIGURAÇÃO EXTERNA

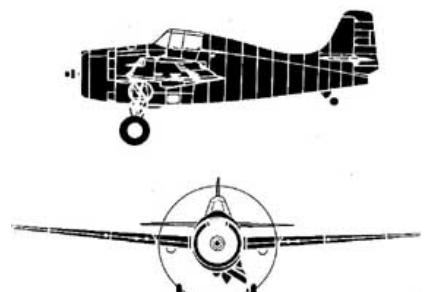
A configuração externa de uma aeronave leve é uma das primeiras decisões qualitativas a serem tomadas pela equipe de projeto, influenciando sobremaneira o projeto. A fim de auxiliar nesta decisão, apresenta-se a seguir as principais opções indicando suas principais vantagens e desvantagens.

3.5.3.1.1 Quanto à posição das asas

A) ASA ALTA

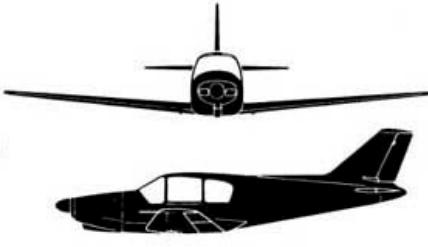
Cessna Cardinal	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Baixo arrasto de interferência asa - fuselagem¹. • Melhor visibilidade para baixo em voo reto horizontal. • Maior estabilidade lateral. • Pouso mais curto (menor efeito do solo). • Melhor acesso à cabine. 	<ul style="list-style-type: none"> • Maior altura da cabine, logo, maior arrasto. • Pior visibilidade do aeroporto nas curvas de aproximação para pouso. • Menor manobrabilidade. • Pouco adequada para voo acrobático. • Decolagem mais longa (menor efeito solo). 	

B) ASA MÉDIA

F-4 Wildcat	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Configuração simétrica, bom compromisso para manobras acrobáticas positivas e negativas; ideal para aviões exclusivamente dedicados aos vôos de acrobacia. • Mínimo arrasto de interferência asa-fuselagem¹. 	<ul style="list-style-type: none"> • Espaço interno da cabine comprometido devido a longarina atravessando a fuselagem. • Pouco adequada para o uso "utilitário" (devido ao espaço interno da cabine comprometido). 	

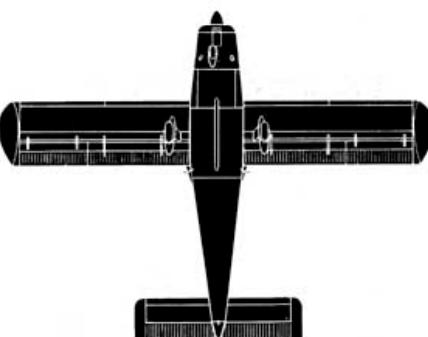
¹ O arrasto de interferência asa - fuselagem é mínimo na asa média, mediano na asa alta e máximo na asa baixa, para fuselagens de seção circular. Para as fuselagens de seção retangular, tal arrasto é mínimo na configuração de asa alta.

C) ASA BAIXA

F15 - F Picchio	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> Melhor visibilidade do aeroporto nas curvas de aproximação para pouso. Maior manobrabilidade que o ASA - ALTA. Decolagem mais curta (maior efeito solo). Menor altura da cabine, logo menor arrasto, pois a longarina pode ser acomodada abaixo das pernas do piloto.. Mais adequado para o voo acrobático que o ASA - ALTA. 	<ul style="list-style-type: none"> Maior arrasto de interferência entre asa e fuselagem Pior visibilidade para baixo no voo reto horizontal. Menor estabilidade lateral. Pouso mais longo (maior efeito solo). Pior acesso à cabine. 	

3.5.3.1.2 Quanto à forma em planta da asa

A) RETANGULAR

Socata Rallye	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> Grande facilidade construtiva (todas as nervuras praticamente iguais). Estol suave; ponta da asa (aileron) estola por último 	<ul style="list-style-type: none"> Pior estruturalmente (pouca altura da longarina na raiz). Caixa de torção pequena na raiz da asa. Maior arrasto induzido. Muita inércia, reduzindo a relação de rolamento e dificultando as manobras acrobáticas. Considerada precária esteticamente. 	

B) TRAPEZOÍDAL

DHC - 01 Chipmunk	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Melhor estruturalmente • Maior caixa de torção na raiz da asa (mais leve para mesma resistência) • Pequeno arrasto induzido . • Menor inércia lateral, favorecendo as manobras acrobáticas. • Considerado bom, esteticamente. 	<ul style="list-style-type: none"> • Relativa dificuldade construtiva. • Características de estol boas (mas não tanto quanto a geometria retangular)¹ . 	

C) RETANGULAR - TRAPEZOIDAL

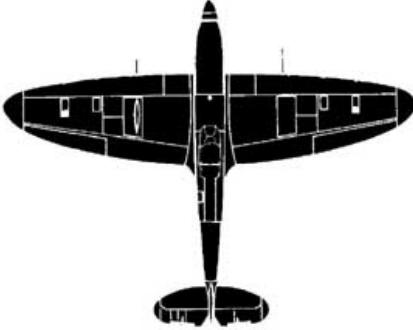
Cessna C-172 SkyHawk	<ul style="list-style-type: none"> • Situação intermediária entre a asa retangular e a trapezoidal (para todos os itens avaliados).
----------------------	--

D) BI - TRAPEZOIDAL

CB-7 Vesper	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Boa altura da longarina na raiz da asa • Caixa de torção de bom tamanho na raiz da asa. • Menor resistência induzida que a trapezoidal (aproxima-se mais da forma elíptica) 	<ul style="list-style-type: none"> • Todas as nervuras são diferentes umas das outras. • Longarina com duplo afilamento. 	

E) ELÍPTICA

¹ As diferenças (para melhor ou para pior) dependem do maior ou menor afilamento.

Spitfire	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Arrasto induzido mínimo. • Considerada muito boa esteticamente. • Razoável estruturalmente. 	<ul style="list-style-type: none"> • Grande dificuldade construtiva (revestimento em dupla curvatura e altura da longarina afilando elipticamente). • Características de estol precárias (se não houver torção geométrica ou aerodinâmica na asa). 	

3.5.3.1.3 Quanto ao enflechamento (a $\frac{1}{4}$ da corda)

A) ENFLECHAMENTO POSITIVO

Meta - Sokol	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Levar o centro de pressão para trás (ou, levar a corda média para trás), quando houver pouco peso no nariz. • Melhor estabilidade direcional (pouco significativo). 	<ul style="list-style-type: none"> • Longarinas principais das semi-asas não alinhadas (em planta) dificultando a fabricação. • Estol abrupto e violento (se não se der torção na asa.) 	

B) ENFLECHAMENTO NULO (OU QUASE NULO)

Saab Safir	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Longaria principal retilínea, facilitando a construção. • Boas características de estol. 	<ul style="list-style-type: none"> • Longaria principal retilínea, facilitando a construção. • Boas características de estol. 	

C) ENFLECHAMENTO NEGATIVO

Saab Suporter	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> Levar o centro de pressão à frente, quando houver muito peso no nariz. Boas características de estol. 	<ul style="list-style-type: none"> Longarinas principais das semi-asas não alinhadas, dificultando a fabricação.

3.5.3.1.4 Quanto ao diedro

A) DIEDRO POSITIVO

Piper Arrow	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> Estabilidade estática lateral positiva, facilitando a pilotagem em cruzeiro e nos poucos. 	<ul style="list-style-type: none"> Diminui a manobrabilidade em voo acrobático.

B) DIEDRO NULO

Sukoi Su-29	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> Estabilidade estática lateral nula facilitando manobras acrobáticas. 	<ul style="list-style-type: none"> Falta de estabilidade estática lateral torna o voo de cruzeiro mais cansativo. Pouso um pouco dificultado pela posição mais baixa das pontas das asas (risco de toque no solo).

C) DIEDRO NEGATIVO

Harrier	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> Aumento da manobrabilidade em aeronaves (especialmente de asa alta). 	<ul style="list-style-type: none"> Diminui (ou até mesmo poderá tornar negativa) a estabilidade estática de rolagem. Pouso um pouco dificultado pela posição mais baixa das pontas das asas (exceto em asas altas).

3.5.3.1.5 Quanto ao número de pares de semi-asas

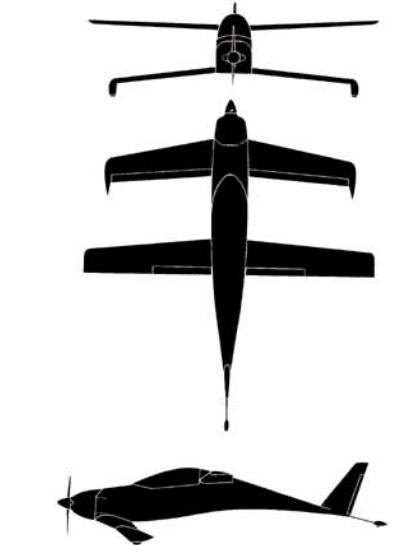
A) MONOPLANO

Pazmany PL-1	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Aerodinamicamente mais eficiente (menor arrasto). • Construção mais simples. 	<ul style="list-style-type: none"> • Maior momento de inércia em relação ao eixo longitudinal, tendendo a reduzir a razão de rolamento. (importante em vôos acrobáticos). • Mais pesada que a solução "BIPLANO". 	

B) BIPLANO

Pitts Special	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Mais leve que o "MONOPLANO". • Menor momento de inércia em relação ao eixo longitudinal, permitindo maior razão de rolamento. 	<ul style="list-style-type: none"> • Aerodinamicamente menos eficiente que o "MONOPLANO". • Construção mais complicada. • Visibilidade pior que a do monoplano. 	

C) BIPLANO EM TANDEM

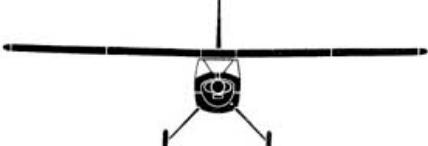
Dragonfly	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Menor momento de inércia em relação ao eixo longitudinal, permitindo maior razão de rolamento. 	<ul style="list-style-type: none"> • Dificuldade construtiva (intermediária entre as opções anteriores). • Maior momento de inércia em relação ao eixo transversal reduzindo a velocidade de rotação em arfagem (picar/cabrar). 	

3.5.3.1.6 Quanto à fixação das asas

A) COM MONTANTE

Neiva Regente	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> • Estrutura mais leve que a asa sem montante 	<ul style="list-style-type: none"> • O montante gera um arrasto bastante grande.

B) SEM MONTANTE

Helio Courier	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> • Mais eficiente aerodinamicamente que a asa com montante. 	<ul style="list-style-type: none"> • Mais pesada que a asa com montante.

3.5.3.1.7 Quanto à posição das empenagens

A) CONVENCIONAL

Beechcraft Bonanza - F33	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> • Melhor resposta ao comando de arfagem. • Melhor resposta ao comando direcional (tangagem). • Aeronave mais adaptada ao vôo acrobático. 	<ul style="list-style-type: none"> • Tendência da carga aerodinâmica ser negativa (normalmente isto ocorre) na empenagem horizontal, anulando uma parte da sustentação da asa.

B) CANNARD

Glassic	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> A empenagem horizontal é sustentadora, colaborando com a asa. Com o motor e hélice atrás obtem-se melhor rendimento propulsivo. 	<ul style="list-style-type: none"> Resposta não tão boa ao comando de arfagem. Resposta precária ao comando direcional. Pouco adaptado ao vôo acrobático. Visibilidade para a frente prejudicada pelo "cannard". 	

C) TRÊS SUPERFÍCIES

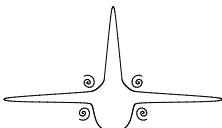
Piaggio	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> A parte cannard da empenagem horizontal é sustentadora. 	<ul style="list-style-type: none"> Mais complicado construtivamente Maior quantidade de regiões gerando interferência aerodinâmica com a fuselagem. Pouco adequado ao vôo acrobático. Visibilidade prejudicada pelo "cannard". 	

D) SEM EMPENAGEM (ASA VOADORA)

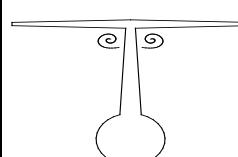
Fauvel AV222	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> Menor arrasto global. Melhor relação carga útil por peso total. (maior capacidade de carga). 	<ul style="list-style-type: none"> Comando de arfagem prejudicado. Comando direcional (tangagem) precário. 	

3.5.3.1.8 Quanto ao tipo de empenagens

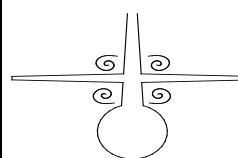
A) CONVENCIONAL

CB-1 Gaivota	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Estruturalmente mais resistente. • Maior rigidez 	<ul style="list-style-type: none"> • Estruturalmente mais resistente. • Maior rigidez 	<ul style="list-style-type: none"> • Quatro pontos de interferência aerodinâmica.

B) EM "T"

CB-7 Vesper	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Melhor desempenho aerodinâmico. • Apenas 2 pontos de interferência aerodinâmica. • Funciona como "end-plate" para a empenagem vertical. • Em caso de planadores evita quebra da empenagem horizontal em poucos fora de campo. 	<ul style="list-style-type: none"> • Melhor desempenho aerodinâmico. • Apenas 2 pontos de interferência aerodinâmica. • Funciona como "end-plate" para a empenagem vertical. • Em caso de planadores evita quebra da empenagem horizontal em poucos fora de campo. 	<ul style="list-style-type: none"> • Para mesma resistência estrutural, são mais pesadas. • Risco de "deep stall"¹.

C) EM "CRUZ"

CB-2 Minuano	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> • Para mesma resistência, mais leve que a solução em "T" (e mais pesada que a solução convencional) • Em caso de planadores, evita a quebra da empenagem horizontal em caso de pouso fora do campo. 	<ul style="list-style-type: none"> • Para mesma resistência, mais leve que a solução em "T" (e mais pesada que a solução convencional) • Em caso de planadores, evita a quebra da empenagem horizontal em caso de pouso fora do campo. 	<ul style="list-style-type: none"> • Quatro pontos de interferência aerodinâmica.

D) EM "V"

¹ Ocorre quando a corrente de ar perturbada pela asa (no caso de estol) venha a envolver totalmente a empenagem horizontal eliminando a sua capacidade de atuar. Neste caso, a aeronave permanece estolada até se chocar contra o solo. Isto aconteceu com alguns protótipos que tiveram que ser modificados.

Beechcraft Bonanza V35B	Vantagens	Desvantagens
 	<ul style="list-style-type: none"> Mais simples construtivamente. 	<ul style="list-style-type: none"> Ao se efetuar curvas gera um momento de rolamento contrário ao imposto pelas asas. Não adequada para aeronaves acrobáticas.

3.5.3.1.9 Quanto ao tipo de trem de pouso

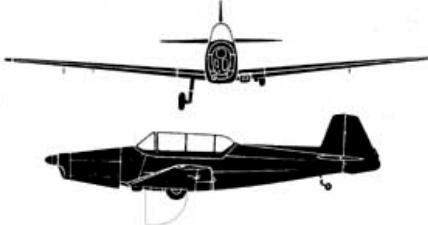
A) CONVENCIONAL FIXO

CP 301 Emeraude	Vantagens	Desvantagens
 	<ul style="list-style-type: none"> Mais simples construtivamente. Mais leve. 	<ul style="list-style-type: none"> Arrasto elevado. Maior dificuldade para pousar. Risco de "cavalo de pau" no pouso. Visibilidade prejudicada ao taxiar.

B) TRICICLO FIXO

FWA AS202 Bravo	Vantagens	Desvantagens
 	<ul style="list-style-type: none"> Grande facilidade para pousar. Boa visibilidade para taxiar. Não oferece risco de "cavalo de pau". 	<ul style="list-style-type: none"> Arrasto muito elevado. Mais complicado construtivamente que o anterior.

C) CONVENCIONAL RETRÁTIL

ZLIN 526	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> Arrasto minimizado. Mais leve entre os trens retráteis. 	<ul style="list-style-type: none"> Arrasto minimizado. Mais leve entre os trens retráteis. 	<ul style="list-style-type: none"> Pouso difícil. Risco de "cavalo de pau". Visibilidade prejudicada ao taxiar. Complicado construtivamente. Risco de operação: trem não baixar para pouso.

D) TRICICLO RETRÁTIL

Piper PA-28 Arrow	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> Arrasto mínimo. Facilidade para pousar. Boa visibilidade ao taxiar. Não oferece risco de "cavalo de pau". 	<ul style="list-style-type: none"> Arrasto mínimo. Facilidade para pousar. Boa visibilidade ao taxiar. Não oferece risco de "cavalo de pau". 	<ul style="list-style-type: none"> Muito complicado construtivamente. Risco de operação: trem não baixar para pouso.

E) TREM DE POUSO CENTRAL , BEQUILHA E “OUTRIGGERS”

Falke SF-25C	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> Baixo arrasto (relativamente). Facilidade construtiva (relativamente). Facilidade de remoção das asas para transporte (o trem de pouso não está fixado nas asas). 	<ul style="list-style-type: none"> Baixo arrasto (relativamente). Facilidade construtiva (relativamente). Facilidade de remoção das asas para transporte (o trem de pouso não está fixado nas asas). 	<ul style="list-style-type: none"> Maior dificuldade de taxiar. Visibilidade prejudicada ao taxiar. Pouso difícil. Risco de "cavalo de pau".

3.5.3.1.10 Quanto à posição do conjunto moto - propulsor.

A) MOTOR DIANTEIRO

Fuji FA-200 Aero Subaru	Vantagens	Desvantagens
 <ul style="list-style-type: none"> Melhor distribuição de massa, facilitando a centragem Mais adequado a vôo acrobático. 	<ul style="list-style-type: none"> Melhor distribuição de massa, facilitando a centragem Mais adequado a vôo acrobático. 	<ul style="list-style-type: none"> Rendimento propulsivo prejudicado pelo arrasto do fluxo de ar da hélice contra a fuselagem.

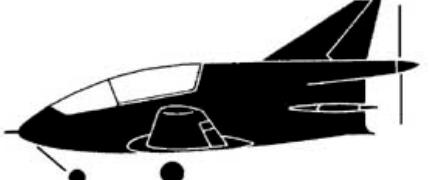
B) MOTOR INTERMEDIÁRIO

Ogar	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> • Melhor visibilidade global. • Bom rendimento propulsivo • Escoamento na parte anterior da fuselagem pode ser laminarizado. 	<ul style="list-style-type: none"> • Distribuição desfavorável de massa , dificultando a centragem. • Pouco adequado para vôo acrobático.

C) MOTOR TRASEIRO

VariEze	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> • Melhor disposição para aeronaves "canard". • Ótimo rendimento propulsivo. 	<ul style="list-style-type: none"> • Pior distribuição de massas , dificultando a centragem. • Muito pouco adequado ao vôo acrobático.

D) MOTOR INTERMEDIÁRIO E HÉLICE TRASEIRA

BD - 5	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> • Ótimo rendimento propulsivo. • Mínimo de arrasto. • Escoamento da parte anterior da fuselagem pode ser laminarizado. 	<ul style="list-style-type: none"> • Distribuição de massas desfavorável, dificultando a centragem. • Pouco adequado ao vôo acrobático • Difícil balanceamento dinâmico do eixo que liga o motor à hélice.

E) MOTOR INTERMEDIÁRIO SUSPENSO SOBRE A ASA

Buccaner	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> • Distanciamento do motor da parte inferior da fuselagem, fator importante para hidroaviões (hélice e motor longe da água). • Bom rendimento propulsivo caso a hélice esteja atrás do motor. 	<ul style="list-style-type: none"> • Alto arrasto gerando baixo desempenho. • Distribuição desfavorável de massas dificultando a centragem. • Inadequado para vôo acrobático. • Excessiva variação de arfagem com aplicação e retirada da potência

Várias outras configurações (ou sub configurações) existem, como: forma em planta da asa poli-trapezoidal , enflechamento misto, diedro “gaivota”, multiplanos, asas estaiadas, empenagem em “V invertido” , motor na empenagem, etc. , que não serão abordadas neste trabalho.

3.5.3.2 ESTUDOS DE CONFIGURAÇÃO INTERNA

No caso de aeronaves leves, a configuração interna, especialmente no caso de dois lugares, influencia muito o projeto, com implicações significativas no desempenho, no peso, na ergonomia, etc. Objetivando auxiliar na definição da configuração interna de uma aeronave leve, apresenta-se a seguir as principais opções com suas vantagens e desvantagens.

A) EM TANDEM

Aerospatiale TB30 Épsilon	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> Menor seção frontal da fuselagem, logo, menor arrasto. Ambos tripulantes na linha de eixo do avião (importante para aviões militares). 	<ul style="list-style-type: none"> Centragem desfavorável¹ quando operando com um só tripulante (tanto mais crítico quanto mais leve for o avião).

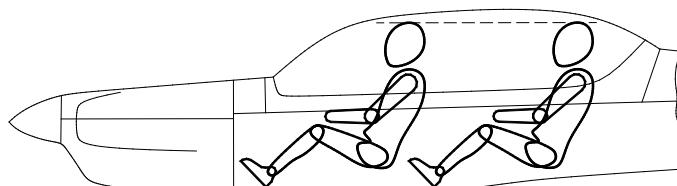


Figura 3.18 - Configuração tipo TANDEM

B) LADO - A - LADO

Piper PA-38-112 Tomahawk	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> Ocorre pequena variação da posição do C.G. quando com um ou com dois tripulantes. Preferida para turismo 	<ul style="list-style-type: none"> Maior área frontal da fuselagem, gerando maior arrasto.

¹ No caso de planadores bi-places em tandem (escalonados ou não), coloca-se o instrutor sobre o C.G. do planador completo (em vôo) e assim, retirando-se o instrutor (p/ vôo solo), o C.G. da aeronave não sofre alteração (solução possível em planadores e muito difícil em aviões motorizados).

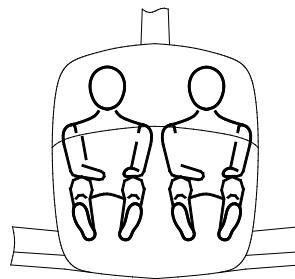


Figura 3.19 - Configuração tipo LADO-A-LADO

C) EM TANDEM , ESCALONADO

CB - 5	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> Aluno não obstrui visibilidade do instrutor Área frontal pequena (pequeno arrasto). 	<ul style="list-style-type: none"> Área frontal um pouco maior que a puramente em tandem.

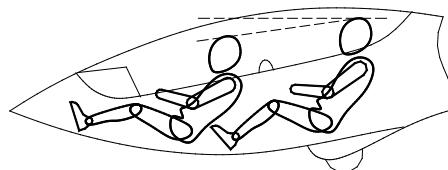


Figura 3.20 - Configuração tipo TANDEM ESCALONADO

D) LADO - A - LADO , IMBRICADO

Kookabura	Vantagens	Desvantagens
	<ul style="list-style-type: none"> Menor área frontal da fuselagem que a solução lado - a - lado. Menor obstrução visual que o tandem (não escalonado). 	<ul style="list-style-type: none"> Maior área frontal que o tandem Menor comodidade que a configuração lado - a - lado.

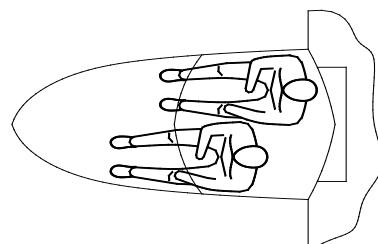


Figura 3.21 - Configuração tipo LADO-A-LADO IMBRICADO

3.5.3.3 ERGONOMIA APLICADA

A ergonomia da cabine visa adequar o posto de trabalho aos tripulantes. Esta adequação deve atentar para a comodidade oferecida à tripulação, considerando-se as diversas estaturas e biotipos, bem como as forças que deverão ser executadas nos comandos, o acesso a estes comandos, a visibilidade do ambiente externo oferecida à tripulação, as cores utilizadas, o nível de ruído, a vibração e a climatização da cabine. Tudo isto visa proporcionar o menor desgaste físico possível e o menor índice de risco aos tripulantes.

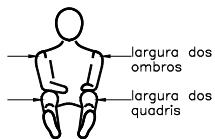
No caso de aeronaves leves, os seguintes aspectos fundamentais devem ser observados:

- ◊ Regulagem longitudinal dos bancos e/ou pedais.
- ◊ Regulagem em altura dos assentos.
- ◊ Regulagem em inclinação dos encostos dos bancos.
- ◊ Comodidade oferecida pelos encostos e bancos
- ◊ Visibilidade externa.
- ◊ Visibilidade do ambiente interno da cabine.
- ◊ Acesso aos comandos e painel.
- ◊ Forças nos comandos.
- ◊ Nível de ruído.
- ◊ Cores utilizadas no interior da cabine.
- ◊ Cores aplicadas nos comandos mais críticos.
- ◊ Desenhos esquemáticos, marcas e placas para comunicação visual.
- ◊ Climatização da cabine (ventilação, aquecimento, pressurização).

Barros (1995) faz uma apresentação geral destes aspectos.

A Tabela 3.3 apresenta, de forma sucinta, padrões antropométricos importantes para o projeto da cabine.

Tabela 3.3 - Dimensões padrões de ombros e quadris

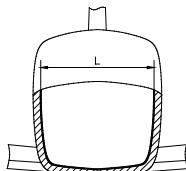


Medida [mm]	Percentil		
	5%	50%	95%
Ombros	Homens	417	455
	Mulheres	366	399
Quadris	Homens	310	356
	Mulheres	312	363

Fonte: "Kitplanes" maio 1996

Na Tabela 3.4 apresenta-se um estudo estatístico sobre a largura interna de cabines de aeronaves na configuração lado a lado.

Tabela 3.4 - Dimensões padrões de largura de cabine



Medida [mm]	Percentil		
	5%	50%	95%
L ¹	840	900	990

Fonte: "Kitplanes" maio 1996

A Figura 3.22 sumariza o estudo ergonômico realizado por Gladney (1970) sobre ergonomia em assentos de aeronaves (*Human Engineering And Aircraft Seating*), visando atender pilotos com estaturas variando de 1.45m até 1.88m.

¹ O valor máximo encontrado para L foi de 1120 mm ; Pazmany (1963) recomenda como mínimo o valor de 40" (1016mm)

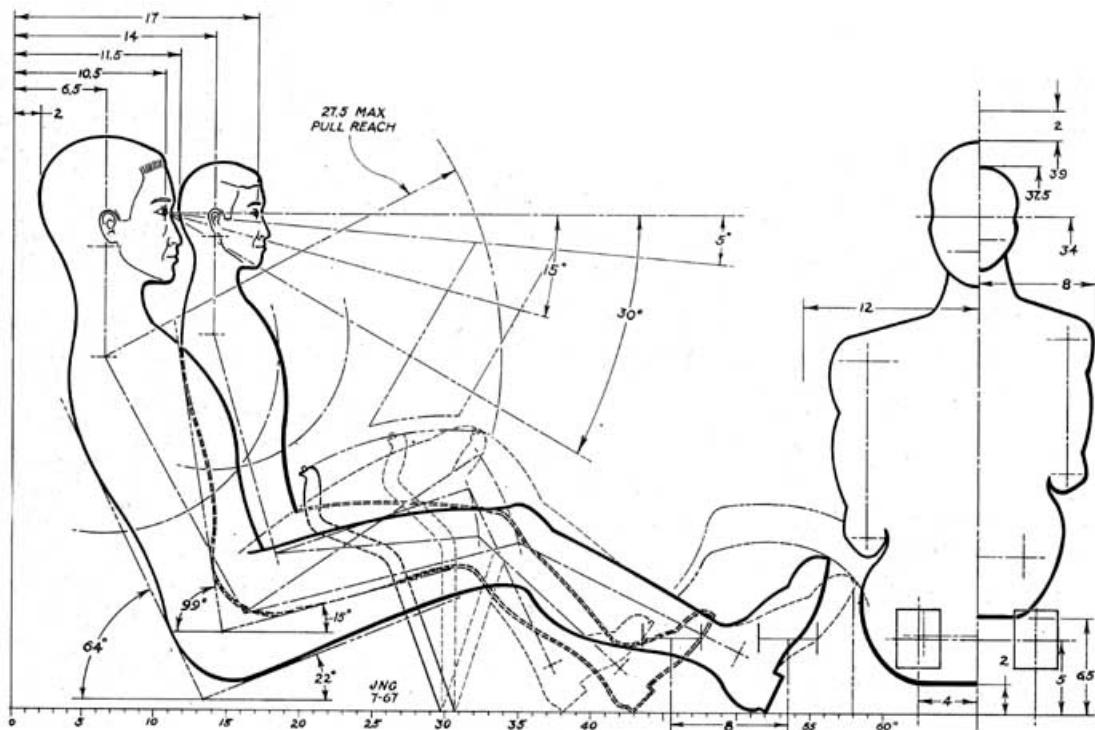


Figura 3.22 - Estudo ergonômico (dimensões em polegadas) – Gladney (1970)

A Figura 3.23 apresenta os *ângulos de conforto*, os quais devem ser respeitados no projeto da cabine.

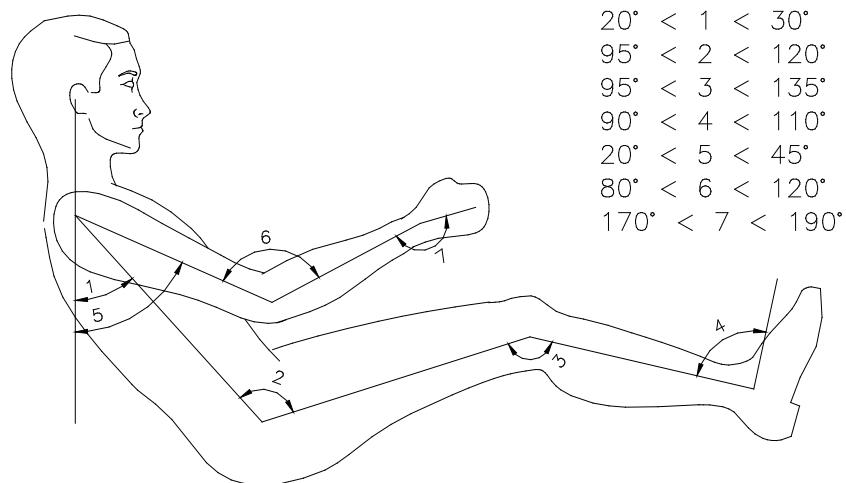


Figura 3.23 – Ângulos de conforto – Barrso (1995)

A execução de figuras humanas articuladas, em vista lateral, em papel cartão, em escala conveniente e para três padrões de estatura (piloto alto, médio e baixo) facilita grandemente a elaboração do estudo preliminar da cabine.

Um parâmetro importante para o desempenho de uma aeronave e que conflita com a ergonomia é a área frontal da fuselagem. Quanto menor a área frontal, menor será o arrasto global da aeronave. Em contrapartida, uma pequena área frontal implica em menores dimensões da cabine (altura e largura), dificultando a ergonomia. Uma visualização deste fato pode ser obtida ao se comparar a altura da cabine do *Cessna-152* (2 lugares lado a lado) da década de 50 com o *Lancair* (também 2 lugares lado a lado) da década de 80, apresentadas na Figura 3.24 e na Figura 3.25¹, respectivamente.

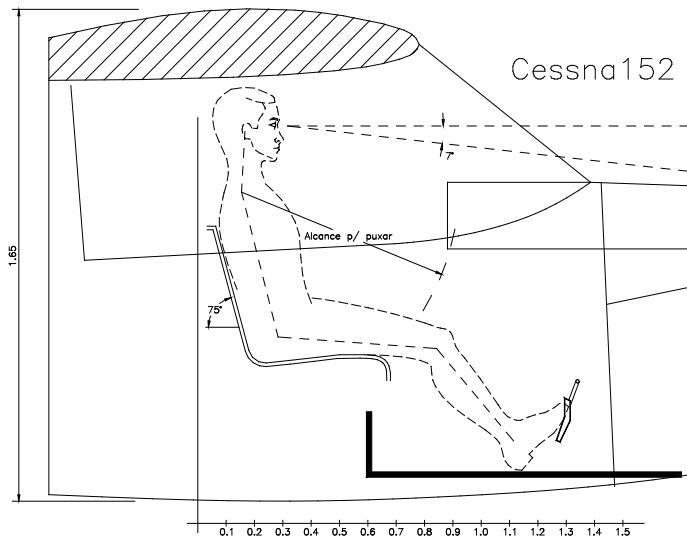


Figura 3.24 - Configuração interna da aeronave CESSNA-152

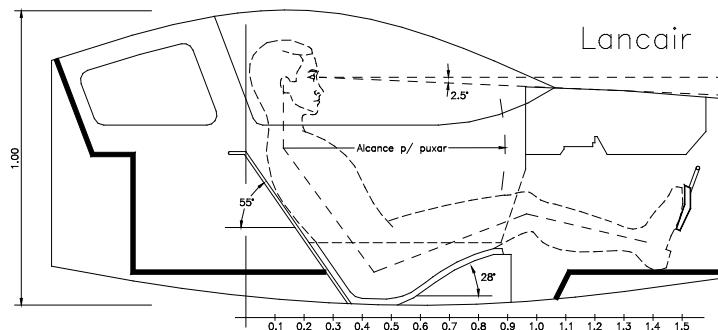


Figura 3.25 - Configuração interna da aeronave LANCAIR

¹ Dimensões em metros

Fica evidente que o *Cessna-152* possui uma cabine muito confortável, porém geradora de muito arrasto. Já o *Lancair*, possui uma cabine menos espaçosa mas que gera um arrasto muito menor. Um exame mais cuidadoso permite observar que, na verdade, a cabine do *Lancair*, não obstante suas dimensões reduzidas, oferece mais conforto aos tripulantes do que parece a primeira vista.

Pode-se dizer que uma cabine bem projetada possuirá a sua área frontal minimizada preservando condições satisfatórias de conforto, fruto de um bom projeto ergonômico.

3.5.3.4 ESTIMATIVA DAS DIMENSÕES BÁSICAS (SIZING PRELIMINAR)

Filosofia de Projeto - Conceitos em Jogo

Como filosofia de projeto de aeronaves destacam-se dois conceitos importantes, denominados de *Solução Mínima* e *Solução Livre*, descritos a seguir.

O conceito de *Solução Mínima*, defendido por muitos projetistas (especialmente da corrente européia), se baseia no pressuposto de que a aeronave deve ser aquela menor e mais leve possível capaz de atender à missão para a qual é destinada.

Kovacs (1986), em seu trabalho *Filosofia de Projeto* explana este conceito dizendo que a aeronave deve ser “a mais enxuta, a mais espartana possível”. Ainda no contexto da solução mínima, a famosa expressão de Bill Stout, “simplifique e adicione leveza”, permanece como advertência importante até hoje. Também a expressão “*keep it simple, stupid*”¹, nascida nos escritórios de projeto de aeronaves, nos EUA, no início da década de 40, é perfeitamente válida até hoje.

¹ Esta expressão nasceu no escritório de projeto dirigido por C. “Kelly”Johnson na *Lockheed*. Este escritório foi apelidado por seus integrantes de *Skunk Works*.

Esta filosofia de projeto pode ser resumida em quatro tópicos:

- ◊ Assegurar peso baixo via solução compacta, tamanho pequeno e simplicidade.
- ◊ Restringir os equipamentos ao nível da necessidade operacional.
- ◊ Combinar mais de uma função (sempre que possível) para o maior número possível de componentes do avião.
- ◊ Adotar grupo moto-propulsor com dimensões reduzidas e com peso específico e consumo específico baixos.

Tais princípios podem ser aplicados a aviões de qualquer porte. O maior avião do mundo pode ser projetado segundo o conceito de *Solução Mínima*.

Estes conceitos foram aplicados no *F-16* resultando no “avião de caça mais revolucionário e mais vendido nos últimos tempos”. Esta filosofia, da mesma forma, foi levada ao extremo no projeto *Folland Gnat MK-1* (projeto pelo inglês William Edward Billoughby Petter) que, pesando apenas 3 toneladas, batia em todos os níveis o *North American F-86 Sabre* de 11.8 toneladas. Também o projetista norte americano Heinemann (Edward Henry) aplicou tal conceito no desenvolvimento do *A-4 Skyhawk* conseguindo notável sucesso. Em 28 anos foram produzidos 2960 *A-4*. O *F-5* da *Northrop* também foi projetado segundo o conceito de *Solução Mínima*.

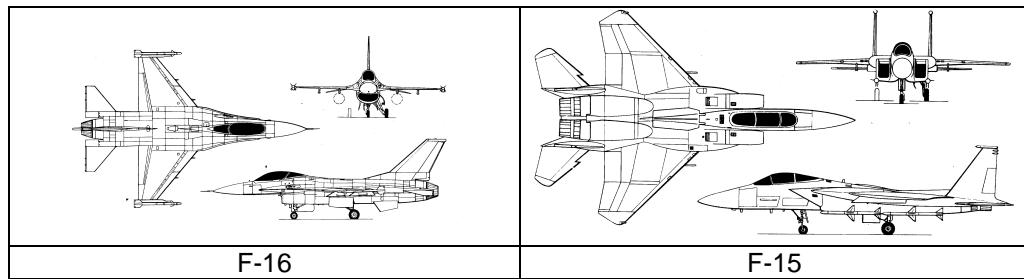
Em contraposição ao conceito *Solução Mínima* pode-se definir o conceito *Solução Livre*. Toda aeronave projetada sem a preocupação em atender a qualquer dos quatro tópicos listados anteriormente está segundo o conceito *Solução Livre*.

É importante ressaltar que o conceito *Solução Mínima* não significa *solução pobre*, conforme afirmam alguns. Na verdade, deve ser entendida como *solução coerente*.

A Tabela 3.5 e a Figura 3.26 comparam o *F-16* da *General Dynamics*, projetado segundo o conceito *Solução Mínima* com o *F-15* da *McDonell Douglas*¹, projetado segundo o conceito *Solução Livre*, ambos para a mesma missão.

Tabela 3.5 - Comparaçao do General Dynamics F-16 e McDonell Douglas F-15

Parâmetro	F-16	F-15
Peso Vazio ton.	6.6	12.7
Envergadura m	9.45	13.5
Área Alar m ²	37.87	56.5
Empuxo do Motor kgf	10800	2 x 10800
Velocidade Máxima km/h	2124	2575



desenhos na mesma escala

Figura 3.26 - Três vistas do General Dynamics F-16 e do McDonell Douglas F-15

Também, a Tabela 3.6, a Figura 3.27 e a Figura 3.28 comparam o *Folland Gnat MK-1* com o seu concorrente, o *North American F-86 Sabre*. O primeiro, projetado de acordo com o conceito *Solução Mínima*, apresenta, sob todos os aspectos, desempenho melhor que o segundo, projetado de acordo com o conceito *Solução Livre*.

Tabela 3.6 - Comparaçao entre o Folland Gnat MK-1 e o North American F-86

Parâmetro	Gnat MK-1	F-86 Sabre
Peso Vazio ton.	2.3	5.1
Envergadura m	6.73	11.91
Área Alar m ²	12.69	26.75
Empuxo do Motor kgf	2118	2710
Velocidade Máxima km/h	1152	1091
Preço relativo	1	4.2

¹ Em combates simulados promovidos pela NATO o F-16 venceu o F-15, consistentemente. Em tais combates cada F-16 “derrubado” correspondia a sessenta F-15 “abatidos”.

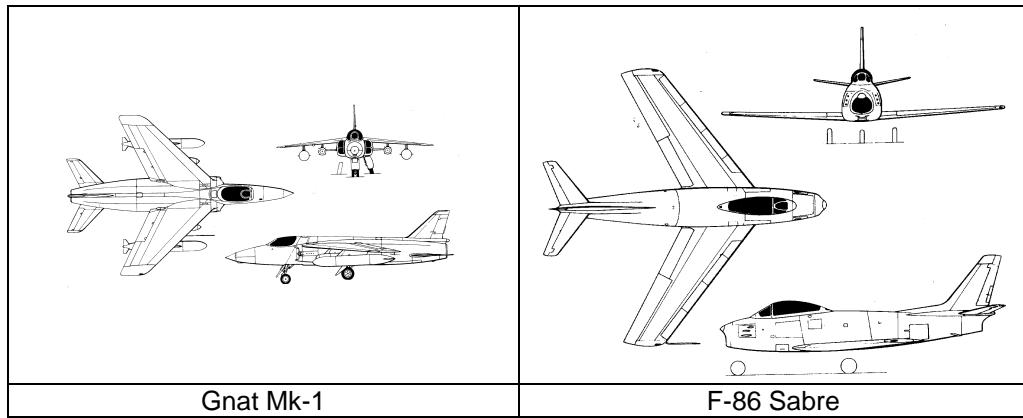


Figura 3.27 - Três vistas do Folland Gnat MK-1 e o North American F86

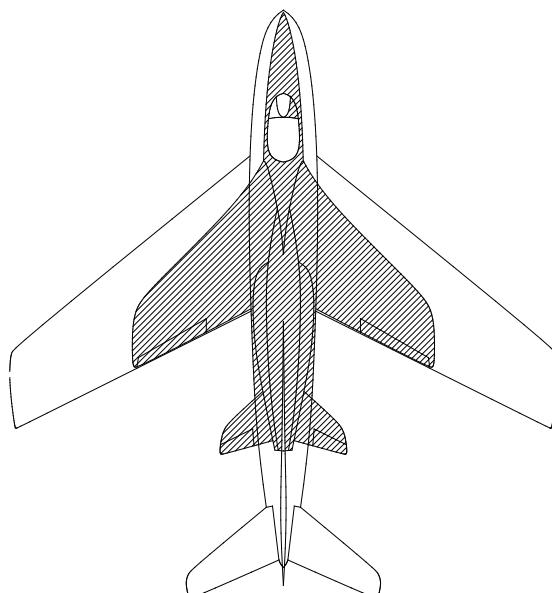


Figura 3.28 - Superposição das vistas em planta do Gnat MK-1 e do F-86 Sabre

Semelhantemente, na Tabela 3.7 e na Figura 3.29, dois caças embarcados estão comparados em seus principais parâmetros, o A-4D *Skyhawk* e seu antecessor, o F3H, ambos fabricados pela *McDonell Douglas*. O primeiro foi projetado de acordo com o conceito de *Solução Mínima* enquanto o segundo pelo de *Solução Livre*.

Tabela 3.7 - Comparação entre os McDonell Douglas A-4D Skyhawk e F3H

Parâmetro	A-4D	F3H
Peso Máximo ton.	9.0	15.2
Peso Vazio ton.	4.9	9.6
Comprimento m	12.27	17.988
Empuxo do Motor kgf.	5450	6350
Velocidade Máxima km/h	1078	1170
Produção unid.	2960	519



Figura 3.29 - Três vistas dos *McDonell Douglas A-4D Skyhawk e F3H*

Note que o conceito *Solução Mínima* está sempre voltado para a minimização do peso (estrutural e de equipamentos).

De fato, quando se está desenvolvendo um projeto prevendo-se um peso máximo de decolagem W_I e ao longo do projeto acrescenta-se mais ΔW_I de equipamentos ou cargas extras, o novo peso da aeronave, para apresentar o mesmo desempenho previsto, não será a soma destas duas parcelas, mas a primeira adicionada à segunda multiplicada por um fator, denominado *fator aumentador de peso*.

Assim:

$$W_2 = (W_I + \varepsilon \cdot \Delta W_I) > (W_I + \Delta W_I) \quad (\varepsilon > 1)$$

onde ε denota o *fator aumentador de peso*.

No caso de aviões de caça a jato tem-se $\varepsilon = 10$, representando uma forte penalização. Assim, um acréscimo de 10% na carga útil (devido a equipamentos extras e/ou cargas militares) levará a um novo peso máximo de decolagem 100% maior que o previsto originalmente, no caso de se pretender conservar o mesmo desempenho e a mesma resistência estrutural (Figura 3.30).

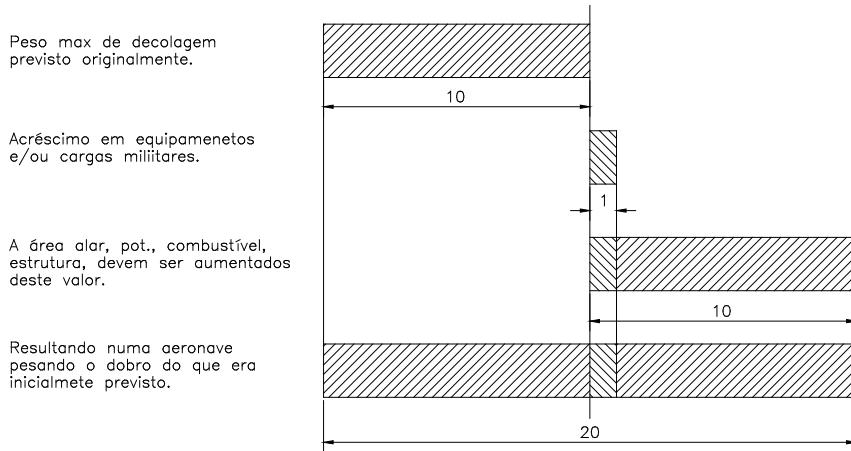


Figura 3.30 - Fator aumentador de peso (Kovacs, 1986)

Para o caso de aviões monomotores a pistão, de 2 lugares e trem de pouso retrátil, o fator aumentador de peso é da ordem de cinco ($\varepsilon = 5$) .

Por considerarem o conceito *Solução Mínima* como *solução pobre*, os defensores do conceito *Solução Livre* defendem aeronaves mais equipadas, com mais sistemas redundantes (elétricos, hidráulicos e pneumáticos), com blindagens mais robustas (mais pesadas), com maior conforto para o piloto e tripulantes (maior espaço interno) e com maior quantidade de equipamentos (instrumentos e eletrônicos em geral). Em contrapartida, terão aeronaves mais pesadas, com maior consumo de combustível e mais caras.

Apesar disso, observa-se que, tanto na aviação militar como na chamada *Aviação Geral*, uma apreciável parcela dos consumidores, optando por maior conforto, segurança e, talvez, *status*, tem preferido aeronaves desenvolvidas segundo o conceito *Solução Livre* (Kovacs, 1986).

Na aplicação do conceito *Solução Mínima*, deve-se cuidar para não cair em exageros, como no caso dos primeiros *Lancair* biplace, onde, para se ter o máximo de velocidade em cruzeiro, reduziu-se tanto as dimensões do avião e, sobremodo, das empennagens, que a aeronave ficou crítica em baixas velocidades, tendo ocorrido vários acidentes graves (o que levou as autoridades aeronáuticas australianas a proibirem o seu uso naquele país). Posteriormente, aumentou-se tanto o braço de alavanca das empennagens (suas distâncias ao C.G.) como suas áreas (acréscimo de 25%), eliminando os sérios problemas de estabilidade e controle.

Ambos os conceitos de *Solução Mínima* e *Solução Livre*, dentro da *Aviação Geral*, e em particular, na *Aviação Leve*, tem sido empregados em projetos atuais. Entretanto, o mais comum tem sido adotar o conceito *Solução Mínima* preservando-se critérios mínimos de conforto para os tripulantes e de segurança operacional. Este é, em particular, o ponto de vista do autor.

Para se aplicar o conceito de *Solução Mínima* preservando-se a comodidade dos tripulantes, é comum colocar-se os tripulantes assentados quase no fundo da cabine (como nos carros desportivos), reduzindo-se a altura da fuselagem (Figura 3.31). Em contrapartida, conserva-se a largura da cabine de modo a acomodar com conforto dois adultos de peso considerável (86 kg, de acordo com a norma JAR-VLA).

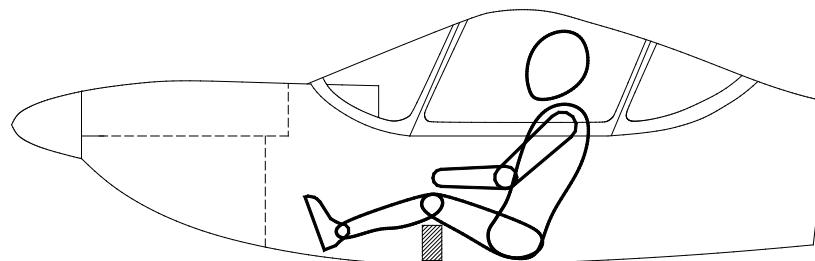


Figura 3.31 - Esquema do posicionamento dos assentos do piloto

Assim, ter-se-á uma reduzida área frontal (implicando em arrasto reduzido) sem detimento significativo do espaço interno, preservando-se conforto para os tripulantes.

A Tabela 3.8 compara as medidas e o conforto de cabines de aviões lado a lado de dois lugares.

Tabela 3.8 - Comparação entre dimensões de cabines de aviões lado-a-lado

Avião	$l=\text{largura externa [m]}$	$h=\text{altura externa [m]}$	$S=\text{área frontal [m}^2\text{]}\text{1}$	Conforto quanto à largura.
KR2-S	0.97	0.84	0.652	marginal: só cabe um adulto e uma criança
Pulsar	0.99	0.96	0.760	conforto prejudicado
Cessna 150	1.00	1..30	1.040	algum conforto
FFA Bravo	1.02	1.10	0.898	algum conforto
AA-1B	1.04	1.15	0.957	conforto normal
Zenith Stol	1.05	1.12	0.941	conforto normal
Super 2 ARV	1.05	1.12	0.941	conforto normal
Lake Buccaneer	1.05	1.32	1.090	conforto normal
CB-10	1.06	1.10	0.933	conforto normal
Lancair	1.07	1.05	0.899	conforto normal
Falco	1.07	1.23	1.053	conforto normal
Curumim	1.10	1.10	0.968	muito conforto
Saab Safari	1.11	1.50	1.320	muito conforto
Europa	1.11	1.00	0.896	muito conforto
Zlin 42	1.12	1.20	1.075	Muito conforto
LAE-DL-1 "TUCA"	1.12	1.21	1.084	Muito conforto

Por sua vez, a Tabela 3.9 faz a mesma comparação para aviões de 4 lugares.

Tabela 3.9 - Comparação entre dimensões de cabines de aviões de 4 lugares

Avião	$l=\text{largura externa [m]}$	$h=\text{altura externa [m]}$	$S=\text{área frontal [m}^2\text{]}\text{2}$	Conforto quanto à largura.
Mooney M-21	1.04	1.13	0.940	Conforto normal
Bonanza V-35	1.07	1.27	1.087	Conforto normal
Piper Cherokee PA-28	1.07	1.22	1.044	Conforto normal
BD-4	1.07	1.04	0.890	Conforto normal
Cessna 210 Cardinal	1.08	1.23	1.063	Conforto normal
Robin DR 400	1.10	1.23	1.082	Muito conforto
Robin HR 100	1.12	1.20	1.075	Muito conforto

Considera-se *40 polegadas (1.016m)* como o valor mínimo aceitável para a largura interna de cabine em aviões de dois lugares, lado a lado. Assim, o clássico *Cessna 150*, com uma largura externa de *1.00m*, já está abaixo do mínimo aceitável (sua largura interna é de *97cm*). O *KR-2*, por sua vez, com *97cm* de largura externa, é tão estreito que nele só pode se instalar um adulto, ou no máximo, um adulto e uma criança.

¹ $S=\text{área frontal} \cong (0.8 \cdot l \cdot h)$

² $S=\text{área frontal} = (0.8 \cdot l \cdot h)$

Quanto à altura da cabine, é possível reduzi-la bastante sem introduzir desconforto aos tripulantes, com os pilotos em posição semi-reclinada, acompanhando o que se faz nos planadores modernos (vide Figura 3.32).

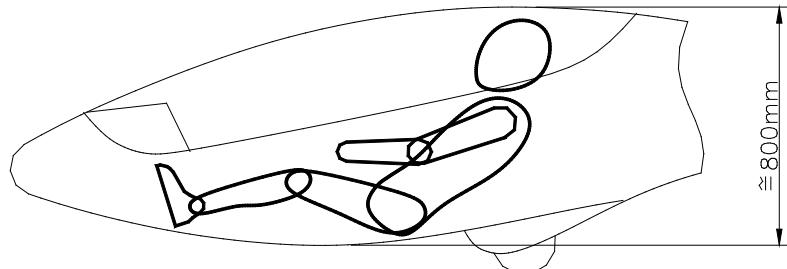


Figura 3.32 - Esquema da configuração semi-reclinada¹ em planadores

A Figura 3.33 apresenta a evolução ocorrida, ao longo dos anos, na redução de altura de cabines (e logo, de arrasto).

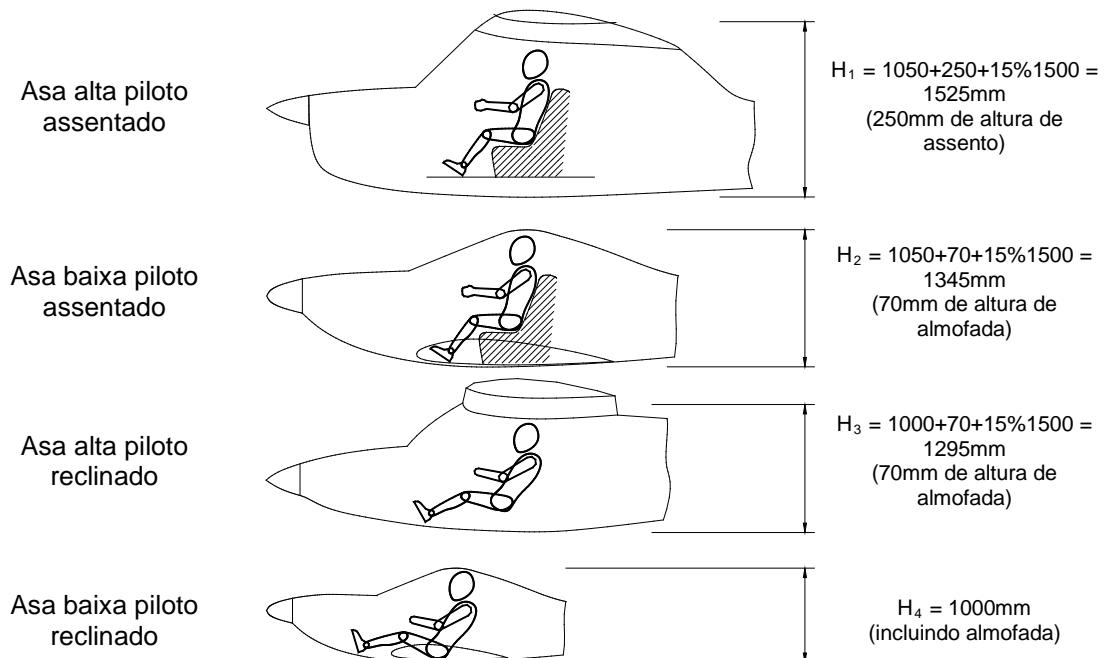


Figura 3.33 – Evolução das configurações de cabine e respectivas alturas

3.5.3.5 ESTIMATIVAS PRELIMINARES

Uma vez estabelecida a filosofia de projeto, iniciam-se as estimativas preliminares de dimensões e pesos da aeronave.

¹ também designada como semi-supina

Tanto as dimensões quanto os pesos da aeronave estão intimamente ligados à missão que a mesma irá executar. Assim, as dimensões e pesos da aeronave serão fixados de acordo com a missão pretendida (por exemplo, treinador biplace de acrobacia).

Existem também projetos com previsão de alterações futuras, visando adaptação à missões diferentes. Neste caso, as dimensões e pesos da aeronave básica terão que levar este fato em consideração, podendo acontecer que algumas dimensões não fiquem otimizadas para a aeronave básica (aquele que dará origem a uma família de aeronaves). Por exemplo, quando se iniciou o projeto do avião biplace, monomotor *Piper Cherokee 140* (para instrução básica e pequeno turismo), previu-se o desenvolvimento posterior do *Piper Cherokee 180* (quadri-place monomotor), do *Piper Arrow* (quadri-place monomotor com trem de pouso retrátil) e, em seguida, do *Piper Seneca* (bimotor de seis lugares). O primeiro teve suas dimensões e pesos afetados pelo fato de ser o gerador de uma família de aeronaves. Isto foi feito para minimizar as alterações futuras necessárias na estrutura básica. Se o *Piper Cherokee 140*, iniciador da família, tivesse sido projetado sem a intenção prévia de desenvolvimentos futuros, provavelmente teria nascido com dimensões e peso menores.

Uma vez estabelecida a missão típica da aeronave, deve-se executar o seguinte procedimento:

- 1) A partir da *Tabela Comparativa*, escolhem-se as aeronaves que mais se assemelham, em termos de parâmetros, àquela que se pretende projetar.
- 2) Elabora-se uma *Tabela Reduzida*, contendo os seguintes parâmetros básicos: i) razão carga útil¹/peso máximo de decolagem (W_p/W); ii) carga alar (W/S); iii) alongamento (A); iv) razão envergadura/comprimento da fuselagem (b/l_f) e v) razão potência/peso (P/W).
- 3) Calcula-se a média dos parâmetros da *Tabela Reduzida* (que não coincide com a média dos parâmetros de todas as aeronaves da *Tabela Comparativa*).

¹ Define-se carga útil (W_p) como sendo a diferença entre o peso máximo de decolagem e o peso vazio da aeronave.

- 4) Guiado pela *Tabela Reduzida* e pelo valor médio calculado no item 3, adotam-se valores para os parâmetros básicos (W_p/W , W/S , A , b/l_f , P/W) para o projeto em desenvolvimento. Cada valor deve levar em consideração, não apenas a média, mas também a tendência do momento (diminuição ou aumento ao longo dos anos). Assim, cada valor adotado pode ser, a critério da equipe de projeto, maior, igual ou menor que o valor médio da *Tabela Reduzida*.

A título de ilustração, a Tabela 3.10 exemplifica uma *Tabela Reduzida*.

Tabela 3.10 – Exemplo de *Tabela Reduzida*

	RV-6	Glassair	Lancair	Falco	Pulsar	Europa	K-51	Tucano
W_p/W	0.38	0.35	0.35	0.46	0.44	0.52	0.40	0.43
W/S	71.14	108.36	125.58	102.10	67.01	64.74	76.09	163.66
A	4.81	7.26	7.50	6.41	7.11	7.81	6.54	6.40
b/l_f	1.15	1.12	1.27	1.21	1.35	1.28	1.21	1.13
P/W	0.25	0.24	0.26	0.16	0.14	0.17	0.19	0.24

A partir dos valores escolhidos para os parâmetros básicos da aeronave, processam-se as estimativas preliminares de pesos e dimensões, conforme segue.

Estimativa do Peso Vazio

- 1) Arbitra-se a carga útil – W_p – (peso dos tripulantes, bagagens, combustível e outras cargas eventuais), lembrando-se de que as normas técnicas especificam o peso individual de tripulantes.
- 2) Divide-se a carga útil arbitrada pela razão W_p/W escolhida anteriormente, obtendo-se a estimativa do peso máximo de decolagem (W).
- 3) Subtrai-se W_p de W para obter uma estimativa do peso vazio da aeronave (W_{el}).

Merece ser comentado que, freqüentemente, o peso real da aeronave vazia, após sua construção, é superior ao valor obtido pelo processo acima. Isto porque detalhes não previstos no projeto, falhas no processo construtivo (por exemplo, uso de excesso de

resina em aeronaves de materiais compostos) etc., fazem com que o peso real fique maior do que o previsto. Raramente acontecerá o contrário, ou seja, a estimativa de peso é quase sempre otimista.

Peso real maior do que o previsto acarretará restrições operacionais na aeronave. Cada quilograma a mais no peso vazio corresponde a um quilograma a menos na carga útil. Se a aeronave ainda tem sobra de potência para operar mesmo com este peso extra, sem restringir a carga útil, seu desempenho ficará prejudicado em termos de velocidade de cruzeiro, velocidade de pouso e consumo.

É comum, mesmo nas “grandes indústrias”, ter-se que fazer um programa de redução de peso na execução do segundo protótipo, a fim de atingir o peso previsto. Em alguns casos (geralmente em aviões de caça) tem-se adotado a solução paliativa do uso de motores mais potentes, o que tem acarretado aumento de consumo, de peso, de preço, e diminuição de alcance, manobrabilidade etc.

Estimativa das dimensões básicas

Para estimar a área alar (S), o alongamento (A), a envergadura (b) e o comprimento da fuselagem (l_f), recomenda-se o seguinte procedimento:

- 1) Divide-se o peso máximo de decolagem pela carga alar (W/S) escolhida anteriormente e obtém-se a área da asa (S)
- 2) A partir da área alar (S) e do alongamento (A) escolhido anteriormente, obtém-se a envergadura da aeronave (b).
- 3) Finalmente, o comprimento da fuselagem (l_f) tem o seu valor estimado, multiplicando-se o valor da envergadura (b) pelo parâmetro (b/l_f) escolhido anteriormente.

Estimativa da potência

Multiplicando-se a razão potência/peso (P/W) escolhida pelo peso estimado para a aeronave (W), obtido anteriormente, obtém-se a estimativa de potência da aeronave (P).

3.5.3.6 ESCOLHA DO MOTOR

O processo usual de escolha do motor pode ser resumido através do seguinte algoritmo:

- i) identificam-se, entre os motores oferecidos pelo mercado, aqueles cuja potência está próxima da potência necessária estimada;
- ii) para cada motor, efetuam-se os cálculos de desempenho;
- iii) caso não se obtenha, com nenhum dos motores testado, o desempenho almejado, selecionam-se motores mais potentes, refazendo-se o item (ii);
- iv) entre os motores que atenderam ao desempenho almejado e levando-se em consideração também a confiabilidade do motor, seu preço, seu consumo, sua relação potência/peso, o atendimento ao cliente pós compra, etc., escolhe-se aquele mais satisfatório.

Vale a pena comentar que o aumento de P/W melhora o desempenho da aeronave e, em contrapartida, aumenta o seu custo operacional.

3.5.3.7 MATERIAIS E PROCESSOS

Para a definição de materiais e processos construtivos, os seguintes tipos básicos de construção devem ser considerados:

- ◊ em madeira
- ◊ em treliça de tubos
- ◊ em alumínio
- ◊ em materiais compostos
- ◊ mista

Em relação a cada um destes tipos pode-se comentar:

Construção em madeira

A madeira pode ser considerada como um bom material aeronáutico. O maior avião do mundo na década de 40 , o *Spruce Goose*, hidroavião de oito motores, pesando 190 toneladas, foi todo construído em madeira (Mondey, 1978). A construção de grandes aviões comerciais em madeira foi abandonada, não devido a limitações da madeira, mas à precariedade dos adesivos e dos vernizes da época. Com o advento dos adesivos e vernizes epoxílicos, tal dificuldade foi superada. Entretanto, a tecnologia de construção aeronáutica já havia se deslocado para a utilização do alumínio (as fábricas com suas máquinas operatrizes e equipamentos já estavam totalmente voltados para este último tipo de construção). Por isso, a construção em madeira não reocupou o papel de destaque anterior, se limitando à construção de aeronaves leves.

Como principais vantagens da construção em madeira, podem ser citadas: i) fonte renovável; ii) boa durabilidade; iii) requer ferramentas simples; iv) permite uniões fáceis e contínuas (colagem); v) boa relação resistência/peso; vi) ótima resistência à fadiga; vii) boa resistência aos agentes externos (quando devidamente protegida) e viii) baixo custo. Como desvantagens podem ser mencionadas: i) dificuldade de se construir formas complexas; ii) as dimensões variam com a umidade; iii) variação das propriedades mecânicas de um lote para outro; iv) material anisotrópico e v) existência de defeitos.

Construção em tubos de aço (com revestimento de tela)

Utilizada desde o início da construção aeronáutica, este tipo de construção tem sido aplicado em fuselagens e, algumas vezes, nas empennagens. Normalmente, os tubos são de aço SAE 4130 (cromo-molibdênio), sem costura, apresentando boa resistência ($\sigma_{tr} = 63 \text{ kgf/mm}^2$, $\sigma_{te} = 49 \text{ kgf/mm}^2$), tenacidade e soldabilidade. Também tem sido usado, ainda que em menor escala, os tubos de aço sem costura SAE 1020 ($\sigma_{tr} = 45 \text{ kgf/mm}^2$, $\sigma_{te} = 26 \text{ kgf/mm}^2$).

Tal tipo de construção apresenta as seguintes vantagens: i) é leve; ii) é resistente e iii) absorve bem impactos. Por isso, tem sido bastante usada em aeronaves de instrução primária, onde é comum acontecer um grande número de poucos fortes. Como desvantagens possui: i) impossibilidade de se obter formas complexas (as seções são poligonais, com escoamento aerodinâmico prejudicado) levando a baixo padrão

estético; ii) necessidade periódica de substituição da tela de revestimento; iii) fadiga metálica e iv) riscos de corrosão.

Construção em alumínio

Desde a década de 20, face às dificuldades com a integridade da colagem e proteção de peças em madeira, procurou-se outras alternativas de construção aeronáutica, compatíveis com os recursos da época. Convergiu-se para o uso do alumínio.

Como principais vantagens deste tipo de construção, podem ser citadas: i) alta confiabilidade; ii) facilidade de manuseio; iii) ausência de tempo morto durante a construção (diferente daqueles tipos que exigem tempo de cura como, por exemplo, nos materiais compostos e na colagem de madeiras); iv) uniões simples, via rebites (modernamente tem-se usado também adesivos); v) possibilidade de obter formas complexas, via prensagem em moldes e vi) material isotrópico e homogêneo, apresentando boa relação resistência/peso.

Como desvantagens, podem ser citadas: i) a eficiência das uniões ficam prejudicadas por serem descontínuas (rebites); ii) saliências das cabeças de rebites e sobreposição de chapas prejudicam o escoamento aerodinâmico; iii) são desfavoráveis do ponto de vista de fadiga metálica.

Com todas as propriedades mencionadas, a construção em alumínio tem sido a mais largamente usada entre todas nas fabricações de aeronaves em série. Atualmente, o alumínio está presente em mais de 95% da frota mundial de aeronaves.

Construção em materiais compostos

Surgida na década de 50 graças a avanços na indústria química, a construção aeronáutica em materiais compostos foi utilizada pela primeira vez na fabricação de planadores na Alemanha em 1956 (Thomas, 1999).

O material composto aeronáutico é formado por tecidos imbebidos por uma resina (epoxídica, de poliéster, etc.) denominada *matriz*. Estes tecidos são feitos através de processos especiais de tecelagem, utilizando filamentos com propriedades específicas (por exemplo, fibra de vidro, de carbono ou de poliamidas).

Como principais vantagens, podem ser citadas: i) possibilidade de obter formas complexas; ii) obtenção de superfícies altamente polidas; iii) boa precisão de formas; iv) boa relação resistência/peso, permitindo a disposição das fibras nas direções mais convenientes, em função dos esforços externos.

Na fabricação em série em larga escala, as peças são laminadas através de tecido pré-impregnado (pre-preg) onde a quantidade de resina no tecido é otimizada, resultando em melhores relações resistência/peso. Neste caso, utilizam-se de autoclaves com controle de pressão e temperatura. Na fabricação em pequena escala, a impregnação é normalmente feita à mão (hand lay-up). Neste caso, a construção pode ser feita com ou sem moldes.

Na construção com moldes obtém-se alta precisão de formas e superfícies externas altamente polidas, melhorando o escoamento aerodinâmico, reduzindo fortemente a necessidade do uso de massa niveladora e favorecendo a estética global da aeronave. Como desvantagem está o alto custo de fabricação dos moldes, o que penaliza a construção de protótipos e a construção de pequenas séries.

Na construção sem moldes, o custo de desenvolvimento é muito menor mas o acabamento externo fica penalizado, exigindo uma grande quantidade de massa niveladora, aumentando, desnecessariamente, o peso da aeronave. Assim, a relação resistência/peso e a precisão de formas, no caso da construção sem moldes, é inferior àquela executada com moldes. Por outro lado, considerando-se o custo mais baixo, a construção sem moldes tem sido a preferida para a construção de protótipos, ou de pequenas séries.

Considera-se a utilização de moldes indispensável para a obtenção de boa qualidade de forma.

Construção Mista

A fim de conciliar as vantagens de tipos diferentes de construção é comum associarem-se, de diversas maneiras, os tipos de construção anteriores. Por exemplo, pode-se construir a fuselagem em treliça de tubos e tela e asas em madeira; ou treliça de tubos associada a alumínio; ou materiais compostos revestindo treliça de tubos; ou ainda estrutura de madeira e revestimento em materiais compostos.

A Tabela 3.11 apresenta valores de propriedades mecânicas dos principais materiais de construção aeronáutica. Atenção especial deve ser dada ao parâmetro *resistência específica*, que relaciona a capacidade estrutural do material com o seu peso. Quanto maior a resistência específica, melhor a eficiência estrutural do material.

Tabela 3.11 - Tabela Comparativa de Diversos Materiais

Material	①	②	③	④	Resistência específica (kgf/mm ²) / (kg/dm ³)		
	Peso (kg/dm ³)	σ_{tr} (kgf/mm ²)	σ_{cr} (kgf/mm ²)	τ_r (kgf/mm ²)	②/① Tração	③/① Compres	④/① Cisalham
Aço Inox AISI 304	7.8	60.0	60.0	-	7.70	7.70	-
Magnésio	1.8	28.1	28.1	-	15.6	15.6	-
Aço SAE 4130 (chapa)	7.8	63.0	63.0	-	8.1	8.1	-
Aço SAE 4130 (tubo)	7.8	63.0	63.0	-	8.1	8.1	-
Chapa Alumínio 2024 – T3	2.8	45.0	45.0	28.0	16.1	16.1	10.0
Perfil Alumínio 2024 – T4	2.8	42.0	42.0	-	15.0	15.0	-
Aço estrutural	7.8	50.0	50.0	-	6.41	6.41	-
Freijó	0.614	11.9	5.0	-	19.4	8.1	-
Spruce (madeira)	0.430	7.90	4.0	-	18.4	9.3	-
Contraplacado de Pinho	0.752	12.0	-	1.68	16.0	-	2.24
Fibra-de-Vidro Unidirecional (E)	1.84	43.0	43.0	-	23.4	23.4	-
Laminado de Fibra-de-Vidro (E)	1.84	-	-	5.18	-	-	2.8

3.5.3.8 EQUIPAMENTOS E INSTALAÇÕES

Os equipamentos e instalações, embora não façam parte da aeronave, são fundamentais para o desenvolvimento da mesma. Assim, estudos deverão ser executados visando-se prover espaços, maquinaria, ferramental e demais auxílios necessários para a execução da aeronave, bem como os custos respectivos. Três tipos de iniciativa devem ser identificados:

- a) Construção de um único protótipo (ou de uma aeronave de cada vez).
- b) Construção do protótipo e fabricação de “kits” para montagem por terceiros.
- c) Construção do protótipo seguida por fabricação em série.

Na situação (a), há que se prever um espaço para fabricação das peças, montagens dos sub-conjuntos e montagem geral, bem como para as máquinas operatrizes, bancadas e espaços de circulação. Deve-se listar todas as máquinas operatrizes necessárias, tanto de bancada quanto as manuais, as ferramentas, as bancadas, e todos os dispositivos auxiliares para a fabricação. Deve-se prever, para o local, provisão de energia elétrica em *110 e 220 volts*, bem como de água tratada. Os custos da iniciativa devem ser levantados.

Para os casos (b) e (c), a legislação (*RBHA 38, 1993*) exige a previsão de espaços para escritórios, almoxarifados (de peças, instrumentos, ferramentas e matérias primas) e instalações sanitárias, além do espaço para fabricação seriada dos “kits” ou das aeronaves, propriamente dito.

3.6 ANTEPROJETO

3.6.1 ESBOÇO INICIAL

Uma vez cumpridas as etapas anteriores, inicia-se o desenho básico da aeronave, que se constitui em desenhar uma vista lateral, uma vista em planta e uma vista frontal. Este conjunto é tecnicamente conhecido como as *três vistas da aeronave*.

O primeiro passo é executar à mão livre um esboço das três vistas, o qual, em geral, é modificado reiteradas vezes.

No caso de aeronaves leves, recomenda-se que o esboço seja iniciado pelo desenho do piloto (aquele de estatura mais elevada). Escolhe-se uma escala adequada (por exemplo, 1:50) e desenha-se, à mão livre, sobre papel milimetrado (Figura 3.34).

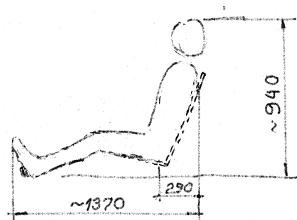


Figura 3.34 - Esboço do tripulante

Em seguida estabelece-se um espaço para curso dos pedais. Tal espaço, no caso de motor dianteiro, terá como limite à frente a parede de fogo (Figura 3.35).

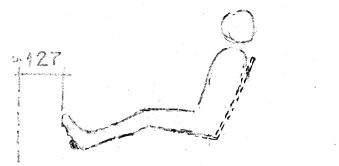


Figura 3.35 - Esboço contendo o espaço para curso dos pedais

Acrescenta-se, em seguida, o espaço para o cofre do motor, respeitando-se inclusive os espaços necessários para desmontagem de suas partes, como os magnetos e carburadores, que às vezes necessitam de remoção para manutenção (Figura 3.36).

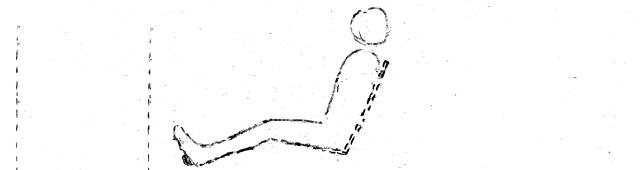


Figura 3.36 - Esboço contendo o espaço para o motor

Desenham-se as primeiras linhas de contorno da fuselagem (Figura 3.37).

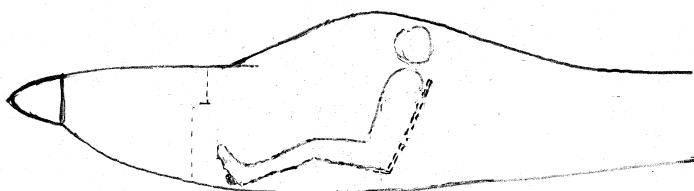


Figura 3.37 - Esboço contendo as linhas de contorno da fuselagem

Neste ponto, deve-se prever o posicionamento da asa e, especialmente, da longarina, evitando-se conflito da mesma com os tripulantes. Coloca-se o painel a uma distância de alcance cômoda para a tripulação (Figura 3.38).

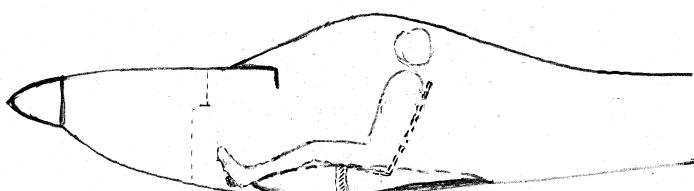


Figura 3.38 - Esboço com o posicionamento da asa e longarina

Traça-se o restante do contorno da aeronave buscando-se, intuitivamente, um equilíbrio tanto em centragem quanto em estética (Figura 3.39). Neste ponto já devem aparecer esboçados as empennagens, canopy e o restante da asa, completando-se a vista lateral.

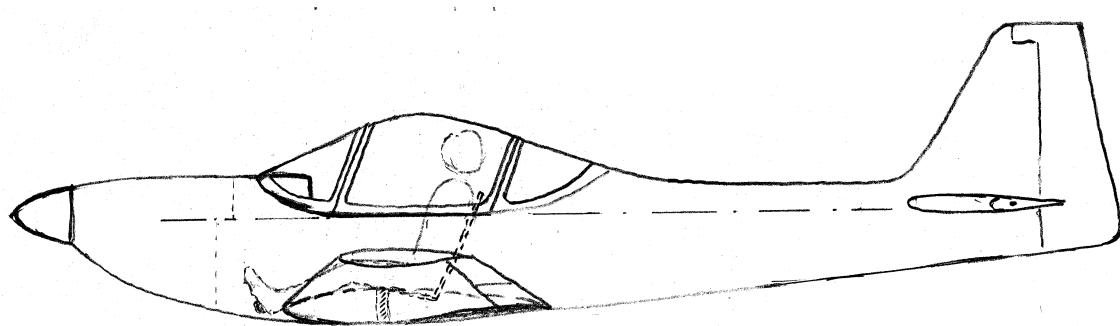


Figura 3.39 - Esboço final da vista lateral

Conforme já mencionado, este esboço deve ser retrabalhado, tantas vezes quantas necessárias, até se chegar a proporções convenientes e, ao mesmo tempo, com aspecto estético satisfatório.

Terminada a vista lateral, passa-se a elaborar a vista em planta da aeronave (Figura 3.40). A vista em planta é conjugada à vista lateral e nesta são definidas, especialmente, as formas em planta da asa, da empunagem horizontal e da fuselagem. Cuidado especial deve ser dedicado à largura da cabine, resguardando a ergonomia da mesma.

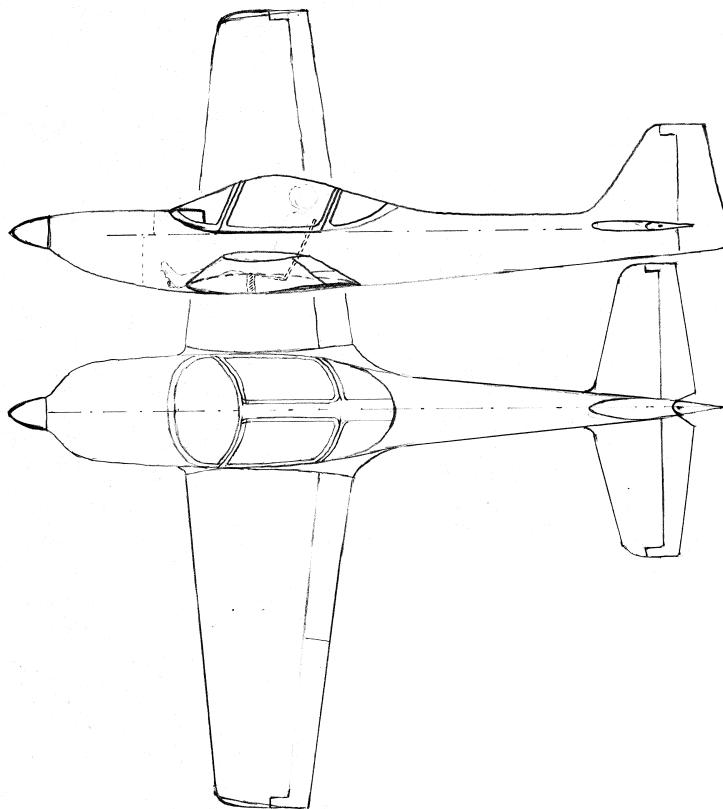


Figura 3.40 - Esboço final da aeronave

Na elaboração das três vistas, alguns detalhes, muito importantes para o desempenho da aeronave, devem seguir uma orientação científica, quais sejam: i) forma do spinner; ii) adelgaçamento da fuselagem; iii) interseção asa/fuselagem; iv) entrada de ar de arrefecimento; v) junção empunagens/fuselagem; vi) posição e geometria de canopy. Outros detalhes também importantes, mas de natureza não científica, serão mencionados posteriormente.

Forma do spinner

Contrariando a concepção tradicional de spinners com perfil parabólico (Figura 3.41 b), Galvão (1970)¹ sugere que, visando minimizar o arrasto da aeronave, os corpos fuselados tendam a apresentar seção longitudinal hiperbólica. Acompanhando o raciocínio de Galvão, recomenda-se que o spinner seja concebido com perfil hiperbólico (Figura 3.41 a).

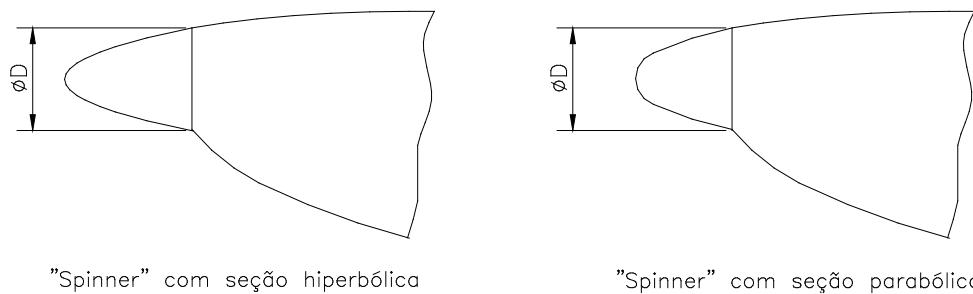


Figura 3.41 - Seções longitudinais do spinner

Este mesmo conceito deve ser aplicado, quando for o caso, às polainas de rodas, e parte anterior da fuselagem daquelas aeronaves que não apresentam motor dianteiro (planadores, bimotores, aeronaves com motores traseiros, etc.).

Adelgaçamento da fuselagem

O adelgaçamento da fuselagem, logo após a asa (Figura 3.42), proporciona redução da área molhada da fuselagem, a qual deve ser minimizada para diminuição do arrasto (Carmichael, 1994). Esta opção leva a fuselagens com cone de cauda esbelto. Existe o risco do adelgaçamento ser excessivo, gerando descolamento do fluxo aerodinâmico, o que resultaria em maior arrasto que o da fuselagem simplesmente cônica. Assim, a eficácia aerodinâmica do adelgaçamento realizado deverá ser confirmada a posteriori via cálculos computacionais ou ensaios experimentais.

¹ Galvão, aerodinamista brasileiro, com o seu conhecido trabalho (Galvão, 1970), promoveu a evolução da configuração da fuselagem dos planadores modernos, em todo o mundo, a partir da década de 70.

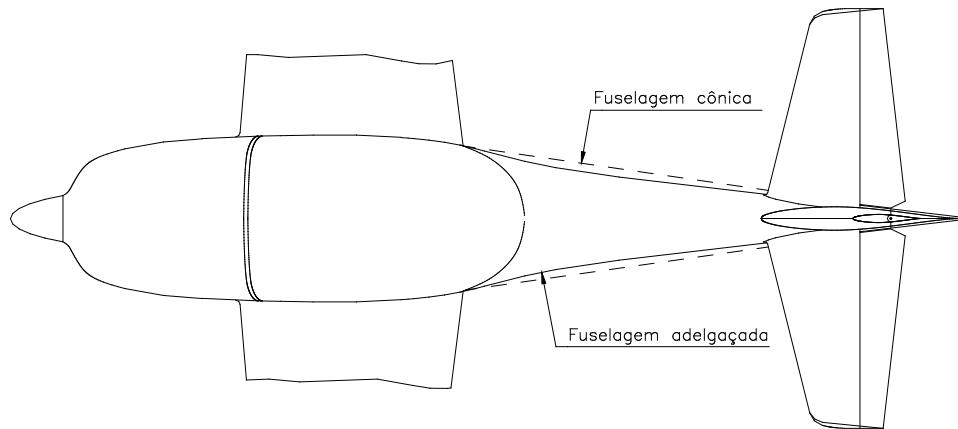


Figura 3.42 - Adelgaçamento da fuselagem

Fruto de pesquisas – Boermanns (1976) e Dodbele e vanDan (1986) – sobre fuselagem de planadores baseadas no trabalho de Straithford (1958), esta tecnologia vem sendo aplicada em aviões modernos como *BAN-BI*, *KATANA*, *Lancair* e outros.

Outro cuidado a ser tomado com o adelgaçamento da fuselagem, é não iniciá-lo precocemente, isto é, antes do bordo de fuga da asa junto à fuselagem (Arnold, 1997).

Interseção asa/fuselagem

É conveniente usar uma carenagem para fazer a concordância do extradorso da asa com a fuselagem a partir da espessura máxima da asa. Esta carenagem deve apresentar raios de curvatura cada vez maiores, a partir da espessura máxima da asa até o seu bordo de fuga. A partir deste ponto, a carenagem deve prosseguir além da asa fazendo uma concordância com a fuselagem (Figura 3.44).

A carenagem, além de reduzir o arrasto de interferência, minimiza a diminuição de sustentação que ocorre nesta região, especialmente quando se está em grandes ângulos de ataque (pouso e decolagem). Jacobs e Ward (1935) apresentam um estudo detalhado desta matéria. O uso da carenagem torna-se mais importante quando o ângulo formado entre o extradorso da asa e a fuselagem é menor do que 90° (Figura 3.43) – sendo menos importante quando este ângulo é maior do que 90° .

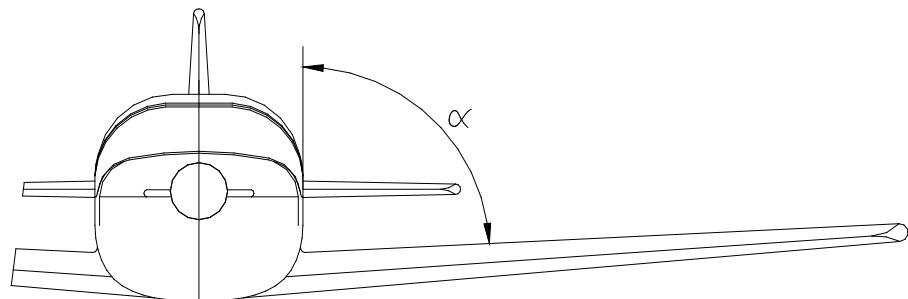


Figura 3.43 - Ângulo entre a asa e a fuselagem



Figura 3.44 - Carenagem na concordância asa - fuselagem

Entrada de ar de arrefecimento

Duas possibilidades se apresentam: i) motor refrigerado a ar e ii) motor refrigerado a líquido. Estas entradas devem estar situadas em região de alta pressão para propiciar a entrada de ar nos radiadores. Se possível, a abertura de entrada não deve ficar muito próximo da hélice; deveria estar situada a, no mínimo, três cordas da pá da hélice atrás do disco da hélice. Do contrário, o ar entraria pulsativamente no radiador, reduzindo a sua eficiência térmica. No *Spitfire* a solução de se colocar os radiadores no intradorso das asas resolveu este problema. No *P-51 Mustang* a colocação da entrada de ar para o radiador na parte posterior da fuselagem também visou evitar este problema. No caso específico do *P-51 Mustang* o sistema foi projetado de tal forma que o arrasto gerado pelo radiador é compensado pela propulsão decorrente do aumento do volume do ar após o radiador, resultando em resistência ao avanço nula. Nos motores refrigerados a ar, tal solução é praticamente impossível, a não ser que se coloque uma extensão entre o virabrequim e a hélice. Mesmo neste caso, a recomendação de se colocar as entradas de ar em regiões de pressão elevada permanece.

Modernamente os projetistas tem optado por gerar duas saliências no capô, uma de cada lado do *spinner*. No centro destas saliências instalaram-se orifícios circulares de entrada de ar (Figura 3.46). Estes orifícios não devem ter contorno abrupto mas

arredondado para o interior da capô. O arrasto de coleta de ar tem recebido muita atenção por parte de alguns projetistas que, visando minimizá-lo, projetam um sub-capô debaixo do capô principal (solução adotada no *Nemesis*). Para facilitar o escoamento, a saída do ar deve ser situada numa região de baixa pressão. *Cowl-Flap* fixos ou móveis são adotados freqüentemente com esta finalidade (Figura 3.46). Se possível, a saída do ar do radiador deve ser instalada acima do nível do radiador (ou, no mínimo, ao alto deste) já que a tendência do ar aquecido é subir.

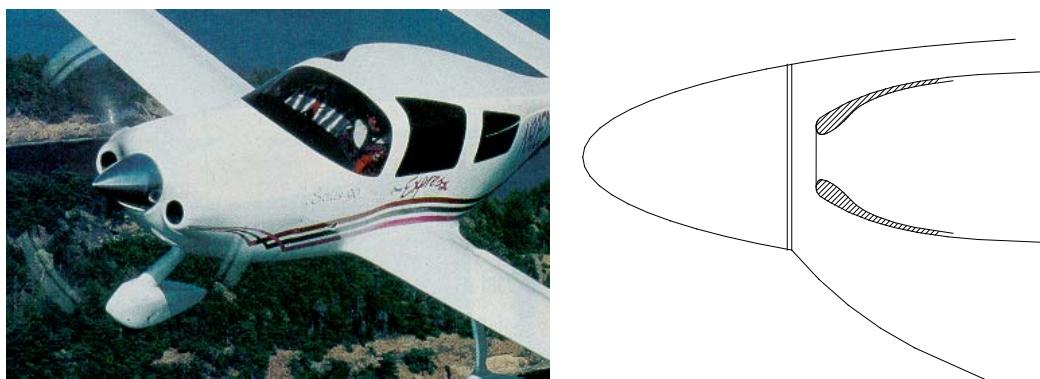


Figura 3.45 – Entradas de ar

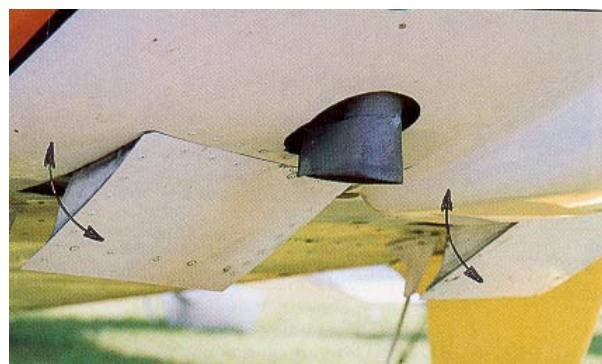


Figura 3.46 – Cowl flap

Corte para liberdade de movimentação de leme e profundor

No projeto há que se lembrar da liberdade de movimentação tanto de leme quanto de profundor. Assim, se a charneira de um estiver próxima da charneira do outro, para assegurar a liberdade de movimentos, há que se optar por um corte no leme (Figura 3.47a) ou dois cortes na empenagem horizontal (Figura 3.47b). Se as duas charneiras estiverem suficientemente distantes uma da outra não há necessidade de cortes (Figura 3.47c e d).

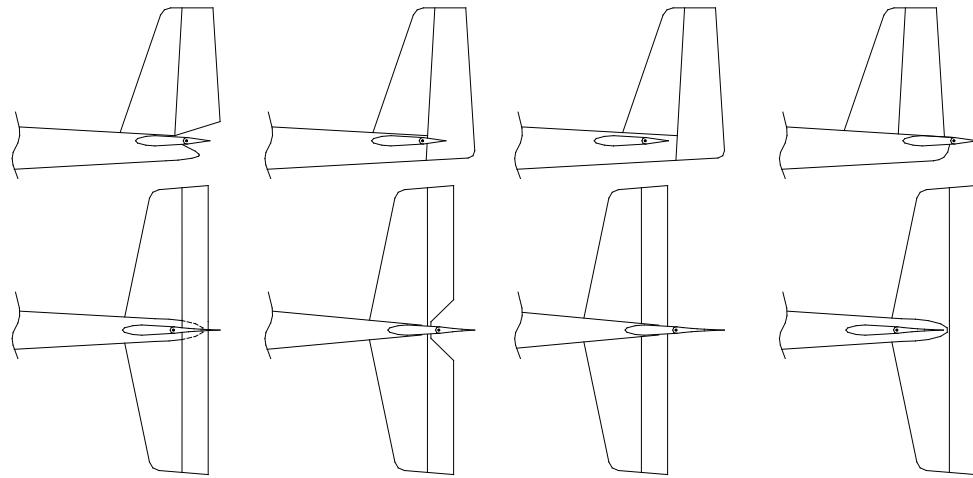


Figura 3.47 – Liberdade de movimentação de leme e profundor

Geometria e posição do canopy

O canopy deve ser projetado de modo a não gerar descolamentos de filete em seu contorno. Assim, superfícies curvilíneas e concordando com o restante da fuselagem devem ser preferidas a superfícies planas com arestas de contato.

Arnold (1997) recomenda que as distribuições de pressão da asa e da fuselagem sejam analisadas visando minimizar gradientes de pressão. A maneira mais direta de minimizar os gradientes de pressão é deslocar-se, longitudinalmente, o canopy em relação à asa. Uma sugestão prática é situar o ponto mais dianteiro do canopy sobre o ponto de espessura máxima da asa conforme a Figura 3.48.

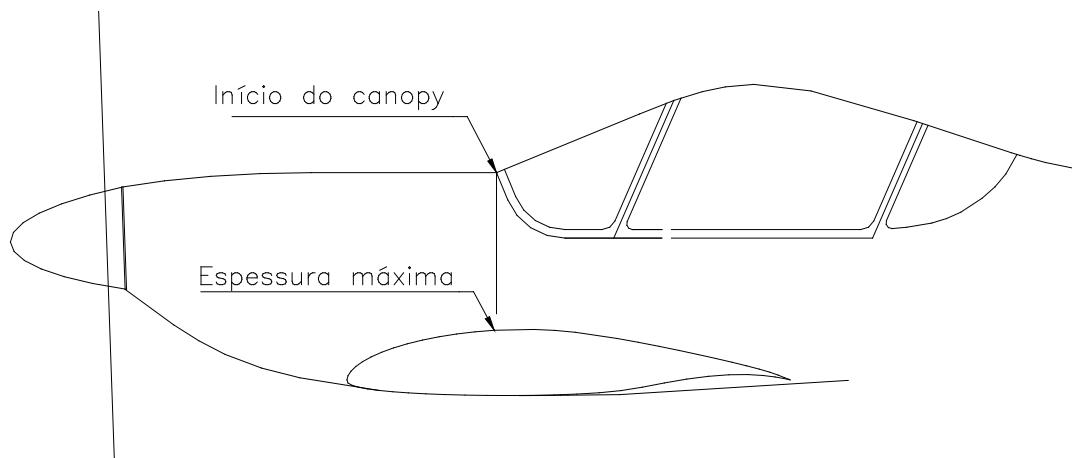


Figura 3.48 – Posicionamento do canopy

Itens não quantificáveis

Conforme já afirmado, um projeto bem sucedido é fruto da associação da técnica com a arte, do casamento do talento com o conhecimento, da fusão do ponderável com o imponderável, do enlace do estruturar com o esculpir¹. Assim, durante o anteprojeto, valores não técnicos, não quantificáveis, guiados subjetivamente pela intuição, pelo bom senso, pelo senso do belo e pelo dom artístico, são também de fundamental importância, posicionando-se ao lado daqueles estritamente tecnológicos.

Devem ser uma preocupação constante ao longo do projeto, a busca da proporcionalidade, da elegância das formas, da fluidez das linhas, da harmonia das concordâncias das superfícies, a pureza do traçado, a busca da beleza no singelo. Além da atenção à estética geral da aeronave, uma atenção especial deve ser dada ao esmero com os detalhes.

Deste modo, como decorrência de fatores subjetivos, as recomendações feitas anteriormente podem não ser inteiramente atendidas.

3.6.2 CONSIDERAÇÕES QUANTO À FORMA EM PLANTA DA ASA

Quanto ao estol

Do ponto de vista de segurança do vôo, principalmente no pouso e na decolagem, é importante que as asas estolem da raiz para as pontas, ocorrendo por último na região dos ailerons. Assim, o controle lateral da aeronave, mesmo durante o estol, permanece. Poberezny e Schmid (1970) apresentam as características de estol para diversas formas em planta de asas sem torção e com perfil constante ao longo da envergadura (Figura 3.49).

¹ A palavra “estética” provém do grego “aisthetikós” que significa “sentimento do belo”, que, por sua vez, provém de “aesthesia” que corresponde à habilidade de sentir sensações.

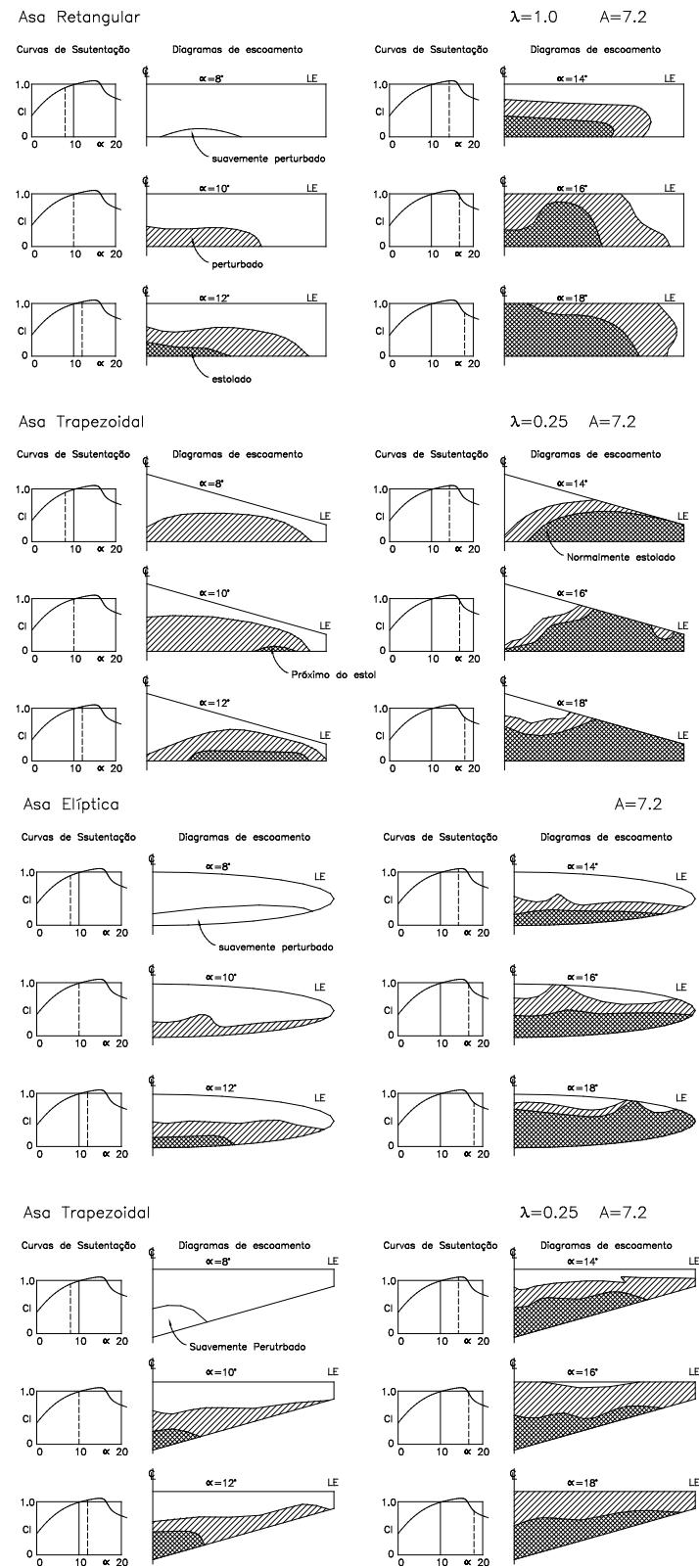


Figura 3.49 - Progressão do estol ao longo da envergadura para asas com diversas formas em planta (Poberezny e Schmid, 1970)

Note que as asas elípticas estolam em, praticamente, todas as seções simultaneamente. Assim, embora muito boas sob o aspecto de mínimo arrasto, são muito precárias quanto ao estol. Por outro lado, as asas retangulares, precárias sob o ponto de vista de mínimo arrasto, são muito favoráveis quanto ao estol, uma vez que o mesmo ocorre da raiz para a ponta, como desejado. Observe que as asas afiladas com enflechamento positivo são muito críticas quanto ao estol, diferentemente daquelas com enflechamento negativo.

A Figura 3.50 (Pazmany, 1963), apresentando asas com formas em planta diferentes, sem torção e mesmo perfil, ajuda a visualizar o processo gradativo de estol.

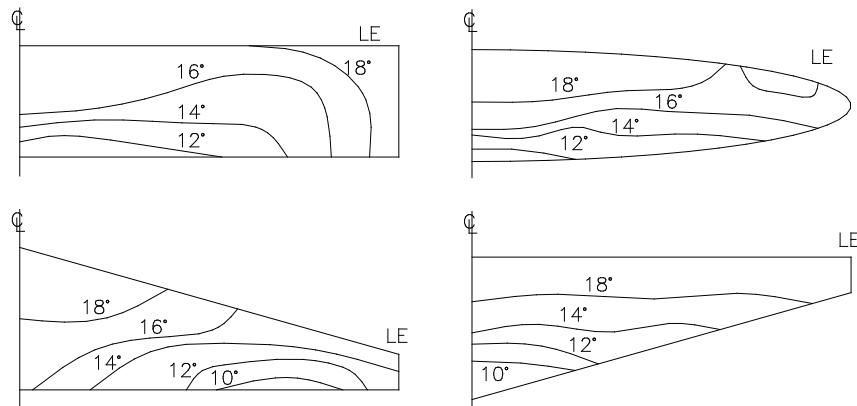


Figura 3.50 - Progressão do estol ao longo da envergadura

Os valores indicados junto às curvas indicam o limite da região estolada com o respectivo ângulo de ataque.

Em concordância com os comentários anteriores, note que a asa retangular é a que apresenta melhores condições de estol. Já a asa fortemente afilada com enflechamento positivo é crítica, sob este aspecto, enquanto aquela fortemente afilada com enflechamento negativo já não o é. Finalmente, a asa elíptica tem a tendência de estolar ao longo de toda a envergadura, o que é muito crítico.

A Figura 3.51 reproduz resultados obtidos por Poberezny e Schmid (1970) sobre as características de estol de asas trapezoidais com diversos afilamentos (asa sem torção, mesmo perfil ao longo da envergadura e com enflechamento nulo em $c/4$).

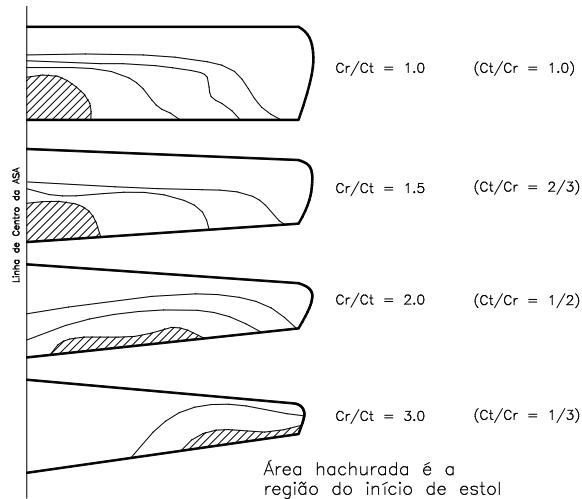


Figura 3.51 - Características de estol para asas trapezoidais com diversos afilamentos

Na medida em que c_t/c_r diminui (asas mais afiladas), a asa piora sob o aspecto do estol (o início do estol se desloca para a ponta da asa). Assim, as melhores características de estol ocorrem para asas com $c_t/c_r = 1$. Até $c_t/c_r = 1/2$, tais características ainda são satisfatórias, tornando-se extremamente críticas para $c_t/c_r = 1/3$.

Quanto à resistência induzida

A resistência induzida de uma asa está relacionada com a sua distribuição de sustentação ao longo da envergadura, a qual depende fortemente da forma em planta da asa (Anderson, 1990). Sabe-se que, de acordo com a teoria, a forma em planta elíptica é a que produz a menor resistência induzida (Anderson, 1990). Em contrapartida, entre as formas em planta usuais, a retangular é a que produz a maior resistência induzida.

Com uma geometria quase tão simples quanto a retangular, uma asa trapezoidal com afilamento igual a 0.5 apresenta uma resistência induzida apenas 3% superior àquela da asa elíptica. Trata-se de uma diferença muito pequena comparada com as demais vantagens de uma asa trapezoidal. Assim, asas trapezoidais com afilamento próximo a 0.5 têm sido muito utilizadas na prática.

Com construção um pouco mais elaborada, porém com muitas vantagens aerodinâmicas, as asas bi-trapezoidais se aproximam mais da forma em planta elíptica que a trapezoidal, podendo apresentar resistência induzida ainda mais próxima da asa elíptica.

Em aeronaves onde se prioriza a eficiência aerodinâmica, procura-se projetar a asa com a menor resistência induzida possível, preservando-se condições mínimas satisfatórias de estol. No caso de planadores de competição, tem sido comum utilizar-se de asas bi-trapezoidais, com geometria como na Figura 3.52.

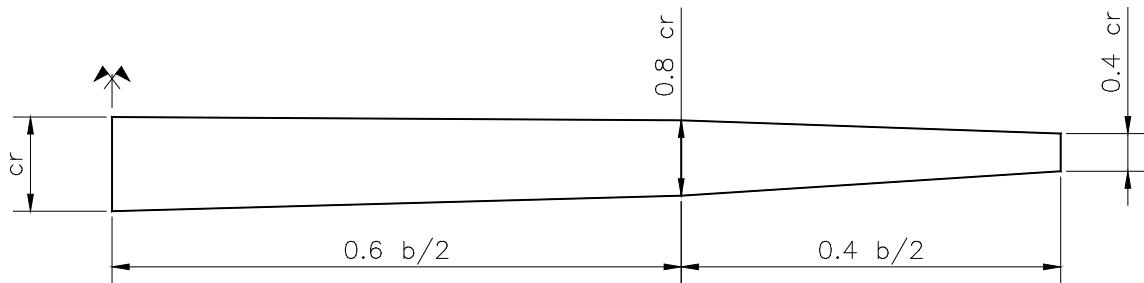


Figura 3.52 - Esquema de uma asa típica de planadores modernos de competição

Quanto a eficiência estrutural

Sob o aspecto estrutural a melhor geometria é a trapezoidal, permitindo a utilização de longarinas com grande momento de inércia na raiz e pequeno na ponta, favorecendo a resistência aos momentos fletores atuantes. A caixa de torção na raiz da asa trapezoidal é maior que a da asa retangular, resistindo melhor aos momentos torsóres aplicados. Vê-se que, de fato, asas trapezoidais são estruturalmente muito adequadas.

As asas bi-trapezoidais têm um comportamento semelhante ao das asas trapezoidais, com uma eficiência estrutural um pouco inferior.

Um aspecto relevante a se comentar é que nas asas retangulares existe muito mais material construtivo nas pontas do que seria necessário. Isto porque, alguns componentes estruturais, por facilidade construtiva, acabam sendo superdimensionados. Por exemplo, o comum é executar todas as nervuras das asas retangulares idênticas.

Assim, elas são dimensionadas de acordo com a nervura da raiz, ficando as nervuras das pontas muito mais pesadas do que o necessário.

Quanto à facilidade construtiva

As asas retangulares, como era de se esperar, são as mais simples de serem construídas. Opostamente, as asas elípticas, com geometria mais complexa, são as mais difíceis de construir, especialmente devido à dupla curvatura do revestimento. Já as asas trapezoidais apresentam um grau intermediário de dificuldade construtiva.

Quanto ao alojamento de sistemas

Um aspecto importante que não deve ser negligenciado é a previsão de alojamento para os sistemas. Por exemplo, para aeronaves com trem de pouso escamoteável, as asas trapezoidais, com altura da seção do perfil na raiz maior do que nas asas retangulares, são mais favoráveis para acomodar o trem-de-pouso principal e os tanques de gasolina próximos à raiz da asa, uma solução bastante comum.

3.6.2.1 METODOLOGIA PARA PREVISÃO DE ESTOL

De acordo com orientação do aerodinamicista Armin Quast (1985), para estimar a posição de início de estol de asas que façam uso de um único perfil ao longo da envergadura e sem torção geométrica, deve-se:

- i) desenhar a planta da asa, sem enflechamento;
- ii) traçar, sobreposta a esta, uma asa elíptica, de mesma envergadura e mesma área (Figura 3.53);
- iii) a posição para a qual a diferença entre a corda da elipse e a corda da asa em análise é máxima (corda da elipse maior do que da asa), é a posição na qual se iniciará o estol da asa.

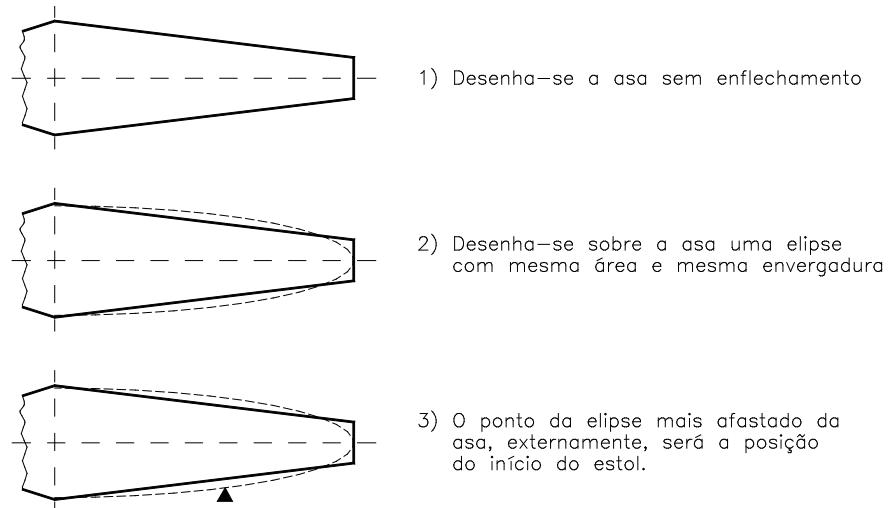


Figura 3.53 – Procedimento para estimar região estolada

O procedimento acima justifica-se pelo fato de que a asa elíptica, com um único perfil e sem torção, estola simultaneamente ao longo de toda a envergadura. Ora, na região onde a corda da asa em análise é maior do que a corda da asa elíptica, esperam-se coeficientes de sustentação (C_L) menores do que na asa elíptica. Inversamente, nas regiões onde a corda da asa em análise é menor do que da asa elíptica esperam-se maiores coeficientes de sustentação. Assim, quando a asa elíptica estola, o que ocorre por inteiro, espera-se que a região com coeficientes menores (cordas maiores que a elipse) não esteja estolada, enquanto a região com coeficientes maiores (cordas menores que a elipse) esteja estolada. Em particular, *o ponto da elipse mais afastado da asa real, externamente, será a posição do início do estol da asa em análise*.

Este método expedito, não obstante sua simplicidade, é muito efetivo. De fato, a Figura 3.54 compara a estimativa de início de estol obtida pelo procedimento acima com os resultados experimentais obtidos por Poberezny e Schmid (1970), indicando uma estimativa de início de estol muito precisa.

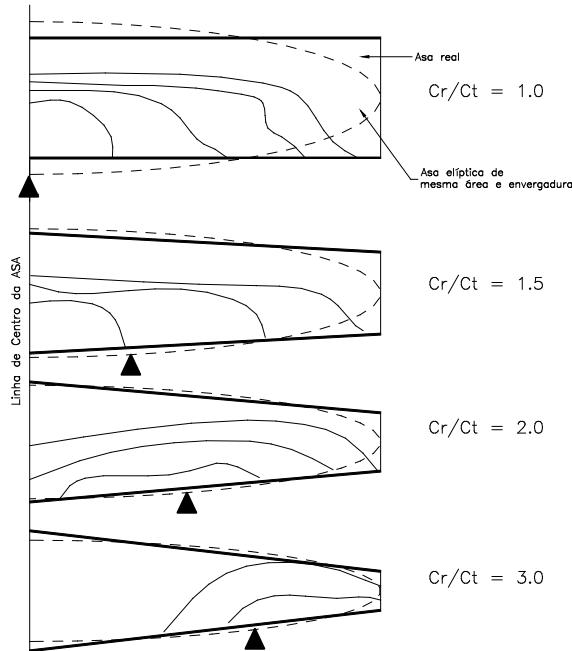


Figura 3.54 - Método para determinação das regiões do início do estol
 (▲) indica o ponto por onde iniciará o estol

Na Figura 3.55, aparecem comparadas asas trapezoidais com diversos afilamentos¹ e as respectivas elipses, indicando as separatrizes das regiões estolada e não estoladas, supondo o uso de um único perfil e sem torção geométrica.

¹ 0.618 é o número áureo (solução da equação $1/(1+x) = x$). A proporção 0.618/1 denominado de *razão áurea* era usada nas fachadas das edificações gregas clássicas, para a relação entre a altura e a largura das fachadas, como no caso do “Partenon” na “Acropolis”, por ser considerada padrão de beleza na época. Curiosamente, este é um valor intermediário entre $\lambda = 0.5$, preferência estética das décadas recentes e $\lambda = 0.8$, valor mais adotado recentemente por razões técnicas (características de estol).

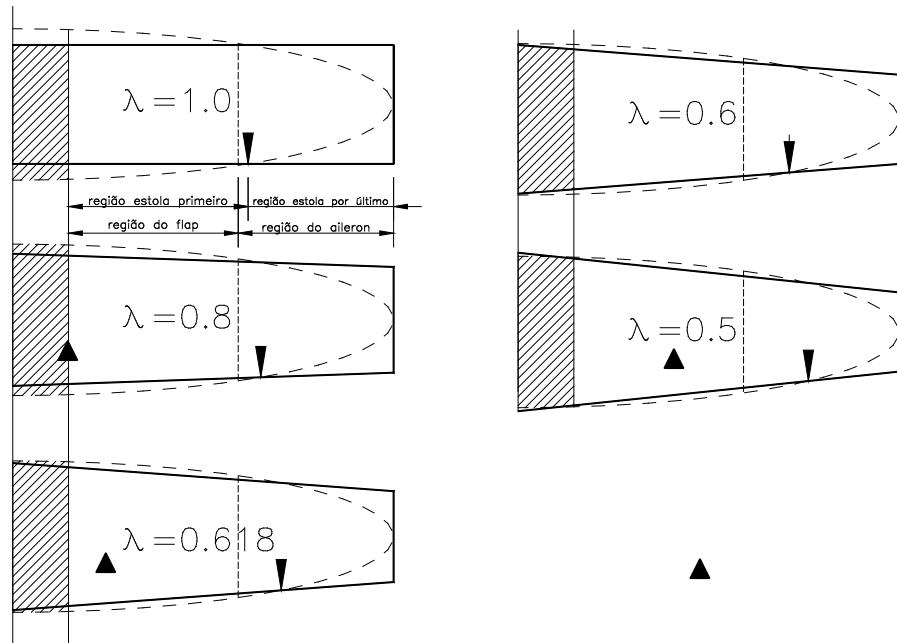


Figura 3.55 - Aplicação do método de determinação do início do estol

▲ (▲) indica o ponto por onde iniciará o estol

Note que, consoante aos comentários anteriores, somente apresenta-se afilamentos superiores a 0.5.

3.6.2.2 ALTERNATIVAS CONSTRUTIVAS PARA SE EVITAR O ESTOL DE PONTA DE ASA

Para se evitar o estol de ponta de asa, os seguintes recursos de projeto podem ser utilizados:

1) Torção aerodinâmica

A utilização de perfis aerodinâmicos diferentes na raiz e na ponta da asa, com ângulos de estol diferentes, pode resolver o problema do estol de ponta de asa. Para isto, o ângulo de estol do perfil da ponta deve ser suficientemente maior que o do perfil da raiz. A Figura 3.56 ilustra dois perfis que podem ser combinados para este fim.

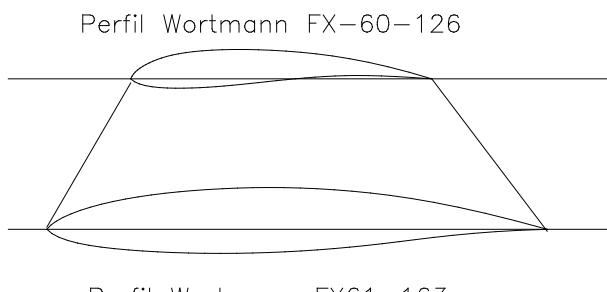


Figura 3.56 - Torção aerodinâmica

Enquanto o perfil *FX-60-126* estola a 18° , o *FX-61-163* estola a 16° , uma diferença bastante significativa. Tal solução foi adotada no planador *CB.2 Minuano* (Barros, 1975).

2) Torção geométrica

Uma alternativa diferente da anterior é, mantendo-se o mesmo perfil ao longo de toda a envergadura, aplicar uma torção geométrica na asa, fazendo com que o ângulo de incidência na ponta seja menor do que na raiz da asa. A Figura 3.57 ilustra este artifício, onde ε denota o ângulo de torção geométrica.

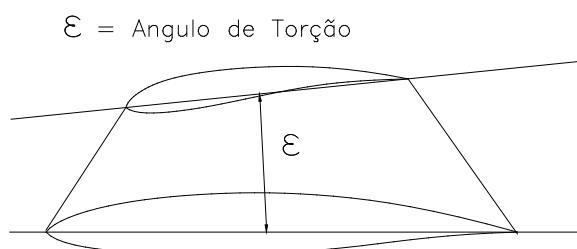


Figura 3.57 - Torção geométrica

Esta solução foi adotada no planador *CB-1 Gaivota* (Barros, 1964).

Deve-se, entretanto, evitar torções geométricas excessivas, o que implicaria em sustentação negativa nas pontas da asa, quando em alta velocidade, o que é muito contraproducente (Figura 3.58).

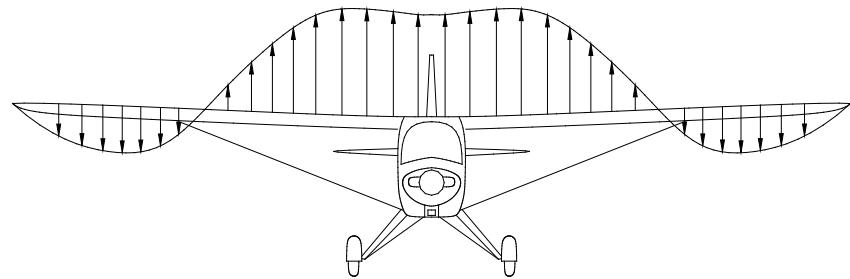


Figura 3.58 - Distribuição de sustentação em asas com torção geométrica em alta velocidade

3) Uso de Slots

A utilização de *Slots* (Figura 3.59) no bordo de ataque da asa, nas regiões dos ailerons, também pode evitar o estol de ponta de asa.

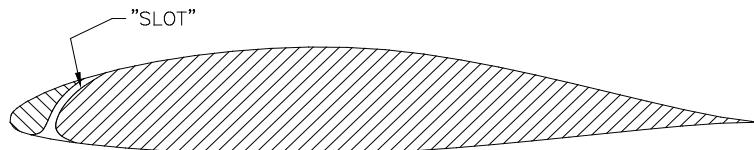


Figura 3.59 - Slot

Este artifício, contudo, tem como inconveniente aumentar o arrasto aerodinâmico em vôo de cruzeiro, a não ser que se use o *Slot* móvel, um mecanismo mais elaborado, mais caro e mais pesado.

4) Controle da camada limite

Um outro artifício, até o momento encontrado apenas em aeronaves experimentais, é o controle da camada limite através de algum dispositivo de sucção (Figura 3.60).

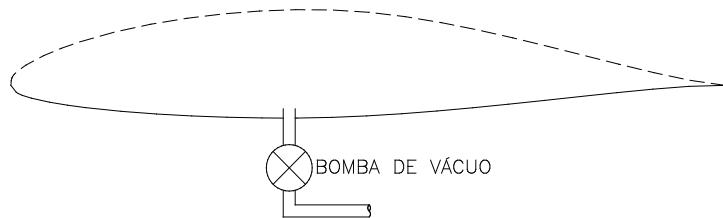


Figura 3.60 - Controle de camada limite por sucção

Note que o extradorso aparece perfurado para viabilizar a sucção. Nos protótipos que têm utilizado este artifício, tem ocorrido entupimento dos orifícios do extradorso, prejudicando o funcionamento do sistema contra-indicando, por enquanto, sua adoção efetiva.

5) Combinação de artifícios

Naturalmente, para melhorar as características de estol da asa, os artifícios anteriores podem ser combinados de diversas maneiras.

A título de ilustração, a Tabela 3.12 exemplifica diversas soluções adotadas em aeronaves conhecidas visando-se evitar o estol de ponta de asa.

Tabela 3.12 - Soluções para evitar estol de ponta de asa

Aeronave	Perfil na raiz	Perfil na ponta	Afilamento	Torção geométrica	Torção aerodinâmica
K-51	64A _{1.5} -313.5	64A-212	0.47	1°	-
MooneyRanger	63 ₂ -215	64 ₁ -412	0.5	1°30'	-
SF - 260	64 ₁ -212	64 ₁ -210	0.5	2°45'	-
Falco F8L	64-212	64-210	0.5	3°	-
Bonanza V35B	23016.5	23012	0.5	3°	-
GP-4	63 ₁ -212	63 ₁ -212	0.63	0°	0°
KR-2	4418	4415	0.67	3°	-
Cessna Centurion	64 ₂ A215	64 ₁ A412	0.73	3°	-
Europa	Dykin "E"	Dykin "E"	0.75	0°	0°
Cessna Cardinal	NACA série 2400	NACA série 2400	0.75	3°	-
CB-2 Minuano	FX 61-163	FX 60-126	1.0 / 0.5	0°	2°
CB-9 Curumim	HQ 17	HQ 17	0.8 / 0.5	0°	0°
Piper Arrow	65 ₂ -415	65 ₂ -415	1.0	0°	0°

Note que algumas aeronaves combinam alguns dos artifícios comentados anteriormente.

3.6.2.3 PARÂMETROS PARA AUXILIAR A AVALIAÇÃO DA EFICIÊNCIA ESTRUTURAL

O momento de inércia e a área da seção transversal de uma longarina são calculadas, respectivamente, como:

$$J = k_1 \cdot b \cdot h^3$$

$$S = k_2 \cdot b \cdot h$$

onde b denota a largura da seção, h a altura da mesma e k_1 e k_2 constantes de proporcionalidade que dependem da geometria da seção.

Considerando que a resistência aos esforços depende de J e que o peso por unidade de comprimento depende de S , a eficiência estrutural de uma longarina pode ser preliminarmente avaliada pela razão

$$\frac{J}{S} = \frac{k_1}{k_2} h^2$$

Quanto maior a razão J/S , mais eficiente a longarina. Assim, para uma dada geometria da seção transversal, a longarina com maior altura será mais eficiente do ponto de vista estrutural. Note que J/S varia com o quadrado de h .

Portanto, a forma em planta que permitir longarinas mais altas na raiz, onde os esforços são mais acentuados, são mais favoráveis do ponto de vista estrutural.

De fato, as longarinas de asas trapezoidais são bastante mais leves que as de asas retangulares.

Uma dificuldade que poderia ser levantada, sob este aspecto, para as asas trapezoidais é que as mesmas possuem menor altura nas pontas do que as asas retangulares. Esta dificuldade, entretanto, na verdade não existe. Em primeiro lugar porque os esforços nas pontas das asas são muito menores do que os esforços na raiz. Em segundo lugar, porque o carregamento aerodinâmico fica concentrado mais próximo à raiz nas asas trapezoidais do que nas asas retangulares, atenuando os momentos fletores nas longarinas das asas trapezoidais.

Por outro lado, o peso do revestimento (trabalhante) depende da sua espessura (δ), a qual é calculada de acordo com a expressão:

$$\delta = k_3 \cdot \frac{M_t}{\tau_r \cdot S}$$

onde M_t denota o momento de torção, τ_r a tensão de ruptura ao cisalhamento, S a área da seção transversal da caixa de torção e k_3 uma constante de proporcionalidade.

Note que, quanto maior a área da seção transversal da caixa de torção (S), menor será a espessura (δ), portanto, o peso do revestimento.

Considerando-se que os esforços de torção são acumulados da ponta para a raiz da asa e que asas trapezoidais possuem maior área da seção transversal da caixa de torção na raiz (cordas maiores), esta geometria é mais favorável estruturalmente do que a geometria retangular.

Na fase preliminar do projeto, as expressões acima podem ser utilizadas como parâmetros de definição da geometria da asa, do ponto de vista da eficiência estrutural.

3.6.3 ESTIMATIVA DE PESO (REFINAMENTO DO SIZING)

O refinamento da estimativa do peso vazio da aeronave é feito através de estimativas dos diversos pesos de todos os seus componentes, conforme o seguinte algoritmo:

- 1) A partir do valor de W , obtido no item 3.5.3.5, faz-se uma estimativa dos pesos dos componentes da aeronave.
- 2) Somam-se os pesos dos componentes para se ter a estimativa do peso vazio da aeronave (W_{e1}).
- 3) Comparam-se os valores de W_{e2} e de W_{e1} , obtido no item 3.5.3.5. O valor W_{e1} deve ser corrigido, alterando-se a carga útil na medida do necessário e de acordo com a conveniência, até que ele coincida com W_{e2} .

No passo (1) do algoritmo acima, para se estimar os pesos das asas, da fuselagem, e da empenagem horizontal, Pazmany (1963) sugere o uso das fórmulas e dos ábacos desenvolvidos por K.L. Sanders.

O peso do trem de pouso é tomado como uma porcentagem do peso máximo (W) da aeronave (Pazmany, 1963).

Para o peso do tanque de combustível admite-se (Pazmany, 1963) 90g para cada litro de combustível. Os controles são estimados como sendo 2.5% do peso máximo de decolagem (Pazmany, 1963).

O *spinner*, o capô do motor, o para-brisa, o canopy, as linhas de combustível e a parede de fogo têm os seus volumes calculados e a partir destes, os seus pesos. O peso do berço do motor é obtido por tabela comparativa. Finalmente, os pesos dos esquipamentos (instrumentos de bordo, bateria, etc.) são obtidos através dos catálogos dos fabricantes.

3.6.4 ESTUDO DAS PROPORÇÕES GERAIS DA AERONAVE

Entende-se por uma aeronave com boas qualidades de vôo aquela que oferece segurança operacional e seja fácil e agradável de pilotar. Assim, uma aeronave com boas qualidades de vôo exige forças suaves do operador para realizar manobras e responde de um modo previsível aos comandos. É sabido que, enquanto algumas aeronaves apresentam qualidades de vôo no mais elevado grau, outras são consideradas marginais, de difícil pilotagem.

As qualidades de vôo estão ligadas às estabilidades estática e dinâmica (longitudinal, direcional e transversal), às forças nos comandos para vôo equilibrado e para manobras, às velocidades de rotação no rolamento, tangagem e glissagem. Deve haver uma proporção harmoniosa entre as forças nos comandos primários: no rolamento, força no manche proporcional a 1; na tangagem, força no manche proporcional a 2; na glissagem, força nos pedais proporcional a 3. Quanto às forças nos comandos, se a variação de força no manche por "g" for muito alta, ocorrerá cansaço excessivo do piloto. Caso contrário, se for muito baixa, poderá ocorrer do piloto, inadvertidamente, aplicar, com pouca força, uma carga excessiva na estrutura da aeronave.

As qualidades de vôo dependem fortemente das proporções geométricas gerais da aeronave. Um detalhe geométrico pouco perceptível no esboço inicial, porém muito importante para as qualidades de vôo, é a folga (*gap*) entre o bordo de ataque das superfícies de comando e a respectiva parte fixa.

Visando-se obter uma aeronave com boas qualidades de vôo, terminado o esboço inicial, é conveniente fazer-se um estudo comparativo da proporcionalidade das dimensões básicas da aeronave em desenvolvimento.

Para isso, selecionam-se as aeronaves cujas formas mais se aproximam da aeronave em desenvolvimento e que sejam, reconhecidamente, detentoras de boas qualidades de vôo. Em seguida, elaboram-se tabelas contendo as principais proporções geométricas destas aeronaves e as respectivas proporções da aeronave em desenvolvimento. Na medida em que houver desproporção, volta-se ao esboço inicial, fazendo-se as modificações convenientes.

O autor recomenda que as seguintes proporções sejam analisadas:

- 1) Razão entre o braço da empunhadura horizontal (l_h) e a corda média geométrica da asa (\bar{c}), conforme apresenta a Figura 3.61. Note que l_h representa a distância entre o ponto de um quarto da corda média geométrica da asa (\bar{c}) e um quarto da corda média geométrica da empunhadura horizontal (\bar{c}_h).

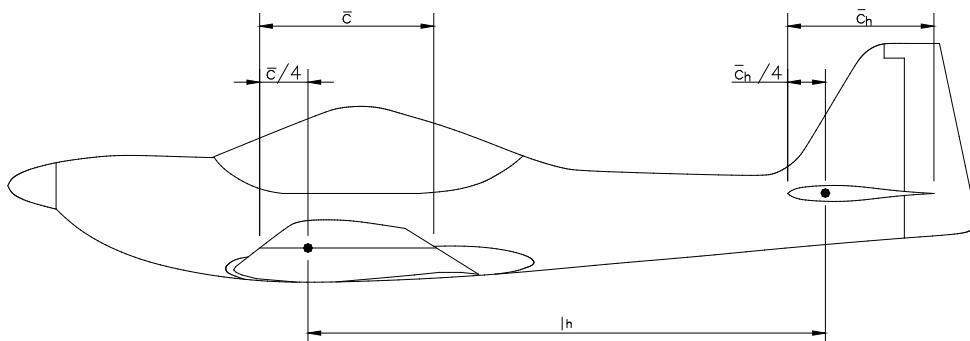


Figura 3.61 – Definição da dimensão l_h na aeronave

- 2) Razão entre o braço da empunhadura vertical (l_v) e a envergadura da asa (b), conforme apresenta a Figura 3.62. De forma semelhante, l_v representa a distância entre o ponto de um quarto da corda média geométrica da asa (\bar{c}) e um quarto da corda média geométrica da empunhadura vertical (\bar{c}_v).

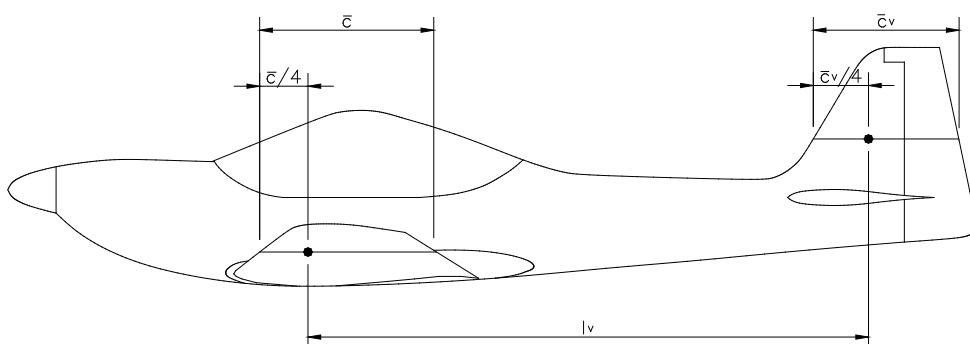


Figura 3.62 - Definição da dimensão l_v na aeronave

Valores muito baixos de l_h/\bar{c} e de l_v/b tornam a aeronave muito sensível (“nervosa”) longitudinalmente e direcionalmente, tendendo a tornar sua pilotagem exaustiva e seu pouso muito difícil. Naquelas com trem-de-pouso convencional, pode ocorrer, nos poucos com vento de través, “cavalo-de-pau”¹.

- 3) Razão entre o comprimento da fuselagem (l_f) e a envergadura da asa (b), conforme apresenta a Figura 3.63.

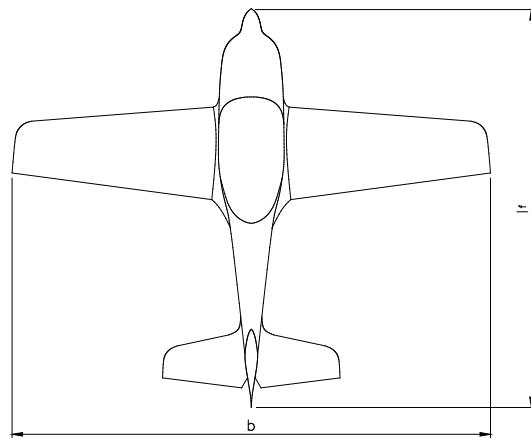


Figura 3.63 Apresentação das dimensões l_f e b

- 4) Razão entre as envergaduras da empunhadura horizontal (b_h) e da asa (b), conforme apresenta a Figura 3.64.

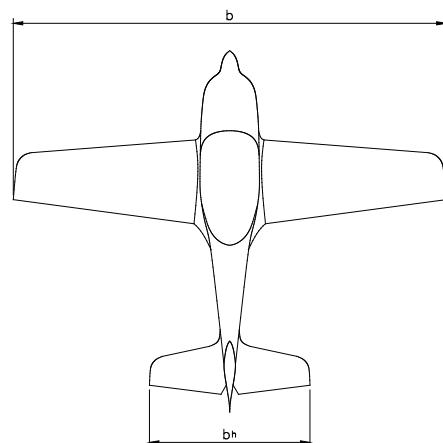


Figura 3.64 - Apresentação das dimensões b_h e b na aeronave

- 5) Razão entre a corda da raiz da asa (c_r) e o comprimento da fuselagem (l_f), conforme apresenta a Figura 3.65.

¹ A expressão “cavalo-de-pau” é utilizada em aviação para representar o acidente durante o pouso no qual a aeronave gira em torno do seu eixo vertical, passando a se deslocar de ré.

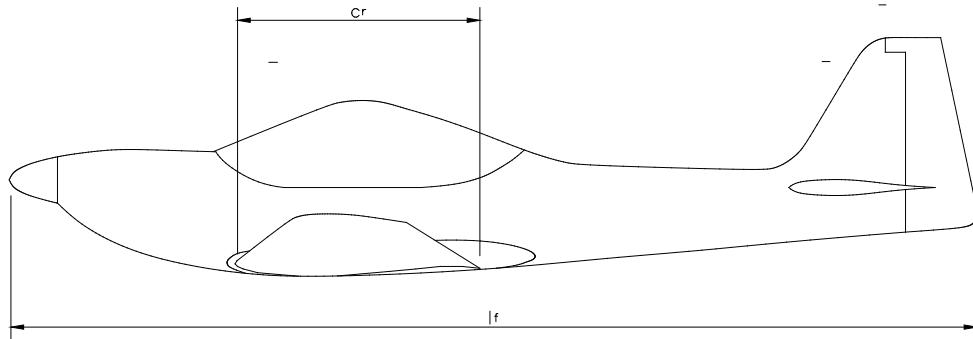


Figura 3.65 - Definição das dimensões c_r e l_f na aeronave

- 6) Razão entre a área do profundo (S_{prof}), conforme apresenta a Figura 3.66, e a área da empunagem horizontal (S_h), que é a soma das áreas hachuradas.

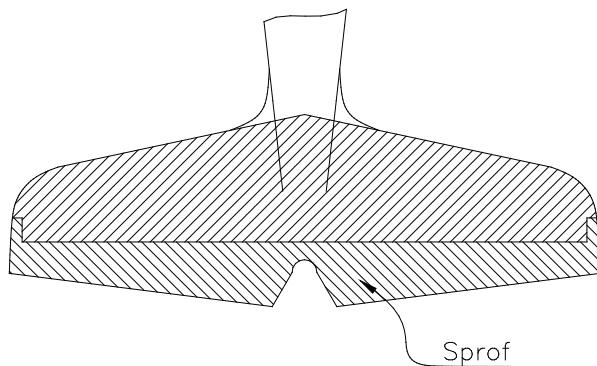


Figura 3.66 - Definição das áreas S_{prof} e S_h

- 7) Razão entre a área do leme (S_{leme}) , conforme apresenta a Figura 3.67, e a área da empunagem vertical (S_v) , que é a soma das áreas hachuradas.

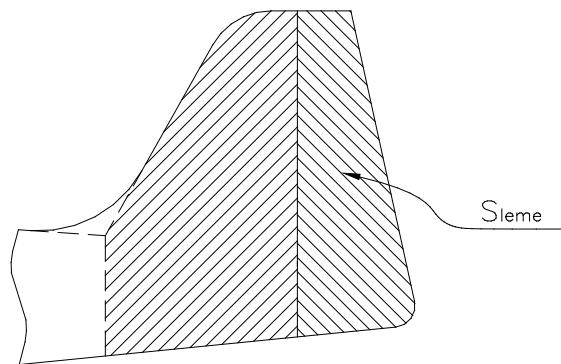


Figura 3.67 - Definição das áreas S_{leme} e S_v

3.6.5 ESTIMATIVAS PRÉVIAS DE ESTABILIDADE E CONTROLE

As geometrias das empunagens são preliminarmente estabelecidas utilizando-se os seguintes parâmetros de estabilidade:

i) *Volume de Cauda Horizontal*, definido pela expressão:

$$\bar{V}_h = \frac{S_h \cdot l_h}{S_w \cdot \bar{c}}$$

onde S_h e S_w denotam as áreas em planta da empennagem horizontal e da asa, respectivamente, l_h denota a distância do centro de gravidade da aeronave até o centro aerodinâmico da empennagem¹ e \bar{c} a corda média geométrica da asa (Figura 3.68).

ii) *Volume de Cauda Vertical*, definido pela expressão:

$$\bar{V}_v = \frac{S_v \cdot l_v}{S_w \cdot b}$$

onde S_v denota a área em planta da empennagem horizontal, l_v denota a distância do centro de gravidade da aeronave até o centro aerodinâmico da empennagem e b a envergadura da asa (Figura 3.68).

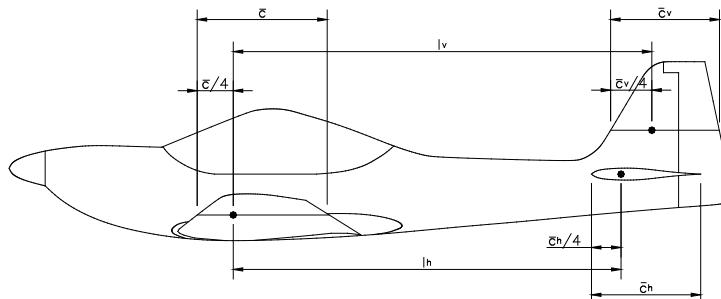


Figura 3.68 - Parâmetros para cálculos dos volumes de cauda

A partir de uma tabela comparativa contendo valores de \bar{V}_h e \bar{V}_v das aeronaves mais competitivas, a equipe de projeto faz uma escolha judiciosa de qual valor adotar como estimativa preliminar.

¹ O *Volume de Cauda* aqui apresentado pode ser definido como *Volume de Cauda de Projeto*. Ele difere um pouco, numericamente, do *Volume de Cauda* propriamente dito, que usa, no lugar de l_h , a distância entre o centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem e o centro aerodinâmico da empennagem e a corda média aerodinâmica da asa no lugar da corda média geométrica. O *Volume de Cauda de Projeto* facilita consideravelmente a análise comparativa e os cálculos preliminares, não introduzindo erros significativos para esta fase do projeto preliminar.

Quanto menores forem os *Volumes de Cauda* escolhidos, menores serão os arrastos das empenagens e, portanto, menor o arrasto total da aeronave e melhor o seu desempenho aerodinâmico. Em contrapartida, piores serão as suas condições de estabilidade e controle, especialmente no pouso e na decolagem. O raciocínio se inverte com *Volumes de Cauda* maiores.

3.6.6 ESCOLHA DOS PERFIS

O primeiro recurso para a escolha dos perfis das asas e das empenagens são as tabelas comparativas. Entretanto, existem fatores que, independentemente da orientação das tabelas comparativas, devem ser considerados para se fazer a seleção de perfis.

3.6.6.1 INFLUÊNCIA DA ESPESSURA RELATIVA DO PERFIL

Comparando perfis de mesma família, para pequenos ângulos de ataque, quanto menor a espessura relativa, menor será o arrasto produzido. Na medida em que o ângulo de ataque aumenta, este efeito vai se atenuando até que, a partir de um certo valor do ângulo de ataque, o fenômeno se inverte.

A Figura 3.69 apresenta as polares de arrasto de três perfis simétricos da série NACA 63. Pode-se notar que, dentre eles, o 63-009 (9% de espessura relativa) é o que apresenta o menor arrasto para baixos valores de C_L (entre 0 e 0.5), ou seja, para baixos ângulos de ataque, em seguida vem o 63-012 (12% de espessura relativa) e, por último, o 63-018 (18% de espessura relativa). Ou seja, o arrasto cresce com a espessura relativa. A partir de $C_L = 0.6$ (maiores ângulos de ataque), o efeito se inverte com os de maior espessura apresentando menor arrasto, conforme indica a figura.

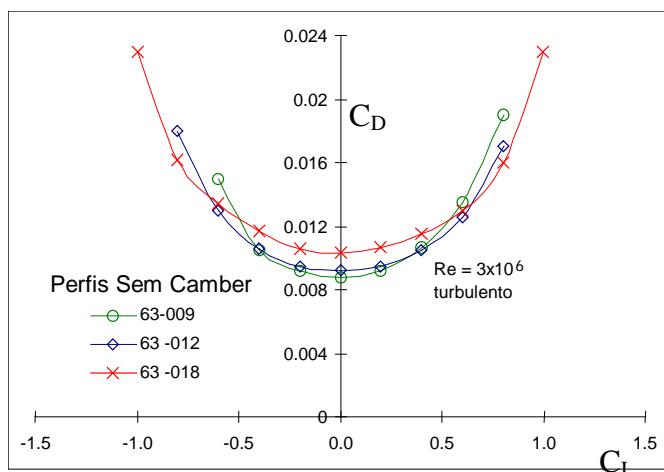


Figura 3.69 - Polar de perfis NACA63 simétricos

O mesmo fenômeno ocorre com perfis assimétricos, conforme ilustra a Figura 3.70, onde aparecem superpostas as polares de arrasto de três perfis assimétricos da série *NACA 63*, em regime laminar e em regime turbulento.

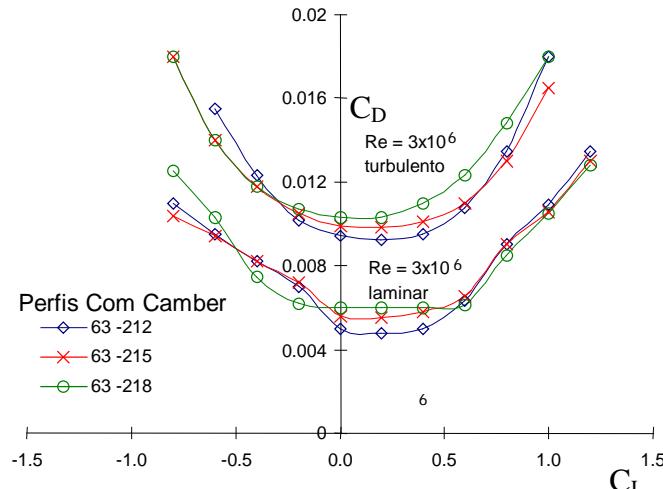


Figura 3.70 – Polar de perfis NACA 63 assimétricos

Portanto, a lógica sugere utilizar perfis mais espessos para missões típicas de baixa velocidade e perfis menos espessos para missões típicas de alta velocidade. Isto é, de fato, verdadeiro para espessuras superiores a 12%.

Para espessuras relativas inferiores a 12%, relatórios *NACA* mostram que, enquanto o coeficiente de arrasto diminui pouco, o coeficiente de sustentação cai acentuadamente (Figura 3.71).

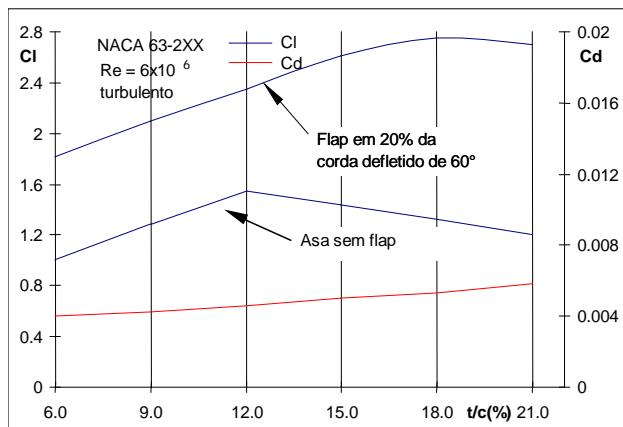


Figura 3.71 – Influência da espessura relativa

Desde que a espessura relativa não fique menor do que 12%, a redução da espessura relativa favorece a aeronave tanto quanto à velocidade máxima horizontal, que é aumentada, quanto ao pouso e decolagem, uma vez que ocorre um aumento do C_{Lmax} , permitindo reduzir a velocidade de estol (Figura 3.71). Já com a espessura relativa menor do que 12%, a redução da espessura relativa passa a ser desfavorável quanto ao pouso e decolagem, uma vez que a velocidade de estol aumentará (devido à diminuição do C_{Lmax}).

Assim, uma tentativa de aumentar a velocidade máxima da aeronave sem alterar a velocidade de pouso, através da redução da espessura relativa abaixo de 12%, será frustrada. Isto porque, para manter a velocidade de pouso com o perfil menos espesso, será necessário aumentar a área da asa, provocando aumento de arrasto e, portanto, anulando a tentativa de aumentar a velocidade máxima.

Um outro aspecto a ser analisado é que, quanto maior a altitude, devido à diminuição da densidade do ar, menor a potência do conjunto *motor a pistão-hélice* (McCormick, 1979). Ora, para preservar a sustentação, a diminuição da densidade do ar deve ser compensada com o aumento do ângulo de ataque (coeficiente de sustentação). Considerando que os perfis mais espessos apresentam menor arrasto sob grandes ângulos de ataque, estes perfis são mais adequados para aeronaves operando em grandes altitudes.

Já do ponto de vista da eficiência estrutural, em concordância com os argumentos apresentados anteriormente (vide item 3.6.2.3), os perfis mais espessos são mais satisfatórios. De fato, os perfis mais espessos permitem utilizar longarinas mais altas. Também do ponto de vista de alojamento de sistemas (trem de pouso escamoteável, tanques de asa, etc.) perfis mais espessos são mais adequados.

Uma solução comum é adotar um perfil mais espesso na raiz da asa, onde os problemas de alojamento de sistemas e estruturais são críticos e um perfil menos espesso na ponta (onde estes problemas são secundários) para reduzir o arrasto.

3.6.6.2 INFLUÊNCIA DA POSIÇÃO DA ESPESSURA MÁXIMA

Para aeronaves de dois lugares em tandem ou aeronaves de quatro lugares, o posicionamento da espessura máxima do perfil também é um fator importante para o

projeto. De fato, perfis com a espessura máxima localizada próximo à metade da corda oferecem vantagens quanto à ergonomia da cabine. (Figura 3.72).

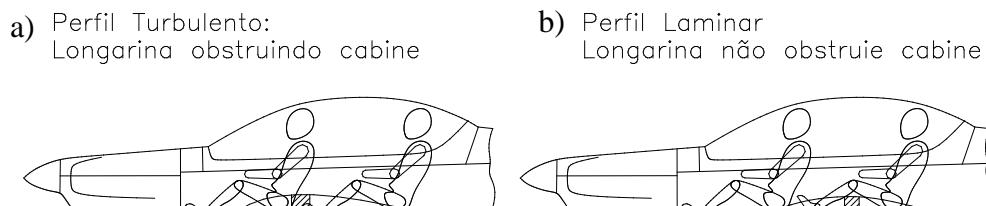


Figura 3.72 - Posicionamento da longarina na cabine de acordo com o perfil utilizado na asa

Note que, na Figura 3.72a o perfil utilizado possui sua espessura máxima mais próximo do bordo de ataque, enquanto na Figura 3.72b, o perfil possui a espessura máxima na região central da corda. Observe que o posicionamento da longarina na Figura 3.72b está mais adequado ergonomicamente do que o da Figura 3.72a, desobstruindo a cabine.

Exemplo notório de solução como na Figura 3.72a é o *Beechcraft Bonanza*. Já o *Piper Cherokee* é um exemplo notório de solução como na Figura 3.72b. De fato, é sabido que a cabine do *Piper Cherokee* é mais adequada ergonomicamente do que a cabine do *Beechcraft Bonanza*.

Enquanto nos perfis turbulentos a espessura máxima ocorre mais próxima do bordo de ataque, nos laminares ela sucede próxima ao meio da corda, conforme ilustra a Figura 3.73.

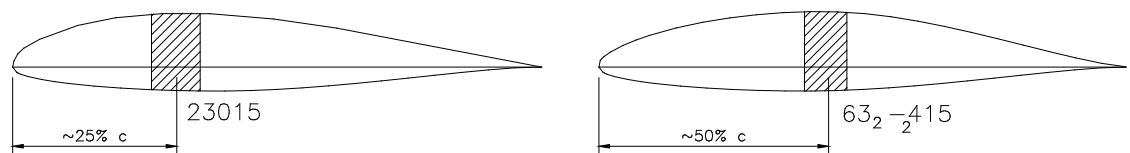


Figura 3.73 - Posição da espessura máxima do perfil

Assim, algumas vezes, adotam-se perfis laminares para a asa para melhorar o projeto da cabine, e não necessariamente para explorar suas boas características aerodinâmicas.

3.6.6.3 INFLUÊNCIA DO ARQUEAMENTO (CAMBER) DO PERFIL

Uma característica importante para o comportamento dos perfis aerodinâmicos é o traçado da linha média dos mesmos, denominada *linha de arqueamento* ou *linha de camber*. O aumento da curvatura da linha de camber tem como principais consequências: i) aumentar o coeficiente de sustentação para um dado ângulo de ataque (Figura 3.74), inclusive o coeficiente de máxima sustentação (C_{Lmax}); ii) aumentar o coeficiente de momento aerodinâmico (Figura 3.74); iii) deslocar a polar de arrasto para a direita, fazendo com que o coeficiente de arrasto aumente para baixos valores de C_L mas diminua para altos valores de C_L (Figura 3.74).

A Figura 3.74 superpõe as curvas aerodinâmicas de dois perfis NACA 63 com mesma espessura relativa (15%) porém com arqueamentos diferentes (o perfil NACA 63₂-615 é mais arqueado que o perfil NACA 63₂-215).

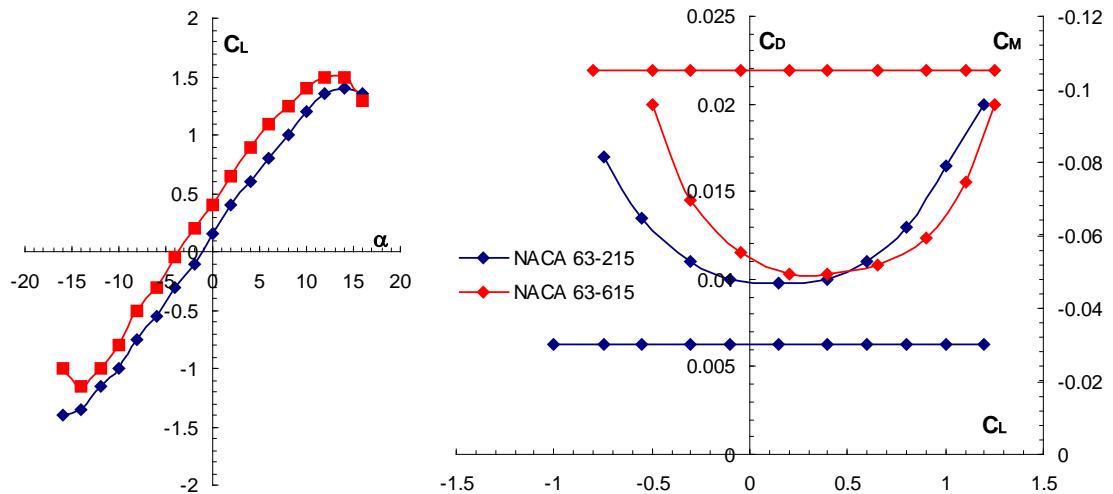


Figura 3.74 - Perfis de mesma espessura e arqueamentos diferentes – $Re = 6 \times 10^6$
regime turbulento

Note que aparecem superpostas as curvas $C_L \times \alpha$, $C_D \times C_L$ e $C_M \times C_L$ para ambos os perfis e que as três consequências citadas anteriormente aparecem com nitidez.

Considerando as consequências mencionadas, pode-se afirmar que perfis com maiores arqueamentos:

- i) são apropriados para se obter baixas velocidades de estol (o C_{Lmax} aumenta);

- ii) são inconvenientes do ponto de vista do equilíbrio longitudinal (aumentam o valor de C_M) exigindo empenagens horizontais maiores;
- iii) aumentam o arrasto para altas velocidades (baixos C_L) e o diminuem para baixas velocidade (altos C_L).

3.6.6.4 INFLUÊNCIA DOS FLAPES

Os flapes são um artifício para alterar o arqueamento do perfil, permitindo conciliar características de baixo e alto arqueamento. Assim, para grandes velocidades (baixos C_L), utilizam-se os flapes não defletidos para aproveitar-se das características do baixo arqueamento. Já para baixas velocidades (altos C_L), utilizam-se os flapes defletidos, especialmente para reduzir a velocidade de estol, permitindo pousos e decolagens com velocidades menores.

Como os perfis com grandes espessuras relativas se adaptam melhor à utilização dos flapes, baixas velocidades de estol são obtidas mais facilmente com os perfis mais espessos com flapes do que com os perfis menos espessos com flapes (Figura 3.75). De fato, fixada a velocidade de pouso, perfis mais espessos com flapes exigem áreas alares menores do que perfis menos espessos com flapes. A diminuição da área alar, por sua vez, permitirá aumentar a velocidade máxima horizontal, compensando o coeficiente de arrasto mais alto dos perfis mais espessos. Assim, para aeronaves com flape, pode ser vantajoso elevar a espessura relativa dos perfis da asa até 18% (Figura 3.75).

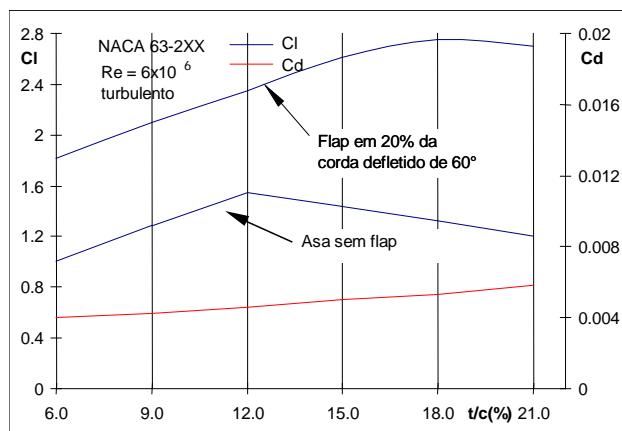


Figura 3.75 - Comparação de perfis com e sem flape

3.6.6.5 INFLUÊNCIA DO MODO DE ESTOLAR DO PERFIL

Para análise do vôo próximo ao estol, não basta verificar o valor do $C_{L_{max}}$ mas também o comportamento da curva $C_L \times \alpha$. Considere a Figura 3.76 onde apresentam-se as curvas $C_L \times \alpha$ dos perfis NACA 23015, 4415 e 63₂-415. Note que o perfil 23015 apresenta uma queda abrupta de C_L quando o ângulo de ataque ultrapassa o valor de estol. Isto não ocorre com os perfis 4415 e 63₂-415. Ou seja, o perfil 23015 apresenta características de estol abrupto, enquanto os dois outros têm estol suave.

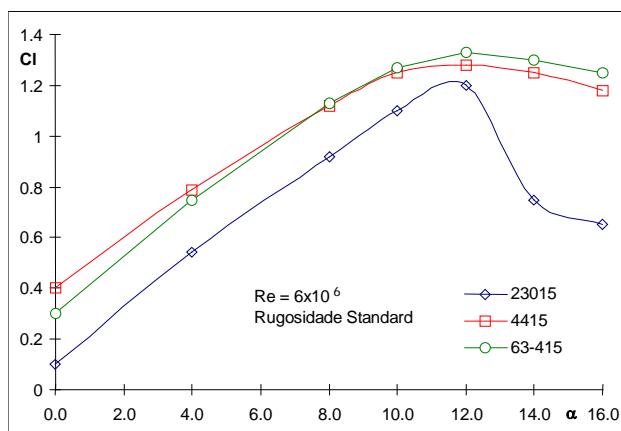


Figura 3.76 - Influência das características do perfil no estol

A explicação para o estol abrupto do perfil NACA 23015 é que, enquanto próximo ao ângulo de estol o escoamento aerodinâmico mantém-se colado, permitindo grande sustentação, ao se ultrapassar o ângulo de estol, o escoamento, de maneira quase imediata, descola-se desde um ponto próximo ao bordo de ataque até o bordo de fuga, provocando a queda abrupta da sustentação (Figura 3.77).

Já nos perfis NACA 63₂-415 e 4415, o descolamento do escoamento, após o valor do ângulo de estol ser ultrapassado, começa junto ao bordo de fuga, deslocando-se gradativamente para o bordo de ataque, na medida em que se aumenta o ângulo de ataque. Este avanço gradativo da região descolada explica o estol suave (Figura 3.77).

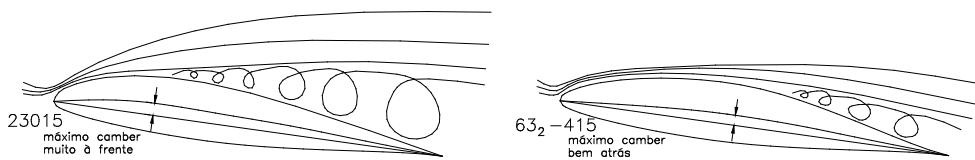


Figura 3.77 - Influencia da posição da espessura máxima do perfil

Para perfis de uma mesma família, normalmente, os mais espessos apresentam estol mais suave que aqueles de menor espessura, a não ser que se adote outros recursos no projeto da asa completa, como torção geométrica, adição de gerador de vórtice no bordo de ataque na raiz da asa, ou outra solução.

Por questões de segurança, perfis com estol abrupto devem ser evitados no projeto de aeronaves.

3.6.6.6 INFLUÊNCIA DO ACABAMENTO

Os perfis laminares foram concebidos objetivando obter arrasto muito baixo dentro de uma faixa de variação substancial do C_L , conhecida como *balde laminar* (Figura 3.78).

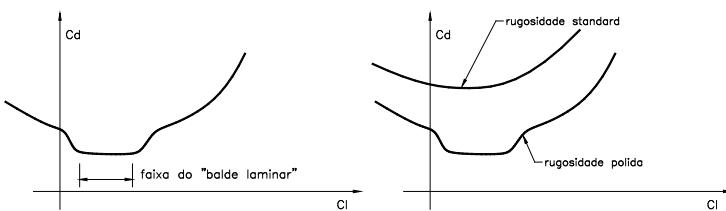


Figura 3.78 - Balde Laminar na polar de arrasto de perfis laminares

Quando construídos com rugosidade *polida* (altamente liso), os perfis laminares respondem conforme o esperado, ou seja, de fato apresentam o balde laminar (Figura 3.78). Entretanto, se construídos com rugosidade mais elevada (rugosidade *standard*) o balde laminar desaparece e o arrasto torna-se elevado (Figura 3.78), em geral, maior do que nos perfis turbulentos. Por exemplo, os perfis NACA da série 6, construídos com rugosidade *standard* apresentam rendimento altamente penalizado, chegando a duplicar o arrasto.

Assim, a opção por um perfil laminar na asa da aeronave deve estar condicionada à qualidade do acabamento a ser realizado. Se o tipo de construção adotada for compatível com rugosidade *polida*, o perfil laminar apresentará o comportamento esperado. Por outro lado, se o tipo de construção adotada não permitir rugosidade *polida* (rugosidade *standard*), a opção por um perfil laminar, do ponto de vista aerodinâmico, será contraditória.

Há que se considerar outros aspectos dos perfis laminares, como por exemplo a questão ergonômica citada anteriormente, que podem indicar a opção pelo perfil laminar ainda que sem o acabamento *polido*. Este é o caso do *Piper Cherokee*, cujo revestimento inclui sobreposição de chapas e rebites salientes.

3.6.6.7 CARACTERÍSTICAS DAS PRINCIPAIS FAMÍLIAS DE PERFIS UTILIZADOS NO PROJETO DE AERONAVES LEVES

1) PERFIS NACA DE 4 DÍGITOS

Os perfis NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) de 4 dígitos foram desenvolvidos nos Estados Unidos a partir da década de 30 (Abbott e Doenhoff, 1969). São perfis com o ponto de espessura máxima bastante próximo ao bordo de ataque e que apresentam escoamento turbulento na maior parte do extradorso e do intradorso (geralmente, do ponto de espessura máxima para trás). São, assim, perfis com desempenho não muito elevado. Alguns deles apresentam características de estol muito favoráveis.

A descrição da nomenclatura dos perfis *NACA série 4* e vários resultados experimentais são apresentados em Abbott e Doenhoff (1969).

2) PERFIS NACA DE 5 DÍGITOS

Ainda na década de 30 a *NACA* desenvolveu os perfis de cinco dígitos. São perfis com a mesma distribuição de espessura dos *NACA série 4*, porém com uma concepção diferente da linha de camber (Abbott e Doenhoff, 1969).

A descrição da nomenclatura dos perfis *NACA série 5* e vários resultados experimentais são, também, apresentados em Abbott e Doenhoff (1969).

3) PERFIS NACA SÉRIE 6

Os perfis *NACA série 6*, desenvolvidos nos Estados Unidos na década de 40, foram os primeiros perfis laminares do mundo.

A história aeronáutica moderna mostra diversas aeronaves com excelentes características de vôo que utilizam perfis *NACA série 6*. O primeiro avião em que foram utilizados foi o *P-51 Mustang*.

A Tabela 3.13 e a Tabela 3.14 contêm uma seleção de perfis NACA série 6 para as espessuras relativas de 10%, 12% e 15%, apresentando seus principais parâmetros aerodinâmicos, além do tipo de estol (Abbott e Doenhoff, 1969).

Tabela 3.13 - Características dos perfis NACA série 6 (10% , 12% de espessura)

Perfil	C_L de projeto do perfil	C_{Lmax}	C_{Dmin}	C_M	C_{L/C_D} (máximo)	Tipo de estol
63-210	0.20	1.5	0.0045	-0.4	42	abrupto
63 ₁ -212	0.20	1.6	0.0045	-0.4	42	razoável
63 ₁ -412	0.40	1.75	0.0048	-0.75	40	razoável
64-210	0.20	1.45	0.0043	-0.4	44	abrupto
64 ₁ -212	0.20	1.55	0.0042	-0.25	45	razoável(-)
64 ₁ -412	0.40	1.7	0.0045	-0.75	42	razoável(-)
65-210	0.20	1.44	0.0040	-0.4	47	abrupto
65-410	0.40	1.5	0.0040	-0.75	47	razoável
65 ₁ -212	0.20	1.4	0.0040	-0.4	47	razoável(-)
65 ₁ -412	0.40	1.65	0.0042	-0.75	45	abrupto

Tabela 3.14 - Características dos perfis NACA série 6 (15% de espessura)

Perfil	C_L de projeto do perfil	C_{Lmax}	C_{Dmin}	C_M	C_L/C_D (máximo)	Tipo de estol
63 ₂ -215	0.20	1.6	0.00484	-0.4	40	razoável
63 ₂ -415	0.40	1.65	0.0052	-0.7	37	razoável
63 ₂ -615	0.60	1.6	0.0052	-1.2	37	razoável(-)
64 ₂ -215	0.20	1.55	0.0050	-0.4	38	suave
64 ₂ -415	0.40	1.6	0.0050	-0.7	38	suave
65 ₂ -215	0.20	1.5	0.0042	-0.4	45	suave
65 ₂ -415	0.40	1.55	0.0042	-0.7	45	muito suave
Obs.: Valores para $Re = 6 \cdot 10^6$ e rugosidade polida ("smooth")						

A criação dos perfis *NACA série 6* foi um advento importante na aerodinâmica aplicada, permitindo a obtenção de arrasto (C_{Dmin}) muito menores do que até então. Isto permitiu o desenvolvimento de aeronaves muito mais velozes do que as anteriores.

Dados experimentais de vários perfis *NACA série 6* estão disponíveis em Abbott e Doenhoff (1969).

4) PERFIS NACA SÉRIE 6 COM BORDO DE ATAQUE MODIFICADO

Visando aperfeiçoar o desempenho dos perfis *série 6*, na década de 70, a equipe do *Ames Research Center* da *NASA* (antiga *NACA*) pesquisou modificações em seus bordos de ataque. As principais metas foram: i) obter melhor desempenho na condição de rugosidade *standard*; ii) aumentar o valor de C_{Lmax} ; e iii) melhorar as características de estol.

A principal motivação era que a maioria absoluta das aeronaves daquela época (da categoria *General Aviation*) eram fabricadas com chapas de alumínio sobrepostas, apresentando cabeças de rebites salientes e outras protuberâncias, impedindo a laminaridade do escoamento.

Geometricamente, as modificações se restringiram aos bordos de ataque, os quais se tornaram mais "arredondados".

O desenvolvimento da *série 6* modificada baseou-se em Hicks (1975), que sugeriu duas modificações independentes no bordo de ataque do perfil *NACA 64₁-212*. Hicks, com uma das modificações, conseguiu aumentar de aproximadamente 30% o $C_{Lmáx}$, enquanto com a outra, conseguiu diminuir em cerca de 25% o C_M , mantendo-se o valor de C_{Dmin} praticamente inalterado. Em ambas modificações, o ângulo de ataque de estol cresceu em cerca de 3°.

Estas alterações permitiram um ganho substancial na razão de subida bem como uma redução significativa nas velocidades de pouso e decolagem.

Dados experimentais dos perfis *NACA série 6* modificados são apresentados em Hicks (1975).

5) PERFIS NASA GA(W)¹

No início da década de 70, a *NASA* iniciou o desenvolvimento de perfis inteiramente novos para a chamada aviação geral (*General Aviation*). Partiram do pressuposto de que a qualidade de fabricação não atenderia aos padrões necessários para promover escoamento laminar e que o escoamento turbulento deveria ser aceito, inexoravelmente.

Assim surgiram os perfis *GA(W)-1* e *GA(W)-2*. O perfil *GA(W)-1* foi desenvolvido em 1973 (NASA TN D-7428, 1973), com espessura relativa de 17%. O perfil *GA(W)-2* foi divulgado posteriormente, em 1977 (NASA CR-2948, 1977), com 13% de espessura relativa. Ambos são impróprios para rugosidade polida, não tendo sido concebidos para este tipo de acabamento. Entretanto, se o projeto previr acabamento com rugosidade *standard*, estes perfis são mais eficientes que os *NACA série 6* com rugosidade *standard*, mesmo aqueles com bordo de ataque modificado.

¹ As letras “GA” se referem a “General Aviation” e “W” se refere a “Whitcomb”, pesquisador que desenvolveu estes perfis.

6) PERFIS MS¹

A *Wichita State University*, sob encomenda da *NASA*, desenvolveu em 1981 (*NASA CR-3439*, 1981) o perfil *MS(1)-0313* com 13% de espessura relativa, também para rugosidade *standard* e vôos a média velocidade, cuja eficiência é superior a do *GA(W)-2*.

Para $Mach=0.13$ e $Re=2.2\times10^6$, o *MS(1)-0313* fornece $C_{Lmax} = 1.65$, $C_{Dmin} = 0.01$, $C_M = -0.75$ e estol suave com $\alpha_s = 22^\circ$, valores que atestam o alto desempenho deste perfil.

7) PERFIS NASA SÉRIE NLF (Natural Laminar Flow)

Com a adoção, nos Estados Unidos, das estruturas aeronáuticas em materiais compostos, que permitem grande precisão de forma e acabamento altamente polido, ressurgiu o interesse no desenvolvimento de perfis laminares. De fato, se o acabamento da asa é polido, permitindo escoamento laminar, substanciais reduções no arrasto passam a ocorrer.

Ainda no início da década de 80, sob a coordenação do pesquisador alemão Richard Eppler, a *NASA* promoveu uma série de pesquisas visando combinar o alto C_{Lmax} dos perfis *NACA série 6* com bordo de ataque modificado com o baixo arrasto dos perfis originais *NACA série 6*.

Somers (1981) apresenta o perfil *NFL(1)-0215F*² que, com deflexão do flap de -10° e $C_L = 0.19$, apresenta $C_D = 0.0404$ ($Re=6\times10^6$), fornecendo $C_L/C_D = 47$, um valor bastante alto. Este perfil possui estol suave. O seu coeficiente de momento é bastante baixo ($C_M = -0.15$), o que o torna um bom candidato como perfil para a raiz da asa (ou para toda a asa, se esta não for muito afilada).

¹ “MS” se refere a “Medium Speed”

² As letras “NFL” se referem a “Natural Laminar Flow”, o número 1 é o número do perfil, 02 significa que o C_L de projeto é 0.2, 15 refere-se a 15% de espessura relativa e F por ter flap.

8) PERFIS WORTMANN

Na década de 60 e início dos anos 70, o pesquisador Ferdinand Xavier Wortmann¹, do *Institut Für Aerodynamik und Gasdynamik* da Escola Técnica Superior de Stuttgart, desenvolveu excelentes perfis aerodinâmicos para uso em planadores e motoplanadores, aeronaves que, quando construídas em fibra de vidro, fazendo-se uso de moldes, proporcionavam acabamento polido, favorecendo o escoamento laminar sobre as asas.

Pelo fato dos planadores voarem de modo relativamente lento (baixo número de Reynolds), estes perfis foram otimizados (C_L/C_D máximo) para valores relativamente altos de C_L .

Entre estes perfis, existem aqueles que apresentam um bom desempenho para C_L baixo (em torno de 0.2), sendo adequados ao uso em *Aviação Geral*, os quais aparecem na Tabela 3.15 com os seus principais parâmetros aerodinâmicos.

Tabela 3.15 - Características dos perfis Wortmann

Perfil	Re	$C_{L_{max}}$	$C_{D_{min}}$ (para $c_l=0.19$)	C_M	C_L/C_D (cruzeiro)	Tipo de estol
62-K-131	$3 \cdot 10^6$ $6 \cdot 10^6$ (est)	1.5	0.0047 δ -12.5° 0.0042 δ -12.5°	-0.1	40 45	Suave 18°
62-K-153	$3 \cdot 10^6$ $6 \cdot 10^6$ (est)	1.5	0.0047 δ -10° 0.0043 δ -10°	-0.2	40 44	suave 20°
67-K-150/17	$3 \cdot 10^6$ $6 \cdot 10^6$ (est)	1.4	0.0050 δ -12° 0.0046 δ -12°	-0.1	38 41	suave 20°

Dados experimentais para os perfis *Wortmann* estão disponíveis em Althaus (1972).

¹ Todos os perfis desenvolvidos por Wortmann têm o código iniciado pelas letras “FX”, que se referem a “Ferdinand Xavier”.

9) PERFIS HQ

Desenvolvidos a partir de década de 80, no *DLR*, Braunschweig, Alemanha, pelos pesquisadores Horstmann e Quast¹, os perfis *HQ* foram desenvolvidos para utilização em planadores e motoplanadores, apresentando resultados excelentes para baixo Reynolds.

A Tabela 3.16 apresenta os principais parâmetros aerodinâmicos do perfil *HQ17-14.38* (14.38% de espessura relativa), para planadores e motoplanadores e do perfil *HQ42E*, para aeronaves motorizadas de treinamento.

Tabela 3.16 – Parâmetros aerodinâmicos dos perfis HQ

Perfil	$C_{L\text{máx}}$	$C_{D\text{min}}$ (para $c_l=0.19$)	C_M	C_L/C_D (cruzeiro)	Tipo de estol
<i>HQ 17-14.38</i> $Re=3.10^6$	1.45	0.0050 $\delta -12^\circ$	-0.12	38	suave
<i>HQ 42 E</i> $Re=5.10^6(\text{est})$	1.6	0.0053	-0.25	36	suave 20°

Recomenda-se que o perfil *HQ17*, o melhor do mundo nos últimos anos para uso em planadores, não seja usado em velocidades mais elevadas ($C_L = 0.20$), pois nesta faixa seu desempenho cai acentuadamente (funcionando fora do balde laminar).

Quanto ao *HQ42E*, este apresenta boas características de estol, porém seu rendimento (C_L/C_D) não é tão satisfatório quanto o dos perfis *NLF*, descritos anteriormente.

Os dados experimentais dos perfis *HQ* são privados.

¹ Armin Quast, pesquisador alemão (teuto-brasileiro), nascido em São Bento do Sul, Santa Catarina, Brasil. Karl-Heinz Horstmann, pesquisador alemão. Os melhores perfis aerodinâmicos (para planadores) do mundo, a partir de 1985, provém de trabalhos da dupla Horstmann – Quast. Publicaram diversos trabalhos na Alemanha, dos quais cerca de 20 foram publicados como *Technical Reports* da NASA. Outra importante contribuição destes pesquisadores foi a introdução, na prática, de turbuladores (mecânicos ou pneumáticos) para a eliminação das bolhas laminares que surgem nos escoamentos sobre perfis laminares, suprimindo assim esta considerável fonte de arrasto.

3.6.6.8 UM PROCEDIMENTO PARA A ESCOLHA DOS PERFIS DAS ASAS

Duas filosofias de projeto podem ser apontadas. A primeira, considerada a melhor opção até o final da década de 80, adota asas mais afiladas com perfis diferentes na raiz e na ponta. A segunda, adotada por alguns projetistas na década de 90, adota asas menos afiladas com um único perfil da raiz até a ponta (por exemplo, nas aeronaves *Europa*, *Pulsar*, *KR-2S*, *Grob G-115*, *Glastar*, *Glasair*, *Lancair*).

A primeira opção permite obter asas com bom desempenho aerodinâmico e estruturalmente mais adequadas. São consideradas esteticamente mais adequadas. Adotam dois perfis para contornar as dificuldades de estol comuns nas asas mais afiladas. São construtivamente mais complexas.

A segunda opção é construtivamente mais simples. Como as asas são, neste caso, menos afiladas, as dificuldades com o estol tornam-se pequenas, permitindo a utilização de um único perfil sobre toda a envergadura, com desempenho aerodinâmico, em média, superior à primeira opção.

Uma vez escolhida a opção a ser adotada no projeto da aeronave, a escolha dos perfis das asas dependerá da missão prioritária da aeronave. A Tabela 3.17 apresenta os principais parâmetros aerodinâmicos que devem orientar a escolha dos perfis, de acordo com a missão prioritária da aeronave.

Tabela 3.17 - Principais parâmetros de acordo com a missão prioritária

Missão	Aeronaves a pistão	Aeronaves a jato	Critério
Maior alcance	$\frac{C_L}{C_D}$	$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$	Maximizado
Maior autonomia	$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$	$\frac{C_L}{C_D}$	Maximizado
Maior velocidade máxima	C_{D_0}	C_{D_0}	Minimizado
Menor velocidade mínima	$C_{L \max}$	$C_{L \max}$	Maximizado
Menor distância de aterragem	$C_{L \max}$	$C_{L \max}$	Maximizado
Menor distância de decolagem	$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$	$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$	Maximizado
Maior razão de subida	$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$	$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$	Maximizado
Menor afundamento mínimo	$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$	$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$	Maximizado

Note que alguns parâmetros devem ser maximizados enquanto outros minimizados.

Uma vez definido o parâmetro a ser priorizado, de acordo com a Tabela 3.17, deve-se calcular o número de Reynolds para a raiz da asa e para a ponta da asa. No caso de se adotar a opção de um único perfil para a asa, deve-se calcular o número de Reynolds para a sua corda média geométrica.

O número de Reynolds para uma seção com corda c_i é calculado conforme segue:

$$Re = \frac{V c_i \rho}{\mu}$$

onde V denota a velocidade, ρ a densidade do ar e μ a viscosidade cinemática.

Para a condição *ISA* (temperatura = 15°C , pressão atmosférica = 10332.3kgf/m^2 , nível do mar), corda em metros, velocidade em km/h , tem-se, aproximadamente:

$$Re = 19000Vc_i$$

A velocidade (*V*) utilizada para o cálculo do número de Reynolds deve ser aquela correspondente ao parâmetro priorizado (por exemplo, velocidade de estol quando o parâmetro priorizado for o C_{Lmax}).

A partir do número de Reynolds e baseado em dados experimentais, elaboram-se tabelas contendo os dados necessários, de acordo com o parâmetro priorizado, para vários perfis. A escolha dos perfis constantes destas tabelas, naturalmente, dependerá da pesquisa e da experiência da equipe de projeto.

Um exemplo de aplicação deste procedimento é apresentado no Capítulo 4

3.6.6.9 ESCOLHA DOS PERFIS DAS EMPENAGENS

Nos aspectos gerais, a escolha dos perfis das empenagens segue a mesma orientação das asas. As principais características específicas das empenagens são:

- i) Para as empenagens, comumente são usados perfis simétricos, turbulentos ou laminares, com espessura relativa variando entre 6 e 12%. No caso de empenagens em *T*, por questões estruturais, a espessura relativa da empenagem vertical muitas vezes se estende até 15%.
- ii) Às vezes, quando os perfis da asa apresentam valores altos do coeficiente de momento aerodinâmico, utiliza-se na empenagem horizontal perfis assimétricos colocados na situação invertida (extradorso como superfície inferior). Em casos extremos, adiciona-se a isso, *slots* no bordo de ataque da empenagem horizontal.

Um parâmetro aerodinâmico que pode ser utilizado na escolha do perfil das empenagens é a inclinação da curva de sustentação ($dC_L/d\alpha$), que deve ser maximizada, para se ter maior estabilidade estática. É importante, contudo, examinar

este parâmetro para os números de Reynolds calculados para as cordas médias das empenagens.

A título de ilustração, a Tabela 3.18 apresenta os perfis adotados para as empenagens de algumas aeronaves leves.

Tabela 3.18 - Perfis para empenagens

Aeronave	Perfil Emp. Horizontal	t/c	Perfil Emp. Vertical	t/c	Obs.
Falco F-81	NACA 65009	9%	NACA 65009	9%	cauda convencional
K-51	NACA 65 ₁ -012	12%	NACA 65 ₁ -012	12%	cauda convencional
CB-9	NACA 63 _A 010	10%	FX-71-L150	15%	cauda convencional
CB-7	FX 71-L150	15%	FX-71-L150	15%	cauda em T
CB-11	NACA 63 _A 010	10%	NACA 63 _A 010	10%	cauda convencional
GP -4	NACA 65009	9%	NACA 65009	9%	cauda convencional

3.6.7 PASSEIO DO CENTRO DE GRAVIDADE

A posição do centro de gravidade da aeronave é importante para a sua pilotagem. Quanto mais a frente estiver o centro de gravidade, maiores serão as deflexões no comando e a força no manche necessárias para vôo equilibrado, bem como as deflexões e forças para efetuar manobras longitudinais. Para posições do centro de gravidade excessivamente à frente, o profundo poderá não apresentar autoridade suficiente para levantar o nariz da aeronave durante o pouso, podendo provocar acidentes. Por outro lado, quanto mais para trás o centro de gravidade menores serão as deflexões e forças no manche necessárias para equilíbrio e manobras longitudinais. Para posições do centro de gravidade excessivamente recuadas, o piloto com pequenas forças ou deflexões no comando poderá, inadvertidamente, induzir solicitações excessivas na estrutura da aeronave ou, no caso de curvas a baixa velocidade, induzir a aeronave ao *parafuso chato* com consequências desastrosas. Em casos extremos poderá ocorrer perda de estabilidade com o fenômeno de *reversão de comandos*, no qual as ações do manche para cabrar ou picar a aeronave ficam invertidas.

Considerando que as aeronaves operam com cargas variáveis (tripulantes, bagagem, combustível, etc.), a posição do centro de gravidade (*CG*) é diferente para cada vôo. Mesmo durante o vôo alteração de posição de passageiros, de volume de combustível, etc. provocam alterações na posição do centro de gravidade. Assim, através da simulação de todas as situações possíveis, estima-se o *passeio do centro de gravidade*, ou seja, a sua posição mais dianteira e a mais traseira.

Quanto menor o passeio do centro de gravidade (mais próximos os limites dianteiro e traseiro), menor poderá ser o volume de cauda horizontal e, em particular, a área da empenagem horizontal. Como consequência, menor será o arrasto aerodinâmico e o peso da empenagem horizontal. Em contrapartida, menor será a flexibilidade de variação no posicionamento das cargas móveis (tripulantes, bagagem, combustível, etc.).

Estimativa do passeio do centro de gravidade

Para estimar o passeio do centro de gravidade, deve-se decompor as cargas da aeronave em fixas e variáveis. As fixas compõem a aeronave vazia (básica) e as variáveis são aquelas correspondentes aos tripulantes, combustível, bagagens, etc.

Deve-se elaborar uma vista lateral da aeronave identificando-se os diversos componentes com seus pesos e distâncias dos seus centros de gravidade a um plano de referência (Figura 3.79).

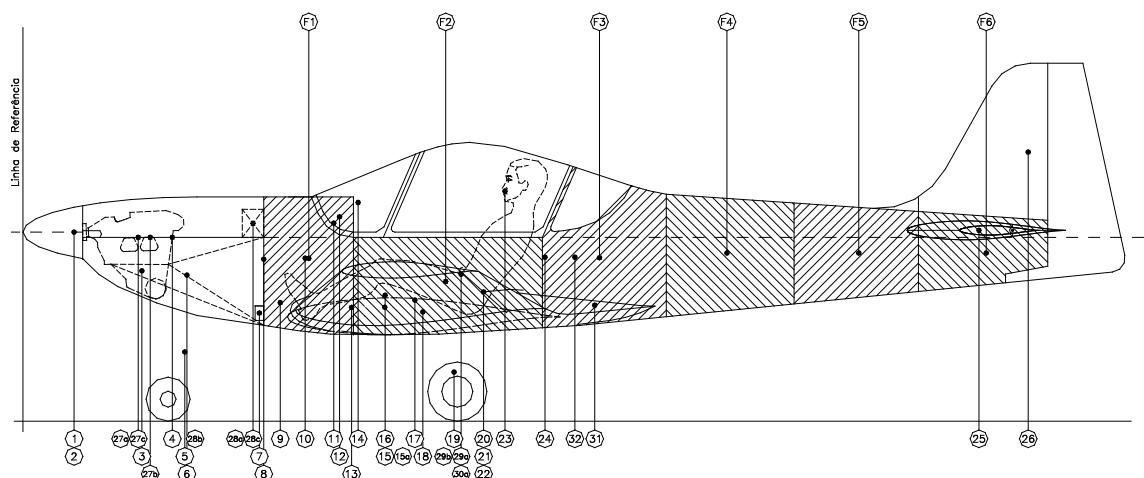


Figura 3.79 – Vista lateral para estimativa do passeio do centro de gravidade

O CG da aeronave vazia (\bar{x}_{CG}) é obtido através da expressão:

$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i l_i}{\bar{W}}$$

onde

$$\bar{W} = \sum_{i=1}^n W_i$$

sendo W_i o peso do i -ésimo componente e l_i a distância do CG do i -ésimo componente ao plano de referência. Na Figura 3.79 foi tomada como plano de referência o plano tangente ao spinner da aeronave.

De forma semelhante, o centro de gravidade das cargas variáveis (\tilde{x}_{CG}) é obtido como:

$$\tilde{x}_{CG_j} = \frac{\sum_{i=1}^m W_i l_i}{\tilde{W}_j} \quad j=1,2,3,\dots,k$$

sendo

$$\tilde{W}_j = \sum_{i=1}^m W_i$$

onde, agora, W_i e l_i se referem às cargas variáveis. O índice j se refere a j -ésima situação de carregamento, ou seja, admite-se um total de k situações de carregamento.

O centro de gravidade da aeronave completa, para cada condição de carregamento (x_{CG_j}), pode ser obtido como:

$$x_{CG_j} = \frac{\bar{x}_{CG} \bar{W} + \tilde{x}_{CG_j} \tilde{W}_j}{\bar{W} + \tilde{W}_j} \quad j=1,2,3,\dots,k$$

O menor e o maior valor de x_{CG} , serão, respectivamente, os limites dianteiro e traseiro do passeio do centro de gravidade da aeronave.

Se for admitido o uso de mais de um tipo de motor, este componente será computado entre as cargas variáveis.

Normalmente, os limites do passeio do centro de gravidade obtidos em relação ao plano de referência são expressados em percentuais da corda média aerodinâmica da asa, obtidos facilmente dos valores calculados acima.

Uma vez estimado o passeio do centro de gravidade, deve-se verificar se o valor obtido é adequado

Verificação preliminar da adequação do passeio do centro de gravidade

Para minimizar retrabalhos, é prudente fazer uma avaliação preliminar sobre a adequação do centro de gravidade estimado, com base em estudos estatísticos. Walter Stender (Stender, 1969) realizou uma pesquisa exaustiva sobre a distribuição de pesos em planadores, chegando às seguintes conclusões :

- 1) para todas as aeronaves examinadas, o menor limite dianteiro do CG foi de 15% da cma e o maior limite traseiro foi de 49% da cma .
- 2) o limite dianteiro do CG variou de 15% a 38% da cma e o limite traseiro variou de 25% a 49%.
- 3) na maioria dos casos, o limite dianteiro do CG ficou entre 25% e 30% da cma enquanto o limite traseiro ficou entre 36% e 40%.
- 4) o menor passeio do CG foi de 5% da cma e o maior foi de 25% (20% na maioria dos casos).

Por outro lado, valores do passeio do centro de gravidade para alguns planadores e para algumas aeronaves leves motorizadas estão mostrados, respectivamente, na Tabela 3.19 e na Tabela 3.20.

Tabela 3.19 - Comparaçāo do passeio do centro de gravidade de planadores

Passeios de C.G. da alguns planadores					
Blanik	23	a	38	da CMA	biplace
Bocian	25	a	38.2	da CMA	biplace
Czapla	20.2	a	39.2	da CMA	biplace
Hp-18	25	a	40	da CMA	monoplace
Foka	23.9	a	39.1	da CMA	monoplace
Jaskolka	30.6	a	42.2	da CMA	monoplace
Mucha	16	a	24.3	da CMA	monoplace

Tabela 3.20 - Comparaçāo do passeio do centro de gravidade de aeronaves motorizadas

Passeios de C.G. de algumas aeronaves motorizadas				
Tailwind	14	A	28	da CMA
Glasair III	10	A	28.5	da CMA
Falco	19	A	30	da CMA
Curumim	16	A	25	da CMA
Vesper	31	A	38	da CMA

Note que, não apenas o passeio dos planadores mas também o passeio das aeronaves leves motorizadas, estão dentro dos limites levantados por Stender. Isto sugere que a análise de Stender é valida tanto para planadores como para aeronaves leves motorizadas. Com base em todas estas considerações, não apenas para projetos de planadores, mas também para projetos de aeronaves leves motorizadas, o valor estimado do passeio do centro de gravidade deve ser verificado à luz dos limites levantados por Stender.

Recomenda-se que, caso o passeio estimado fique fora dos limites de Stender, o projeto seja modificado até se obter um passeio adequado. Alongamento do cone de cauda, alongamento da parte anterior da fuselagem, ou troca da posição de componentes pesados (bateria, bagagem, combustível, etc.) são exemplos de modificações que podem adequar o passeio do centro de gravidade.

Um valor seguro para o passeio do centro de gravidade, entretanto, só será definitivamente determinado, após os *cálculos de estabilidade e controle longitudinal*, efetuados na fase de *Projeto Detalhado*.

3.6.8 CONSIDERAÇÕES QUANTO AO ALINHAMENTO DO MOTOR

Em projeto de aeronaves monomotoras (com motor dianteiro) existem dois ângulos para o alinhamento do motor. O primeiro, na vertical (sempre para baixo), é chamado de *down-thrust* (Figura 3.80).

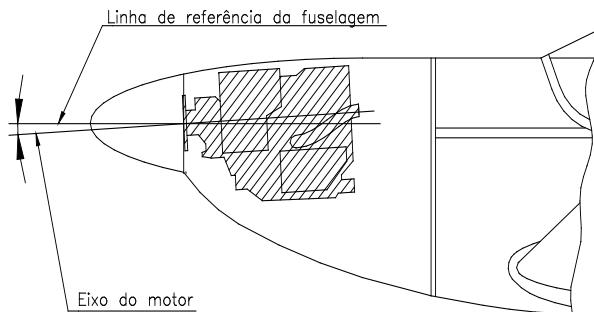


Figura 3.80 - Ângulo de *down-thrust*

O segundo, para o desvio lateral (cuja orientação depende do sentido de rotação da hélice) é chamado de *side-thrust* (Figura 3.81).

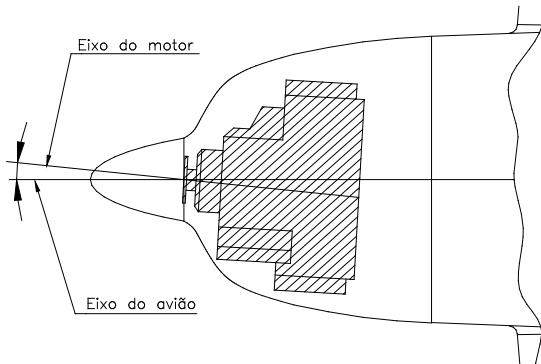


Figura 3.81 - Ângulo de *side-thrust*

O *down-thrust* é usado para minimizar a tendência da aeronave cabrar ao se aumentar a potência fornecida pelo motor (por exemplo, numa arremetida).

O *side-thrust*, por sua vez, visa minimizar a tendência da aeronave guinar sob aplicação de acréscimo de potência, o que obrigaria o piloto a exercer uma força no pedal contínua e cansativa para compensar esta tendência.

A título de informação, a Tabela 3.21 apresenta algumas aeronaves e seus respectivos ângulos de alinhamento do motor.

Tabela 3.21 - Ângulos de alinhamento do motor

Aeronave	Angulo de <i>Down-thrust</i>	Angulo de <i>Side thrust</i>
Falco F8L	0°	0°
KR-2	0°	0°
BD-4	2°	0°
GP-4	0°	1.5°
K-51	2.5°	2°
Bonanza S35	2°	2.5°

Recomenda-se que estes ângulos sejam determinados durante os ensaios em vôo do primeiro protótipo, retrabalhando-se o berço do motor, tantas vezes quantas necessárias, até se chegar a uma solução satisfatória.

Para um ângulo de *side-thrust* adequado, a força no pedal será desprezível durante o vôo reto horizontal na velocidade de cruzeiro. Para um ângulo de *down-thrust* adequado, também durante o vôo reto horizontal na velocidade de cruzeiro, a força no manche será desprezível.

3.6.9 MODELO EM ESCALA NATURAL DA CABINE

A complexidade da cabine, com todos os seus aspectos ergonômicos, torna praticamente mandatária a construção de um modelo em escala natural da cabine (*mock-up*).

Como principais aspectos ergonômicos a serem examinados, pode-se citar:

- ◊ o acesso a cabine
- ◊ a disposição dos comandos;
- ◊ o acesso aos comandos e ao painel, tanto para pilotos de elevada como de pequena estatura;
- ◊ a regulagem longitudinal e vertical dos assentos;
- ◊ a regulagem dos pedais;

- ◊ a visibilidade externa pelos pilotos, especialmente pelos de pequena estatura;
- ◊ pontos de fixação de cintos de segurança;
- ◊ o *layout* do painel.

O *mock-up* não necessita ser uma reprodução exata da cabine com revestimento, pintura, etc. Mas precisa conter, em escala natural, todos os comandos ou dispositivos que interferirem na ergonomia da mesma. Recomenda-se que o *mock-up* contenha septos reproduzindo, um corte lateral, um corte em planta e cortes frontais. Os septos frontais, normalmente, são feitos em estações na região de acomodação dos tripulantes. Como ilustração, a Figura 3.82 apresenta uma fotografia do *mock-up* construído para a cabine do projeto CB.7, um moto-planador biplace.



Figura 3.82 – Mock-up da cabine do moto-planador CB.7

Em fase posterior do projeto, o *mock-up* será utilizado também para verificação dos mecanismos dos comandos.

3.6.10 MODELAGEM DA FUSELAGEM

Até o momento só foram definidos o perfil lateral, o perfil superior e a vista frontal da fuselagem próximo à seção máxima. Para a obtenção da forma geométrica tridimensional completa da fuselagem, recomenda-se construir um modelo sólido seguido de um tratamento computacional, conforme a descrição abaixo.

Inicialmente, constrói-se um modelo em escala, geralmente 1:10. Para isto, traça-se a vista lateral da fuselagem numa folha de contraplacado aeronáutico de

pequena espessura. Em seguida, o contraplacado é recortado obtendo-se um septo com o contorno da vista lateral da fuselagem (Figura 3.83).

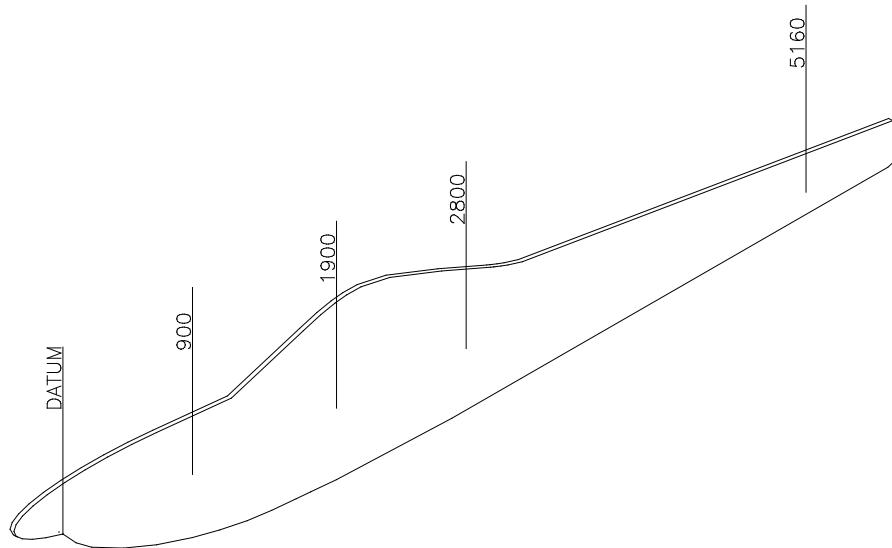


Figura 3.83 - Septo com o contorno da vista lateral da fuselagem

Em seguida, traçam-se algumas posições estratégicas de estações da fuselagem (Figura 3.83), escolhidas de forma conveniente. Estas estações correspondem ao provável posicionamento de cavernas.

Posteriormente, colam-se placas de espuma rígida de poliestireno, ou material semelhante, em ambas as faces do septo (Figura 3.84).

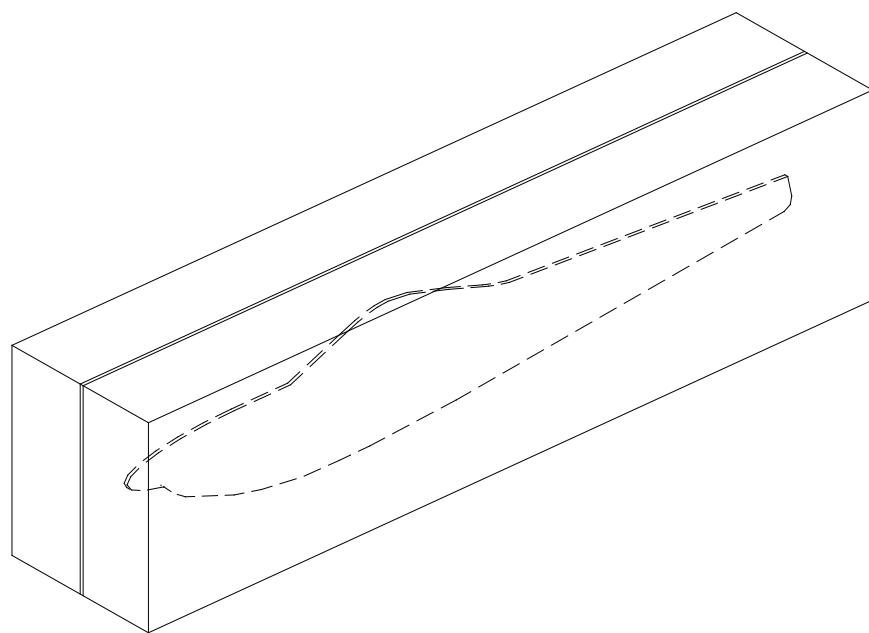


Figura 3.84 - Colagem dos blocos de espuma no septo para modelagem

Segundo o contorno do septo, remove-se o excesso de espuma até obter um sólido com o contorno do septo (Figura 3.85).



Figura 3.85 - Modelagem da vista lateral

Posteriormente, traça-se, também numa chapa de contraplacado de pequena espessura, um gabarito (fêmea) do contorno da metade da vista superior da fuselagem (Figura 3.86).

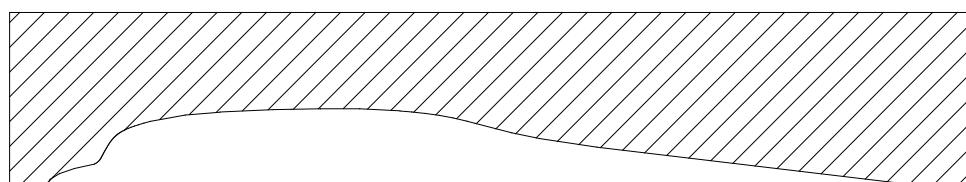


Figura 3.86 - Gabarito com metade da vista em planta

Usando o gabarito acima, remove-se o excesso de espuma rígida, do sólido já construído, até que o gabarito se ajuste perfeitamente (Figura 3.87).

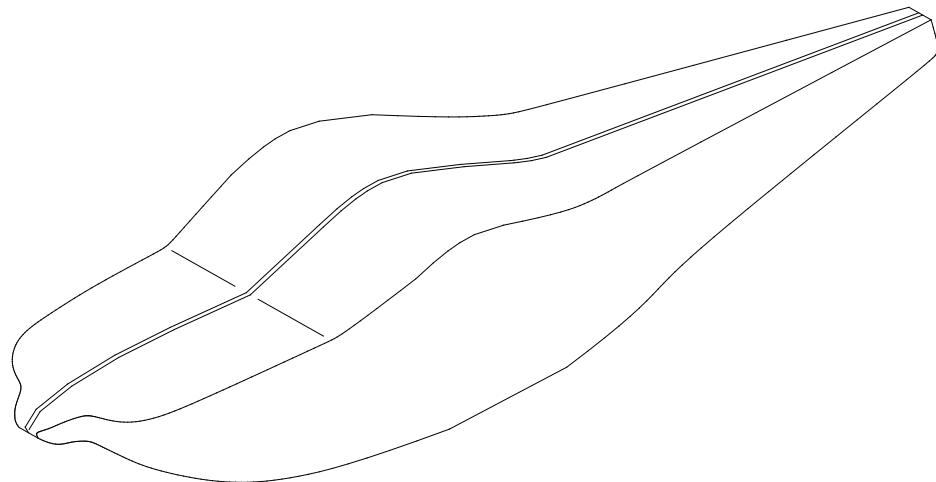


Figura 3.87 - Modelagem da vista em planta

O gabarito deve ser utilizado em ambos os lados do sólido de modo a se obter um modelo simétrico em relação ao septo, conforme ilustra a Figura 3.87.

Para cada estação escolhida anteriormente, conforme indicado na Figura 3.83, tem-se, de acordo com o septo e com o gabarito obtidos, a altura e a largura da caverna correspondente. Estas medidas servirão de base para a elaboração dos gabaritos das cavernas, também construídos com contraplacado de pequena espessura (Figura 3.88). O contorno das cavernas deverá respeitar a largura e a altura já estabelecidas, a suavidade de contorno para eficiência aerodinâmica, os espaços necessários para alojamento do motor e do habitáculo, e qualquer outro componente que possa interferir com a fuselagem.

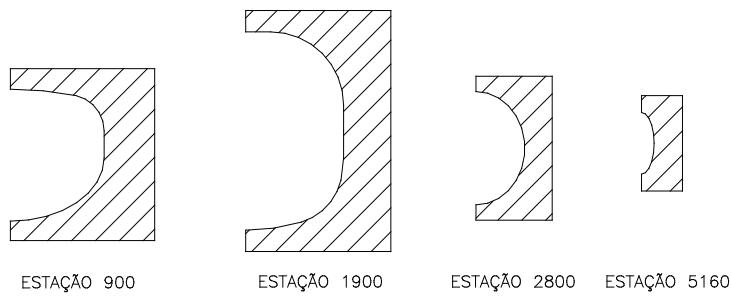


Figura 3.88 - Gabaritos das cavernas

Note que o contorno de cada caverna se estabelece neste momento, não estando estabelecidos nas três vistas esboçadas anteriormente. Vários formatos podem ser obtidos, desde que respeitando as limitações impostas pela largura e pela altura. Assim, a equipe de projeto pode elaborar opções diferentes de gabarito para escolher uma delas.

Posteriormente, fazendo-se uso dos gabaritos das cavernas, o modelo da fuselagem em elaboração é lixado até que todos os gabaritos se adaptem perfeitamente ao modelo (Figura 3.89).

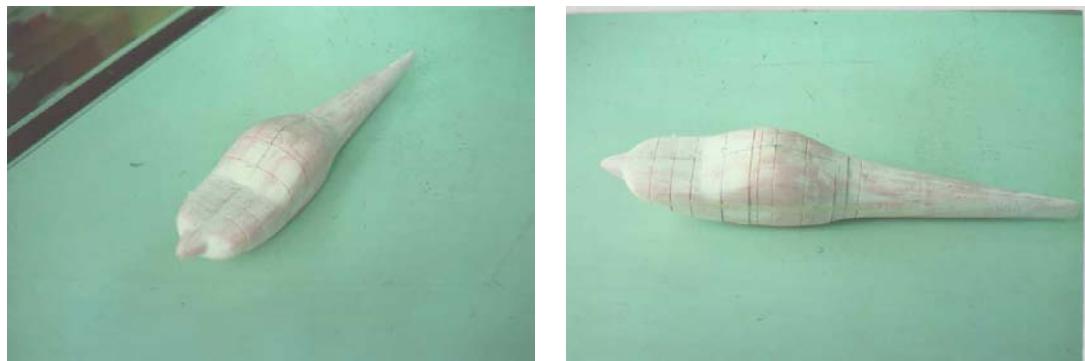


Figura 3.89 - Modelo da fuselagem em espuma rígida

Note que o modelo contém o delineamento completo da fuselagem, incluindo as regiões entre as cavernas. O lixamento final destas regiões é feito segundo a intuição e habilidade da equipe de projeto e de quem está esculpindo o modelo.

Caso se note lixamento excessivo ou que, em algumas regiões, as seções tenha ficado mais delgadas do que o desejado, aplica-se massa corretiva (por exemplo, massa corrida) e lixa-se novamente. Repete-se este processo de acabamento tantas vezes quanto necessário, até se chegar a uma forma considerada satisfatória.

Posteriormente, o modelo é serrado e decomposto em diversas fatias, de acordo com estações judiciosamente escolhidas (Figura 3.90). Estas estações incluem aquelas que orientaram a forma do modelo e outras, de acordo com a necessidade.



Figura 3.90 - Modelo seccionado para obtenção da geometria das cavernas

Em seguida, cada fatia é colocada sobre papel milimetrado, sobre o qual transpõe-se o perímetro da caverna correspondente. É comum cada perímetro apresentar

irregularidades, as quais se tentará corrigir graficamente (à mão). As figuras obtidas serão a base para o desenho tridimensional, em computador, da fuselagem.

Os dados geométricos da vista lateral da fuselagem, da sua vista superior e das cavernas são todos lançados em computador (Figura 3.91) para dar inicio ao processo de *lofting*, que consiste em se obter as curvas de interseção de planos meridionais (Figura 3.92) com a superfície da fuselagem.

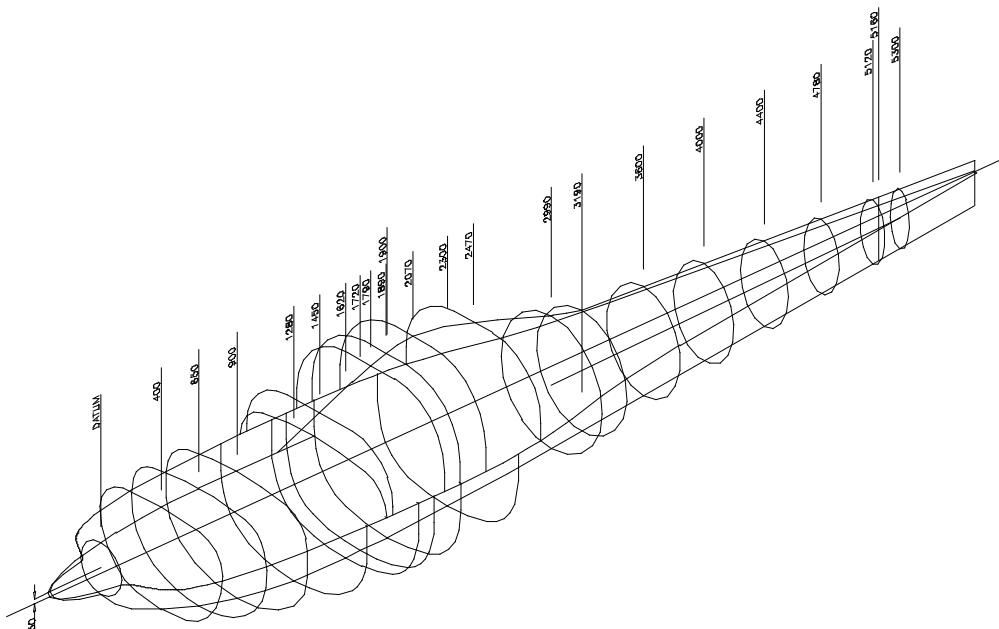


Figura 3.91 - Modelo em CAD para geração do processo de *lofting*

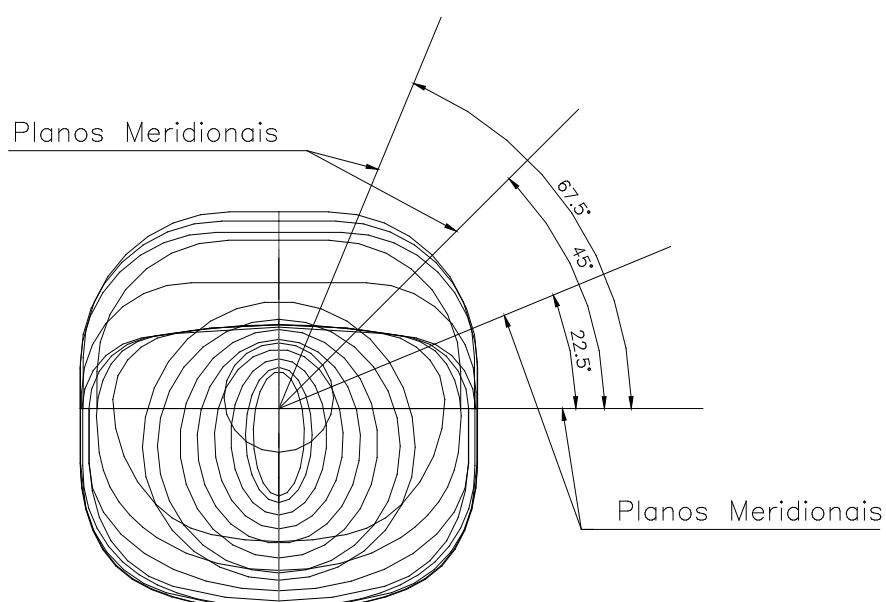


Figura 3.92 - Planos meridionais para o processo de *lofting*

Note que os planos meridionais se interceptam segundo o eixo longitudinal da aeronave (Figura 3.92).

Os cortes da fuselagem segundo os planos meridionais devem ser desenhados. A Figura 3.93 ilustra o corte segundo o plano meridional a 0° indicado na Figura 3.93.

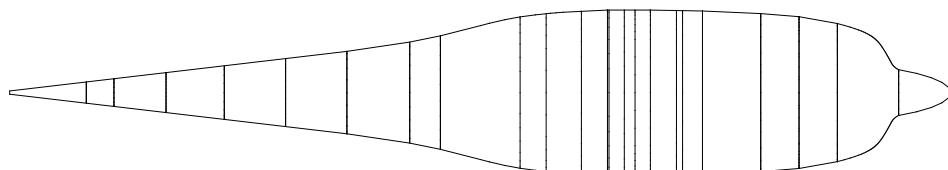


Figura 3.93 - Corte longitudinal da fuselagem a 0° (vista superior)

A fim de detectar pontos falhos na concepção da fuselagem, os cortes segundo os planos meridionais devem ser desenhados com ampliação na direção transversal maior do que na direção longitudinal (por exemplo, na proporção de 2:1), conforme ilustra a Figura 3.94.

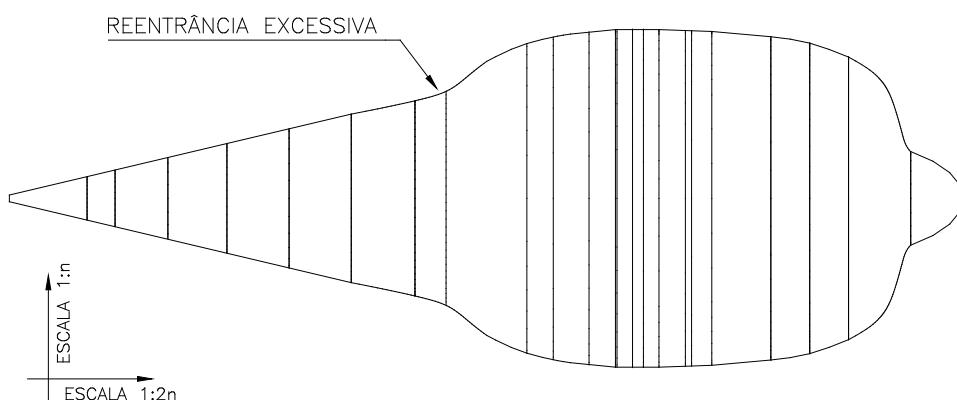


Figura 3.94 - Corte longitudinal com escalas diferentes nos eixos (reentrância excessiva)

A ampliação em escalas diferentes facilita a identificação de regiões onde a concordância está desfavorável (regiões que podem provocar o aumento de arrasto). Na Figura 3.94 aparece indicada uma região onde o corte a 0° mostrado na Figura 3.93 apresenta esta característica.

Uma vez identificadas as regiões de concordância desfavorável, deve-se, sobre o corte com escalas diferentes, suavizar o contorno, conforme ilustra a Figura 3.95.

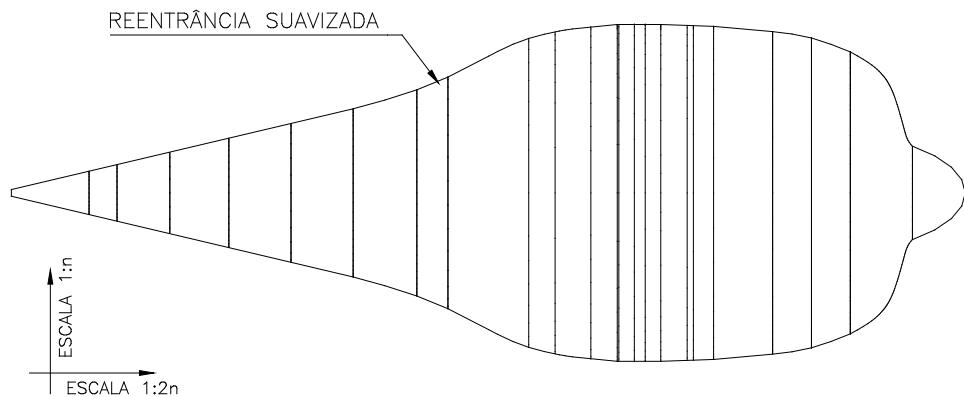


Figura 3.95 - Corte longitudinal com escalas diferentes nos eixos (reentrância suavizada)

Percorrendo o caminho inverso, as correções devem ser transportadas para o corte original, conforme ilustra a Figura 3.96, onde aparece o desenho da Figura 3.93 suavizado.

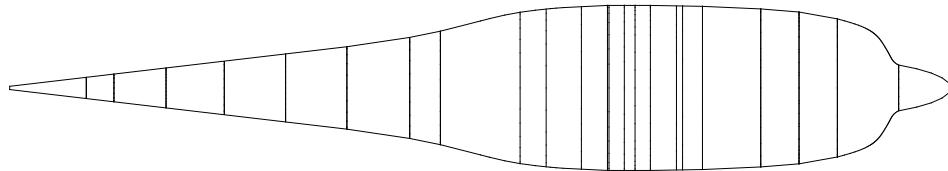


Figura 3.96 - Corte longitudinal da fuselagem a 0° (vista superior) corrigido

Uma vez feitas as correções em todos os planos meridionais, tem-se a geometria final da fuselagem.

A partir da geometria final, pode-se fazer o desenho definitivo das cavernas, necessários para a construção sem moldes. Na construção com moldes, os mesmos desenhos permitirão a construção do modelo da fuselagem, o qual será usado para a fabricação dos moldes.

Um exemplo detalhado deste procedimento será mostrado no próximo capítulo, onde apresenta-se o projeto *CEA 306 – CB.10 Triathlon*, em desenvolvimento.

3.6.11 RETRABALHO DOS ESBOÇOS DA CONFIGURAÇÃO EXTERNA

Realizadas todas as atividades anteriores, é necessário verificar a coerência das estimativas feitas. No caso de se detectar alguma inconsistência, é necessário voltar aos itens correspondentes, refazendo-se as estimativas quantas vezes forem necessárias, até que a consistência seja plena.

Posteriormente, durante a fase de *Projeto Detalhado*, ao se efetuarem cálculos de desempenho, estruturais, de estabilidade e controle etc., novas alterações poderão ser necessárias.

3.7 PROJETO DETALHADO

Concluído o *Anteprojeto* inicia-se o *Projeto Detalhado* que consiste em realizar todos os cálculos necessários, detalhamentos de componentes, desenhos em escala apropriada para fabricação, elaboração do relatório final do projeto e da programação de ensaios no solo.

3.7.1 CÁLCULOS AERODINÂMICOS E DE DESEMPENHO

Os cálculos aerodinâmicos e de desempenho podem ser resumidos nos seguintes itens: i) determinação da polar de arrasto; ii) determinação das curvas de potências disponível e potência requerida; iii) determinação da curva de razão de subida; iv) determinação das curvas de alcance e de autonomia em função da velocidade e v) determinação dos principais parâmetros de desempenho aerodinâmico.

Polares de Arrasto e de Velocidade

A polar de arrasto é a curva que relaciona os coeficientes de sustentação e arrasto globais da aeronave, para vôo equilibrado. Através da polar de arrasto, é possível determinar o arrasto da aeronave para cada velocidade, seu ângulo de ataque, etc.

O levantamento da polar de arrasto, normalmente, é feito através da determinação teórico-empírica das contribuições de cada componente da aeronave para os coeficientes globais de sustentação e de arrasto.

Procedimentos para a determinação da polar de arrasto são apresentados em Pullin (1976) e Pinto et alli (1999). Resultados empíricos sobre arrasto de componentes podem ser obtidos em Hoerner (1965), Abbott e Doenhoff (1963) e trabalhos experimentais isolados.

A partir dos coeficientes de arrasto e sustentação globais pode-se também levantar as polares de velocidade, as quais relacionam as velocidades horizontais com as de afundamento.

Exemplos de polares de arrasto e de velocidades são apresentados no Capítulo 4.

Curvas de potência disponível e de potência requerida

A curva de potência disponível é obtida utilizando dados do grupo motopropulsor, enquanto a curva de potência requerida é obtida a partir da polar de arrasto (Pullin, 1976).

Através da superposição das curvas de potência disponível e potência requerida, pode-se avaliar a disponibilidade efetiva de potência durante o vôo.

Exemplos de superposição de curvas de potência disponível e potência requerida são apresentados no Capítulo 4.

Curva de razão de subida

As curvas de razão de subida, as quais relacionam a razão de subida com a velocidade da aeronave, são obtidas a partir da diferença entre a potência disponível e a potência requerida.

Exemplos de curvas de razão de subida são mostrados no Capítulo 4.

Curvas de alcance e de autonomia

Através das fórmulas de Breguet (Pullin, 1976) e com dados da polar de arrasto, pode-se levantar o alcance e a autonomia como funções da velocidade, para valores padronizados da potência (classicamente, 75% da potência máxima e atualmente, 65% da potência máxima, que corresponde a um regime econômico).

Exemplos de curvas de alcance e autonomia são mostrados no Capítulo 4.

Principais parâmetros de desempenho aerodinâmico

A partir das curvas levantadas é possível obter os principais parâmetros de desempenho da aeronave, os quais podem ser arranjados em uma tabela. Os principais parâmetros de desempenho de uma aeronave leve são os seguintes: i) velocidade máxima nivelada; ii) Velocidade de cruzeiro a 75% de potência; iii) máxima razão de subida; iv) velocidade de máxima razão de subida; v) ângulo para a máxima razão de subida; vi) máximo ângulo de subida; vii) velocidade para máximo ângulo de subida; viii) máxima autonomia; ix) velocidade de máxima autonomia; x) autonomia em vôo de

cruzeiro; xi) máximo alcance; xii) velocidade para máximo alcance; xiii) alcance em vôo de cruzeiro; xiv) parâmetros globais de desempenho (por exemplo, *CAFE Challenge* e *CAFE Triaviathon*). No Capítulo 4 apresentam-se exemplos de tabelas de desempenho.

3.7.2 CÁLCULOS DE ESTABILIDADE E CONTROLE

As superfícies aerodinâmicas de controle da aeronave devem ser adequadamente defletidas para equilibrar a aeronave durante o vôo (anular o momento resultante em torno dos seus eixos). Assim, é importante obter os valores de deflexão e força nos comandos (manche e pedais) necessários para pilotar a aeronave.

As deflexões de comando, por sua vez, são limitadas pelas correspondentes deflexões das superfícies aerodinâmicas. Para deflexões muito acentuadas, as superfícies aerodinâmicas de controle deixariam de proporcionar o efeito esperado. Normalmente, as deflexões máximas não devem ultrapassar 30° (o valor exato vai depender do perfil adotado).

Também, é necessário evitar que o piloto faça forças exageradas durante o vôo. Para isso as normas estabelecem dois limites: i) o limite de força contínua, que deve ser respeitado nas situações de vôo prolongado (vôo de cruzeiro, por exemplo) e ii) o limite de força temporária, que deve ser obedecido durante algumas manobras ou situações de curta duração.

A Tabela 3.22 apresenta estes limites para os três comandos (profundor, leme e ailerons) estabelecidos nas duas principais normas aplicáveis.

Tabela 3.22 – Limites de força nos comandos (kgf)

Esforço	Comando	JAR-VLA		FAR Part 23	
		Max. Temporária	Max. Contínua	Max. Temporária	Max. Contínua
Arfagem	Manche	20	2	27	4.5
	Volante	25		34	
Rolamento	Manche	10	1.5	14	2.2
	Volante	20		27	
Tangagem	Pedal	40	10	68	9.0
Flapes, trem de pouso, etc.	-	20		-	

Note que os limites de força contínua são bem menores que os limites de força temporária.

Um outro aspecto fundamental ligado à governabilidade da aeronave é a estabilidade da mesma. Aeronaves estáveis têm a tendência de corrigir espontaneamente os efeitos das perturbações durante o vôo. Por exemplo, para uma aeronave longitudinalmente estável, se o ângulo de ataque é ligeiramente perturbado em relação ao valor de equilíbrio, a própria aeronave, sem necessidade de atuação do piloto, tende a restabelecer a atitude correta.

Um outro fenômeno importante ligado a estabilidade é a *reversão de comandos*, no qual a aeronave responde aos comandos de forma inversa ao esperado. Nesta situação, a aeronave torna-se, em termos práticos, ingovernável (vide comentários no item 3.6.7).

Estabilidade e controle longitudinais

Para avaliar a estabilidade longitudinal, as deflexões de profundor e forças necessárias para o equilíbrio, pode-se utilizar o procedimento descrito em Pullin (1976).

Um exemplo de avaliação e verificação de deflexões, forças e estabilidade é apresentado no Capítulo 4.

Estabilidade e controle direcionais

Para avaliar a estabilidade direcional e as deflexões do leme e forças nos pedais necessárias para manter glissada ou enfrentar ventos de través, pode-se utilizar o procedimento descrito em Morelli (1976).

A norma *JAR-VLA* estabelece que a aeronave deve ser capaz de apresentar governabilidade em pouso com vento de través a 90° de até 10nós (18.5km/h).

Um exemplo de avaliação e verificação de deflexões, forças e estabilidade direcional é apresentado no Capítulo 4.

Verificação de recuperação em parafuso

Uma aeronave em operação normal, principalmente em curvas de média e grande inclinação a baixas velocidades, corre o risco de entrar, involuntariamente, em parafuso. Caso não se tenha condições de restabelecer a atitude da aeronave, o acidente será inevitável. Portanto, no projeto de uma aeronave, é fundamental verificar se é possível restabelecer a atitude de uma aeronave em parafuso.

Para verificar a capacidade da aeronave ser restabelecida em parafuso, Raymer (1989) recomenda calcular o parâmetro *TDPF* (*Tail Damping Power Factor*) definido em Bowman (1971).

No Capítulo 4 aparece um exemplo de verificação de recuperação em parafuso.

Verificação do controle de rolamento

Recomenda-se avaliar a máxima velocidade de rolamento da aeronave, a qual pode ser obtida conforme Morelli (1976). O valor calculado deve ser compatível com os de aeronaves similares (vide exemplo no Capítulo 4).

3.7.3 CÁLCULOS DE CARGAS

3.7.3.1 ENVELOPE DE VÔO

Baseado nos fatores de carga limites para a aeronave, estabelecidos pelos requisitos (*JAR-VLA*, *FAR Part 23*, etc.), de acordo com a missão típica, deve-se elaborar os diagramas *V-n* (Velocidade × fator de carga) de manobra, de rajada e combinado.

A Figura 3.97 apresenta um diagrama *V-n* de manobra típico, onde aparecem indicados os fatores de carga e as velocidades limites.

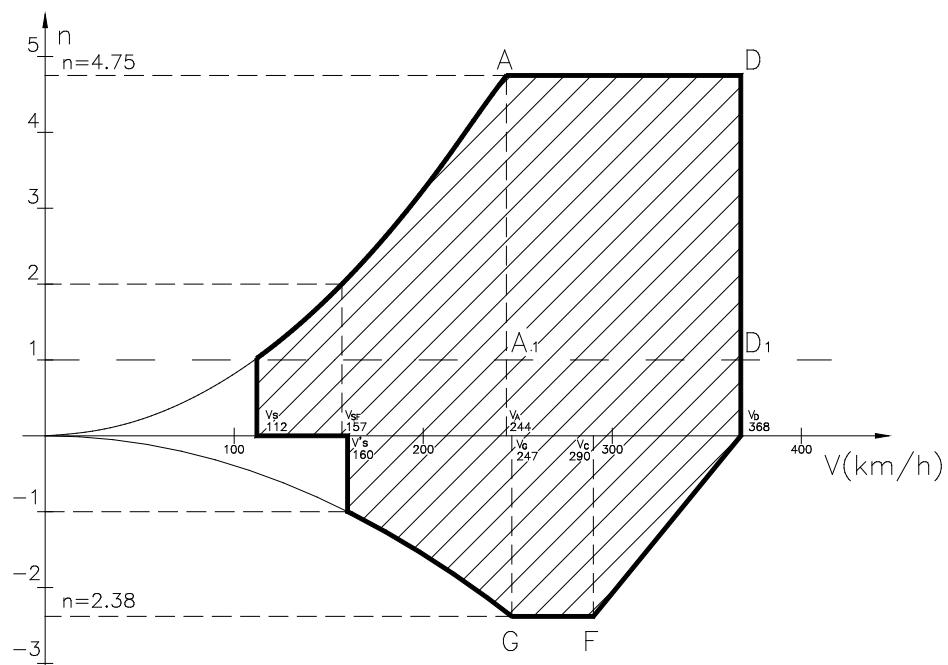


Figura 3.97 – Diagrama *V-n* de manobra

A Figura 3.98, por sua vez, apresenta um diagrama *V-n* de rajada típico, onde também aparecem indicados os fatores de carga e as velocidades limites.

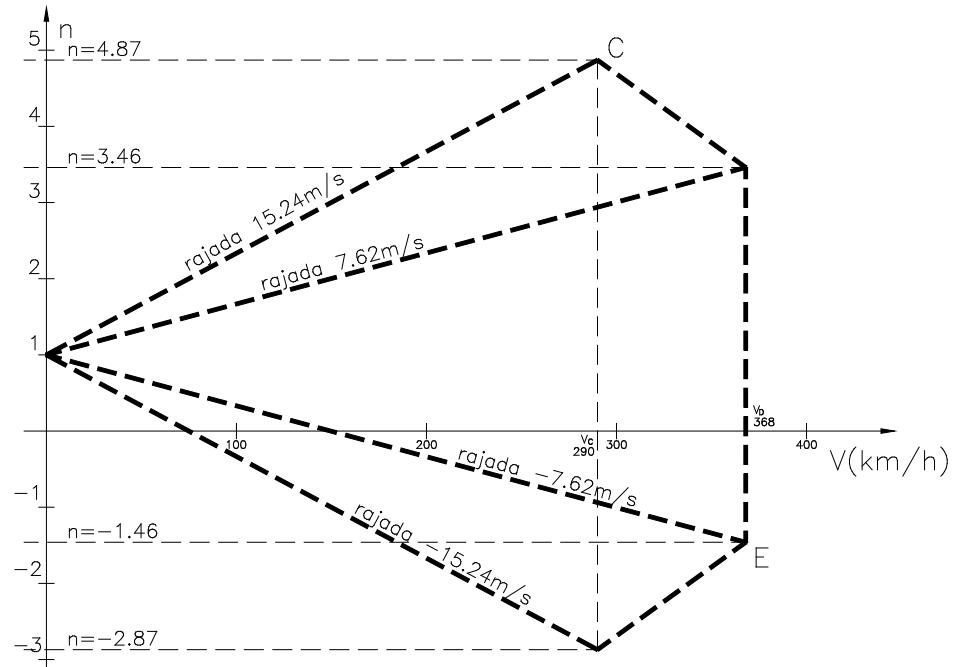


Figura 3.98 – Diagrama V-n de rajada

Finalmente, a Figura 3.99 apresenta um diagrama V-n combinado típico, também com os fatores de carga e as velocidades limites indicados.

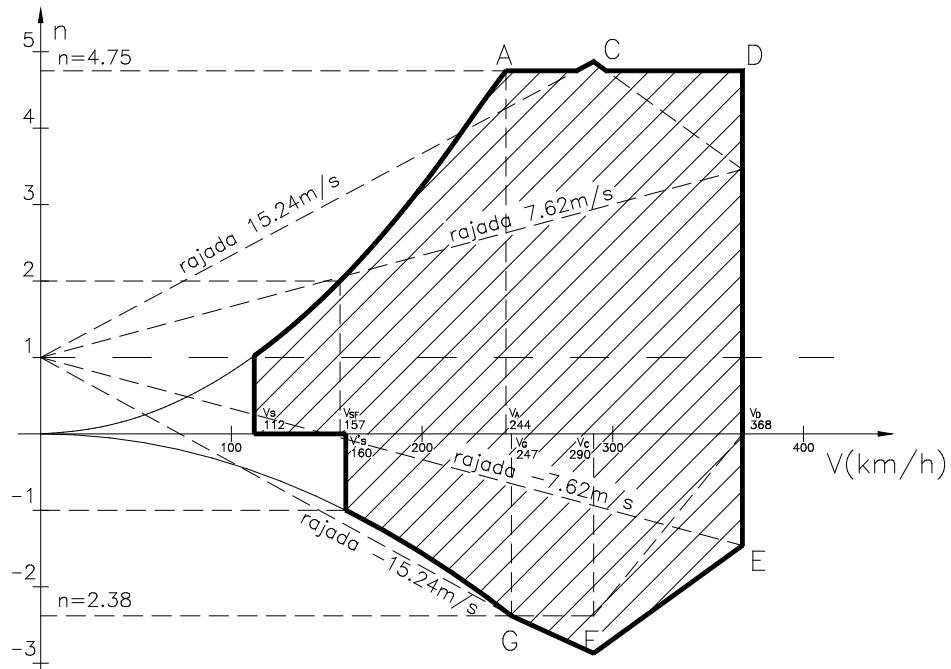


Figura 3.99 – Diagrama V-n combinado

Note que o diagrama da Figura 3.99 é uma superposição dos diagramas da Figura 3.97 e da Figura 3.98.

No Capítulo 4 apresenta-se um exemplo de elaboração de diagramas V-n.

3.7.3.2 CARGAS ATUANTES NOS COMPONENTES

Para o dimensionamento estrutural da aeronave é necessário considerar as várias alternativas de carregamento às quais ela estará sujeita.

Durante a operação ocorrem quatro tipos de cargas: i) cargas aerodinâmicas; ii) pesos; iii) cargas iniciais e iv) cargas de reação com o solo.

As cargas aerodinâmicas são provocadas pelo escoamento do ar na superfície externa da aeronave (são predominantes nas asas e nas empenagens).

Os pesos são consequência da atração gravitacional da Terra.

As cargas iniciais se devem à reação das massas dos componentes da aeronave às acelerações impostas.

As cargas de reação com o solo surgem como decorrência do impacto do trem de pouso com o solo, durante o pouso, a decolagem e o taxiamento.

Cargas na Empenagem Horizontal

As principais cargas consideradas para a empenagem horizontal são:

- i) Força aerodinâmica na empenagem horizontal necessária para equilíbrio em vôo simétrico. É obtida das equações de equilíbrio da aeronave (Loureiro, 1976).
- ii) Acréscimo de força aerodinâmica na empenagem horizontal para executar manobras longitudinais. É obtido das equações de equilíbrio em manobra longitudinal (JAR-VLA 423 e Loureiro, 1976).
- iii) Forças devidas a rajadas. São obtidas de acordo com orientação da norma (JAR-VLA) – vide também Loureiro (1976).
- iv) Momentos de torção devidas às deflexões do profundor. Podem ser obtidas através do coeficiente de momento do perfil.

Cargas na Empenagem Vertical

As principais cargas consideradas para a empenagem vertical são:

- i) Força aerodinâmica na empenagem vertical necessária para equilíbrio em vôo glissado. É obtida das equações de equilíbrio da aeronave (Loureiro, 1976) em condição imposta por norma.
- ii) Forças devidas a rajadas. São obtidas de acordo com orientação da norma (*JAR-VLA*) – vide também Loureiro (1976).
- iii) Momentos de torção devidos às deflexões do profundor. Podem ser obtidos através do coeficiente de momento do perfil.

Cargas nas Asas

As principais cargas consideradas para as asas são:

- i) Sustentação distribuída ao longo da envergadura para manobra com fator de carga máximo. É obtida através de algum método numérico – *Multhopp* (Multhopp, 1938), ou *Stender* (Quast, 1985), ou *Proporcional às Áreas* (Frati, 1946).
- ii) Pesos e forças iniciais (com fator de carga máximo) dos equipamentos instalados nas asas.
- iii) Pesos e forças iniciais (com fator de carga crítico) dos componentes das asas distribuídos ao longo da envergadura. Normalmente, atribui-se uma distribuição linear ao longo da envergadura (Barros, 1999).
- iv) Momentos de torção aerodinâmica distribuídos ao longo da envergadura. São obtidos através dos coeficientes de momento dos perfis das asas (Pullin, 1976).
- v) Cargas aerodinâmicas de arrasto, ao longo da envergadura e na direção das cordas.

Cargas na Parte Anterior da Fuselagem

As principais cargas consideradas para a parte anterior da fuselagem são:

- i) Solicitação no plano vertical, para baixo, devida à distribuição de pesos e forças de inércia ao longo da parte anterior da fuselagem (spinner, hélice, motor, capô, bateria, estrutura da fuselagem, berço do motor, etc.) – Barros (1999).
- ii) Solicitações, para cima, para trás e para frente, devidas às cargas na bequilha, de acordo com exigências de norma.
- iii) Solicitações no plano horizontal devidas às forças de inércia laterais dos diversos componentes ao longo da parte anterior da fuselagem (Barros, 1999)
- iv) Solicitações no plano horizontal devidas à carga lateral na bequilha, de acordo com exigências de norma.
- v) Momentos de torção devidos ao torque gerado pelo grupo motopropulsor (Barros, 1999).
- vi) Momentos de torção devidos à carga lateral na bequilha, de acordo com exigências de norma.

Cargas na Parte Posterior da Fuselagem

As principais cargas consideradas para a parte posterior da fuselagem são:

- i) Solicitação no plano vertical, para baixo, devida à distribuição de pesos e forças de inércia ao longo da parte posterior da fuselagem (empenagens, estrutura da fuselagem, comandos, etc.) – Barros (1999).
- ii) Solicitações no plano vertical, para baixo, devidas às cargas de manobra na empenagem horizontal (Barros, 1999).
- iii) Solicitações no plano horizontal devidas às cargas na empenagem vertical (Barros, 1999).

- iv) Momentos de torção devidos às cargas na empenagem vertical (Barros, 1999).
- v) Momentos de torção devidos às cargas assimétricas de rajada na empenagem horizontal, de acordo com exigências de norma.
- vi) Momentos de torção devidos às cargas combinadas nas empenagens, de acordo com exigências de norma.

Cargas no Trem de Pouso

As principais condições de carregamento no trem de pouso, todas calculadas conforme exigências de norma, são:

- i) Forças durante a aterragem nivelada em três rodas
- ii) Forças durante a aterragem nas rodas principais
- iii) Forças durante a aterragem com cauda baixa
- iv) Forças durante a aterragem numa roda principal
- v) Forças laterais no trem principal
- vi) Forças de frenagem
- vii) Forças para trás, para frente, para cima e lateral na bequilha dianteira

Cargas no Berço do Motor

As principais cargas no berço do motor são:

- i) Pesos e cargas de inércia no plano vertical combinadas com o torque máximo do motor, conforme exigências de norma.
- ii) Cargas laterais de inércia devidas à massa do motor e seus componentes.

Cargas nos Sistemas de Comando

- i) Cargas aerodinâmicas de manobra e de rajada no profundo, transmitidas pelo mecanismo de comando, de acordo com exigências de norma.
- ii) Cargas aerodinâmicas de manobra e de rajada no leme, transmitidas pelo mecanismo de comando, de acordo com exigências de norma.
- iii) Cargas aerodinâmicas nos ailerons, transmitidas pelo mecanismo de comando, de acordo com exigências de norma.
- iv) Cargas aerodinâmicas nos flapes, transmitidas pelo mecanismo de comando, de acordo com exigências de norma.

Cargas em Aterragens Forçadas

Cargas para cima, para frente e para o lado, na cabine e nos cintos de segurança e seus atracamentos, com fatores de carga críticos, conforme exigências de norma.

3.7.3.3 ESFORÇOS ATUANTES NOS COMPONENTES

As cargas na aeronave, por sua vez, provocam esforços nos componentes estruturais. No caso de aeronaves leves, os principais esforços a serem levantados são:

Asas

- ◊ Esforços cortantes e de flexão devidos à distribuição de sustentação sobre as asas e do peso e inércia das asas e equipamentos instalados nas mesmas (tanque de combustível, trem de pouso, etc.).
- ◊ Esforços cortantes e de flexão na direção das cordas devidos à distribuição de arrasto sobre a asa.
- ◊ Esforços de torção devidos aos momentos aerodinâmicos atuantes nas asas.

Empenagem Horizontal

- ◊ Esforços cortantes e de flexão devidos à distribuição de sustentação na empenagem e do peso e inércia da mesma.
- ◊ Esforços cortantes e de flexão na direção das cordas devidos à distribuição de arrasto sobre a empenagem (normalmente desprezados, por serem de pequena magnitude, nas aeronaves leves).
- ◊ Esforços de torção devidos aos momentos aerodinâmicos atuantes na empenagem horizontal, provenientes da deflexão do profundo.

Empenagem Vertical

- ◊ Esforços cortantes e de flexão devidos à distribuição de sustentação sobre a empenagem vertical.
- ◊ Esforços cortantes e de flexão na direção das cordas devidos à distribuição de arrasto sobre a empenagem (normalmente desprezados, por serem de pequena magnitude, nas aeronaves leves).
- ◊ Esforços de torção devidos aos momentos aerodinâmicos atuantes na empenagem vertical, provenientes da deflexão do leme.

Parte Posterior da Fuselagem

- ◊ Esforços de flexão no plano vertical devidos às cargas na empenagem horizontal e do peso e inércia da parte posterior da fuselagem e equipamentos instalados na mesma.
- ◊ Esforços de flexão no plano horizontal devidos às cargas na empenagem vertical.
- ◊ Esforços de torção devidos às cargas de rajadas assimétricas na empenagem horizontal e cargas provindas da deflexão do leme.

Parte Anterior da Fuselagem

- ◊ Esforços de flexão no plano vertical: i) para baixo, devidos ao peso e inércia da parte anterior da fuselagem e equipamentos instalados na mesma; ii) para cima, devidos às cargas na bequilha dianteira.
- ◊ Esforços de torção devidos ao torque do motor ou às cargas laterais na bequilha dianteira.

Berço do motor

- ◊ Esforços verticais e horizontais devidos ao peso e inércia do motor e seus componentes.
- ◊ Esforços de torção devidos ao torque do motor.

Trem de pouso

- ◊ Diversos tipos de esforços de acordo com as várias possibilidades de aterragem e frenagem.

Comandos

- ◊ Esforços devidos às cargas aerodinâmicas sobre as superfícies de comando e devidos à atuação do piloto, sendo transmitidos por todos os mecanismos.

3.7.4 DIMENSIONAMENTO ESTRUTURAL

O dimensionamento estrutural representa um dos itens mais trabalhosos do projeto e é fundamental para a segurança do vôo. Deve, portanto, ser cuidadosamente executado.

Como literatura básica pode-se utilizar Brun (1965), Peery (1950), Megson (1972), ou, de uma forma mais resumida, Loureiro (1976).

Um ponto comum a todo o dimensionamento estrutural de uma aeronave é a utilização de dois fatores de segurança: o *básico* e o de *qualidade*. Assim, as cargas para dimensionamento (Q_d) devem ser obtidas através da expressão:

$$Q_d = Q_l \times (FS) \times (FQ)$$

onde Q_l denota a carga limite, FS denota o fator de segurança básico e FQ o fator de qualidade.

A carga limite (Q_l) é a máxima prevista para ocorrer em vôo (obtida para cada componente, de acordo com o item 3.7.3).

O fator de segurança básico (FS) é imposto por norma. Tanto o *JAR-VLA* quanto o *Part 23* estabelecem $FS=1.5$.

O fator de qualidade (FQ) varia de acordo com o material estrutural utilizado e com o componente em consideração.

A Tabela 3.23 apresenta fatores de qualidade estabelecidos pelo *RBHP* (Requisitos Brasileiros para Homologação de Planadores) para alguns materiais aeronáuticos.

Tabela 3.23 – Fatores de qualidade para elementos estruturais

Material	Fator de Qualidade
Materiais Metálicos	1.15
Madeira inspecionada	1.0
Madeira não inspecionada	1.3

A Tabela 3.24 apresenta fatores de qualidade especificados pela norma *JAR-VLA* para alguns elementos estruturais.

Tabela 3.24 – Fatores de qualidade para elementos estruturais

Aplicação	Fator de Qualidade	Norma
Peças fundidas	2.0	<i>JAR-VLA 621</i>
Cintos de Segurança e atracações	1.33	<i>JAR-VLA 625</i>
Charneiras simples de comandos	6.67	<i>JAR-VLA 657</i>
Charneiras com mancal de rolamento	1.0	<i>JAR-VLA 657</i>
Juntas <i>PushPull</i> simples	3.33	<i>JAR-VLA 693</i>
Juntas <i>PushPull</i> com rolamento	1.0	<i>JAR-VLA 693</i>

Na Tabela 3.25 aparecem os valores de tensão admissíveis para os materiais aeronáuticos citados no *JAR-VLA (ACJ-VLA 572b)*.

Tabela 3.25 – Tensões admissíveis

Material usado	Tensão admissível
“Roving” de fibra-de-vidro E em resina epoxi	$25daN/mm^2$
“Roving” de fibra-de-carbono em resina epoxi	$40daN/mm^2$
Ligas de Alumínio	metade da tensão de ruptura a tração
Ligas de Aço	metade da tensão de ruptura a tração
Madeira	conforme ANC-18

É possível confirmar que os valores da Tabela 3.25 levam em conta um fator de qualidade $FQ=1.15$ para os *Rovings* de fibra de vidro e de carbono e $FQ=1.33$ para as ligas de alumínio e de aço.

Por sua vez, a Tabela 3.26 , elaborada pelo autor do presente trabalho, apresenta a tensão de ruptura para os materiais mais comuns para a construção de aeronaves leves.

Tabela 3.26 – Tensões de ruptura para diversos materiais

Material usado	Tensão de ruptura [kgf/mm²]
“Roving” de fibra-de-vidro E em resina epoxi	$\sigma_{tr} = 43.9$
“Roving” de fibra-de-carbono em resina epoxi	$\sigma_{tr} = 70.3$
Tubo de aço sem costura, SAE 4130, revenido, Mannesman	$\sigma_{tr} = 63.0$
Tubo de aço sem costura, SAE 4130, nomalizado, Mannesman	$\sigma_{tr} = 45.0$
Aço inox AISI 304	$\sigma_{tr} = 130.0$
Chapas de aço SAE 4130	$\sigma_{tr} = 63.0$
Aço ABNT 1010 , laminado	$\sigma_{tr} = 33.0$
Aço ABNT 1020 , laminado	$\sigma_{tr} = 39.0$
Aço ABNT 1040 , laminado	$\sigma_{tr} = 53.0$
Aço ABNT 1045 , laminado	$\sigma_{tr} = 58.0$
Aço EM - 450 , laminado, Usiminas	$\sigma_{tr} = 44.0$
Alumínio 2024-T4 (extrudado)	$\sigma_{tr} = 47.8$
Chapa de alumínio Alclad 2024-T3	$\sigma_{tr} = 45.0$
Chapa de alumínio Alclad 2024-T3	$\tau_r = 28.1$
Freijó (madeira), em tração	$\sigma_{tr} = 11.9$
Freijó (madeira), em compressão	$\sigma_{tr} = 5.0$
Contraplacado aeronáutico de pinho	$\sigma_{tr} = 12.0$
Contraplacado aeronáutico de pinho	$\tau_r = 1.68$
Tecido de fibra-de-vidro (E), a 45°, em resina epoxi	$\tau_r = 5.18$

Note que, apresenta-se a tensão de ruptura a tração (σ_{tr}) para alguns materiais utilizados em tensores, e a tensão de ruptura ao cisalhamento (τ_r) para os materiais utilizados em revestimento.

Com as tensões de ruptura e com os fatores de segurança, pode-se calcular as tensões admissíveis e, a partir delas, efetuar o dimensionamento dos elementos estruturais da aeronave.

Para o dimensionamento dos elementos estruturais, recomenda-se a seguinte bibliografia básica:

- 1) Bruhn (1965), Peery (1950) e Megson (1972) para os cálculos estruturais propriamente ditos.
- 2) Silva Jr. (1962) e Albuquerque (1980) para dimensionamento de mecanismos em geral.

No caso específico de longarinas em madeira recomenda-se utilizar também Brotero *et allii* (1941), enquanto para estruturas em materiais compostos recomenda-se utilizar também Verein Deutcher Ingenieure (1970) ou Hollmann (1996).

3.7.5 DESENHOS DE FABRICAÇÃO

Desenhos detalhados de todos os conjuntos, subconjuntos e peças da aeronave devem ser realizados em escala que concilie, da melhor maneira possível, a visualização de detalhes e o manuseio da folha.

Com este objetivo, em geral, os desenhos dos conjuntos e subconjuntos são executados em formato A1 ($840\text{mm} \times 594\text{mm}$) com a escala menos reduzida possível, enquanto os desenhos de peças são feitos em formato A4 ($210\text{mm} \times 297\text{mm}$) em escala real.

Somente após a realização dos desenhos detalhados dos conjuntos, subconjuntos e peças da aeronave é que ficam finalmente definidos todos os componentes da aeronave. De fato, alguns conflitos (de posicionamento, de montagem, de dimensões, etc.) só são identificados durante a confecção dos desenhos.

Sistemas onde a visualização se torna muito complexa, torna-se necessária a construção de *mock-ups*, sem os quais não seria possível ter segurança quanto ao funcionamento do sistema idealizado.

Isto é particularmente verdadeiro em sistemas com hastes ou outros dispositivos se movimentando em planos diferentes (por exemplo, o sistema de recolhimento de trem de pouso).

3.8 PROGRAMAÇÃO DOS ENSAIOS ESTRUTURAIS ESTÁTICOS

Para o desenvolvimento de uma aeronave é indispensável a realização de uma série de ensaios.

No caso de produção seriada, normalmente, as autoridades homologadoras requisitam do fabricante três protótipos para realização de ensaios. O primeiro protótipo se destina a ensaios estruturais estáticos, onde a aeronave deve ser submetida a uma série de carregamentos, quase todos chegando-se às cargas finais¹. O segundo protótipo é submetido a ensaios estruturais dinâmicos, onde cargas variáveis cicличamente são aplicadas, visando-se observar, principalmente, fenômenos de fadiga. Estes dois protótipos não precisam ser completos, já que apenas integridade estrutural está sendo testada. O terceiro protótipo é submetido a um programa de ensaios em vôo para avaliar a operação geral da aeronave.

Problemas identificados durante os ensaios devem ser sanados, implicando geralmente em modificações no projeto. Somente após a realização de todos os ensaios, com todos os problemas solucionados, a aeronave recebe o *certificado de homologação de tipo*, que é o documento oficial que autoriza a sua produção seriada. Somente aeronaves com *certificado de homologação de tipo* podem ser operadas comercialmente.

Para a homologação de uma aeronave experimental exige-se apenas a realização de ensaios estruturais estáticos, até o carregamento limite, seguido de um programa de ensaios em vôo, sem a necessidade de construção de protótipos exclusivos para ensaios. Após a realização de todos os ensaios, com todos os problemas sanados, a aeronave recebe o *certificado de homologação de aeronave experimental*, que é o documento oficial que permite sua operação regular.

No Brasil, o processo homologatório para aeronaves de tipo é regulado pela *Comissão de Homologação do Instituto de Fomento à Indústria Aeroespacial do Centro Técnico Aeroespacial*. Já o processo homologatório para aeronaves experimentais e

¹ Os carregamentos devem atingir as carga finais nos ensaios dos componentes da célula (asa, empenagens e fuselagem) e do berço do motor. Para o trem de pouso, o carregamento pode se limitar às cargas limites.

ultraleves é regulado pelo *Departamento de Aviação Civil (DAC)* do *Ministério da Aeronáutica*.

3.8.1 PROGRAMA DE ENSAIOS ESTRUTURAIS ESTÁTICOS PARA AERONAVES EXPERIMENTAIS

Para o desenvolvimento de aeronaves leves experimentais, o presente autor recomenda a realização da seguinte seqüência de ensaios estruturais estáticos:

- ◊ Ensaio 1 – *Flexão das asas* (colocação de cargas sobre as asas gerando momentos fletores e esforços cortantes limites).
- ◊ Ensaio 2 – Cargas limites na empenagem horizontal gerando cargas verticais no cone de cauda.
- ◊ Ensaio 3 – Cargas limites na empenagem vertical gerando cargas horizontais no cone de cauda.
- ◊ Ensaio 4 – Cargas limites combinadas sobre as empenagens gerando flexo-torção no cone de cauda provocadas pela atuação do leme.
- ◊ Ensaio 5 – Cargas limites combinadas sobre as empenagens gerando flexo-torção no cone de cauda provocadas pela atuação do leme e do profundor.
- ◊ Ensaio 6 – Rajadas assimétricas na empenagem horizontal.
- ◊ Ensaio 7 – *Torção nas asas* (colocação de cargas gerando momentos de torção limites nas asas).
- ◊ Ensaio 8 – Cargas limites de torção no berço do motor.
- ◊ Ensaio 9 – Cargas limites de inércia no berço do motor.
- ◊ Ensaio 10 – Cargas limites no trem de pouso.
- ◊ Ensaio 11 – Cargas limites nos cintos de segurança, assentos e estruturas adjacentes.
- ◊ Ensaio 12 – Cargas limites no sistema de comando do profundor.

- ◊ Ensaio 13 – Cargas limites no sistema de comando do leme de direção.
- ◊ Ensaio 14 – Cargas limites no sistema de comando dos ailerons.
- ◊ Ensaio 15 – Cargas limites no sistema de comando dos flapes.

Em conformidade com exigências dos órgãos homologadores brasileiros, recomenda-se que, em todos os ensaios acima, as cargas sejam aplicadas, no mínimo, durante 2 minutos.

Deve-se ressaltar, no entanto, que o órgão oficial responsável pelo processo de homologação tem autonomia para exigir outros ensaios, a seu critério.

Uma orientação para a realização dos ensaios recomendados pode ser vista no Capítulo 4, onde apresentam-se os esquemas adotados para o projeto *Triathlon*.

3.8.2 PREVENÇÃO DE *FLUTTER*

Durante o vôo, a interação das forças aerodinâmicas com as forças gravitacionais e inerciais sobre a aeronave, proporciona deformações estruturais que podem provocar o fenômeno denominado *flutter* (Bisplinghoff, 1955), o qual deve ser evitado. No fenômeno do *flutter* a oscilação natural de componentes estruturais e, em particular, das superfícies de comando, entra em ressonância com as forças aerodinâmicas provocando vibrações de amplitudes crescentes, com graves consequências.

Balanceamento das superfícies de comando

Visando-se evitar o *flutter* na faixa de velocidades de operação da aeronave¹, uma das providências a se tomar é construir as superfícies de comando (ailerons, profundor e leme de direção) balanceadas.

¹ Deve-se observar que toda aeronave, desde que se eleve a velocidade do vôo até um valor suficientemente elevado, entra em *flutter* (mesmo com superfícies de comando dinamicamente balanceadas e sem folgas). A solução técnica é dimensionar (e, depois, ensaiar) de modo tal que a velocidade de *flutter* só virá a ocorrer numa velocidade consideravelmente acima da velocidade máxima que a aeronave deverá operar. Os ensaios em vôo, para aeronaves produzidas em série, deverão

O ideal é que se faça o *balanceamento dinâmico* das superfícies de comando (Bisplinghoff, 1955). Entretanto, este balanceamento é muito difícil e oneroso. Uma forma mais fácil de se garantir o balanceamento dinâmico, porém levando a pesos um pouco maiores que o necessário, é o *balanceamento estático*, o qual consiste em fazer com que o centro de gravidade da superfície de comando coincida com a linha de articulação da mesma (Poberezny, 1970).

Três maneiras distintas para se fazer o balanceamento estão mostradas na Figura 3.100.

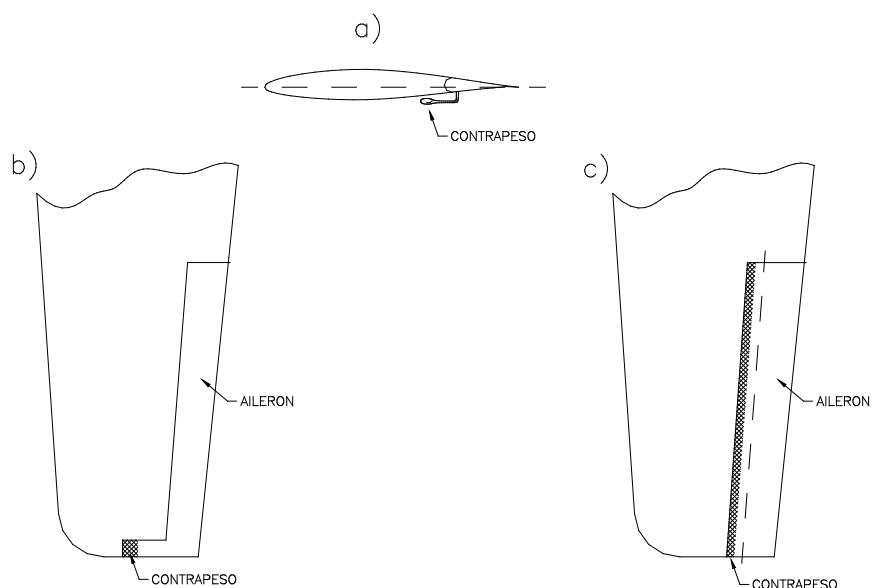


Figura 3.100 – Instalação de contrapesos nas superfícies de comando

A primeira consiste na fixação, por meio de uma estrutura auxiliar, de um contrapeso externo à superfície de comando (Figura 3.100a). A segunda consiste em um contrapeso instalado dentro de um *horn* (Figura 3.100b). A terceira consiste na colocação de pesos distribuídos ao longo do bordo de ataque da superfície de comando (Figura 3.100c).

A primeira, que é a solução mais antiga, é também a mais simples. Contudo é aquela que gera o maior arrasto. A segunda tem sido a mais utilizada, sendo de dificuldade intermediária. Tanto a primeira como a segunda opção apresentam o

comprovar que a aeronave foi testada, sem ocorrência de flutter, até uma velocidade 11% maior que a velocidade máxima especificada pelo fabricante.

inconveniente de gerar um momento torçor nas superfícies de comando. A terceira surgiu recentemente em planadores de competição, sendo a melhor opção aerodinâmica e estrutural, porém, a mais laboriosa.

Folgas nas articulações

Além do balanceamento das superfícies de comando, é fundamental que se evite folgas nas articulações. Comandos com folgas podem favorecer o surgimento do *flutter* mesmo com as superfícies de comando平衡adas.

Rigidez dos sistemas de comando

Outra recomendação é quanto à rigidez dos sistemas de comando. As superfícies de comando não devem se movimentar significativamente sem o correspondente movimento do manche ou dos pedais. Uma elasticidade exagerada do sistema de comando também pode favorecer o surgimento do *flutter*.

Previsão de *flutter*

O JAR-VLA (item 629), recomenda o relatório *Airframe and Equipment Engineering, Report N° 45 – Simplified Flutter Prevention Criteria, FAA*, para análise de ocorrência de *flutter*.

Outra forma simplificada para verificação da ocorrência de *flutter* pode ser encontrada no *British Civil Airworthiness Requirements (1962)*, seção K (*Light Aeroplanes*).

O balanceamento das superfícies de comando e os testes de folga e rigidez são realizados durante a fabricação da aeronave. A análise de ocorrência de *flutter* é realizada durante os ensaios no solo da aeronave, incluindo ensaios específicos para previsão de *flutter*.

3.9 DOCUMENTAÇÃO

Para o desenvolvimento completo de uma aeronave é fundamental que todas as atividades de projeto descritas anteriormente sejam devidamente documentadas. Para isto, recomenda-se que a equipe de projeto elabore uma seqüência de relatórios

documentando as atividades de *Especificações e Requisitos*, dos *Estudos Preliminares*, do *Anteprojeto* e do *Projeto*.

Além destes relatórios, devem ser elaborados: i) *Desenhos de Fabricação*; ii) *Relatório de Fabricação*; iii) *Relatório de Ensaios*; iv) *Relatório de Concordância* e v) *Relatório Descritivo*.

Estes relatórios devem conter um índice, lista de referências, introdução e, quando for o caso, conclusões.

Os relatórios de *Especificações e Requisitos*, de *Estudos Preliminares* e de *Anteprojeto*, devem ser elaborados de forma sintética, destacando-se os pontos principais das tomadas de decisão, croquis e cálculos preliminares.

O relatório de *Projeto* deve conter tabelas, esquemas, desenhos e, de forma detalhada, o memorial dos cálculos efetuados.

O documento *Desenhos de Fabricação* deve conter desenhos completos de tal forma a permitir, por meio deles, a fabricação de todos os componentes da aeronave. Recomenda-se que os desenhos sejam organizados colocando-se, em primeiro lugar, um desenho de conjunto e, em seguida, desenhos detalhando cada parte do conjunto, de acordo com a necessidade. Conforme já mencionado, normalmente, os desenhos de conjunto são elaborados em formatos grandes (*A1*) com escala reduzida, enquanto os desenhos de componentes são elaborados em formatos menores (*A4*), de preferência em escala natural (*1:1*).

Para o *Relatório de Fabricação* recomenda-se que, dentro do possível, as etapas de fabricação sejam documentadas através de seqüências de fotografias. Naturalmente este relatório só ficará pronto após terminada a fabricação da aeronave.

O *Relatório de Ensaios*, abrangendo ensaios no solo e em vôo devem conter não apenas os esquemas de execução de ensaios, mas também planilhas de dados coletados e fotos que documentem a realização dos mesmos.

O *Relatório de Concordância* deve apresentar a norma utilizada completa, contendo, item por item, a indicação das partes dos relatórios onde a norma foi contemplada.

Finalmente, o *Relatório Descritivo*, de forma resumida, deve conter:

- ◊ Descrição resumida da aeronave, contendo os seguintes itens: i) configuração externa; ii) configuração interna; iii) materiais utilizados; iv) forma de construção; v) grupo motopropulsor e vi) norma utilizada.
- ◊ Descrição resumida dos seguintes componentes da aeronave: i) asas; ii) fuselagem; iii) empenagens; iv) trem de pouso; v) equipamentos; vi) sistemas e vii) acomodações.
- ◊ Dados do grupo motopropulsor.
- ◊ Ficha técnica detalhada.
- ◊ Desenhos de três vistas.

4 APLICAÇÃO DA METODOLOGIA DE PROJETO AO DESENVOLVIMENTO DA AERONAVE LEVE *TRIATHLON*

4.1 INTRODUÇÃO

O objetivo do presente capítulo é ilustrar a aplicação da metodologia de projeto apresentada no capítulo anterior através do desenvolvimento de uma aeronave leve. Trata-se da aeronave *Triathlon*, um avião bi-place, lado-a-lado, monoplano, asa baixa sem montante, cauda convencional, trem-de-pouso escamoteável, triciclo, monomotor, com conjunto motopropulsor instalado no nariz da fuselagem.

Na medida do possível, o projeto é apresentado de forma a servir como um roteiro para futuras aplicações da metodologia no projeto de aeronaves leves em geral.

4.2 ESPECIFICAÇÕES E REQUISITOS

4.2.1 FINALIDADE DA AERONAVE

Pretende-se desenvolver uma aeronave monomotora, com potência na faixa de *80hp* a *125hp*, de dois lugares. A aeronave deverá atender simultaneamente a duas finalidades básicas: i) treinamento avançado de pilotagem elementar (na versão *utilitário*); ii) treinamento básico de acrobacia (na versão *acrobático*) quando operada por um único tripulante. Com estas duas aplicações básicas, ela atenderá ao desporto aéreo geral e ao turismo.

4.2.2 DESEMPENHO ALMEJADO

Visando competitividade internacional na sua categoria, os seguintes parâmetros básicos de desempenho deverão ser atingidos:

1. Na categoria *utilitário*

- ◊ Velocidade máxima em vôo nivelado, igual ou superior a $280km/h$ ($175mph$).
- ◊ Velocidade de cruzeiro a 75% da potência, igual ou superior a $260km/h$ ($162mph$).
- ◊ Velocidade de estol com flaps, igual ou inferior a $83\ km/h$ (imposição da norma *JAR-VLA*).
- ◊ Razão de subida, igual ou superior a $6m/s$ ($1200\ ft/min$).
- ◊ Distância de pouso, igual ou inferior a $250m$ ($750ft$).

2. Na categoria *acrobático*

- ◊ Capacidade para efetuar: i) *Looping* (giro por tangagem no plano vertical); ii) *Tounneau* lento (rolamento completo - 360 graus - no eixo horizontal); iii) *Tounneau* rápido (rolamento completo no eixo horizontal com grande velocidade de rolamento); iv) *Immelmann* (meio looping com retorno ao vôo horizontal); v) Parafuso (perda seguida de rotação descendente vertical); vi) Estol (diminuição de velocidade até a perda de sustentação); vii) Oito cubano (dois *Immelmann* interligados formando um oito no plano vertical); viii) Reversão (picada seguida de cabragem com curva no topo, picada e retomada).

4.2.3 MISSÕES TÍPICAS

A aeronave *Triathlon* deverá ser projetada para atender a duas missões típicas:

- ◊ Vôo de treinamento de navegação e turismo.
- ◊ Vôo de treinamento de acrobacia.

4.2.3.1 PERFIL DE PROJETO DA MISSÃO DE VÔO DE TREINAMENTO DE NAVEGAÇÃO E TURISMO

A Figura 4.1 apresenta o perfil de projeto da missão de treinamento de navegação e turismo para a aeronave *Triathlon*.

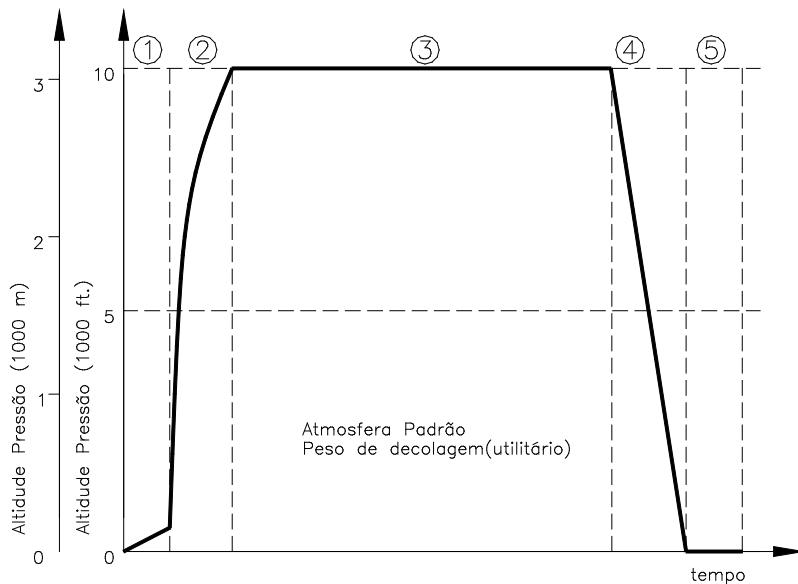


Figura 4.1 - Perfil típico de treinamento de navegação e turismo

Note que esta missão é composta por cinco etapas, cujas durações e consumos estimados estão mostrados na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 - Consumo estimado para treinamento de navegação e turismo

		Tempo [min]	Consumo estimado [litros]
1-	Partida, rolagem, decolagem	5	1.5
2-	Subida a 10 000 ft.	13	4.5
3-	Navegação	240	72
4-	Descida normal	8	1.2
5-	Tráfego, pouso	5	1.8

O tempo total previsto para a missão é de *271min (4hs 31min)* com um consumo estimado de *81 litros (58.3 kg)* de combustível.

Note que previu-se um tempo longo para navegação (*4 horas*) e uma duração relativamente longa para a descida (*8 minutos*). A principal justificativa para uma

descida lenta é a refrigeração do motor. Descidas mais rápidas, poderão provocar trincas no bloco do motor.

4.2.3.2 PERFIL DE PROJETO DA MISSÃO DE VÔO DE TREINAMENTO DE ACROBACIA

A Figura 4.2 apresenta o perfil de projeto da missão de treinamento de acrobacia para a aeronave *Triathlon*.

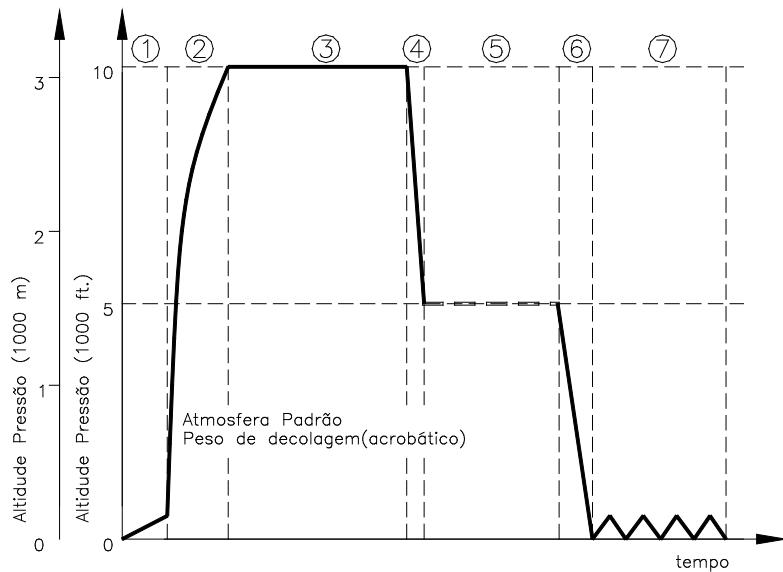


Figura 4.2 - Perfil típico de treinamento de acrobacia

Note que, desta vez, trata-se de uma missão mais complexa, composta por várias etapas, cujas durações e consumos estimados estão mostrados na Tabela 4.2.

Tabela 4.2 - Consumo estimado para treinamento de acrobacia

		Tempo [min]	Consumo estimado [litros]
1-	Partida, rolagem, decolagem	5	1.5
2-	Subida a 10 000 ft.	9	3.1
3-	Navegação	20	6.0
4-	Mergulho com potência até VNE	2	0.7
5-	Manobras Acrobáticas	15	5.0
6-	Decida normal	4	0.6
7-	Tráfego, toque e arremetida	15	5.5

O tempo total previsto para a missão é de *70min (1h 10min)* com um consumo estimado de *22.4 litros (16.1 kg)* de combustível.

Note que o tempo de acrobacia se restringe a *15 minutos*. Um tempo superior a este geraria cansaço excessivo do aluno com conseqüente comprometimento da aprendizagem¹.

4.2.4 CARACTERÍSTICAS PRETENDIDAS

Visando-se conciliar bom desempenho com simplicidade, optou-se por priorizar as seguintes características:

- ◊ Simplicidade construtiva
- ◊ Possibilidade de construção por amadores.
- ◊ Baixo custo de aquisição.
- ◊ Elevada disponibilidade e manutenção simples.
- ◊ Versatilidade operacional.
- ◊ Boas características de vôo lento (estol).
- ◊ Boas características de entrada e saída de parafuso.
- ◊ Boas características de vôo acrobático.
- ◊ Qualidade de vôo superior.
- ◊ Desempenho elevado na sua categoria.
- ◊ Alta segurança passiva (*crashworthiness*)
- ◊ Alcance compatível com o vôo de turismo.
- ◊ Possibilidade de construção com diferentes grupos motores-propulsores.

¹ Estudos sobre aprendizagem demonstraram a ineficiência de treinamento prolongado em diversas áreas sem o descanso e o sono entre atividades consecutivas. Durante o sono ocorre a fixação do aprendizado. No caso de acrobacia, considera-se 15 minutos por dia um ritmo adequado.

- ◊ Uso preferencial de materiais nacionais em toda a célula.
- ◊ Adequação ergonômica.
- ◊ Design atual.

4.2.5 REQUISITOS

Considerando-se o porte da aeronave *Triathlon*, conforme comentado no capítulo anterior, são aplicáveis as normas *FAR-Part 23* e *JAR-VLA*.

Como o *Part 23* é mais extenso que o *JAR-VLA*, contendo um número substancialmente maior de itens, grande parte deles não aplicáveis ao projeto *Triathlon*, optou-se pela adoção da norma *JAR-VLA*.

Uma ressalva importante com relação à norma *JAR-VLA* é que ela proíbe o vôo acrobático das aeronaves segundo ela homologadas. Isto significa que a operação do *Triathlon* como aeronave acrobática (com restrição de peso) não poderá ser homologada segundo a norma *JAR-VLA*. Contudo, se homologado como aeronave *experimental* projetada para fatores de carga adequados para vôo acrobático, este tipo de operação passa a ser permitido.

Adicionalmente, serão utilizados, no presente projeto, os seguintes instrumentos normativos:

- ◊ As normas *ABNT* para os desenhos técnicos.
- ◊ As normas americanas *AN* (*Army and Navy*) para os elementos de união (parafusos, arruelas, *dzus*, rebites e assemelhados como cabos de comando, polias, etc).
- ◊ As normas *SAE* e *ABNT* para a escolha dos materiais metálicos.

4.3 ESTUDOS PRELIMINARES

4.3.1 LISTA DE PRIORIDADES

Visando obter uma aeronave conciliando desempenho elevado e, dentro do possível, construção simples, optou-se por priorizar os seguintes parâmetros para o projeto *Triathlon*: i) desempenho; ii) adequação ergonômica; iii) estética; iv) simplicidade construtiva e v) custo de fabricação.

4.3.1.1 DESEMPENHO

Desempenho em vôo normal

Visando a maximização do índice *CAFE Triaviathon*, deve-se, dentro do possível, majorar a velocidade máxima em vôo nivelado, minorar a velocidade de estol e majorar a razão de subida.

No projeto *Triathlon*, a velocidade de estol foi especificada de acordo com o limite estabelecido pela norma *JAR-VLA* (83 km/h).

Para majorar a velocidade máxima em vôo nivelado e a razão de subida, buscar-se-á majorar a relação potência/peso, primordialmente, através da minimização de suas dimensões (a redução das dimensões implica na redução de peso).

A minimização das dimensões da aeronave, por sua vez, deve proporcionar a redução do arrasto global da aeronave.

Assim, as dimensões da aeronave serão as menores possíveis capazes de atender ao requisito de velocidade de estol imposto pela norma *JAR-VLA*. Para isto, optou-se por uma associação não convencional das funções dos flapes e dos ailerons. Assim, ao se defletirem os flapes a 45 graus, os ailerons se defletirão automaticamente a 20 graus, permanecendo a capacidade de movimentos opostos para garantir rolamento. Isto permite reduzir a área alar. Note que a deflexão dos ailerons é bem menor que a dos flapes para garantir que o estol não se inicie nas pontas.

Por outro lado, para minimizar o arrasto da fuselagem, sua área frontal será minimizada, preservando-se um nível mínimo de conforto dos ocupantes. Além disso, a

área molhada da fuselagem será minimizada recorrendo-se a um forte adelgaçamento da mesma em sua parte posterior, conforme explicação no capítulo anterior.

Concordantemente, para as asas serão selecionados os mais eficientes perfis aerodinâmicos de escoamento laminar natural, os quais são favoráveis de acabamento superficial.

Finalmente, para delinear uma aeronave mais limpa, do ponto de vista aerodinâmico, adotar-se-ão trem-de-pouso escamoteável e antenas internas¹.

Desempenho em vôo acrobático.

Se a velocidade máxima fosse o único parâmetro a ser priorizado, as superfícies de cauda deveriam ser minimizadas. Mas a manobrabilidade em acrobacia, assim como a facilidade de pilotagem e a segurança de vôo em baixas velocidades, exige áreas razoavelmente maiores que aquelas necessárias para altas velocidades. Deste modo, as superfícies da cauda serão dimensionadas para dotar a aeronave de volumes de cauda suficientes para permitir elevada capacidade de resposta aos comandos de tangagem e glissagem, fundamentais ao bom exercício das figuras acrobáticas.

Desempenho em vôo a baixa velocidade.

Para obter-se boas características de estol, serão adotados perfis diferentes na raiz e na ponta da asa, de modo a fazer com que a ponta estole por último, ambos os perfis com estol suave.

O uso de volumes de cauda não diminutos, conforme mencionado anteriormente, também garantirá segurança durante pouso e decolagem.

As condições de estol durante pouso e decolagem serão também garantidas, apesar do acoplamento flapes-ailerons, mantendo-se a deflexão de ailerons com valores consideravelmente inferiores aos dos flapes, conforme explicado anteriormente.

¹ A construção em materiais compostos ou em madeira, o permite, por não bloquear as ondas hertzianas.

4.3.1.2 ADEQUAÇÃO ERGONÔMICA.

Buscar-se-á projetar a cabine da aeronave conciliando, dentro do possível, o mínimo de área frontal com o máximo de espaço interno. Para tal, os tripulantes serão colocados, lado-a-lado, assentados atrás da longarina principal da asa, em posição semi-reclinada.

Para minimizar a área frontal da cabine (minimizar o arrasto da fuselagem) fixou-se o valor da largura da cabine em *1.06m*, conforme a Tabela 3.8, deixando-se a altura da mesma para ser minimizada.

4.3.1.3 ESTÉTICA.

Seguindo a orientação dada no capítulo anterior, durante todo o projeto fatores estéticos serão cuidadosamente considerados, seja na definição da geometria geral da aeronave, seja na definição de detalhes. Alguns deles serão mencionados no momento oportuno.

4.3.1.4 SIMPLICIDADE CONSTRUTIVA.

A máxima "mantenha o projeto simples e adicione leveza" será considerada com atenção no decorrer do projeto *Triathlon*. Serão buscadas soluções que sejam eficientes e, ao mesmo tempo, simples. Por exemplo, as nervuras não serão obtidas por montagem, mas por recorte numa única peça. As cavernas serão feitas em duas metades (um único molde, pequeno) e será evitada a construção em lâminas de madeira, por ser muito laboriosa.

No intuito de se reduzir peso, dentro do possível, associar-se-á mais de uma função para uma mesma peça. As ferragens deverão ser simples e robustas o suficiente.

4.3.1.5 CUSTO DE FABRICAÇÃO.

Um baixo custo de fabricação deverá ser atingido através das seguintes diretrizes:

- ◊ simplicidade construtiva;
- ◊ dimensões e pesos reduzidos, em acordo com a filosofia de solução mínima;
- ◊ construção em materiais compostos sem uso de moldes;
- ◊ adoção da norma mais compatível com a categoria da aeronave em desenvolvimento;
- ◊ previsão de uso de motor aeronautizado ou aeronáutico não homologado pelos estritos padrões de certificação aeronáutica (porém aceito pela norma adotada, para utilização em aeronaves experimentais).

4.3.1.6 FACILIDADE DE TRANSPORTE NO SOLO

Visando facilitar o transporte da oficina de fabricação para o aeroporto, o *Triathlon* deverá ter, não apenas o grupo motopropulsor, mas também o cone de cauda, removíveis, conforme mostra a Figura 4.3.

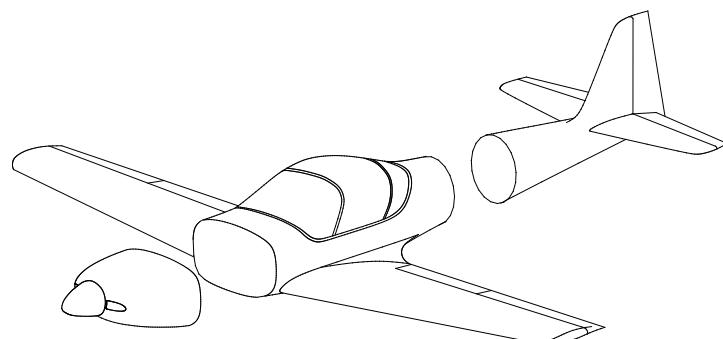


Figura 4.3 – Esquema de desmontagem para transporte

4.3.2 MÉTODOS COMPARATIVOS

4.3.2.1 FICHAS TÉCNICAS

Segundo a metodologia apresentada no Capítulo 3, foram selecionadas trinta aeronaves para serem utilizadas nos *Métodos Comparativos*. As fichas técnicas das aeronaves selecionadas estão apresentadas no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

4.3.2.2 TABELA COMPARATIVA

A *Tabela Comparativa* para o projeto *Triathlon* está reproduzida na Tabela 4.3, contendo os dados das aeronaves selecionadas a serem comparados.

Tabela 4.3 – Tabela Comparativa para o projeto *Triathlon*

**Tabela
Comparativa
Sistema Métrico**

	Europa	Europa Turbo	Pulsar XP	Pulsar Turbo	BAN.BI	KR 2S	Katana	Robin 200	Grob 115	F22-A Pinguino
Dimensões Externas										
Envergadura	m	7.92	7.92	7.62	7.62	6.70	7.11	11.00	8.30	10.00
Comprimento Total	m	5.85	5.85	5.94	5.94	5.46	4.88	7.22	6.60	7.36
Altura da cabine	m			0.96	0.96		0.97	1.16		1.41
Largura da cabine	m			0.99	0.99	1.09	0.97	1.08		1.16
Corda na raiz	m	1.12	1.12	0.99	0.99	1.30	0.77	1.15	1.27	1.08
Corda na ponta	m	1.27	1.27	1.30	1.30	0.65	0.77	0.72	0.84	1.51
Braço EH	m	1.02	1.02	0.65	0.65			2.69		0.98
Braço EV	m	2.96	2.96	2.96	2.96			2.59		4.40
Número de assentos	un	2	2	2	2		2	2	2	4.20
Características da asa										
Alongamento		7.11	7.11	7.81	7.81	8.63	6.18	10.43	5.51	8.19
Afiamento		0.80	0.80	0.50	0.50	1.00	0.63	0.66	1.00	0.67
Diedro	°	4	4	4	4		3.5		5	5.5
Incidência na raiz	°	2.5	2.5	3.5	3.5		4.5		2	
Incidência na ponta	°	2.5	2.5						2	
Espessura relativa	%									
Perfil da raiz				MS(1)-0313	MS(1)-0313		RAF -48			Eppler 696
Perfil da ponta				MS(1)-0313	MS(1)-0313		RAF -48			Eppler 696
Caract. das empenagens										
Alongamento da Emp.Hor.		2.90	2.9	4.15	4.15		1.7		4.45	4.25
Afiamento da Emp.Hor.		.75	.75	0.73	0.73		0.53		1	0.43
Enverg. Asa / Enverg. E.H.		3.25	3.25	3.26	3.26		3.86		2.86	2.74
Área profunda / Área E.H.		1.00	1	0.30	0.3		0.5	0.25		0.26
Áreas										
Asa	m ²	8.82	8.82	7.43	7.43	5.2	8.18	11.6	12.5	12.21
Empenagem vertical	m ²	1.12	1.12	0.63	0.63		0.61			0.87
Empenagem horizontal	m ²	2.05	2.05	1.38	1.38		2			2.75
Pesos e Cargas										
Peso Vazio	kg	332	362	231.00	300.00	200	218	495	525	540
Peso Max. de decolagem	kg	591	615	481.00	545.00	450	408	730	780	850
Carga útil	kg	259	253	250	245	250	190	235	255	310
Peso do combustível	kg	52	56.9	49.00	72.00	62.2	38	56.9	82.9	72
Cargaalar máxima	kg/m ²	67.01	69.73	64.74	73.35	86.54	49.88	62.93	62.40	69.62
Carga máxima / envergadura	kg/m	74.62	77.65	63.12	71.52	67.16	57.38	66.36	93.98	85.00
Fator de carga (limite)	G	JAR-VLA	JAR-VLA	.+6 ; -4	.+6 ; -4		±7	.+4.4 ; -2.2		.+4.4 ; -1.76/6-3
Desempenho										
Velocidade max. nivelado	km/h	268	278	223	263	288	283	224	240	225
Velocidade nunca excedida	km/h	296	324	256	320		400	291		303
Velocidade de cruzeiro 75%	km/h	183	240	197	232	274	253	213	197	180
Velocidade de manobra	km/h									220
Velocidade stall c/ flaps	km/h	80	82	74	78	88	56	81	83.4	86
Velocidade stall s/ flaps	km/h	90	93				83	92.7	102	
Razão de subida	m/s	4.1	6.0	6.0	7.5	4.9	4.0	4.0	3.9	3.5
Teto de serviço	m	5200	5200	4600	5300			5000	3900	4300
Distância de decolagem	m	182	200	244	152		107	205	230	219
Distância de pouso	m	182	200	244	244		275		223	210
Distância dec. c/ obst. 15m	m							454	502	420
Distância pouso c/ obst. 15m	m							488	475	400
Alcance	km	1200	1200	960	1440	1500		910	904	1000
Autonomia	h					5.3		5.6	4.75	6.3
Razão de planeio	hor/ver	17/1	17/1							
Grupo Motopropulsor										
Motor / modelo		Rotax912	Rotax914	Rotax912	Rotax914	Rotax912	VW2100	Rotax912	Lyc IO-235	Lyc O-235
Potência	hp	80	115	80	115	80	65	80	118	115
Peso do motor	kg	64	74	64	74	64	70	64		100
Hélice / modelo		WarpDrive3p			Ho-V352F					HO 14175-120 madeira
Ø hélice x passo	m x m	1.57		1.52x	1.52x		135x1.32			1.78
Peso / potência	kg/hp	7.39	5.35	6.01	4.74	5.63	6.28	9.13	6.61	7.39
Potência / peso	hp/kg	0.14	0.19	0.17	0.21	0.18	0.16	0.11	0.15	0.14
Consumo (Potência Máxima)	l/h	22	32	22	32	22	20	22		36
Material utilizado		MatComp	MatComp		Fibra Vidro	Fibra Carb	Mad. F.Vid	MatComp	AI	Fibra vidro
Observações		Vc=240km/h @ 8000'	Vc=259Km/h @ 3000'	Vc=224Km/h @ 7500'	Vc=270Km/h @ 10500'	Vmax=Vc/0.88	Vmax=300km/h @ 3000'	Vc=266km/h @ 4330'	Vc=222km/h @ 7500'	Vc = 210km/h @ 8000' * Utilitário / Acrobático
Preço	US\$	40000kit	40000kit		40600kit					

Tabela 4.3(cont.) – Tabela Comparativa

Tabela Comparativa Sistema Métrico

Tabela 4.3(cont.) – Tabela Comparativa

**Tabela
Comparativa**
Sistema Métrico

	Glasair III	Falco	F22-R Pinguino	SF 260	CAP 10 - B	K-51	T-25 Universal	T-27 Tucano	P-51	Me-109	CB-10 Triathlon (preliminar)	
Dimensões Externas												
Envergadura	m	8.23	8.00	8.50	8.35	8.06	8.50	11.00	11.14	11.28	9.92	7.40
Comprimento total	m	6.50	6.63	7.40	7.10	7.16	7.03	8.60	9.86	9.83	8.85	6.10
Altura da cabine	m	1.10	1.23	1.30	1.04			1.25	1.55	1.92	1.50	
Largura da cabine	m	1.10	1.07	1.08	1.10	1.10	0.81	1.25	1.00	0.83	0.60	1.06
Corda na raiz	m	1.28	1.65	1.59	1.60		1.80	2.00	2.30	2.60	2.37	1.54
Corda na ponta	m	0.84	0.83	0.88	0.78		0.84	1.08	1.07	1.25	1.08	0.77
Braço EH	m	3.29	3.62	4.20	4.20		3.83	4.65	5.10	4.80	5.28	3.32
Braço EV	m	3.60	3.53	3.95	4.00		3.89	5.00	5.10	5.30	5.40	3.60
Número de assentos	un	2	2	2	2	2	2	2	2	1	1	2
Características da asa												
Alongamento		7.50	6.41	6.68	6.30	6.00	6.54	7.03	6.40	5.83	6.07	6.41
Afilamento		0.66	0.50	0.55	0.45		0.47	0.54	0.47	0.48	0.46	0.50
Diedro	°	3	5.5	5.5	6.5		5	6	5.5	5	6	4
Incidência na raiz	°	2.3	α				1	2	1.25			
Incidência na ponta	°	2.3	$\alpha - 3$					2	2.13			
Espessura relativa	%	13	12/10		12/10		13.5/12	15/12				
Perfil da raiz		LS0413	64-212		64-212	N23012	64A-313.5	63A-415				
Perfil da ponta		LS0413	64-210		64-210	N23009	64A-212	63A-212				
Caract. das empenagens												
Alongamento da Emp.Hor.		4.71	4	4.25	3.71	3.6	4.24	6.1	4.6	4.54	3.64	4
Afilamento da Emp.Hor.		0.54	0.5	0.56	0.56		0.56	0.66	0.5	0.64	0.65	0.5
Enverg.Asa / Enverg. E.H.		2.66	2.72	2.74	2.79	2.67	2.66	2.54	2.38	2.75	3.18	2.70
Área profundor / Área E.H.		0.35	0.42	0.4	0.41	0.5	0.43	0.42	0.44	0.36	0.32	0.3
Áreas												
Asa	m ²	9.03	9.99	10.82	10.1	10.85	11.04	17.2	19.4	21.83	16.2	8.55
Empenagem vertical	m ²	1.06	1.01	1.24	1.52	1.32	1.22	1.72	3.67	2.15		1.17
Empenagem horizontal	m ²	2.04	2.17	2.26	2.42	1.86	2.4	3.07	4.77	3.7		1.85
Pesos e Cargas												
Peso Vazio	kg	737	550	575	779	540	500	1150	1810	4220	2673	350
Peso Max. de decolagem	kg	1134	1020	850/750	1200	830/760	840/740	1700/1500	3175/2550	5080	3398	600/456
Carga útil	kg	397	470	275/175	421	290/220	340/240	550/350	1365/740	860	725	250/106
Peso do combustível	kg		104		284		130	239	529			58/22
Carga alar máxima	kg/m ²	125.58	102.10	78.56/69.32	118.81	76.50/70.29	76.09/67.03	98.84/87.21	163.7/131.4	232.71	209.75	70.18/53.33
Carga máxima / envergadura	kg/m	137.79	127.50	100.00/88.24	143.71	102.98/94.29	98.82/87.06	154.55/136.36	285.01/228.90	450.35	342.54	81.08/61.62
Fator de carga (limite)	G	+6.4	+6.3		+6.3	4.4-2.2	+6.3/4.7-3.5		+6.3			4.4/-2.2 & 6/-3
Desempenho												
Velocidade max. nivelado	km/h	400	296	305	347	270	326	300	385	580	440	280/310
Velocidade nunca excedida	km/h	536	384		437	340	371	500	519			340/340
Velocidade de cruzeiro 75%	km/h	375	278		330	250	281	285	353			245/270
Velocidade de manobra	km/h	321	224									
Velocidade stall c/ flaps	km/h	123	93	98	113	85	92	104	128			83/75
Velocidade stall s/ flaps	km/h	130	104			100		117	133			95/86
Razão de subida	m/s	9.0	4.5	7.0	9.1	6.0	8.5	6.6		17.7		6.00/8.50
Teto de serviço	m			5650	5800	5000	8000	6100	9000			5200/6000
Distância de decolagem	m		300	200	480	350	158	350	380			200/160
Distância de pouso	m			230	445	360		350	370			200/160
Distância dec. c/ obst. 15m	m					450	219	510	710			
Distância pouso c/ obst. 15m	m					600		600	605			
Alcance	km			1300	1100	1200	1930	1000	2058		560	1200
Autonomia	h									5		
Razão de planeio	hor/ver						15.2/1					18/1
Grupo Motopropulsor												
Motor / modelo		Lyclo-540	Lyclo-320	Lyc O-320	Lyc O-540	Lyclo-360	Lyc IO-320	Lyc IO-540	PT6-A-25C	RRMerlin	Daimler Benz	Rotax 914
Potência	hp	300	160	160	260	180	160	300	750	1930	1475	115
Peso do motor	kg		130	130			130			790		74
Hélice / modelo		Hartzell	HCC-C2YK	HCC-C2YK	Hoffmann	Hartzell	HCC-C2YK	HCC-B3TN				
Ø hélice x passo	m x m	1.83x	1.93	1.93			1.98	2.13	2.36			
Peso / potência	kg/hp	3.78	6.38	5.31/4.69	4.62	4.61/4.22	5.25/4.63	5.67/5.00	4.23/7.340	2.63	2.30	5.227/3.97
Potência / peso	hp/kg	0.26	0.16	0.19/0.21	0.22	0.22/0.24	0.19/0.22	0.18/0.20	0.24/0.29	0.38	0.43	0.19/0.25
Consumo (Potência Máxima)	l/h	94	50	50	81	56	50	94				32
Material utilizado		Fibra Vidro	Madeira	Al	Al	Mad	Mad	Al	Al	Al	Al	Mat.Comp
Observações		Vc = 421 km/h @ 8000'	Vmax=333km/h @ 8000'	* Utilitário / Acrobático			Vc=316km/h @ 8000'	Vmax=448km/h @ 10000'	Vmax=700km/h @ 25000'	Vmax=621km/h @ 10000; Ut/Ac		* Utilitário / Acrobático
Preço	US\$		42500									

A tabela foi construída posicionando-se as aeronaves de acordo com a potência, dentro do possível, aumentando da esquerda para a direita. Assim, a primeira aeronave (*Europa*) apresenta 80 hp enquanto a última (*Me-109*) apresenta 1475 hp.

As treze primeiras aeronaves da tabela são aquelas com potência dentro da faixa do projeto (80hp a 125hp). As seis primeiras, em particular, são as mais competitivas do ponto de vista do projeto atual (mesmo porte, etc.).

Da décima quarta (*Vari Eze*) à décima sétima posição (*Curumim*), aparecem aeronaves de potências variadas, todas com pelo menos uma parâmetro bastante

peculiar. O *Vari Eze* comparece, apesar das suas dimensões diminutas e baixa potência, devido ao seu desempenho elevado quanto aos índices *CAFE*. O *Uirapuru* comparece por ser uma aeronave clássica no cenário nacional. O *Tailwind* aparece por ser um clássico da construção amadora americana, sendo muito veloz para a sua categoria. Já o *Curumim*, possuindo uma envergadura muito acima da média, aparece devido às suas boas características de vôo.

Da décima oitava (*GP-4*) até a vigésima sétima (*K-51*) comparecem aeronaves de potência acima da faixa do projeto (de *160hp* a *300hp*) mas que apresentam notáveis características de vôo, podendo influenciar o projeto *Triathlon* quanto às proporções geométricas. Também com características de vôo notáveis, porém com potência bem superior a faixa do projeto (de *750hp* a *1930hp*), comparecem o *Tucano*, o *P-51* e o *M-109*, cujas proporções geométricas podem ser úteis ao projeto *Triathlon*.

Finalmente, na última coluna da tabela aparece uma estimativa preliminar para o projeto *Triathlon*, cujos valores, na verdade, foram determinados *a posteriori*, depois da aplicação dos métodos comparativos. Note que os parâmetros estimados para o *Triathlon* ficaram mais identificados com as seis primeiras aeronaves, que são da sua categoria.

4.3.2.3 COMPARAÇÃO VIA GRÁFICOS DE BARRAS

Foram elaborados trinta e seis gráficos de barras, um para cada parâmetro da *Tabela Comparativa*, conforme apresentado no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

De acordo com a importância atribuída ao parâmetro em exame, os valores estimados para o *Triathlon* ficaram, ora próximo a média, ora majorados, ora minorados, conforme indica a Tabela 4.3.

A título de ilustração, a Figura 4.4 e a Figura 4.5 apresentam, respectivamente, gráficos de barras para a *envergadura*, um parâmetro geométrico, e para a *velocidade máxima* em vôo nivelado, um parâmetro de desempenho.

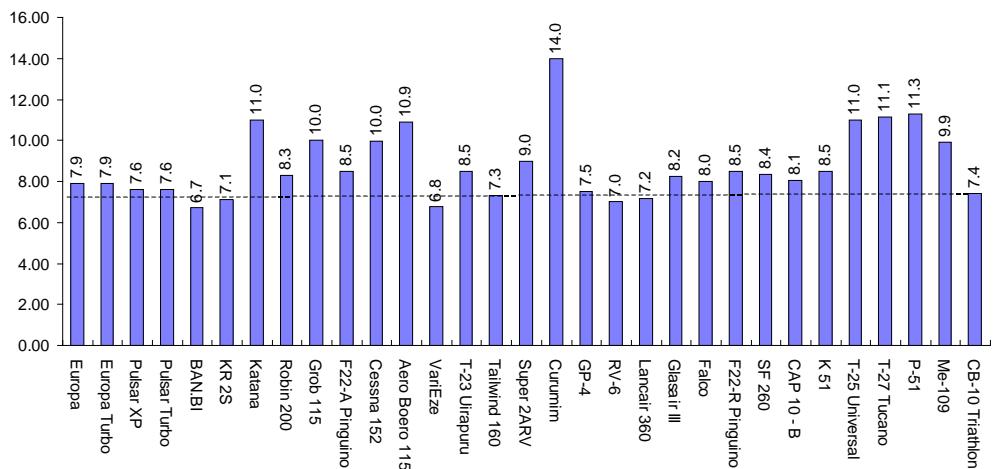


Figura 4.4 – Gráfico de barras do parâmetro *envergadura (m)*

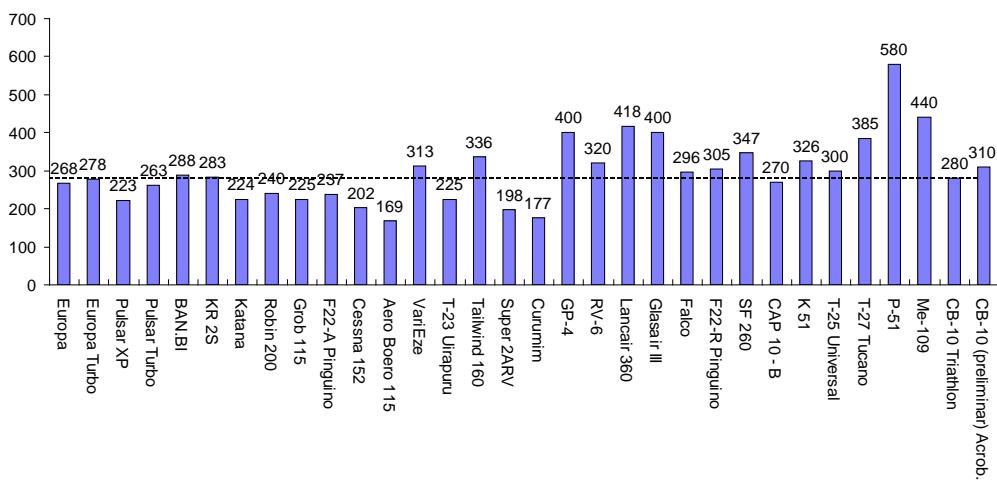


Figura 4.5 – Gráfico de barras do parâmetro *velocidade máxima (km/h)*

A envergadura do *Triathlon* foi estimada um pouco abaixo da média aritmética das envergaduras das seis aeronaves da categoria.

Já a velocidade máxima nivelada, um dos parâmetros de desempenho almejado, foi estimada um pouco acima dos seis primeiros, na versão *acrobática*, e próximo ao limite superior na versão *utilitária*.

4.3.2.4 COMPARAÇÃO VIA GRÁFICOS PARAMÉTRICOS

Os principais gráficos paramétricos elaborados para o projeto *Triathlon* são apresentados a seguir.

Os demais gráficos paramétricos, elaborados e analisados para o projeto *Triathlon*, podem ser consultados no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Velocidade Máxima e Área alar

Para a análise da velocidade máxima do *Triathlon* e de sua área alar, foram elaborados gráficos paramétricos relacionando velocidade máxima e velocidade de estol com carga alar.

Na Figura 4.6, apresenta-se a correlação entre velocidade máxima e carga alar para diversas aeronaves.

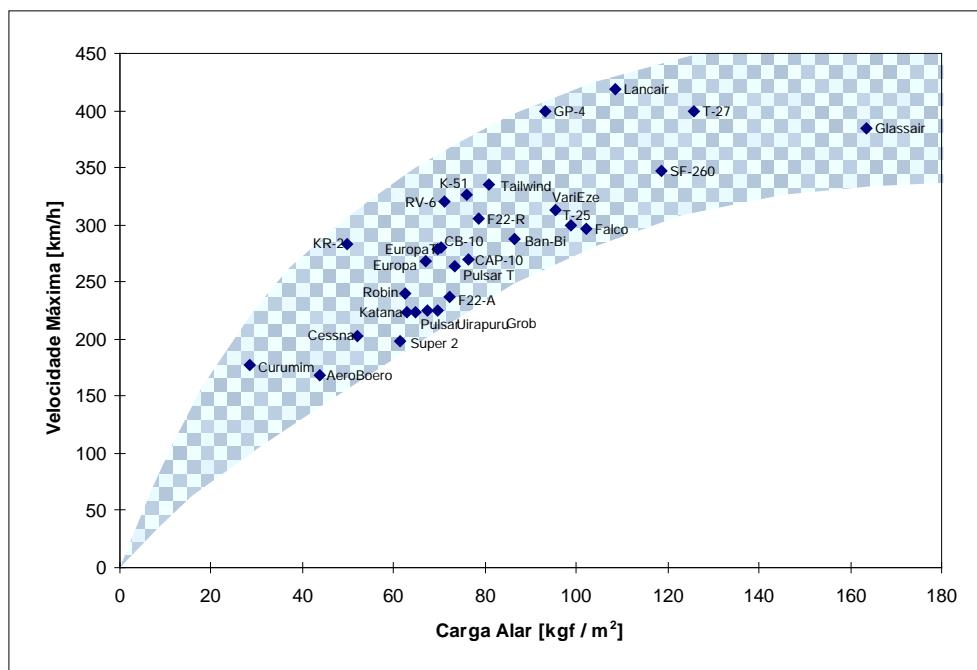


Figura 4.6 – Correlação entre velocidade máxima e carga alar

A faixa azul mostra a tendência da velocidade máxima aumentar com o aumento da carga alar. Em termos gerais, isto significa que, para um mesmo peso, aeronaves com menores asas tendem a apresentar maiores velocidades máximas. Assim, uma vez estimado o peso do *Triathlon*, visando-se maximizar a sua velocidade máxima nivelada, dentro do possível buscar-se a minimizar a sua área alar.

A Figura 4.7, por sua vez, apresenta uma correlação entre velocidade de estol com flaps e carga alar, para diversas aeronaves.

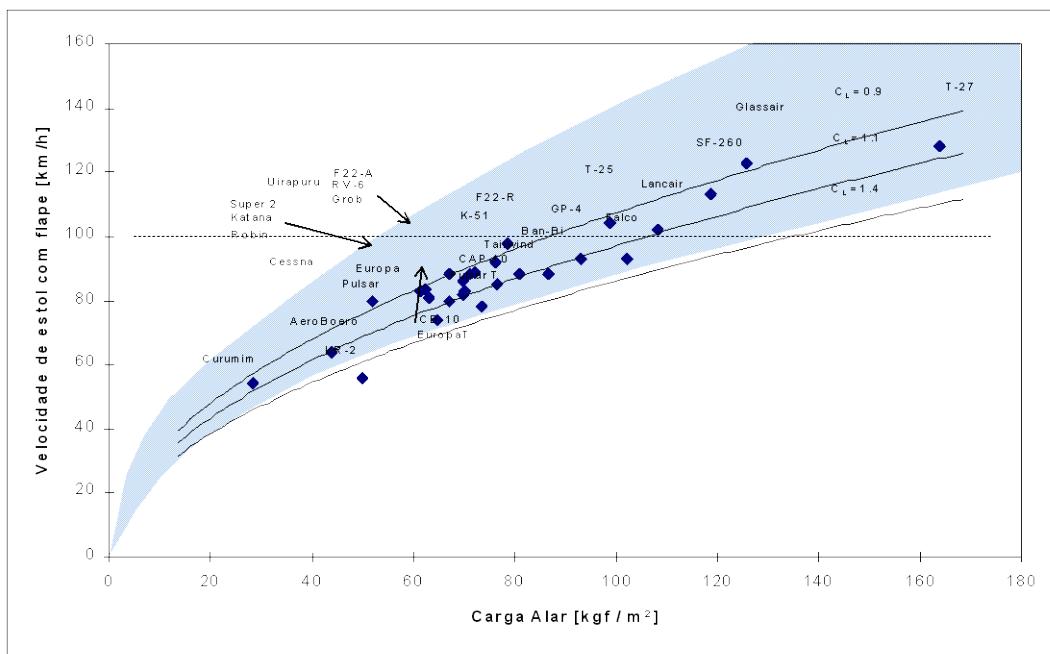


Figura 4.7 - Correlação entre velocidade de estol com flape e carga alar

Note que a correlação, neste caso, revela uma tendência semelhante a da Figura 4.6. Entretanto, enquanto na Figura 4.6 a aeronaves mais favoráveis são aquelas próximas a borda superior da faixa azul, na Figura 4.7 as melhores são aquelas próximas a borda inferior.

Na Figura 4.7 aparece indicado o limite de 83km/h estabelecido pela norma JAR-VLA. Note que algumas aeronaves atendem a este requisito enquanto outras não. Obviamente, é mandatório que o *Triathlon* atenda a este limite.

Note que, para um dado C_{Lmax} , o limite na velocidade de estol estabelece um limite superior na carga alar. Quanto menor o limite na velocidade de estol, menor deverá ser a carga alar. Isto significa que, para um dado peso, o limite na velocidade de estol estabelece um limite inferior para a área alar. Quanto menor o limite de velocidade de estol, maior deverá ser o valor mínimo permitido para a área alar.

Conforme dito anteriormente, para preservar as altas velocidades deve-se minimizar a área alar. Assim, adotar-se-á para a velocidade de estol do *Triathlon* o maior valor permitido pela norma JAR-VLA. A área alar do *Triathlon*, por sua vez, deverá ser o menor valor capaz de atender ao limite de 83km/h para a velocidade de estol.

Razão de Subida

A Figura 4.8 apresenta uma correlação entre a razão de subida e a relação potência/peso para diversas aeronaves.

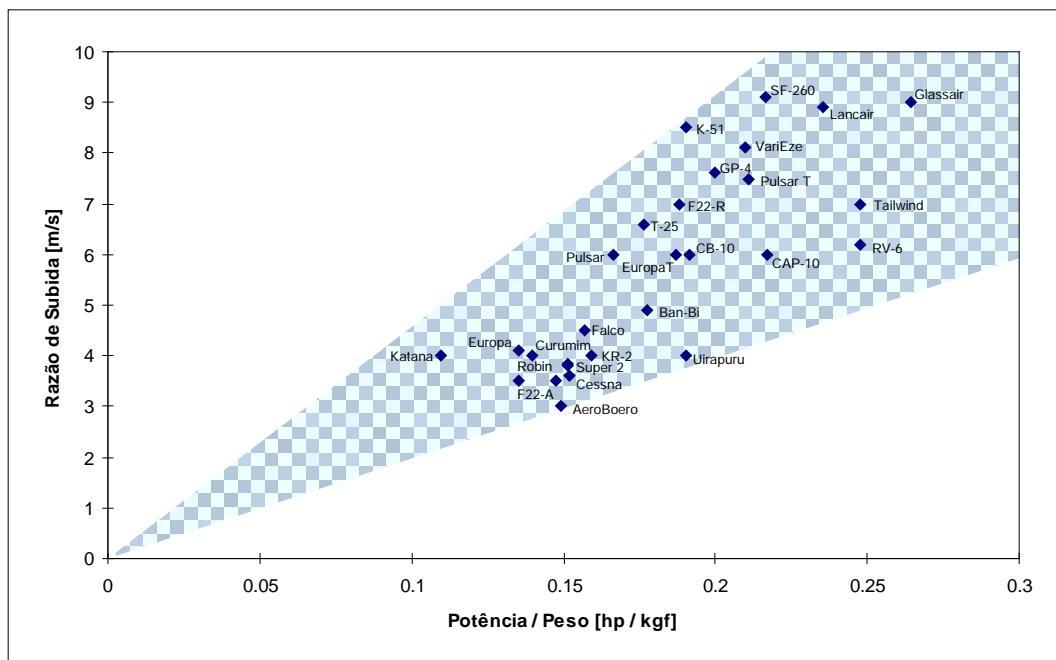
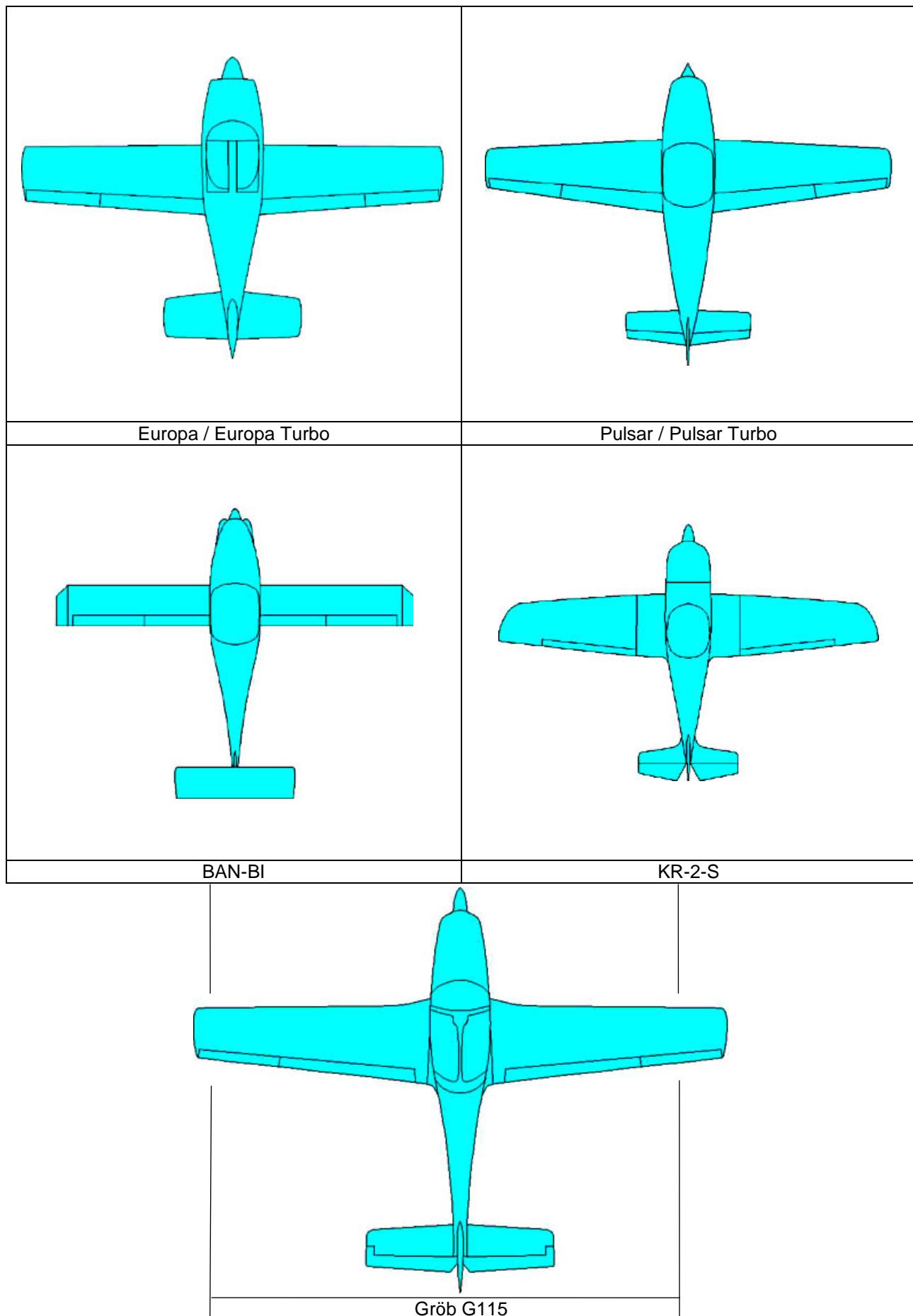


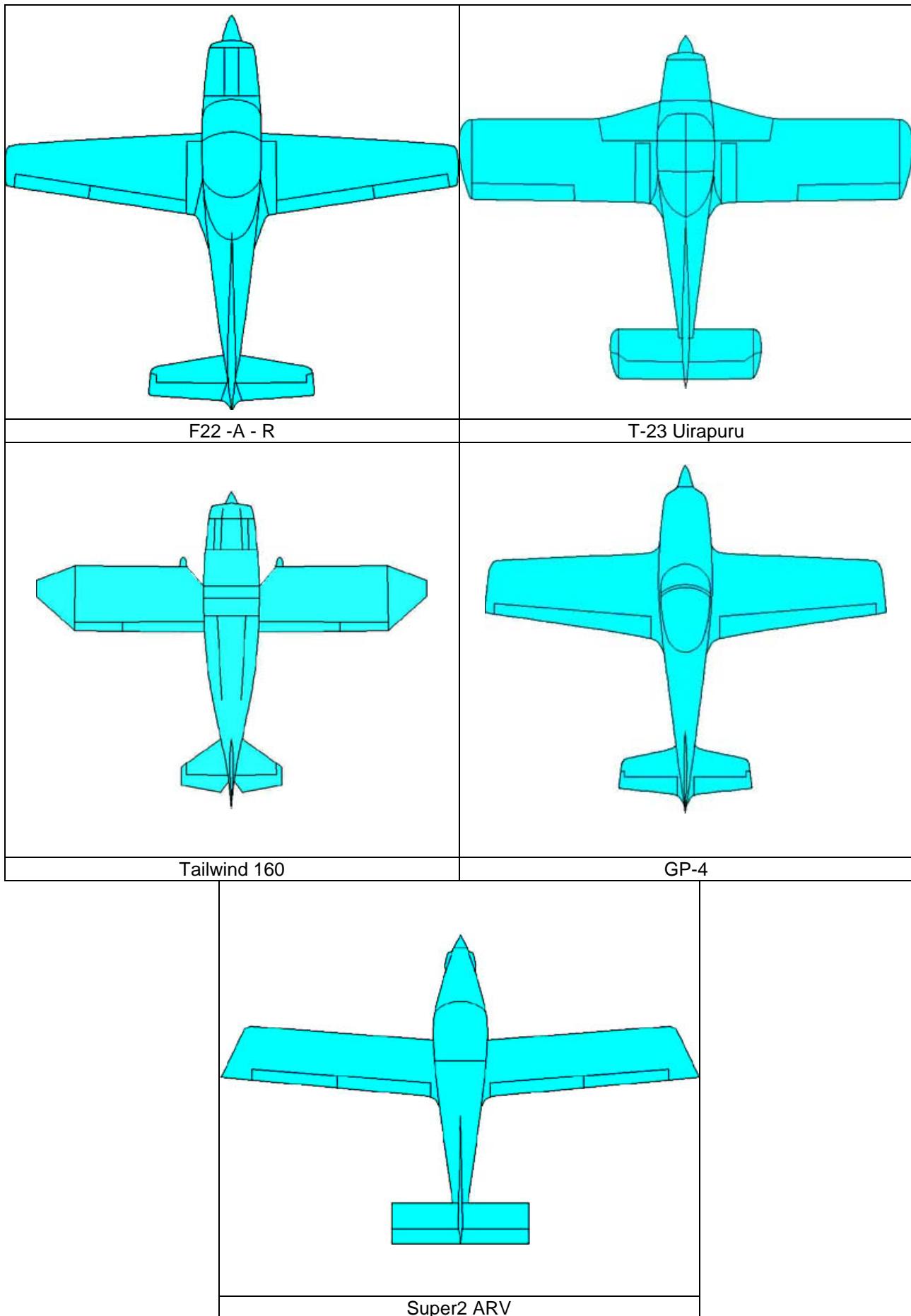
Figura 4.8 - Correlação entre razão de subida e potência/peso

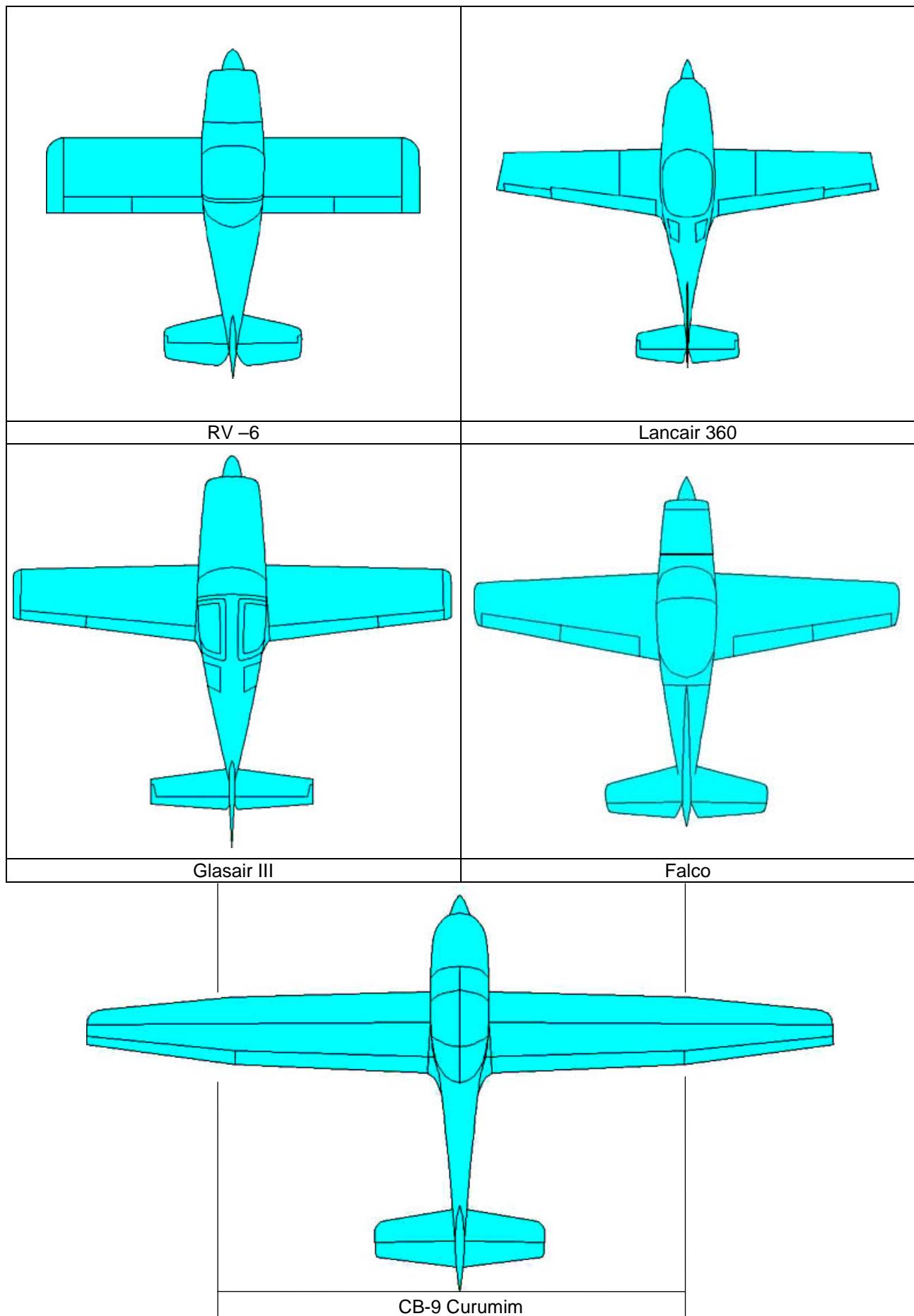
Imagine, para cada aeronave nesta figura, uma reta ligando a origem com o seu ponto representativo. Quanto maior a inclinação da reta, melhor a aeronave sob este aspecto. Assim, as aeronaves mais próximas da borda superior da faixa azul (por exemplo, o *K-51*) apresentam razão de subida melhor do que aquelas mais próximas à borda inferior (*Aero Boero* e *Uirapuru*). Note que o *Katana*, embora com uma razão de subida inferior ao *Ban-Bi* está numa posição mais favorável (a reta que passa por ele é mais inclinada que aquela que passa pelo *Ban-Bi*). Note que o *Triathlon*, posicionado na Figura 4.8 de acordo com os valores da *Tabela Comparativa*, aparece próximo a bissetriz da faixa azul. Dentro do possível, nas etapas subsequentes do desenvolvimento do projeto, deve-se buscar reposicioná-lo acima da reta atual. Em outras palavras, uma melhora na razão de subida e, ao mesmo tempo, na razão potência/peso, só será tecnicamente positiva se a razão entre estes parâmetros também aumentar.

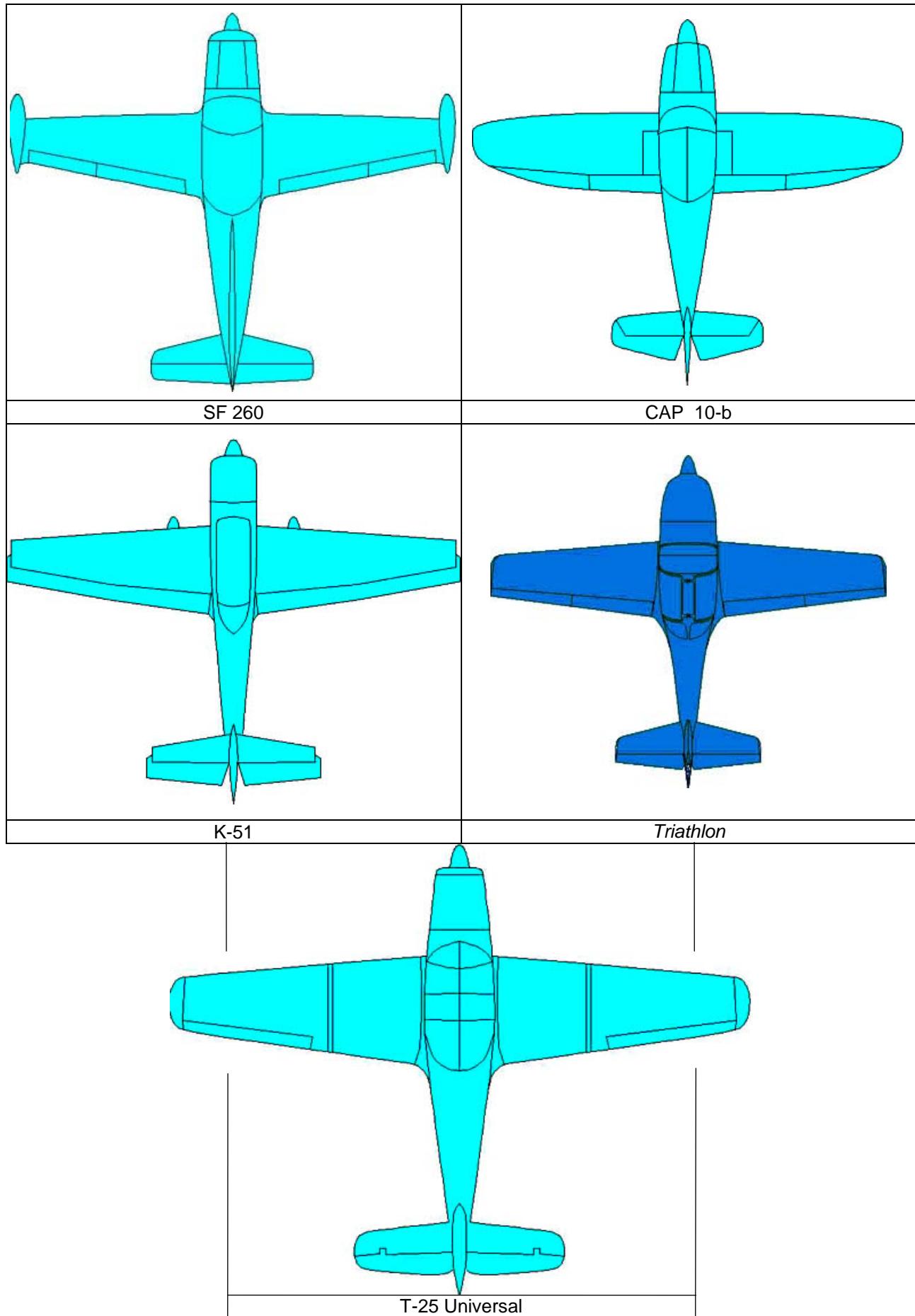
4.3.2.5 COMPARAÇÃO POR VISTAS EM PLANTA NA MESMA ESCALA

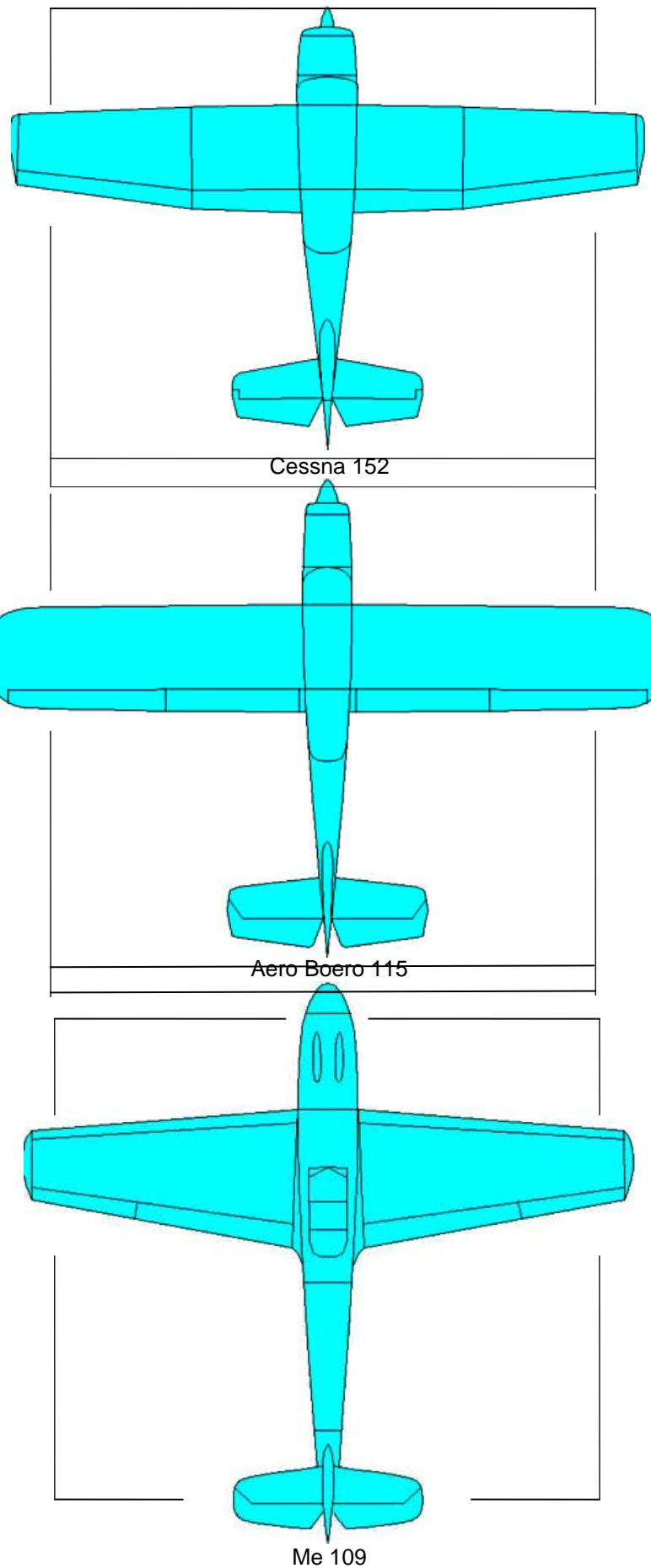
A seguir aparecem as vistas em planta das aeronaves listadas na tabela comparativa (Tabela 4.3), todas na mesma escala (1:100), permitindo uma comparação visual rápida (porte, envergadura, área alar, etc.).

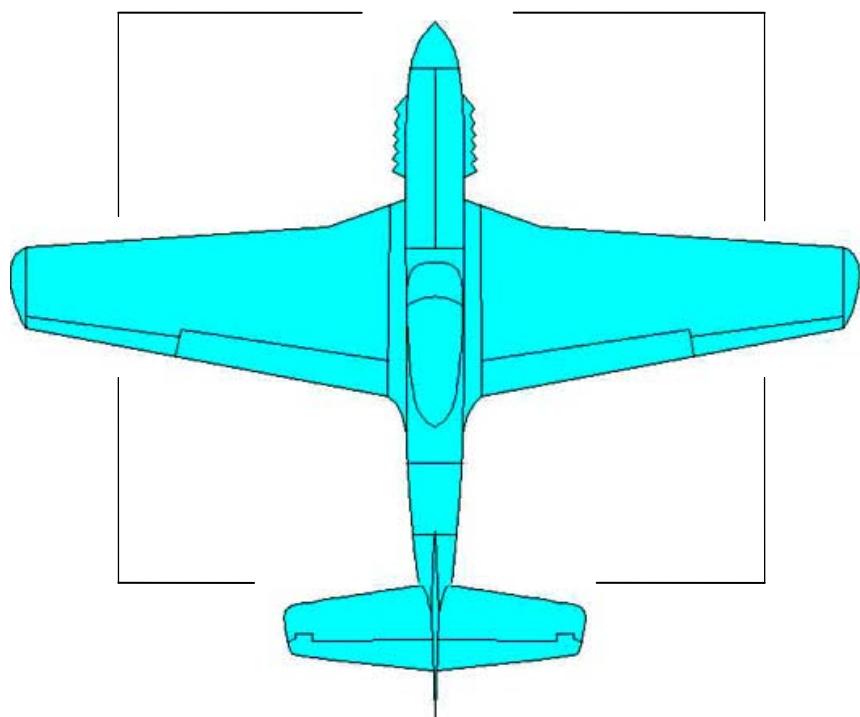




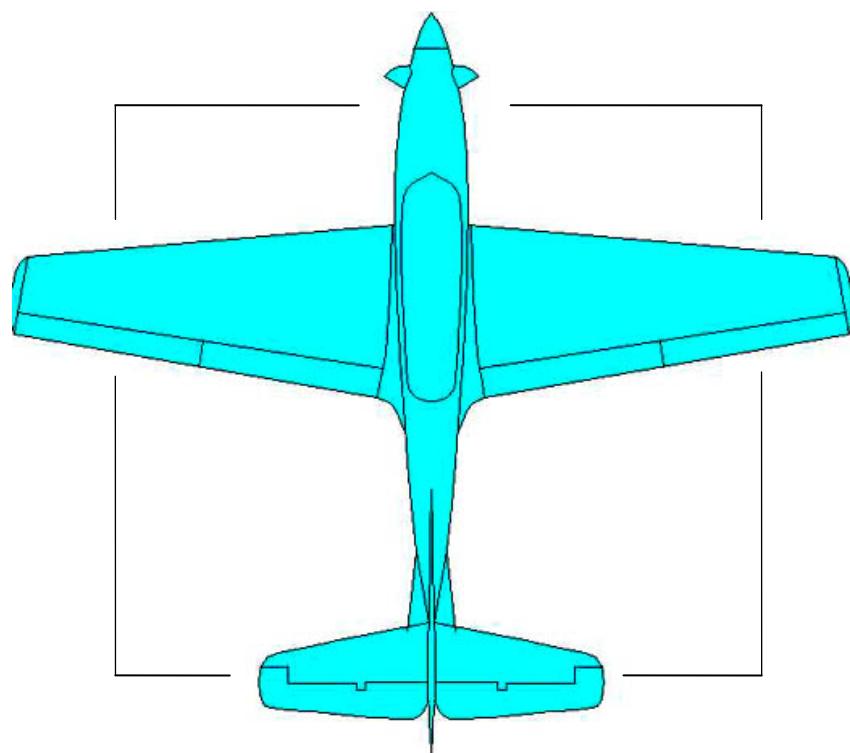








P - 51



T - 27

A vista em planta referente ao projeto *Triathlon*, obtida *a posteriori* , já aparece incluída para comparação, na página 207.

Note que, através da visualização, pode-se estabelecer várias conclusões sobre as aeronaves em comparação. Por exemplo, sabendo-se que as aeronaves *Pulsar Turbo*, *Grob G115 e o Aero Boero*, todos os três com trem de pouso fixo e mesma potência (*115 hp*), pode-se prever que, de acordo com o porte de cada um, a velocidade máxima do *Pulsar Turbo* deve ser maior que a do *Grob* que, por sua vez, deve ser maior que a do *Aero Boero*. De fato, esta é a realidade (*263 km/h*, *225km/h* e *169km/h*, respectivamente).

Para fundamentar a análise, foram elaborados os gráficos comparativos mostrados na Figura 4.9 e na Figura 4.10, ambos utilizando o parâmetro *volume da aeronave*, definido conforme o capítulo anterior.

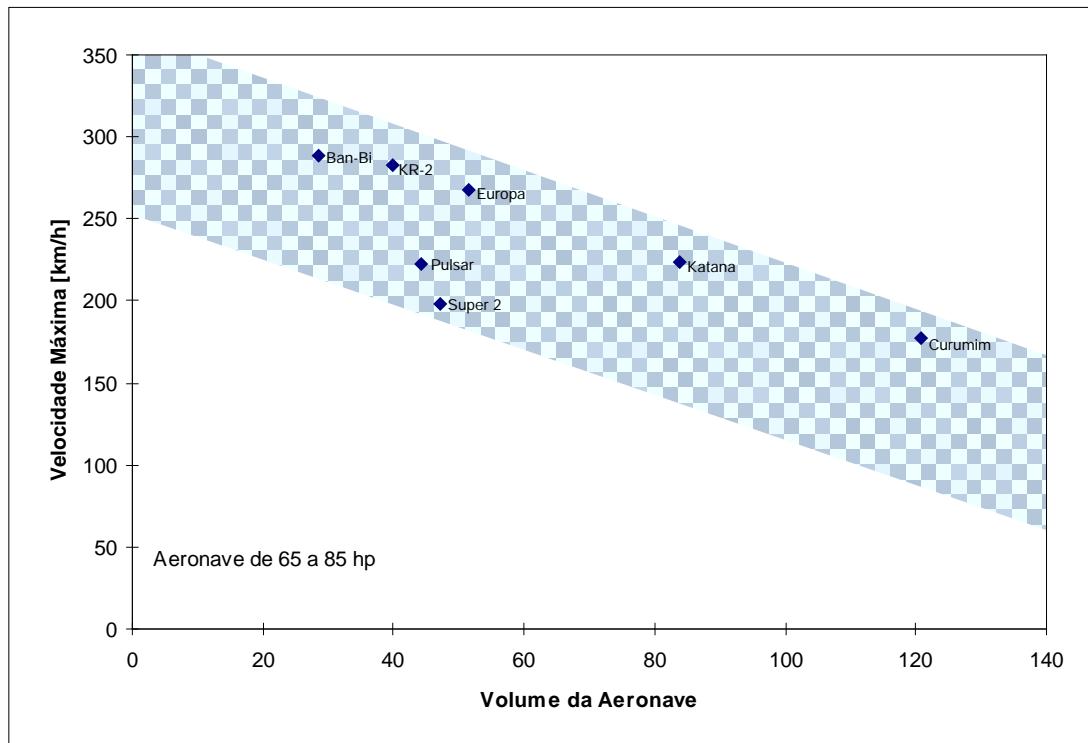


Figura 4.9 – Correlação entre o volume da aeronave e velocidade máxima para as aeronaves com potência entre 65hp e 80hp

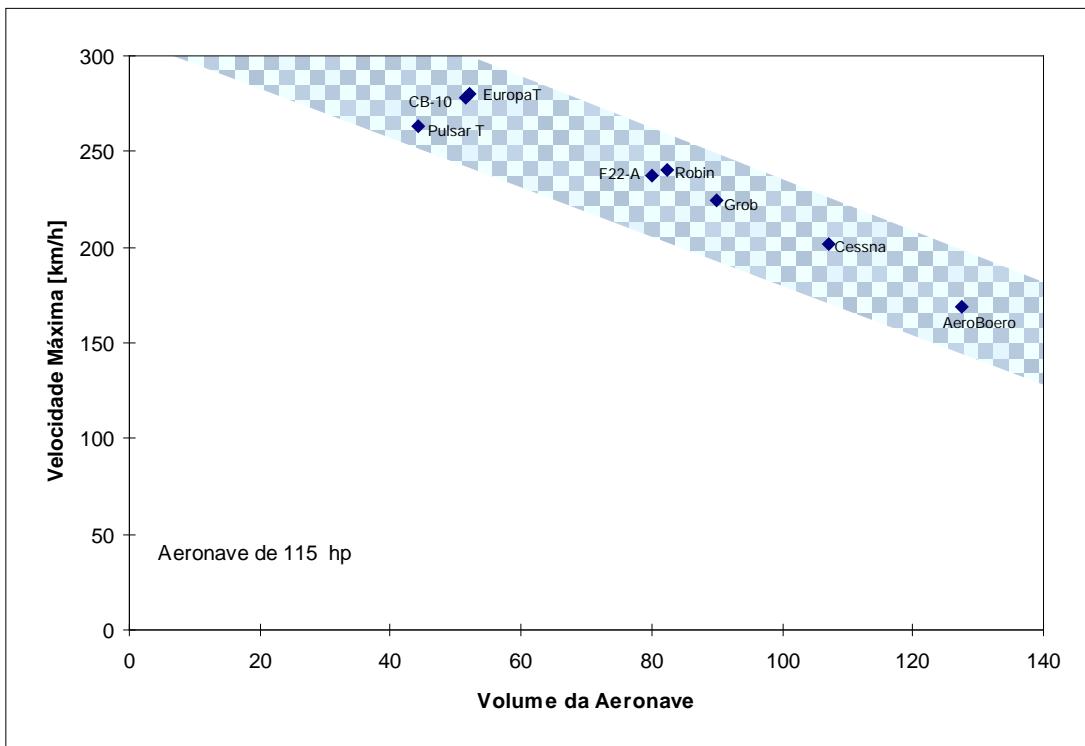


Figura 4.10 – Correlação entre o *volume da aeronave* e velocidade máxima para as aeronaves com potência de 115hp

Note que, as aeronaves estão selecionadas, para cada gráfico, de acordo com a faixa de potência.

Ambos os gráficos mostram a tendência da velocidade máxima aumentar com a diminuição do *volume da aeronave* (aumento do inverso do *volume da aeronave*). O gráfico da Figura 4.10, em particular, onde todas as aeronaves apresentam a mesma potência (115hp) esta tendência é muito nítida.

De acordo com o gráfico da Figura 4.10, o *Triathlon* deverá ser projetado com o menor *volume da aeronave* possível. De fato, vê-se o *Triathlon* posicionado bem a esquerda.

Finalmente, a Figura 4.11 aponta uma correlação entre peso vazio e *volume da aeronave*.

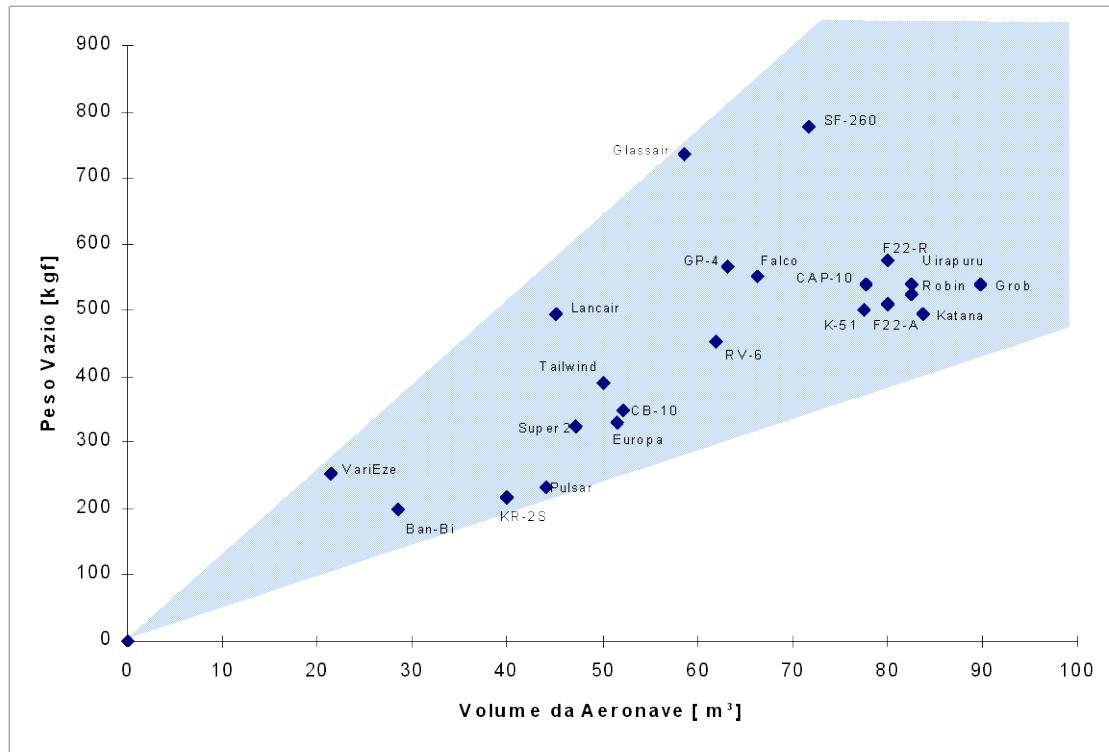


Figura 4.11 – Correlação entre o volume da aeronave e peso da aeronave

As aeronaves mais *robustas* são aquelas mais próximas da borda superior da faixa azul. A Figura 4.11 mostra que quanto maior o *volume da aeronave*, maior o peso vazio da mesma.

Objetivando projetar o *Triathlon* o mais leve possível, procurou-se posicioná-lo o mais próximo possível da borda inferior da faixa azul, chegando-se ao posicionamento mostrado na Figura 4.11.

Note que, tanto a Figura 4.10 como a Figura 4.11 reforçam a filosofia *solução mínima* para projetos de alto desempenho aerodinâmico.

4.3.3 DELIMITAÇÃO DO PROTÓTIPO

4.3.3.1 ESCOLHA DA CONFIGURAÇÃO EXTERNA

A) Posição das asas

Como a presente aeronave deverá operar tanto para vôos acrobáticos como para uso utilitário, optou-se pela configuração em *asa baixa*, que é a disposição que melhor

atende, simultaneamente, a estas duas categorias. Note que, na *Tabela Comparativa*, todas as aeronaves direcionadas para vôo acrobático apresentam asa baixa.

B) Forma em planta das asas

Considerando os comentários do capítulo anterior, para otimizar a relação *resistência/peso* da asa, minimizar a *resistência induzida* e preservar um valor baixo do *momento de inércia* transversal da aeronave (o que facilitará manobras acrobáticas de rolamento) será adotada a forma em planta *trapezoidal*. O autor também considera que, do ponto de vista *estético*, esta geometria é a mais adequada para o presente projeto.

C) Enflechamento das asas

No projeto *Triathlon*, as espessuras máximas dos perfis da asa estão a 40% da corda, região mais apropriada para colocação da longarina. Assim, para *otimizar o projeto* da longarina e *facilitar a fabricação* da longarina e suas ferragens, o enflechamento da asa será *nulo* a 40% da corda, ficando *ligeiramente positivo* a 25% da corda.

D) Diedro das asas

Considerando se tratar o *Triathlon* de um aeronave com asa baixa, para permitir um vôo de cruzeiro mais *confortável*, será adotado um ângulo de diedro *ligeiramente positivo*.

4.3.3.2 ASPECTOS DA CONFIGURAÇÃO INTERNA

Optou-se pela configuração lado-a-lado, a qual traz os seguintes benefícios: i) minimiza a alteração da posição do centro de gravidade da aeronave quando com um ou com dois tripulantes; ii) facilita a comunicação entre tripulantes e iii) é comercialmente mais aceita.

Um aspecto relevante no caso do projeto *Triathlon* é que, considerando-se a grande largura dos motores possíveis de serem utilizados, a configuração lado-a-lado não acarretará aumento significativo da largura máxima da fuselagem.

4.3.3.3 ERGONOMIA

A cabine da aeronave deverá apresentar uma ergonomia adequada para atender corretamente pilotos com estaturas variando de 1,60m a 1,95m, com os tripulantes assentados em posição semi-reclinada, com os fundos dos assentos bem próximos ao revestimento inferior da fuselagem (Figura 4.12).

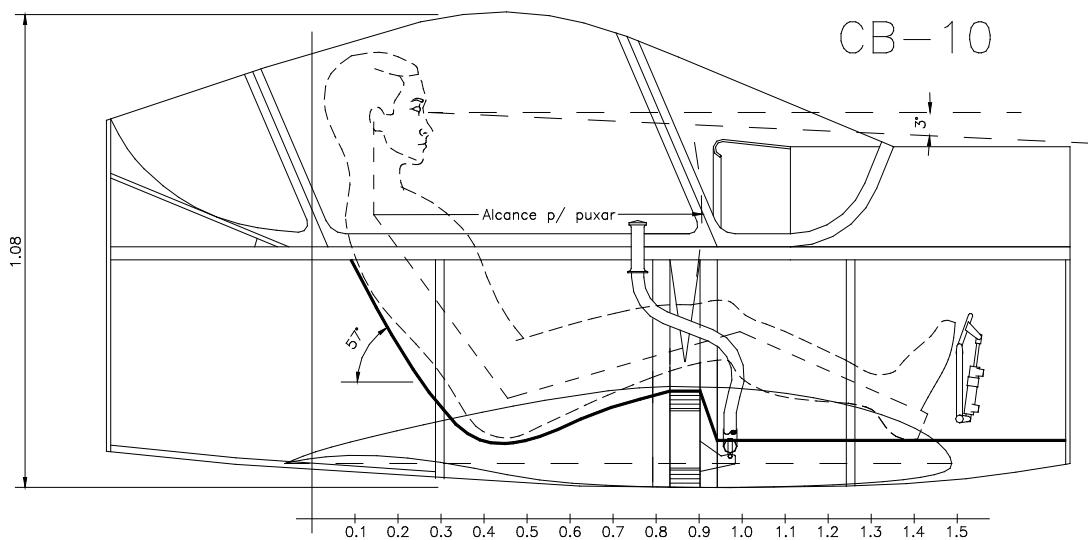


Figura 4.12 – Esboço da solução ergonômica da cabine

Devido ao impedimento imposto pela longarina, os assentos não poderão se deslocar longitudinalmente para compensar as diferenças de estatura dos pilotos, exigindo que os pedais sejam ajustáveis, mesmo em vôo. Com a mesma finalidade, a altura do assento e a inclinação do encosto serão ajustáveis no solo.

Como pode ser observado da Figura 4.12, os comandos (manche, alavanca do flap, alavanca do trem-de-pouso, compensador, manetes de potência, passo de hélice, mistura, etc.) estarão a um alcance cômodo para o piloto. O painel estará situado um pouco mais à frente em relação às cabines convencionais, não conflitando com os joelhos dos tripulantes e ainda com fácil acesso aos botões (*knobs*), interruptores e chave de partida. Tal solução permitirá a instalação de um painel mais amplo verticalmente, possibilitando uma visualização melhor e a instalação de um maior número de instrumentos. Além disso, o maior distanciamento da cabeça dos tripulantes em relação ao painel, favorece a segurança em caso de acidentes.

Atenção especial será dada ao processo de entrada e saída da cabine e à abertura e fechamento das portas de acesso, aspectos que devem ser bem estudados neste tipo de solução.

A ventilação da cabine será regulável em vôo com previsão de aeração suficiente mesmo com a aeronave estacionada com o motor girando. Será dada atenção ao uso das cores no interior da cabine e à pintura dos comandos segundo as normas pertinentes, bem como à eliminação de reflexos provindos dos vidros dos instrumentos: pintura fosca será adotada no painel e no sobre-painel para evitar ofuscamento.

Visando-se reduzir o nível de ruído dentro da cabine ao mínimo possível, serão colocadas na estrutura da cabine e em sua forração, espumas rígidas ou elásticas, de acordo com a conveniência.

Para promover uma segurança adequada dos tripulantes, serão evitadas quaisquer protuberâncias ou superfícies cortantes no interior da cabine. Os cintos de segurança serão de quatro pontos com fixações firmes em pontos de alta resistência estrutural.

Os comandos deverão ser projetados de modo que as forças para acionamento de profundor, leme e ailerons sejam suaves. Os acionamentos dos flapes e do trem-de-pouso também deverão exigir forças moderadas dos tripulantes.

4.3.3.4 ESTIMATIVAS PRELIMINARES

Estimativa de Peso

Segundo a metodologia apresentada no capítulo anterior, a Tabela 4.4 apresenta os valores de W_p/W das aeronaves selecionadas da *Tabela Comparativa*.

Tabela 4.4 - Razão carga útil / peso máximo de decolagem de aeronaves similares

Características	Fibra de vidro, trem retrátil, ROTAX 115hp	Europa Turbo
W_p/W	0.41	0.45
	Fibra de vidro, trem fixo, ROATX 115hp	Pulsar Turbo
	Fibra de carbono pré impregnada trem fixo ROTAX80hp	Ban-Bi
	Fibra de vidro, trem fixo, grande envergadura ROTAX 80hp	Katana
	Metálico, trem fixo, ROTAX 80hp	Super 2 ARV
	Madeira, trem fixo, grande envergadura ROTAX 64hp	Curumim
	Fibra de vidro, trem retrátil, Lycoming 180hp	Lancair
	Madeira, trem retrátil, Lycoming 180hp	Falco

Para o *Triathlon*, na versão *utilitário*, arbitrou-se a média aritmética dos valores constantes na tabela, ou seja:

$$\frac{W_p}{W} = 0.42$$

Para a carga útil, considerando-se as *Missões Típicas* do *Triathlon*, arbitrou-se, para a versão *utilitário*:

2 tripulantes de 86kg cada 172kg

80 litros de combustível (0.72 kg/l) 57.6kg

bagagem 20.0kg

A soma dos valores acima listados, fornece, em termos arredondados:

$$W_p = 250kg$$

O valor de 86kg para cada tripulante decorre da norma *JAR-VLA*.

De posse das estimativas da razão W_p/W e de W_p , obtém-se como estimativa preliminar do peso total, na versão *utilitário*¹:

¹ Para a versão *acrobático*, a carga útil será de um tripulante com paraquedas (92.5kg) e 22.4 litros de combustível (16kg), totalizando 108.5kg. Isto corresponde a um peso máximo de decolagem de 458.5kg.

$$W = \frac{250kg}{0.42} = 595.2kg \approx 600kg$$

Finalmente, o peso vazio da aeronave (W_e), será estimado como:

$$W_{eI} = W - W_p = 350\text{ kg}$$

Estimativa das dimensões básicas

Para a aeronave *Triathlon*, preliminarmente, será adotado para a carga alar, $W/S = 70\text{kgf}/m^2$, valor extraído da *Tabela Comparativa* (Tabela 4.3), correspondente à média das aeronaves mais semelhantes ao projeto *Triathlon*.

Por sua vez, este valor fornece para a área alar:

$$S = \frac{W}{W/S} = \frac{600\text{ kgf}}{70\text{ kgf}/m^2} = 8.57m^2$$

Também da *Tabela Comparativa* extraiu-se para o alongamento o valor $A=6.4$, correspondente à média das aeronaves semelhantes ao projeto *Triathlon*, levando à seguinte estimativa preliminar para a envergadura:

$$b = \sqrt{A \cdot S} = \sqrt{6.4 \cdot 8.57m^2} = 7.40m$$

Finalmente, escolheu-se para comprimento da fuselagem o valor de $l_f = 6.14m$, fornecendo como estimativa:

$$l_f/b = 0.83$$

Este valor foi levado à Tabela 4.5, onde aparecem os valores correspondentes às aeronaves mais semelhantes ao projeto *Triathlon*. Considerando-se que este valor é o mesmo para duas das aeronaves mais eficientes da tabela, manteve-se esta estimativa.

Tabela 4.5 - Razões entre o comprimento da fuselagem e envergadura

	RV-6	Glassair	Lancair	Falco	Pulsar	Europa	K-51	Tucano	P-51	Me-109
l_f/b	0.87	0.79	0.90	0.83	0.78	0.74	0.83	0.88	0.88	0.89

Conforme será visto mais adiante, tais valores serão aprimorados posteriormente.

Estimativa da potência

Segundo a metodologia apresentada do capítulo anterior, a Tabela 4.6 e a Tabela 4.7 apresentam os valores da razão potência/peso (P/W) das principais aeronaves utilitárias e acrobáticas da atualidade, respectivamente.

Tabela 4.6 - Comparação das razões potência/peso de aeronaves utilitárias similares

	Europa Turbo	Pulsar Turbo	BanBi	KR-2S	Robin 200	Grob 115	F22-A	Cessna 152	Glastar	RV-6	Falco
hp/kg	0.19	0.21	0.18	0.16	0.15	0.14	0.15	0.15	0.22	0.24	0.16

Tabela 4.7 - Comparação das razões potência/peso de aeronaves acrobáticas similares

	Super Decathlon	Rans S-16 Shekar	Skybolt	Christen Eagle-II	G-202	Extra 300	Sukhoi 29	Pitts S-1	Zlin Z-50L	CAP 231	G200
hp/kg	0.22	0.23	0.24	0.27	0.29	0.32	0.33	0.35	0.36	0.37	0.38

Foram elaboradas as duas tabelas visando atender tanto a versão *utilitário* como a versão *acrobático* do *Triathlon*.

Pela Tabela 4.6, com valores de P/W variando entre 0.14 e 0.24, uma razão potência/peso em torno de 0.20 pareceu adequada para a versão *utilitário*.

Pela Tabela 4.7, com valores de P/W variando entre 0.22 e 0.38, uma razão potência/peso em torno de 0.25 (um valor superior ao do *Skybolt* e bastante próximo ao do *Christen Eagle II*, que é uma aeronave dedicada exclusivamente ao vôo acrobático) pareceu adequada para a versão *acrobático*.

Para o *Triathlon*, na versão *utilitário*, com um peso estimado de 600kgf, tem-se:

$$P = \left(\frac{P}{W} \right)_{utilitário} \cdot W_{utilitário} = 0.20 \cdot 600 = 120hp$$

Já para a versão *acrobático*, tem-se:

$$P = \left(\frac{P}{W} \right)_{acrobatico} \cdot W_{acrobatico} = 0.25 \cdot 485.2 = 121hp$$

Assim, a potência conveniente para o *Triathlon* deve estar entre 115hp e 120hp.

4.3.3.5 ESCOLHA DA PROPULSÃO

Como se tem feito modernamente, a aeronave *Triathlon* será projetada para aceitar vários modelos de motores, dentro de um leque de potências e de concepções. Com base na *Tabela Comparativa*, as aeronaves similares apresentam potência na faixa de 100hp a 160hp.

Dentro desta faixa de potências, no mercado internacional, tem-se, dentre outros, os seguintes motores: i) *Rotax 914* (turbo); ii) *Lycoming O-235-L2A*; iii) *Lycoming O-290-D2C*; iv) *Lycoming O-320-E2D*; v) *Lycoming O-320-H2AD*; vi) *NSI EA81-120-TBI*; vii) *NSI EA81-140-TTBI* (turbo); viii) *Continental IO-240* e ix) *Franklin F-120*.

A Tabela 4.8 apresenta as características básicas destes motores.

Tabela 4.8 – Características básicas de motores

Motor	Potência (hp)	Peso (kg)	Comp. (mm)	Larg. (mm)	Altura (mm)	Pot. / Peso (hp/kg)	Preço [US\$]	OBS.
ROTAX 914	115 @5800	70	581	444	517	1.64	18000	Turbo, caixa redutora, uso crescente na aviação exp., refrigeração ar/água
Lycoming O-235-L2A	118 @2800	100	751	812	569	1.18	22000	Homologado para uso geral, aeronáutico, tradicional, confiável, largo uso na aviação Refrigeração ar
O-290-D2C	135 @2600	107	757	819	576	1.26	25000	
O-320-E2D	150 @2700	113	738	819	584	1.33	28000	
O-320-H2AD	160 @2700	114	795	830	621	1.4	30000	
NSI EA81-120-TBI	120 @5200	95	610	711	~400	1.26	14000	Uso de caixa redutora, derivado do motor automotivo SUBARU, começando a ser usado na aviação experimental, refrigeração ar/água
EA81-140-TTBI	140 @5200	102	610	711	~400	1.37	17000	
Continental IO-240	125 @2700	103	755	815	570	1.25	25000	Homologado para uso Aeronáutico, tem tradição, confiável, refrigerado a Ar largo emprego na aviação geral
Franklin F-120	120 @2800	105	751	812	569	1.14	18900	Aeronáutico , refrigerado a ar, quatro cilindros, certificado de tipo suplementar,

Considerando-se a faixa de potências mais adequada para o *Triathlon*, nota-se que os motores mais promissores são o *Rotax 914*, o *Lycoming O-235* e o *NSI EA81-120-TBI*.

Adotando-se para o *Triathlon* o motor *NSI-81-120-TBI* de *120hp*, a razão *P/W* será de *0.26hp/kg* na versão *acrobático* e de *0.20hp/kg* na versão *utilitário*.

No caso de se adotar para o *Triathlon* o motor *ROTAX 914* de *115hp*, esta razão será de *0.24hp/kg*, na versão *acrobático* e de *0.19hp/kg* na versão *utilitário*.

No caso de se adotar o motor *Lycoming O-235-LA* de *118hp*, os valores desta razão na versão *acrobático* e na versão *utilitário*, em termos arredondados, permanecem os mesmos do *NSI-81-120 -TBI*.

Para as três opções de motor acima, manteve-se o mesmo peso máximo de decolagem. Ou seja, quanto mais pesado for o motor , menor deverá ser a carga útil. Este fato será determinante para uma reavaliação da estimativa do peso do *Triathlon*, conforme será visto mais adiante.

4.3.3.6 MATERIAIS E PROCESSOS

Seleção dos materiais e processo construtivo

Considerando que o projeto *Triathlon* visa ser de construção simples, com possibilidade de construção por amadores, optou-se por construí-lo com estrutura básica em madeira e revestimento em sanduíche fibra-de-vidro/espuma/fibra-de-vidro sem moldes. Estes materiais são nacionais e facilmente encontráveis no mercado.

A opção por estrutura metálica e revestimento em chapas de alumínio foi descartada por ser material importado, de alto custo, e com o qual não se obtém um acabamento superficial no nível desejado.

A estrutura em tubos de aço com revestimento em tela, ainda que de materiais nacionais, foi descartada por ser de difícil aquisição (os lotes mínimos para aquisição dos tubos são grandes), além de gerar aeronaves com acabamento superficial de baixa qualidade.

Finalmente, a construção em materiais compostos com moldes foi descartada devido ao seu custo excessivo.

Descrição da construção da fuselagem

A fuselagem será construída em duas metades (separadas pelo plano de simetria da mesma), uma de cada vez, cada uma delas sendo executada numa mesa plana de montagem. Todo o revestimento será em sanduíche de fibra-de-vidro/espuma rígida/fibra-de-vidro.

Logo após a montagem da estrutura básica em madeira, serão instalados os painéis de espuma que, depois de devidamente lixados e alinhados, receberão as camadas externas de fibra-de-vidro, via laminação a mão. Após a cura, as metades da fuselagem serão removidas da mesa de montagem quando receberão lixamento em suas faces internas, as quais, receberão, a mão, uma camada de fibra-de-vidro. Após isto, todas as ferragens de fixação e de comando serão afixadas em seus devidos locais e, então, as duas metades da fuselagem serão unidas via colagem.

Construção das asas e empenagens

As asas e as empenagens serão construídas com estrutura básica em madeira (longarinas de freijó e nervuras de contraplacado) e assentamento de placas de espuma rígida em toda a superfície. Após o assentamento, os blocos de espuma serão lixados até

concordarem com o alinhamento das nervuras. Posteriormente, serão aplicadas, externamente, camadas de fibra-de-vidro. A aplicação de camadas de fibra-de-vidro internamente será feita apenas nos locais sem dificuldade de acesso, como, por exemplo, na região do alojamento do trem-de-pousos.

4.3.3.7 EQUIPAMENTOS E INSTALAÇÕES

A opção de construção adotada (madeira e compósitos, sem moldes) é das mais simples, exigindo apenas os seguintes equipamentos:

- ◊ 1 serra circular (para madeira)
- ◊ 1 plaina mecânica (para madeira)
- ◊ 1 lixadeira de bancada (para madeira)
- ◊ 1 serra tico-tico (para madeira)
- ◊ 1 serra de fita (para madeira)
- ◊ 1 furadeira elétrica de coluna (pequena)
- ◊ 1 furadeira elétrica manual
- ◊ 1 bancada (madeira)
- ◊ 1 morça
- ◊ 1 jogo de ferramentas manuais simples (chaves de boca e de estria, alicates, martelos, serras, serrotas, plainas, limas, grossas, etc.)
- ◊ 1 equipamento de solda oxi-acetilênica ou *TIG*.¹

Para construção do protótipo será necessária uma sala com, pelo menos, $8m \times 7m$ para montagem e mais $2m \times 7m$ para alojamento de equipamentos maiores, num total de $70m^2$. O portão de acesso deverá ter largura de pelo menos $2.80m$, suficiente

¹ As soldagens podem ser terceirizadas

para a remoção do *Triathlon* (valor um pouco superior à distância da parede de fogo até o plano de separação da fuselagem). Deverão constar diversos pontos de alimentação elétrica nas tensões de 110 e 220 volts, bem como um pequeno tanque com água tratada.

4.4 ANTEPROJETO

Conforme a metodologia proposta no capítulo anterior, concluídos os estudos preliminares, iniciou-se o anteprojeto da aeronave *Triathlon*.

4.4.1 ESBOÇO INICIAL

Seguindo o roteiro descrito no capítulo anterior, partindo do estudo do posicionamento do piloto, chegou-se às duas vistas mostradas na Figura 4.13.

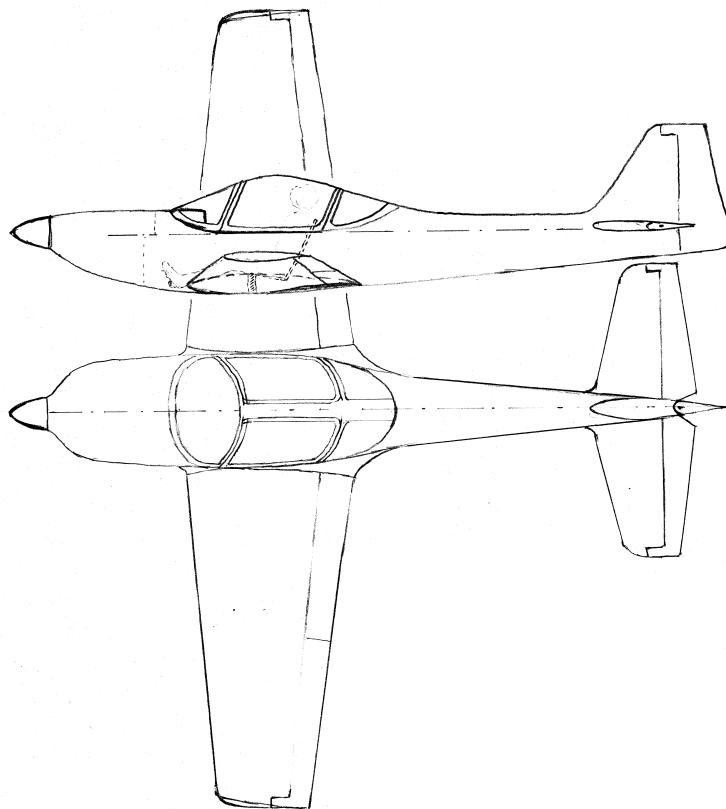


Figura 4.13 – Esboço das duas vistas

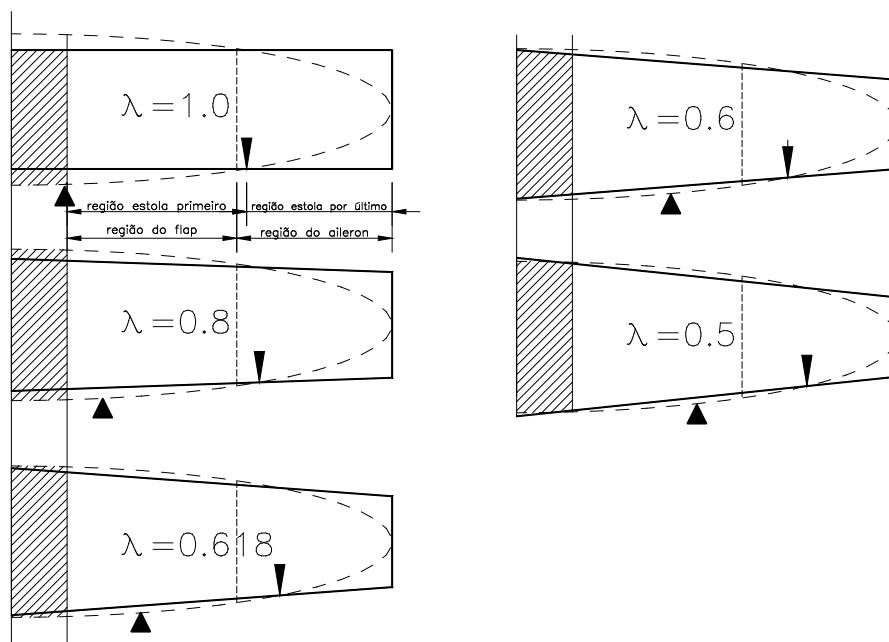
Entre os conceitos adotados na elaboração do esboço mostrado na Figura 4.13, merecem ser mencionados:

- i) cabine com pequena altura;
- ii) adelgaçamento do cone de cauda;
- iii) *spinner* em formato hiperbólico;
- iv) carenagem na concordância asa-fuselagem;

- v) asas trapezoidais com afilamento moderado;
- vi) afilamento das asas e das empenagens esteticamente compatíveis
- vii) pontas das asas e das empenagens com coerência estética¹.

4.4.2 ESTUDO DA FORMA EM PLANTA DA ASA E CARACTERÍSTICAS DE ESTOL

A Figura 4.14 mostra um análise da influência do afilamento da asa do *Triathlon* na posição de início do estol.



(▲) indica o ponto por onde iniciará o estol

Figura 4.14 – Estudo da influência do afilamento da asa

Note que aparece na figura a indicação da linha que separa os flapes dos ailerons (linha pontilhada). Conforme mostrado na Figura 4.13, os flapes se estendem desde a raiz até a linha pontilhada enquanto os ailerons se estendem desde a linha pontilhada até a ponta. Da Figura 4.14 nota-se que, para todos os valores de afilamento analisados, o ponto de início do estol ocorre fora da região prevista para os ailerons.

¹ Note que as pontas das asas e das empenagens obedecem à mesma concepção (aproximadamente retas). Existem aeronaves com pontas das asas retas e pontas das empenagens arredondadas, o que tem sido considerado pelos *designers* em geral, esteticamente impróprio.

Considerando-se as vantagens estruturais, aerodinâmicas e estéticas do afilamento $\lambda=0.5$, mencionadas no capítulo anterior, adotou-se este valor para o *Triathlon*, conforme mostra a Figura 4.13.

4.4.3 ESTIMATIVA DE PESO (REFINAMENTO DO SIZING)

Os pesos estimados para os componentes da aeronave *Triathlon* – conforme *Projeto CB.10 Triathlon* (Barros, 1999) – estão apresentados na Tabela 4.9.

Tabela 4.9 – Peso dos componentes da aeronave *Triathlon* (kgf)

Asas	55.00
Fuselagem	64.00
Empenagem horizontal	7.28
Empenagem Vertical	4.60
Trem de pouso	43.20
Controles	15.00
“Spinner”	0.92
Capô do Motor	5.70
Berço do Motor	2.00
Tanques de combustível	9.00
Linhos de combustível	0.46
Parabrisa	2.50
“Canopy”	6.00
Controles do Motor	1.50
Assentos	1.00
Parede de Fogo	2.34
Equipamentos	33.25

Grupo motopropulsor	<i>NSI-81-120-TBI</i>	101.00
	<i>Rotax 914</i>	76.00
	<i>Lycoming O-235-LA</i>	104.50

Somando-se os valores da Tabela 4.9, obtém-se, em termos aproximados, os valores de peso vazio (Tabela 4.10).

Tabela 4.10 – Pesos vazios, cargas úteis e pesos de bagagem da aeronave *Triathlon*

Grupo motopropulsor	Peso vazio W_{e2}	Carga útil W_p	Bagagem
<i>NSI-81-120-TBI</i>	355kg	245kg	15kg
<i>Rotax 914</i>	330kg	270kg	40kg
<i>Lycoming O-235-LA</i>	358kg	242kg	12kg

A carga útil para cada opção de grupo motopropulsor é obtida subtraindo-se os valores de peso vazio do peso máximo de decolagem estimado (600kg), conforme apresenta a Tabela 4.10.

Comparando-se os valores de W_{e2} obtidos para as três opções com o valor estimado W_{e1} (350kg), nota-se que houve um aumento de 5kg e de 8kg para os motores *NSI-81-120-TBI* e *Lycoming O-235-LA*, respectivamente, e uma redução de 20kg para o motor *Rotax 914*. Estas diferenças deverão ser compensadas na carga útil, implicando nas alterações da carga útil prevista (250kg), conforme mostrado na Tabela 4.10.

Ajustando-se a carga útil, para se manter o peso total de 600kg, através do peso de bagagem, obtém-se os valores de peso de bagagem apresentados na Tabela 4.10.

4.4.3.1 REVISÃO DO PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM

Observando-se os pesos de bagagem da Tabela 4.10, nota-se que a previsão de bagagem utilizando o motor *Lycoming O-235-LA* ficou muito penalizada. De fato, considera-se 12kg de bagagem para dois tripulantes um valor insuficiente.

Considerando-se que o motor *Lycoming O-235-LA*, entre os três, é o único homologado para uso aeronáutico, julgou-se conveniente alterar o peso máximo de decolagem para *610kg*.

A Tabela 4.11 apresenta os valores do peso vazio e da carga útil (tripulantes, combustível e bagagem), para o peso máximo de decolagem corrigido.

Tabela 4.11 - Resumo de pesos para diversas motorizações

Motor	Peso máximo de decolagem	Peso vazio	Carga útil		
			Tripulantes	Combustível	Bagagem
Rotax 914	610	330	172	58	50
NSI-81-120-TBI	610	355	172	58	25
Lycoming O-235	610	358	172	58	22

Desta forma, uma pequena alteração na estimativa do peso total da aeronave pôde representar uma grande alteração na disponibilidade de bagagem, viabilizando a utilização do motor *Lycoming O-235-LA*. Em outras palavras, um aumento de apenas *10kg* no peso total viabilizou uma bagagem de *22kg* com o uso do motor *Lycoming O-235-LA*.

4.4.4 ESTUDO DAS PROPORÇÕES EXTERNAS

Da *Tabela Comparativa*, as aeronaves notoriamente reconhecidas como detentoras das melhores qualidades de vôo são as seguintes¹: i) *RV-6*; ii) *Glasair*; iii) *Lancair*; iv) *Falco*; v) *Pulsar*; vi) *Europa*; vii) *K-51 Peregrino*; viii) *T-27 Tucano*; ix) *P-51 Mustang* e x) *Messerschmitt Me=109*.

¹ Para facilitar um pouco a análise, no caso das aeronaves da linhagem do projetista Stelio Frati, (*F22 Pinguino*, *SF 260* e *Falco*) foi selecionada apenas o *Falco*, enquanto entre as aeronaves da linhagem de Joseph Kovacs (*T-25 Universal*, *T-27 Tucano* e *K-51 Peregrino*) foram selecionadas o *T-27 Tucano* e o *K-51*, um projeto muito recente que vem se mostrando muito promissor.

Segundo a metodologia do capítulo anterior, as razões geométricas mais importantes aparecem listadas na Tabela 4.12, incluindo aquelas correspondentes ao esboço da Figura 4.13.

Tabela 4.12 - Razões geométricas para estudo das proporções externas

	RV-6	Glassair	Lancair	Falco	Pulsar	Europa	K-51	Tucano	P-51	Me-109	Triathlon
l_h/\bar{c}	2.19	3.10	3.33	2.93	2.86	2.21	2.95	2.97	2.50	3.06	2.93
l_v/b	0.46	0.44	0.42	0.44	0.42	0.36	0.46	0.45	0.47	0.54	0.46
l_f/b	0.87	0.79	0.90	0.83	0.78	0.74	0.83	0.88	0.88	0.89	0.83
b_h/b	0.38	0.37	0.27	0.37	0.31	0.31	0.38	0.42	0.35	0.32	0.37
c_f/l_f	0.24	0.20	0.18	0.25	0.23	0.25	0.25	0.23	0.26	0.27	0.25
S_{prof}/S_h	0.44	0.35	0.40	0.36	0.31	1.00	0.42	0.42	0.33	0.40	0.30
S_{leme}/S_v	~0.40	~0.45	~0.25	~0.35	~0.25	~0.30	~0.40	~0.38	~0.38	~0.43	0.30

Conforme explicado no capítulo anterior, as razões previstas no esboço da Figura 4.13, que estiverem discrepantes dos demais valores da Tabela 4.12 devem ser alteradas. No presente caso, todas as razões geométricas se enquadram satisfatoriamente na Tabela 4.12, dispensando modificações desta natureza¹.

4.4.5 ESTIMATIVAS PRÉVIAS DE ESTABILIDADE E CONTROLE

Elaborou-se a Tabela 4.13 que contem os coeficientes de volume de cauda horizontal e vertical das aeronaves de melhor qualidade de vôo da *Tabela Comparativa*.

Tabela 4.13 - Coeficientes de volume de cauda

	RV-6	Glassair	Lancair	Falco	Pulsar	Europa	K-51	Tucano	P-51	Me=109
\bar{V}_h	0.48	0.70	0.57	0.64	0.48	0.58	0.64	0.72	0.44	0.60
\bar{V}_v	0.058	0.051	0.055	0.045	0.044	0.056	0.051	0.083	0.046	0.062

¹ Provavelmente este fato se deu em virtude da experiência do autor com projetos anteriores. Esta é uma tendência natural em projetistas de aeronaves.

A partir da Tabela 4.13, adotou-se como estimativa para \bar{V}_h e \bar{V}_v , para o *Triathlon*:

$$\bar{V}_h = 0.63$$

$$\bar{V}_v = 0.063$$

Note que são valores um pouco acima da média dos valores da Tabela 4.13.

Considerando os valores de l_h , l_v (conforme duas vistas), S , b , \bar{c} (estimados anteriormente) e os valores estimados para os coeficientes de volume de cauda, pode-se obter como estimativa das áreas das empenagens horizontal e vertical, respectivamente:

$$S_h = \bar{V}_h \cdot \frac{S \cdot \bar{c}}{l_h} = 0.63 \cdot \frac{8.57 \cdot 1.158}{3.38} = 1.85m^2$$

$$S_v = \bar{V}_v \cdot \frac{S \cdot b}{l_v} = 0.063 \cdot \frac{8.57 \cdot 7.40}{3.40} = 1.17m^2$$

Considerando que na *Tabela Comparativa* os valores de alongamento das empenagens horizontais variam de 4 a 5.5, arbitrou-se $A_h=4$ como valor para o alongamento da empenagem horizontal do *Triathlon*. Escolheu-se o menor valor da faixa visando obter uma estrutura mais resistente.

Com os valores de S_h , A_h e $\lambda_h = 0.5$ (adotado nas duas vistas) obtém-se para a envergadura (b_h), para a corda na raiz (c_{rh}) e para a corda na ponta (c_{ph}) da empenagem horizontal:

$$b_h = 2.72m$$

$$c_{rh} = 0.45m$$

$$c_{ph} = 0.90m$$

A empenagem vertical, de maneira diferente, será redesenhada, mantendo-se um padrão estético, com a área fixada no valor obtido acima ($1.17m^2$).

Posteriormente, os cálculos definitivos de estabilidade e controle poderão implicar na alteração dos valores estimados acima.

4.4.6 ESCOLHA DOS PERFIS DAS ASAS E EMPENAGENS

Conforme o roteiro do Capítulo 3 (item 3.6.6.8), o primeiro passo para a escolha dos perfis é a determinação do coeficiente de sustentação de projeto da asa, obtido a partir dos valores do peso, da velocidade da área alar e da densidade do ar, conforme segue:

$$C_L = \frac{2W}{\rho SV^2} = \frac{2 \cdot 600 \text{ kgf}}{0.125 \frac{\text{kgf} \cdot \text{s}^2}{\text{m}^4} \cdot 8.57 \text{ m}^2 \cdot 77.78^2 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2}} \cong 0.19$$

O número de Reynolds da asa, por sua vez, deve ser obtido para a raiz e para a ponta da asa, conforme segue:

$$Re \cong 19000 \cdot V \cdot c_p \cong 19000 \cdot 280 \cdot 0.750 \cong 4 \times 10^6$$

$$Re \cong 19000 \cdot V \cdot c_r \cong 19000 \cdot 280 \cdot 1.500 \cong 8 \times 10^6$$

Onde o valor da velocidade entrou em quilômetros por hora e os valores das cordas em metros.

Considerando os dados disponíveis na literatura, adotou-se para a escolha dos perfis os seguintes valores de número de Reynolds¹:

$$Re_{ponta} = 3 \times 10^6$$

$$Re_{raiz} = 6 \times 10^6$$

A Tabela 4.14 apresenta boas alternativas de pares de perfis aplicáveis em aeronaves leves subsônicas ($Re \cong 6 \times 10^6$) adotando perfis diferentes para a raiz e para a ponta.

¹ Considerando que os dados experimentais de muitos perfis estão disponíveis somente para $Re \leq 3 \times 10^6$, o que impossibilitou a adoção de $Re = 4 \times 10^6$ para a escolha do perfil na ponta da asa, adotou-se os valores 3×10^6 e 6×10^6 no lugar de 4×10^6 e 8×10^6 , preservando-se a proporção entre Re_{raiz} e Re_{ponta} .

Tabela 4.14 - Perfilagens adequadas (perfil da raiz diferente do perfil da ponta) **$Re=6\times10^6$ e rugosidade polida**

Ano	Perfil	$C_{Lmáx}$	C_L/C_D $C_L=0.19$	Estol		Re	Rugosd.
				Tipo	Ângulo		
1940	65 ₂ -215 (raiz)	1.55	45	Suave	$\alpha_s = \frac{\pi}{12}$	6×10^6	Polida
1940	64 ₁ -212 (ponta)	1.55	45	Suave(-)	$\alpha_s = \frac{\pi}{10}$	6×10^6	Polida
1940	65 ₂ -215 (raiz)	1.55	45	Suave	$\alpha_s = \frac{\pi}{12}$	6×10^6	Polida
1940	65 ₂ -415 (ponta)	1.55	45	Suave	$\alpha_s = \frac{\pi}{12}$	6×10^6	Polida
1981	NLF(1)0125F (raiz)	1.72	$47(\delta - 10^\circ)$	Suave	$\alpha_s = 16^\circ$	6×10^6	Polida
1962	FX62-K-131 (ponta)	1.6*	44 ¹	Suave	$\alpha_s = \frac{\pi}{10}$	6×10^6	Polida

Note que, do ponto de vista da razão C_L/C_D para C_L de cruzeiro, o par *NLF(1)-0215F* para a raiz e *FX-62-K-131* para a ponta aparece como a melhor opção. Este mesmo par, com uma diferença de 2° em seus ângulos de estol (a ponta estolando por último), favorece grandemente as características de estol da aeronave.

A Tabela 4.15, por sua vez, contém outras sugestões, também para $Re=6\times10^6$, porém considerando rugosidade *standard*.

Tabela 4.15 - Perfilagens adequadas (perfil da raiz diferente do perfil da ponta) **$Re=6\times10^6$ e rugosidade *standard***

Ano	Perfil	$C_{Lmáx}$	C_L/C_D $C_L=0.19$	Estol		Re	Rugosd.	Obs
				Tipo	ângulo			

¹ Valores estimados

1940	65 ₂ -215	(raiz)	1.1	19	Suave	$\alpha_s = 16^\circ$	6×10^6	standard	Necessidade de torção geométrica
1940	64 ₁ -212	(ponta)	1.15	19.4	Suave	$\alpha_s = 14^\circ$	6×10^6	standard	
1940	65 ₂ -215	(raiz)	1.1	19	Suave	$\alpha_s = 16^\circ$	6×10^6	standard	
1975	64 ₁ -212 mod. B	(ponta)	1.5 ¹	21 ¹	Suave	$\alpha_s = 15^\circ *$	$6 \times 10^{6.1}$	standard	
1940	65 ₂ -215	(raiz)	1.1	19	Suave	$\alpha_s = 16^\circ$	6×10^6	standard	Sem necessidade de torção geométrica
1940	65 ₂ -415	(ponta)	1.25	19	Suave-	$\alpha_s = 15^\circ$	6×10^6	standard	
1975	64 ₁ -212 mod. B	(raiz)	1.5 ¹	21 ¹	Suave	$\alpha_s = 15^\circ *$	6×10^6	standard	
1940	65-410	(ponta)	1.25	21	Suave	$\alpha_s = 16^\circ *$	$6 \times 10^{6.1}$	standard	
1981	64 ₂ -215	(raiz)	1.2	19.6	Suave	$\alpha_s = 20^\circ$	6×10^6	standard	Sem necessidade de torção geométrica
1981	MS(1)-0313	(ponta)	1.7 ¹	21 ¹	Suave	$\alpha_s = 22^\circ$	$6 \times 10^{6.1}$	standard	

Note que, agora, do ponto de vista de C_L/C_D para C_L de cruzeiro, o par 64_1-212 modificado para a raiz e $65-410$ para a ponta aparece como a melhor opção, também oferecendo boas características de estol.

Já do ponto de vista estrutural, o par 64_2-215 para a raiz e $MS(1)-0313$ para a ponta, possuindo espessuras relativas maiores, é mais adequado, por permitir uma estrutura alar mais leve para mesma solicitação, oferecendo ainda um bom desempenho aerodinâmico e boas características de estol.

A Tabela 4.16 apresenta boas opções para o critério de um único perfil ao longo da envergadura, considerando rugosidade polida e $Re = 6 \times 10^6$.

Tabela 4.16 - Perfilagens adequadas (perfil da raiz igual ao perfil da ponta)

$$Re=6 \times 10^6 \text{ e rugosidade polida}$$

Perfil	C_L/C_D	$C_{L_{max}}$	Tipo de estol	t/c (%)	Ano
65-210	47	1.3	Abrupto $\alpha_s=14^\circ$	10	1940
65-410	47	1.5	Razoável $\alpha_s=16^\circ$	10	1940
65 ₁ -212	47	1.4	Razoável $\alpha_s=16^\circ$	12	1940
65 ₂ -215	45	1.53	suave $\alpha_s=20^\circ$	15	1940
65 ₂ -415	45	1.56	suave $\alpha_s=24^\circ$	15	1941
FX62-K-131	45	-	suave $\alpha_s=18^\circ$	13.1	1962
NLF(1)-0215F	47	1.5	suave $\alpha_s=16^\circ$	15	1981

Note que, para este caso, o perfil *NLF(1)-0215F* aparece como a melhor opção, tanto do ponto de vista de desempenho aerodinâmico como do ponto de vista estrutural.

Finalmente, a Tabela 4.17 apresenta algumas boas opções de perfilagem para um único perfil com rugosidade *standard* e $Re = 6 \times 10^6$.

Tabela 4.17 - Perfilagem adequada (perfil da raiz igual ao perfil da ponta)

$$Re=6 \times 10^6 \text{ rugosidade standard}$$

Perfil	C_L/C_D	$C_{L_{max}}$	Tipo de estol	t/c (%)	Ano
65 ₂ -215	19	1.1	Suave, $\alpha_s=16^\circ$	15	1940
64 ₁ -212 mod.B	21 ¹	1.5 ¹	Suave, $\alpha_s=15^\circ$	12	1975
GA(W)-2	21 ¹	1.7 ¹	Suave, $\alpha_s=22^\circ$	13	1981
MS(1)-0313	20 ¹	1.7 ¹	Suave, $\alpha_s=20^\circ$	13	1975

Neste caso, enquanto o perfil *GA(W)-2* aparece como melhor opção do ponto de vista de desempenho aerodinâmico, o perfil *65₂-215* aparece como melhor opção estrutural.

Vale a pena notar a queda significativa no desempenho aerodinâmico dos perfis com rugosidade *standard* (Tabela 4.15 e Tabela 4.17) em relação àqueles com

¹ Valores estimados

rugosidade polida (Tabela 4.14 e a Tabela 4.16). Assim, considerando-se que o tipo de construção adotado permite conseguir rugosidade polida, os perfis das asas do *Triathlon* serão escolhidos entre aqueles da Tabela 4.14 ou da Tabela 4.16.

Analizando as razões C_L/C_D das perfilagens da Tabela 4.14 e da Tabela 4.16, concluiu-se que, no caso de se optar por perfis diferentes na raiz e na ponta da asa, o par *NLF(1) 0125-F* para a raiz e *FX62-K-131* para a ponta é o mais adequado, enquanto, no caso de se optar por um único perfil ao longo de toda a envergadura, o perfil *NLF(1) 0125-F* é o mais adequado.

Assim, para o projeto *Triathlon* estas duas possibilidades serão analisadas mais detalhadamente, admitindo-se duas alternativas de acoplamento de flapes e ailerons para cada uma delas. A Tabela 4.18 sintetiza as quatro alternativas.

Tabela 4.18 – Resumo das possibilidades de perfilagem e geometria da asa

	Perfil da raiz	Perfil da ponta	Afilamento	Área alar	Acoplamento
Solução 1	<i>NLF(1) 0125-F</i>	<i>NLF(1) 0125-F</i>	0.618	8.66	<i>Tipo 1</i>
Solução 2	<i>NLF(1) 0125-F</i>	<i>FX62-K-131</i>	0.5	8.66	<i>Tipo 1</i>
Solução 3	<i>NLF(1) 0125-F</i>	<i>NLF(1) 0125-F</i>	0.618	8.66	<i>Tipo 2</i>
Solução 4	<i>NLF(1) 0125-F</i>	<i>FX62-K-131</i>	0.5	8.66	<i>Tipo 2</i>

Em relação ao item acoplamento, o *tipo 1* se refere à conjugação de flapes e ailerons de modo tal que tanto os ailerons quanto os flapes atuem para a variação de camber e para promover rolamento (Figura 4.15).

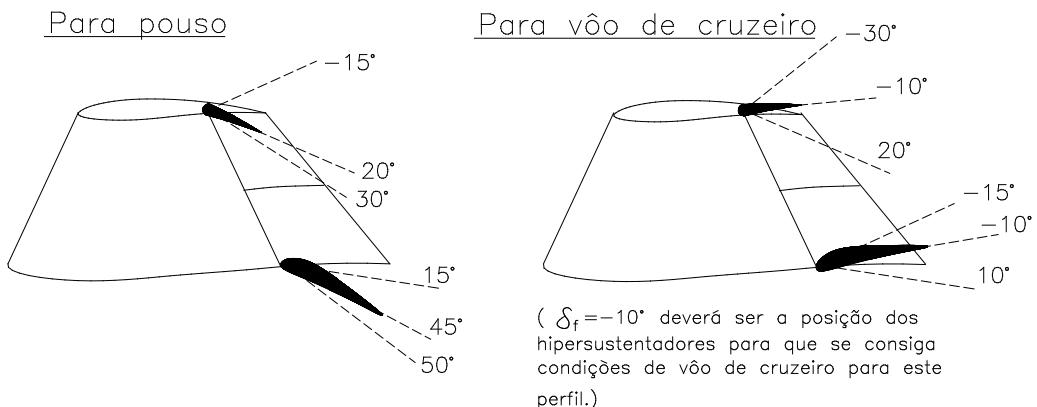


Figura 4.15 – Acoplamento de flaps e ailerons do tipo 1

O *tipo 2*, por sua vez, se refere ao acoplamento de ailerons com os flaps apenas na variação de camber, deixando o rolamento por conta exclusiva dos ailerons (Figura 4.16).

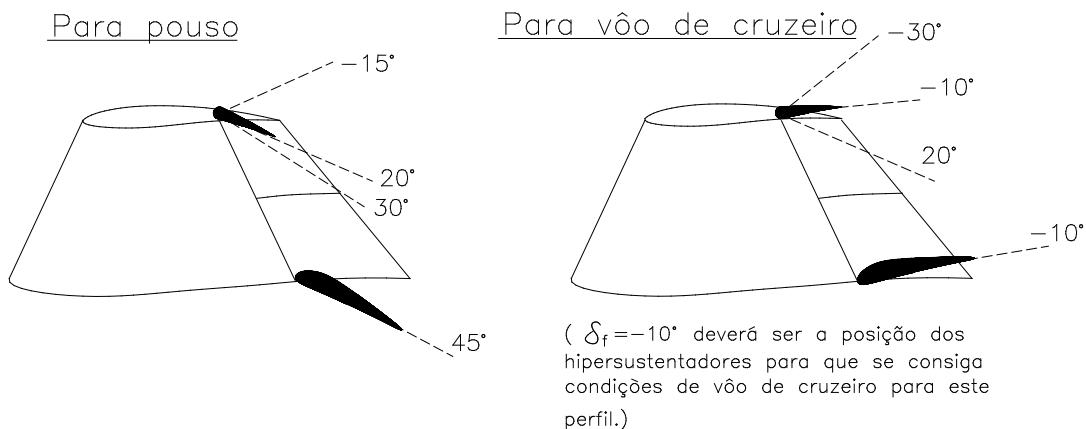


Figura 4.16 – Acoplamento de flaps e ailerons do tipo 2

Para todas as alternativas, a área alar foi ajustada para atender à velocidade de estol de 83km/h imposta pela norma. No presente caso, como todos os perfis, possuem, aproximadamente, o mesmo C_{Lmax} a área alar para as quatro opções manteve-se em torno de 8.66m^2 .

Visando conciliar facilidade construtiva e equilíbrio estético, optou-se pela solução 4. De fato, o acoplamento *tipo 2* é construtivamente mais simples de se fabricar e o afilamento $\lambda=0.5$, na visão do autor, apresentou uma geometria esteticamente mais adequada.

Detalhes da análise das quatro alternativas da Tabela 4.18 podem ser vistos no *Projeto CB.10 Triathlon* (Barros, 1999).

Considerando-se o valor corrigido da área da asa ($S = 8.66 \text{ m}^2$), o alongamento $A=6.4$ e o afilamento $\lambda = 0.5$, tem-se para a envergadura da asa (b), corda média geométrica (\bar{c}), corda na raiz (c_r) e corda na ponta (c_t), respectivamente, os seguintes valores corrigidos:

$$b = \sqrt{A \cdot S} = \sqrt{6.4 \cdot 8.661 \text{ m}^2} = 7.45 \text{ m}$$

$$\bar{c} = 1.163 \text{ m}$$

$$c_r = 1.550 \text{ m}$$

$$c_t = 0.775 \text{ m}$$

Para as empenagens vertical e horizontal obtem-se:

$$Re_{EH} \cong 19000 \cdot V \cdot \bar{c}_{EH} \cong 19000 \cdot 280 \cdot 0.750 \cong 4 \times 10^6$$

$$Re_{EV} \cong 19000 \cdot V \cdot \bar{c}_{EV} \cong 19000 \cdot 280 \cdot 0.950 \cong 5 \times 10^6$$

Para efeito de utilização dos dados experimentais estes valores foram aproximados para:

$$Re_{EH} \approx 3 \times 10^6$$

$$Re_{EV} \approx 6 \times 10^6$$

Após análise de vários perfis disponíveis em Abbott e Doenhoff (1963), optou-se pelo perfil

$$NACA 64_1-012,$$

tanto para a empenagem horizontal quanto para a empenagem vertical. Este perfil apresenta baixo arrasto ($C_{D0} = 0.0045$), alto valor de C_{Lmax} (1.4) e, entre os perfis analisados, a maior espessura relativa (12%). Deste modo, ter-se-á empenagens com baixo arrasto, aerodinamicamente eficientes e, ao mesmo tempo, robustas.

4.4.7 PASSEIO DO CENTRO DE GRAVIDADE

Para a análise do passeio do centro de gravidade do *Triathlon* analisou-se quatro condições de carregamento, quais sejam: *Condição 1*: Tanques vazio, piloto e passageiro pesados e bagagem; *Condição 2*: Tanques cheio e piloto leve; *Condição 3*: Tanque cheio, piloto e passageiro pesados e bagagem e *Condição 4*: Tanque vazio e piloto leve.

Cada uma destas quatro condições foi combinada com as três opções de motor (*Rotax 914*, *NSI-81-120-TBI* e *Lycoming O-235-LA*), levando a doze possibilidades de carregamento, conforme mostra a Tabela 4.19.

Tabela 4.19 – Resumo do passeio do centro de gravidade

	<i>Condição 1</i>	<i>Condição 2</i>	<i>Condição 3</i>	<i>Condição 4</i>
<i>Rotax 914</i>	28.38	29.01	39.83	40.56
<i>Lycoming O-235</i>	22.19	23.76	34.88	35.06
<i>NSI-81-120-TBI</i>	21.84	23.24	34.96	35.14

Comparando-se os valores da Tabela 4.19 com as recomendações relativas ao passeio do centro de gravidade apresentadas no Capítulo 3, observa-se que o passeio encontrado para o centro de gravidade do *Triathlon* está inadequado, devendo ser deslocado para frente. Cálculos detalhados de estabilidade e controle foram realizados para verificar de forma mais segura a adequação destes valores. Feitos os cálculos chegou-se a conclusão de que estes valores são de fato inadequados.

Assim, optou-se por alongar-se o nariz da aeronave em 130mm, resultando em nova estimativa para o passeio do centro de gravidade, conforme apresenta a Tabela 4.20.

Tabela 4.20 – Resumo do passeio do centro de gravidade para fuselagem alongada

	<i>Condição 1</i>	<i>Condição 2</i>	<i>Condição 3</i>	<i>Condição 4</i>
<i>Rotax 914</i>	25.18	26.20	38.36	38.92
<i>Lycoming O-235</i>	22.19	23.60	35.64	36.03
<i>NSI-81-120-TBI</i>	21.95	25.98	35.88	36.18

Com os valores da Tabela 4.20, os limites dianteiro e traseiro do centro de gravidade do *Triathlon* passaram a ser de, aproximadamente, 22% e 39% da corda média aerodinâmica, respectivamente.

Desta vez os valores estão mais próximo das recomendações apresentadas no Capítulo 3. Feitos os cálculos de estabilidade e controle para uma averiguação mais segura, concluiu-se serem estes limites adequados – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Diante do alongamento do nariz do *Triathlon*, o comprimento total da fuselagem foi ajustado para

$$l_f = 6.27m$$

4.4.8 ALINHAMENTO DO MOTOR

Seguindo as orientações do Capítulo 3, para o *Triathlon*, adotou-se os seguintes ângulos para o alinhamento do motor:

$$\text{Ângulo de } \textit{down-thrust} = 2^\circ$$

$$\text{Ângulo de } \textit{side-thrust} = 2^\circ$$

Durante os ensaios em vôo, a conveniência destes valores deverá ser confirmada.

4.4.9 MODELO EM ESCALA NATURAL DA CABINE

A Figura 4.17 apresenta uma fotografia do *mock-up* da cabine do *Triathlon* em fase de construção.

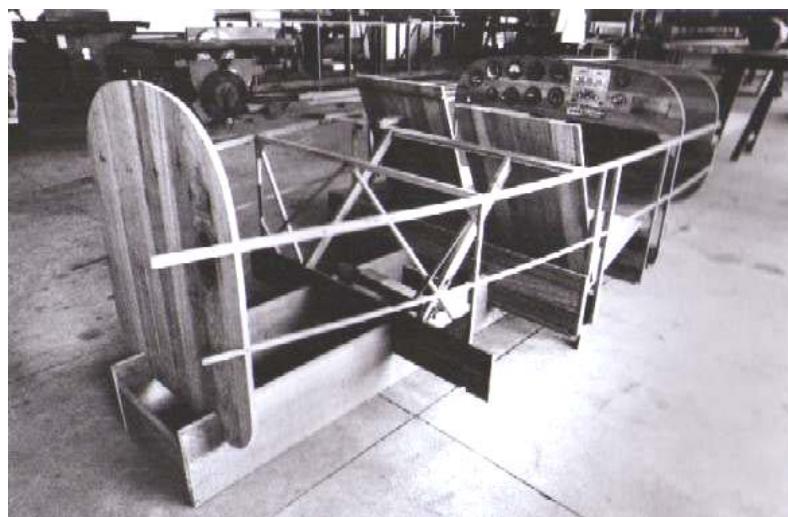


Figura 4.17 - Mock-up da cabine

Note a presença dos bancos em madeira, apenas para representar geometricamente os bancos reais. Para estudo do *layout* do painel, no *mock-up* foram coladas fotografias de instrumentos reais.

4.4.10 MODELAGEM DA FUSELAGEM

Seguindo a metodologia descrita no capítulo anterior, recortou-se uma lâmina de contraplacado com espessura de 1mm com o contorno lateral da fuselagem na escala 1:10, conforme mostra a Figura 4.18.

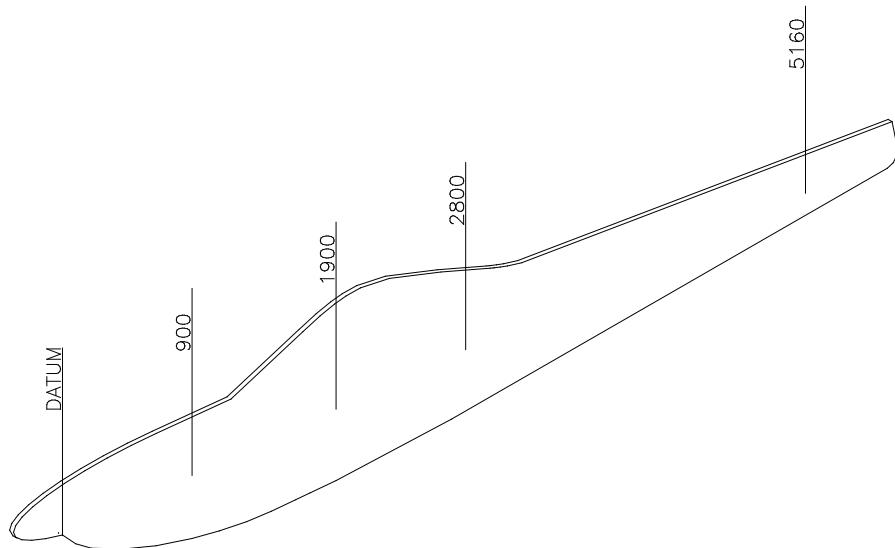


Figura 4.18 - Septo com o contorno da vista lateral da fuselagem

Note que, na Figura 4.18 aparecem indicadas as estações escolhidas para o traçado da fuselagem.

O gabarito (fêmea) para a vista em planta da fuselagem foi construído também em lâmina de contraplacado de 1mm, a partir da vista em planta, também na escala 1:10, conforme mostra a Figura 4.19.

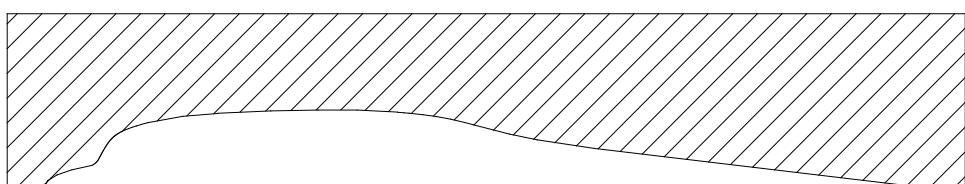


Figura 4.19 - Gabarito com metade da vista em planta da fuselagem

Considerando-se as conveniências aerodinâmicas e os espaços internos necessários, foram elaborados os gabaritos (fêmea) para as seções transversais da fuselagem nas estações escolhidas, conforme mostra a Figura 4.20.

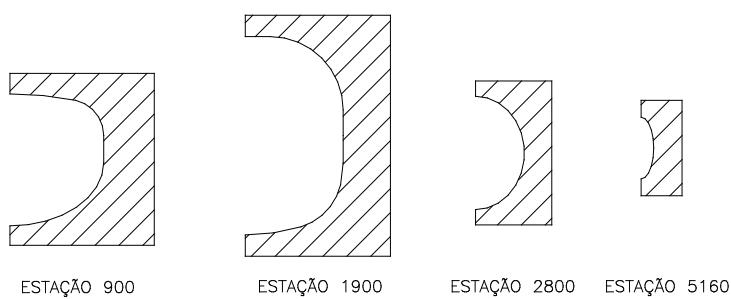


Figura 4.20 – Gabaritos para as seções transversais

A partir dos gabaritos e utilizando o processo descrito no capítulo anterior, obteve-se o modelo da fuselagem, conforme ilustra a Figura 4.21.

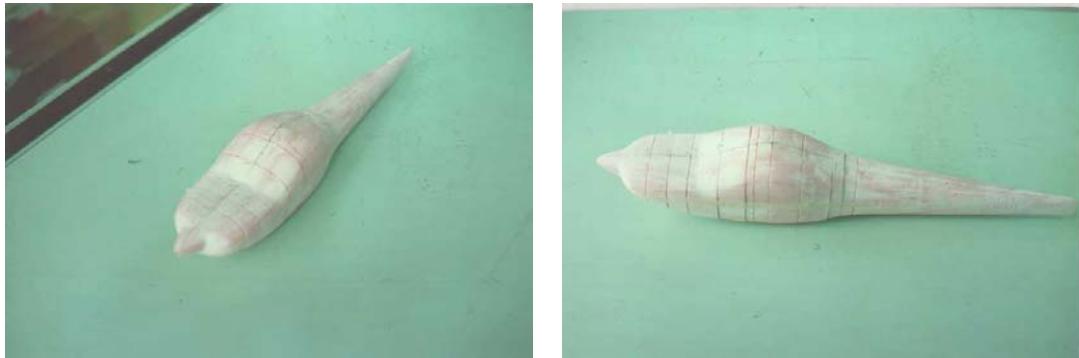


Figura 4.21 - Modelo da fuselagem

Após o fatiamento do modelo da fuselagem, obteve-se, em computador, o desenho tridimensional mostrado na Figura 4.22.

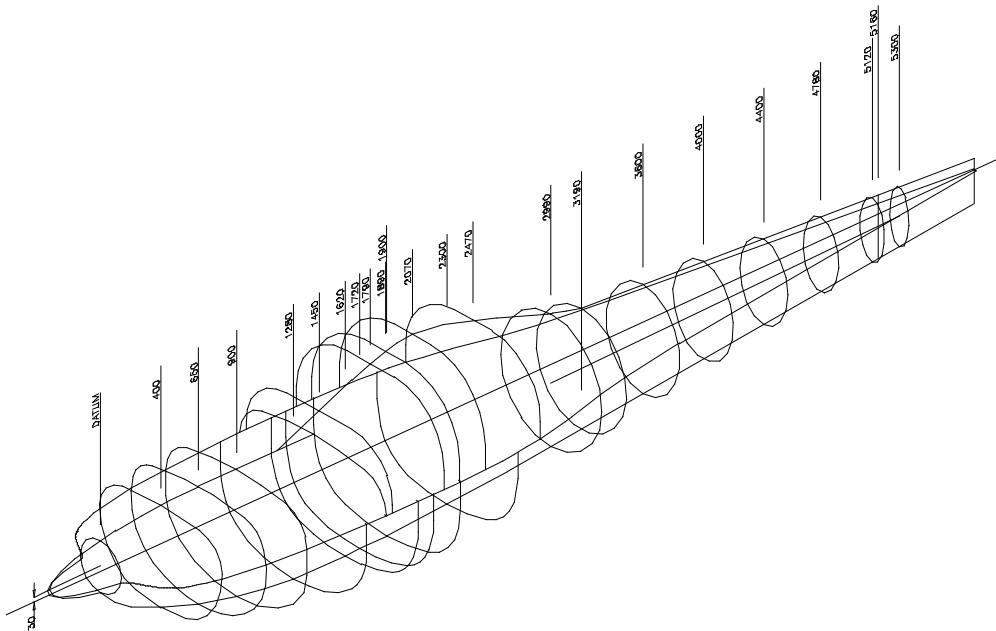


Figura 4.22 - Modelo tridimensional da fuselagem

Através do processo de *lofting*, segundo os planos de corte de 0° (horizontal), 22.5° , 45° , 67.5° e 90° (vertical), obteve-se os cortes indicados na Figura 4.23

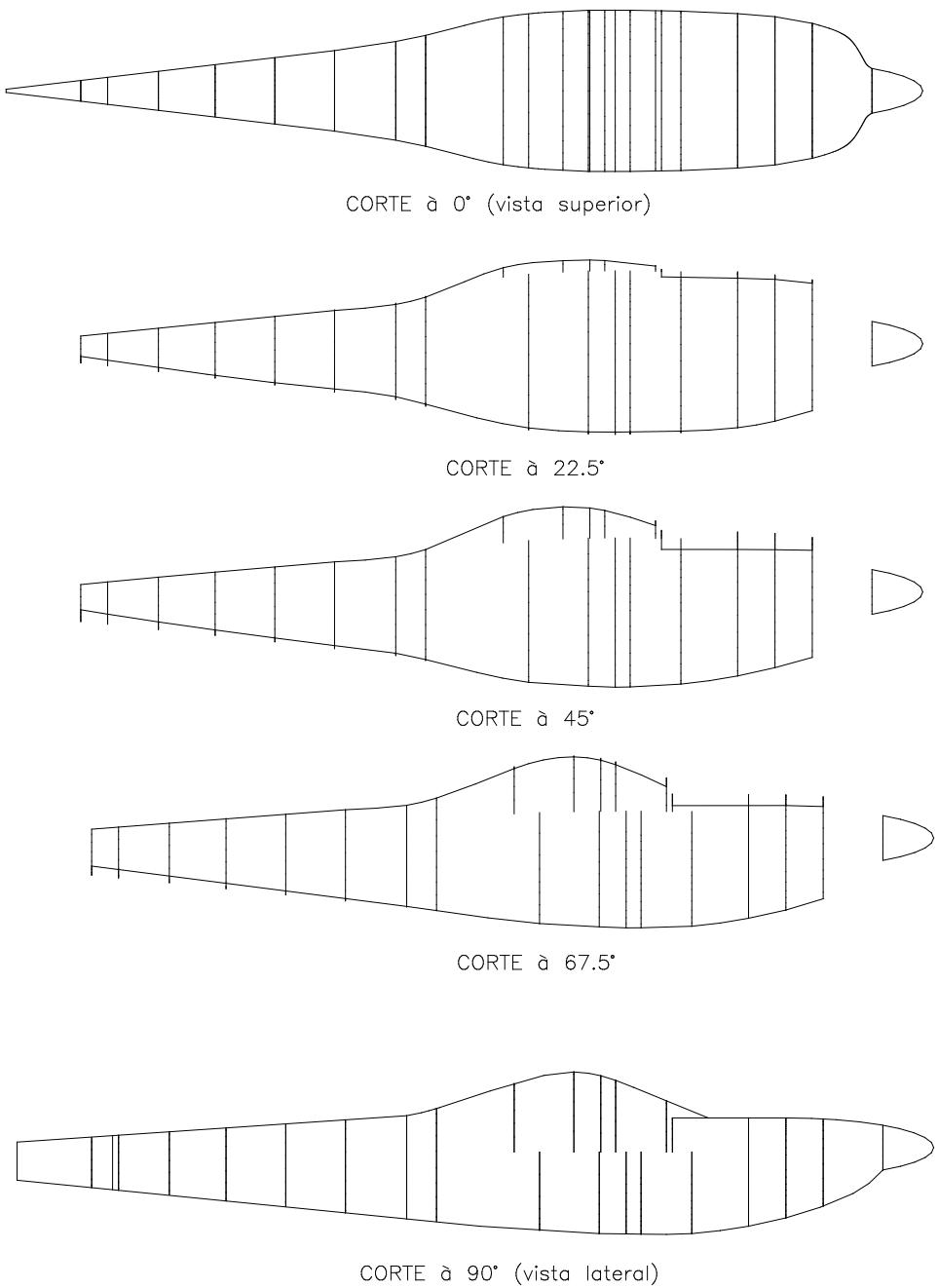


Figura 4.23 - Cortes longitudinais da fuselagem

Em seguida, elaborou-se os cortes em escalas diferentes para detecção de reentrâncias ou protuberâncias e suavização das mesmas – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999). A Figura 4.24 mostra os cortes em escalas diferentes já suavizados.

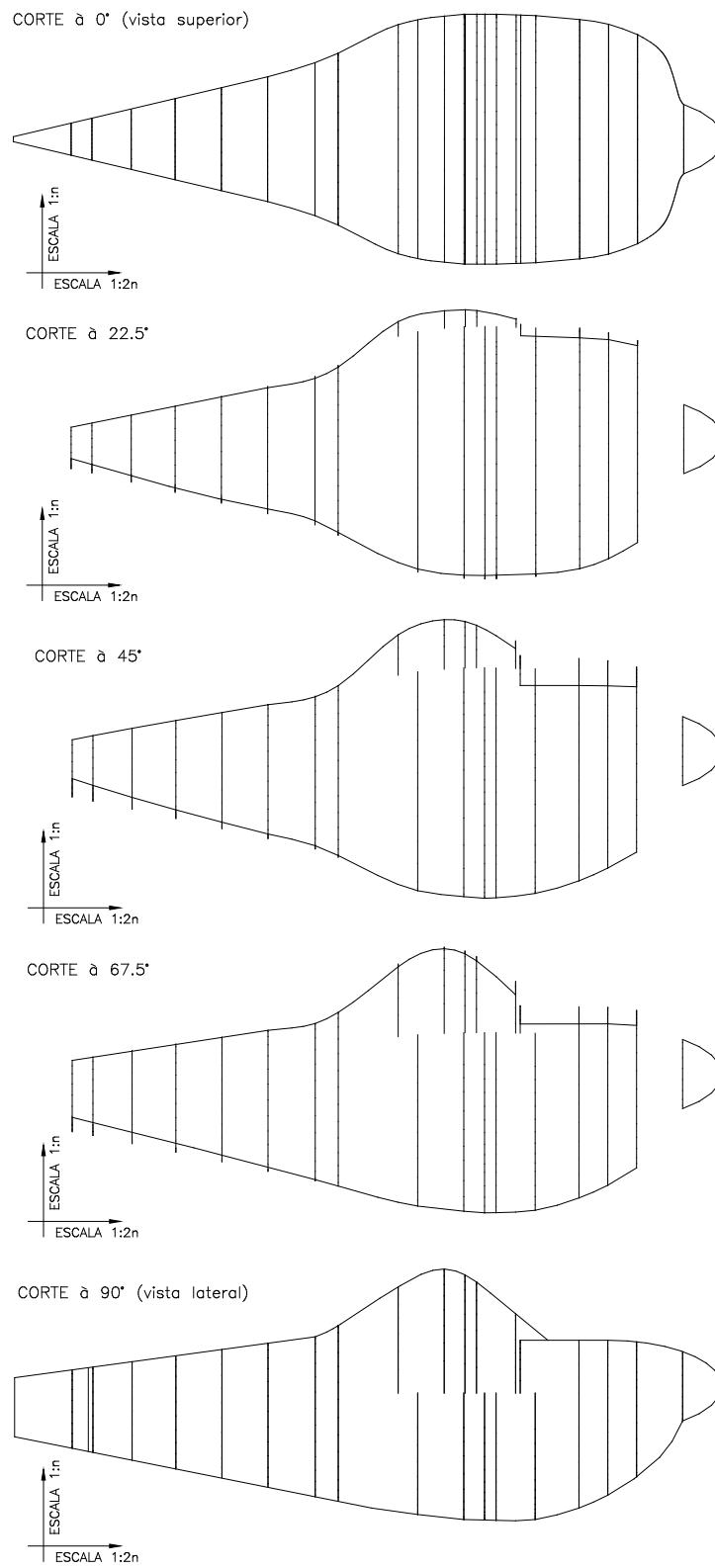


Figura 4.24 - Cortes longitudinais da fuselagem em escalas diferentes

Conforme comentado no capítulo anterior, os cortes suavizados (em escalas iguais) serão utilizados para o desenho definitivo das cavernas da fuselagem – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

4.4.11 RETRABALHO DA CONFIGURAÇÃO EXTERNA

Elaboração das Três Vistas

Com os novos valores das dimensões geométricas básicas, as razões geométricas da Tabela 4.12 e o modelamento da fuselagem, redesenhou-se a aeronave *Triathlon*, chegando-se às Três Vistas mostradas na Figura 4.25, que incluem algumas modificações comentadas a seguir.

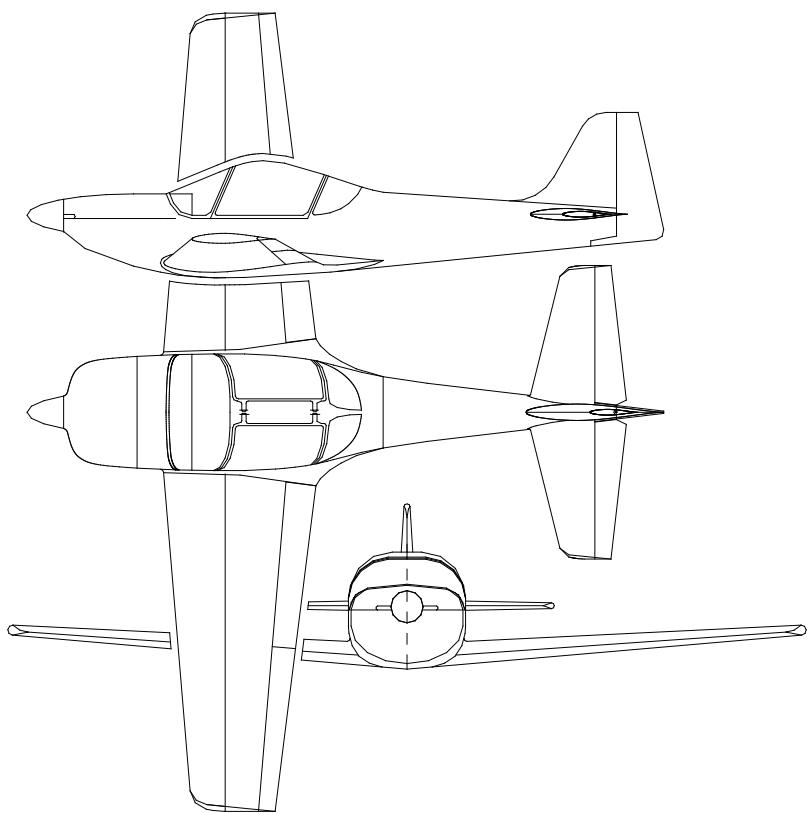


Figura 4.25 – Três Vistas da aeronave *Triathlon*

Eliminação dos horns

Nota-se no esboço da Figura 4.13 a presença de pequenos *horns* nas pontas das asas e das empennagens, visando instalação de contrapesos para evitar a ocorrência de *flutter*. Sabe-se que este tipo de solução, para aeronaves leves, não é vantajoso do ponto de vista aerodinâmico.

Após pesquisa realizada pelo autor sobre projetos modernos de aeronaves, identificou-se a possibilidade de adotar alternativas mais interessantes. Assim, prevendo-se a colocação de vários contrapesos internamente, próximo às articulações do

profundor e dos ailerons, pôde-se suprimir os *horns* do profundor e dos ailerons, conforme apresenta a Figura 4.25.

Para o leme de direção, esta solução mostrou-se inviável, em virtude do pouco espaço interno disponível, comparado com o contrapeso necessário. Assim, de forma diferente, adotou-se um *horn* com contrapeso na parte inferior do leme, conforme mostra a Figura 4.25. Esta solução, observada no planador ASW-22, tem a vantagem de posicionar o contrapeso em local estruturalmente mais resistente.

Alteração da posição do canopy

Após exames e discussões com membros da equipe de projeto do Centro de Estudos Aeronáuticos, observou-se a possibilidade de alterar-se a posição do *canopy*, deslocando-o um pouco para trás (Figura 4.26).

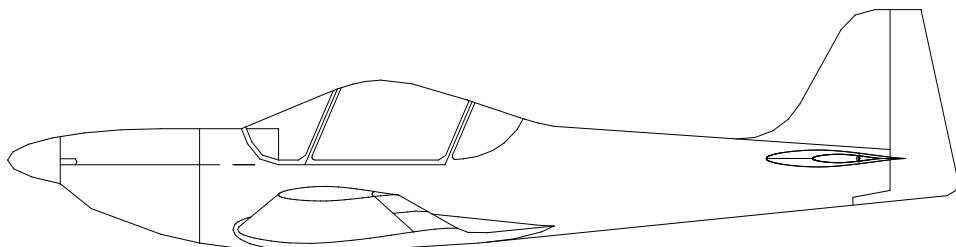


Figura 4.26 – Modificação na posição do canopy

Esta modificação implica nas seguintes vantagens: i) melhor ergonomia da cabine, provendo maior espaço para a cabeça dos tripulantes mais altos; ii) redução do arrasto de interferência asa-fuselagem (vide Capítulo 3) e iii) vista lateral, do ponto de vista do autor, esteticamente melhor¹.

¹ A modificação na posição do canopy foi realizada graficamente, em computador, posteriormente ao processo de *lofting*.

4.5 PROJETO DETALHADO

Concluído o *Anteprojeto* do *Triathlon*, iniciou-se o seu *Projeto Detalhado*, conforme descrito no Capítulo 3.

Aqui serão apresentados apenas os resultados de uma forma sintética. Detalhes dos desenvolvimentos completos estão disponíveis no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I e II* (Barros, 1999).

4.5.1 CÁLCULOS AERODINÂMICOS DE DESEMPENHO

4.5.1.1 POLAR DE ARRASTO

O levantamento da polar de arrasto do *Triathlon* foi feito de acordo com Pullin (1976), utilizando dados de Hoerner (1965), Abbott e Doenhoff (1963), Sommers (1981) e Weise (1972). Os resultados obtidos estão mostrados na Figura 4.27.

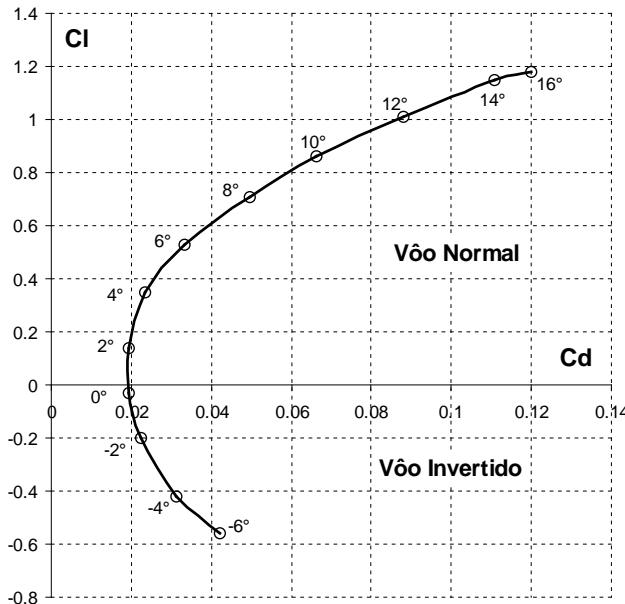


Figura 4.27 – Polar de arrasto do *Triathlon*

A determinação detalhada da curva apresentada na Figura 4.27 encontra-se no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Com os dados da polar de arrasto foram obtidas também, as polares de velocidades para vôo normal e vôo invertido, conforme mostram a Figura 4.28 e a Figura 4.29.

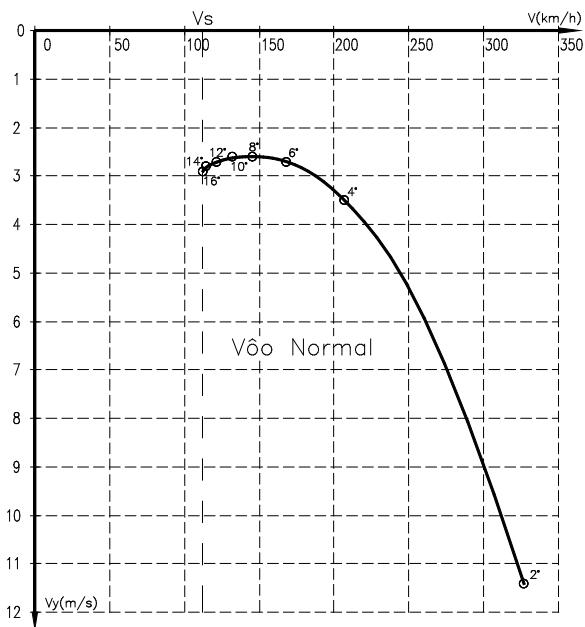


Figura 4.28 – Polar de velocidades do *Triathlon* para vôo normal

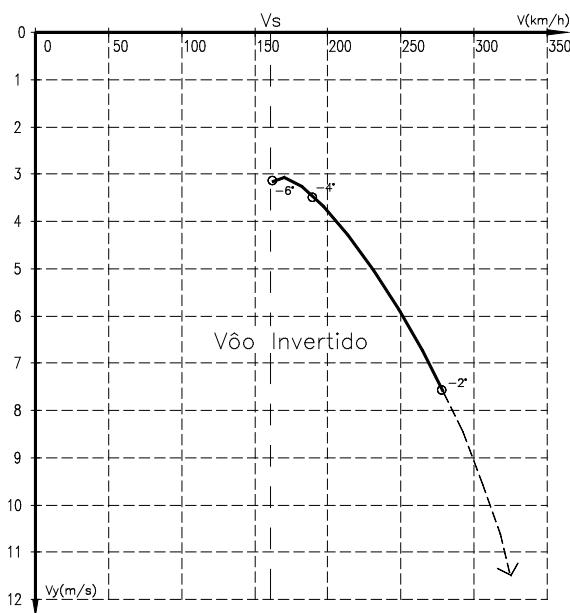


Figura 4.29 – Polar de velocidades do *Triathlon* para vôo invertido

4.5.1.2 CURVAS DE POTÊNCIA REQUERIDA E DISPONÍVEL

Com base nos dados do motor *NSI-81-120-TBI*, nos dados de hélice (*NACA TR640*) e na polar de arrasto, obteve-se as curvas de potência requerida e disponível para a aeronave *Triathlon* – Projeto CB.10 *Triathlon* – Parte I, (Barros, 1999). A Figura 4.30 e a Figura 4.31 apresentam, respectivamente, os resultados obtidos para as versões utilitário e acrobático do *Triathlon*.

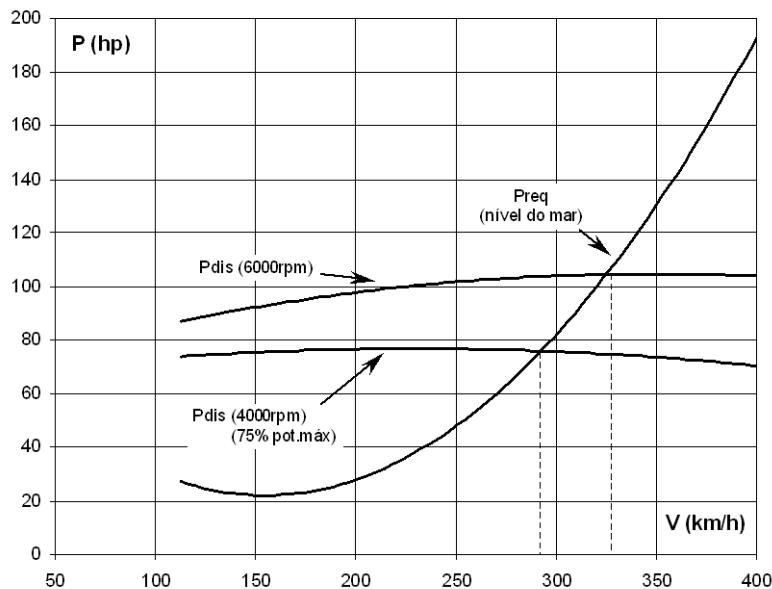


Figura 4.30 – Curvas de potência disponível e requerida para a versão *utilitário* para nível do mar e $W=610\text{kgf}$

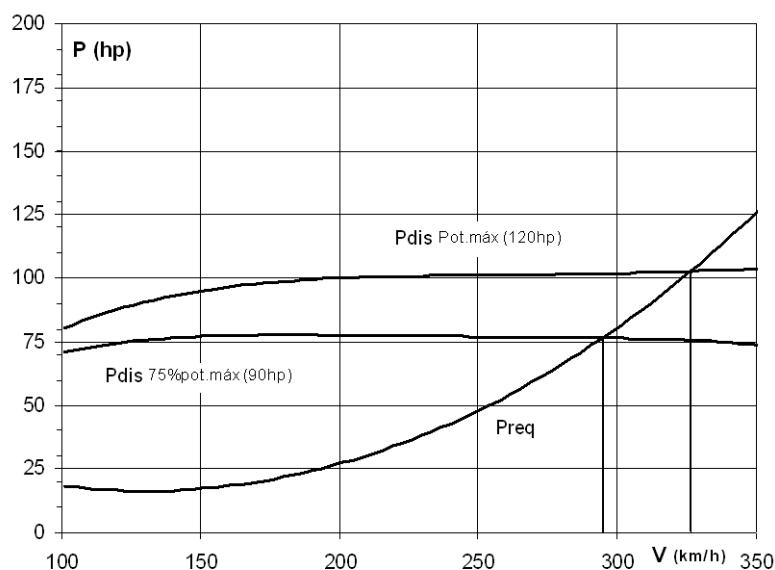


Figura 4.31 – Curvas de potência disponível e requerida para a versão *acrobático* para nível do mar e $W=485.2\text{kgf}$

4.5.1.3 CURVAS DE RAZÃO DE SUBIDA

A partir das curvas de potência, levantou-se as curvas que relacionam a razão de subida com a velocidade da aeronave *Triathlon*, para a versão *utilitário* (Figura 4.32) e para a versão *acrobático* (Figura 4.33)

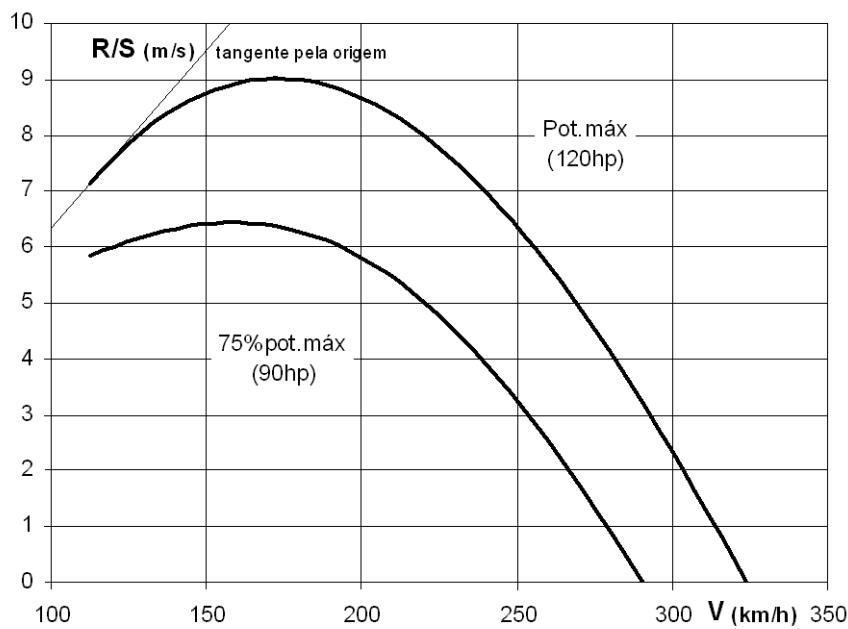


Figura 4.32 – Curvas de razão de subida para a versão utilitário

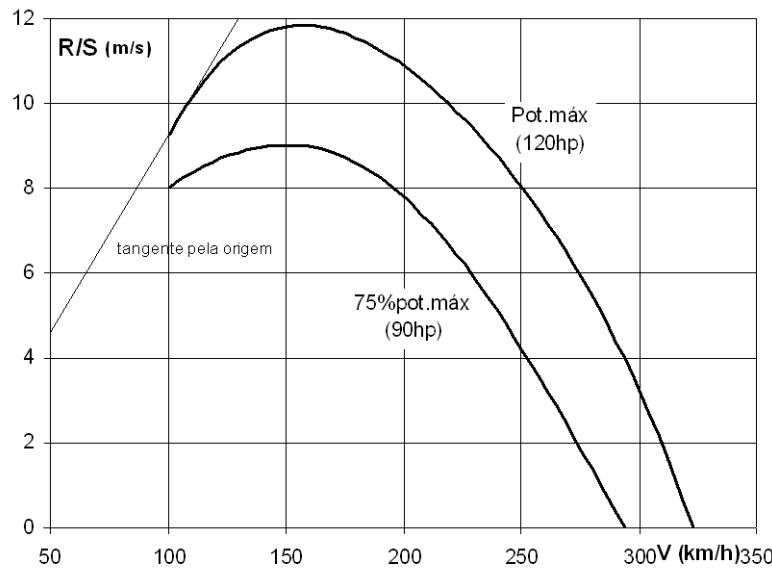


Figura 4.33 – Curvas de razão de subida para a versão acrobático

4.5.1.4 CURVAS DE AUTONOMIA E DE ALCANCE

As curvas de autonomia e de alcance obtidas para o *Triathlon* na versão utilitário está apresentada na Figura 4.34– Projeto CB.10 *Triathlon – Parte I*, (Barros, 1999).

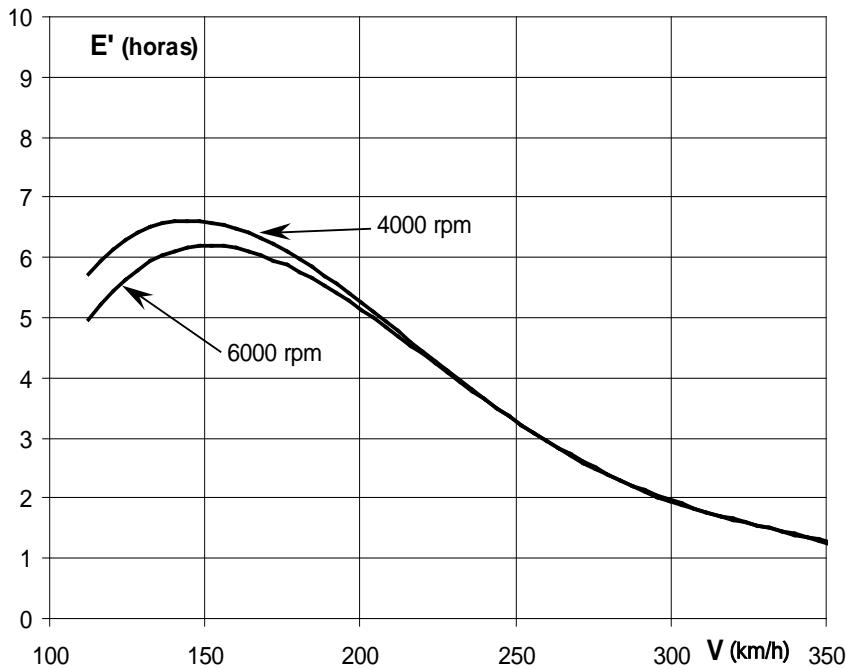


Figura 4.34 – Curvas de autonomia para a versão utilitário

Naturalmente, não faz sentido o levantamento de tais curvas para a versão *acrobático*.

4.5.1.5 PRINCIPAIS PARÂMETROS DE DESEMPENHO

A Tabela 4.21 e a Tabela 4.22, respectivamente, sintetizam os principais parâmetros de desempenho obtidos para as versões *utilitário* e *acrobático* do *Triathlon*.

Tabela 4.21 – Principais parâmetros de desempenho para a versão utilitário

Velocidade máxima nivelada (plena potência)	<i>324 km /h</i>	<i>(203 mph)</i>
Velocidade de cruzeiro (75%)	<i>290 km/h</i>	<i>(181 mph)</i>
Máxima razão de subida (plena potência)	<i>9 m/s</i>	<i>(1800 fpm)</i>
Velocidade de máxima razão de subida (plena pot.)	<i>168 km/h</i>	<i>(105 mph)</i>
Ângulo de subida correspondente		<i>11.1°</i>
Máximo ângulo de subida (plena pot.)		<i>13.4°</i>
Velocidade de máximo ângulo de subida	<i>114 km/h</i>	<i>(71 mph)</i>
Autonomia máxima a 4000 rpm		<i>6.4 horas</i>
Velocidade de autonima máxima a 4000 rpm	<i>145 km/h</i>	<i>(91 mph)</i>
Autonomia em vôo de cruzeiro		<i>2.2 horas</i>
Alcance máximo a 4000 rpm		<i>1050 km</i>
Velocidade de alcance máximo a 4000 rpm	<i>168 km/h</i>	<i>(105mph)</i>
Alcance em vôo de cruzeiro (290 km/h , 4000 rpm)		<i>600 km</i>
CAFE Challenge		<i>274</i>
CAFE Triaviathon		<i>173</i>

Tabela 4.22 – Principais parâmetros de desempenho para a versão acrobático

Máxima razão de subida a plena potência	12m/s	(2400 fpm)
Velocidade de máxima razão de subida	152km/h	(95 mph)
Ângulo de subida correspondente	16°	
Máxima razão de subida (75%)	9.1m/s	(1820 fpm)
Velocidade de máxima razão de subida (75%)	152km/h	(95mph)
Velocidade de máximo ângulo de subida	109km/h	(68mph)
Máximo ângulo de subida	18°	
<i>CAFE Triaviathon</i>	762	

Note que, enquanto na Tabela 4.21 aparece o índice *CAFE Challenge e o Triaviathon*, e na Tabela 4.22 aparece o índice *CAFE Triaviathon*, apropriados para as respectivas versões.

4.5.2 CÁLCULOS DE ESTABILIDADE E CONTROLE

Estabilidade e Controle Longitudinais

Seguindo o roteiro apresentado em Pullin (1976), para o *Triathlon*, chegou-se aos pontos neutros e de manobra indicados na Tabela 4.23 – vide detalhes em *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Tabela 4.23 – Pontos neutros e de manobra

Configuração	Ponto neutro manche fixo	Ponto neutro manche livre	Ponto de manobra manche fixo	Ponto de manobra manche livre
CG a 21.95%	0.51	0.39	0.61	0.45
CG a 38.92%	0.51	0.39	0.59	0.44

A Tabela 4.24 apresenta os valores da deflexão do profundor para a velocidade de cruzeiro, o valor mais negativo e o mais positivo, todos para vôo nivelado.

Tabela 4.24 – Deflexões do profundor

Condição de vôo	Velocidade	Posição do CG	Deflexão do flape	Deflexão do profundor
Normal	324 km/h	0.2195	-10°	-3.0°
	290 km/h	0.2195	-10°	-4.4°
	95 km/h	0.2195	45°	30°
Invertido	247 km/h	0.2195	-10°	4.9°
	290 km/h	0.2195	-10°	4.5°

Note que na tabela aparecem os valores das velocidades, da posição do centro de gravidade, da deflexão do flape e do ângulo de ataque correspondente da empenagem. A deflexão mais negativa do profundo ocorre para a velocidade máxima, com o centro de gravidade em sua posição mais dianteira, enquanto a deflexão mais positiva ocorre para a velocidade de pouso, também com o centro de gravidade no limite dianteiro. No caso da velocidade de pouso, o efeito solo está considerado, o que fez aumentar a deflexão do profundo (a deflexão, para a mesma velocidade, longe do solo, seria menor).

Os limites obtidos para as deflexões de profundor estão dentro dos limites aerodinâmicos aceitáveis (-30° e $+30^\circ$).

O valor mais negativo para a força no manche, o qual ocorre na velocidade máxima, o valor para vôo de cruzeiro e o valor mais positivo, o qual ocorre na velocidade de pouso, estão apresentados na Tabela 4.25.

Tabela 4.25 – Forças no manche

Condição de vôo	Velocidade	Posição do CG	Deflexão do flape	Forças no manche
Normal	324 km/h	0.2195	-10°	-0.5 kgf
	290 km/h	0.2195	-10°	~ 0 kgf
	95 km/h	0.2195	45°	1.53 kgf
Invertido	247 km/h	0.2195	-10°	0.47 kgf
	290 km/h	0.2195	-10°	~ 0 kgf

Note que os valores da posição do centro de gravidade, da deflexão do flape e do ângulo de ataque correspondente da empenagem, estão indicados na tabela. No caso da força mais positiva, obtida para velocidade de pouso, o efeito solo está considerado. Para a mesma velocidade, fora do efeito solo, o valor da força seria menor.

Os limites de força no manche obtidos estão dentro dos limites estabelecidos pela norma *JAR-VLA* ($\pm 2\text{kgf}$ para esforço prolongado).

Os valores de deflexão do profundo e da força no manche durante as manobras serão avaliados após o levantamento do diagrama *V-n*, quando os acréscimos necessários para realizar manobras longitudinais serão introduzidos.

A Figura 4.35 mostra, esquematicamente, o passeio permitido para o centro de gravidade do ponto de vista da estabilidade e controle.

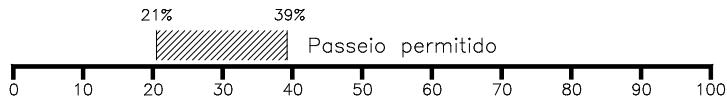


Figura 4.35 – Passeio permitido do centro de gravidade

Note que o ponto neutro manche livre está à frente do ponto neutro manche fixo e dos pontos de manobra. Assim, o limite traseiro do centro de gravidade não deve ultrapassar o ponto neutro manche livre. Por outro lado para a posição mais dianteira do centro de gravidade (21.8%), durante o pouso, ocorre a máxima deflexão permitida para o profundo (30°). Assim, se o centro de gravidade estiver à frente de 21.8% ocorrerão deflexões do profundo proibitivas durante o pouso. Por isso, 21.8% está sendo tomado como o limite dianteiro teórico do centro de gravidade.

A Figura 4.36 apresenta uma superposição do passeio permitido do centro de gravidade com o passeio estimado no item peso e centragem.

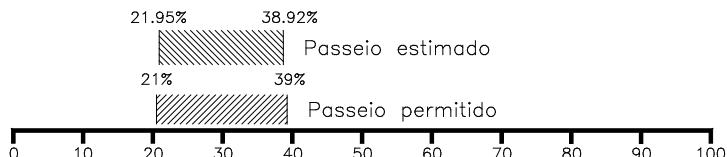


Figura 4.36 – Passeio permitido e passeio estimado do centro de gravidade

Nota-se que o passeio estimado do centro de gravidade está contido no passeio permitido, dispensando retificações no projeto.

Caso algum dos limites do passeio estimado do centro de gravidade, seja o dianteiro, seja o traseiro, estivesse fora do passeio permitido, seria necessário modificar o projeto, ou realocando componentes, ou redimensionando a empenagem horizontal.

Estabilidade e Controle Direcionais

Nos cálculos de estabilidade e controle direcionais do *Triathlon* foram obtidos os gráficos de força no pedal para manter glissada e de força no pedal para enfrentar vento de través (90° com a pista), mostrados na Figura 4.37 e na Figura 4.38, respectivamente.

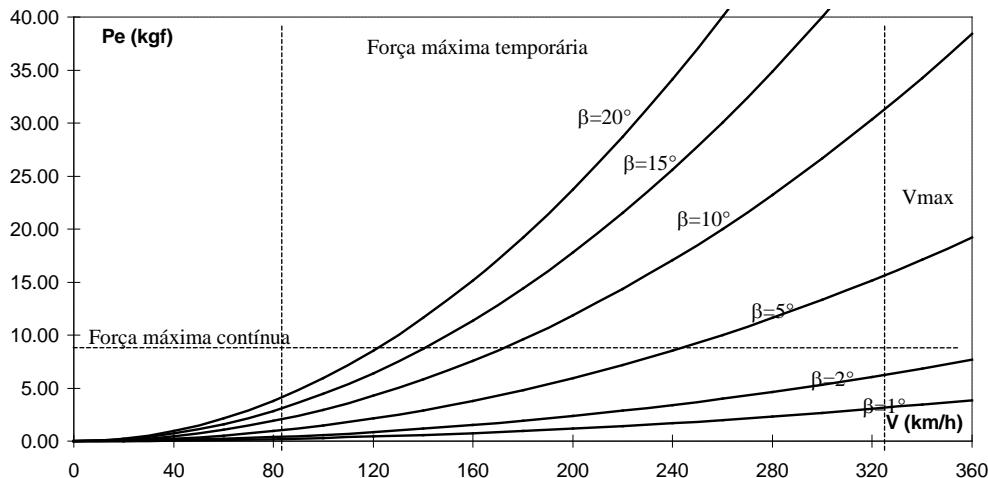


Figura 4.37 – Força no pedal para glissar

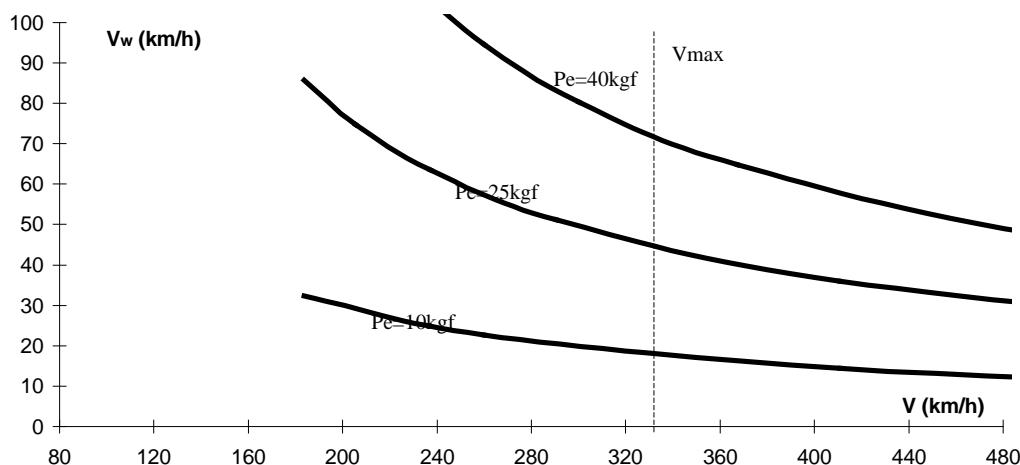


Figura 4.38 – Força no pedal para enfrentar vento de través

Note que os limites de força máxima contínua (10kg) e de força máxima temporária (40kg) estabelecidos pela norma *JAR-VLA* aparecem indicados nos gráficos da Figura 4.37 e da Figura 4.38.

Note que (Figura 4.37), para altas velocidades, o limite de força prolongada (10kg) é respeitado para ângulos de derrapagem de até 5° , enquanto para baixas

velocidades, mesmo para ângulos de derrapagem muito altos ($>20^\circ$), a força nos pedais está muito aquém do limite de força temporária (40kgf) – na verdade não ultrapassou nem mesmo o limite de força prolongada.

Pela Figura 4.38, pode-se inferir que o *Triathlon* será controlável no pouso (96km/h), sob vento de través¹, com força no pedal muito abaixo de 10kgf.

Verificação da recuperação em parafuso

Calculado o valor de *TDPF* e levado no gráfico apresentado por Raymer (1989), concluiu-se que o *Triathlon* apresentará condições plenas de recuperação em parafuso – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Verificação do controle de rolamento

A Tabela 4.26 apresenta valores da velocidade de rolamento de algumas aeronaves de instrução básica (*Cessna 152*, *Tailwind W10*, *RV-6*), de instrução avançada (*Glasair III*, *Tucano*) e de acrobacia (*One Design*), além da velocidade de rolamento calculada para o *Triathlon*, seguindo a orientação do Capítulo 3.

Tabela 4.26 – Razões de rolamento

Aeronave	Razão de rolamento
Cessna 152	47°/sec
Tailwind	47°/sec
RV-6	80°/sec
Glasair III (23')	100°/sec
T-27 Tucano	180°/sec
One Design	360°/sec
CB-10 Triathlon	151°/sec

¹ O JAR-VLA no seu item 233, impõe que a aeronave seja controlável no pouso para ventos de través (90° com a pista) com velocidade de até 10 nós (18.5 km/h).

Note que o desempenho previsto para o *Triathlon* em rolamento é satisfatório, sendo sua velocidade de rolamento superior às das aeronaves de instrução básica, e compatível com às das aeronaves de instrução avançada.

4.5.3 CÁLCULOS DE CARGAS

Fatores de carga limites

O *Triathlon*, na categoria *utilitário*, terá que ser capaz de operar, por exigência da norma *JAR-VLA*, com os seguintes limites de fator de carga:

$$\diamond \quad n_{max} \geq 3.8$$

$$\diamond \quad n_{min} \leq -1.5$$

Por outro lado, para operar na categoria *acrobático*, o *Triathlon* terá que atender aos seguintes limites de fator de carga:

$$\diamond \quad n_{max} \geq 6.0$$

$$\diamond \quad n_{min} \leq -3.0$$

É possível demonstrar – conforme *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999) – que a estrutura do *Triathlon*, sendo projetada para suportar, na categoria *utilitário*, fatores de carga

$$n_{max}=3.8, n_{min}=-1.5$$

na categoria *acrobático*, devido à redução de peso, passaria a suportar os limites

$$n_{max}=4.8, n_{min}=-2.39$$

os quais são insuficientes para vôo acrobático.

De fato – conforme *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999) – para a estrutura do *Triathlon* suportar, na categoria *acrobático*, fatores de carga

$$n_{max}=6.0, n_{min}=-3.0$$

os limites correspondentes, na categoria *utilitário*, terão que ser

$$n_{max}=4.75, n_{min}=-2.38$$

os quais são mais do que suficientes para atender a norma *JAR-VLA*.

Assim, os cálculos de cargas do *Triathlon* serão feitos adotando-se como fatores de carga limites, considerando-se a aeronave operando na categoria *utilitário*

$$n_{max}=4.75, n_{min}=-2.38$$

Note que o atendimento aos fatores de carga ($n_{max}=6.0, n_{min}=-3.0$) na categoria *acrobático* aparecem por opção técnica do projetista e não por exigência da norma *JAR-VLA*, a qual proíbe o vôo acrobático das aeronaves segundo ela homologadas (vide comentários no item 4.2.5).

Diagrama V-n

Com os fatores de carga limites estabelecidos, construiu-se os diagrama *V-n* de manobra, rajada e combinados – conforme *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999). A Figura 4.39 apresenta o diagrama *V-n* combinado do *Triathlon*, suficiente para a continuidade dos cálculos.

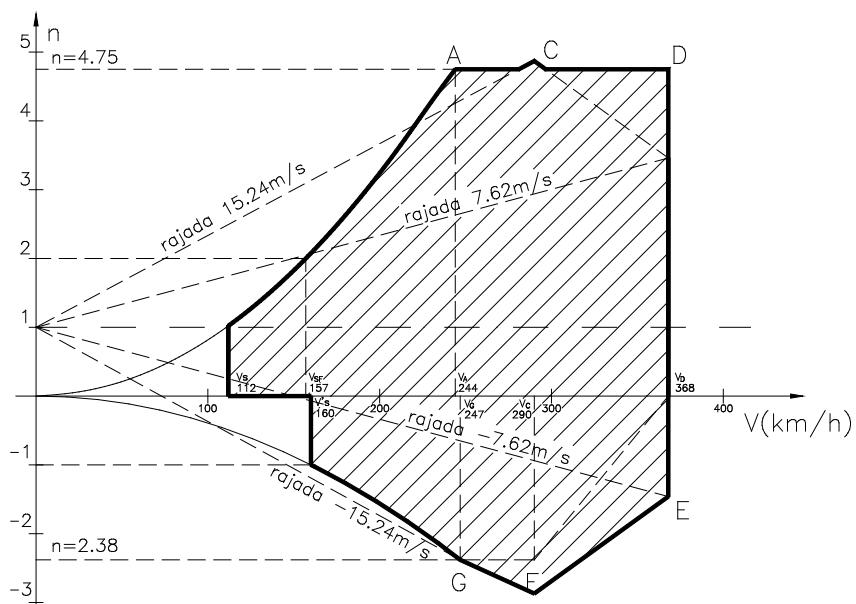


Figura 4.39 – Diagrama *V-n* combinado

Cargas na empenagem horizontal

A Tabela 4.27 apresenta as cargas limites obtidas para a empenagem horizontal do *Triathlon*.

Tabela 4.27 – Cargas na empenagem horizontal em [kgf]

Posição do CG		Cargas de balanceamento	Acréscimo de carga devido à manobra	Carga total durante a manobra	Cargas de rajada em V_c
32.49% cma	V_a	19.91	251.50	271.41	277.03
	V_d	74.02	251.50	325.52	
21.09% cma	V_a	44.57	253.50	298.07	
	V_d	114.01	253.50	367.51	

Note que a Tabela 4.27 apresenta valores para as posições mais dianteira e mais traseira do centro de gravidade. V_a , V_d e V_c denotam as velocidades de manobra, de mergulho, e de cruzeiro, respectivamente.

Cargas na empenagem vertical

As cargas limites obtidas para a empenagem vertical do *Triathlon* são:

- ◊ Com deflexão rápida do leme até a posição máxima e o avião em vôo equilibrado em V_a :

$$286.7 \text{ kgf}$$

- ◊ Com o avião, em V_a , em sobre-glissada e leme na deflexão máxima:

$$335.0 \text{ kgf}$$

- ◊ Com o avião em guinada de 15° , em V_a , e leme na posição neutra:

$$215.0 \text{ kgf}$$

- ◊ Carga de rajada em V_c :

76.04 kgf

Cargas nas Asas

A Figura 4.40 apresenta a distribuição de cargas, sobre a asa do *Triathlon*, devida à sustentação, peso próprio e peso dos componentes, para condição de peso máximo de decolagem e fator de carga igual a 1.0.

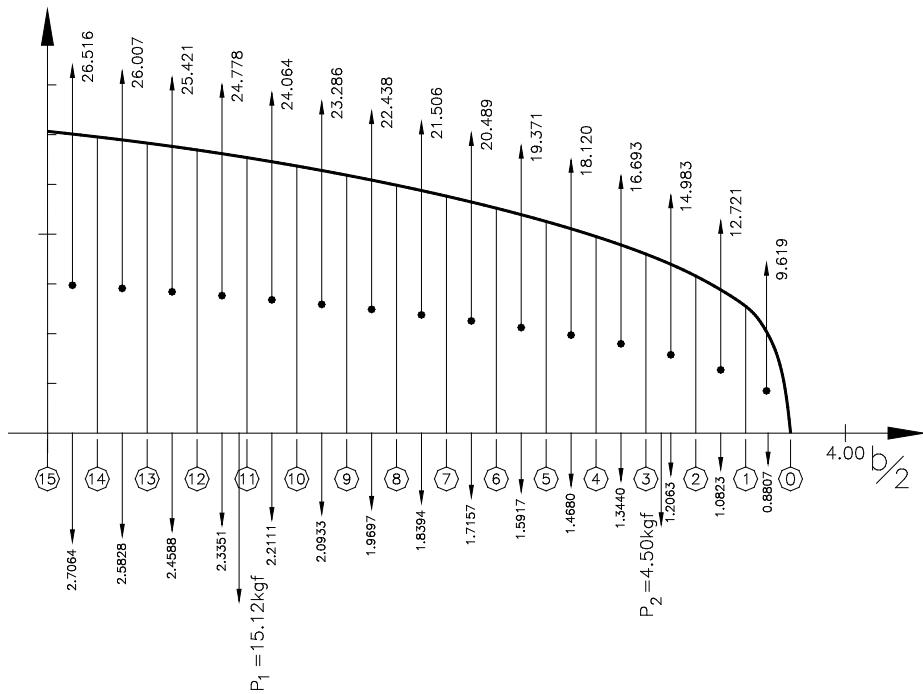


Figura 4.40 – Distribuição de cargas na asa

A Figura 4.41 e a Figura 4.42 apresentam, respectivamente, os diagramas de esforços cortantes e de momentos fletores na asa do *Triathlon* para fator de carga igual a 4.87 (referente à rajada – ponto C do diagrama *V-n*).

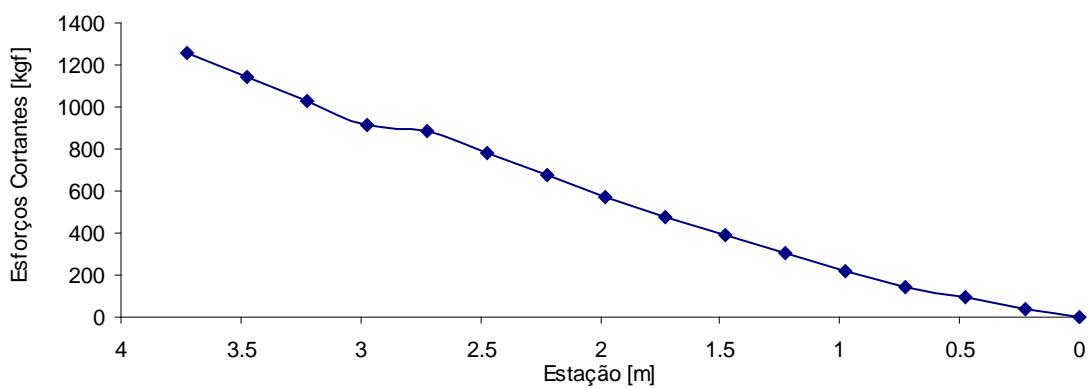


Figura 4.41 – Diagrama de esforços cortantes

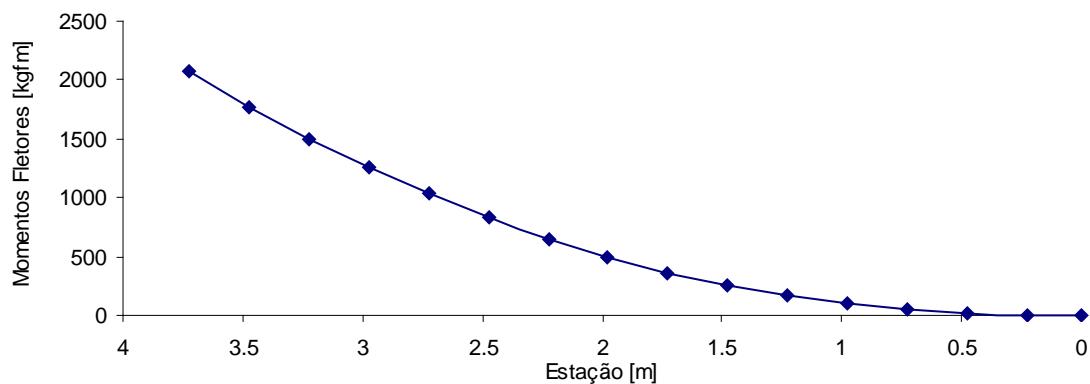


Figura 4.42 – Diagrama de momentos fletores

Note que a curva de esforços cortantes apresenta dois degraus correspondentes aos pontos de fixação do trem de pouso e do tanque de combustível.

A Figura 4.43 apresenta o diagrama de momentos torções para a asa do *Triathlon* quando voando em V_d .

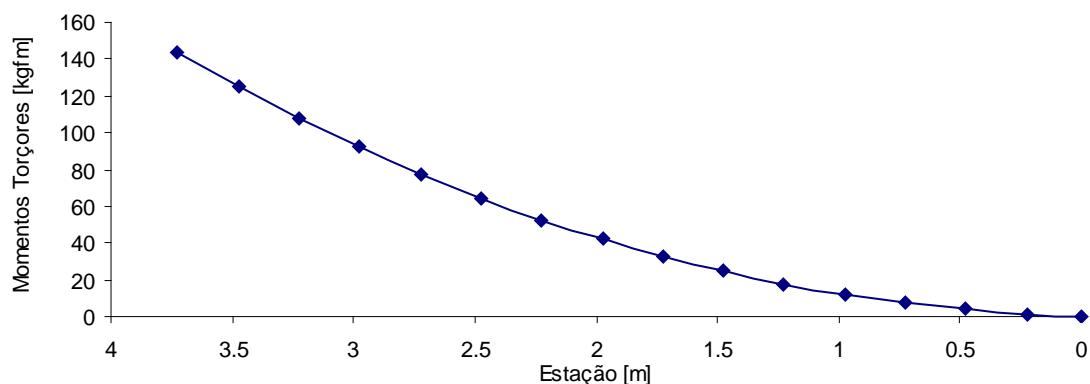


Figura 4.43 – Diagrama de momentos torções

Cargas na parte anterior da fuselagem

A Tabela 4.28 apresenta as cargas limites na estação 1740 – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999) – da parte anterior da fuselagem do *Triathlon*.

Tabela 4.28 – Momentos limites na estação 1740 da fuselagem [kgf.m]

Condição	Flexão		Torção
	Vertical	Horizontal	
Reações centrífugas da massa	776.16	89.63	-
Carga na bequilha	419.46	137.01	92.58
Torque do motor	-	-	75.42

A estação 1740 é a posição na qual, teoricamente, ocorre o engastamento da parte anterior da fuselagem. É portanto, a posição dianteira onde ocorrem os maiores esforços.

Cargas na parte posterior da fuselagem

A Tabela 4.29 apresenta as cargas limites na estação 2700 da parte posterior da fuselagem do *Triathlon*.

Tabela 4.29 – Momentos limites na estação 2700 da fuselagem [kgf.m]

Condição	Flexão		Torção
	Vertical	Horizontal	
Reações centrífugas da massa	864.62	-	-
Cargas na empenagem	962.87	884.40	100.17
Rajadas assimétricas nas empenagens	-	-	32.65

A estação 2700 é a posição na qual, teoricamente, ocorre o engastamento da parte posterior da fuselagem, sendo portanto, a posição traseira onde ocorrem os maiores esforços.

Cargas no trem de pouso

A Tabela 4.30 apresenta as cargas limites no trem de pouso do *Triathlon*.

Tabela 4.30 – Cargas limites no trem de pouso [kgf]

Condição	Trem Principal		Bequilha
	Direita	Esquerda	
Aterragem nivelada em três rodas	Horizontal	210.7	210.7
	Vertical	689.6	689.6
Aterragem nas rodas principais	Horizontal	279.6	279.6
	Vertical	915.0	915.0
Aterragem com cauda baixa	Horizontal	0	0
	Vertical	915.0	915.0
Aterragem numa roda principal	Horizontal	279.6	0
	Vertical	915.0	0
Cargas laterais ¹	Horizontal	305.0	201.3
	Vertical	405.7	405.7
Frenagem	Horizontal	175.0	175.0
	Vertical	218.7	218.7
Condições na bequilha	Horizontal	0	120.2/60.1/105.2 ²
	Vertical	0	338.1

Cargas no berço do motor

¹ Ver orientação das forças no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999)

² Cargas, respectivamente, para trás, para frente e para o lado.

A Tabela 4.31 apresenta as cargas limites no berço do motor do *Triathlon*.

Tabela 4.31 – Momentos limites no berço do motor [kgf.m]

Condição	Flexão		Torção
	Vertical	Horizontal	
<i>JAR-VLA 361(a)(1)</i>	239.90	-	34.68
<i>JAR-VLA 361(a)(2)</i>	320.09	-	75.42
<i>JAR-VLA 363</i>	-	89.63	-

Cargas no sistema de comando

As cargas máximas nas superfícies aerodinâmicas de comando do *Triathlon* são:

- ◊ Profundor *119.23kgf*
- ◊ Leme *134.0kgf*
- ◊ Aileron *46.82kgf*
- ◊ Flape *52.85kgf*
- ◊ Compensador *16.93kgf*

Cargas em aterragens forçadas

Os cintos de segurança, seus pontos de atracamento e as estruturas adjacentes, bem como assentos e encostos dos bancos, devem suportar:

- ◊ Carga para cima de *258kgf* (3g)
- ◊ Carga para frente de *774kgf* (9g)
- ◊ Carga para o lados de *129kgf* (1.5g)

4.5.4 DEFLEXÕES DE COMANDO E FORÇAS NO MANCHE DURANTE MANOBRAS LONGITUDINAIS

Uma vez determinado o diagrama $V-n$ de manobra, deve-se calcular os valores de deflexão do profundor e de força no manche, para os pontos críticos do diagrama (V_a , V_d , V_f , V_g). A Tabela 4.32 apresenta os valores obtidos para as deflexões do profundor durante as manobras – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Tabela 4.32 – Deflexões do profundor durante manobra

		CG mais à frente 0.2195cma	CG mais atrás 0.3620cma
Vôo normal	V_A (244 km/h)	-17.9°	-12.4°
	V_D (368 km/h)	-9.5°	-7.1°
	V_G (247 km/h)	16°	11.1°
	V_F (290 km/h)	12.6°	9.0°

Note que a deflexão crítica positiva, é de 12.6° , correspondente ao ponto V_f , enquanto a deflexão crítica negativa, é de -17.9° , correspondente ao ponto V_a . Ambos os limites estão dentro da faixa de $+30^\circ$ - -30° . Logo, do ponto de vista de deflexão do profundor, o *Triathlon* é capaz de realizar as manobras previstas no diagrama $V-n$.

A Tabela 4.33 apresenta os valores obtidos para as forças no manche durante as manobras – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Tabela 4.33 – Forças no manche durante manobras

		CG mais à frente 0.2195cma	CG mais atrás 0.3620cma
Vôo normal	V_A (244 km/h)	10.2 kgf	4.25 kgf
	V_C (290 km/h)	9.7 kgf	3.75 kgf
	V_D (368 km/h)	10.7 kgf	3.95 kgf
$V_{\hat{o}}$	V_G (247 km/h)	9.6 kgf	3.8 kgf
	V_F (290 km/h)	9.1 kgf	3.7 kgf

Note que a força crítica, é de 10.7kgf , correspondente ao ponto V_d , valor inferior estabelecido pela norma JAR-VLA, para esforço temporário (20kgf). Logo, do ponto de vista de força, o *Triathlon* é capaz de realizar as manobras previstas no diagrama $V-n$.

4.5.5 DIMENSIONAMENTOS ESTRUTURAIS

De acordo com as explicações do Capítulo 3, os elementos estruturais do *Triathlon* foram dimensionados utilizando o fator de segurança básico $FS=1.5$ e os fatores de qualidade que aparecem no Capítulo 3, de acordo com o material utilizado e o componente a ser dimensionado.

Longarina principal da asa

A longarina principal da asa do *Triathlon* foi dimensionada para suportar todos os momentos fletores atuantes na asa. Efetuados os cálculos de esforços cortantes e momentos fletores na longarina principal da asa do *Triathlon* – Projeto CB.10

Triathlon – Parte I (Barros, 1999) – chegou-se à longarina cuja seção transversal típica aparece na Figura 4.44. Os valores dos parâmetros indicados na figura, de acordo com a estação, estão apresentados na Tabela 4.34.

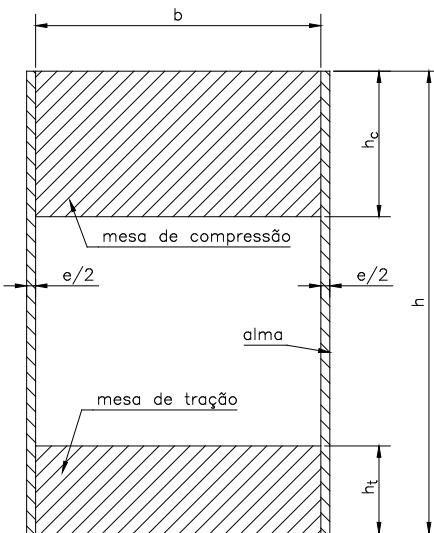


Figura 4.44 – Seção típica da longarina da asa

Tabela 4.34 – Dimensões da longarina da asa

Estação	x[m]	h [cm]	b [cm]	e/2 [cm]	h _c [cm]	h _t [cm]
0	0.000	10.14	3.50	0.20	1.00	0.70
1	0.225	10.92	3.75	0.20	1.01	0.71
2	0.475	11.80	4.02	0.20	1.05	0.73
3	0.725	12.67	4.30	0.20	1.14	0.80
4	0.975	13.54	4.57	0.20	1.29	0.91
5	1.225	14.41	4.85	0.20	1.51	1.07
6	1.475	15.28	5.12	0.20	1.81	1.29
7	1.725	16.15	5.40	0.20	2.19	1.57
8	1.975	17.02	5.67	0.20	2.67	1.92
9	2.225	17.89	5.95	0.20	3.25	2.34
10	2.475	18.76	6.22	0.20	3.94	2.84
11	2.725	19.64	6.50	0.20	4.74	3.42
12	2.975	20.51	6.77	0.20	5.66	4.09
13	3.180	21.22	7.00	0.20	6.50	4.70

Note que as dimensões vão aumentando os seus valores da ponta (*estação 0*) para a raiz (*estação 13*).

Longarina secundária da asa

Como o projeto da asa do *Triathlon* foi concebido de modo que a longarina principal da asa absorva todo o carregamento de flexão, a longarina secundária receberá a função apenas de fixação das superfícies de comando da asa. Assim, a longarina secundária do *Triathlon* foi projetada com seção semelhante a da longarina principal, porém, simétrica e com mesas e almas de seção constante.

Nervuras

Como o revestimento do *Triathlon* é totalmente trabalhante, as nervuras possuem função apenas geométrica (orientam a instalação do revestimento).

Revestimento das asas

O dimensionamento do revestimento das asas é feito considerando-se as tensões de cisalhamento provocadas pelos esforços de torção nas asas. As asas do *Triathlon* apresentam duas caixas de torção geminadas (Figura 4.45).

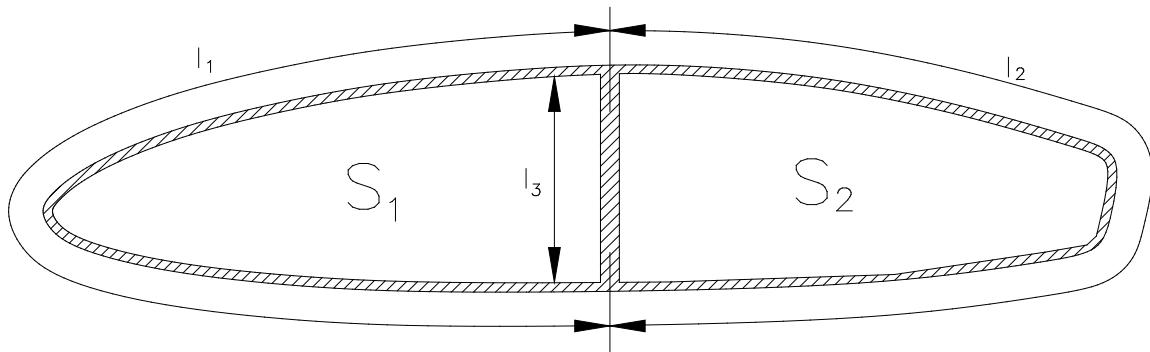


Figura 4.45 – Caixas de torção da asa

Elaborados os dimensionamentos – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999) – chegou-se ao esquema de laminação do revestimento das asas indicado na Figura 4.46a.

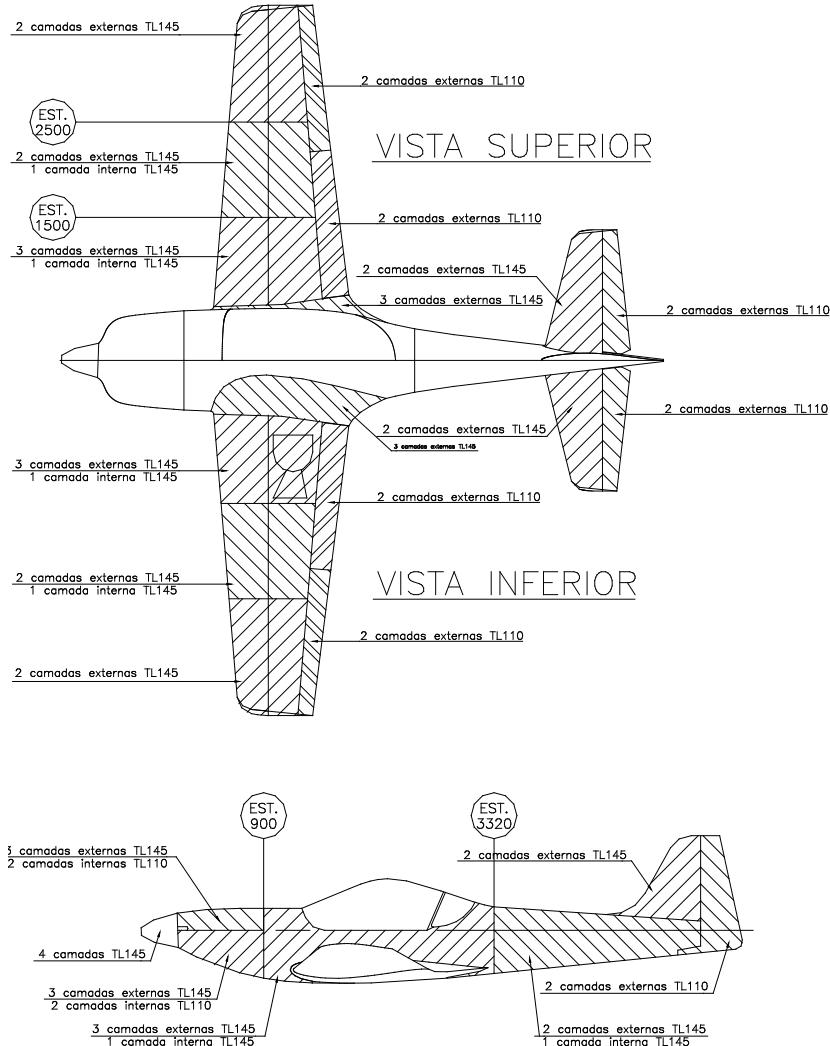


Figura 4.46 – Esquema de laminação

Verificação da rigidez torcional das asas

Conforme detalhado em *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999), chegou-se a uma torção máxima das asas (submetida à carga limite na velocidade de mergulho) de 0.58° . Ou seja, na situação crítica, a corda da ponta estará torcida de 0.58° em relação à corda na raiz, um valor bastante satisfatório (Frati, 1946).

Longarinas da empenagem horizontal

Para o dimensionamento das longarinas da empenagem horizontal do *Triathlon* utilizou-se procedimento análogo ao das longarinas das asas, combinando-se as cargas de manobra e de rajada. Chegou-se à geometria mostrada na Figura 4.47, tanto para a longarina dianteira como para a longarina traseira. Os valores dos parâmetros indicados

aparecem, de acordo com a estação, na Tabela 4.35, para a longarina traseira e na Tabela 4.36, para a longarina dianteira.

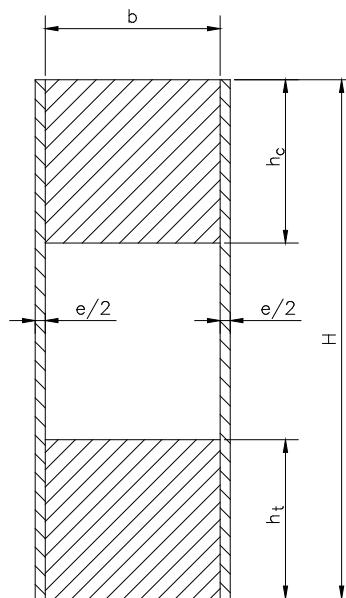


Figura 4.47 – Seção típica da longarina da empunagem horizontal

Tabela 4.35 – Dimensões da longarina traseira da empunagem horizontal

Estação	$x'[m]$	$h[cm]$	$b[cm]$	$e/2[cm]$	$h_c[cm]$	$h_t[cm]$
0	0.00	4.95	2.40	0.15	1.00	1.00
1	0.25	5.85	2.40	0.15	1.03	1.03
2	0.50	6.76	2.40	0.15	1.13	1.13
3	0.75	7.66	2.40	0.15	1.29	1.29
4	1.00	8.56	2.40	0.15	1.53	1.53
5	1.25	9.47	2.40	0.15	1.75	1.75
6	1.37	9.90	2.40	0.15	2.00	2.00

Tabela 4.36 – Dimensões da longarina dianteira da empenagem horizontal

Estação	$x'[m]$	$h[cm]$	$b[cm]$	$e/2[cm]$	$h_c[cm]$	$h_t[cm]$
0	0.00	5.00	2.00	0.15	1.000	1.000
1	0.25	5.91	2.00	0.15	1.015	1.015
2	0.50	6.82	2.00	0.15	1.061	1.061
3	0.75	7.74	2.00	0.15	1.138	1.138
4	1.00	8.65	2.00	0.15	1.246	1.246
5	1.25	9.56	2.00	0.15	1.385	1.385
6	1.37	10.00	2.00	0.15	1.800	1.800

Revestimento da empenagem horizontal

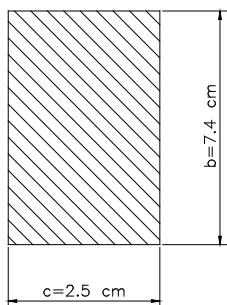
O revestimento da empenagem horizontal foi dimensionado de maneira análoga ao revestimento das asas. O resultado obtido aparece na Figura 4.46a.

Verificação da rigidez torcional da empenagem horizontal

De forma análoga às asas – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999), chegou-se a uma torção máxima da empenagem horizontal de 1.39° , também bastante satisfatório (Frati, 1946).

Taco de ligação entre os profundos

Um detalhe importante no caso do *Triathlon* é o fato do profundo ser aerodinamicamente bipartido. Isto exige que se dimensione um elemento estrutural de ligação, no caso do *Triathlon*, um taco laminado de freijó. A Figura 4.48 apresenta a seção transversal do taco, conforme *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

**Figura 4.48 – Taco de ligação entre os profundos**

Longarina da empenagem vertical

Na empenagem vertical do *Triathlon*, a longarina principal foi dimensionada para receber todo o carregamento. Assim, a longarina secundária deixa de ter função estrutural sendo construída apenas com finalidade geométrica.

Para o dimensionamento da longarina principal da empenagem vertical utilizou-se procedimento análogo ao das longarinas das asas, combinando-se as cargas de manobra e de rajada. Chegou-se à geometria mostrada na Figura 4.49.

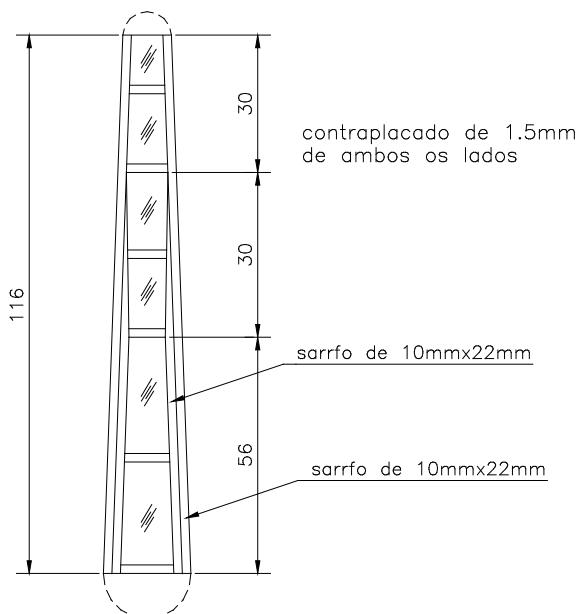


Figura 4.49 – Longarina da empenagem vertical

Revestimento da empenagem vertical

O revestimento da empenagem vertical foi dimensionado de maneira análoga ao revestimento das asas. O resultado obtido aparece na Figura 4.46b.

Tensores da parte anterior da fuselagem

Admitindo-se que os esforços de flexão na parte dianteira da fuselagem sejam totalmente absorvidos pelos tensores – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999) – chegou-se, para a seção crítica, às dimensões dos tensores mostradas na Figura 4.50.

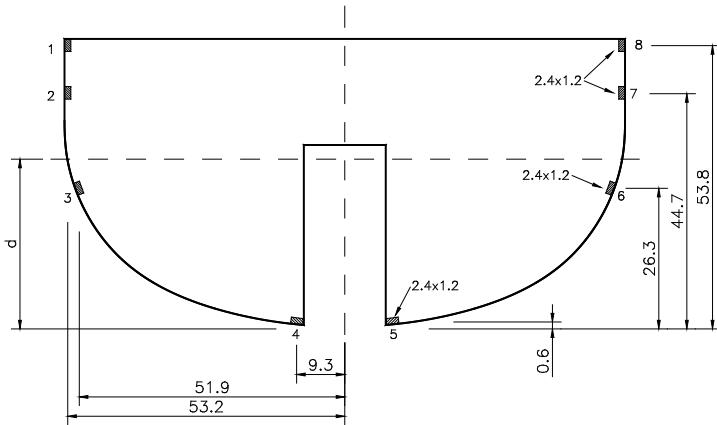


Figura 4.50 – Tensores da parte anterior da fuselagem – estação 1740

Verificou-se que os esforços horizontais atuantes na parte anterior da fuselagem podem ser suportados pelos tensores mostrados na Figura 4.50.

Revestimento da parte anterior da fuselagem

O dimensionamento do revestimento da parte anterior da fuselagem é feito considerando-se as tensões de cisalhamento provocadas pelos esforços de torção na fuselagem. Conforme o *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999), chegou-se ao esquema de laminação indicado na Figura 4.46b.

Um aspecto importante que merece ser comentado é que o número de camadas indicado na Figura 4.46b, para a parte anterior da fuselagem, objetivou, na verdade, a rigidez do revestimento. Pelo dimensionamento propriamente dito, seria necessária apenas uma camada, o que, embora suficiente do ponto de vista de resistência, não proporciona rigidez satisfatória.

Tensores da parte posterior da fuselagem

Admitindo-se que os esforços de flexão na parte posterior da fuselagem também sejam totalmente absorvidos pelos tensores – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999) – chegou-se, para as seções críticas, às dimensões dos tensores mostradas na Figura 4.51 e na Figura 4.52.

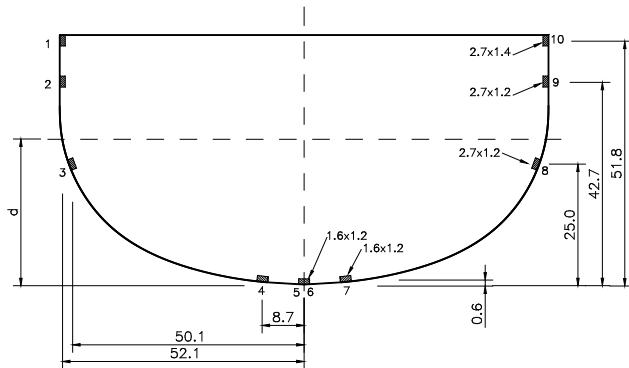


Figura 4.51 – Tensores da parte posterior da fuselagem – estação 2700

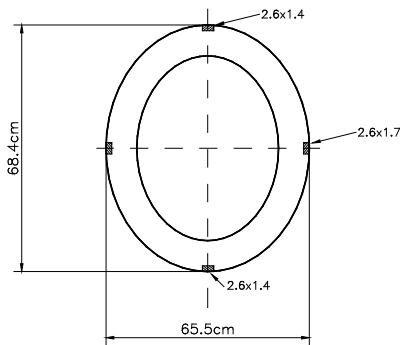


Figura 4.52 – Tensores da parte posterior da fuselagem – estação 3320

Na Figura 4.51 apresenta-se a caverna da estação 2700, onde se considera o engastamento da parte posterior da fuselagem com a asa. Na Figura 4.52 apresenta-se a caverna da estação 3320, a primeira caverna fechada do cone de cauda.

Visando-se facilidade construtiva, os tensores do cone de cauda terão a mesma seção transversal, desde a estação 3320 até a última caverna.

Verificou-se que os esforços horizontais atuantes na parte posterior da fuselagem podem ser suportados pelos tensores mostrados na Figura 4.51 e na Figura 4.52.

Revestimento da parte posterior da fuselagem

O dimensionamento do revestimento da parte posterior da fuselagem é feito de modo análogo ao da parte anterior – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999). Chegou-se ao esquema de laminação indicado na Figura 4.46b.

Ligaçāo do cone de cauda ao restante da fuselagem

Conforme comentado anteriormente, para facilidade de transporte no solo, o *Triathlon* possui o seu cone de cauda removível. A Figura 4.53 apresenta o esquema da ligação das duas partes da fuselagem.

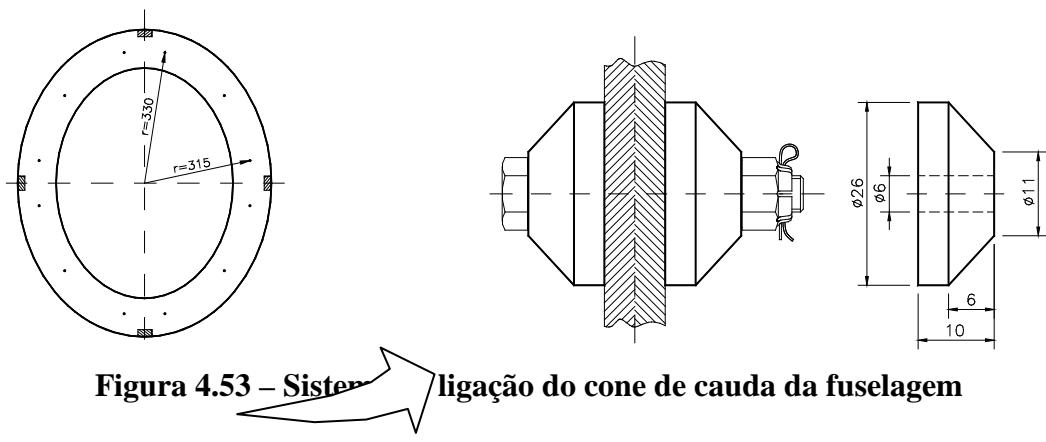


Figura 4.53 – Sistema de ligação do cone de cauda da fuselagem

Note que a fixação se faz por meio de 12 parafusos. Detalhes do dimensionamento podem ser vistos no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Sistemas de comando

O dimensionamento dos sistemas de comando (profundor, leme, ailerons e flapes) representa uma etapa exaustiva do dimensionamento estrutural de aeronaves leves. De fato, tratam-se de cadeias de hastas, balancins, guinhóis etc, os quais, após o estudo geométrico, devem ser dimensionados, cada um, com base em seu diagrama de corpo livre – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Esquemas com os sistemas completos para comando do profundor, do leme, dos ailerons e flapes, manche, pedais e alavanca dos flapes aparecem na Figura 4.54, na Figura 4.55, na Figura 4.56, na Figura 4.57, na Figura 4.58 e na Figura 4.59, respectivamente.

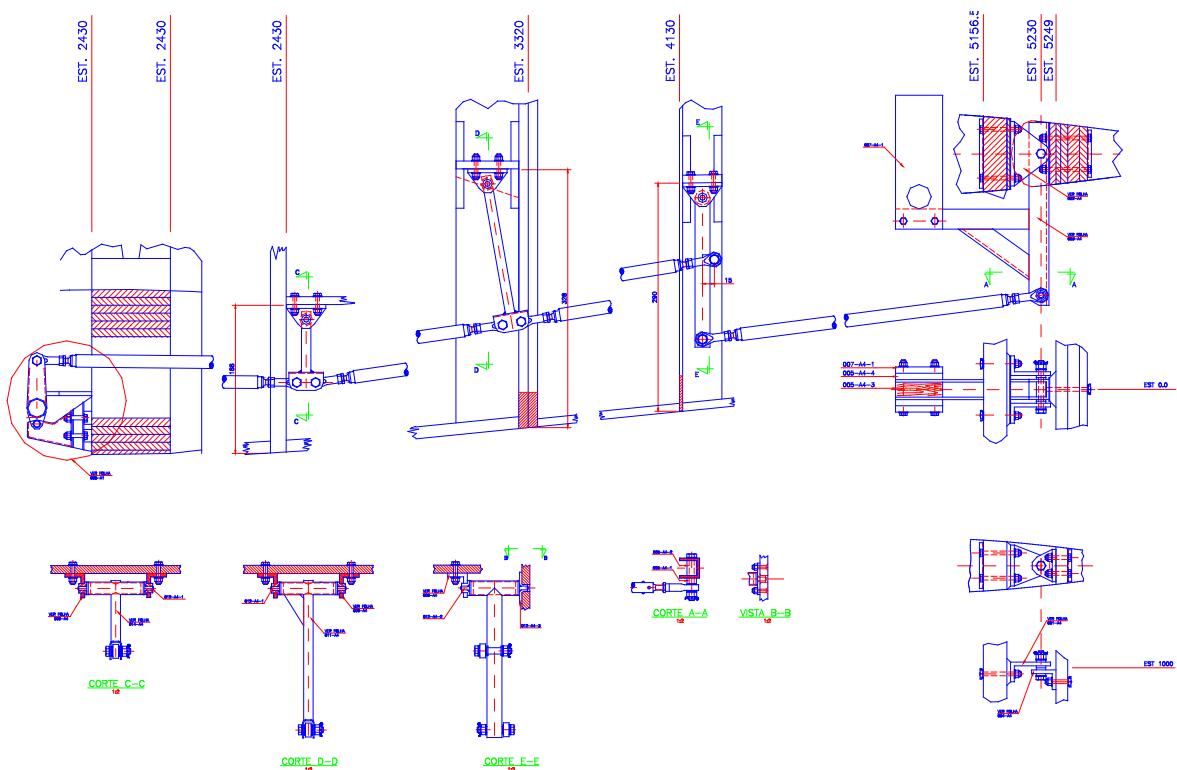


Figura 4.54 – Sistema de comando do profundor

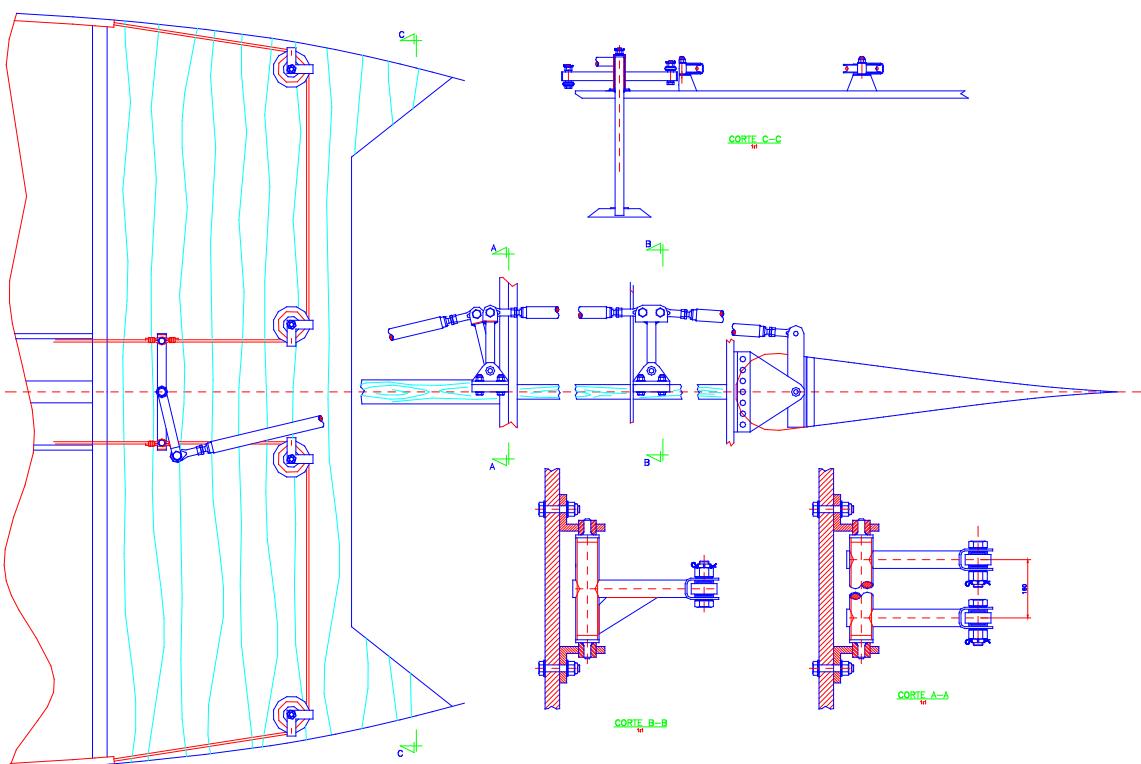


Figura 4.55 – Sistema de comando do leme

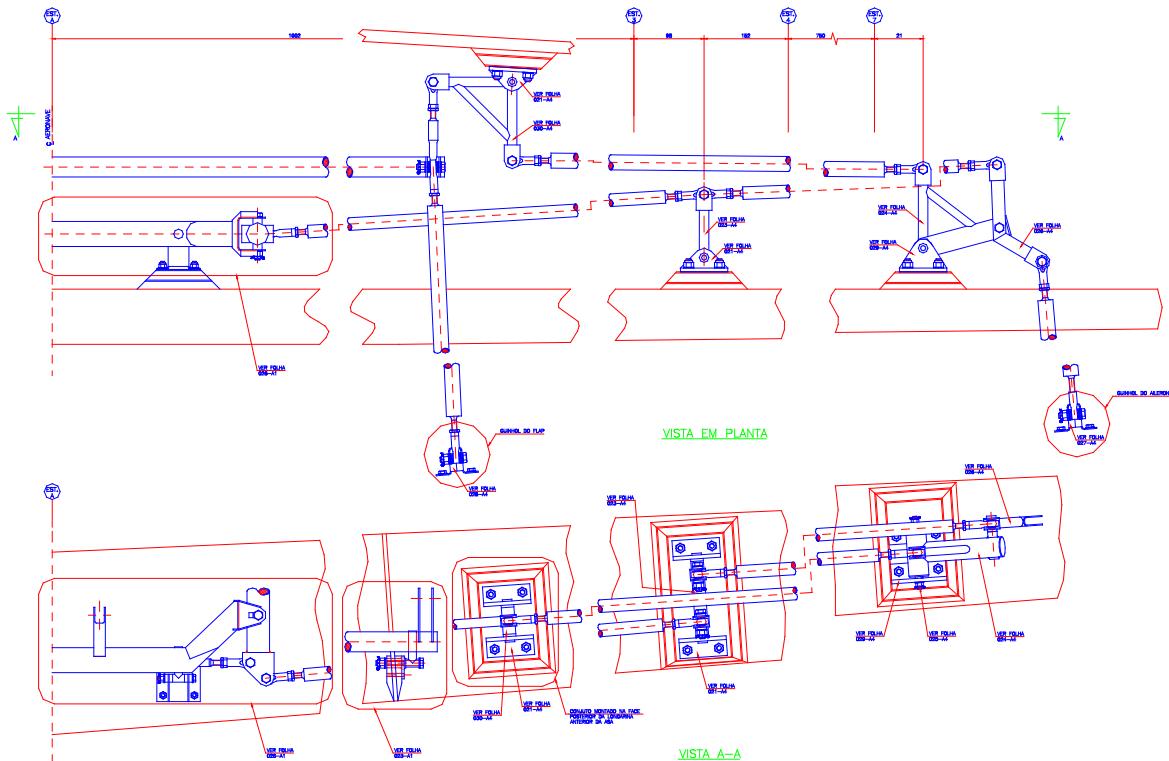


Figura 4.56 – Sistema de comando dos ailerons e flapes

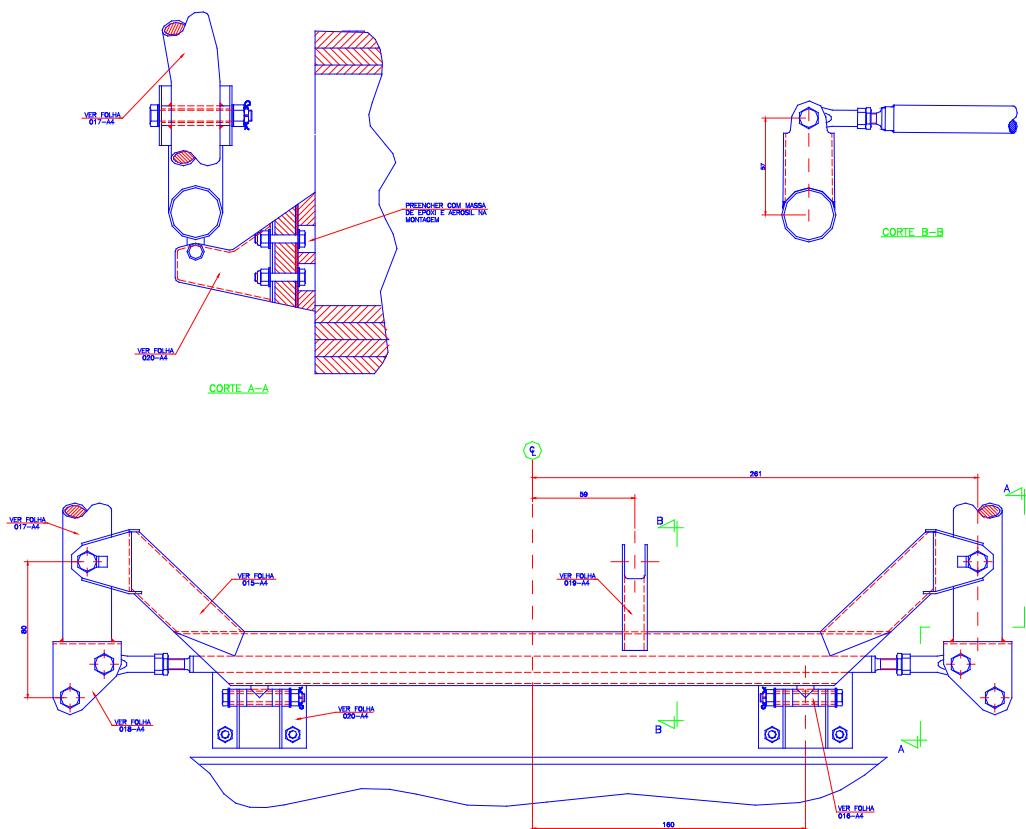


Figura 4.57 – Sistema de comando do manche

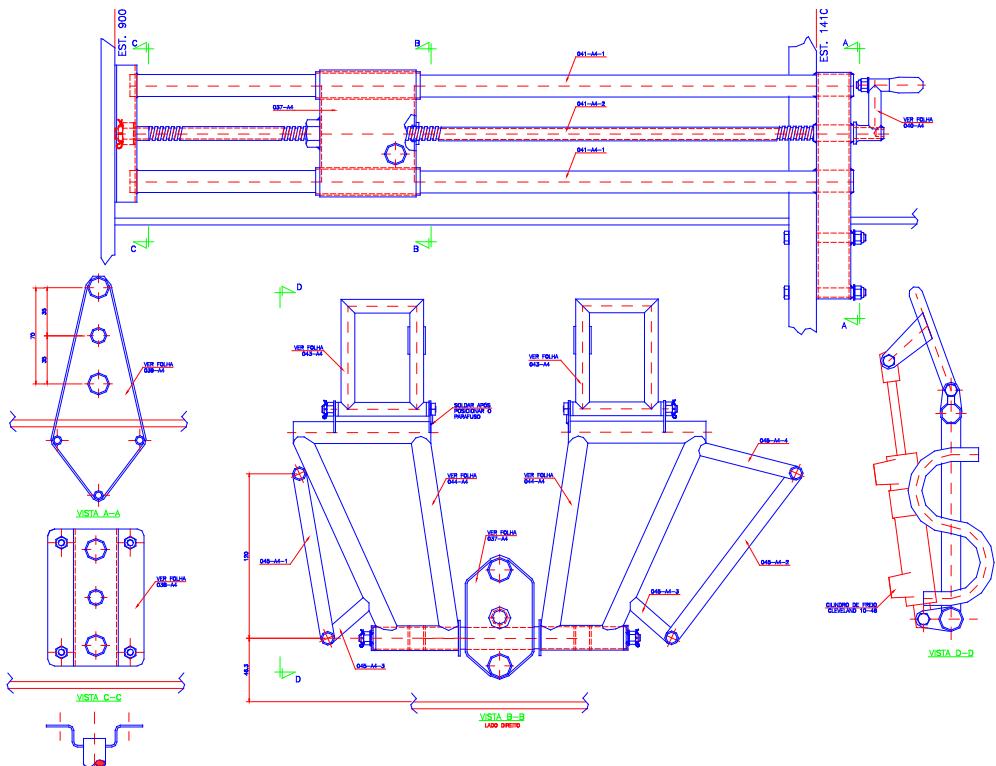


Figura 4.58 – Sistema de comando dos pedais

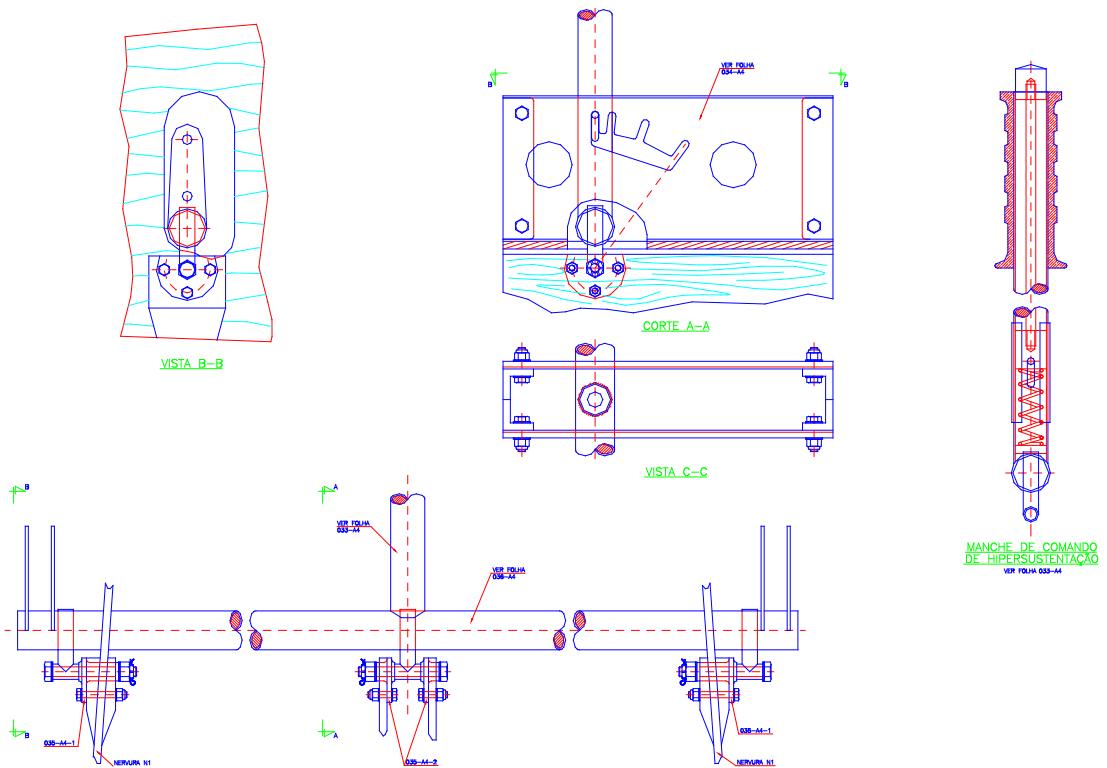


Figura 4.59 – Sistema de comando da alavanca do flape

O detalhamento de todos os componentes dos seis sistemas pode ser visto no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte II* (Barros, 1999).

Trem de pouso

O projeto completo do trem de pouso também envolve muitos componentes, levando a muitos cálculos de dimensionamento – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

Esquemas com os sistemas completos do trem de pouso principal e do trem de pouso dianteiro do *Triathlon* aparecem mostrados na Figura 4.60 e na Figura 4.61, respectivamente.

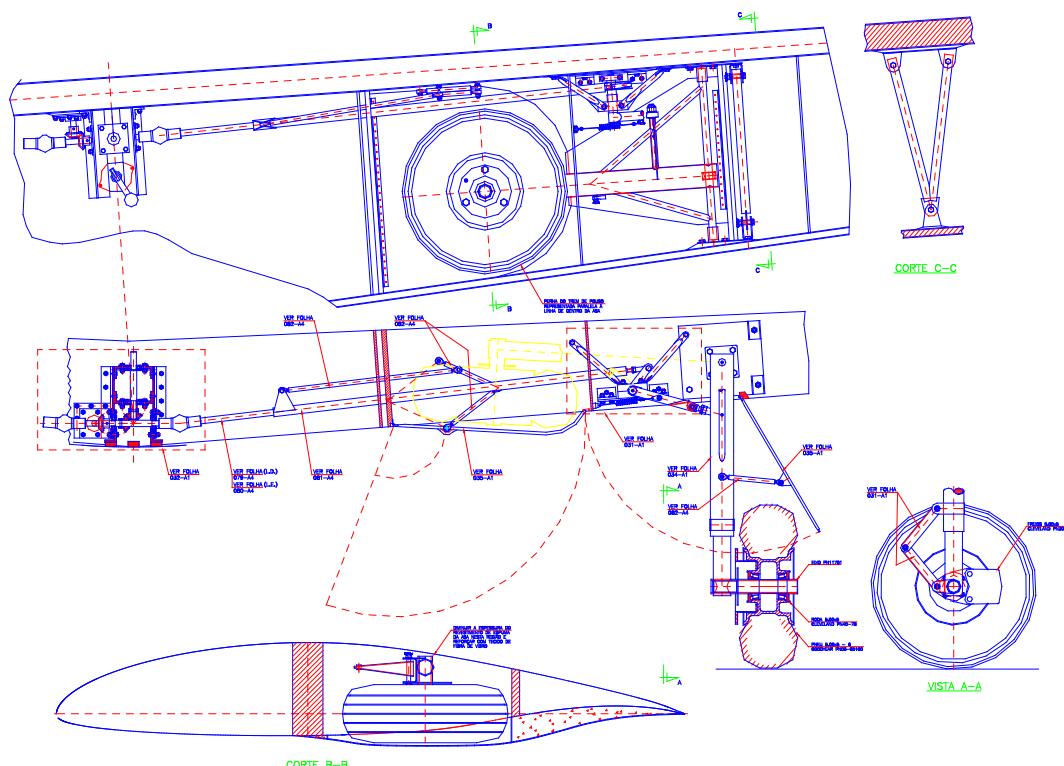


Figura 4.60 – Trem de pouso principal

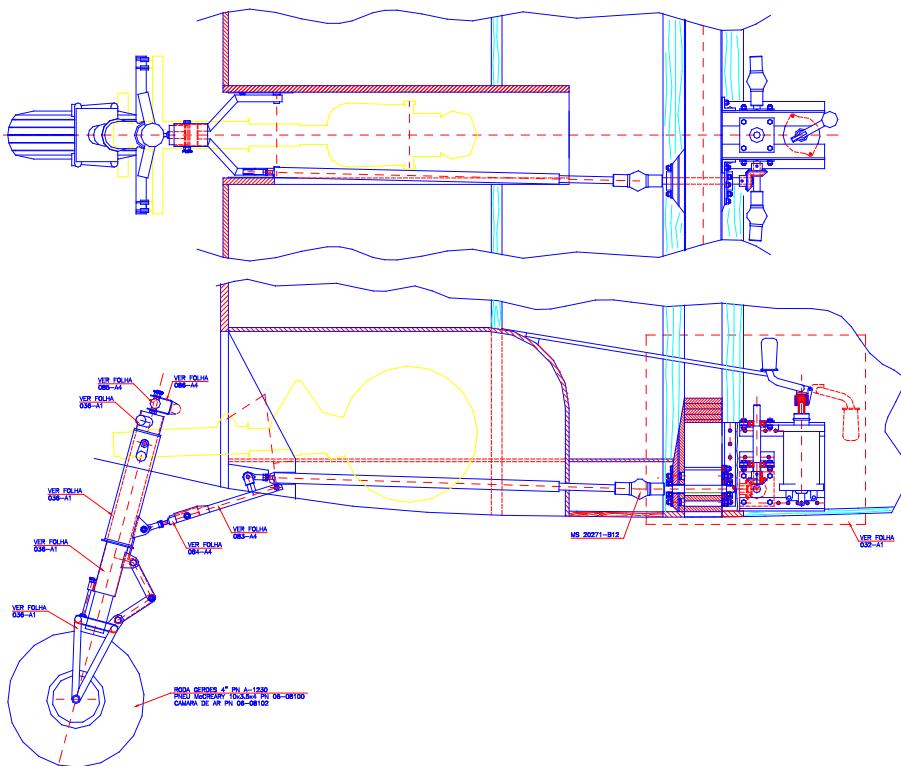


Figura 4.61 – Trem de pouso dianteiro

O detalhamento de todos os componentes do trem de pouso pode ser visto no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte II* (Barros, 1999).

Berço do motor

Para o seu dimensionamento, a estrutura do berço do motor do *Triathlon* foi tratada como uma treliça espacial – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

4.5.6 DESENHOS DE FABRICAÇÃO

Os desenhos de fabricação do *Triathlon*, com o detalhamento de todos os conjuntos, subconjuntos e peças podem ser vistos no *Projeto CB.10 Triathlon – Parte II* (Barros, 1999).

4.6 PROGRAMAÇÃO DOS ENSAIOS ESTRUTURAIS ESTÁTICOS

O programa de ensaios do *Triathlon* foi feito de acordo com a orientação do Capítulo 3. Os esquemas dos ensaios – *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999) – aparecem reproduzidos nas Figuras 4.63 a 4.77.

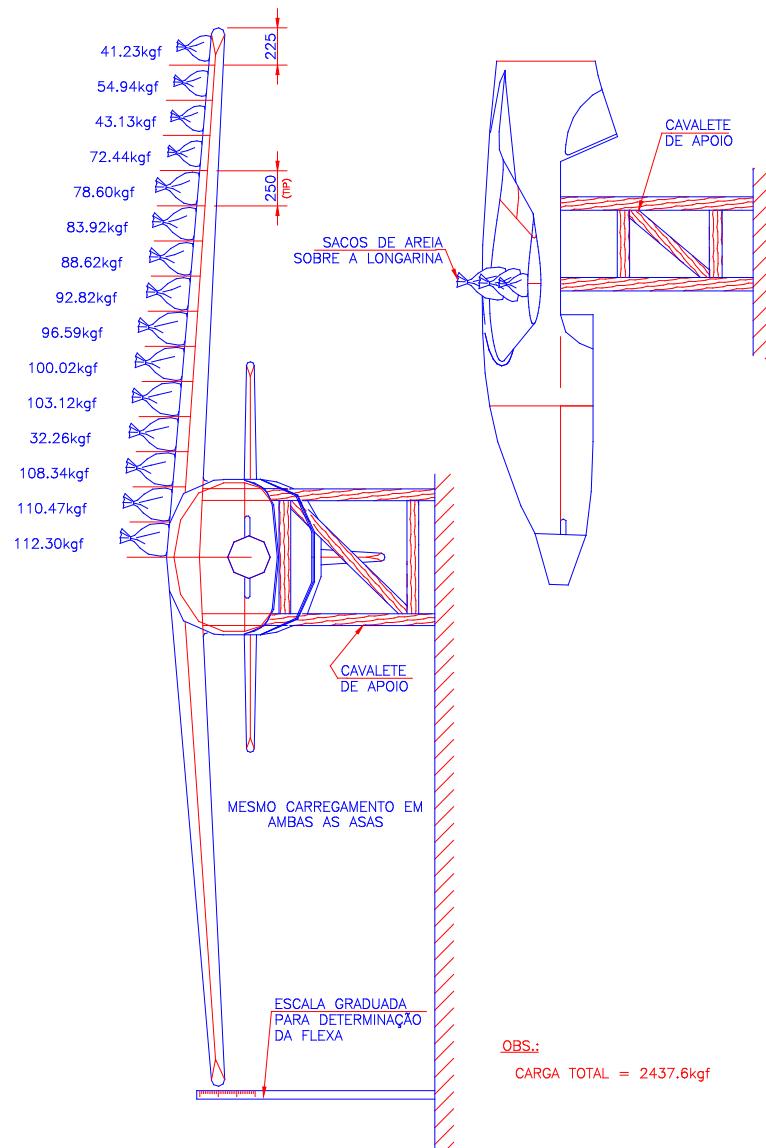


Figura 4.62 – Ensaio de flexão das asas

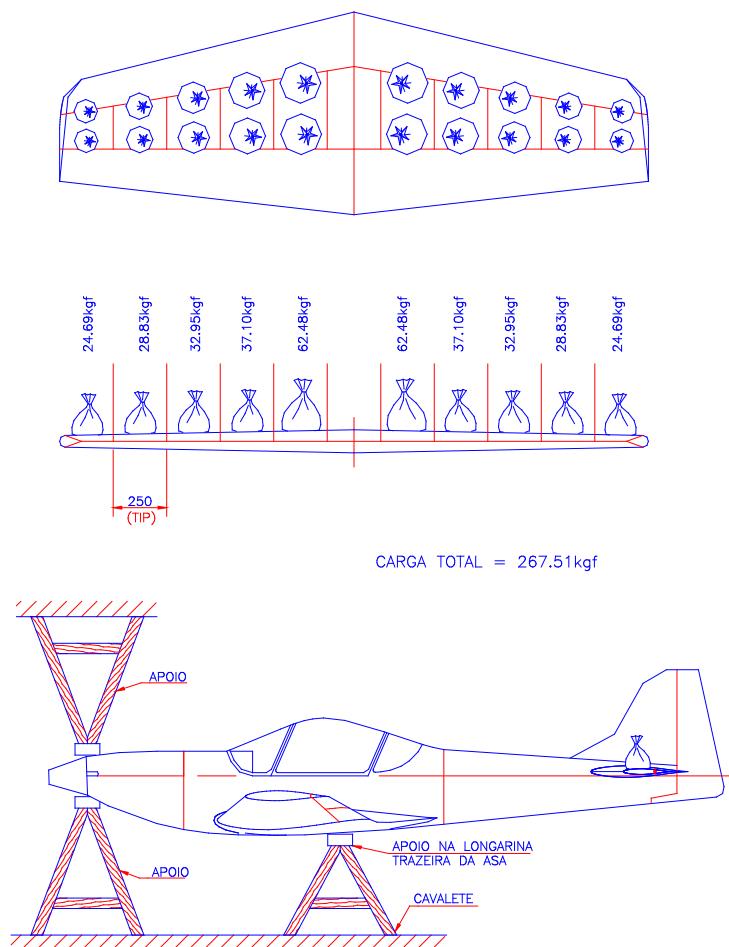
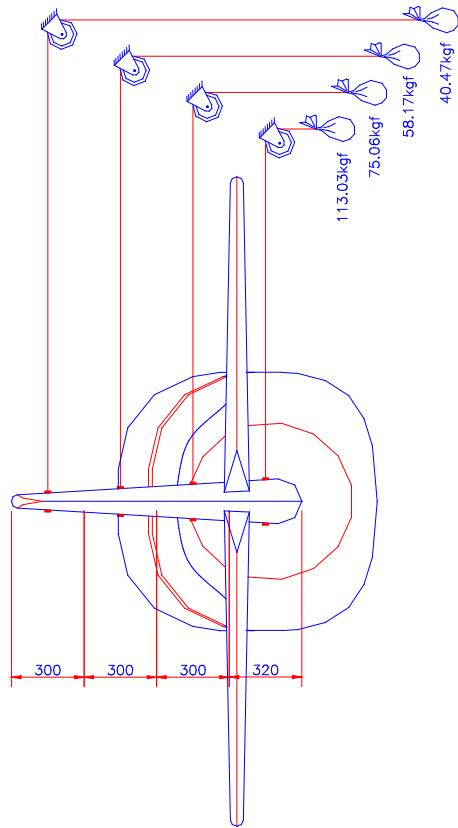


Figura 4.63 – Ensaio com cargas limites na empenagem horizontal e cargas verticais no cone de cauda



OBS.: Engastar a fuselagem na altura da longarina,
deixando o cone de cauda em balanço

Carga total = 286.7kgf

Figura 4.64 – Ensaio com cargas limites na empenagem vertical e cargas horizontais no cone de cauda

OBS.: Engastar a fuselagem na altura da longarina traseira da asa,
deixando o cone de cauda em balanço

Carga total na empennagem vertical = 286.7kgf
Carga total na empennagem horizontal = 114.01kgf

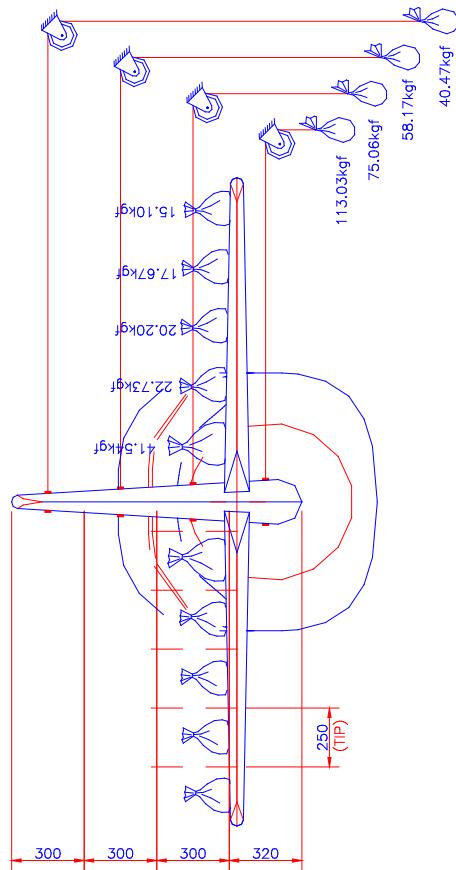


Figura 4.65 – Ensaio com cargas limites combinadas sobre as empennagens e flexo-torção no cone de cauda provocadas pela atuação do leme

OBS.: Engastar a fuselagem na altura da longarina traseira da asa,
deixando o cone de cauda em balanço

Carga total na empenagem vertical = 215.0kgf
Carga total na empenagem horizontal = 275.62kgf

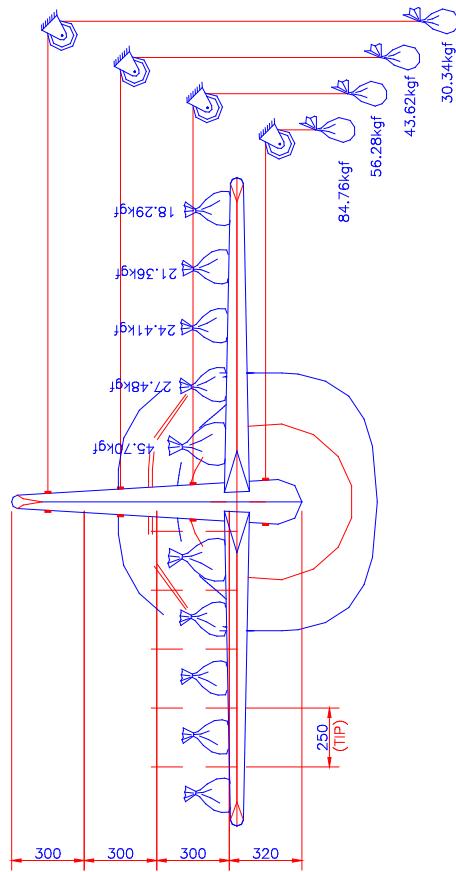


Figura 4.66 – Ensaio com cargas limites combinadas sobre as empenagens e flexo-torção no cone de cauda provocadas pela atuação do leme e do profundor

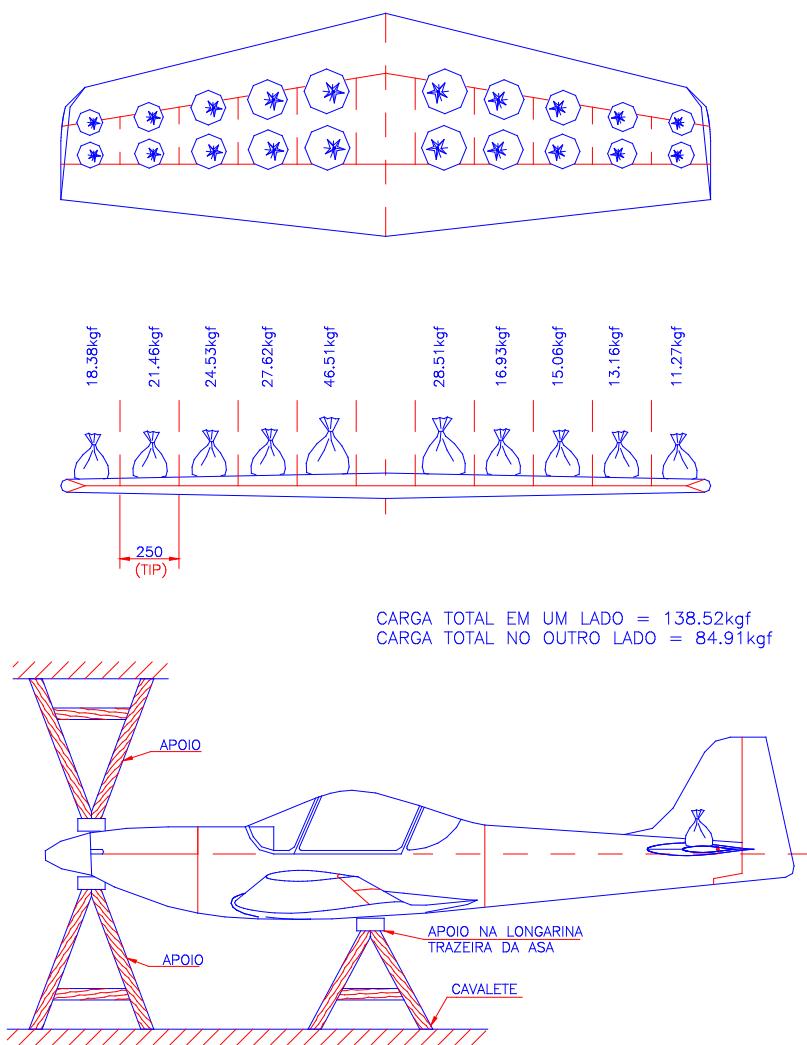


Figura 4.67 – Ensaio de rajadas assimétricas na empenagem horizontal

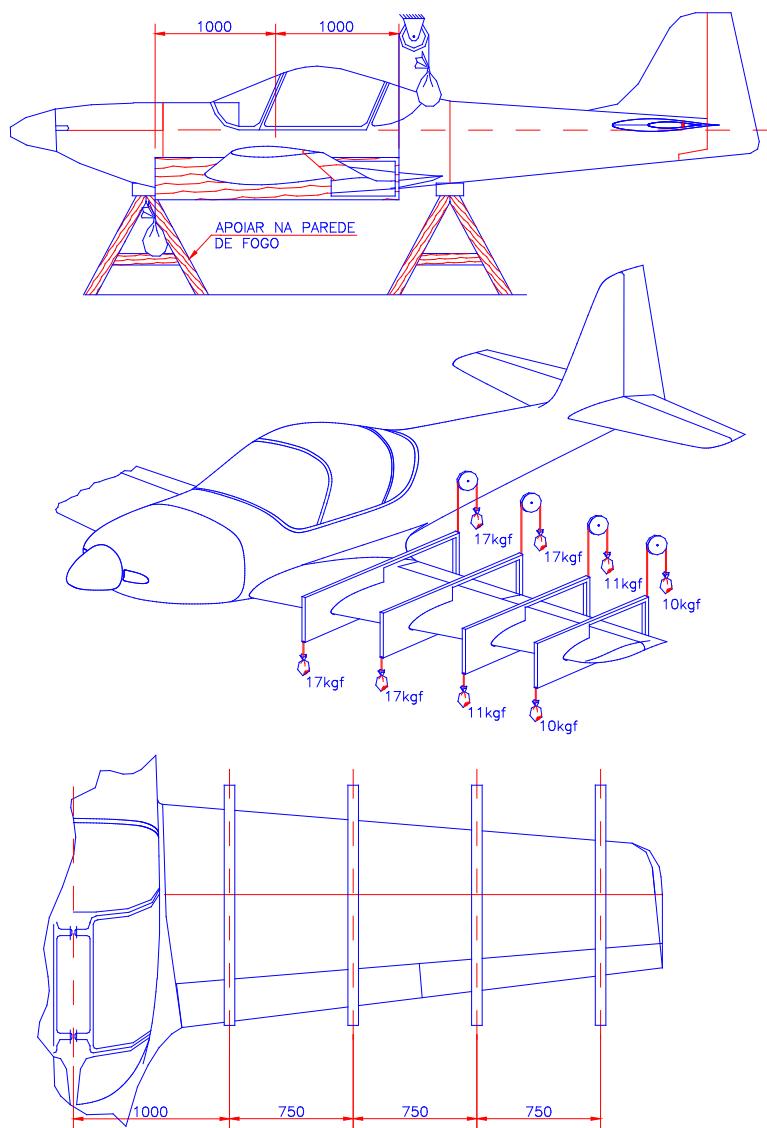


Figura 4.68 – Ensaio de torção nas asas

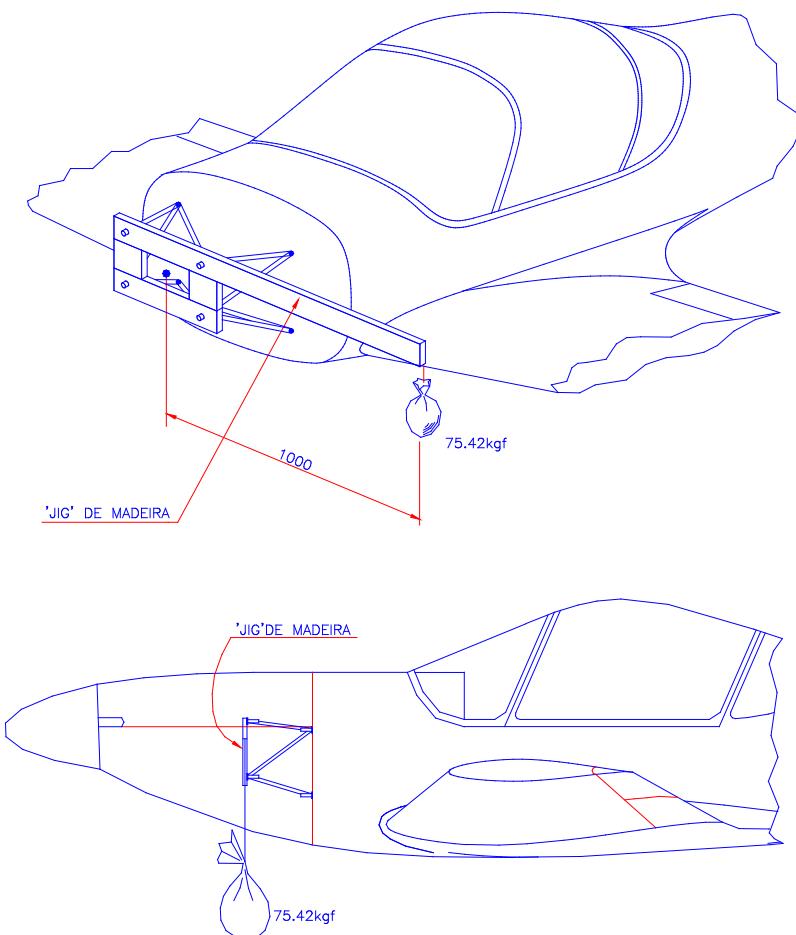


Figura 4.69 – Ensaio com cargas limites de torção no berço do motor

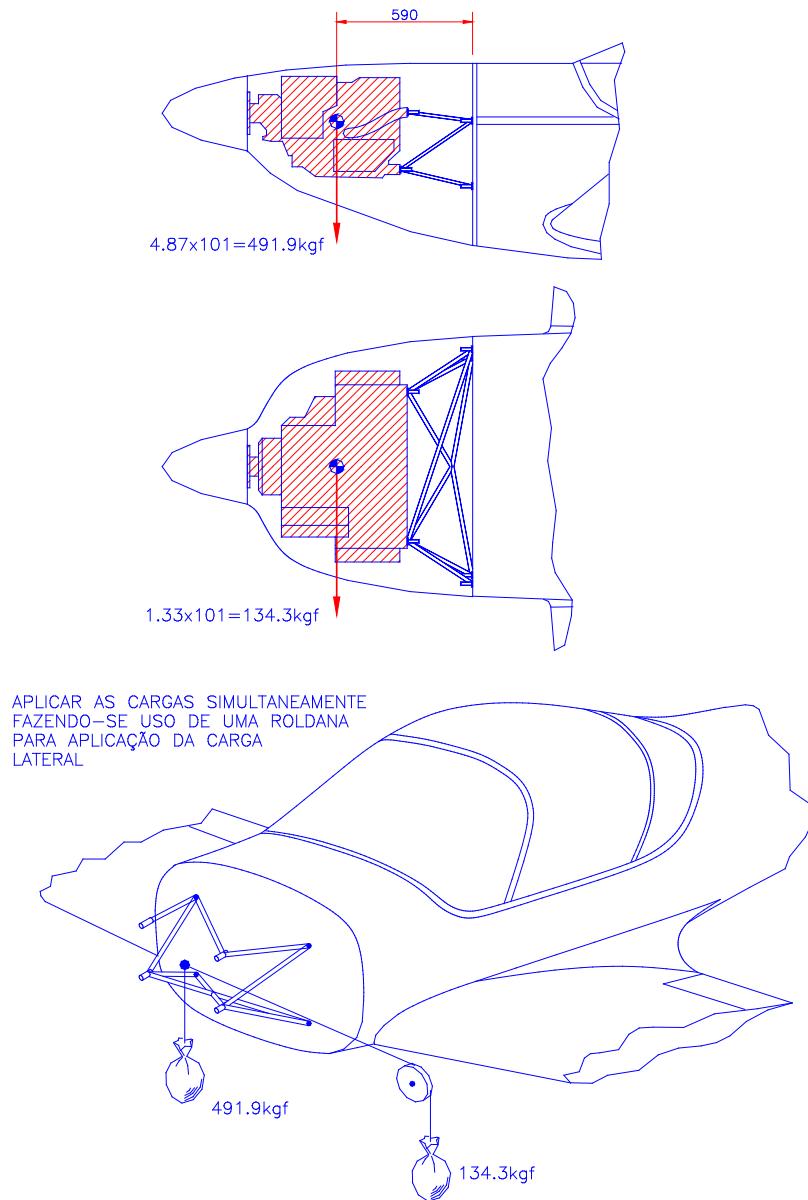
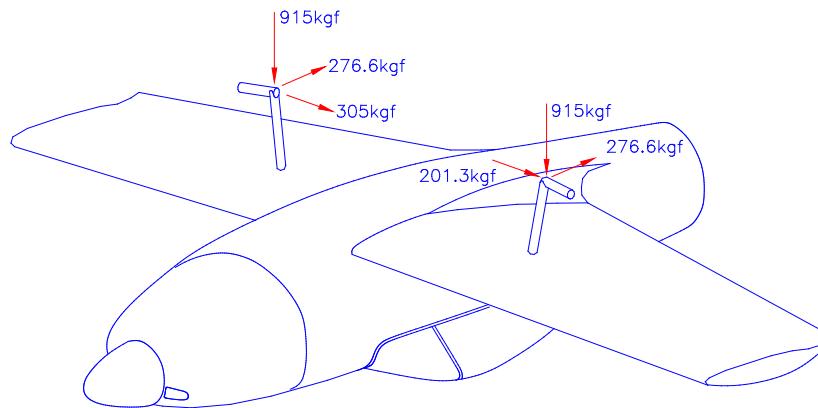
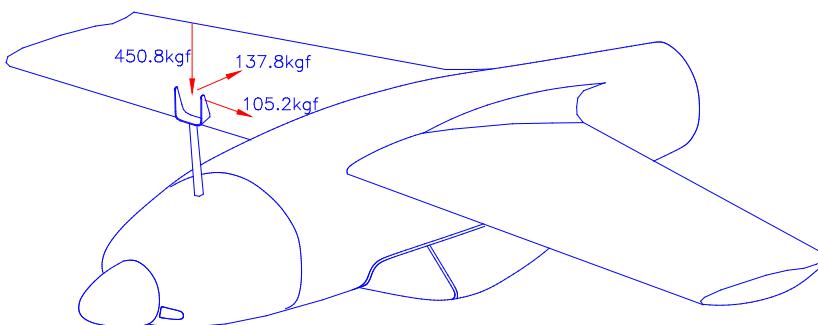


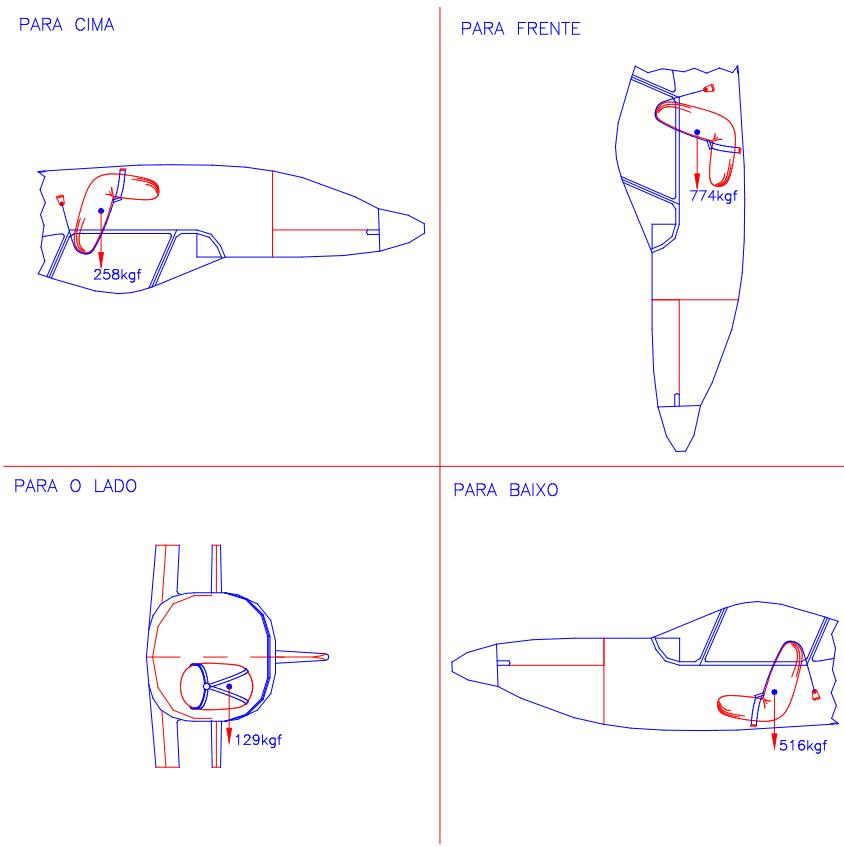
Figura 4.70 – Ensaio com cargas limites de inércia no berço do motor

RODAS PRINCIPAIS



RODA SECUNDÁRIA

**Figura 4.71 – Ensaio com cargas limites no trem de pouso**



ESTES ENSAIOS DEVEM SER FEITOS ISOLADAMENTE
NÃO HAVENDO COMBINAÇÃO DE CARGAS

Figura 4.72 – Ensaio com cargas limites nos cintos de segurança, assentos e estruturas adjacentes

CORRESPONDENDO ÀS FORÇAS AERODINÂMICAS

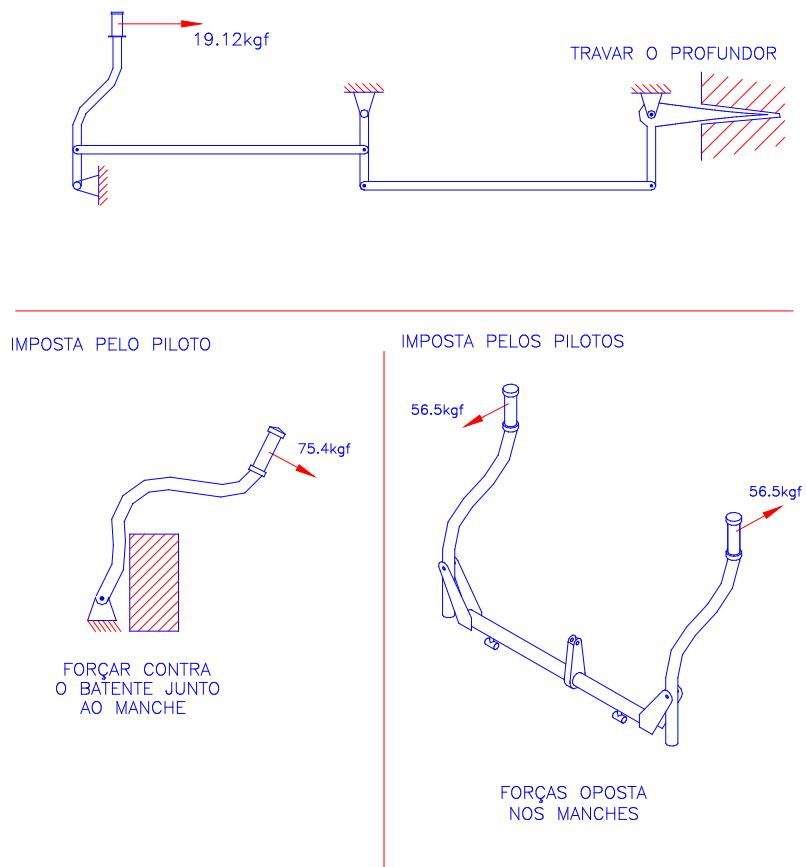


Figura 4.73 – Ensaio com cargas limites no sistema de comando do profundor

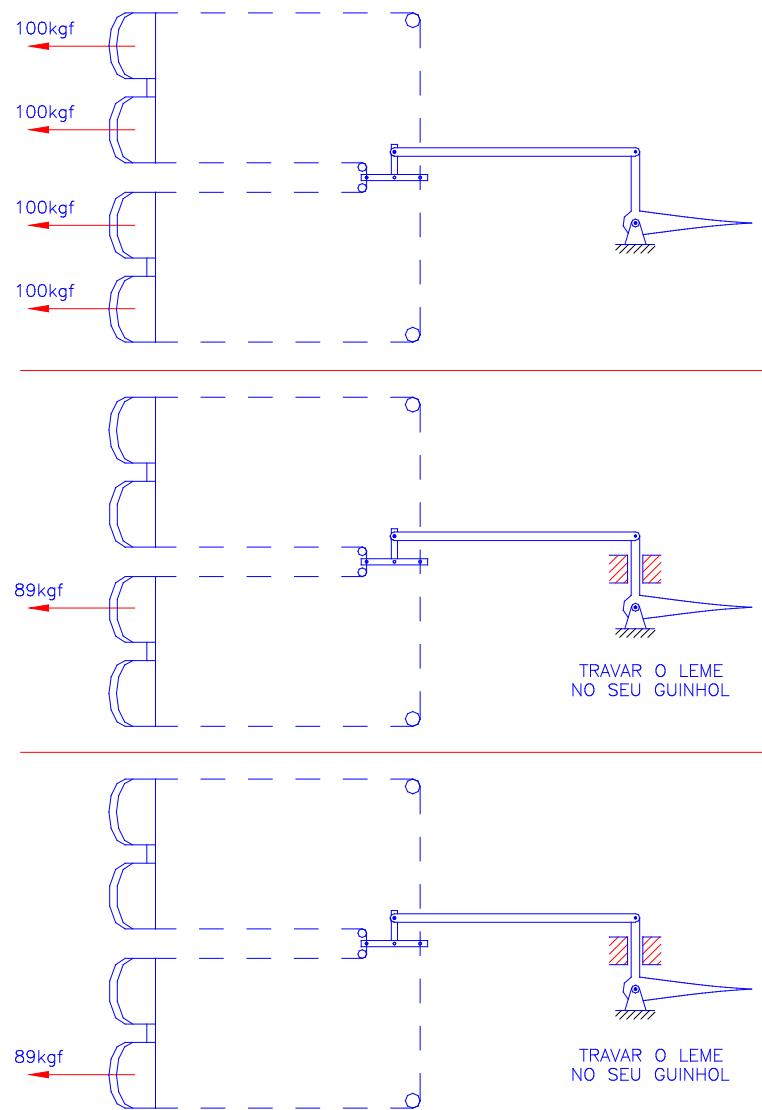


Figura 4.74 – Ensaio com cargas limites no sistema de comando do leme de direção

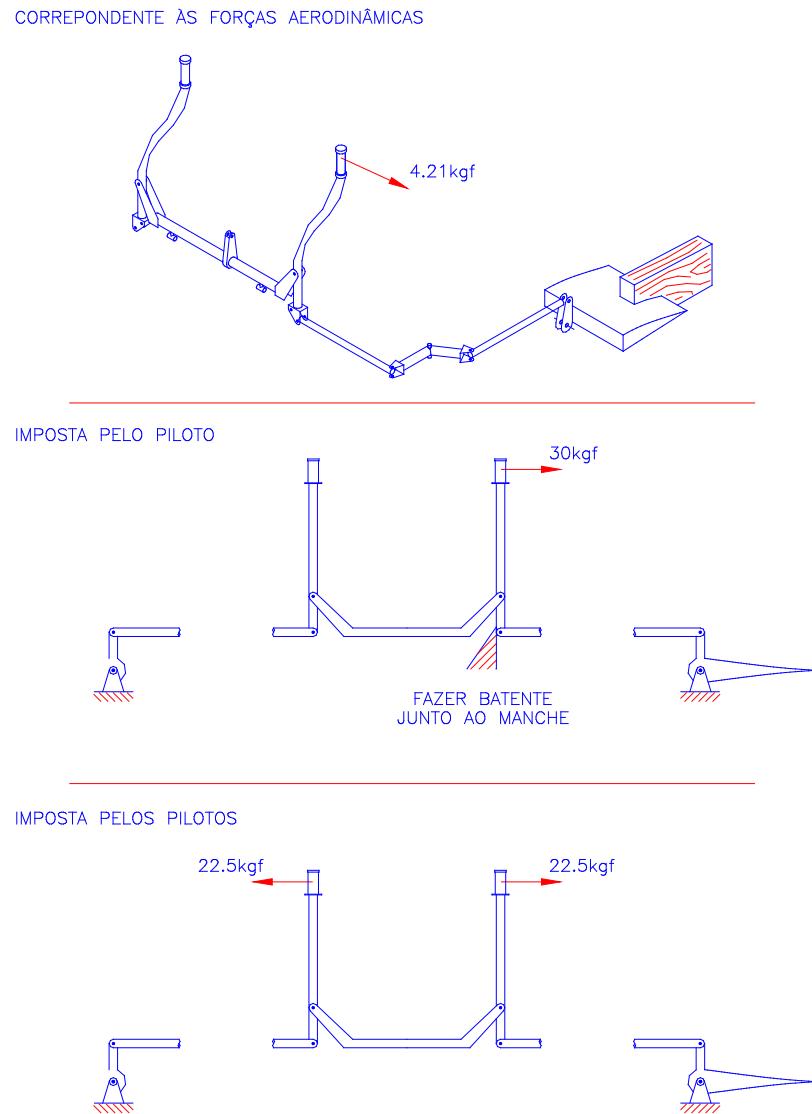


Figura 4.75 – Ensaio com cargas limites no sistema de comando dos ailerons

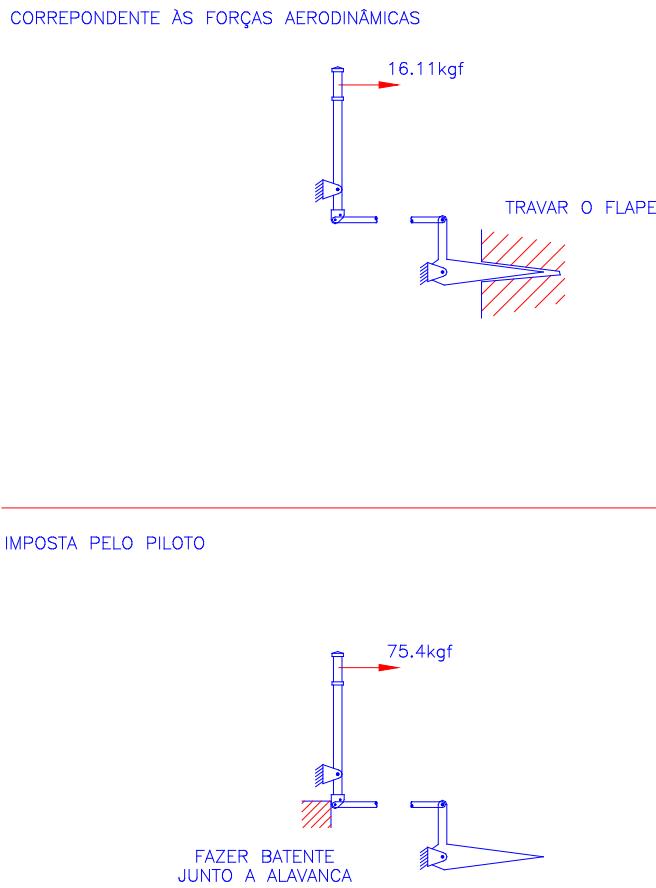


Figura 4.76 – Ensaio com cargas limites no sistema de comando dos flapes

4.7 PREVISÃO DE *FLUTTER*

Seguindo a orientação do Capítulo 3, o balanceamento das superfícies de comando do *Triathlon* e a verificação de folgas serão realizados durante a fabricação.

Para a previsão de *flutter* optou-se pela recomendação do *BCAR* (1972), que determina a análise de previsão de *flutter* para a asa e para o conjunto cone de cauda-empenagens.

Considerando-se a elevada rigidez do cone de cauda e das empenagens do *Triathlon*, decidiu-se analisar somente a previsão de *flutter* nas suas asas.

Para previsão de *flutter* nas asas, segundo o *BCAR* (1972), deve-se calcular a velocidade crítica de *flutter* (V_{CF}), conforme segue:

$$V_{CF} = \sqrt{\frac{m_\Theta}{\rho_0 \frac{b}{2} \bar{c}^2}} \cdot \frac{(1 - 0.37\lambda) \cdot (1 - 0.1\varphi)}{1.6 \cdot (g - 0.1) \cdot (1.3 - h)} \cdot \left(0.95 + \frac{1.3}{\sigma_w} \right)$$

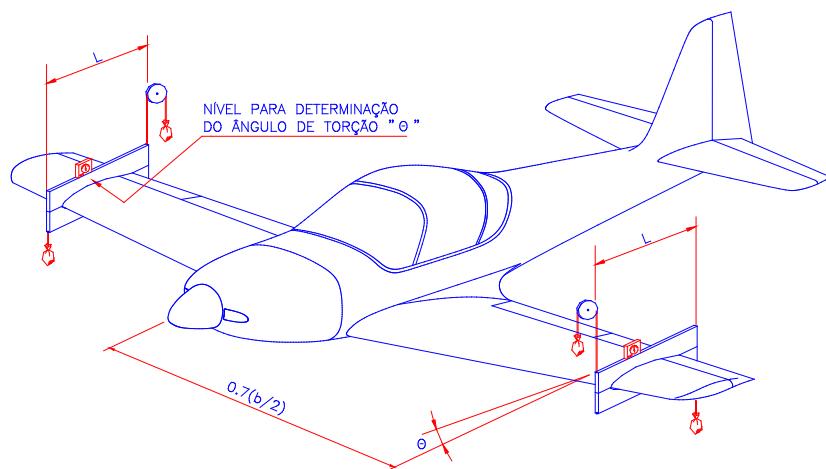
O BCAR (1972) determina que a velocidade crítica de *flutter* (V_{CF}) não pode ser inferior a 125% da velocidade de mergulho (V_d).

Na equação acima, b denota a envergadura da asa, ρ_0 denota a densidade do ar, λ denota o afilamento da asa, σ_w denota a densidade relativa da asa em relação à densidade do ar, \bar{c} denota a corda média geométrica das asas. As demais variáveis são determinadas através dos seguintes ensaios:

- ◊ Ensaio 1 – Ensaio para determinação da rigidez torcional da asa (m_Θ)
- ◊ Ensaio 2 – Ensaio para determinação da rigidez à flexão da asa (l_φ)
- ◊ Ensaio 3 – Ensaio para a determinação do eixo de inércia da asa (g)
- ◊ Ensaio 4 – Ensaio para a determinação do eixo elástico da asa (h)

Os esquemas para a realização de cada um destes ensaios aparecem, respectivamente, na Figura 4.77, na Figura 4.78, na Figura 4.79 e na Figura 4.80.

SUGERE-SE FAZER ALCUMAS MEDIÇÕES, VARIANDO PAULATINAMENTE AS FORÇAS "F", PARA SE OBTER UMA MÉDIA CONFIÁVEL



FORÇA F (kgf)	MOMENTO $F \cdot L$ (kgf.m)	ASA DIREITA			ASA ESQUERDA			
		ÂNGULO θ (graus)	Δ ÂNGULO θ (graus)	Δ ÂNGULO θ (rad.)	$m\theta$ (kgf.m/rad)	ÂNGULO θ (graus)	Δ ÂNGULO θ (graus)	Δ ÂNGULO θ (rad.)

Figura 4.77 – Ensaio para determinação da rigidez torcional da asa ($m\theta$)

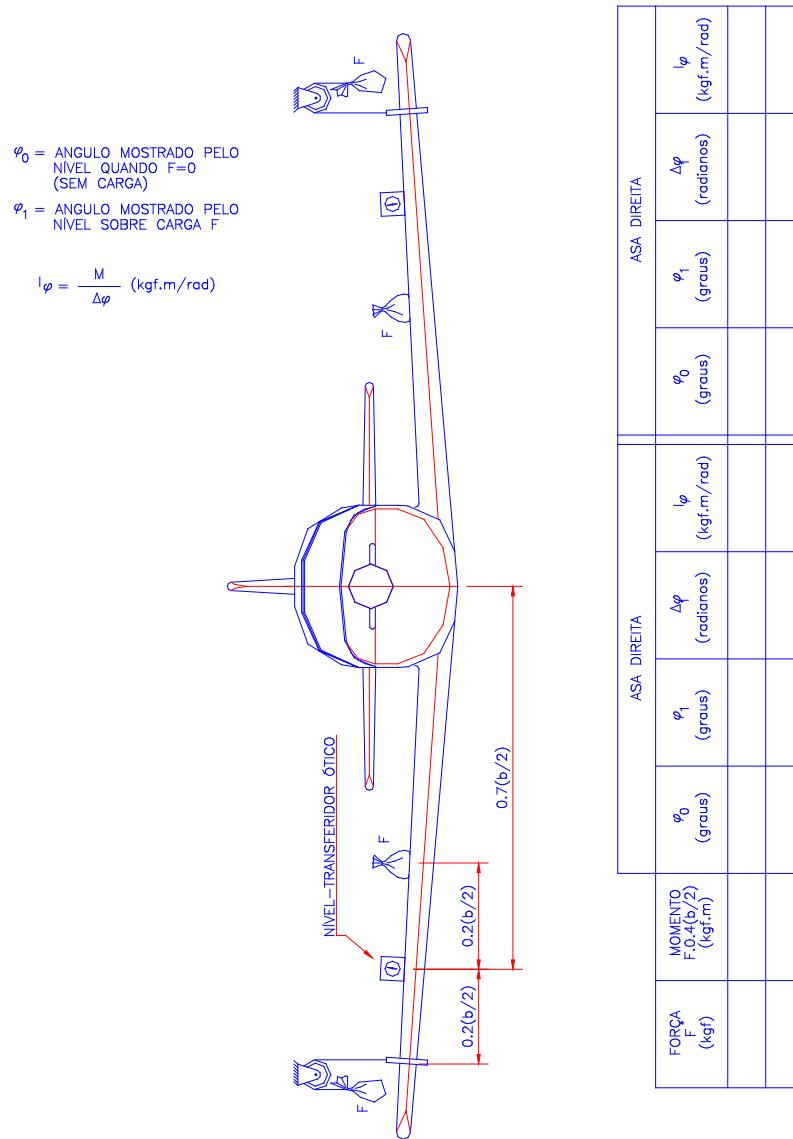
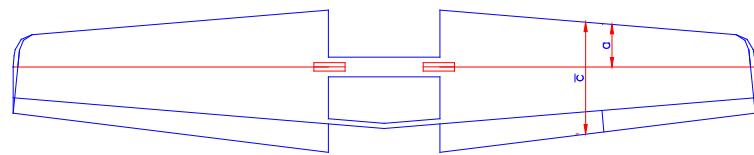
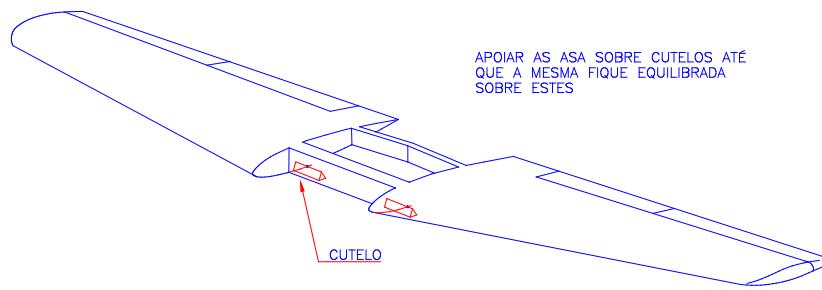


Figura 4.78 – Ensaio para determinação da rigidez à flexão da asa (l_φ)



\bar{c} = CORDA MÉDIA GEOMÉTRICA DA ASA

$$g = -\frac{a}{\bar{c}}$$

Figura 4.79 – Ensaio para a determinação do eixo de inércia da asa (g)

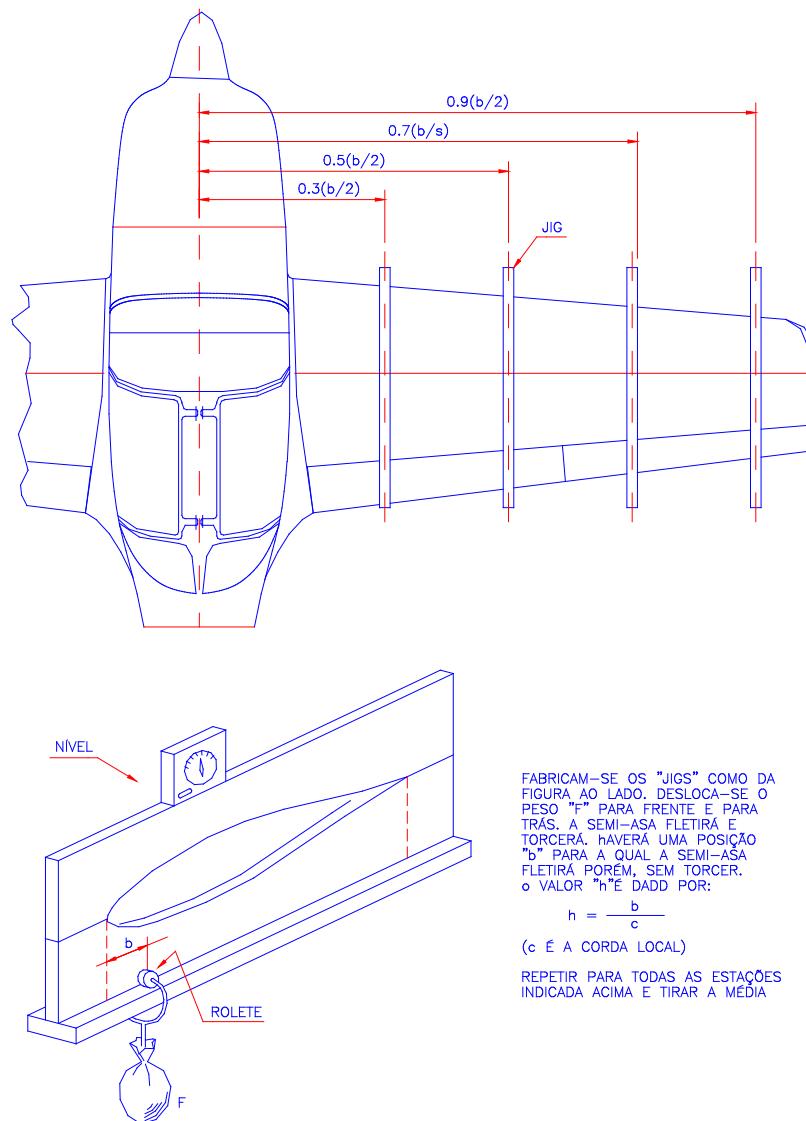


Figura 4.80 – Ensaio para a determinação do eixo elástico da asa (h)

4.8 DOCUMENTAÇÃO

Para o *Triathlon*, os relatórios de *Especificações e Requisitos*, de *Estudos Preliminares*, do *AnteProjeto*, do *Projeto*, de *Concordância* e o *Relatório Descritivo* estão todos agrupados no documento *Projeto CB.10 Triathlon – Parte I* (Barros, 1999).

O documento *Projeto CB.10 Triathlon – Parte II* (Barros, 1999) contém os *Desenhos de Fabricação*.

Os relatórios de *Fabricação* e de *Ensaios* serão elaborados durante e após a fabricação da aeronave.

5 SÍNTESE DO PROJETO *TRIATHLON*

Com o objetivo de permitir uma análise crítica do projeto desenvolvido ao longo do capítulo anterior, apresenta-se, neste capítulo, uma síntese do projeto *Triathlon*, acompanhada de gráficos e tabelas ilustrativos.

5.1 TRÊS VISTAS DA AERONAVE *TRIATHLON*

A Figura 5.1 apresenta as três vistas da aeronave *Triathlon* após o término do projeto.

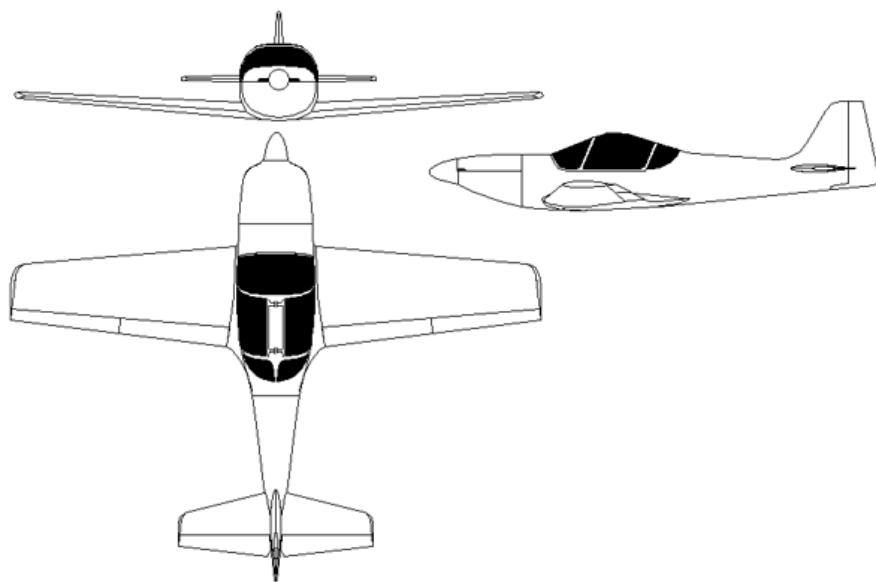


Figura 5.1 – Três vistas

Considera-se que a aeronave *Triathlon*, conforme a Figura 5.1, apresenta-se esteticamente equilibrada. As concordâncias adotadas na junção asa-fuselagem, na transição cabine/cone de cauda, cone de cauda.empenagens, atenderam satisfatoriamente, tanto o desempenho aerodinâmico, quanto ao *design*.

Analogamente, as proporções geométricas gerais da aeronave permitiram conciliar a eficiência estrutural, a acomodação dos componentes internos e tripulação, a eficiência aerodinâmica e a estética.

5.2 COMPARAÇÃO ENTRE PARÂMETROS ESTIMADOS E OBTIDOS

A Tabela 5.1 apresenta os valores de vários parâmetros de projeto estimados para o *Triathlon* na fase dos *Estudos Preliminares* (adotados na *Tabela Comparativa*) e estes valores ao final do *Projeto Detalhado*.

Tabela 5.1 - Comparaçāo entre os parāmetros estimados e obtidos (versão utilitária)

		CB-10 Triathlon (preliminar)	CB-10 Triathlon (final)	Variāção percentual			CB-10 Triathlon (preliminar)	CB-10 Triathlon (final)	Variāção percentual
Dimensões Externas		0	0		Desempenho				
Envergadura	m	7.40	7.45	0.70	Velocidade max. nivelado	km/h	280	324	15.70
Comprimento total	m	6.10	6.27	2.80	Velocidade nunca excedida	km/h	340	368	8.20
Altura da cabine	m				Velocidade de cruzeiro 75%	km/h	245	290	18.40
Largura da cabine	m	1.06	1.09	2.80	Velocidade de manobra	km/h			
Corda na raiz	m	1.54	1.55	0.70	Velocidade stall c/ flaps	km/h	83	83	0.00
Corda na ponta	m	0.77	0.78	0.70	Velocidade stall s/ flaps	km/h	95		-
Braço EH	m	3.32	3.44	3.60	Razāo de subida	m/s	6	9	50.00
Braço EV	m	3.60	3.72	3.30	Teto de serviço	m	5200		-
Número de assentos	un	2	2	-	Distância de decolagem	m	200		-
Características da asa					Distância de pouso	m	200	154.1	-23.00
Alongamento		6.41	6.41	0.00	Distância dec. c/ obst. 15m	m			
Afilamento		0.50	0.50	0.00	Distância pouso c/ obst. 15m	m			
Diedro	°	4	4	-	Alcance	km	1200	1050	-12.50
Incidēcia na raiz	°				Autonomia	h		6.57	-
Incidēcia na ponta	°				Razāo de planeio	hor/ver			
Espessura relativa	%				Grupo Motopropulsor				
Perfil da raiz					Motor / modelo		Rotax 914	NSI	-
Perfil da ponta					Poténcia	hp	115	120	4.40
Caract. das empenagens					Peso do motor	kg	74	101	36.50
Alongamento da Emp.Hor.		4	4	0.00	Hélice / modelo				
Afilamento da Emp.Hor.		0.5	0.5	0.00	Ø hélice x passo	m x m			
Enverg.Asa / Enverg. E.H.		2.70	2.70	0.00	Peso / poténcia	kg/hp	5.220	5.080	-2.70
Área profundi / Área E.H.		0.3	0.3	0.00	Poténcia / peso	hp/kg	0.190	0.200	5.30
Áreas					Consumo (Poténcia Maxima)	l/h	32	33	3.10
Asa	m ²	8.55	8.66	1.30	Material utilizado	Mat.Comp	Mat.Comp		-
Empenagem vertical	m ²	1.17	1.17	0.00					
Empenagem horizontal	m ²	1.85	1.85	0.00					
Pesos e Cargas									
Peso Vazio	kg	350	355	1.40					
Peso Max. de decolagem	kg	600	610	1.70					
Carga útil	kg	250	255	2.00					
Peso do combustível	kg	58	72	24.00					
Carga alar máxima	kg/m ²	70.16	70.44	0.40					
Carga maxima / envergadura	kg/m	81.08	81.88	1.00					
Fator de carga (limite)	G	+4.4 / -2.2	+4.87 / -2.87	10.70					

Note-se que alguns parâmetros mantiveram até ao final os valores estimados inicialmente (área de empenagens, alongamento, velocidade de estol, etc.). Outros sofreram pequena alteração (área da asa, comprimento da fuselagem, largura da cabine, etc.). Finalmente, alguns sofreram alterações significativas (velocidade máxima, velocidade de cruzeiro, razão de subida etc.).

Note-se que os parâmetros que sofreram alterações mais significativas são aqueles relacionados ao desempenho da aeronave, sobretudo aqueles que entram diretamente nas fórmulas dos índices *CAFE*. Todos eles tiveram os valores definitivos mais favoráveis do que os valores estimados.

De fato, como era de se supor, ao longo do projeto tentou-se forçar as modificações no sentido de melhorar o desempenho da aeronave em desenvolvimento, tanto quanto possível. Assim, ao final do projeto, a aeronave apresentou um desempenho superior ao estimado inicialmente.

5.3 DESEMPENHO

A Tabela 5.1 apresenta, para a categoria *utilitário*, os principais parâmetros de desempenho aerodinâmico, comparando os limites almejados com os valores obtidos após o projeto.

Tabela 5.1 – Comparaçāo entre valores estimados e valores calculados

Parāmetro	Valor Almejado	Valor calculado
Velocidade máxima nivelada	$\geq 280 \text{ km/h}$	324 km/h
Velocidade de cruzeiro a 75% da potência	$\geq 260 \text{ km/h}$	290 km/h
Velocidade de estol com flapes	$\leq 83 \text{ km/h}$	83 km/h
Razão de subida	$\geq 6 \text{ m/s}$	9 m/s
Corrida de pouso	$\leq 250 \text{ m}$	155 m

Note-se que todos os limites foram atendidos com folga, exceto a velocidade de estol, a qual foi imposta *a priori*, uma vez que não era prioridade do projeto obter tal velocidade abaixo do limite estabelecido pela norma *JAR-VLA*.

Gráficos de barras comparando o desempenho obtido para o *Triathlon*, na categoria *utilitário*, com o desempenho dos principais concorrentes mundiais aparecem na Figura 5.2 , Figura 5.3, Figura 5.4, Figura 5.5 e Figura 5.6, correspondendo aos cinco parâmetros da Tabela 5.1, respectivamente.

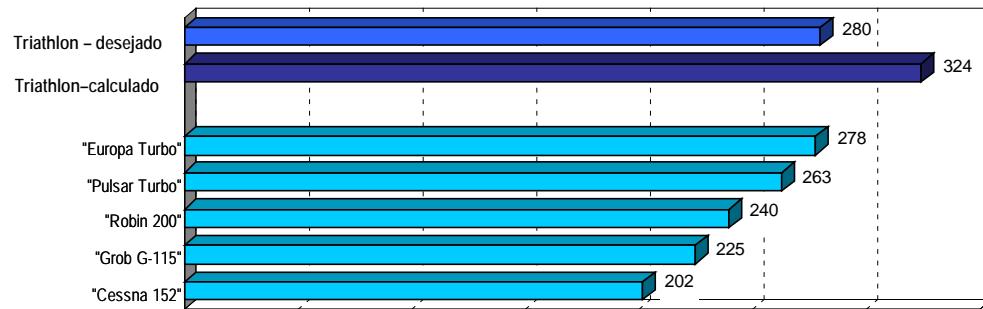


Figura 5.2 - Velocidade máxima em vôo nivelado

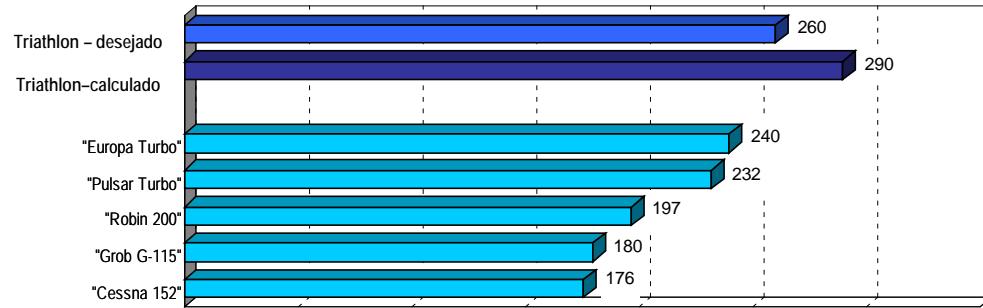


Figura 5.3 - Velocidade de cruzeiro a 75% da potência máxima

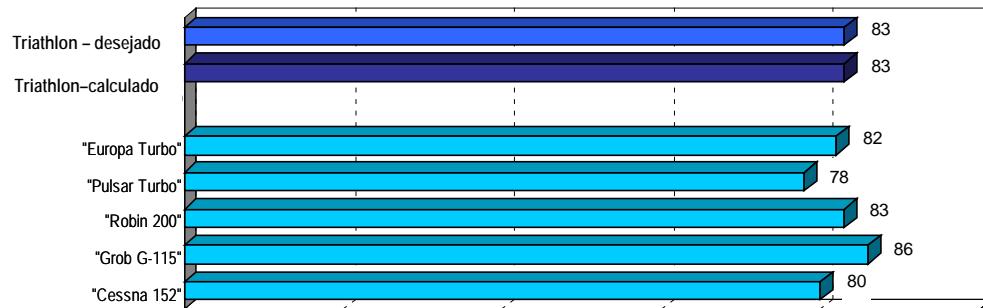


Figura 5.4 - Velocidade de estol

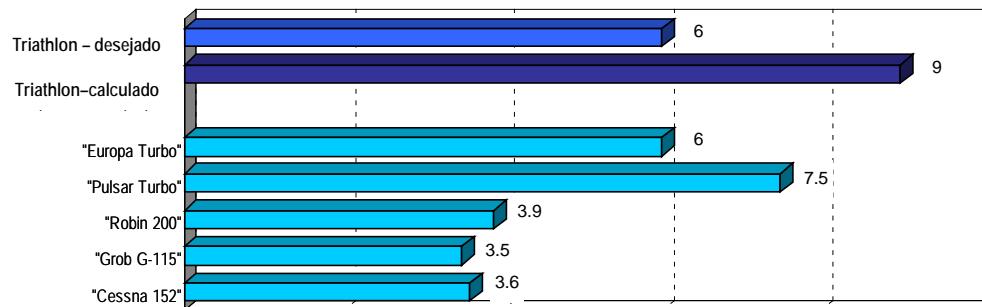


Figura 5.5 - Razão de subida

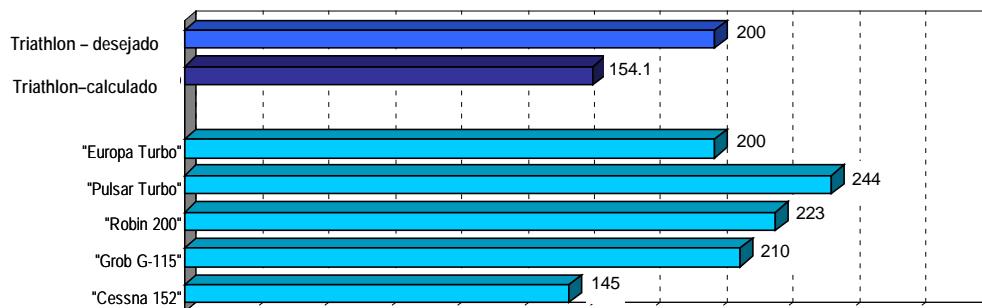


Figura 5.6 - Corrida de pouso

Note-se que em todas as figuras aparece indicado o limite preestabelecido para o projeto.

Quanto à velocidade máxima em vôo nivelado, à velocidade de cruzeiro a 75% da potência e à razão de subida, o *Triathlon* apresentou um desempenho muito superior a todos os seus concorrentes.

Na categoria *acrobático* (um único tripulante e 40 litros de combustível), o *Triathlon*, pelos critérios de projeto adotados, poderá suportar os fatores de carga limite de +6g e -3g, estando apto a realizar todas as manobras acrobáticas previstas anteriormente (*looping*, *tunneau* rápido, *tunneau* lento, *immelmann*, estol, oito cubano, reversão, etc.). Além disso, o *Triathlon*, também de acordo com os critérios de projeto, tem a capacidade de entrar e de sair de um parafuso.

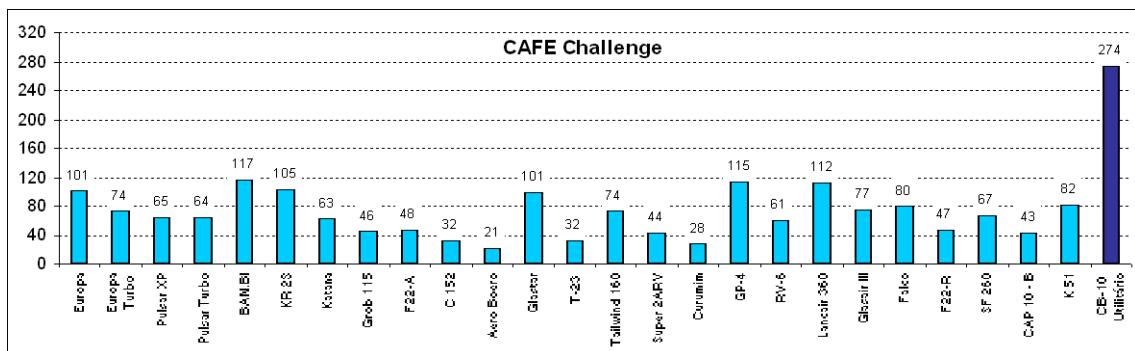
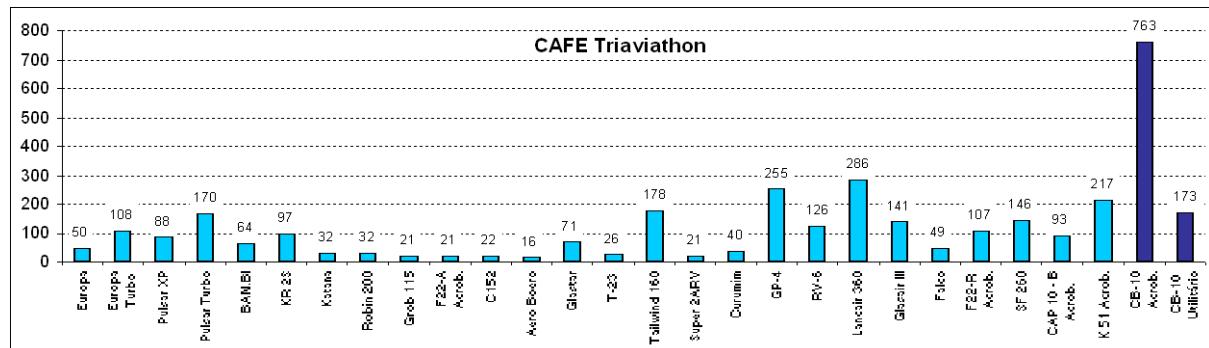
Quanto ao rolamento, o *Triathlon* será mais ágil que seus congêneres, só perdendo para aqueles projetados exclusivamente para vôo acrobático (Tabela 5.2).

Tabela 5.2 – Razão de rolamento

Aeronave	Razão de rolamento
Cessna 152	47°/sec
Tailwind	47°/sec
RV-6	80°/sec
Glasair III (23')	100°/sec
CB-10 Triathlon	151°/sec
One Design ¹	360°/sec

5.3.1 FATORES COMBINADOS DE DESEMPENHO

Na Figura 5.7 e na Figura 5.8 aparecem gráficos de barras para os índices $CAFE_{Challenge}$ e $CAFE_{Triaviathon}$, respectivamente, comparando o *Triathlon* com as demais aeronaves da *Tabela Comparativa*.

**Figura 5.7 - CAFE Challenge****Figura 5.8 - CAFE Triaviathon**

¹ Aeronave voltada exclusivamente para o vôo acrobático

Note-se que, na Figura 5.7, o *Triathlon* aparece na categoria *utilitário*, apresentando um desempenho combinado muito superior a todos os demais.

Na Figura 5.8, o *Triathlon* aparece nas duas categorias, apresentando um bom desempenho na categoria *utilitário* e um desempenho muito superior a todos os demais na categoria *acrobático*. Deve ser lembrado, no entanto, que, para a categoria *acrobático*, considera-se o *Triathlon* operando com apenas um tripulante e metade da capacidade de combustível. Assim, o desempenho do *Triathlon* na categoria *acrobático* deve ser relativizado.

5.4 CARACTERÍSTICAS PRETENDIDAS

De um modo geral, todas as características pretendidas para o projeto foram atingidas. Entre elas merecem ser mencionadas:

Simplicidade construtiva e custo de fabricação

Utilizando-se quase que exclusivamente materiais nacionais – à exceção de parafusos e porcas – a célula do *Triathlon* será construída com revestimento tipo sanduíche, sem moldes, com poucas nervuras e cavernas de fácil construção. Assim, o *Triathlon* será uma aeronave fácil de fabricar e de baixo custo.

Grupos moto-propulsores

Conforme apresentado no Capítulo 4, podendo operar com diversas opções de grupo moto-propulsores, o *Triathlon* será versátil quanto à motorização. Os principais motores da categoria foram examinados, permitindo que o construtor possa optar entre maior confiabilidade e menor custo.

Ergonomia e Design

Através dos argumentos e estudos apresentados no Capítulo 4, pode-se afirmar que o *Triathlon* possui um design atual e, em particular, uma cabine ergonomicamente adequada, tanto para tripulantes de baixa estatura ($1.55m$) como para tripulantes de estatura elevada ($1.95m$).

6 CONCLUSÃO

Apresentou-se uma metodologia de projeto de aeronaves leves subsônicas que abrange desde a fase inicial da definição da aeronave até o término de todo o seu detalhamento. Trata-se de uma metodologia que foi se estabelecendo ao longo de décadas de trabalhos no Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG.

Sendo coerente com as principais metodologias de projeto de aeronaves mundialmente reconhecidas, a que aqui é proposta possui características próprias que a colocam como, provavelmente, o procedimento da atualidade mais bem adaptado para o projeto de aeronaves leves subsônicas.

Estruturada em etapas dispostas de um modo lógico e seqüencial, a metodologia proposta apresenta-se como um valioso instrumento para a condução ordenada e sistemática de todas as atividades de geração de novas aeronaves.

Direcionada para o projeto de aeronaves leves, evita a descrição de etapas desnecessárias para esta categoria, detalhando, por outro lado, aquelas de fundamental importância para este tipo de projeto.

Entre os principais aspectos inovadores da metodologia proposta, merecem ser mencionados:

- i) a apresentação de um elenco de técnicas de comparação mais abrangente que as anteriores. Estes métodos comparativos possuem um papel ativo no projeto, não se restringindo a posicionar a aeronave em relação às demais, mas também indicar para a equipe de projeto as direções mais promissoras.
- ii) a introdução da comparação das aeronaves através de suas vistas em planta na mesma escala. Não obstante se tratar de uma idéia simples e de fácil implementação, mostra-se um instrumento rápido e eficaz para suporte dos métodos comparativos.

- iii) a descrição de uma forma jamais apresentada na literatura, de algumas etapas do projeto de fundamental importância para a sua execução. Por exemplo, o modelamento tridimensional da fuselagem, os critérios para escolha da perfilagem, as tabelas de comparação das proporções gerais e a apresentação das vantagens e desvantagens de diversas opções de configuração externa e interna.
- iv) a inclusão de modernos índices globais de desempenho (*CAFE*) entre os parâmetros de comparação.

Através do desenvolvimento, passo-a-passo de uma nova aeronave leve de alto desempenho, a metodologia aparece acompanhada de um exemplo prático que funciona como um roteiro didático para a orientação de futuros projetistas.

7 SUGESTÕES

Como sugestões de trabalhos futuros baseados no presente estudo pode-se propor:

- i) estudar a possibilidade de informatizar algumas tarefas da metodologia, até o momento, executadas manualmente.
- ii) analisar a possibilidade e conveniência de substituição de alguns procedimentos numéricos adotados por outros mais precisos. Por exemplo, para o cálculo de cargas sobre as asas, adotar o Método de Multhopp ou o Método dos Painéis no lugar do Método de Stender.
- iii) verificar a conveniência em se substituir o procedimento de cálculo de polar segundo Pullin (1976) pelo procedimento proposto em (Pinto, et.allii, 1999).
- iv) estudar a possibilidade de desenvolvimento de uma metodologia semelhante para outras categorias de aeronaves.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Abbot, I.H.; Doenhoff, A.E., 1958, "Theory of Wing Sections". New York; Dover Publications Inc.

Albuquerque, O.A.L.P., 1980, "Elementos de Máquinas". Rio de Janeiro; Editora Guanabara II.

Anderson Jr., J.D., 1991, "Fundamental of Aerodynamics". New York; Mc-Graw-Hill Inc.

Andrade, R.P., 1991, "História da Construção Aeronáutica no Brasil". São Paulo; ArtGraph.

Angelucci, E., 1974, "Great Aeroplanes of the World". Feltham; Hamlyn Publishing Group Limited.

Arnold, M., 1997, "Inverse Pressure Gradient Matching" Oshkosh; Sport Aviation; Experimental Aviation Association; vol. 46; n° 5.

Barros, C.P., 1975, "Cálculos do Planador CB-2 "Minuano"". Belo Horizonte; CEA - EEUFGM.

Barros, C.P., 1985, "Cálculos da Aeronave CB-7 "Vesper"". Belo Horizonte; CEA - EEUFGM.

Barros, C.P., 1992, "Cálculos da Aeronave CB-9 "Curumim"". Belo Horizonte; CEA - EEUFGM.

Barros, C.P., 1995, "Introdução ao Projeto de Aeronaves". Belo Horizonte; CEA - EEUFGM.

Barros, H.L., 1986, "Alberto Santos-Dumont". Rio de Janeiro; Editora Index.

Bingelis, T., 1986, "Sportplane Construction Techniques". Austin; Sportplane Builder Publications.

Blackstron, A.A., 1970, "EAA Aircraft Series - File Number 3 - Design". Winsconsin; Experimental Aircraft Association.

Bowman Jr., J.S., 1971, "Summary of Spin Technology as Related to Light General-Aviation Airplanes". Hampton; NASA Technical Note D 6575.

Brost, R., 1970, EAA Aircraft Series - File Number 3 - Design". Winsconsin; Experimental Aircraft Association.

Brotero, F.A.; Vieira, A.; Alvarenga, E.M., 1941, "Boletim n° 29". São Paulo; IPT - São Paulo.

Bruhn, E.F., 1965, "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures". Ohio; Tri-Stste Offset Co.

Coates, A., 1979, "JANE'S World Sailplandes and Motor Gliders". Londres; MacDonald and Jane's Publishers Ltda.

Cox, J., 1994, "Dream Catcher". Oshkosh; Sport Aviation; Experimental Aircraft Association; vol. 43; n° 8.

Crawford, D.R., 1986, "Airplane Design". Torrance; Crawford Aviation.

Dodbelle, S.S.; Dam, C.P. van, 1986, "Design of Fuselage Shapes for Natural Laminar Flow". NACA Report 3970.

Eastman, N.J.; Kenneth, E.W., 1935, "Interference of Wing and Fuselage from Tests of 209 Combinations in the NACA Variable-Density Tunnel". NACA Report 540.

Frati, S.; 1946, "L'Aliante". Milano; Editora Ulrico Hoepli.

Galvão, F.L., 1970, "Nota Técnica Sobre Corpos Fuselados". São José dos Campos; Revista ITA Engenharia; vol. 1; n° 4.

Gladney, J.N., 1970, "EAA Aircraft Series - File Number 3 - Design". Winsconsin; Experimental Aircraft Association.

Hale, F.J., 1984, "Aircraft Performace, Selection, and Design". New York; Jonh Wiley&Sons.

Hall, Holowenko L., 1968, "Elementos Orgânicos de Máquinas". São Paulo; Editora Ao Livro Técnico S.A..

Hicks, R.M. et alli., 1975, "Effects of Forward Contour Modification on the Aerodynamic Characteristics of the NACA 64₁ - 212 Airfoil Section". NASA TM-X-3293.

Hoerner, S.F., 1965, "Fluid Dynamic Drag". Publicado pelo autor.

Hoerner, S.F., 1965, "Fluid Dynamic Lift". Publicado pelo autor.

Hollmann, M., 1996, "Composite Aircraft Design". Monterey, Aircraft Design, Inc.

Hollmann, M., 1996, "Modern Aircraft Design, Volume 1". Monterey, Aircraft Design, Inc.

Hollmann, M., 1996, "Modern Aircraft Design, Volume 2". Monterey, Aircraft Design, Inc.

Irving, F.G., 1966, "An Introduction to the Longitudinal Static Stability of Low Speed Aircraft". Londres; Pergamon Press.

Kovacs, J., 1986, "Filosofia do Projeto". São José dos Campos.

Küchemann, D., 1978, "The Aerodynamic Design of Aircraft". New York, McGraw-Hill Co.

Kuhn, P., 1956, "Stresses in Aircraft and Shell Structures". New York; McGraw-Hill Co.

Lambie, J., 1984, "Composite Construction fo Homebuilt Aircraft". Hummelstown; Aviation Publishers.

Lucato, D., 1991, "Contribuição ao projeto de trem de pouso, tipo Wittman, em lâmina ortotrópica trasversa de material composto vidro e epoxi, para aeronaves enquadradas no F.A.R. Part-23". São Carlos; Publicado pelo autor.

Marshall, A.C., 1994, "Composite Basics". Walnut Creek; Marshall Consulting.

McCormick, B.W., 1979, "Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics". New York; Jonh Wiley&Sons.

McGhee, R.J., et alli, 1973, "Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a 17-percent-thick Airfoil Section Design for General Aviation Applications". Hampton, NASA Technical Note D 7428.

Megson, T.H.G., 1972, "Aircraft Structure for Engineering Students". London; Edward Arnold Ltd.

Milikan, C.B., 1941, "Aeordynamics of the Airplane". New York; Jonh Wiley and Sons.

Mondey, D., 1978, "The Illustrated Encyclopedia of Aircraft". Sidney; Hamlyl.

Morelli, P., 1976, "Static Stability and Control of Sailplanes". Torino; OSTIV - Levrotto & Bella.

Parkin, B., 1970, "Glass Reinforced Plastics". Londres, Iliffe Books.

Pazmany, L., 1963, "Light Airplane Design". San Diego; Pazmany Aircraft Corporation.

Pazmany, L., 1986, "Landing Gear Design for Light Aircraft". San Diego; Pazmany Aircraft Corporation.

Peery, D.J., 1950, "Aircraft Structures". New York; McGraw-Hill Co.

Pereira, R., 1997, "Enciclopédia de Aviões Brasileiros". São Paulo; Editora Globo.

Pereira, R., 1991, "História da Construção Aeronáutica no Brasil". São Paulo; ArtGraph Editora

Perkins, C.D.; Hage, R.E., 1950, "Airplane Performance Stability and Control". New York, Jonh Wiley&Sons Inc.

Pessoa, L.T., 1989, "História da Aviação Comercial Brasileira". São Paulo; Editora Rios Ltda.

Poberezny, P., Schmid, S.H., 1970, "EAA Aircraft Series - File Number 3 - Design". Winsconsin; Experimental Aircraft Association.

Pullin, D.C., 1976, "Apostila de “Aerodinâmica do Avião ; Desempenho”. Belo Horizonte; CEA-EEUFMG.

Pullin, et alli, 1976, "Apostila de "Estabilidade e Controle dos Aviões". Belo Horizonte; CEA-EEUFMG.

Quast, A.; Horstmann, K.H., 1984, "Profile design for wings and propellers". NASA TM -77785.

Raymer, D.P., 1989, "Aircraft Design: A Conceptual Approach". Washington; AIAA Education Series.

Riblertt, H., 1996, "GA Airfoils". Harry C. Riblett.

Roskan, J., 1985, "Airplane Design". Ottawa; Roskan Aviation and Engineering Corporation.

Schilichting, H. et alli, 1979, "Aerodynamics of the Airplane". New York; McGraw-Hill International Book Co.

Schwartz, R.T. et alli, 1968, "Fundamental Aspects of Fiber Reinforced Plastic Composites". New York; Interscience Publishers.

Sechler, E. E.; Dunn, L. G., 1963, "Airpllane Structural Analysis and Design". New York; Dover Publications.

Seeley, B.A., 1993, "A tale of Two Trophies". Oshkosh; Sport Aviation; Experimental Aircraft Association; vol. 42; n° 10.

Silva Jr., J.F., 1962, "Resistência dos Materiais". Rio de Janeiro; Ao Livro Técnico.

Somers, D. M., 1981, "Design and Experimental Results for a Flapped Natural - Laminar Flow Airfoil for General Aviation Applications". NASA Technical Paper 1865.

Stender, W., 1969, "Sailplane Weight Estimation". Organisation Scientifique et Technique Internationale de Vol a Voile.

Stinton, D., 1983, "The Design of the Aeroplane". Londres, Granada Publishing.

Stratford, B.S., 1959, "The Prediction of Separation of Turbulent Boundary Layer". Farnborough; Journal of Fluid Mechanics.

Strojnik, A., 1995, "Low Power Laminar Aircraft Design". Tempe; Arizona; Alex Strojnik.

Strojnik, A., 1995, "Low Power Laminar Aircraft Structures". Tempe; Arizona; Alex Strojnik.

Strojnik, A., 1995, "Low Power Laminar Aircraft Technologies". Tempe; Arizona; Alex Strojnik.

Talay, A.T., 1975, "Introduction to the Aerodynamics of Flight". NASA SP367.

Taylor, J.W.R., 1977, "JANE'S - All the World's Aircraft 76-77". London; JANE'S Yearbooks.

Tewary, V.K., 1978, "Mechanics of Fiber Composites". New Delhi; Wiley Eastern Limited.

Thomas, F., 1979, "Grundlagen für der Entwurf von Segelflugzeugen". Stuttgart; Motorbuch Verlag.

Timoshenko, S.P., 1973, "Resistência dos Materiais". Rio de Janeiro; Ao Livro Técnico S.A..

Torenbeck, E., 1981, "Systhesis of Subsonic Airplane Design". Delft; Delft University Press.

Vandaele, J., 1962, "Apostila de Projeto de Aeronaves". São José dos Campos; ITA/CTA.

Von Mises, R., 1959, "Theory of Flight". New York; Dover Publications Inc.

Wood, D., 1986, "Jane's World Aircraft Recognition Handbook". Londres; MacDonald and Jane's Publishers Ltda.

Wood, K.D., 1968, "Aircraft Design". Boulder; Johnson Publishing Company.