PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE DE AVIAÇÃO GERAL E ANÁLISE DE COMPROMISSOS

Serviço de Pós-Graduação EESC/USP
EXEMPLAR REVISADO
Data de entrada no Serviço.....01/02/05
Ass.:..... <i>lesan</i>

ALVARO MARTINS ABDALLA

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção de Título de Mestre em Engenharia Mecânica.

DEDALUS - Acervo - EESC

ORIENTADOR: Prof. Dr. Fernando Martini Catalano

São Carlos
2004

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **ALVARO MARTINS ABDALLA**

Dissertação defendida e julgada em 19-11-2004 perante a Comissão Julgadora:

Prof. Associado **FERNANDO MARTINI CATALANO** (Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovado

Prof. Dr. **PAULO CELSO GRECO JUNIOR**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

APROVADO

Dr. **SERGIO BITTENCOURT VARELA GOMES**
(Banco Nacional do Desenvolvimento Econômico e Social/BNDES)

APROVADO

Prof. Associado **JONAS DE CARVALHO**
Coordenador do Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Mecânica

Profa. Titular **MARIA DO CARMO CALIJURI**
Presidente da Comissão de Pós-Graduação

Aos meus pais e a minha esposa Maria Lúcia,
pelo incentivo e apoio

AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr. Fernando Martini Catalano pelo incentivo e pela orientação fornecida durante a elaboração deste trabalho.

Ao Prof. Dr. Michael George Maunsell pela motivação inicial naquela manhã de 15 de junho de 1994.

Aos meus colegas de São Carlos, James Waterhouse e Lee Shung Sheng pelo apoio e incentivo, aos engenheiros Olympio Sambatti e Joseph Kovács pela participação neste trabalho, ao grande amigo Michel Cury (em memória) pelo incentivo e ao colega Osvaldo Vasconcelos pelo apoio.

A todos os colegas, professores e funcionários do Departamento de Mecânica da EESC/USP pela atenção.

Ao engenheiro Flavio Lucio Moutinho PST/IFI/CTA por todo o apoio e colaboração.

A todos os colegas, professores e funcionários do Departamento de Mecânica da EESC/USP pela atenção e apoio e a todos os colegas do Centro Técnico Aeroespacial pelo apoio.

E para finalizar, peço desculpas a todas as pessoas que contribuíram direta ou indiretamente neste trabalho e não os citei.

Sumário

LISTA DE FIGURAS	i
LISTA DE TABELAS	viii
LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS	ix
LISTA DE SÍMBOLOS	x
RESUMO	xii
<i>ABSTRACT</i>	xiii
1. INTRODUÇÃO	1
1.1. O Projeto Conceitual – Definição	1
1.2. O Projeto PCA	3
2. ANÁLISE DA AVIAÇÃO GERAL NOS ESTADOS UNIDOS E BRASIL	6
2.1. Estados Unidos	6
2.1.1. Aviação Geral – Mercado	7
2.1.1.1. Número de Assentos	9
2.1.1.2. Tipo e Configuração do Sistema de Controle	13
2.1.1.3. Definição do Sistema Típico da Aviação Geral	14
2.1.1.4. Conclusão	16
2.2. Aviação Geral no Brasil em Números	20
2.2.1. Principais competidores no Brasil	21

3. RETROSPECTIVA - Análise comparativa dos aviões por categoria	27
3.1. Aeronaves da categoria Agrícola	27
3.2. Aeronaves da categoria Biplaces (2 ocupantes)	36
3.3. Aeronaves da categoria Quadriplaces (4 ocupantes)	44
3.4. Aeronaves da categoria Hexaplace (6 ocupantes)	52
4. METODOLOGIA APLICADA	61
4.1. Configuração Única	62
4.2. Família de aeronaves	64
4.3. Corpos Fuselados e Fuselagem de Fluxo Laminar	65
4.4. Combustível Alternativo - Álcool Hidratado	67
4.5. Instrumentos – EFIS (Electronic Flight Instruments System)	71
4.6. CAFE – Comparative Aircraft Flight Efficiency	77
4.6.1. CAFE Challenge	79
4.6.2. CAFE Triviathon	81
4.7. Materiais Aeronáuticos: Alumínio x Compostos	82
4.7.1. Alumínio – Duralumínio	84
4.7.2. Materiais Compostos – Composite	86
4.7.3. Materiais Inteligentes – Smart Materials	89
4.8. Redução de Ruído	89
4.9. Estimativa de Pesos	91
4.9.1. Metodologias Utilizadas para Estimativa de Pesos	93
4.9.2. Descrição dos Métodos	95
4.9.2.1. Método de Raymer	95
4.9.2.2. Método de Roskam	98
4.9.2.3. Método PCA	101
4.9.2.4. Método da SAWE – Society of Allied Weight Engineers	103
4.10. Área Molhada	104
4.11. Eficiência Aerodinâmica Global – L / D	115

4.12. Braço de empenagens – Lt	117
4.13. Escolha de Aerofólios	118
5. COMPROMISSOS	126
5.1. De projeto	126
5.2. Homologação	127
5.3. Fabricação e comercialização	128
6. DESCRIÇÃO DAS CARACTERÍSTICAS PRETENDIDAS	130
6.1. Sistemática do projeto	131
6.2. Configurações	134
6.2.1. Configuração Externa	134
6.2.1.1. Fuselagem	134
6.2.1.2. Asa	139
6.2.1.3. Empenagem Horizontal	140
6.2.1.4. Empenagem Vertical	140
6.2.2. Configuração Interna	140
6.2.2.1. Parâmetros Diversos	140
6.2.2.2. Carga Alar	141
6.2.2.3. Carga de Potência (W_o/hp)	141
6.2.2.4. Motorização	142
6.2.2.5. Cargas	147
7. DISCUSSÕES	148
7.1 Gráficos Comparativos	148
7.2 Análise de Parâmetros	160
8. RESULTADOS – Resumo	182
8.1 Análise dos Resultados	193

9. CONCLUSÃO	228
9.1. Quanto a Metodologia	228
9.2. Quanto ao Projeto PCA	229
9.3. Finais	238
10. APÊNDICES	
A Listagem do Programa para Dimensionamento da Empenagem	A-1
B Escolha do Aerofólio (Perfil) da Asa	B-1
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	240

Lista de Figuras

Figura 2.1 – Número de Assentos	página 9
Figura 2.2 – Número de Motores da típica aeronave da Aviação Geral	página 10
Figura 2.3 – Tipos de Motores	página 11
Figura 2.4 – Tipo de Trem de Pouso	página 12
Figura 2.5 – Configuração de Trem de Pouso	página 12
Figura 2.6 - Aeronaves Biplace	página 23
Figura 2.7 - Aeronaves Quadriplace	página 24
Figura 2.8 - Aeronaves Hexaplace	página 25
Figura 2.9 - Aeronaves Agrícolas	página 26
Figura 3.1 - Evolução Peso Total e Peso Vazio.	página 28
Figura 3.2 - Evolução Carga Paga e Peso Combustível.	página 28
Figura 3.3 – Evolução Comprimento Fuselagem e Volume Cabine	página 29
Figura 3.4 – Evolução Carga Alar e Carga Potência	página 30
Figura 3.5 - Evolução Alongamento e Afilamento da Asa	página 31
Figura 3.6 – Evolução Perfil X Carga Alar	página 31
Figura 3.7 – Evolução Velocidade de Estol, Velocidade de Cruzeiro	página 32
Figura 3.8 – Evolução Veloc. Máx. Cruzeiro e Veloc. de Estol / Perfis.	página 33
Figura 3.9 – Evolução Alcance	página 33
Figura 3.10 – Evolução Área da Asa e Envergadura da Asa	página 34
Figura 3.11 – Evolução Área de Flap / Ano	página 35
Figura 3.12 – Evolução Teto	página 35

Figura 3.13 – Evolução CAFE Challenge	página 35
Figura 3.14 – Evolução Peso Total e Peso Vazio	página 36
Figura 3.15 – Evolução Carga Paga e Peso de	página 37
Figura 3.16 – Evolução Comprimento Fuselagem e Volume Cabine	página 38
Figura 3.17 – Evolução Carga Alar e Carga de Potência	página 39
Figura 3.18 – Evolução Alongamento e Afilamento da Asa	página 39
Figura 3.19 – Evolução Perfil Aerodinâmico e Carga Alar	página 40
Figura 3.20 – Evolução Velocidade de Estol e Cruzeiro	página 41
Figura 3.21 – Evolução Velocidade Máxima de Cruzeiro e Estol / Perfil	página 41
Figura 3.22 – Evolução Alcance	página 42
Figura 3.23 – Evolução Área de Flap e Área da Asa	página 42
Figura 3.24 – Evolução Teto Máximo	página 43
Figura 3.25 – Evolução Peso Total e Peso Vazio	página 44
Figura 3.26 – Evolução Peso de Carga Paga e Combustível	página 45
Figura 3.27 – Evolução Comprimento Fuselagem e Volume Cabine	página 45
Figura 3.28 – Evolução Carga Alar e Carga de Potência	página 46
Figura 3.29 – Evolução Alongamento e Afilamento	página 47
Figura 3.30 – Evolução Perfil e Carga Alar	página 47
Figura 3.31 – Evolução Veloc. de Cruz. Máxima e Veloc. de Estol	página 48
Figura 3.32 – Evolução Velocidade de Cruzeiro Máxima e Estol / Perfil	página 49
Figura 3.33 – Evolução Alcance	página 49
Figura 3.34 – Evolução Área de Flap /Área de Asa	página 50
Figura 3.35 – Evolução Teto Máximo	página 51

Figura 3.36 – Evolução Peso Total e Peso Vazio	página 52
Figura 3.37 – Evolução Carga Paga e Peso de Combustível	página 53
Figura 3.38 – Evolução Comprimento Fuselagem e Volume Cabine	página 54
Figura 3.39 – Evolução Carga Alar e Carga de Potência	página 54
Figura 3.40 – Evolução Alongamento e Afilamento da Asa	página 55
Figura 3.41 – Evolução Carga Alar e Perfil Aerodinâmico	página 56
Figura 3.42 – Evolução Velocidade de Cruzeiro Máxima e Estol	página 57
Figura 3.43 – Evolução Velocidade de Cruzeiro Máxima e Estol	página 57
Figura 3.44 – Evolução Alcance	página 58
Figura 3.45 – Evolução Área de Flap / Área de Asa	página 59
Figura 3.46 – Evolução Teto Máximo	página 59
Figura 4.1 – Painel de Instrumentos utilizando EFIS	página 72
Figura 4.2 – Curva de Tendência para Área Molhada	página 111
Figura 4.3 - Perfis Aerodinâmicos	página 125
Figura 6.1 – Carga Alar e Carga de Potência / Ano – Agrícolas	página 132
Figura 6.2 – Carga Alar e Carga de Potência / Ano – Biplaces	página 133
Figura 6.3 – Carga Alar e Carga de Potência / Ano – Quadriplaces	página 133
Figura 6.4 – Carga Alar e Carga de Potência / Ano – Hexaplaces	página 134
Figura 6.5 – Perfil e Revolução do Perfil - NACA 64 1 A 012	página 136
Figura 6.6 – Revolução do Perfil em milímetros- NACA 64 1 A 012	página 136
Figura 6.7 - Fuselagem PCA	página 137
Figura 6.8 – Motores e Potência – Aeronaves Agrícolas	página 143
Figura 6.9 – Motores e Potência – Aeronaves Hexaplaces	página 143

Figura 6.10 – Motores e Potência – Aeronaves Biplaces	página 144
Figura 6.11 – Motores e Potência – Aeronaves Quadriplaces	página 144
Figura 6.12 – Aeronaves Hexaplaces e Potência de Motor	página 145
Figura 7.1 – Peso Total (W.O) x Peso Vazio (We)	página 149
Figura 7.2- Carga Paga x Peso de Combustível	página 149
Figura 7.3- Carga Alar e Carga de Potência	página 150
Figura 7.4 – Velocidade de Cruzeiro e Velocidade de Estol	página 150
Figura 7.5 – Alcance e Razão de Subida (Climb)	página 151
Figura 7.6 – Distancia de Decolagem e Aterrissagem	página 151
Figura 7.7 – Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine	página 152
Figura 7.8 – Alongamento e Afilamento	página 152
Figura 7.9 - Peso Total (W.O) x Peso Vazio (We)	página 153
Figura 7.10- Carga Paga x Peso de Combustível	página 153
Figura 7.11 - Carga Alar e Carga de Potência	página 154
Figura 7.12 – Velocidade de Cruzeiro e Velocidade de Estol	página 154
Figura 7.13 – Alcance e Razão de Subida (Climb)	página 155
Figura 7.14 – Distancia de Decolagem e Aterrissagem	página 155
Figura 7.15 – Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine	página 156
Figura 7.16 – Alongamento e Afilamento	página 156
Figura 7.17 - Peso Total (W.O) x Peso Vazio (We)	página 157
Figura 7.18 - Carga Paga x Peso de Combustível	página 157
Figura 7.19 - Carga Alar e Carga de Potência	página 158
Figura 7.20 – Velocidade de Cruzeiro e Velocidade de Estol	página 158

Figura 7.21 – Alcance e Razão de Subida (Climb)	página 159
Figura 7.22 – Distancia de Decolagem e Aterrissagem	página 159
Figura 7.23 – Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine	página 160
Figura 7.24 – Alongamento e Afilamento	página 160
Figura 7.25 - Potência de Superfície	página 164
Figura 7.26 - Carga de Potência	página 165
Figura 7.27 – Fator de Vitalidade	página 166
Figura 7.28 – Coerência de Carga	página 166
Figura 7.29 - Eficiência Global	página 167
Figura 7.30 – Sustentação Máxima	página 167
Figura 7.31 - Limpeza Aerodinâmica	página 168
Figura 7.32 - Eficiência Aerodinâmica	página 169
Figura 7.33 - CAFE challenge e CAFE triviathon	página 169
Figura 7.34 - Desempenho de Decolagem	página 170
Figura 7.35 - Potência de Superfície	página 171
Figura 7.36 - Carga de Potência	página 171
Figura 7.37 – Fator de Vitalidade	página 172
Figura 7.38 - Coerência de Carga	página 172
Figura 7.39 - Eficiência Global	página 173
Figura 7.40 - Sustentação Máxima	página 173
Figura 7.41 - Limpeza Aerodinâmica	página 174
Figura 7.42 - Eficiência Aerodinâmica	página 174
Figura 7.43 - CAFE challenge e CAFE triviathon	página 175

Figura 7.44 - Desempenho de Decolagem	página 175
Figura 7.45 - Potência de Superfície	página 176
Figura 7.46 - Carga de Potência	página 177
Figura 7.47 – Fator de Vitalidade	página 177
Figura 7.48 - Coerência de Carga	página 178
Figura 7.49 - Eficiência Global	página 178
Figura 7.50 - Sustentação Máxima	página 179
Figura 7.51 - Limpeza Aerodinâmica	página 179
Figura 7.52 – Eficiência Aerodinâmica	página 180
Figura 7.53 - CAFE challenge e CAFE triviathon	página 180
Figura 7.54 - Desempenho de Decolagem	página 181
Figura 8.0 – Fluxograma	página 182
Figura 8.1 – Página de Requisitos Operacionais	página 183
Figura 8.2 - Página Principal	página 184
Figura 8.3 – Página de Dimensionamento	página 185
Figura 8.4 – Página de Aerodinâmica	página 186
Figura 8.5 – Página de Performance	página 187
Figura 8.6 – Página de Estabilidade	página 188
Figura 8.7 – Página de Estrutura da Asa	página 189
Figura 8.8 – Página de Peso e Balanceamento	página 190
Figura 8.9 – Página de Trimagem	página 191
Figura 8.10 – Página de Desenho	página 192
Figura 8.11 – 3 Vistas PCA II	página 212

Figura 8.12 – 3 Vistas PCA IV	página 213
Figura 8.13 – 3 Vistas PCA VI	página 214
Figura 8.14 – Configuração Interna PCA II - Vista Lateral	página 215
Figura 8.15 – Configuração Interna PCA IV – Vista Lateral	página 215
Figura 8.16 – Configuração Interna PCA VI – Vista Lateral	página 215
Figura 8.17 – Configuração Interna PCA IV – Vista Topo	página 216
Figura 8.18 – Configuração Interna PCA II – Vista Topo	página 217
Figura 8.19 – Detalhe da Modificação de Configuração	página 218
Figura 8.20 – Escolha do Perfil – Apêndice B	página B-1
Figura 8.19 – Escolha do Perfil – Apêndice B	página B-2

Lista de Tabelas

Tabela 2.1 – Características Típicas das Aeronaves de Aviação Geral	página 7
Tabela 2.2 – Mercado da Aviação Geral por Tipo de Aeronave	página 8
Tabela 2.3 – Sistema de Controle de Vôo das Seis Aeronaves Topo	página 14
Tabela 2.4 – Motores Usados Nas Seis Aeronaves Top	página 15
Tabela 2.5 – Características da Aeronave Típica da Aviação Geral	página 17
Tabela 2.6 – Classificação de Componentes em Sistemas	página 18
Tabela 2.7 – 25 das Aeronaves Topos Fabricadas/modelos	página 19
Tabela 2.8 – Categoria Biplace (2 ocupantes)	página 22
Tabela 2.9 – Categoria Quadriplace (4 ocupantes)	página 23
Tabela 2.10 – Categoria Hexaplace (6 ocupantes)	página 24
Tabela 2.11 – Categoria Agrícolas	página 25
Tabela 4.1 – Propriedades Mecânicas e Densidade do Alumínio	página 85
Tabela 4.2 – Propriedades Mecânicas e Densidade de Compostos	página 87
Tabela 4.3 - Teste de Ruído em Ultraleves (Extraído do CAA database)	página 90
Tabela 4.10.1 – Área Molhada	página 113
Tabela 8.1 – Resultados de Projeto - Aeronave PCA II	página 193
Tabela 8.2 – Resultados de Projeto - Aeronave PCA VI	página 199
Tabela 8.3 – Resultados de Projeto - Aeronave PCA VI	página 205
Tabela 8.4 – Dados de Aeronaves – 2 Ocupantes	página 220
Tabela 8.5 – Dados de Aeronaves – 4 Ocupantes	página 223
Tabela 8.6 – Dados de Aeronaves – 6 Ocupantes	página 226

Lista de Abreviaturas e Siglas

ABAG	Associação Brasileira de Aviação Geral
CAFE	Comparative Aircraft Flight Efficiency
C.T.A	Centro Técnico Aeroespacial
DAC	Departamento de Aviação Civil
EFIS	Electronic Flight Instruments System
FAA	Federal Aviation Association
FAR	Federal Aircraft Requirements
GAATA	General Aviation and Air Taxi Activity
LTRS	Langley Technical Report Server
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NACA	National Advisory Committee For
USP	Universidade de São Paulo

Lista de Símbolos

Afilam	Afilamento da Asa
Bw	Envergadura da Asa
Cat	Categoria
Cc	Coerência de Carga
Cdo	Coefficiente de Arrasto (Limpeza Aerodinâmica)
Climb	Razão de Subida
Clmáx.	Coefficiente de Sustentação Máxima
Daterra	Distancia de Aterrissagem
Ddecl	Distancia de Decolagem
Dd	Desempenho de Decolagem
Diedro	Diedro da Asa
Down wash	Fluxo dirigido para baixo
Eg	Eficiência Global
Estrut	Estrutura
Fv	Fator de Vitalidade
Hp	Potência do Motor
Incid	Incidência da Asa
Lfuse	Comprimento de Fuselagem
L/D	Eficiência aerodinâmica global

Lt	Braço de empenagens
Motor	Motor
Nº Ocup.	Número de Ocupantes
Perfil	Perfil
Peso Cb.	Peso de Combustível
PesoTot.	Peso Total
Peso Vaz.	Peso Vazio
Ps	Potência de Superfície
Qhp	Carga de Potência
Sailer	Área do Ailerão
Sflap	Área do Flap
Sht	Área do Estabilizador Horizontal
Sldirec	Área do Leme de Direção
Sprof	Área do Profundor
Svt	Área do Estabilizador Vertical
Sw	Área da Asa
Swet	Área molhada
Teto	Teto Máximo
Up wash	Fluxo dirigido para cima
Vcabine	Volume de Cabine
Vcruz	Velocidade de Cruzeiro
Vmax	Velocidade Máxima
Vstall	Velocidade de Estol
Wx	Peso qualquer

RESUMO:

ABDALLA, A. M. *Projeto Conceitual de uma Aeronave de Aviação Geral e Análise de Compromissos*. São Carlos, 2004. 255 p. Dissertação(Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

Busca-se encontrar a solução de compromissos para o desenvolvimento de uma aeronave multifuncional, de aviação geral, a pistão, que atenda às necessidades do mercado brasileiro e cujas características de desempenho estejam próximas ou superiores às das aeronaves típicas da aviação geral que operam nos Estados Unidos e Brasil.

O objetivo principal do trabalho consistiu em desenvolver uma metodologia para projetos conceituais de aeronaves de pequeno porte e de uma família de aeronaves de forma que a geradora da família possa ser facilmente convertida em configurações diferentes, conservando o maior número de partes em comum, mantendo as características de desempenho almejadas e cumprindo com os requisitos de certificação impostos para a categoria.

Apresentam-se definições, conhecimentos e técnicas na área de projetos aeronáuticos e descrevem-se de forma sucinta os aspectos mais importantes que envolvem o projeto conceitual. Em seguida é exposta a metodologia utilizada e são definidos os objetivos e os compromissos. Finalmente são apresentadas tabelas geradas pelo “software PCA-Projeto Conceitual de Aeronaves” e gráficos contendo as caracterizações onde se enquadra o objeto de estudo, a discussão e as conclusões da investigação.

ABSTRACT:

ABDALLA, A. M. *A Conceptual Design of General Aviation Aircraft and Analysis of Commitments*. São Carlos, 2004. 255 p. Dissertação(Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

The purpose of this work is to derive compromise solutions for the conceptual design of a general aviation aircraft, aimed to fulfill the requirements of the Brazilian market. Fitted with a conventional piston engine, such aircraft should however sport technical and flight characteristics which are equal or better than those found on existing typical general aviation aircraft in operation both in Brazil and United States.

The main objective of the thesis consisted of development of methodology for the conceptual design of a family of light aircraft so that the “core aircraft” can be regarded as a platform for the derivation and conversion to any of the family members – two, four and six – seats. Commonality of parts to the highest degree possible, achievement of a set of performance and efficiency goals and compliance with the existing certification requirements for the aircraft category are some of the main project drivers.

The work presents the major topics definitions, the main specific techniques required in the subject of aircraft conceptual design followed by the key aspects associated with such an undertaking. The employed methodology is presented next, followed by the set objectives and compromise solutions so reached. Finally, the results for the three aircraft family are presented both graphically and in a set of data tables complemented by a few print-outs of the computer screen outputs generated by the software developed – “PCA”, which embodies the whole work carried out and can be used for the further improvements in the future. The conclusions present some critical analysis points and suggestions for the future work.

1. Introdução

Muitos indicadores apontam que o setor aeroespacial está sofrendo algumas modificações no que diz respeito a como são projetadas, construídas e operadas as aeronaves atualmente.

O fato de a EMBRAER obter o certificado de homologação de tipo para a família de jatos regionais EMB-170 ao mesmo tempo, com diferença apenas de alguns dias, nos três principais órgãos homologadores mundiais, CTA, FAA e JAA é um destes indicadores.

Isto pode estar associado à política da empresa trabalhar de forma interagida todas as fases necessárias à certificação da aeronave, ou seja, fase de projetos, de processos de fabricação e de aeronavegabilidade da aeronave e, em tempo recorde, poder disponibilizar o produto no mercado.

Um dos fatores que possibilitaram tal ocorrência é a existência de ferramentas analíticas inovadoras disponíveis durante a fase de projeto conceitual que permitiram administrar corretamente os estudos de viabilidade e impulsionar o programa.

1.1. O Projeto Conceitual - Definição

Ulrich e Eppinger^[47] definem o estágio inicial do projeto como “desenvolvimento do conceito” durante o qual “.... as necessidades do mercado alvo são identificadas, conceitos de produtos alternativos são gerados e avaliados, e um conceito único é selecionado para o posterior desenvolvimento”.

De acordo com *Raymer*^[30] o projeto conceitual é um processo fluídico. Segundo ele é na fase do projeto conceitual que as questões básicas de configuração, dimensões e pesos são respondidas, novas idéias e problemas são levantados e investigados.

Conceitos são desenvolvidos para cumprir requisitos e, requisitos são prioridades para a satisfação do mercado. Fases posteriores somente poderão ser iniciadas após a obtenção de conformidade com o conceito.

A metodologia empregada em seu livro ^[30] é muito simples, utiliza-se várias tabelas, curvas e fórmulas estatísticas, percorre-se passo a passo o projeto conceitual e, no final da obra são apresentados dois exemplos de projetos conceituais, aeronave acrobática e caça supersônico.

Stinton^[39] afirma que a arte de projetar aeronaves depende do julgamento do projetista de quando é hora de parar. Tudo é compromisso, nenhum estágio deve ir mais adiante ou ser mais acurado do que o necessário. Os projetos são ditados por especificações, mas podem posteriormente ser ditados por predileções e prejuízos ao cliente. A metodologia empregada em seu livro^[39] é bastante simples, sustentada em banco de dados de aeronaves existentes, tabelas, curvas e fórmulas estatísticas dirigem o leitor passo a passo no projeto conceitual e em grande parte do projeto preliminar de aviões.

Roskam^{[35], [36]} publicou uma série de 8 volumes na obra "*Airplane Design*", a qual é sustentada por dados estatísticos, e dividida em fases de projeto por volume, também dirigida passo a passo e, após a apresentação teórica do assunto, seguem-se exemplos práticos.

É notável a importância dada ao estudo paramétrico ou comparativo. A modelagem matemática obtida com o relacionamento de parâmetros, levam a fórmulas simples porém dotadas de suficiente precisão quando aplicadas.

Roskam^{[35], [36]} não faz distinção ou definição quanto às fases do projeto, o seu método é iterativo e para cada cálculo ou fase do projeto o leitor pode obter dados suficientes para a formação de um conceito ou até mesmo para o refinamento ou otimização do mesmo.

O Professor *Vandaele*^{[48], [49]} diz em sua obra que a elaboração de um anteprojeto e mesmo de um projeto é um trabalho contínuo de aproximações sucessivas. O projeto avança e avançam também os detalhes e as dificuldades, necessitando-se assim de freqüentes revisões dos trabalhos já realizados. Salienta também que não se deve confundir anteprojeto com projeto e que o anteprojeto deve apenas dar uma idéia clara e concreta do que será, custará e fará a aeronave. Defende a idéia de que o sentido exato das proporções é fruto de experiência e da intuição. Nota-se também em sua obra o incentivo à aplicação do método comparativo ou paramétrico durante a fase conceitual.

Para este trabalho a metodologia aplicada ao projeto conceitual, assemelha-se em partes, àquela desenvolvida por *Roskam*^{[35], [36]}, pois não faz distinção ou dá definição quanto às fases de projeto.

Conceitos inovadores ou experimentais como por exemplo, a utilização de combustível alternativo ou fuselagem de fluxo laminar, são tratados já na fase conceitual.

A estrutura da asa é verificada com o objetivo de sondar as possibilidades de futuramente se desenvolver uma metodologia de projeto conceitual que esteja capacitada para substanciar os métodos de cumprimento de requisitos estruturais.

1.2. O Projeto PCA – Projeto Conceitual de Aeronaves

Busca-se encontrar a solução de compromissos para o desenvolvimento de um projeto conceitual de uma aeronave de aviação geral, *multifuncional*, com motor a pistão, que atenda às necessidades do mercado e esteja adequada aos padrões de custos de aquisição e operação no Brasil. Busca-se assim constituir uma família de aeronaves que possam ser convertidas facilmente de uma versão à outra, modificando-se o menor números de partes.

A aeronave seria projetada em três versões diferentes, estas deverão operar em quaisquer condições de pistas. As versões executivas deverão atingir, sem escalas, locais distantes e importantes do território nacional, acima do alcance obtido pelas principais concorrentes. Esta família de aeronaves será denominada PCA (Projeto Conceitual de Aeronaves).

A versão N.º 1, denominada como PCA-II seria a de uma aeronave biplace, de treinamento básico e avançado que tornaria apto o piloto a operar quaisquer membros da família. Esta versão pode também ser empregada para esporte e lazer.

A versão N.º 2, denominada como PCA-IV seria a de uma aeronave quadriplace, para transporte de executivos que voam em visita a obras de construção civil, parques industriais ou propriedades rurais situadas nos mais distantes pontos do território nacional.

A versão N.º 3, denominada como PCA-VI seria a de uma aeronave hexaplace, multifunção que poderá ter as seguintes configurações:

- Executiva, configurada para 6 ocupantes.
- Transporte aeromédico
- Cargueira (transporte de malote bancário, medicamentos ou correio)

As metodologias aqui utilizadas estão disponíveis em diversas bibliografias na área de projetos aeronáuticos, porém, algumas modificações e inovações foram inseridas para possibilitar a obtenção de dados muitas vezes de difícil acesso ou indisponíveis, ou então que exigiam excessivo trabalho e conhecimento matemático.

Foi desenvolvidos um software com a finalidade de agilizar, uniformizar e interagir com as rotinas de cálculo, o qual posteriormente poderá ser empregado em projetos de novas aeronaves cuja base de certificação seja o FAR-23.

O software foi desenvolvido em Visual Basic 5.0 para sistema operacional Windows – PC, e é aqui denominado “PCA” (Projeto Conceitual de Aeronaves), e servirá como ferramenta na geração rápida e segura das propostas do projeto.

A ferramenta computacional é bastante simples, em estudos posteriores poderá ser implementada com teorias geradoras mais compatíveis às exigências estipuladas pelos escritórios de projetos.

A comparação entre as aeronaves de projeto e as utilizadas como referência será feita através de notas para os vários parâmetros apresentados no capítulo 9 - Conclusões.

Comparadas as notas, a aeronave de projeto deverá apresentar conceito igual ou superior àquelas utilizadas no estudo paramétrico. Caso os valores obtidos estejam fora da faixa apresentada, estes deverão ser reavaliados e reajustados automaticamente, utilizando o software “PCA”.

O software PCA possui uma biblioteca que contém as principais características de diversas aeronaves, e possibilita a inserção de novos dados quando necessário.

Expressões estatísticas tratadas adequadamente conduzem a uma metodologia simples no desenvolvimento de projetos de aeronaves de pequeno porte.

O capítulo a seguir define aviação geral, a aeronave típica da aviação geral, seus sistemas e apresenta um panorama da aviação geral nos dois principais mercados aeronáuticos mundiais, Estados Unidos e Brasil detentores da maior frota de aeronaves desse tipo.

2. Análise da Aviação Geral nos Estados Unidos e Brasil

2.1. Estados Unidos

O *Langley Technical Report Server (LTRS)* preparou em 1999 um relatório com o objetivo de definir a Típica Aviação Geral existente no mercado nos dias atuais.

Os dados utilizados neste relatório, em sua maioria, são provenientes da *General Aviation and Air Taxi Activity (GAATA)* e datam de 1996.

O trabalho é uma contribuição para o estudo de confiabilidade global que irá servir de apoio no desenvolvimento dos futuros requisitos de confiabilidade e segurança a serem instituídos pela *Federal Aviation Association (FAA)*. Está dividido em duas partes: – a primeira define Aviação Geral e a aeronave típica da Aviação Geral; – e a segunda parte faz a separação das aeronaves em diferentes categorias.

Aviação Geral é definida como sendo o segmento da aviação formado por aeronaves de asa fixa que operam sob o *Federal Aircraft Requirements (FAR)* Part 91, 125, 135 (“non-scheduled”), ou 137, excluindo-se as aeronaves experimentais, planadores ou as aeronaves conhecidas como “*commuter*” ou comerciais de carreira.

De acordo com pesquisas realizadas pela *GAATA*, quase 85% das aeronaves pertencentes a aviação geral são monomotoras dotadas de motores a pistão.

Apesar de que este estudo tenha sido realizado nos Estados Unidos, guardando as devidas proporções, é também válido para o Brasil como será visto posteriormente na sessão 2.2.

Grande parte das aeronaves pertencentes à aviação geral no Brasil, e pode se dizer no mundo ocidental, também são monomotoras dotadas de motores a pistão.

Entre estas aeronaves, existem certas características que definem a típica aeronave da Aviação Geral. A tabela 2.1 a seguir apresenta as características típicas das aeronaves que compõem a Aviação Geral.

Tabela 2.1 – Características Típicas das Aeronaves de Aviação Geral

Número de assentos	4
Número de motores	1
Tipo de motor	4 ou 6 cilindros - opostos horizontalmente.
Trem de pouso	Triciclo, fixo.
Estrutura	Alumínio, berço de motor em aço.

A Segunda parte separa as aeronaves em sistemas independentes possibilitando a determinação das características individuais de confiabilidade.

2.1.1. Aviação Geral – Mercado

A composição do mercado da aviação geral foi determinada através de pesquisas realizadas pelo *FAA* e *GAATA*.

No final do capítulo será apresentada uma tabela incluindo o “*ranking*” das 25 aeronaves preferidas pelo mercado e seus respectivos dados quantitativos.

O total de aeronaves, asa fixa, ativas (que realizou pelo menos uma hora de vôo durante o ano), para a Aviação Geral em 1996 é de 160.000, dentre estas, um total de 150.980 são monomotoras à pistão, representando 80% do mercado. As aeronaves turbo-hélice e turbo-jato representam 5% do mercado. Em sua maioria, aproximadamente 61%

das aeronaves à pistão, são voadas para uso pessoal e, as turbo-hélices (aproximadamente 43% destas) por companhias.

A tabela 2.2 abaixo demonstra a composição do mercado.

Tabela 2.2 – Mercado da Aviação Geral por Tipo de Aeronave

Tipo de Aeronave	Total	Corporativa	Comercial	Pessoal	Instrucional	Taxi Aéreo	Outros
Asa-Fixa	160.577	8.227	26.963	93.174	13.248	3.194	15.699
Pistão	150.980	2.549	56.043	92.715	13.149	2.057	14.394
Turbo-Hélice	5.309	2.327	708	364	73	743	1.090
Turbo-Jato	4.287	3.350	211	94	25	393	211
Helicóptero	6.391	868	463	482	487	500	3.175
Outras Aeronaves	4.144	13	21	3.247	255	0	601
Planadores	1.882	0	8	1.469	176	0	266
Balão	2.261	13	13	1.77	79	0	373
Experimental	16.198	176	788	12.715	270	143	2.036
Total	187.312	9.286	28.236	109.619	14.261	3.838	37.805

Fonte: Pesquisa da *General Aviation and Air Taxi Activity (GAATA)*

O passo seguinte será verificar quais são as aeronaves mais populares e que obtiveram maiores sucessos.

A Tabela 2.7 demonstra que as aeronaves da família Cessna 170/172 e da Piper Pa-28 e PA-32 constituem um quarto de todas as aeronaves de asa fixa da aviação geral nos Estados Unidos. Conforme pode-se notar na sessão 2.2 adiante, quase 100 % das aeronaves da Aviação Geral operando no Brasil, são aeronaves da família Cessna

170/172, Cessna 182 e Piper PA-28 e modelos Piper fabricados pela Embraer sob licença.

Baseado na classificação das aeronaves por seus sistemas independentes, as aeronaves foram classificadas por 6 características gerais: número de assentos, número de motores, tipo de motor, tipo de trem de pouso e configuração, estrutura e material de construção e tipo e configuração do sistema de controle de voo.

Os dados obtidos para número de assentos e número de motores são provenientes de pesquisa da *GAATA* (1996) e incluem aeronaves em atividade. Os dados obtidos para tipo de motores foram fornecidos pela *U. S. Aircraft Census* e inclui todas as aeronaves registradas e classificação dos motores. Os dados de estrutura e sistema de controle são provenientes de pesquisas de mercado para a Aviação Geral.

2.1.1.1. Número de Assentos

A Figura 2.1 a seguir relaciona o número de aeronaves da aviação geral por número de assentos em 1996.

Fonte: Pesquisa da *General Aviation and Air Taxi Activity (GAATA)*

Figura 2.1 – Número de Assentos

Número de Motores

A Figura 2.2 abaixo apresenta o número de motores de uma típica aeronave da Aviação Geral e os dados são provenientes das pesquisa da GAATA (1996).

Fonte: Pesquisa da General Aviation and Air Taxi Activity (GAATA)

Figura 2.2 – Número de Motores da típica aeronave da Aviação Geral

Tipo de Motores

A Figura 2.2, acima, apresenta também o número de motores a pistão, turbo-hélice e turbo-jato.

A Figura 2.3, a seguir, apresenta os motores e seus fabricantes e, como pode-se notar 83% das aeronaves a pistão são equipadas com motores Continental e Lycoming.

Estes motores são tipicamente de cilindros opostos horizontalmente, com 4 a 6 cilindros e carburador.

Fonte: Pesquisa da General Aviation and Air Taxi Activity (GAATA)

Figura 2.3 – Tipos de Motores de uma típica aeronave da Aviação Geral

Tipo e Configuração do Trem de Pouso

Dois aspectos foram investigados para classificar o típico trem de pouso, com dados obtidos das pesquisas *GAATA*.

O primeiro foi quanto ao tipo fixo ou retrátil, e o segundo quanto à configuração convencional ou triciclo.

A Figura 2.4 a seguir demonstra que 63% das aeronaves a pistão da Aviação Geral possuem trem de pouso fixo e um grande número de aeronaves que possuem trem de pouso retrátil são turbo-hélices e turbo-jatos.

Figura 2.4 – Sistema de Propulsão e Tipo de Trem de Pouso

Se consideradas somente as aeronaves a pistão, o tipo com trem de pouso fixo equivale a 3 vezes o número de trem de pouso retrátil.

A Figura 2.5 abaixo apresenta a configuração de trem de pouso por fabricante de aeronaves da aviação geral. A configuração triciclo é a mais popular.

Figura 2.5 – Configuração de Trem de Pouso

Estrutura e Material de Construção

A aeronave típica da Aviação Geral é construída em sistema semi-monocoque, com longarinas, reforçadores, cavernas e revestimentos em alumínio.

As duas únicas exceções são o Mooney, que tem a estrutura da fuselagem em tubos de aço e o Beech 35 que possui o revestimento da empenagem em magnésio.

Todas as 6 aeronaves em estudo tem o berço do motor feito em aço, 5 das aeronaves têm a empenagem convencional e apenas uma delas tem a empenagem em “V”.

2.1.1.2. Tipo e Configuração do Sistema de Controle

O sistema de controle é similar para 5 das aeronaves que tem dois ailerões, um profundor e leme de direção. Todas as cinco possuem o sistema atuador para os controles, composto basicamente de cabos e roldanas.

Apenas o Beech 35 se diferencia quanto à configuração da empenagem e o Mooney quanto ao sistema de atuação dos comandos por utilizar barras rígidas ao invés de cabos. Quatro das aeronaves utilizam flap do tipo Fowler, operados por sistema elétrico.

A Tabela 2.3 apresenta as várias características de controle para cada aeronave.

Tabela 2.3 – Sistema de Controle de Vôo das Seis Principais Aeronaves

Modelo de Aeronave	Sistema de Controle de Vôo	Cauda	Controle de Arfagem	Flaps (tipo, sistema)	Trimagem (eixos, sistema)
Cessna 172	Cabos, utilizando roldanas, "push-pull rods"	Convencional	Elevador	Fowler, elétrico	Longitudinal, manual
Piper PA28	Cabos, utilizando roldanas, "push-pull rods"	Convencional	Todo móvel	Plain, elétrico	Longitudinal, manual
Cessna 150	Cabos, utilizando roldanas, "push-pull rods"	Convencional	Profundor	Fowler, elétrico	Longitudinal, manual
Cessna 182	Cabos, utilizando roldanas, "push-pull rods"	Convencional	Profundor	Fowler, elétrico	Longitudinal, manual
Beech 35	Cabos, utilizando roldanas, "push-pull rods"	Cauda em "V"	Cauda em "V"	Fowler, elétrico	Longitudinal, manual
Mooney M20	Cabos, utilizando roldanas, "push-pull rods"	Convencional	Profundor	Slotted, elétrico	Longitudinal, manual ou elétrico

2.1.1.3. Definição do Sistema Típico da Aviação Geral

Motorização

Abaixo na tabela são apresentados os motores por fabricante, que propulsionam as aeronaves típicas da aviação geral. Como pode se notar todos eles são de cilindros horizontalmente opostos, com potência entre 100 – 285 hp. Apenas dois destes possuem combustível injetado e os outros possuem carburadores.

Um parâmetro complicador em se definir a aeronave típica da Aviação Geral seria no que se refere ao passo da hélice, fixo ou variável. Foi considerado, por ser mais conservador, o passo fixo para a típica aeronave da Aviação Geral.

Tabela 2.4 – Motores Usados Nas Seis Principais Aeronaves

Fábrica de Motor	Modelo do Motor Número	Número de cilindros	Hp	Número de motores produzidos	Nome da aeronave exemplo
Lycoming	O-320	4	150-160	36, 503	Piper PA28, Cessna 172
Continental	O-470-R	6	230	16, 045	Cessna 182
Lycoming	O-360	4	160-180	15, 858	Piper PA28
Continental	O-200	4	100	14, 001	Cessna 150
Continental	IO-520	6	285	16, 321	Beech V35
Lycoming	O-235	4	108	11, 030	Cessna 152
Lycoming	IO-360	4	180-200	10, 435	Piper PA28, Mooney M20
Lycoming	O-540	6	235-260	7, 682	Piper PA28

Fuselagem

Como fora comentado anteriormente, a fuselagem e a asa têm construção monocoque em alumínio. Outros parâmetros devem ser determinados antes que qualquer análise possa ser feita.

O primeiro parâmetro diz respeito à configuração da asa, asa alta, baixa ou média. Com base na amostragem das aeronaves, verifica-se que 70% destas possuem asa do tipo alta, entretanto a Cessna é a força dominante no setor de aviação geral e utiliza na maioria de suas aeronaves asa do tipo alta.

A escolha do número de portas também é analisada. Normalmente o número de portas está diretamente relacionado com a configuração da asa. As aeronaves que possuem asa alta, geralmente possuem duas portas laterais e as aeronaves configuradas com asa baixa possuem uma porta lateral.

Entretanto se a análise de confiabilidade necessita de uma escolha relacionada a um caso específico, a configuração típica poderá ser modificada no futuro.

Sistema de Combustível

A seleção do sistema de combustível depende da configuração que envolve a aeronave: – se possui asa alta, o sistema poderá ser gravitacional; – se é do tipo asa baixa, uma bomba de combustível será necessária.

De qualquer maneira, a configuração típica para análise consiste em dois tanques no interior da asa e bomba elétrica para abastecimento.

Outros Sistemas

Quanto aos tipos de flap: o sistema de flap será o Fowler, eletricamente operado.

E quanto ao tipo de sistema de trimagem, ele será constituído de uma roda controlada da cabine de comando por meio de cabos e equipamentos associados.

2.1.1.4. Conclusão

Existem dois objetivos associados ao estudo. O primeiro é definir a aeronave típica para a Aviação Geral baseada na corrente amostragem e o segundo é o de determinar quais os diferentes componentes que possibilitariam à aeronave voar utilizando sistemas que seriam razoavelmente independentes.

Baseado na amostragem, verifica-se que a aeronave típica é quadriplace, monomotora, construída em alumínio, trem fixo-triciclo, sistema de controle em cabos, asa alta.

A tabela a seguir fornece as características da aeronave típica da Aviação Geral.

Tabela 2.5 – Características da Aeronave Típica da Aviação Geral.

Definindo Características	Características da Aeronave Típica da Aviação Geral
Número de assentos	4
Número de motores	1
Tipo de motor	4 ou 6 cilindros, horizontalmente opostos
Trem de pouso	Trem fixo, triciclo
Tipo e construção da estrutura	Estrutura de alumínio com revestimento em alumínio. Berço do motor em aço
Comandos de voo	Principalmente cabos, utilizando roldanas e “push rods”
Hélice	Velocidade constante
Tipo de flap	Fowler, eletricamente atuados
Trimagem	Longitudinal, atuadas manualmente.

O segundo objetivo seria classificar os componentes por sistemas. Ver tabela a seguir

Tabela 2.6 – Classificação pelos componentes e sistemas

Motores	Instrumentos	Controle	Estrutura	Sistema elétrico
Motor	Instrumentos	Controle de voo	Empenagem	Luz
Combustível	Vácuo	Leme de direção	Fuselagem	Distribuição (fonte)
Hélice	Pitot	Aileron	Empenagens	
Aquecimento	Alternador	Profundor	Asas	
Ventilação	Antena	Trimagem		
	Alarme de estol	Flap		
	“Circuit breakers”	Trem de pouso		
	Intercom			
	ELT			

A grande maioria das aeronaves da Aviação Geral possui características muito semelhantes.

São poucas as indústrias envolvidas no desenvolvimento e fabricação de aeronaves para a Aviação Geral, três ou quatro nos EUA, e estas dominam o mercado e desenvolvem projetos similares que definem a aeronave típica para a Aviação Geral.

Existem algumas características e conseqüentemente parâmetros impossíveis de serem determinados, por exemplo o *FAA* não poderia responder quais aeronaves são equipadas com hélice de passo fixo ou variável.

Tabela 2.7 – 25 das aeronaves topos típicas da Aviação Geral fabricadas/modelos

Posição	Tipo de Aeronave	Codínome	Nº de assentos	Nº de aeronaves	% Total na Av. Geral
1	Cessna 172	Skyhawk	4	19.754	12,30
2	Piper PA 28	Cherokee, Arrow, etc	4	17.947	11,84
3	Cessna 150	Aerobat, Commuter	2	12.885	8,02
4	Cessna 182	Skylane	4	11.573	7,21
5	Beech 35	Bonanza	4 - 6	5.450	3,39
6	Mooney M20	Ovation, Encoore, etc	4	5.423	3,38
7	Cessna 210	Centurion	4 - 6	4.516	2,81
8	Piper PA 32	Saratoga, Cherokee Six	4 - 6	3.398	2,12
9	Piper PA 18	Super Cub	2	2.616	1,63
10	Piper J3	Cub	2	2.304	1,43
11	Cessna 177	Cardinal	4	2.274	1,42
12	Piper PA 24	Comanche	4	2.092	1,30
13	Beech 36	Bonanza	6	2.081	1,30
14	Beech 33	Bonanza, Debonair	5	2.078	1,29
15	Cessna 180	Skywagon	5	1.990	1,24
16	Cessna 170	170	4	1.986	1,24
17	Cessna 206	Stationair	6	1.921	1,20
18	Cessna 310	310	6	1.872	1,17
19	Beech 23	Sierra, Musketeer, etc	4	1.812	1,13
20	Beech 55	Baron	6	1.570	0,98
21	Piper PA 34	Seneca	7	1.397	0,87
22	Cessna 140	140	2	1.393	0,87
23	Cessna 185	185	6	1.372	0,85
24	Beech 58	Baron	6	1.231	0,77
25	Cessna 188	188	1	1.108	0,69
Total				112.043	69,78

2.2. Aviação Geral no Brasil em Números

“A única forma de integrar o Brasil e promover o seu desenvolvimento é através da nossa aviação”

(Presidente Getúlio Vargas)

De acordo com a pesquisa realizada por Cury^[13] com o objetivo levantar um quadro da evolução da frota de aeronaves, especialmente da aviação executiva conclui-se que o Brasil (o que não seria muito diferente nos dias atuais) possuía na época a segunda maior frota de aeronaves no mundo.

Os dados foram obtidos junto ao Departamento de Aviação Civil (DAC) e à Associação Brasileira de Aviação Geral (ABAG).

Os dados obtidos são os seguintes:

- Em 1999 a frota nacional totalizava 10.282 aeronaves. Tendo em vista que em 1990 a frota era de 7.837, houve portanto, crescimento de 31,20%.
- Das 10.282 aeronaves, 8.278, ou seja 80,51% das aeronaves são a pistão e 1.192 (11,59%) são turbo-hélices e 498 (4,84%) são a reação.
- Na categoria de Serviço Aéreo Especializado Público, representada basicamente por aviões agrícolas, verifica-se o crescimento de cerca de 44% entre 1990 e 1999, totalizando 928 aeronaves neste último ano, na grande maioria, segundo Cury^[13], aeronaves Neiva/Embraer.

O autor^[13] cita um fato curioso, que em 1999, nada menos que 149 aeronaves tiveram seus registros cancelados. Segundo Rui Aquino e Adalberto Febeliano[†], um dos fatores que propiciaram este cancelamento naquela época é o de que ter um avião no Brasil é sinal de riqueza e atrai atenção dos fiscais de impostos. Por esse motivo, os

executivos hesitam em adquirir aviões, embora necessitem deles para desenvolver seus negócios.

Tal fato diz ainda sobre a necessidade de se promover uma campanha do tipo “*No plane no gain*”^{*} para se conscientizar a sociedade sobre as vantagens do avião como ferramenta de trabalho e propulsor de empregos.

2.2.1. Principais competidores no Brasil

De acordo com dados levantados e publicados pelo Diretório Aeroespacial Brasileiro, 20ª edição de fevereiro de 2002, conclui-se que são pouco variados os tipos de aeronaves das categorias em estudo que operam no Brasil. As características de algumas destas aeronaves constam do banco de dados do software PCA.

Os modelos Embraer EMB são fabricados no Brasil sob licença da Piper e com exceção destes, o Brasil não tem tradição no desenvolvimento de aeronaves quadriplace e hexaplace, embora em décadas passadas várias aeronaves destas categorias tenham sido projetadas e algumas construídas isoladamente.

[†] Rui Aquino e Adalberto Febeliano presidente e diretor executivo da ABAG respectivamente

^{*} “Sem aeronaves não há desenvolvimento”, numa tradução livre.

São apresentas a seguir, tabelas e figuras tratadas por categorias, números e alguns dados de aeronaves de Aviação Geral operando no Brasil em quantidade maior ou igual a 15:

Tabela 2.8 – Categoria Biplace (2 assentos)

<i>Aeronave</i>	<i>Modelo</i>	<i>Fabricante</i>	<i>Nº de Unidades</i>
Aero Boero	115T	Aero Boero	265
Aero Boero	180RVR	Aero Boero	57
Aeromot	AMT100	Aeromot	25
Aeromot	AMT200	Aeromot	21
Aerotec	A-122	Aerotec	67
Bellanca	7GCBC	Bellanca	19
Cessna	140	Cessna	21
Cessna	150	Cessna	44
Cessna	170	Cessna	42
Paulistinha	P56	Neiva /CAP	140
Piper	PA-18	Piper	67
Total:			768

Figura 2.6 - Aeronaves Biplaces típicas da Aviação Geral no Brasil

Tabela 2.9 – Categoria Quadriplace (4 assentos)

<i>Aeronave</i>	<i>Modelo</i>	<i>Fabricante</i>	<i>Nº de Unidades</i>
Cessna	172	Cessna	218
Cessna	180	Cessna	59
Cessna	182	Cessna	465
EMB	710	Embraer	151
EMB	711	Embraer	516
Piper	PA-28	Piper	176
Beech	33	Beechcraft	47
Total:			1632

Figura 2.7 - Aeronaves Quadriplaces típicas da Aviação Geral no Brasil

Tabela 2.10 – Categoria Hexaplace (6 assentos)

<i>Aeronave</i>	<i>Modelo</i>	<i>Fabricante</i>	<i>Nº de Unidades</i>
Cessna	206	Cessna	115
Cessna	210	Cessna	246
EMB	720	Embraer	222
EMB	721	Embraer	103
EMB	810	Embraer	705
Piper	PA – 34	Piper	74
Piper	PA – 32	Piper	13
Beech	35	Beechcraft	154
Beech	36	Beechcraft	97
Total:			1729

Figura 2.8 - Aeronaves Hexaplares típicas da Aviação Geral no Brasil

Tabela 2.11 – Categoria Agrícolas

<i>Aeronave</i>	<i>Modelo</i>	<i>Fabricante</i>	<i>Nº de Unidades</i>
Aero Commander	S-2R	A.Commander	12
Ag wagon	A-188	Cessna	69
Ipanema	Vários	Embraer/Neiva	700
Ag Cat	G-184	Grumman	6
Piper	PA-18	Piper	21
Pawnee	PA-25-235	Piper	26
Pawnee	PA-25-260	Piper	32
Pawnee	PA-25-300	Piper	13
Outras	Outros	Outros	61
Total:			940

Figura 2.9 - Aeronaves Agrícolas típicas da Aviação Geral no Brasil

Conclui-se que os tipos de aeronaves de Aviação Geral no Brasil são semelhantes aos tipos norte-americanos, porém, deve-se ressaltar que a frota brasileira encontra-se “usadas” e os números ainda são mantidos em função de importações de aeronaves de “segunda mão” provenientes dos Estados Unidos, aeronaves estas fabricadas pela Cessna, Piper e Beechcraft com idade, na maioria das vezes, superior a 20 anos.

Também, baseado na amostragem acima, pode-se concluir que a aeronave típica da Aviação Geral definida para os Estados Unidos vale também para o Brasil.

3. Retrospectiva - Análise comparativa dos aviões por categoria

Neste capítulo são apresentados alguns gráficos que demonstram as variações das características e de alguns parâmetros ao longo dos anos. Foram analisadas em torno de 60 aeronaves consideradas típicas da categoria, e que são destaques nos dias atuais ou que se destacaram durante décadas. Entre estas, algumas são consideradas “Típicas da Aviação Geral”, e foram divididas em quatro categorias com fonte principal de informações sendo o *Jane's*^[19].

3.1. Aeronaves da Categoria Agrícola

Peso Total de Decolagem: O peso total de decolagem para esta categoria aumentou ao longo dos anos devido ao aumento da carga paga imposta. O peso vazio também aumentou e conforme pode ser observado na Figura 3.1 (peso total x ano) as curvas são quase paralelas, indicando que a relação Peso Vazio e Peso Total permanece constante ou pouco diminuiu.

Peso Vazio: O peso vazio também aumentou, as curvas de peso total de decolagem e peso vazio tem inclinações muito próximas, significando que a metodologia utilizada pelos engenheiros de peso é conservadora.

Figura 3.1 – Evolução do Peso Total e Peso Vazio.

Carga Paga: A capacidade de carga aumentou, de acordo com o Figura 3.2 (carga total), nota-se uma tendência de acréscimo de carga útil em torno de 7 kg. ao ano.

Peso de Combustível: O peso de combustível aumentou muito pouco. Este aumento se deve em parte ao aumento do alcance, ao aumento da carga útil e à redução de alongamento da asa.

Figura 3.2 - Evolução da Carga Paga e Peso de Combustível.

Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine: O comprimento de fuselagem aumentou, o volume de cabine permanece constante. A explicação se deve à necessidade de espaço para a instalação de maiores reservatórios de produtos que possibilitaram o aumento da carga paga.

Figura 3.3 – Evolução do Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine

Carga Alar: A inclinação da curva de tendência para carga alar é mínima positiva, demonstrando que a carga de alar em torno de 88 kg/m^2 é ideal para este tipo de aeronave. O aumento do peso total de decolagem foi compensado com o aumento de área da asa.

Carga de Potência: A inclinação da curva de tendência é mínima, apesar de haver aumento de potência nos motores, o aumento de peso total das aeronaves rebaixam a curva de tendência. A razão média de $5,5 \text{ kg/Hp}$ tem sido aplicada para aeronaves agrícolas.

Figura 3.4 – Evolução da Carga Alar e Carga Potência

Alongamento da Asa: O alongamento diminuiu, apesar de a curva de tendência estar com inclinação levemente negativa. A diminuição do alongamento pode estar associada ao alívio de esforços na estrutura da asa. Procurou-se contornar o problema de arrasto induzido utilizando-se “winglets” nas pontas das asa (ver Ipanema e Sukhoi S-38).

Afilamento da Asa: O afilamento permanece constante, igual a 1. A facilidade construtiva e de reparos explica certamente, tal fato.

Figura 3.5 - Evolução do Alongamento e Afilamento da Asa

Perfis Aerodinâmicos: Muito conservativo. Ainda são utilizados os perfis Clark Y e NACA 4 ou 5 dígitos, o que significa uma política bastante conservadora por parte dos fabricantes.

Figura 3.6 – Perfil Aerodinâmico da Asa e Carga Alar

Velocidade de Estol: Devido à manutenção da carga alar, o aumento da velocidade de estol pode ser resultado do perfil escolhido. Conforme pode-se observar na Figura 3.6 (Perfil x Carga Alar) a escolha de perfis para asa de aeronaves agrícolas ainda é conservadora.

Velocidade de Cruzeiro: Também devido a manutenção da carga alar, houve aumento na velocidade de cruzeiro ao longo dos anos. A velocidade de cruzeiro não é de grande importância durante a aplicação de produtos, mas apenas durante os vôos de traslado.

Figura 3.7 –Evolução da Velocidade de Cruzeiro e Velocidade de Estol

Figura 3.8 – Velocidade de Cruzeiro e de Estol em função do Perfil Aerodinâmico da Asa

Alcance: O alcance aumentou, em torno de 1,12 km ao ano, talvez como consequência do aumento de volume de combustível, 0,74 kg ao ano. O aumento no alcance para este tipo de aeronave não é prioridade, uma vez que a duração da missão está relacionada ao tempo necessário para a aplicação do produto e, algumas vezes, ao traslado da aeronave até a pista mais próxima para o reabastecimento de produto.

Figura 3.9 – Evolução do Alcance

Área de Asa e Área de Flap: Esta relação diminuiu, ou seja, a área de flap permanece constante, o que se verifica é um aumento na área de asa e consequentemente uma diminuição na relação área de flap em relação à área de asa, conforme pode-se observar nas Figuras 3.10 e 3.11 à seguir.

Figura 3.10 – Evolução da Área da Asa e Envergadura da Asa

Figura 3.11 – Evolução da Razão Área de Flap por Área de Asa

Teto: O teto máximo aumentou no decorrer dos anos, talvez puxado por aeronaves como o Air Trush (turbo hélice) e o Dromader, que levantaram a curva de tendência. Excetuando-se estas aeronaves, a curva teria uma inclinação muito próxima de zero. Do ponto de vista de projeto, as aeronaves agrícolas ainda seguem uma metodologia

conservadora. Pouca ou quase nenhuma inovação foi feita nos últimos 35 anos. A maior atenção dispensada para este tipo de aeronaves se refere à capacidade de carga paga. O sistema construtivo, na grande maioria, ainda é o tubo de aço e tela para fuselagem ou chapas metálicas para as asas. Exceto a instalação de “winglet” para asa, não há preocupação com refinamento aerodinâmico.

Figura 3.12 – Evolução do Teto Máximo

CAFÉ Challenge: Com relação à capacidade de transporte e manobras, as aeronaves agrícolas que mais se destacam são: Aero Buero 260, Sukhoi S-38, Trush Commander e Air Tractor AT 401B.

Figura 3.13 – CAFÉ Challenge

Ponto alto da categoria: Grande capacidade de carga e simplicidade no sistema de construção

3.2. Aeronaves da categoria Biplaces (2 assentos)

Peso Total de Decolagem: O peso total de decolagem para esta categoria diminuiu consideravelmente ao longo dos anos devido ao aparecimento e utilização de novos materiais, preocupação com a limpeza aerodinâmica, muito observada na aviação experimental, e diminuição da carga de bagagem.

Peso Vazio: O peso vazio também diminuiu. As curvas de peso total de decolagem e peso vazio têm inclinações muito próximas, significando que a metodologia utilizada pelos engenheiros de peso é conservadora. A diferença entre as inclinações talvez seja resultado de maior resistência estrutural imposta, principalmente para as aeronaves experimentais que utilizam materiais compostos.

Figura 3.14 – Evolução do Peso Total e Peso Vazio

Carga Paga: A capacidade de carga diminuiu, pois hoje em dia essa categoria é explorada quase que totalmente para treinamento, esporte e lazer, não dispondo de espaços para grandes volumes de bagagens.

Peso de Combustível: O peso de combustível também diminuiu. Daí nota-se a preocupação com a redução do peso total para satisfazer aos requisitos da categoria ultraleve ou experimental.

Figura 3.15 – Evolução da Carga Paga e Peso de Combustível

Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine: Permaneceram constantes ao longo dos anos. Nada foi alterado nestas relações.

Figura 3.16 – Evolução do Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine

Carga Alar: A inclinação da curva de tendência para a carga alar é mínima e positiva, demonstrando que a carga alar em torno de $66,0\text{kg/m}^2$ é ideal para este tipo de aeronave.

Carga de Potência: A inclinação da curva de tendência é mínima e positiva, houve diminuição de potência nos motores nos últimos anos com a utilização de motores automobilísticos e de motores do tipo Rotax. A razão média de $6,36\text{ kg/Hp}$ tem sido aplicada para aeronaves biplaces.

Figura 3.17 – Evolução da Carga Alar e Carga de Potência

Alongamento da Asa: O alongamento aumentou, pois a preocupação com limpeza aerodinâmica tem sido constante na categoria para compensar a diminuição de potência dos motores.

Afilamento da Asa: O afilamento está dividido nesta categoria entre 1,0 e 0,5 para as aeronaves da amostragem. Leve tendência a diminuir o afilamento para valores menores do que 1,0.

Figura 3.18 – Evolução do Alongamento e Afilamento da Asa

Perfis Aerodinâmicos: Muito diversificado, graças à ousadia da aviação experimental.

Figura 3.19 – Perfil Aerodinâmico da Asa e Carga Alar

Velocidade de Estol: A área da asa diminuiu acentuadamente no decorrer dos anos. Para manter a grandeza da velocidade de estol, novos perfis aerodinâmicos e dispositivos de hipersustentação têm sido utilizados e conta-se também com a efetiva redução de peso das aeronaves. A velocidade de estol se mantém em torno de 50 mph.

Velocidade de Cruzeiro: A velocidade de cruzeiro diminuiu, devido a diminuição de potência dos motores utilizados nesta categoria. Cabe notar que algumas aeronaves experimentais possuem velocidade de cruzeiro elevada, mas são inexpressivas em quantidade, se comparadas com as demais.

Figura 3.20 – Evolução da Velocidade de Cruzeiro e Vlocidade de Estol

Figura 3.21 –Velocidade de Cruzeiro e de Estol em função do Perfil Aerodinâmico da asa

Alcance: O alcance diminuiu, em consequência da redução do volume de combustível. O alcance para este tipo de aeronaves não é prioridade, uma vez que esta categoria de aeronave tem sido empregada no treinamento de pilotos, esporte e lazer.

Figura 3.22 – Evolução do Alcance.

Área de Flap / Área de Asa: Esta relação diminuiu, pois o que se verifica é uma diminuição na área de asa e consequentemente uma diminuição na relação área de flap.

Figura 3.23 – Evolução da Razão Área de Flap por Área de Asa

Teto: O teto máximo permanece constante, a curva possui uma inclinação muito próxima de zero. Do ponto de vista de projetos, as aeronaves da categoria biplace seguem uma linha inovadora. Muitas modificações têm sido implementadas nos últimos 40 anos, em grande parte isto se deve a aviação experimental pois, desprovida de recursos financeiros e de motores potentes, à aviação experimental se destaca na utilização de novos tipos de materiais e na importância dada à limpeza aerodinâmica dos projeto das aeronaves. É digno de nota mencionar que algumas aeronaves desta categoria conseguem atingir facilmente 300 km/h com motores de apenas 80 Hp.

Figura 3.24 – Evolução do Teto Máximo.

Ponto alto da categoria: Utilização de materiais compostos que permite o refinamento aerodinâmico do projeto, compensando a baixa potência disponível nos motores.

3.3. Aeronaves da categoria Quadriplaces (4 ocupantes)

Peso Total de Decolagem: O peso total de decolagem para esta categoria aumentou consideravelmente ao longo dos anos devido ao aumento da carga de combustível. Os métodos construtivos e os materiais utilizados (alumínio) foram mantidos. Não houve muita preocupação com a limpeza aerodinâmica.

Peso Vazio: O peso vazio também aumentou, as curvas de peso total de decolagem e peso vazio tem inclinações idênticas, significando que a metodologia utilizada pelos engenheiros de peso é conservadora.

Figura 3.25 – Evolução do Peso Total e Peso Vazio.

Carga Paga: A capacidade de carga de bagagem diminuiu para dar lugar a maior quantidade de combustível.

Peso de Combustível: O peso de combustível aumentou consideravelmente

Figura 3.26 – Evolução do Peso de Carga Paga e Combustível.

Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine: O comprimento de fuselagem aumentou muito pouco, enquanto que o volume de cabine permanece constante (projeto conservador).

Figura 3.27 – Evolução do Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine.

Carga Alar: A inclinação da curva de tendência para carga alar é mínima e positiva ao longo dos anos, com um valor médio em torno de $88,0 \text{ kg/m}^2$ para este tipo de aeronave.

Carga de Potência: A inclinação da curva de tendência é negativa, houve diminuição de carga de potência nos motores nos últimos anos com valor médio em torno de $5,70 \text{ kg/Hp}$ contra $6,36 \text{ kg/Hp}$ nos anos 70.

Figura 3.28 -- Evolução da Carga Alar e Carga de Potência.

Alongamento da Asa: O alongamento aumentou levemente nos últimos anos, refletindo uma preocupação com limpeza aerodinâmica para compensar a diminuição de potência dos motores com valor médio próximo de $8,0$ nos últimos anos.

Afilamento da Asa: O afilamento diminuiu muito com tendência para o valor $0,5$ nos últimos anos.

Figura 3.29 – Evolução do Alongamento e Afilamento.

Perfis Aerodinâmicos: Houve uma evolução considerável. Os perfis NACA 4 dígitos deram lugar para perfis NACA de 5 e 6 dígitos.

Figura 3.30 – Perfil Aerodinâmico da Asa e Carga Alar

Velocidade de Estol: A velocidade de estol, que na década de 70 estava em torno de 50 mph, atualmente se encontra em torno de 60 mph. Levando-se em conta que o peso total de decolagem aumentou e a área de asa diminuiu, esta manutenção se deve à modernização dos perfis aerodinâmicos. Algumas famílias de aviões que na década de 70 utilizavam os conhecidos NACA 2412 e NACA 2415, passaram a utilizar perfis da série NACA de 5 ou 6 dígitos.

Velocidade de Cruzeiro: Também devido à manutenção da carga alar, houve aumento na velocidade de cruzeiro ao longo dos anos. A velocidade de cruzeiro dobrou em 30 anos.

Figura 3.31 – Evolução da Velocidade de Cruzeiro e Velocidade de Estol.

Figura 3.32 – Velocidade de Cruzeiro e de Estol em função do Perfil Aerodinâmico da Asa

Alcance: O alcance aumentou, consequência do aumento do volume de combustível. O alcance para este tipo de aeronaves é prioridade, uma vez que esta categoria de aeronaves é utilizada para transporte de pequenos empresários, fazendeiros, no caso do Brasil e, nos EUA para viagens com a família de um estado a outro em busca de lazer. É digno de nota a grande quantidade desses aviões operando no Brasil, principalmente das linhas Cessna, Piper e Beechcraft.

Figura 3.33 – Evolução do Alcance

Área de Flap / Área de Asa: Esta relação permanece constante (projeto conservador).

Figura 3.34 – Evolução da Razão Área de Flap por Área de Asa.

Teto: O teto máximo aumentou expressivamente no decorrer dos anos. Nos anos 60 tinha um valor médio de 12.000 pés e atualmente encontra-se em 15.000 pés. Os aviões quadriplace em sua grande maioria, possuem projetos conservadores e recentemente retornaram à linha de produção com poucas modificações e tão somente no que diz respeito a aviônicos e conforto interno.

Figura 3.35 – Evolução do Teto Máximo

Alguns desses aviões, como já foi dito anteriormente, fazem parte das linhas Cessna, Piper e Beechcraft e foram inicialmente projetados para compor uma “família” iniciando-se a linhagem com uma aeronave biplace e finalizando com uma aeronave hexaplace monomotora; outras foram mais longe, configuradas para até 8 ocupantes e bimotoras. Isso pode ser confirmado pela semelhança existente entre o peso vazio de algumas aeronaves nas categorias biplace, quadriplace e hexaplace produzidas pelas indústrias acima citadas. Devido a isto, estas aeronaves costumam ser muito pesadas nas primeiras configurações e conservadoras nas configurações intermediárias.

Na amostragem da categoria quadriplace, percebe-se um aumento de alcance, devido exclusivamente ao aumento do volume de combustível e a diminuição da carga de bagagens.

A velocidade de cruzeiro também aumentou, resultado de um aumento de potência dos motores.

Algumas melhorias aerodinâmicas de peso foram realizadas, algumas aeronaves cujo trem de pouso era fixo receberam trens retráteis ou recobertos por carenagens.

Houve também progresso no que diz respeito à seleção de perfis aerodinâmicos.

As aeronaves desta categoria são consideradas “Típicas” da aviação geral como podemos observar no capítulo “Aviação Geral”.

Atualmente estão sendo projetadas na Europa aeronaves para esta categoria que seguem a mesma linha dos aviões experimentais e algumas destas já estão em fase de certificação.

3.4. Aeronaves da categoria Hexaplace (6 assentos)

Peso Total de Decolagem: O peso total de decolagem para esta categoria aumentou muito pouco ao longo dos anos.

Peso Vazio: O peso vazio aumentou consideravelmente, isso devido à nova geração de instrumentos que têm sido implantados nesta categoria de aeronaves. A estrutura e a metodologia de construção ainda é conservadora, em construção semi-monocoque em alumínio.

Figura 3.36 – Evolução do Peso Total e Peso Vazio

Carga Paga: A capacidade de carga diminuiu em troca de maior peso de equipamentos (aviônicas) e combustível.

Peso de Combustível: O peso de combustível aumentou. Dá-se importância à velocidade, o motor potente tem consumo específico alto e esta categoria de aeronaves é utilizada quase que exclusivamente por executivos a negócios em grandes centros.

Figura 3.37 – Evolução da Carga Paga e Peso de Combustível

Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine: O comprimento de fuselagem pouco aumentou, o volume de cabine diminuiu pouco.

Figura 3.38 – Evolução do Comprimento de Fuselagem e Volume de Cabine

Carga alar: A inclinação da curva de tendência para carga alar é mínima positiva, demonstrando uma carga de alar média em torno de $112,0 \text{ kg/m}^2$ para o tipo de aeronave.

Carga de Potência: A inclinação da curva de tendência é quase nula, torno de $5,22 \text{ kg/Hp}$.

Figura 3.39 – Evolução da Carga Alar e Carga de Potência

Alongamento da Asa: O alongamento teve um aumento significativo para a categoria, de 6,5 na década de 60 para 8,25 na década de 90.

Afilamento da Asa: O afilamento está dividido nesta categoria entre 1 e 0,5 para as aeronaves da amostragem.

Figura 3.40 – Evolução do Alongamento e Afilamento da Asa

Perfis Aerodinâmicos: Esta categoria foi a que mais evoluiu em termos de aerodinâmica, utilizando perfis de última geração, sendo que alguns deles foram especialmente desenvolvidos para uma específica aeronave.

Figura 3.41 – Perfil Aerodinâmico da Asa e Carga Alar

Velocidade de Estol: A velocidade de estol aumentou no decorrer dos anos devido à diminuição da área da asa. A velocidade de estol elevou-se de 55 para 70 mph. Nota-se o grande benefício trazido pelos modernos perfis que possibilitaram este pequeno incremento de velocidade ao longo dos anos, dada a diminuição sofrida pela área da asa.

Velocidade de Cruzeiro: Também devido à manutenção da carga alar, houve aumento na velocidade de cruzeiro ao longo dos anos. A velocidade de cruzeiro aumentou em 60% . Isso se deve também ao refinamento aerodinâmico e à utilização de motores turbo-hélices.

Figura 3.42 – Evolução da Velocidade de Cruzeiro e Velocidade de Estol

Figura 3.43 – Velocidade de Cruzeiro e de Estol em função do Perfil Aerodinâmico da Asa

Alcance: O alcance diminuiu, uma vez que o combustível adicional é utilizado para suprir o consumo mais elevado dos motores em velocidades que também foram aumentadas, principalmente nos turbo-hélices, como é o caso do TBM 700.

Figura 3.44 – Evolução do Alcance

Área de Flap / Área de Asa: Esta relação diminuiu, pois o que se verifica é uma diminuição na área de asa e consequentemente uma diminuição da área de flap.

Figura 3.45 – Evolução da Razão Área de Flap por Área de Asa

Teto: O teto máximo diminuiu, a curva possui uma inclinação negativa. Com a diminuição do alcance, é desnecessário voar a grandes altitudes. Para as aeronaves da categoria hexaplace, utilizadas atualmente quase que exclusivamente por executivos, têm sido dada mais importância ao requisito de velocidade de cruzeiro alta.

Figura 3.46 – Evolução do Teto Máximo

Conclui-se assim que as aeronaves desta categoria possuem o peso vazio elevado devido à grande quantidade de equipamentos de aviação, transportam grande quantidade de combustível para suprir o alto consumo dos motores.

Pode se também dizer que grande parte destas aeronaves fazem parte da última geração de uma “família” de aeronaves e somente agora tais aeronaves cumprem plenamente os requisitos para as quais foram projetadas inicialmente e ainda se beneficiam com as melhorias obtidas graças ao avanço das pesquisas tecnológicas tais como materiais compostos, eletrônica e aerodinâmica.

Serão descritas a seguir as metodologias e conceitos aplicados no desenvolvimento do projeto conceitual, e somente serão comentadas em detalhes as metodologias ou conceitos considerados não convencionais desenvolvidas ou utilizados exclusivamente para este trabalho.

4. Metodologia Aplicada

Toda a rotina de cálculo considerada padrão ou que possa ser encontrada na maioria das bibliografias da área, não será detalhada. Neste caso serão apenas citadas as fontes de referência, e também não serão detalhados os conceitos considerados comuns a outras aeronaves.

É válido lembrar que o software foi desenvolvido em linguagem Visual Basic 5.0 e que para se reproduzir o programa faz-se necessário criar as páginas de visualização. Estas somente serão apresentadas como forma de ilustrar os procedimentos de cálculo do projeto.

Os conceitos serão descritos a seguir:

- Configuração única
- Família de aeronaves
- Corpos fuselados e fuselagem de fluxo laminar
- Combustível alternativo – álcool hidratado
- Instrumentos – EFIS (Electronic Flight Instruments System)
- CAFE
- Materiais Aeronáuticos: Alumínio x Compostos
- Redução de Ruído

As seguintes metodologias serão descritas:

- Determinação de peso - W_x

- Área molhada (*Swet*)
- Eficiência aerodinâmica global – L/D
- Distância de empenagens – Lt
- Escolha de aerofólios

4.1. Configuração Única

De acordo com *Roskam*^[38], muitos aviões são projetados para atender a um ou mais requisitos específicos de projeto. Estes requisitos ou a combinação dos requisitos podem causar grandes impactos na seleção da configuração e dirigir o projeto para uma *configuração única*.

Como *configuração única* de uma aeronave entende-se que a aeronave apresenta-se única para a categoria para a qual foi projetada, podendo esta ser pouco usual ou até mesmo estranha em seu tempo.

No decorrer das décadas, desde os primórdios da aviação, é notável a existência de aviões que tiveram configuração única, sendo que alguns foram únicos por breve ou longo período e posteriormente deixaram-no de ser. Já outros permaneceram únicos até nossos dias. Abaixo são citadas algumas aeronaves únicas como exemplo:

- B47-H – Bombardeiro com turbinas e asa enflechada, único em sua época.
- Avro Vulcan – Bombardeiro com asa delta, único em sua época.
- Rutan Voyager – Longo alcance, superfícies com altos valores de alongamento e canard.
- Summit – Longo alcance, altos alongamento para superfícies, asa e cauda interligadas, única em nossos dias.

- Northrop XB-35 e YB-49 – Configuração Stealth, únicas em nossos dias.
- Beech Starship – Aeronave para transporte de passageiros Canard e motores do tipo “pusher”.
- Piaggio Avanti - Aeronave para transporte de passageiros Canard e motores do tipo “pusher” e fuselagem com fluxo de ar laminar.
- Concorde – Aeronave para transporte de passageiros supersônica com asa delta, junto com o Tupolev 144, foram únicas até os nossos dias.
- Harrier – Aeronave militar a jato com decolagem vertical.
- Sukhoi S84- Aeronave multifuncional, fuselagem com fluxo laminar, motores “pusher”.

A escolha de requisitos extremos ou a combinação de requisitos de projeto podem conduzir a configurações não convencionais, exigindo do projetista e sua equipe grande criatividade, experiência e ousadia. Como exemplo de certos requisitos podemos citar:

- Pouso e decolagem curtos - Configuração STOL ou VSTOL, utilização de flapes, slats e outros dispositivos de hiper-sustentação, propulsão vetorada.
- Requisitos ambientais – Combustível alternativo
- Altos valores de carga paga – Asas do tipo delta
- Altos valores de alcance – Altos valores de alongamento para superfícies
- Altos valores de L/D – Limpeza aerodinâmica, fuselagem e asa de fluxo laminar e canard.
- Baixos valores de ruído interno - Localização de motores na cauda

4.2. Família de aeronaves

“... Aviões alongados perdem em conforto e performance enquanto aviões encurtados perdem em economicidade, pois são mais pesados e gastam mais combustível, estudando o mercado percebemos que não havia nenhum avião projetado especificamente para faixa de 70 a 100 assentos”

Com essa frase o diretor de desenvolvimento da família Embraer 170/190, engenheiro Luis Carlos Afonso, definiu a fórmula de sucesso para os jatos regionais da Embraer, projetados para oferecer conforto aos passageiros e baixo custo operacional.

São conhecidas algumas aeronaves que foram projetadas com o intuito de serem adaptadas ou modificadas ao longo dos anos. Já na configuração inicial, eram mais robustas que as suas contemporâneas de mesma categoria, sua estrutura era reforçada e portanto mais pesada, possuíam cargas alares menores, motores mais potentes, já prevendo algum tipo de modificação futura.

Ainda hoje podemos ver, por exemplo, algumas aeronaves que operam com 6 ocupantes, trem de pouso retrátil e aviônica de última geração até mesmo bimotoras e cujo projeto original foi elaborado e executado várias décadas atrás. Naquela época estas aeronaves eram configuradas apenas para dois ocupantes, tinham trem de pouso fixo e aviônica simples, com a finalidade de servir à instrução de pilotagem ou ao desporto e lazer. Com o passar dos anos estas aeronaves foram sendo modificadas e otimizadas e então passaram a operar com quatro ocupantes e trem retrátil e incorporaram pequenas modificações adicionais. Posteriormente passaram a operar com seis ocupantes, foram remotorizadas, receberam trem retrátil, foram dotadas de equipamentos e aviônica com tecnologia de última geração. Porém, ainda guardam uma certa familiaridade com a aeronave original. Como exemplo podemos citar algumas aeronaves leves da linha Piper, Cessna e Beechcraft. Esse processo é conhecido como desenvolvimento de uma “*família de aviões*” constituída ao longo do tempo.

Atualmente, existem aeronaves que são inicialmente projetadas para constituir uma família, são previstas as facilidades de homologação, fabricação e manutenção. Diferenciam-se uma das outras pela capacidade de carga, número de ocupantes, configuração interna e, externamente, por exemplo, pelo alongamento da fuselagem onde se adicionam anéis visando aumentar a capacidade de carga.

Estas aeronaves podem ser fabricadas em série ao mesmo tempo, nas versões desejadas, de acordo com a demanda do mercado, utilizando-se o maior número possível de componentes comuns. Apenas para citar como exemplo, as aeronaves da família EMB 135/ 145 e as 170/ 175/ 190/ 195 ambas da Embraer.

A criação de uma família de aeronaves é um processo que exige muito cuidado durante a fase de projetos, pois existem os riscos da aeronave em uma dada configuração vir a ser marginal ou problemática, podem ocorrer problemas estruturais com os sistemas mecânicos, aerodinâmicos, de estabilidade ou outros.

Portanto, é imprescindível uma análise cuidadosa e detalhada de todos os compromissos envolvidos em função da proposta de requisitos ou da combinação destes quando da concepção de uma família de aeronaves.

4.3. Corpos Fuselados e Fuselagem de Fluxo Laminar

Segundo o engenheiro Galvão^[15] apesar de uma infinidade de trabalhos teóricos e experimentais terem sido realizados sobre perfis de asa, pouco foi realizado em relação aos corpos fuselados tridimensionais em escoamento subsônico.

Baseado nos estudos do escoamento potencial em torno de um cilindro e, o da transformação conforme sobre um corpo de revolução com contorno de um perfil laminar NACA a partir do escoamento potencial sobre uma esfera, o engenheiro Galvão^[15] concluiu que os valores de gradiente de pressão obtidos ainda eram inferiores aos valores correspondentes em 2D, pois nos corpos fuselados com contorno de perfil

laminar os gradientes de pressão obtidos podem não ter intensidade suficiente para evitar a transição turbulenta da camada limite para valores de número de Reynolds entre 6 a 13 milhões.

Assim sendo, comparando as soluções potenciais para um perfil 2D de coordenadas x e y com as de um corpo em revolução de coordenadas x e y obtidos pela superposição de um escoamento uniforme a uma linha de fontes e sumidouros bidimensionais, foi estabelecida a “lei de potência $3/2$ ”.

Através da expressão que aplica a potência $3/2$ sobre as coordenadas de um perfil, foram calculadas as coordenadas de três corpos de revolução a partir das coordenadas dos perfis NACA 009, NACA 63009 e NACA 65009.

Verifica-se que existe uma grande semelhança entre os corpos calculados e determinados peixes que possuem médios e altos valores de Reynolds.

Na prática devem ser aceitas soluções de compromissos quando de um projeto de fuselagem baseada na “Lei da Potência $3/2$ ” pois é necessário considerar fatores tais como:

- Visibilidade do piloto
- Área frontal mínima
- Resistência estrutural do cone de cauda
- Interferência com o “Upwash” e “Downwash” da asa.
- Ausência de rugosidade e ondulações de superfície
- Vedação da cabine

Caso contrario, assim como ocorre com as asas de perfil laminar, tais fuselagens poderão apresentar resultados piores do que os obtidos em uma fuselagem convencional.

4.4. Combustível Alternativo - Álcool Hidratado

Histórico Geral

Apesar de a utilização do álcool como combustível já estar comprovada desde a década de 40, somente da década de 70 foram desenvolvidos os motores de automóvel a álcool no Brasil.

Pesquisadores da USP-São Carlos e do CTA (Centro Técnico Aeroespacial), dentre eles Romeu Corsni, Célio Bruder e Flavio Carlos Maluf conseguiram desenvolver soluções de conversão viáveis economicamente.

O CTA iniciou suas pesquisas em 1980, baseadas na conversão de um motor aeronáutico Lycoming IO 540, o mesmo que é instalado nas aeronaves de treinamento T-25 Universal, aeronave utilizada no treinamento básico dos cadetes da Academia da Força Aérea em Pirassununga.

Os resultados foram satisfatórios porém, em 1987 as pesquisas foram abandonadas por razões de prioridade.

Paralelamente, em São Carlos, no campus da USP, o professor Dawilson Lucatto havia comprovado a viabilidade do uso de álcool em pequenos motores aeronáuticos, usando como plataforma de ensaios a aeronave IPAI-25 TUCA, desenvolvida na própria escola.

No início de 2000, o engenheiro James Waterhouse, graduado na USP-São Carlos e que conviveu durante os anos em que lá estudou com os pesquisadores mencionados, dá continuidade às pesquisas do motor a álcool aeronáutico e, em 2002, faz voar a aeronave Piper PA-25 Pawnee convertida, em caráter experimental.

Vantagens

Os dados aqui apresentados foram extraídos do site da empresa Aeroalcohol – Relatório AA – TL – 540/003.01.

1- Menor poluição ambiental: O álcool, por ser um combustível de origem vegetal, fecha o ciclo de emissão, pois o que gera de gás carbônico é proporcional à quantidade sequestrada pelas plantações de cana-de-açúcar, sua matéria-prima. A gasolina aeronáutica tem elevada octanagem, devido à grande quantidade de chumbo presente em sua composição. Isso gera, após o processo de queima, a emissão de compostos extremamente nocivos à saúde e ao meio ambiente, em níveis maiores do que o da gasolina automotiva.

2- Maior durabilidade do motor: O fato da combustão do álcool ser mais lenta do que a da gasolina, provoca menor esforço mecânico do motor, aumentando consideravelmente a durabilidade dos componentes.

3- Aumento de potência do motor, sem prejudicar a durabilidade: A existência de um átomo de oxigênio na molécula do álcool, associado à velocidade de combustão baixa, permite que o motor aumente a potência com a simples troca de combustível. Como a combustão do álcool é lenta, o aumento de potência não afeta a durabilidade do motor.

4- Menor custo operacional: O litro de álcool atualmente custa de R\$ 0,32 a R\$ 0,60, contra R\$ 3,00 a R\$ 5,00 da gasolina aeronáutica. Considerando o consumo médio dos motores a pistão mais utilizados no mercado de aviação (65 litros por hora), isto significa uma sensível redução de custos operacionais.

5- Menor pressão de vapor: A menor pressão de vapor do álcool aumenta a segurança, pois evita a formação de bolhas de vapor na tubulação de alimentação da aeronave. Este fenômeno causa vários acidentes graves anualmente no Brasil, principalmente em regiões de clima quente, onde a gasolina se vaporiza dentro da tubulação, causando um bloqueio na passagem do fluxo. A possibilidade de formação de vapores explosivos, no caso de vazamentos, é menor com o uso do álcool.

6- Maior segurança: O álcool possui um oxigênio em sua molécula e, por isso, consegue manter uma condição estável de queima, numa faixa de mistura mais ampla que a gasolina. Esse fator, aliado à baixa velocidade de combustão, torna-o mais seguro, pois admite grandes variações de fluxo, que em motores a gasolina poderiam causar paradas no motor. Assim, problemas de entupimento do sistema ou em bombas de combustível provavelmente serão mais tolerados no motor a álcool do que nos motores a gasolina.

7- Tolerância à água: Segundo informações da empresa Aeroalcool, o álcool, por ser uma molécula polar, tem compatibilidade completa com água, com a qual se mistura perfeitamente. Os motores em campo demonstraram grande tolerância à água e misturas com até 18% conseguiram manter o motor em funcionamento. Portanto, pequenas quantidades de água condensadas durante a noite, eventuais contaminações de chuva ou de lavagens da aeronave não deverão ser suficientes para causar paradas no motor. Devido à compatibilidade da água com o álcool não será mais necessário fazer os procedimentos de drenagem dos tanques com a mesma frequência dos motores a gasolina.

Aeronaves que poderão ser convertidas

A empresa Aeroalcool está trabalhando na homologação do Piper PA-25 e do Ipanema da Embraer, em primeiro lugar. Em seguida, serão certificadas as seguintes aeronaves:

- Embraer série Sertanejo & Minuano
- Embraer série Carioca
- Embraer série Corisco (com motor Lycoming)
- Neiva P-56 e Cap-4 (equipadas com motor Lycoming)
- Piper PA-18

- Embraer série Seneca
- Cessna 182 Skylane
- Cessna 188 Agwagon

Conclusões:

A durabilidade é superior a dos motores a gasolina. Estudos estão sendo realizados para quantificar, com precisão, os novos períodos de TBO.

Os motores a álcool continuarão a usar os tradicionais magnetos. Entretanto, o avanço e a energia da centelha são diferentes. Ao contrário dos motores à gasolina, as medições efetuadas em motores convertidos mostram claramente temperaturas inferiores. Os cilindros trabalham ao redor de 30°F (-1°C) mais frios, nas mesmas condições, e o óleo, em média, 10°F (-12°C) mais frio.

A aerodinâmica da carenagem do motor pode ser melhorada, diminuindo o arrasto e consequentemente o consumo de combustível.

O sistema de alimentação muda inteiramente. No motor são alterados principalmente os pistões e a ignição. Os pistões poderão conservar sua taxa de compressão original, de acordo com a já utilizada, mas com tolerâncias diferentes. Outras mudanças grandes são efetuadas na célula e envolvem todos os componentes que têm contato com o álcool.

A tecnologia aplicada permite a utilização de gasolina, com poucos ajustes e, até mesmo sem nenhum, para condições controladas. Desta maneira, na ausência de álcool, os motores poderão utilizar gasolina com certas restrições, não ocorrendo à necessidade de uma reconversão.

Para altitudes de até 20.000 pés, nas regiões tropicais e subtropicais não existem riscos de congelamento. Para altitudes superiores, não há dados conclusivos.

Os motores convertidos têm maior potência máxima, dependendo do tipo de motor e da conversão. Facilmente pode-se alcançar 20% a mais de potência, mantendo o nível de segurança do motor.

4.5. Instrumentos – EFIS (Eletronic Flight Instruments System)

Até alguns anos atrás os sistema de instrumentos de vôo eletrônicos (EFIS), eram privilégio somente dos grandes jatos. Porém, desde 2001 estes aviônicos de última geração já estão ocupando os painéis de vários aviões da aviação geral leve, substituindo em grande parte os antigos instrumentos mecânicos. Atualmente, grande parte destes já estão homologados e operando em diversos tipos de aeronaves leves, inclusive experimentais, e podem ser vistos no Brasil, por exemplo, equipando aeronaves Beech 58, Cessnas Caravan etc.

Figura 4.1 – Painel de Instrumentos utilizando EFIS

Os EFIS apresentam muitas vantagens em relação aos equipamentos tradicionais, uma destas vantagens é o preço inferior em relação a aqueles.

Abaixo serão listados alguns equipamentos e seus respectivos fabricantes, função e preço de cada equipamento.

AVROTECH: Sistema já homologado, consiste de um monitor de voo FMO 300, com software AviDyne para navegação GPS, cartas aeronáuticas e procedimentos, meteorologia e tráfego aéreo. Equipa o Lancair Columbia 300. Preço : N.D

BLUE MOUNTAIN AVIONICS: Sistema EFIS básico com duas telas PFD (Primary Flight Display) e MFD (Multi-Function Display), incorporam GPS (Global Positioning System) Rockwell, com abertura mundial em mapa móvel bidimensional e navegação programável. Não é homologado. Preço U\$ 9.600.

GARMIN GNS-530: É considerado o melhor conjunto homologado. Possui navegação IFR com capacidade para WAAS (Wide Area Augmentation System), que permite maior precisão de posição com GPS. Inclui também as funções VHF-Com-Loc / Glide Slope, com mapa móvel (database Jeppesen) em tela grande com ótima visibilidade. Equipa o Cirrus SR-20 e Cirrus SR-22 entre outros. É homologado. Preço: U\$ 14.000

SIERRA FLIGHT SYSTEMS: Possui até quatro telas de cristal líquido (LCD) coloridas. O equipamento já permite voo VFR virtual em condições IMC (voo por instrumento). A tela-1 (Primary Flight Display) mostra o caminho a seguir desde a decolagem até o pouso, seguindo os procedimentos de saída, voo em rota e aproximação adequados.

As demais telas MFD (Multi-Function Display) podem receber informações do motor ("Engine Display"), mapa móvel para navegação e em breve haverá informação de tráfego aéreo conflitante e dados meteorológicos via "Data Link", com reversão de informação entre as telas.

Atualmente o EFIS 2000 está disponível somente para a aviação experimental e equipa o jato Maverick Twin Jet. Preço: ND

SANDEL AVIONICS: O SN3308 é um EHSI (Eletronic Horizontal Situation Indicator), um instrumento homologado, incorporando em um só instrumento de 3 polegadas (tamanho standard para painéis convencionais). Possui propriedades de multifunção para navegação primária convencional (ADF/VOR/ILSGSlope) ou GPS com mapa móvel. Aceita entradas de STORMSCOPE (radar meteorológico) Preço: US\$ 9.995.

ILS – Instrument Land System

A configuração básica e ideal de uma aeronave equipada com EFIS e que será utilizada para a aeronave de projeto, PCA, consiste de:

- Display primário
- Display secundário

No display primário são encontrados os componentes do indicador de atitude (EADI – Eletronic Attitude Direction Indicator) e de informações de tráfego (EHSI).

O componente EADI pode indicar:

- Atitude da aeronave em relação ao solo
- Rumo magnético
- Altitude da aeronave
- Velocidade da aeronave
- Distância da aeronave de um ponto de referência
- Informações de tráfego aéreo – TCAS (Traffic Alert and Collision Avoidance System)
- Atitude de glissagem

- Razão de subida
- Ângulo de ataque
- Altura da aeronave (em relação ao nível do mar)
- Altitude de alerta, para evitar colisão com outras aeronaves em rota

A componente EHSI indica

- Informações referentes à aproximação ILS
- Dados de funcionamento do motor
- Dados dos sistemas eletrônicos e hidráulicos
- Mapa móvel para navegação bidimensional, sendo que já existem tridimensionais
- Dados meteorológicos via data link
- SGPS, sistema de posicionamento global via satélite
- Stormscope, detector de tempestade
- Sistema de alarmes de estol, fogo, trem de pouso, flap e piloto automático

No display secundário são encontrados os componentes de rádio e painel de áudio. Para o painel de rádio tem-se:

- ADF – Automatic Direction Finder
- VOR – Very Omnidirectional Range
- Transponder
- VHF – Very High Frequency

- HF – High Frequency

Para o painel de áudio tem-se:

- Seleção auxílio rádio
- Seleção áudio com passageiros
- Seleção entretenimento

Os displays primário e secundário são reversíveis e para o caso de perda de um display, existe a possibilidade de se obter informações essenciais no outro display.

Outros sistemas que serão instalados na aeronave de projeto são:

- “On Board Weight Balance System” avalia o peso e balanceamento da aeronave durante o voo, será instalado para atender às modificações de configuração.
- “Marker Beacon System” marcadores para aproximação
- “Infrared Flight System” para pouso noturno sem visibilidade

As vantagens de utilização dos EFIS no que se refere à aviação geral podem ser descritas, entre várias, como:

- Planejamento fácil e preciso.
- Perfeito monitoramento em todas as fases do voo.
- Posicionamento tridimensional da aeronave em relação ao solo, evitando colisões contra o terreno.
- Indicação clara da atitude.
- Indicação de parâmetros básicos tais como, velocidade, altitude, razão de subida, etc.

- Informação, com antecedência, de todo tráfego aéreo que possa conflitar com o voo.
- Informação das condições meteorológicas e suas evoluções.
- Facilidade ao acesso a cartas de voo em rota e procedimentos, aliviando o peso dos antigos pacotes de cartas.
- Informação das condições de todos os sistemas da aeronave.
- Evitar conflitos de entendimento pela fonia.

4.6. CAFE – Método de Comparação da Eficiência de Voo

A HISTÓRIA

O CAFE foi criado originalmente em 1981, inicialmente como CAFE 250. Foi inspirado por Nick Jones, e consistia numa corrida aérea (Santa Rosa, CA – USA) com quantidade de combustível limitada. A intenção era criar uma competição entre aeronaves no qual as leis da Física determinariam o vencedor.

Foi então com ajuda de Lyle Powell e Jim Horn que Jones derivou uma fórmula matemática para o “Fator de Eficiência de Combustível”.

A fórmula para o CAFE 250:

$$\sqrt{\frac{\left(\frac{L}{D}\right)}{\left(\frac{D}{q}\right)}} = Veloc \times Consumo \times \sqrt{C_{paga}}$$

onde

$$\left(\frac{D}{q}\right) = \text{Fator de Placa Plana}$$

Veloc = Velocidade da Aeronave em mph

Consumo = Consumo em milhas por galão

Cpaga = Carga paga em lb

Embora aeronaves menores levassem vantagem, a fórmula do CAFE 250 lançou a idéia de que poderia ser expressa a eficiência global de uma aeronave num único número. A proposta foi um sucesso porque ilustrou claramente como velocidade, milhagem e carga paga eram capacidades interativas limitadas pelas leis da Físicas.

Roy LoPresti era naquela época o principal engenheiro da Mooney e ficou impressionado com o significado do evento (corrida aérea – 1981) tendo projetado o troféu para os vencedores.

A FÓRMULA

Para o CAFE 400 (1982), Jones derivou uma nova fórmula que simplesmente era:

$$\text{Contagem} = \text{Veloc} \times \text{Consumo} \times \text{Cpaga}$$

onde

$$\text{Contagem} = \text{Número de pontos}$$

Esta fórmula equivale a *velocidade* x *L/D* da aeronave, ou seja, a velocidade como função da limpeza aerodinâmica, e otimiza velocidade em função do consumo de combustível, pois quanto maior a limpeza aerodinâmica, maior é a economia de combustível em uma mesma missão.

A validade desta fórmula foi demonstrada num trabalho do Professor B. H. Carson “Eficiência de Combustível de Pequenas Aeronaves” - "Fuel Efficiency of Small Aircraft" AIAA-80-1847^[42].

Utilizando os trabalhos de *Gabrielli e von Karman*^[42], o professor Carson previu que as leis da Física impunham uma barreira absoluta ou limitavam a avaliação de qualquer veículo por esta fórmula.

O limite se devia a fatores como a viscosidade do ar, a força de gravidade, a densidade de energia de combustíveis de hidrocarboneto e as leis da aerodinâmica.

Isto significa que alcançar este limite seria um grande desafio a ser vencido e que seria possível somente através da obtenção e aplicação de novas e avançadas tecnologias.

Em 1985, o CAFE 400 teve sua fórmula modificada, inclusive em seus expoentes, quando a experiência mostrou que eles levavam a aeronave de corrida a utilizar somente 50-55% de potência e que as aeronaves maiores estavam dominando o evento (corrida aérea – 1981).

A nova fórmula seria:

$$Contagem = Veloc^{1.25} \times Wo \times C_{paga}^{0.75}$$

onde

Wo = Peso total de decolagem em lb

4.6.1. CAFE Challenge

Após uma revisão dos índices de pontuação do CAFE para aeronaves de diferentes tamanhos, resolveu-se refinar a fórmula do CAFE 400.

O expoente da Carga Paga deveria ser levemente reduzido para adequar a carga paga transportada por uma aeronave biplace a uma carga paga transportada por uma aeronave hexaplace ou maior.

A fórmula para o “CAFE Challenge” seria similar à fórmula do CAFE 400:

$$Contagem = Veloc^{1.3} \times Wo \times C_{paga}^{0.6}$$

A ROTA DE VÔO DO DESAFIO CAFE “CAFE CHALLENGE”

A aeronave deverá: – pesar menos do que 1818 kilogramas (4000 libras), poderá ser experimental ou não; – terá que executar uma subida inicial a 10.000 pés antes de alcançar o círculo de longo curso; – e terá que executar um círculo de 250 milhas de raio.

Faz então uma curva de 180 graus, e então vai para uma altitude entre 7.500 pés e 12.500 pés, entra em sua perna de retorno e recebe permissão para pousar. Todas as altitudes permitirão uma tolerância de + ou - 250 pés. Não é permitido voar sobre o oceano.

O cálculo da quantidade de combustível consumido por milha e carga paga será realizada pesando a aeronave e tripulação imediatamente antes e depois do voo.

A localização e rastreamento da aeronave é feita utilizando-se um software e GPS ou equipamento equivalente que permita o armazenamento das coordenadas percorridas pela aeronave, inclusive as altitudes destas coordenadas.

Baseando-se nos dados obtidos pelo software é feita a contagem de pontos de cada aeronave.

OS RECORDES

Aeronave	Rutan Catbird	Hertzler Varieze
Data	08 de maio de 1993	04 de junho de 1994
Projetista	Burt Rutan	Burt Rutan
Piloto	Dick Rutan	Gary Hertzler
Velocidade	210,73 mph	169,28 mph
Consumo	20,15 milhas por galão	48,0 milhas por galão
Carga Paga	444 kg	181 kg
Pontuação	1.315.396	1.379.364

4.6.2. CAFE Triaviathon

O CAFE Triaviathon é uma competição entre aeronaves que envolve três elementos básicos importantes de desempenho de aeronave: a velocidade máxima, a razão de subida e a velocidade de estol.

A aeronave com o melhor desempenho combinado destes três elementos obtém a contagem mais alta e apresenta características de ser uma aeronave muito boa para se voar. O intuito da competição é avaliar as características físicas e aerodinâmicas que controlam as capacidades de uma aeronave nesses três parâmetros contraditórios de vôo.

Os vencedores de Triaviathon têm que projetar simultaneamente máxima relação de potência e peso, eficiência de hélice máxima, carga alar mínima, coeficiente de sustentação máximo e mínimo arrasto em velocidade máxima.

O troféu de Triaviathon simboliza o conflito deste desafio de desígnio complexo. As regras para este evento requerem para cada competidor demonstrar a velocidade máxima ($V_{\max}$) em vôo nivelado a 6.000 pés de altitude, sua velocidade de estol em vôo nivelado sem potência ($V_{\min}$) e a máxima razão de subida (ROC).

Estes valores são registrados automaticamente por um barógrafo de ponta de asa. A fórmula de pontuação do Triaviathon é dada por:

$$Contagem = 28110625 \times Veloc^2 \times ROC^2 / (4100625 + Vmin^4) \times 10^9$$

onde

ROC = Razão de subida em pés por minuto

$Veloc$ e $Vmin$ = Velocidades máxima e mínima em milhas por hora

Esta fórmula recompensa uma aeronave pela sua eventual excelência em cada um dos três parâmetros em valores apropriados. O objetivo da competição é encorajar o desenvolvimento de aeronaves de alto desempenho com a capacidade de realizar vôos lentos.

A razão de subida é medida num segmento de 1.000 pés de subida que contém uma densidade de ar comum equivalente. Para isso, fixou-se a pressão à equivalente em 2500 pés da atmosfera padrão.

A V_{max} deve ser aferida em vôo nivelado sem mais que 50 pés de perda de altitude. A V_{min} será medida como a velocidade de vôo nivelada mínima na qual o estol ocorre.

Aeronave com velocidades de estol acima de 70 mph são penalizadas, enquanto aquelas abaixo de 35 smph são creditadas.

4.7. Materiais Aeronáuticos: Alumínio x Compostos

O fator determinante na escolha de um material a ser utilizado em estruturas aeronáutica é a economia de peso.

Entretanto, conforme podemos ver abaixo, existem muitos outros fatores que podem, por si só, ou por combinação, justificar o uso de materiais alternativos.

Redução de Peso

- Aumento de alcance
- Redução do consumo e custo de combustível
- Aumento da carga paga
- Maior capacidade de manobrabilidade

Custo de Aquisição

- Reduzido custo de fabricação
- Reduzido custo de montagem

Performance Imposta

- Possibilidade de criar formas aerodinâmicas
- Propriedades aeroelásticas
- Capacidade de suportar altas temperaturas
- Resistência

Vida Útil

- Resistência à fadiga
- Resistência mecânica

Assim sendo, os materiais mais utilizados são madeira, alumínio, aço, poliéster, titânio, as ligas de alumínio e fibras compostas, particularmente as fibras de vidro e carbono.

Dentre estes, o presente trabalho limita-se apenas a discutir, em poucas linhas, o alumínio e os materiais compostos, pois estes compõem a maior parte do sistema construtivo dos aviões da aviação geral. Também será feito um breve comentário sobre os materiais inteligentes, “Smart Materials”.

4.7.1. Alumínio - Duralumínio

Os aviões modernos são máquinas de alta complexidade, projetadas para transportar pessoas e carga paga em geral a longa distância em altas velocidades. As estruturas aeronáuticas são construídas de uma variedade de tipos de materiais. Estes materiais são escolhidos levando-se em conta a densidade e as propriedades mecânicas. Os melhores materiais utilizados na construção de aeronaves são aqueles cuja relação entre propriedades mecânicas e densidade (resistência por densidade) atingem altos valores.

Em 1911 foi descoberta na Alemanha a liga de alumínio e cobre, duralumínio, como veio a ser conhecida posteriormente. A utilização do duralumínio permitiu a construção de estruturas aeronáuticas de revestimento trabalhante para a asa e a fuselagem. Apenas para citar, muitas aeronaves da Segunda Guerra Mundial já possuíam estruturas que utilizavam o revestimento trabalhante para asa e fuselagem.

Nos últimos 30 anos o alumínio vem substituindo a madeira e o aço como material primário na construção aeronáutica e a aeronave metálica tornou-se o produto padrão das indústrias aeronáuticas e, simultaneamente, o novo produto adaptou-se aos novos conceitos de estrutura e fabricação.

O resultado da introdução do alumínio na aviação foi espetacular. Num curto período de tempo, foi possível transportar mais passageiros a grandes distâncias, mais rápido, em grandes altitudes e com mais conforto.

O alumínio como material de construção aeronáutica tem a grande vantagem de possuir dados conhecidos e experimentados ao longo dos anos para tensões e fadiga, tornando-o recomendável tanto para a construção aeronaves militares como para as de linhas aéreas. Na opinião de especialistas, a construção em alumínio deverá permanecer ainda por muitos anos no esteio da fabricação de aeronaves.

Tabela 4.1 – Propriedades Mecânicas e Densidade do Alumínio

Densidade	Resistência	Rigidez	Resistência Específica	Rigidez Específica
Kgm^{-3}	MNm^{-2}	GNm^{-2}	$(\text{MNm}^{-2} / \text{kgm}^{-3}) \times 10000$	$(\text{GNm}^{-2} / \text{kgm}^{-3}) \times 1000$
2700	420	73	156	27

Vantagens do Alumínio

- 1- Dados de resistência a tensões e processo de fabricação certificados.
- 2- Degradação mínima aos raios ultravioleta emitidos pela luz solar.

- 3- Problemas de umidade e corrosão controláveis.
- 4- Transmite esforços e momentos sem danos.
- 5- Padrão de fabricação pré-determinado
- 6- Facilidade de reparos
- 7- Durabilidade
- 8- Reconhecido e aceito por suas propriedades em todos os órgãos certificadores aeronáuticos, agiliza os processos de homologação.

Desvantagens do Alumínio

- 1- Para ser moldado é necessário conduzi-lo a um processo de polimização.
- 2- Alto custo para o processo de polimização.
- 3- Dificuldades na moldagem de chapas curvas, devido à pequena espessura das chapas utilizadas na construção aeronáutica.
- 4- As antenas devem ser expostas, sendo necessário tratamento aerodinâmico de alto custo para diminuir o arrasto das mesmas.
- 5- Dificuldade em se obter fluxo laminar devido às dificuldades e limitações de moldagem.

4.7.2. Materiais Compósitos – Composite

Os materiais compostos, estão sendo muito empregados nas aeronaves modernas devido a sua baixa densidade e altas propriedades mecânicas. Geralmente são

constituídos de uma matriz plástica de resina epóxi, reforçadas por finas fibras de carbono, boron, vidro ou kevlar.

As estruturas fabricadas com materiais compostos vem, atualmente, ocupando grande espaço na construção aeronáutica e muitas aeronaves modernas já possuem estabilizadores horizontais e verticais, lemes, profundores, ailerões, etc totalmente construídos em materiais compostos.

Aeronaves militares utilizam grandes proporções de materiais compostos, o Eurofighter 2000, por exemplo possui asa e fuselagem construídas em compostos.

Porém, muitos materiais compostos ainda não estão disponíveis no mercado atualmente.

Tabela 4.2 – Propriedades Mecânicas e Densidade de Compostos

Material Composto	Densidade Kg ^m ⁻³	Resistência MNm ⁻²	Rigidez GNm ⁻²	Resistência Específica (MNm ⁻² / kgm ⁻³) × 10000	Rigidez Específica (GNm ⁻² / kgm ⁻³) × 1000
Fibra de:					
Vidro	1700	550	30	323	18
Carbono	1600	1200	190	750	119

Vantagens dos Compostos

- 1- Facilidade de construção, mesmo em pequenos lotes. Alguns projetos podem ser montados até em garagens.
- 2- Baixo custo de projeto e apenas um ferramental mínimo é exigido.
- 3- Podem ser confeccionados com quaisquer curvaturas para redução de arrasto aerodinâmico e ainda suportar cargas estruturais.
- 4- As antenas podem ficar escondidas internamente sem perda de recepção.

- 5- Fácil de se obter superfícies para fluxo laminar o que poderá contribuir para algum ganho em velocidade e economia de combustível

Desvantagens dos Compostos

- 1- Resistência variável de lote para lote.
- 2- Sujeito à degradação quando expostos a raios ultravioletas.
- 3- Problemas de delaminação quando expostos a umidade.
- 4- Alto custo e dificuldade em reparos.
- 5- Compostos costumam quebrar sem avisar, ao contrário do alumínio que é flexível.
- 6- Muitas horas são necessárias para se obter o padrão de acabamento desejado.
- 7- Requerem pinturas especiais e portanto caras. O Lancair e o Cirrus têm limitações quanto a cores de pintura inclusas no seu Certificado de Homologação de Tipo.
- 8- Aceitos com restrições nos órgãos certificadores, devido as suas desconhecidas propriedades físicas, principalmente quanto a delaminação. O Lancair Columbia tem vida útil de 1200 horas e o Cirrus SR 20 de 12000 horas
- 9- São necessárias muitas horas de intenso trabalho para se produzir componentes repetidos.

Conforme concluíram os engenheiros da Meyers Aircraft Company, citando o grupo de engenharia da Boeing:

“Por mais que nós aprendamos alguma coisa sobre compostos, o alumínio ainda é melhor”.

4.7.3. Materiais Inteligentes – “Smart Materials”

São materiais que possuem a capacidade de responder às mudanças impostas pelo meio em que trabalham. Esta capacidade pode ser ativada através de informações processadas por sensores que comandam atuadores ou sistemas mecânicos. Esta capacidade é a maior virtude de muitos sistemas estruturais tais como o biológico, o muscular e o nervoso, por exemplo.

Os materiais inteligentes poderiam ser utilizados como dispositivos para

- a) Prover formas aerodinâmicas (de forma equivalente ao sistema muscular).
- b) Prover rigidez, otimizando as condições de carregamento impostas
- c) Minimizar vibrações e danos
- d) Monitorar tensões excessivas (de forma equivalente ao sistema nervoso)

Os materiais inteligentes são, atualmente, assunto de intensas pesquisas em todo o mundo e futuramente serão aplicados em aeronaves civis e militares de alta performance, e também em helicópteros.

4.8. Redução de Ruído

As aeronaves que possuem configuração do tipo “Pusher” (hélice “empurradora”) apresentam nível de ruído maior do que as aeronaves com configuração “Tractor” (hélice “tracionadora”) equivalentes.

A diferença apresentada é de 5 a 6 Db, conforme podemos observar na Tabela 4.3.

Tabela 4.3 - Teste de Ruído em Ultraleves (Extraído do CAA database)

Teste de ruído de acordo com BCAR Section N Chapter N3-6

Tipo de motor	Índice de redução	Configuração	Aeronave	Ruído
HKS 700E -Pusher	3.47:1	Contrapeso	Pegasus	76.1 Db
HKS 700E – Tractor	2.58:1 3	Eixo	AX-200	70.9Db

O que ocorre é que a hélice age como um amplificador para os pequenos vórtices criados pelo fluxo turbulento, originários do downwash da asa, da separação do fluxo da fuselagem, de interferências de empenagens etc.

O resultado disto é a energização destes pequenos vórtices e a explosão que eleva o nível de ruído em 5 – 6 Db.

O ruído aqui referido é o externo à cabine, é o propagado externamente. Porém, sem o adequado tratamento, este poderá também ser transmitido ao interior da aeronave provocando desconforto aos ocupantes.

Uma forma de tratamento para este caso seria a de revestir a parede de fogo com uma camada fina de material denso em “sandwich” com camadas de espuma ou lã de vidro.

A hélice deveria operar, quando possível, em fluxo uniforme limpo, livre de interferências.

Para o caso de aeronaves com configuração “Pusher” isto é possível utilizando-se fuselagens “Streamlined” criadas a partir da revolução de um perfil aerodinâmico (ver capítulo - Corpos Fuselados).

Uma porção do ruído também poderá ser reduzida através de um cuidadoso projeto da hélice. A idéia é provocar uma difusão dos vórtices de ponta, curvando-se as pontas da hélice como uma “Winglet” em miniatura ou então de outra forma, enflechando-se o bordo de ataque, tornando-o parecido com uma espada “Cimitarra”.

Para se evitar que as pontas operem em regime alto subsônico, as secções das pontas deveriam ser as mais finas possíveis, podendo-se até mesmo, utilizar secções aerodinâmicas supercríticas.

Outra solução que poderia ser empregada seria a do espaçamento irregular das lâminas, que provocam a quebra de frequências, de maneira idêntica aos “Axial Fans” utilizados em automóveis ou indústrias.

Demais soluções seriam a utilização de silenciadores de ressonância, absorção, exaustão e, ainda, a conversão da hélice em hélice carenada (“Ducted Fan”).

4.9. Estimativa de Pesos

No projeto de um avião, durante a fase conceitual, o peso é uma das características mais importantes. Somente após a estimativa de pesos é que a aeronave será dimensionada e sua forma conhecida.

Vários parâmetros de grande importância para a formação e a avaliação do conceito de uma aeronave dependem diretamente do peso, como por exemplo a carga alar, a carga de potência, a eficiência aerodinâmica, etc.

Como o presente trabalho trata apenas de projeto conceitual, não serão discutidas em detalhes as várias condições e os vários tipos de pesos. Abaixo são citados e descritos de forma simples, os tipos de peso em *Saintive*^[41]:

- *Pesos Estruturais*
 - Peso máximo estrutural de decolagem
 - Peso máximo estrutural de pouso
 - Peso máximo zero combustível

- Peso máximo de táxi
- *Pesos Operacionais*
 - Peso básico
 - Peso básico operacional
 - Peso de decolagem
 - Peso de pouso
 - Peso máximo de decolagem
 - Peso máximo de pouso

Dos pesos acima descritos, somente os Pesos Operacionais serão discutidos em detalhes.

- **Peso Básico – PB** - É o peso do avião vazio, incluindo freio hidráulico, óleo, combustível não drenável, poltronas e equipamentos fixos.

- **Peso básico operacional– PBO** - É a soma do Peso Básico com os pesos de tripulação e bagagem.

- **Peso Operacional – PO** – É a soma do Peso Básico Operacional mais o peso de combustível na decolagem.

- **Peso de Decolagem – PAD** – É o Peso Operacional mais a carga paga.-

- **A Carga Paga** será definida como carga de bagagens ou carga transportada.

Também serão descritos, de maneira sucinta, os diversos Pesos de Combustível tais como:

- Peso de Combustível na Decolagem – É o combustível contido nos tanques no instante da decolagem
- Peso de Combustível para Taxiamento – É o combustível previsto para o taxiamento até a cabeceira da pista para decolagem.
- Combustível de Reserva – É o combustível levado como margem de segurança.
- Combustível de Viagem – É a quantidade de combustível que será consumida na viagem.

4.9.1. Metodologias Utilizadas para Estimativa de Pesos

São descritos a seguir, três métodos utilizados para determinação dos pesos. Os dois primeiros métodos podem ser encontrados em detalhes nas referências *Roskam*^[35], *Raymer*^[30]. Já o terceiro método foi desenvolvido para este trabalho e é muito semelhante aos dois primeiros. As estimativas de peso das aeronaves são feitas em duas etapas. A primeira estimativa calcula o peso total em função de:

- Peso vazio, obtido através de uma expressão estatística
- Peso dos ocupantes, obtido através do número de ocupantes e peso por ocupante fornecido pelos requisitos de sua base de certificação.
- Peso da carga paga, fornecido através de especificações de projeto
- Peso do combustível obtido em função do tipo de missão estipulada para a aeronave.

Os métodos utilizados são:

- Método de Raymer

- Método de Roskam
- Método PCA

A segunda estimativa é feita calculando-se o peso vazio do avião em função do peso de cada componente do avião.

Os métodos utilizados para a segunda estimativa são:

- Método da Cessna
- Método da USAir Force
- Método Stinton
- Método Torenbeek

Os valores finais são obtidos calculando-se a média aritmética entre os métodos empregados, tanto para a primeira fase como para a segunda fase.

A primeira estimativa é empregada durante a determinação dos parâmetros de geometria, aerodinâmica e performance da aeronave.

A segunda estimativa também emprega parâmetros de geometria, aerodinâmica, performance da aeronave e dados estatísticos, e é utilizada para conferir a primeira estimativa e, posteriormente, para conferir a posição do centro de gravidade da aeronave, durante a análise de estabilidade estática e peso e balanceamento da aeronave.

4.9.2. Descrição dos Métodos

4.9.2.1. Método de Raymer

O método de *Raymer*^[30] consiste, principalmente, em determinar os pesos de combustível e peso vazio como fração do peso total de decolagem.

$$W_o = W_{tp} + W_{cp} + ((W_f / W_o) W_o) + ((W_e / W_o) W_o)$$

onde:

W_o = peso total de decolagem

W_{tp} = peso da tripulação

W_{cp} = peso da carga paga

W_f = peso de combustível

W_e = peso vazio da aeronave

Determinadas as frações de peso de combustível e de peso vazio, o peso total de decolagem é determinado.

Para a determinação do peso de combustível a missão é dividida em segmentos que para a aviação geral podem ser estipulados como:

- a) Aquecimento do motor e decolagem
- b) Subida
- c) Cruzeiro
- d) Loiter (vôo sobre área delimitada)
- e) Pouso

Os segmentos (a), (b) e (e) podem ser estimados através de dados estatísticos e são apresentados na tabela 3.2(pg. 16) da referência [30]. São definidos para um segmento de missão “i” o peso pode ser expressado como:

$$W_{i-1} / W_1 = 0.970 - \text{Aquecimento e Decolagem}$$

$$W_{i-1} / W_1 = 0.985 - \text{Subida}$$

$$W_{i-1} / W_1 = 0.995 - \text{Pouso}$$

Para os segmentos (c) e (d) os valores são obtidos usando a fórmula do alcance de Breguet:

Segmento de cruzeiro:

$$R = (V/C)(L/D) \ln (W_i / W_{i-1})$$

ou

$$W_i / (W_{i-1})_{cruz} = \exp ((-RC) / (V(L/D)))$$

Segmento de “loiter”

$$E = ((L/D) / C) \ln(W_i / W_{i-1})$$

ou

$$W_i / (W_{i-1})_{loit} = \exp((-EC) / (L/D))$$

Onde:

C = consumo específico de combustível em (litro por segundo)

V = velocidade de cruzeiro em (pé por segundo)

L/D = eficiência aerodinâmica

R = alcance da aeronave em (pé)

E = tempo em “loiter” em (segundo)

Para a determinação do peso vazio para a aviação geral recorre-se a equações estatísticas da tabela 3.1^[30]:

$$W_e / W_o = A(W_o^c)K$$

onde,

W_e = peso vazio da aeronave

W_o = peso total de decolagem

A , c e K são constantes cujo valores são apresentados na tabela 3.1 (pg. 13)^[30] e variam com a categoria da aeronave.

Finalmente o peso total de decolagem (em libra) pode ser obtido através da expressão:

$$W_o = (W_{trip} + W_{cp}) / (1 - (W_f / W_o) - (W_e / W_o))$$

4.9.2.2. Método de Roskam

O método de *Roskam*^[35] é idêntico ao método de *Raymer*^[30] porém são inseridos dois segmentos adicionais para o cálculo da fração de combustível para a missão. Porém, o procedimento consiste basicamente em se determinar os pesos de combustível e peso vazio como fração do peso total de decolagem.

$$W_o = W_{tp} + W_{cp} + W_f + W_e$$

onde:

W_o = peso total de decolagem

W_{tp} = peso da tripulação

W_{cp} = peso da carga paga

W_f = peso de combustível

W_e = peso vazio da aeronave

Determinadas as frações de peso de combustível e de peso vazio, o peso total de decolagem é determinado.

Para determinação do peso de combustível a missão é dividida em segmentos que, para a aviação geral, podem ser estipulados como:

- a) Funcionamento do motor e aquecimento
- b) Táxi até a decolagem
- c) Decolagem
- d) Subida

- e) Cruzeiro
- f) Pouso
- g) Táxi para o pátio e corte do motor

Os segmentos (a), (b), (c), (d), (e), (f) e (g) podem ser estimados através de dados estatísticos e são apresentados na tabela 3.2(pg. 16) da referência [30]. São definidos como: W_1 , W_2 , W_3 , W_4 , W_5 e W_6 são função do tipo de aeronave.

Para os segmentos (c) e (d) os valores também são obtidos usando a fórmula do alcance de Breguet, porém, considerando-se a eficiência da hélice η_p :

– Segmento de cruzeiro:

$$R_{cr} = 375(\eta_p / cp)(L/D) \ln (W_5 / W_4)$$

ou

$$(W_5 / W_4) = \exp (-R_{cr} / 375 (\eta_p / cp) (L/D))$$

onde

cp = consumo específico em (litro por segundo)

η_p = eficiência da hélice

V = velocidade de cruzeiro em (pé por segundo)

L/D = eficiência aerodinâmica

R = alcance da aeronave em (pé)

E = tempo em “loiter” em (segundo)

Para determinação do peso vazio procede-se por tentativa:

$$W_{oe-tentativa} = W_{o-desejado} - W_f - W_{cp}$$

Escolhe-se um valor de $W_{o-desejado}$ ou por exemplo, valor da categoria correspondente na tabela da seção 2.3 da referência [30].

$$W_{e-tentativa} = W_{oe-tentativa} - W_{tfo} - W_{trip}$$

W_{oe} é freqüentemente descrito como:

$$W_{oe} = W_e + W_{tfo} + W_{trip}$$

Calcula-se o valor de W_e pela figura 2.3^[35] ou, pela equação de regressão linear:

$$W_e = \exp ((\ln W_o - A) / B)$$

Os valores de A e B são apresentados na tabela 2.15 da referência [35].

Comparando-se os valores de W_e acima e $W_{e-tentativa}$ e fazendo-se um ajuste para $W_{o-desejado}$ e repetindo-se o processo até que $W_{e-tentativa}$ seja igual W_e .

W_{oe} = peso de operação vazio da aeronave

W_o = peso total de decolagem

W_f = peso de combustível

W_{tfo} = peso de combustível não utilizável e óleo $\sim 0,05W_o$

W_{trip} = peso da tripulação

Finalmente o peso total de decolagem (em libra) pode ser obtido através da expressão:

$$W_o = W_{oe} + W_f + W_{ep}$$

4.9.2.3. Método PCA

Abaixo são descritos, passo a passo, as rotinas do software PCA quando do projeto conceitual de uma aeronave.

- Na biblioteca, selecionam-se 16 (dezesesseis) aeronaves de interesse por categoria, dentre as que mais se aproximam da aeronave de projeto.
- Na página de Alcance máximo, sobre um mapa do Brasil, com centro de raio em Brasília, são traçados os alcances máximos das aeronaves selecionadas para efeito de comparação, inclusive o alcance para a aeronave de projeto.
- Em Requisitos, seleciona-se as características desta aeronave em função de:
 - Valores máximos de todas as aeronaves da categoria
 - Valores mínimos de todas as aeronaves da categoria
 - Valores médios de todas as aeronaves da categoria
 - Valores individuais para uma aeronave especificada ou selecionada
- Seleciona-se o tipo de construção para a aeronave de projeto :
 - Tubo e Tela
 - Madeira
 - Metal
 - Compostos

- Insere-se os valores de número de ocupantes e carga paga para a aeronave de projeto.
- Calcula-se os pesos para a aeronave de projeto:
 - Peso Vazio x Peso Total
 - Peso de Combustível x Peso total
 - Carga Total x Peso Total
 - Carga Total x Peso Vazio

O método PCA agiliza os passos acima citados, através de uma rotina que intercepta diretamente os valores de $W_{o-tentativa}$, tanto para o método de *Raymer*^[30], quanto para o método de *Roskam*^[35].

A metodologia utilizada também é idêntica à de *Raymer*^[30] e *Roskam*^[35], e ela apenas modifica as expressões de regressão linear para cálculo de Peso Vazio, obtidas tanto por *Raymer*^[30] quanto por *Roskam*^[35], por outras mais atualizadas. Também faz uma subdivisão para a aviação geral em categorias biplace, quadriplace, hexaplace e agrícola considerando um maior número de amostragem por categoria, que resulta em valores mais exatos e atualizados pois, atualmente, uma grande maioria de aeronaves são construídas utilizando materiais compostos, pouco comuns na época da elaboração e publicação das bibliografias das referências [30] e [35].

O PCA seleciona também as aeronaves segundo o tipo de construção, sistemática esta também adotada por *Raymer*^[30] para algumas categorias.

Os valores finais para o método PCA são obtidos calculando-se a média aritmética entre aqueles gerados pelos métodos de *Raymer*^[30] e *Roskam*^[35]. Estes são então comparados com os valores obtidos pelo próprio PCA e escolhe-se os valores mais próximos dos pertencentes à aeronave em comparação ou então aos valores mínimos,

médios ou máximos escolhidos no início. Este procedimento permite o estudo ou avaliação da aeronave de projeto em toda a faixa de alcance de pesos (mínimo ao máximo) das aeronaves comparadas.

Outra vantagem do PCA é a facilidade de atualização de dados, pois novas aeronaves, novos materiais e novas categorias podem ser constantemente inseridas na biblioteca, a qualquer momento, e de maneira simples, de forma a que as expressões utilizadas para os cálculos de pesos estejam sempre atualizadas.

4.9.2.4. Método da SAWE – Society of Allied Weight Engineers

A *Society of Allied Weight Engineers (SAWE)*, foi organizada por um pequeno grupo de engenheiros em 1939 em Los Angeles, Califórnia e foi incorporada como organização não lucrativa em 2 de abril de 1941.

A sociedade cresceu proeminentemente através dos anos e hoje possui membros em todos os estados dos EUA e em diversos países de vários continentes.

A proposta da sociedade é promover o reconhecimento da engenharia de pesos como uma área de especialização em engenharia, a troca de informações de benefício mútuo, a combinação de esforços para a redução de pesos em equipamentos e promover um melhor entendimento entre os engenheiros de peso.

O volume de publicações da SAWE é extenso e grande parte deste está disponível para aquisição na web.

O texto consultado para este trabalho foi o “*Introdction to Aircraft Weight Engineering*”^[43].

Várias metodologias são apresentadas no texto acima referido, para a determinação dos pesos de uma aeronave. Abaixo são citadas algumas metodologias:

- Método estatístico
- Método quase analítico e analítico
- Método de atualização de projeto
- Outros métodos

Para este trabalho será utilizado somente o método estatístico de estimativa de peso que irá determinar os pesos dos componentes da aeronave.

4.10. Área Molhada

Área molhada ou área superficial de uma aeronave (ou parte desta) é a área exposta ou em contato direto com o ar. É um parâmetro muito importante no que se refere às estimativas de arrasto viscoso (parasita), de peso superficial e custos.

Procurou-se desenvolver para este trabalho uma metodologia, que embora seja bastante simples, é eficiente para a determinação de áreas molhadas de aeronaves.

Serão descritos abaixo os métodos mais utilizados para a estimativa de área molhada durante a fase de projeto conceitual de uma aeronave. Estes métodos serão comparados entre si e com valores já conhecidos de algumas aeronaves. Em seguida, serão feitos alguns comentários sobre a precisão dos mesmos.

a) Método Computacional

Atualmente, vários softwares utilizados na elaboração de projetos (CAD), possuem em seus menus uma função que calcula a área de uma superfície ou corpo. Apenas para citar como exemplos, tem-se AUTOCAD, CATIA, SOLID WORKS, etc. Porém, para isso, faz-se necessário o desenho completo do corpo ou objeto de interesse.

A precisão para este caso é muito boa, uma vez que todos os pontos de uma superfície são computados.

b) Método Geométrico

A estimativa de área molhada das aeronaves é feita utilizando-se os desenhos em três vistas das aeronaves de interesse, conforme apresentadas, por exemplo, na publicação *Jane's*^[19].

As faces da fuselagem da aeronave são separadas e suas áreas calculadas geometricamente, individualmente e posteriormente somadas.

Para as superfícies de sustentação, são calculados os comprimentos dos perfis das superfícies de sustentação, sendo estes então integrados em função das respectivas envergaduras e afilamentos.

Embora a fonte acima citada não apresente desenhos em escala ou dimensões das aeronaves em detalhes, pode ser estabelecido um fator de escala para cada vista e obter-se valores aproximados das áreas.

c) Método PCA

A terceira estimativa, que será utilizada no software PCA, calcula a área molhada de aeronaves utilizando expressões matemáticas obtidas através de regressão polinomial.

O método consiste em desenhar a vista lateral e a vista de topo da fuselagem e, em seguida, demarcar pontos de contorno extremos da fuselagem. Faz-se então a regressão destes pontos e obtém-se a curva característica da aeronave.

Aplica-se a integral de revolução à função obtida em relação ao comprimento da fuselagem e obtém-se a área superficial da fuselagem. O sólido gerado será aqui denominado “Charuto de Referência da Aeronave”.

Os valores de área molhada para superfícies de sustentação tais como asa e estabilizadores são obtidos de maneira semelhante à calculada na primeira estimativa.

Para rodas e trem de pouso, as áreas são calculadas em função de suas áreas frontais.

Para que se possa comprovar os resultados, pode-se repetir o procedimento para a vista de topo, comparar os valores e ou calcular a média.

A curva obtida pelo método acima descrito pode também definir uma “Linha de “Camber” (arqueometro) Característica da Fuselagem” que será utilizada posteriormente quando dos cálculos de estabilidade estática longitudinal e lateral.

d) Outros Métodos

A segunda estimativa da área molhada é feita utilizando-se métodos empíricos que podem ser encontrados em bibliografias da área aeronáutica:

- Universidade de Stanford

O método consiste do seguinte:

Para a asa e outras superfícies, a área molhada é estimada como sendo:

$$S_{wetted} = \sim 2,0 \times (1 + 0,2 \times t/c) \times S_{exposta}$$

Para corpos, a área molhada pode ser calculada como sendo o somatório das seguintes áreas:

- Seção do nariz $S_{nose} = 0,75 \times \pi \times D \times L_{nose}$

- Seção constante $S_{const} = \pi \times D \times L_{const}$

- Seção do cone $S_{cone} = 0,72 \times \pi \times D \times L_{cone}$

D é o diâmetro da seção constante

L é o comprimento do nariz ou cone

Para seções transversais com formas elípticas de largura W e altura H uma fórmula aproximada para o perímetro pode ser usada para se estimar um diâmetro efetivo:

$$D_{eff} = (W / 2 + H / 2) \times (64 - 3 \times R^4) / (64 - 16 \times R^2)$$

Onde:

$$R = (H - W) / (H + W)$$

- **Método de Stinton**

Para a fuselagem

$$A_{wf} = 2,4 \text{ ou } 2,5 \times (D \times L)$$

Onde:

$$D = (A_c)^{0,5}$$

A_c é a área da seção transversal da fuselagem

$D = 0,15 \text{ ou } 0,20 \times L$ onde L é o comprimento da fuselagem

Asa e Superfícies

$A_{ww} = (2 + (t/c)/3) \times S \text{ exposta}$

Comentários:

Dentre as partes principais de um avião, a fuselagem é a que apresenta maior dificuldade quando do cálculo geométrico para a obtenção da área molhada, pois, sua forma pode variar tanto quanto varia o seu comprimento e largura como quanto ao emprego ou categoria a que se destina o avião.

Por exemplo, a fuselagem de um avião agrícola para um único ocupante com canopy em plexiglass e estrutura em tubo-tela, muito se diferencia externamente da fuselagem de um avião executivo para 4 ou 6 ocupantes composto de fuselagem cilíndrica ou quadrada em alumínio, e totalmente fechada, por exemplo, na região do canopy.

Como podemos notar, o método geométrico, se desconsiderado o método computacional, pode ser definido como o mais exato para o cálculo de área molhada dentre os demais pois, de acordo com o grau de detalhamento e interesse durante os cálculos, pode-se obter valores muito próximos dos valores reais quando do cálculo de uma área. Porém, este método é trabalhoso e necessita de informações muitas vezes de difícil obtenção.

Em se tratando de projeto conceitual, não se faz necessária a utilização de métodos sofisticados ou trabalhosos, já que nesta fase de projeto, o objetivo é dar forma à aeronave e obter as estimativas básicas de suas principais características.

Tanto o método da Universidade de Stanford como o método de Stinton para o cálculo da área molhada, consideram um “cilindro” de fuselagem o que não condiz, em

muitos casos, com a realidade já que as fuselagens dos aviões, na grande maioria das vezes aproxima-se de um perfil aerodinâmico em revolução.

O método PCA, ao efetuar a regressão polinomial, irá traçar uma curva de tendência que revolucionada, aproximar-se-á de um perfil aerodinâmico em revolução, fornecendo precisão satisfatória e suficiente para ser utilizada durante a fase conceitual.

Quando se traça a curva de tendência ou “camber (arqueamento) da fuselagem” para diversas aeronaves, pode-se notar que estas curvas são muito semelhantes e o que realmente varia são os coeficientes da curva, em função do comprimento da fuselagem e (ou) da altura da fuselagem.

Outra observação que pode ser feita é quanto à localização do ponto de máximo da curva em relação ao comprimento de fuselagem. Este ponto, na maioria das vezes, coincide com a localização do C.G. do avião e na fase conceitual isto ajuda muito, pois permite uma estimativa inicial de localização da asa e superfícies de cauda muito boa, além de fornecer uma boa estimativa inicial do “Coeficiente de Momento de Arfagem da Fuselagem” para os cálculos de estabilidade estática durante o projeto conceitual.

Descrição do Método:

A descrição do método deve ser acompanhada pela Figura 4.2 adiante.

- 1- Selecionaram-se vários tipos de aeronaves e modelos de fuselagem.
- 2- Foram definidos pontos extremos dos contornos das fuselagens, em vista lateral.
- 3- Fez-se a regressão polinomial para os pontos (dos vários modelos de fuselagens) e foram traçadas as curvas de tendência para as respectivas fuselagens.
- 4- Calcularam-se as fórmulas para as respectivas curvas de tendência das fuselagens.
- 5- As fórmulas foram então comparadas e constatadas semelhanças entre estas.

- 6- Escolheu-se a fórmula que apresentava valores de coeficientes médios em relação às demais:

$$Y_{fuse} = -0,015 \times Lf^2 + 0,10 \times Lf + 0,17$$

$$Y_{fuse} = \text{cota da fuselagem em metros}$$

$$Lf = \text{comprimento da fuselagem em metros}$$

- 7- Integrou-se a função considerando-se 360 graus de revolução:

$$\int (Y_{fuse} \cdot dLf) \times 2\pi$$

A expressão obtida foi:

$$H_{fuse} = 2\pi \times (-0,015 \times Lf^3 / 3 + 0,10 \times Lf^2 / 2 + 0,17 \times Lf)$$

- 8- Fez-se as correções para a variação de secção de fuselagem:

$$Heff = (hf / 2) / 0,5$$

Onde hf é a altura média da fuselagem

- 9- Fez-se a correção para a variação de comprimento de fuselagem:

$$Leff1 = 0,0082 \times Lf - 0,088$$

$$Leff2 = -0,0482 \times Lf + 0,5413$$

$$Leff3 = 0,0402 \times Lf - 0,1855$$

- 10- Foram determinados os coeficientes $K1$, $K2$ e $K3$ que corrigem as variações de secção e comprimento de fuselagem:

$$k1 = Heff \times Leff1$$

$$k2 = Heff \times Leff^2$$

$$k3 = Heff \times Leff^3$$

11- Finalmente a expressão para a área molhada da fuselagem:

$$Sw_{fuse} = Ktp \times St \times 2\pi \times \left(k1 \times \left(\frac{Lf^3}{3} \right) \right) + \left(k2 \times \left(\frac{Lf^2}{2} \right) \right) + K3 \times Lf$$

Onde, St é a forma da secção transversal:

■ Para secção circular $St = 1$

■ Para secção retangular $St = 1,28$

■ Para secção retangular arredondada $St = 1,175$

Para aeronaves que possuem trem de pouso fixo, $Ktp = 1,15$ e para trem de pouso retrátil, $Ktp = 1,0$.

Figura 4.2 – Curva de Tendência para Área Molhada

A metodologia:

- Seleccionam-se vários tipos de aeronaves e modelos de fuselagem.

- Definem-se os pontos extremos dos contornos das fuselagens, em vista lateral.
- Faz-se a regressão polinomial para os pontos (dos vários modelos de fuselagens) e são então traçadas as curvas de tendência para as respectivas fuselagens.

As tabelas abaixo apresentam valores de área molhada para as aeronaves contidas na biblioteca do software PCA.

As aeronaves foram separadas por categorias e os valores foram obtidos através dos seguintes métodos:

■ Método de Stinton

■ Método PCA

■ Método de Stanford

As tabelas apresentam ainda uma comparação dos três métodos e a relação em porcentagem entre os métodos.

A unidade para área molhada na tabela é apresentada em “pé quadrado” conforme originalmente empregada nas metodologias de Stinton e da Universidade de Stanford descritas anteriormente.

Para converter em “metro quadrado” deve-se multiplicar os valores de área em “pés quadrados” por 0,0929.

Pode-se observar nas tabelas que os valores obtidos pelo Método PCA está coerente com os Métodos de Stinton e da Universidade de Stanford.

Tabela 4.10.1 – Área Molhada

AGRÍCOLA

Aeronave	S md - ft2	S md - ft2	S md - ft2	Diferença	Diferença	Diferença
Tipo	Stinton	PCA	Stanford	% Stinton	% Stanford	% Sta e Sti
Aero Boero 180AG	659,74	653,27	648,19	1,01	0,99	0,98
Piper Pawnee D	657,03	641,68	633,45	1,02	0,99	0,96
Aero Boero 260	658,24	650,62	644,47	1,01	0,99	0,98
Ipanema cat Normal	738,83	729,18	740,72	1,01	1,02	1,00
GA 200	610,28	597,62	598,92	1,02	1,00	0,98
Sukhoi S38	730,79	727,92	764,71	1,00	1,05	1,05
Cessna Agtruck	754,30	730,10	737,41	1,03	1,01	0,98
Namc N-5 ^A	1066,21	942,26	1056,15	1,13	1,12	0,99
Aires Trush S2R	1030,98	993,26	1115,53	1,04	1,12	1,08
Alitractor AT401B	1030,66	1010,48	1083,17	1,02	1,07	1,05

BIPLAGE

Aeronave	S mold - ft2	S mold - ft2	S mold - ft2	Diferença	Diferença	Diferença
Tipo	Stinton	PCA	Stanford	% Stinton	% Stanford	% Stanf e Stint
Jabiru	314,98	317,72	283,67	0,99	0,89	0,90
Europa G	384,52	385,29	344,99	1,00	0,90	0,90
Terzi T9 Stiletto	423,67	424,80	400,88	1,00	0,94	0,95
Cessna 150	577,41	578,44	568,14	1,00	0,98	0,98
Katana	472,05	467,11	437,11	1,01	0,94	0,93
Aeronca 7GCB	586,37	597,80	596,52	0,98	1,00	1,02
Avia F22/A	483,29	469,46	433,55	1,03	0,92	0,90
Epervier	537,76	556,76	568,56	0,97	1,02	1,06
Lancair 320	296,25	285,83	228,88	1,04	0,80	0,77
Aero Boero 115	624,61	638,89	648,19	0,98	1,01	1,04
Aero Boero 150	624,61	638,89	648,19	0,98	1,01	1,04
Falco F8L – 1955	363,75	361,85	324,14	1,01	0,90	0,89
Aero Boero 180	624,61	638,89	648,19	0,98	1,01	1,04
Slingsby T67M	537,95	532,00	508,38	1,01	0,96	0,95
Zlin 242	541,99	537,73	517,66	1,01	0,96	0,96
Grob 115	442,30	429,09	403,87	1,03	0,94	0,91
Mamba Protot.	374,33	354,25	308,89	1,06	0,87	0,83
GA 200	573,18	582,93	598,92	0,98	1,03	1,04

QUADRIPLACE

Aeronave	S mold - ft2	S mold - ft2	S mold - ft2	Diferença	Diferença	Diferença
Tipo	Stinton	PCA	Stanford	% Stinton	% Stanford	% Stanf e Stint
I-23	446,21	440,75	400,732	1,01	0,91	0,90
Ilyushin 103	607,17	592,52	585,348	1,02	0,99	0,96
Robin 400 Dauphin4	542,19	548,22	532,438	0,99	0,97	0,98
Cessna 172	661,24	646,32	651,471	1,02	1,01	0,99
Lok	426,07	399,52	367,906	1,07	0,92	0,86
Tampico TB 9	525,46	510,71	482,514	1,03	0,94	0,92
Zlin 143	495,38	493,46	485,445	1,00	0,98	0,98
Piper PA28 Warrior	589,95	595,61	593,676	0,99	1,00	1,01
CHK-91	571,67	578,54	570,620	0,99	0,99	1,00
Partenavia P93	559,94	553,01	562,673	1,01	1,02	1,00
Ruschmeyer230	467,27	448,72	429,926	1,04	0,96	0,92
Wilga 80	680,32	667,44	665,266	1,02	1,00	0,98
Lancair IV	370,25	345,67	298,103	1,07	0,86	0,81
Cessna 182 Skyline	673,85	646,70	655,250	1,04	1,01	0,97
Trinidad TC 21	539,29	522,49	494,563	1,03	0,95	0,92
Commander 114B	481,75	477,03	464,601	1,01	0,97	0,96
Mooney Ovation	626,59	628,55	629,620	1,00	1,00	1,00
Bonanza F33A 1959	665,99	654,57	662,671	1,02	1,01	1,00
Sukhoi S-84	756,03	685,28	722,055	1,10	1,05	0,96

HEXAPLACE

Aeronave	S mold - ft2	S mold - ft2	S mold - ft2	Diferença	Diferença	Diferença
Tipo	Stinton	PCA	Stanford	%	% Stanford	% Stanf e Stint
Bonanza V35B	653,63	644,71	652,18	1,01	1,01	1,00
Helio Super Courier	826,88	783,58	845,00	1,06	1,08	1,02
Cirrus VK30 pusher	440,00	417,36	390,16	1,05	0,93	0,89
Piper PA32R	555,47	540,62	548,89	1,03	1,02	0,99
Bonanza A36	664,34	654,60	662,20	1,01	1,01	1,00
Cessna Centurion II	673,53	645,77	655,37	1,04	1,01	0,97
Bonanza B36TC	678,89	671,33	683,43	1,01	1,02	1,01
Flemingo	575,55	546,90	563,28	1,05	1,03	0,98
Aero T 401	823,98	798,25	837,46	1,03	1,05	1,02
Cessna Skymaster	779,63	744,00	778,29	1,05	1,05	1,00
Beech Baron 58 *	821,49	783,64	815,99	1,05	1,04	0,99
TBM 700	808,06	702,22	772,00	1,15	1,10	0,96

4.11. Eficiência Aerodinâmica Global – L / D

Segundo *Raymer*^[30], o parâmetro L / D, ou eficiência aerodinâmica global, depende dos arranjos de configuração da aeronave. Em velocidades subsônicas, o parâmetro L/D é diretamente afetado por dois aspectos de projeto:

- Envergadura da asa
- Área molhada

Em nível de vôo, o parâmetro L/D dependerá somente do arrasto parasita da aeronave, uma vez que o peso é igual à sustentação. Antes de prosseguirmos, vemos os tipos de arrastos:

- **Arrasto Induzido:** é um arrasto do tipo potencial, causado pela sustentação gerada, e função da envergadura da asa ou alongamento da asa. Pode-se dizer, portanto, que o arrasto induzido está diretamente relacionado com as superfícies sustentadoras, tais como a asa, o estabilizador horizontal, canard ou outras.
- **Arrasto Parasita (ou arrasto em “zero sustentação”):** é um arrasto viscoso e está relacionado com a área superficial de contato, também conhecida como área molhada da superfície ou área exposta ao fluxo. É importante dizer que a área aqui referida não é apenas a área de asa, mas sim toda a área da aeronave exposta ao fluxo.

Raymer (pág. 19)^[30] instituiu o conceito de “Alongamento molhado” ou seja a razão entre o alongamento e a área molhada da aeronave, comparando inicialmente as aeronaves Avro Vulcan e B-47.

Com base nesta comparação, *Raymer*^[30] verificou que apesar da aeronave B-47 possuir um valor de alongamento quase que três vezes maior do que o Vulcan, e área de asa aproximadamente três vezes menor, os valores de L/D eram praticamente idênticos, em torno de 17.

A razão disto, segundo *Raymer*^[30], está na relação entre o alongamento e área molhada, que são iguais para as duas aeronaves os valores, em torno de 1,2.

O alongamento do B-47 não é maior devido à envergadura, mas devido ao baixo valor da área de asa. Quando da computação da área molhada, o baixo valor de área de asa do B-47 compensa as áreas de fuselagem e estabilizadores.

Verifica-se também que, enquanto o Vulcan tem área molhada total três vezes maior do que a área de referência (área da asa), o Boeing B-47 tem esta relação como oito vezes maior. Porém, o alto valor de alongamento do B-47 compensa esta diferença.

Ainda segundo *Raymer*^[30], para aeronaves a hélice, a mais eficiente velocidade de cruzeiro ocorre em valores de máximo L/D e a mais eficiente velocidade em loiter ocorre com 86,66% do valor de L/D máximo.

A figura 3.6 da ref. *Raymer*^[30] apresenta valores de L/D máximos em função do alongamento molhado.

A estimativa inicial de L/D para a velocidade de cruzeiro é feita através do software PCA, utilizando a metodologia acima descrita da seguinte maneira:

1. Determina-se a área molhada total da aeronave pela metodologia descrita na seção 4.10, Área Molhada.
2. Determina-se o valor do coeficiente de fricção equivalente para o revestimento da aeronave ou aplica-se os valores da tabela 12.3^[30].
3. Calcula-se o valor do arrasto parasita total (C_{do}) através da fórmula $C_{do} = C_{fe} \times (\text{Área molhada}/\text{Área de referência})$.

4. Calcula-se o valor de L/D para a velocidade de cruzeiro como:

$$L/D = 1 / [q C_{do} / W_S + W_S \times (1 / q \pi A e)]$$

Sendo:

q = Pressão dinâmica

W_S = Carga alar

A = Alongamento

e = Fator de eficiência de Oswald que varia entre 0.70 à 0.85

C_{fe} = Coeficiente de fricção equivalente de revestimento

Os valores para cada velocidade de interesse são obtidos pelo PCA por meio de uma rotina de cálculo que determina os parâmetros acima descritos instantaneamente, para cada velocidade e, a seguir, estima os valores de L/D para:

- Velocidade de estol
- Velocidade de decolagem
- Velocidade de subida
- Velocidade de cruzeiro

4.12. Braço de empenagens – L_t

O *braço de empenagem* é determinado pela distância que vai do centro aerodinâmico da asa ao centro aerodinâmico da empenagem em questão, horizontal ou vertical. Os volumes das empenagens horizontal e vertical, são obtidos em função do parâmetro L_t .

O procedimento para a determinação deste parâmetro pode ser feito através de medições diretas nas vistas do desenho do anteprojeto, tanto para o estabilizador horizontal, através da vista em planta, como para o estabilizador vertical, através da vista lateral.

O PCA determina o valor do braço da empenagem (L_t) através de uma rotina de programa que consiste em, inicialmente, fazer coincidir os centros aerodinâmicos, tanto da asa como dos estabilizadores. Neste ponto, os valores de área dos estabilizadores horizontal e vertical são nulos, e o valor de margem estática para a aeronave pré-estabelecido no início do projeto, na página de abertura do programa.

Inicia-se uma rotina que fornece valores para L_t em passos com variação centesimal. Simultaneamente são calculadas as áreas de estabilizadores horizontal e vertical, e todos os parâmetros de estabilidade estática, inclusive a localização do CG, ponto neutro e respectiva distância denominada “Margem Estática”.

Quando coincidir o valor de margem estática imposto no início de projeto, com o valor calculado em estabilidade estática, a rotina é interrompida e o valor de L_t é determinado.

No Apêndice A é apresentada a rotina utilizada pelo PCA para determinação de L_t e dimensionamento da empenagem.

4.13. Escolha de Aerofólios

Bill Husa da Orion Technology, que projeta aviões de pequeno porte para a aviação geral e experimental, comenta em seu artigo Airfoil Selection, Ref. xx, que muito esforço e altas somas em dinheiro são gastas quando das seleções das secções, e

os critérios utilizados nem sempre são realísticos ou aplicáveis a aviação de pequeno porte.

Husa cita também a experiência que vivenciou quando engenheiro júnior, no desenvolvimento da asa do Skyhawk – UM-4. O autor era responsável pela seleção do perfil a ser utilizado na asa do Skyhawk – UM-4 e após semanas dedicadas aos ensaios no túnel de vento, não conseguiu obter nenhum resultado satisfatório para confecção do relatório.

O líder do grupo de engenharia, transtornado com a falta de progresso do jovem, substituiu o modelo altamente otimizado que estava sendo ensaiado no túnel por um pedaço de madeira, com a mesma forma da asa ensaiada, arredondou as bordas, instrumentou-a e a inseriu no túnel.

Os resultados obtidos foram praticamente idênticos aos resultados do modelo otimizado, demonstrando que a escolha do perfil para certas aplicações não é tão crítica, e muitas vezes não vale a despesa e o tempo empregado.

Após vários anos de estudos e experiências acumuladas com inúmeras pastas e arquivos abarrotados de papéis e relatórios de projetos que segundo Husa, seriam suficientes para derrubar uma mula, recomenda-se que quanto à seleção de um perfil são somente necessárias as respostas para as seguintes questões:

- O que realmente faz um perfil?
- Inserido numa asa, esta sustenta o avião no ar corretamente?
- Qualquer perfil prático faria isto?
- Onde está a dificuldade na escolha?

Inicialmente, deve-se ter uma clara idéia do que o avião a ser projetado vai fazer e como controlá-lo. Depois, deve-se considerar como um certo perfil pode afetar os vários aspectos de projeto do avião.

Husa criou uma tabela prática que compara algumas características de vários perfis muito utilizados na aviação geral com os valores básicos iniciais necessários para se fazer uma seleção lógica. Os números da tabela se referem aos valores bidimensionais dos perfis tais como:

- Coeficiente de momento (C_m)
- Coeficiente máximo de sustentação sem flap (C_l)
- Eficiência aerodinâmica (L/D) para três valores de C_l máximos

O C_m é o coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico da asa e não varia com a variação de ângulo de ataque, e é função da distribuição de pressão ao longo da linha de camber. Notou-se que quanto mais altos os valores de C_l , mais altos são os valores de C_m .

Por isso, a aeronave, em regime de cruzeiro, deve dispor de grandes áreas de empenagem e profundor para manter o “nariz baixo”.

Uma observação importante, alguns novos perfis, perfis da série NLF, LS e GAW, desenvolvidos, supostamente, para a aviação geral, possuem valores de C_m quase 10 vezes maiores do que os de alguns velhos perfis.

Ao analisar isto, é necessário lembrar que o conceito de aviação geral para a NASA se refere a aviação formada por aeronaves da categoria de um King Air e não de um Glasair. Estes perfis foram aperfeiçoados para aeronaves que possuem altos valores de carga alar, dentro do espectro de aviação geral de alto nível.

Se o perfil possui um alto valor de C_m , faz-se necessário um dimensionamento criterioso da empenagem para que não seja necessário limitar o envelope de CG. O limite dianteiro do CG é determinado em função da capacidade de o avião ser manobrado corretamente em configuração de pouso sob o efeito solo.

O segundo valor, C_l máximo, diz respeito à sustentação máxima que o perfil poderá atingir, sem o uso de flaps. Isto não é tão significativo, já que atualmente a maior parte das aeronaves possuem flap para pousar.

Os perfis com altos valores de C_l máximo são interessantes para aeronaves da categoria “Commuter” onde se faz necessário altos valores de carga alar para se obter maior desempenho em cruzeiro. Ver as ultimas colunas da tabela.

A maioria das aeronaves de baixa carga alar trabalham com C_l de cruzeiro em torno de 0,15 a 0,25. Neste caso os valores de eficiência aerodinâmica (L/D) são bastante baixos, entre de 12 e 20.

Aumentando o C_l de cruzeiro, para uma asa menor, com C_l em torno de 0,4, o valor de L/D simplesmente irá aumentar de 2 a 4 vezes em relação ao avião de baixa carga alar.

Aqui está a principal razão pela qual foram desenvolvidos os perfis da série GAW, NFL e LS. Estes perfis possibilitam aos grandes aviões terem altos valores de alongamento. Portanto, devido aos altos valores de C_m , estes perfis não foram significativamente utilizados na aviação de pequeno porte.

Alguns problemas no que se refere a pequenas áreas de asa dizem respeito a instalação do trem de pouso e ao alojamento do reservatório de combustível. O volume de combustível é proporcional ao quadrado da corda, portanto deve se tomar muito cuidado também quanto à escolha do alongamento da asa.

A tabela também demonstra que a maior parte destes novos perfis não tem uma boa relação L/D para baixas cargas alares e até mesmo um “velho Clark Y” poderá, em muitos casos, ter desempenho e características de controle mais satisfatórias.

Uma característica secundária, mas de grande importância no que se refere ao L/D é o desempenho de subida. Durante a subida, o avião está voando com baixa velocidade e C_l mais alto. A razão de subida é função de excesso de potência disponível,

então quanto menor o arrasto, maior potência estará disponível para se ganhar altura. Maximizar os valores de L/D é um fator muito importante na relação entre potência disponível e razão de subida.

Examinando a tabela, para a maioria dos perfis standard, pode-se notar que os perfis geralmente têm um baixo valor de arrasto somente para uma pequena variação de valores de C_l .

Para se maximizar o desempenho de subida é necessário que a faixa de valores de mínimo arrasto ou bulbo de arrasto (não se refere ao bulbo laminar) sejam extensas ou largas, que tenham uma gama maior e possibilite obter-se maiores valores de C_l dentro desta faixa.

Analisando-se alguns perfis convencionais, como por exemplo o Clark Y ou NACA 2412, pode-se ver que a curva plana se estende ao longo de uma gama significativa de valores de C_l e, depois destes valores, o coeficiente de arrasto sobe gradualmente. Em se tratando de desempenho de subida, o perfil se comporta bem para asas de baixa carga alar onde o C_l de subida não excederia aproximadamente 0,6.

O mesmo ocorreria se utilizássemos um perfil NACA 23012, que possui as mesmas características. Porém, o C_l atinge aproximadamente 0,8 no final da curva plana, isto permitiria um carregamento um pouco maior para a asa do que a anterior.

Porém, utilizando-se o NACA 64-415, o mesmo não ocorreria, os baixos valores de coeficiente de arrasto atingem somente uma faixa estreita de valores de C_l e, no extremo desta curva, os valores aumentam abruptamente com os valores de arrasto dobrando para cada 0,3 de acréscimo de C_l .

Para aeronaves leves, Husa recomenda a utilização da família de perfis desenvolvidos por Harry Riblett. Como exemplo, cita o perfil 35 A 415: a curva plana de arrasto cobre uma faixa de C_l que varia entre 0,05 e 1,0 com o arrasto aumentando

gradualmente, resultando em um envelope de desempenho e características de estol muito boas.

No que se refere ao controle, o perfil pode adquirir uma quantidade adicional de sustentação adicionando uma protuberância no bordo de fuga. Porém, apesar do dispositivo trabalhar bem como gerador de sustentação, isto aumenta o coeficiente de momento e faz com que a superfície de controle fique mais pesada e o avião pareça mais lento.

Uma maneira de diminuir o coeficiente de momento consiste em rebater o flap alguns graus negativos (para cima) modificando as características de carga na parte traseira do perfil. Porém, isto poderia reduzir a sustentação (para um ângulo de ataque constante) gerada pelo perfil. Como o perfil continua sendo o mesmo, o nível de arrasto continua sendo o mesmo então o resultado seria um perfil com valor mais baixo de L/D . Além disso, rebater-se isoladamente o flap sem fazer o mesmo com o ailerão, o carregamento da asa será modificado ao longo da envergadura, tornando a raiz menos carregada e a ponta mais carregada e susceptível ao estol de ponta de asa.

No que se refere a perfis laminares, Hsu, ao contrário de muitas opiniões, refere-se a estes como sendo boas seções, aplicáveis a muitas classes de aviões. Diz ainda que a idéia de que estes perfis deixam de voar quando a asa é molhada ou suja de insetos é falsa. O que a contaminação faz é retardar o ponto de transição da camada limite ao longo da corda, resultando em uma pequena quantidade de arrasto e uma leve mudança no centro de pressão.

Em aeronaves do tipo canard, esta mudança do centro de pressão, devido a contaminação do perfil, provoca um aumento de pressão no manche sendo que em algumas situações o piloto tem que impor muito esforço em cabrar (puxando o manche) o avião e manter o nariz alto. Isso não tem a ver com a sustentação pois o perfil continua voando, o que ocorre é a falta de autoridade de comando suficiente para contrariar a mudança de pressão.

Quanto ao desempenho, uma seção laminar suja ainda terá menor arrasto do que uma seção turbulenta com as mesmas condições de contaminação.

As recomendações de Husa quanto à escolha de perfis são as seguintes:

-Para aeronaves que voam em baixas velocidades, abaixo de 130 mph, os velhos perfis Clark Y, NACA 4412 e até mesmo 23012 se puder-se tolerar um estol mais abrupto. Se for necessário maior espessura por razões estruturais ou para alojamento de combustível, pode-se utilizar 15% ou 18% da espessura em relação à corda.

-Acima de 130 mph, Husa tem como favorito o 747 A 315, que já usou com sucesso em varias configurações, embora não tenha um C_l alto sem flap. Este perfil tem baixo coeficiente de momento, boas características de estol e baixo arrasto. Também parece não apresentar problemas de separação de bordo de ataque, muito comum nos clássicos da série NACA65 ou NACA66. Para laminares, Husa recomenda ainda a leitura do “GA – Airfoils” de Harry Riblett.

-Acima de 350 mph, Husa recomenda muito cuidado na escolha do perfil para a asa. Nestas velocidades já deve ser levado em conta o fator “compressibilidade”.

As figuras abaixo permitem uma comparação clara dos perfis listados. Os valores podem ser examinados de maneira rápida e podem também ser utilizadas para se comparar desempenho entre aeronaves.

Essas figuras (gráficos) poderão ser melhores visualizadas no Apêndice B.

Os valores de C_{d1-3} e L/D_{1-3} e C_{mac} correspondem à:

C_{d1}	=	Coeficiente de arrasto do perfil para $C_l = 0,1$
C_{d2}	=	Coeficiente de arrasto do perfil para $C_l = 0,4$
C_{d3}	=	Coeficiente de arrasto do perfil para $C_l = 0,6$
L/D_1	=	Coeficiente de arrasto do perfil para $C_l = 0,1$
L/D_2	=	Coeficiente de arrasto do perfil para $C_l = 0,4$
L/D_3	=	Coeficiente de arrasto do perfil para $C_l = 0,6$
C_{mac}	=	Coeficiente de momento no centro aerodinâmico do perfil
C_l	=	Coeficiente de Sustentação do perfil

Figura 4.3 - Perfis Aerodinâmicos

Continuação

5. COMPROMISSOS

5.1. De projeto

São descritos abaixo os vários compromissos que deverão ser analisados durante a fase de projeto conceitual ou, anteprojeto da aeronave:

- Docilidade de comandos: Os comandos deverão ser precisos e dóceis, exigindo o mínimo esforço físico para atuação. A sensibilidade dos comandos deverá ser ajustada em função da velocidade da aeronave evitando que altos fatores de carga sejam exercidos.
- Facilidade de compreensão: O painel e o console de instrumentos deverão ser de fácil entendimento e compreensão, estes deverão dispor do mínimo necessário à segurança de voo. Os instrumentos serão em maioria eletrônicos digitais de última geração. Em termos de quantidade de instrumentos instalados, o painel deverá ser semelhante ao de um automóvel.
- Amigável: A velocidade de estol deve ser segura e as manobras sem vícios ou tendências.
- Econômica: Baixo consumo de combustível, utilização de combustível alternativo ao Avgás (gasolina de aviação).
- Interior: Confortável e agradável em todas as versões da família, os ocupantes deverão estar acomodados tendo em vista a ergonomia mínima necessária. O interior da aeronave deverá ser projetado de maneira a não causar impacto aos ocupantes, lembrando mais um automóvel de passeio do que um avião.
- Agilidade: A motorização deverá ser suficiente para obter boa razão de subida e velocidade de cruzeiro.

- Suficiência operacional: O alcance deverá ser suficiente para atingir os vários pontos impostos nas missões prescritas para cada versão da família.
- Pousos e Decolagens Curtos: Todas as versões da família deverão ser capazes de operar em condições de pistas restritas.
- Versatilidade: aeronave poderá ser modificada para 2 (dois), 4 (quatro) e 6 (seis) ocupantes mantendo o maior número de partes originais possíveis. As conversões deverão ser bastante fáceis para as três versões, exigindo ferramental simples e mão de obra com qualificação básica. As oficinas poderão dispor de mínimo espaço físico para a realização da conversão.
- Transporte de Carga: Para a versão cargueiro a célula do piso deverá ser pré fabricada, reforçada, e de fácil instalação. A célula por si mesmo deverá adicionar rigidez ao cilindro da fuselagem, evitando reforços adicionais.
- Custo benefício: Otimização aerodinâmica para diminuir o consumo de combustível.
- Preservação do meio ambiente: Baixo nível de ruído, utilização de combustível e de sistema de escapamento dos gases com baixo nível poluição, o álcool hidratado.
- Baixo custo de manutenção: Escolha de grupo motopropulsor e sistemas simples e familiares às oficinas de manutenção existentes em todo o Brasil.

5.2. De homologação

Serão observadas todas as normas relativas à segurança de voo, em pleno cumprimento dos requisitos aplicáveis necessários à certificação da aeronave nos órgãos homologadores. A base de certificação será o FAR-23 e as emendas correspondentes.

As aeronaves, de acordo com o FAR 23, seção 23.3, são divididas em categorias Normal, Utilitária e Acrobática.

As aeronaves da categoria Normal são proibidas de realizarem quaisquer manobras acrobáticas e as curvas de grandes inclinações ou reversões não podem exceder ângulo maior do que 60 graus. Já aquelas da categoria Utilitária podem realizar algumas manobras acrobáticas, tais como, “chandelles”, reversões, curvas com grandes inclinações e estois. E as da categoria Acrobática podem realizar manobras acrobáticas sem restrição.

As aeronaves de pequeno porte podem ser homologadas em mais que uma categoria, desde que cumpra os requisitos exigidos. Para a aeronave de projeto, a categoria de homologação será a Normal e Utilitária.

O peso por ocupante será considerado conforme o FAR 23, seção 23.25, com valor igual a 86,0 kgf e o valor máximo de bagagem por ocupante será de 15,0 kgf. Roskam utiliza o valor médio de 14,0 kgf.

5.3. De fabricação e comercialização

São descritos abaixo alguns requisitos que irão definir os materiais e processos de fabricação e comercialização da aeronave:

- Estatística, pesquisa de mercado e levantamento do perfil dos usuários de aeronaves de pequeno porte no Brasil, suas preferências e compromissos quando da aquisição de uma aeronave de pequeno porte.
- Simplicidade da construção e produção, ferramental simples e materiais disponíveis no mercado brasileiro associados à tecnologia de ponta para maior eficiência e rapidez de produção.
- Baixo custo de fabricação, sistemas mecânicos simples e aviônica mínima porém de última geração necessária ao cumprimento das missões impostas.

- Elaboração de estratégias pela indústria com o objetivo de convencer os meios governamentais e o mercado financeiro brasileiro a fornecer incentivos à fabricação e facilidades para a aquisição de aeronaves.
- Utilização de software de última geração para as fases de projeto, fabricação e montagem.

A seguir, serão discutidas as aeronaves utilizadas como referência e suas características. Finalmente, discute-se a sistemática de projeto e as características pretendidas para a família de aeronaves PCA.

6. Descrição das Características Pretendidas

Para efeito de avaliação e estudo paramétrico foram confeccionadas tabelas contendo dados técnicos de aviões de diversas categorias e configurações. Estas tabelas foram implantadas na biblioteca do software PCA e servirão de apoio à fase de projeto conceitual.

Posteriormente, serão apresentadas no Apêndice as tabelas de características das aeronaves utilizadas nos estudos paramétricos. Estas tabelas foram incluídas na biblioteca do software PCA.

Em resumo, todos os esforços de projeto serão envidados para que a aeronave PCA II, PCA IV e PCA VI seja equivalente ou superior, em todas as suas características, àquelas das aeronaves consideradas típica da Aviação Geral existentes no mercado atual.

Para que as características possam ser avaliadas de maneira uniforme, as aeronaves competidoras serão comparadas via gráficos de barras e por meio dos parâmetros CAFE challenge e CAFE triathlon.

As aeronaves de referência para este trabalho serão:

Categoria Biplace:

- Cessna 150
- Slingsby T67M

Categoria Quadriplace:

- Cessna 172 Skyhawk
- Piper PA - 28
- Cessna 182
- Bonanza Beech – 33

Categoria Hexaplace:

- Cessna 210 Centurion
- Bonanza Beech 35
- Piper PA – 32

Essas aeronaves foram eleitas como as preferidas no mercado em suas categorias, conforme demonstrado na introdução deste trabalho.

6.1. Sistemática do projeto

Para que se possa iniciar o projeto, é necessário definir uma direção e um ponto de partida. Em função disto são listadas e comentadas abaixo três opções das quais apenas uma será escolhida.

A opção-1 seria iniciar o projeto por uma aeronave biplace e derivar destas as outras duas, a quadriplace e a hexaplace, caminho este já percorrido pelas grandes empresas de construção aeronáuticas, tais como a Piper, a Beechcraft e a Cessna. Esta opção poderia conduzir a aeronaves biplaces relativamente confortáveis interiormente, dotadas de baixa carga alar, levando-se em conta as modificações que serão executadas futuramente. Como desvantagem pode ser citado o peso, já que deverão ser previstos os sistemas necessários para as futuras gerações tais como, por exemplo, instalação de flap tipo Fowler, trem de pouso retrátil etc.

A outra opção, opção-2, seria o “meio termo”, iniciar o projeto a partir da aeronave intermediária, a quadriplace. No caso, porém, isso levaria a uma combinação de variáveis ainda maior, a combinação e integração de características e parâmetros seriam trabalhosas e poderiam conduzir o projeto a uma família medíocre de aeronaves.

A terceira e ultima opção, opção-3, seria iniciar o projeto a partir da aeronave hexaplace e derivar as outras, mantendo o máximo de partes possíveis e impondo reduções e ajustes de forma adequada.

A opção escolhida será a terceira, opção-3. Porém, analisando-se os compromissos refletidos por esta opção, decidiu-se fazer um estudo paralelo de uma outra categoria de aeronaves conforme sugerido pelo engenheiro Kovacs ^[20] em conversa informal, ou seja, o estudo das aeronaves agrícolas.

Como se pode constatar, esta categoria de aeronaves tem uma faixa de variação de cargas muito grande.

As aeronaves agrícolas operam com valores de cargas muito próximos aos dos valores operados por aeronaves biplaces quando em mínimo peso operacional ou vazias.

Operam também com valores de carga muito próximos aos das quadriplaces quando em médio peso operacional e finalmente, operam com valores de carga igual ou maiores aos das aeronaves hexaplaces com peso máximo operacional.

Assim sendo, foram construídos os gráficos “Carga Alar x Carga de Potência” por categoria de aeronaves, conforme figuras a seguir. Esses gráficos demonstram e validam a sugestão do engenheiro Kovacs ^[20], pois, a gama de capacidade de carga das aeronaves agrícolas é realmente muito alta.

Figura 6.1 – Carga Alar e Carga de Potência / Ano – Aeronaves Agrícolas

Figura 6.2 – Carga Alar e Carga de Potência / Ano – Aeronaves Biplaces

Figura 6.3 – Carga Alar e Carga de Potência / Ano – Aeronaves Quadriplaces

Figura 6.4 – Carga Alar e Carga de Potência / Ano – Aeronaves Hexaplaças

Portanto o projeto irá seguir nesta direção, ou seja, os valores de carga alar para início de projeto estarão na faixa daqueles impostos às aeronaves agrícolas.

6.2. Configurações

6.2.1. Configuração Externa

6.2.1.1. Fuselagem

Com a finalidade de se obter o regime de escoamento laminar, menor área molhada e conseqüentemente baixo arrasto, aplica-se para o dimensionamento da fuselagem a metodologia desenvolvida por Galvão^[15] e publicada como “Nota Técnica Sobre Corpos Fuselados”, descrita Seção 4.3 (Corpos fuselados).

O trabalho sugere um metodologia bastante prática e rápida para a obtenção de corpos fuselados e de baixo arrasto com base nos perfis NACA tais como: NACA 009, NACA 63009, NACA 65009 etc.

Para este trabalho utiliza-se a base do perfil NACA 64 1 A 012, porem, algumas modificações e arranjos deverão ser feitas. O perfil é formado a partir das seguintes coordenadas:

NACA 64 1 A 012

Conversão (mm)

X	Y superior	Y inferior	Y ^{3/2} ED	Y ^{3/2} IE	Ralo = Y ^{3/2}
0,00	0,000	0,000	0,000	0,000	0,00
0,50	0,961	-0,961	0,471	-0,471	0,94
0,75	1,158	-1,158	0,623	-0,623	1,25
1,25	1,464	-1,464	0,886	-0,886	1,77
2,50	2,018	-2,018	1,433	-1,433	2,87
5,00	2,788	-2,788	2,328	-2,328	4,66
7,50	3,364	-3,364	3,085	-3,085	6,17
10,00	3,839	-3,839	3,761	-3,761	7,52
15,00	4,580	-4,580	4,901	-4,901	9,80
20,00	5,132	-5,132	5,813	-5,813	11,63
25,00	5,534	-5,534	6,509	-6,509	13,02
30,00	5,809	-5,809	7,000	-7,000	14,00
35,00	5,965	-5,965	7,284	-7,284	14,57
40,00	5,993	-5,993	7,336	-7,336	14,67
45,00	5,863	-5,863	7,098	-7,098	14,20
50,00	5,605	-5,605	6,635	-6,635	13,27
55,00	5,244	-5,244	6,004	-6,004	12,01
60,00	4,801	-4,801	5,260	-5,260	10,52
65,00	4,289	-4,289	4,441	-4,441	8,88
70,00	3,721	-3,721	3,589	-3,589	7,18
75,00	3,118	-3,118	2,753	-2,753	5,51
80,00	2,500	-2,500	1,976	-1,976	3,95
85,00	1,882	-1,882	1,291	-1,291	2,58
90,00	1,263	-1,263	0,710	-0,710	1,42
95,00	0,644	-0,644	0,258	-0,258	0,52
100,00	0,025	-0,025	0,002	-0,002	0,00

X mm.	YU mm.	YL mm.
0	0	0
46	86	-86
69	114	-114
115	162	-162
229	263	-263
459	427	-427
688	566	-566
917	690	-690
1376	899	-899
1834	1066	-1066
2293	1194	-1194
2751	1284	-1284
3210	1336	-1336
3668	1345	-1345
4127	1302	-1302
4585	1217	-1217
5044	1101	-1101
5502	965	-965
5961	815	-815
6419	658	-658
6878	505	-505
7336	362	-362
7795	237	-237
8253	130	-130
8712	47	-47
9170	0	0

Figura 6.5 – Perfil e Revolução do Perfil - NACA 64 1 A 012

Aplicando-se a metodologia acima referida e descrita a Secção 4.3(Corpos Fuselados), obtém-se as seguintes coordenadas para o corpo fuselado conforme a curva em cor preta na Figura 6.5 acima ou Figura 6.6 abaixo. A curva em vermelho na Figura 6.5 se refere ao perfil NACA 64 1 A 012.

Figura 6.6 –Revolução do Perfil em milímetros- NACA 64 1 A 012

Utilizando-se um software do tipo CAD, o corpo fuselado é então modelado conforme apresentado na figura abaixo.

Figura 6.7 - Fuselagem PCA

De acordo com o observado por *Galvão* ^[15], não é aconselhável a aplicação prática e direta dos corpos fuselados em projetos de fuselagens. Para que isto possa ser possível, é necessária a observação de compromissos tais como, por exemplo:

- Área frontal mínima, porém permitindo a visibilidade necessária aos pilotos tanto frontal como lateral.
- Possibilitar boa ergonomia e conforto mínimo interno.
- Eliminação tanto quanto possível, de rugosidades, fendas e ondulações externas à fuselagem.
- Prover o cone de cauda da resistência estrutural necessária.
- Evitar interferência com a esteira de turbulência da asa.

As seguintes soluções de compromissos são então adotadas:

- a) A estrutura da fuselagem será do tipo semimonocoque, metálica.
- b) Haverá duas portas laterais, uma de cada lado, para versão quadriplace e será acrescentada uma terceira porta lateral direita para a versão hexaplace.

c) A fuselagem será dividida em 4 cilindros:

- Cilindro da cabine de comando
- Cilindro para passageiros V4 (versão quadriplace)
- Cilindro para passageiros V6 (versão hexaplace)
- Cilindro de cone de cauda

d) A secção transversal da fuselagem será circular.

e) O motor deverá ser instalado na parte central-posterior da fuselagem, configuração “Pusher”, para que se possa aplicar a forma pontiaguda na parte frontal da fuselagem, livre de interferência da hélice.

Cabe aqui denotar as principais vantagens e desvantagens da configuração “Pusher”:

Vantagens:

- Redução do ruído na cabine
- Redução do comprimento da fuselagem
- Redução do arrasto de fricção, a aeronave voa livre da turbulência da hélice.
- Maior controlabilidade.
- Maior visibilidade.

Desvantagens:

- Exige trem de pouso de maior dimensão para manter a folga necessária entre a hélice e o solo (“clereance”).
- A hélice está sujeita a receber impacto de pedras e objetos lançados pelas rodas.
- Dependendo da localização da asa e estabilizadores, a hélice poderá estar exposta aos efeitos de “downwash”, o que diminui a sua eficiência e provoca ruídos externos.

- Exposição dos ocupantes ao impacto das cargas fixadas (motores, reservatórios de combustível) em pouso de emergência, caso os requisitos não sejam atendidos adequadamente.

f) O pára-brisas será executado em painel único, transparente, sem divisões, evitando ressaltos, fendas ou rebaixos. Este painel deverá fornecer ao piloto um completo campo visual, tanto frontal como lateral.

g) Os passageiros e tripulantes serão acomodados na parte mais espessa do corpo fuselado.

h) As janelas e portas serão do tipo plana, instaladas nas laterais.

i) A asa, quanto a sua fixação, será do tipo baixa, diminuindo a interferência da asa na fuselagem, quanto ao “upwash” e “downwash” e proporcionando melhor ocupação interna da fuselagem.

j) Os estabilizadores deverão ter configuração em “T”, evitando mais pontos de interferências aerodinâmica na fuselagem.

k) A fuselagem poderá ser convertida para configuração aero-médica quando da versão hexaplace.

l) Somente o trem de pouso dianteiro (bequilha) será alojado no interior da fuselagem.

6.2.1.2. Asa

a) Alongamento da asa: Altos valores de alongamento são positivos aerodinamicamente, porém requerem estruturas mais reforçadas. Conforme análise da Figura 3.40, notamos que a tendência do alongamento é positiva, os valores iniciam em 6 e alcançam o valor 10,0 ao longo dos anos, sendo que o valor médio utilizado está em torno de 7,5. Será utilizado, inicialmente, o valor 8,0 para a aeronave PCA VI.

- b) Afilamento da asa: O afilamento escolhido, inicialmente, será de 0,50, ou seja, a corda da ponta corresponderá a 50% da corda da raiz.
- c) Perfil da raiz da asa: O perfil escolhido será o NACA 747 A 415
- d) Perfil da ponta da asa: O perfil escolhido será o NACA 747 A 415

6.2.1.3. Empenagem Horizontal

- a) Alongamento da empenagem horizontal: será utilizado, inicialmente, o valor 4,0
- b) Afilamento da empenagem horizontal: será utilizado, inicialmente, o valor 0,50.
- c) Perfil da empenagem horizontal: NACA 0009.

6.2.1.4. Empenagem Vertical

- a) Alongamento da empenagem vertical: será utilizado, inicialmente, o valor 1,5.
- b) Afilamento da empenagem vertical: será utilizado, inicialmente, o valor 0,50.
- c) Perfil da empenagem vertical: NACA 0012 para se obter facilidades estruturais.

6.2.2. Configuração Interna

6.2.2.1. Parâmetros Diversos

Quanto à modificação de configuração da aeronave de um tipo para outro, deverá ser mantido o maior número de partes possíveis da aeronave original. Parte deste compromisso deverá ser cumprida mantendo as superfícies de sustentação e direção da aeronave, ou seja, a asa e os estabilizadores horizontais e verticais. Para que se possa manter, por exemplo, a asa, é necessária que a mesma seja

adequadamente dimensionada para todas as configurações. Na sequência, no item seguinte, demonstra-se a solução do problema.

6.2.2.2. Carga Alar

A carga alar é a relação entre o peso total da aeronave e a área da asa.

Nas Figuras 3.4, 3.17, 3.28 e 3.39, são apresentadas as cargas alares das diversas categorias e, pode ser constatado o seguinte:

- a) As curvas possuem inclinações muito parecidas, principalmente entre as configurações biplaces / hexaplaces e, entre as configurações quadriplaces / agrícolas.
- b) A gama de cargas alares para a categoria agrícola é alta, varia de $73,0 \text{ kg/m}^2$ a $170,0 \text{ kg/m}^2$, abrange as aeronaves biplaces a partir de $73,0 \text{ kg/m}^2$, as aeronaves quadriplaces com média de $85,5 \text{ kg/m}^2$, e as aeronaves hexaplaces com média de $112,0 \text{ kg/m}^2$.
- c) O valor médio da carga alar para as aeronaves agrícolas é $88,0 \text{ kg/m}^2$, muito próximo das aeronaves quadriplaces com $85,5 \text{ kg/m}^2$.

Portanto serão escolhidos e analisados os valores para a carga alar em uma faixa que varia de $73,0 \text{ kg/m}^2$ a $122,0 \text{ kg/m}^2$. Para o dimensionamento o software PCA calculará o valor da carga alar para a configuração hexaplace que será posteriormente apresentado no capítulo Resultados.

6.2.2.3. Carga de Potência (W_o/Hp)

Nas Figuras 3.4, 3.17, 3.28 e 3.39, são apresentadas as cargas de potência das diversas categorias e pode ser constatado o seguinte:

- a) As curvas possuem inclinações muito parecidas, principalmente entre as configurações biplaces / hexaplaces e, entre as configurações quadriplaces / agrícolas.
- b) O alcance de cargas de potência para a categoria agrícola é alto, de 4,5 kg/hp até 6,8 kg/hp, abrange as aeronaves biplaces a partir de 6,3 kg/hp, as aeronaves quadriplaces com média de 6,0 kg/hp, e as aeronaves hexaplaces com média de 5,25 kg/hp.
- c) O valor médio das cargas de potência para as aeronaves agrícola é 5,65 kg/hp, valor próximo das aeronaves quadriplaces com 6,0 kg/hp.

Portanto serão escolhidos e analisados os valores para as cargas de potência em uma faixa que varia de 5,0 kg/hp a 6,3 kg/hp. Para o dimensionamento inicial escolhe-se o valor 6,3 kg/hp.

6.2.2.4. Motorização

A motorização utilizada, conforme descrito anteriormente deverá utilizar um combustível alternativo ao AVGAS. Sabe-se que atualmente, motores a álcool aeronáuticos têm tido muito destaque nas páginas de revistas especializadas em aeronáutica e jornais, porém, apenas três tipos de motores a álcool hidratado estão em fase de certificação junto ao órgão homologador brasileiro (C.T.A / IFI / F.D.H), sendo um destes, o Lycoming IO 540 com 300 Hp.

Analisando o gráfico “Motores vs Potência” nas Figuras 6.8 e 6.9, observa-se que os motores utilizados em aeronaves agrícolas e na configuração hexaplace estão na faixa de 300 Hp e um dos motores em fase de certificação para conversão a álcool também está na faixa de 300 Hp. Portanto, decide-se que: .

Figura 6.8 – Motores e Potência – Aeronaves Agrícolas

Figura 6.9 – Motores e Potência – Aeronaves Hexaplaces

a) Para aeronaves com configuração biplace motorização com 150 Hp-Lycoming

Figura 6.10 – Motores e Potência – Aeronaves Biplaces

b) Para aeronaves com configuração quadriplace motorização com 150 Hp-Lycoming.

Figura 6.11 – Motores e Potência – Aeronaves Quadriplaces

Performance

a) Velocidade máxima de cruzeiro

Conforme análise do gráfico da Figura 6.12 e tomando como referência para o projeto as aeronaves que possuem motorização semelhantes à escolhida para o PCA-VI tem-se:

Figura 6.12 – Aeronaves Hexaplares e Potência de Motor

- Piper PA-32-R - velocidade máxima de cruzeiro = 188 mph.
- Bonanza B-36-TC - velocidade máxima de cruzeiro = 230 mph.
- Cessna Centurion II - velocidade máxima de cruzeiro = 193 mph.

É escolhida a velocidade máxima de cruzeiro em 200 mph, velocidade esta muito próxima da velocidade máxima de cruzeiro do Cessna Centurion II.

b) Velocidade de Estol

Como a velocidade de estol irá depender da área de asa, do coeficiente de sustentação do perfil e do peso da aeronave ou, de outra forma, do parâmetro carga alar, que são características e parâmetros ainda não definidos, será apenas estimada por enquanto e, será utilizada como referência a velocidade de estol do Bonanza B-36-TC igual a 65 mph.

c) Distância de Decolagem sobre obstáculo de 15 metros

Tomaremos provisoriamente, como referência a aeronave Bonanza B-36-TC com a distância de decolagem sobre barreira de 15,0 metros igual a 1650 ft. equivalentes a 503 m.

d) Razão de Subida

A aeronave Bonanza que utiliza o motor Continental IO 520 BA de 290 Hp. Possui razão de subida igual a 1200 ft/min. Para o projeto conceitual da aeronave PCA VI, esta referência será tomada.

e) Alcance

A aeronave deverá possuir alcance suficiente para cobrir grande parte do território nacional na versão hexaplace. Será escolhido o alcance da aeronave Cessna Centurion II, cuja potência de motorização é semelhante à da aeronave de projeto e tem alcance de 1250 MN, suficiente para atingir a qualquer ponto do território nacional decolando de Brasília em dada configuração de peso. Portanto o alcance será inicialmente estimado em 1250 MN ou 2315 km.

O compromisso será cumprido em função da grande capacidade de combustível armazenada, pois, além dos tanques convencionais, o reservatório de

água /ar também poderá ser utilizado como reservatório suplementar de combustível. Isto será esclarecido posteriormente.

Cabe citar que a utilização do álcool hidratado como combustível trará uma outra vantagem, esta seria a “facilidade obtenção do combustível” já que em todo o território nacional pode-se adquirir o álcool, graças ao programas de incentivos do governo federal.

6.2.2.5. Cargas

Os fatores de carga serão definidos como sendo:

- Positivo = 4,4 ou maior
- Negativo = -3 ou menor

Toda a estrutura para a aeronave PCA VI será dimensionada levando em conta estes fatores de carga e, logicamente, as outras versões, mais leves, serão beneficiadas com fatores de carga disponíveis maiores.

7. Discussões

7.1 Gráficos Comparativos

Os gráficos abaixo apresentam comparações de parâmetros entre a aeronave de PCA - II, PCA - IV e PCA – VI e as respectivas aeronaves de referência. Os efeitos destes parâmetros serão discutidos em 7.2 - Análise de Parâmetros.

Os gráficos abaixo têm como objetivo “comparar aeronaves” e se necessário, as unidades podem ser convertidas para o sistema desejado utilizando os seguintes fatores de conversão:

Para converter *lb* libra para *kg* - multiplicar por 0,45359

Para converter *lb/ft²* para *kg/m²* - multiplicar por 4,882

Para converter *lb/hp* para *kg/hp* - multiplicar por 0,45359/hp

Para converter *mph* para *km/h* - multiplicar por 1,609

Para converter *NM* para *km* - multiplicar por 1,852

Para converter *ft/s* para *m/s* - multiplicar por 0,3048

Para converter *ft* para *m* - multiplicar por 0,3048

Para converter *ft³* para *m³* - multiplicar por 0,02831

Nota:

Para inverter a conversão basta inverter a operação.

Abreviaturas:

lb = libra

kg = kilo

m = metro

ft = pé

mph = milha por hora

NM = milha náutica

km/h = quilômetro por hora

COMPARAÇÃO - PCA - II E AERONAVES BIPLACES

Aeronaves de referências: Cessna 150 e Slingsby T67 M

Figura 7.1 – Peso Total (Wo em kg) x Peso Vazio (We em kg)

Figura 7.2- Carga Paga (Cp em kg) x Peso de Combustível (Wf em kg)

Figura 7.3- Carga Alar (Ws) e Carga de Potência (Whp)

Figura 7.4 – Velocidade de Cruzeiro (mph) e Velocidade de Estol (mph)

Figura 7.5 – Alcance (NM) e Razão de Subida (ft/s)

Figura 7.6 – Distancia de Decolagem e Aterrissagem (m)

Figura 7.7 – Comprimento de Fuselagem (m) e Volume de Cabine (m³)

Figura 7.8 – Alongamento e Afilamento

COMPARAÇÃO - PCA - IV E AERONAVES QUADRIPLACES

Aeronaves de referência: Cessna 172, Cessna 182 Skylane, Piper PA-28 e Bonanza F33A.

Figura 7.9 - Peso Total (Wo) x Peso Vazio (We)

Figura 7.10- Carga Paga (Cp) x Peso de Combustível (Wf)

Figura 7.11 - Carga Alar (lb/ft²) e Carga de Potência (lb/hp)

Figura 7.12 – Velocidade de Cruzeiro (mph) e Velocidade de Estol (mph)

Figura 7.13 – Alcance (NM) e Razão de Subida (ft/s)

Figura 7.14 – Distancia de Decolagem e Aterrissagem (m)

Figura 7.15 – Comprimento de Fuselagem (ft) e Volume de Cabine (ft3)

Figura 7.16 – Alongamento e Afilamento

COMPARAÇÃO - PCA - IV E AERONAVES HEXAPLACES

Aeronave de referência 1: Cessna Centurion, Piper PA-32R e Bonanza A36.

Figura 7.17 - Peso Total (Wo) x Peso Vazio (We)

Figura 7.18 - Carga Paga (Cp) x Peso de Combustível (Wf)

Figura 7.19 - Carga Alar (Ws) e Carga de Potência (Whp)

Figura 7.20 – Velocidade de Cruzeiro (mph) e Velocidade de Estol (mph)

Figura 7.21 – Alcance (NM) e Razão de Subida (ft/s)

Figura 7.22 – Distancia de Decolagem e Aterrissagem (m)

Figura 7.23 – Comprimento (m) de Fuselagem e Volume de Cabine (m3)

Figura 7.24 – Alongamento e Afilamento

7.2 Análise de Parâmetros

Apresentam-se a seguir, gráficos onde os principais parâmetros de diversas aeronaves são comparados e discutidos com a aeronave PCA da respectiva categoria.

Não serão apresentadas as unidades dos parâmetros por não serem representativas.

Os parâmetros selecionados para estudo são:

- Potência de Superfície - Ps
- Carga de Potência - Qhp
- Fator de Vitalidade - Fv
- Coerência de Carga - Cc
- Eficiência Global - Eg
- Sustentação Máxima - $Clmáx$
- Limpeza Aerodinâmica - Cdo
- Eficiência Aerodinâmica - L / D
- CAFE challenge e CAFE triathlon
- Desempenho de Decolagem - Dd

Definições:

Potência de Superfície

$$Ps = hp / Sw$$

Relação entre a potência do motor (hp) e área de asa (ft²).

Carga de Potência

$$Q_{hp} = W_o / hp$$

Relação entre o peso total da aeronave (lb) e a potência do motor (hp).

Fator de Vitalidade

$$F_v = \text{sqr}(hp) / W_s$$

Relativo a razão de subida, potencia do motor em hp e carga alar em lb/ft².

Coerência de Carga

$$C_c = W_s \times (W_o/hp)^2$$

Coerência relativa de Carga Alar (lb/ft²) e Carga de Potência (lb/hp).

Eficiência Global

$$E_g = (V / V_s) \times (S_w/Hp)^{0,33} \times (W_s^{0,5})$$

Relação entre Velocidades Máxima e Estol l(mph), Área de Asa (ft²), Potência do Motor (hp) e Carga Alar (lb/ft²).

Sustentação Máxima

$$C_{l\text{máx.}} = 2 * W_o / (((V \times 1,467)^2) \times S_w \times \rho)$$

$$\rho = \text{Densidade do ar}$$

Coefficiente de Sustentação Máxima

Limpeza Aerodinâmica

$$C_{do} = 2 \times T / (a \times ((V \times 1,467)^2) \times S_w)$$

$$T = \text{Tração}$$

Coefficiente de Arrasto

Eficiência Aerodinâmica

$$L / D = C_{l\text{máx.}} / C_{do}$$

Relação entre Sustentação e Arrasto

CAFE challenge

$$CAFE \text{ challenge} = V^{1,3} \times (R / (W_o/6)) \times (C_p^{0,6})$$

Compara as aeronaves sob o aspecto de suas eficiência como aeronave de transporte.

As unidades utilizadas são apresentadas no Capítulo 4 – Metodologia Aplicada

CAFE triathlon

$$CAFE \text{ triathlon} = (2811625 \times (V_{\text{max}} \times \text{Climb})^2) / ((4100625 + V_{\text{estol}}^4) \times 10^9)$$

Compara as aeronaves sob o aspecto de suas capacidades em realizar manobras

As unidades utilizadas são apresentadas no Capítulo 4– Metodologia Aplicada

Desempenho de Decolagem - Dd

$$Dd = Wo^2 / hp \times Sw$$

Relaciona Peso Total (lb), Potência do Motor (hp) e Área de Asa (ft²).

Aeronaves Biplace

Aeronave de referência 1: Cessna 150

Aeronave de referência 2: Slingsby T67 M

Figura 7.25 - Potência de Superfície

O valor de Potência de Superfície para a aeronave PCA II, $Ps = 106,11$ está acima da média $Ps = 99,38$.

As aeronaves de referência, Cessna 150 e Slingsby T67M têm respectivamente $P_s = 63,70$ e $P_s = 117,64$.

Considerando que o Slingsby é um treinador militar primário e o Cessna 150 um treinador civil, a proposta para a aeronave PCA II nesta categoria é para treinador civil, portanto o valor obtido para a Potência de Superfície está coerente e bem dimensionado.

Figura 7.26 - Carga de Potência

A relação Carga Potência para a aeronave PCA II é menor do que a das aeronaves de referência, indicando maior agilidade.

Figura 7.27 – Fator de Vitalidade

O Fator de Vitalidade indica a capacidade de subida da aeronave. A aeronave PCA II supera as aeronaves de referência em razão de subida com 1200 ft/min contra 900 ft/min para a aeronave Slingsby e 670 ft/min para a aeronave Cessna 150.

Figura 7.28 – Coerência de Carga

Quanto à coerência de carga, a aeronave PCA II apresenta um bom valor. A média para este parâmetro calculada é de 2,457 e o PCA II obteve 1.355 valor bem abaixo do que os obtidos para as aeronaves de referência.

Figura 7.29 - Eficiência Global

O valor obtido para este parâmetro é excelente, muito acima dos valores obtidos pelas aeronaves de referência e próximos ao das aeronaves tradicionalmente reconhecidas como de grande eficiência tais como Siai Marchetti SF260, Europa G e Katana.

Figura 7.30 – Sustentação Máxima

O valor de C_i máximo obtido está na média comparado com as aeronaves de referência, pouco abaixo da aeronave Cessna 150 e acima da aeronave Slingsby. A média é levantada pela aeronave Avia F22/A, cujo perfil aerodinâmico não está disponível.

Figura 7.31 - Limpeza Aerodinâmica

Neste parâmetro a aeronave PCA II obteve o melhor resultado de todas as aeronaves utilizadas no estudo. O valor para $C_{do} = 0,022$ está bem abaixo dos valores das aeronaves de referência.

Figura 7.32 - Eficiência Aerodinâmica

O PCA II supera as aeronaves de referência em Eficiência Aerodinâmica, é capaz de reunir uma boa capacidade de sustentação e baixo arrasto aerodinâmico, ficando abaixo apenas do Katana, Europa G e Siai Marchetti SF 260, aeronaves reconhecidas como aerodinamicamente “limpas”.

Figura 7.33 - CAFE challenge e CAFE triathlon

Nestes parâmetros a aeronave PCA II demonstra superioridade em capacidade de transporte e manobras em relação às de referência e pode ser classificada como tendo a segunda melhor pontuação.

Figura 7.34 - Desempenho de Decolagem

O desempenho de Decolagem para aeronave PCA não é dos melhores, novos perfis aerodinâmicos devem ser avaliados.

Aeronaves Quadriplaces

Aeronave de referência 1: Cessna 172

Aeronave de referência 2: Cessna 182 Skylane

Aeronave de referência 3: Piper PA-28

Aeronave de referência 4: Bonanza F33A

Figura 7.35 - Potência de Superfície

O valor da Potência de Superfície para a aeronave PCA IV está coerente com os valores das aeronaves de referência.

Figura 7.36 - Carga de Potência

A relação Carga Potência para a aeronave PCA IV é maior do que a das aeronaves de referência, indicando menor agilidade.

Figura 7.37 – Fator de Vitalidade

O Fator de Vitalidade indica a capacidade de subida da aeronave, A aeronave PCA IV supera as aeronaves de referência Cessna e fica próxima da aeronave Piper PA 28 em razão de subida.

Figura 7.38 - Coerência de Carga

Quanto à Coerência de Carga, a aeronave PCA IV apresenta um valor próximo da média. A média para este parâmetro calculada é de 2,9 e o PCA IV obteve 3,18.

Figura 7.39 - Eficiência Global

O valor obtido para este parâmetro é excelente, muito acima dos valores obtidos pelas aeronaves de referência e próximos ao do Sukhoi S-84, aeronave que também utiliza o conceito de fuselagem de fluxo laminar.

Figura 7.40 - Sustentação Máxima

O valor de C_l máximo obtido está na média comparado com as aeronaves de referência.

Figura 7.41 - Limpeza Aerodinâmica

Neste parâmetro a aeronave PCA IV junto com a aeronave Sukhoi S-84, que utiliza o mesmo conceito para fuselagem, obtiveram o melhor resultado de todas as aeronaves utilizadas no estudo. O valor para $C_{do} = 0,023$ está bem abaixo dos valores das aeronaves de referência.

Figura 7.42 - Eficiência Aerodinâmica

O PCA IV supera todas as aeronaves em estudo em Eficiência Aerodinâmica, é capaz de reunir uma boa capacidade de sustentação e baixo arrasto aerodinâmico.

Figura 7.43 - CAFE challenge e CAFE triathlon

Nestes parâmetros a aeronave PCA IV demonstra superioridade em capacidade de transporte e manobras em relação às de referência. A aeronave Sukhoi S-84 é a melhor classificada devido à grande potência de seu motor.

Figura 7.44 - Desempenho de Decolagem

O desempenho de Decolagem para a aeronave PCA IV pode ser classificado como médio. O Cessna Skylane, aeronave de referência o supera com grande vantagem.

Aeronaves Hexaplares

Aeronave de referência 1: Cessna Centurion

Aeronave de referência 2: Piper PA-32R

Aeronave de referência 3: Bonanza A36

Figura 7.45 - Potência de Superfície

O valor da Potência de Superfície para a aeronave PCA VI está abaixo dos valores das aeronaves de referência.

Figura 7.46 - Carga de Potência

A relação Carga Potência para a aeronave PCA VI é equivalente à relação das aeronaves de referência.

Figura 7.47 – Fator de Vitalidade

O Fator de Vitalidade indica a capacidade de subida da aeronave, a aeronave PCA VI está abaixo das aeronaves de referência.

Figura 7.48 - Coerência de Carga

Quanto à coerência de carga, a aeronave PCA VI apresenta um valor acima da média. A média para este parâmetro calculada é de 2,88 e o PCA VI obteve 3,74.

Figura 7.49 - Eficiência Global

O valor obtido para este parâmetro é médio. Estando abaixo da aeronave Cessna Centurion II, aeronave de referência.

Figura 7.50 - Sustentação Máxima

O valor de C_l máximo obtido está na média comparado com as aeronaves de referência. A aeronave Helio Super Courier é uma aeronave STOL.

Figura 7.51 - Limpeza Aerodinâmica

Para a configuração PCA VI, o valor de C_{do} é satisfatório, porém nesta categoria é superada pelas aeronaves Beech.

Figura 7.52 – Eficiência Aerodinâmica

O PCA VI supera todas as aeronaves em estudo em Eficiência Aerodinâmica, pois é capaz de reunir uma boa capacidade de sustentação e baixo arrasto aerodinâmico.

Figura 7.53 - CAFE challenge e CAFE triathlon

Nestes parâmetros a aeronave PCA VI se equipara em capacidade de transporte e manobras em relação às de referência.

Figura 7.54 - Desempenho de Decolagem

O desempenho de Decolagem para aeronave PCA VI pode ser classificado como excelente.

A aeronave PCA VI supera as aeronaves de referência com facilidade e várias outras da categoria, sendo inferior somente às aeronaves TBM 700 - turbo-hélice e ao Cessna 340 A - bimotor.

8. Resultados – Resumo

Nas páginas seguintes, serão apresentadas a rotina de cálculos utilizada pelo software PCA, as imagens das telas do software PCA quando do projeto conceitual de uma aeronave hexaplace e os valores calculados para as aeronaves PCA II - biplace, PCA IV - quadriplace e PCA VI - hexaplace.

Figura 8.0 – Fluxograma

Principal

Arquivo Ferramentas Iniciar Cadastros Sobre o Programa

Tipos	Requisitos	Posição da asa	Alongamento (AR)	Alongamento (Lambda)	Perfis e coeficientes	Item de pouso
☒ Convencional ☐ Biplano ☐ Triplano	☒ Convencional ☐ Biplano ☐ Triplano	☒ Alta ☐ Média ☐ Baixa	AR da asa: <input type="text" value="8"/> Horizontal: <input type="text" value="4"/> Vertical: <input type="text" value="1.3"/>	λ da asa: <input type="text" value="0.3"/> Horizontal: <input type="text" value="0.3"/> Vertical: <input type="text" value="0.5"/>	CL s/ flap: <input type="text" value="1.50"/> CL c/ flap: <input type="text" value="2.35"/> CL est. por: <input type="text" value="1.25"/>	☒ Convencional ☐ Biplano ☐ Triplano

Motor tipo: <input type="text" value="360"/>	Nº pás: <input type="text" value="2"/>	ρ kg/m ³ : <input type="text" value="1.225"/>
Desn. kg: <input type="text" value="720.26"/>	rpm: <input type="text" value="2800"/>	Altitude: <input type="text" value="0"/>
aterat: <input type="text" value="4"/>	<input type="text" value="4"/>	<input type="text" value="4"/>

Bequilha: <input type="text" value="15"/>	D(cm): <input type="text" value="30"/>	H/D: <input type="text" value="1.2"/>
Princípal: <input type="text" value="15"/>	<input type="text" value="38"/>	<input type="text" value="1.8"/>

Velocidade estál: km/h

Alterações de projeto

Calcular o projeto

Figura 8.2 - Página Principal

Dimensionamento [Imprimir](#) [Perf.amentos](#) [SAR](#)

ASA		Empenagem Horizontal		Empenagem Vertical	
Perfil utilizado:	NACA 727 A415	Perfil utilizado:	NACA 0000	Perfil utilizado:	NACA 0009
Espessura máxima:	15 %	Espessura máx. - empenag. horiz.:	0 %	Espessura máx. - empenag. vertic.:	0 %
Área - asa:	11,004 m ²	Área da empenagem horizontal:	1,500 m ²	Área da empenagem vertical:	0,005 m ²
Envergadura - asa:	9,42 m	Envergadura - empenag. horiz.:	2,473 m	Envergadura - empenag. vertic.:	1,000 m
Corda da raiz - asa:	1,908 m	Corda da raiz - empenag. horiz.:	0,688 m	Corda da raiz - empenag. vertic.:	1,020 m
Corda média - asa:	1,177 m	Corda média - empenag. horiz.:	0,673 m	Corda média - empenag. vertic.:	0,816 m
Corda da ponta - asa:	1,046 m	Corda da ponta - empenag. horiz.:	0,550 m	Corda da ponta - empenag. vertic.:	0,612 m
Área - aileron:	0,47 m ²	Área - profundor:	0,533 m ²	Área - ante de direção:	0,303 m ²
Envergadura - aileron:	1,378 m	Envergadura - profundor:	2,473 m	Envergadura - leme de direção:	1,050 m
Corda da raiz - aileron:	0,262 m	Corda da raiz - profundor:	0,275 m	Corda da raiz - leme de direção:	0,306 m
Corda da ponta - aileron:	0,209 m	Corda da ponta - profundor:	0,275 m	Corda da ponta - leme de direção:	0,306 m

Fuselagem e Flap

Compartimento total: 9,247 m Largura máxima: 1,111 m Altura máxima: 1,204 m Volume: 4,82 m³

Flap: Power 30%Dr. Tipo de Flap: Corda média: 0,353 m Envergadura: 1,884 m Área flap: 30 m²

Figura 8.3 – Página de Dimensionamento

Aerodinâmica				
Para ...	Visualizar	Ferramentas	Imprimir	Sair
Aerodinâmica				
Perfil da asa				
Perfil da asa	NACA 747-A415			
α_{Clmax} s/lap	18.000	c/lap	14.878	°
α_{Clzero} s/lap	2.000	c/lap	4.448	°
Cl 3D	1.143	c/lap	1.613	
Slope(a) s/lap	4.775	c/lap	6.484	/rad
Corda média aerodinâmica			1.184	m
Coefficiente de arrasto do perfil			0.004	
Área molhada da Á.a.			19.036	m ²
Seções 2D e 3D				
Carga da de perfil			185.05	kg/m ²
Coefficiente CL para Vestul			1.588	
Coefficiente CL para Vuclulay			1.338	
Coefficiente CL para Yplanado			0.753	
Coefficiente CL para Vmáxima			0.234	
Estabilização Horizontal				
Perfil Estab. Horizontal	NACA 0009			
α_{Cl} máximo do perfil			13	
α_{Cl} zero do perfil			0	
Coefficiente de sustentação 3D			0.869	
Slope - curva de sustentação			5.51	/rad
Corda média aerodinâmica			0.622	m
Coefficiente de arrasto do perfil			0.006	
Área molhada da Estab. Horiz.			2.487	m ²
Arrasto 3D				
Fator de Placa Plana em Vmax			0.328	m ²
Coefficiente de arrasto - Vestul			0.167	
Coefficiente de arrasto - Vuclulay			0.124	
Coefficiente de arrasto - Yplanado			0.055	
Coefficiente de arrasto - Vmáxima			0.029	
Estabilização Vertical				
Perfil Estab. Vertical	NACA 0006			
Coefficiente de arrasto do perfil			0.006	
Área molhada da Estab. Vert.			1.390	m ²
Fuselagem				
Área molhada da Fuselagem			19.154	m ²
NACA 747-A415				
2D	9.000.000	3D	66.148.02	
Estabilização aerodinâmica				
Melhor ângulo de ataque			4.200	°
Eficiência aerod. L/D Vestul			9.862	
Eficiência aerod. L/D Vuclulay			10.775	
Eficiência aerod. L/D Yplanado			13.617	
Eficiência aerod. L/D Vmáxima			30.69	

Figura 8.4 – Página de Aerodinâmica

Performance			
Ir para ... Visualizar Ferramentas Imprimir Sair			
Motoferragem			
Motor :	CNT 10 50CL		
Peso do motor :	350	kg	
Potência do motor :	350.00	Hp	
RPM - original :	2800	Rpm	
Reservatório combustível :	237.56	lt	
Veloc. de Cruzeiro 80% hp :	277.75	km/h	
Velocidades			
Veloc. crulap :	141.25	m/lap	107.65 km/h
Vdecolap crulap :	155.00	m/lap	184.42 km/h
V teque crulap :	134.19	m/lap	159.27 km/h
Velocidade ótima de subida :			207.00 km/h
Velocidade máxima calculada :			373.00 km/h
Velocidade de plano :			205.95 km/h
Ração de subida (Cimbl)			1403 m/ran
Forças			
Especificação :	87.00 x 85.00	polg	
Número de pás :	2		
Diâmetro :	87.00	polg	
Peso :	86.00	pag	
Área de pta :	7.15		
Eficiência em voo :	80	%	
Força e Tração			
Força de arrasto Vestel :			300.140 kgf
Força de arrasto Vdecolagem :			272.86 kgf
Força de arrasto Vsubida :			126.332 kgf
Força de arrasto Vmáxima :			213.74 kgf
Tração Estática :			213.32 kgf
Tração Dinâmica :			66.21 kgf
Fator W/T em Vmáximo :			6.05
Gráficos			
Decolap 15m w/T :	1041	s/T	1473 m
Pouso w/T :	861	s/T	1196 m
Ângulo de subida :			3 °
Peleção L/D por w/T em Vmax :			1.0
Índice - C.A.F.E. Challenge/10000 :			124.74
Índice - C.A.F.E. Initiation :			19.08

Figura 8.5 – Página de Performance

Estabilidade	
Ir para...	Visualizar Ferramentas Imprimir Bar
Características geométricas	
Localização da Linha média aerodinâmica da asa:	2,956 m
Localização da Corda média aerodinâmica da empennagem:	0,780 m
Volume do Estabilizador horizontal:	0,511
Volume do Estabilizador vertical:	0,036
Fator de Eficiência do Estabilizador horizontal:	0,92
$\delta\alpha / \delta\alpha$ (variação downwash estab. horiz. / alta da asa):	0,355
Força de Sustentação na Asa:	1821 kgf
Força de Sustentação na Empennagem horizontal:	100 kgf
Ângulo de incidência da Asa (em graus):	1,672 °
Ângulo de incidência do Estabilizador horizontal:	-0,301 °
Localização do Estabilizador horizontal / Linha da Asa (ht):	1,04 m
Dielto da asa (em graus):	3,50 °
Centro de gravidade e Ponto neutro	
Centro aerodinâmico da Asa - média média (C.A.a.s):	0,296 m
Centro aerodinâmico da empennagem - corda média (C.A.h):	0,156 m
LI distância entre C.A.a.s e C.A.h em metros:	4,064 m
Localização do Ponto Neutro:	51,646 %
Localização do Centro de Gravidade (CG):	31,646 %
Porcentagem de Margem Estática:	20,000 %
Distância do Ponto Neutro ao Centro de Gravidade em cm:	0,236 m
Distância do eixo ca. hélice ao Ponto Neutro:	4,989 m
Distância do eixo ca. hélice ao Centro aerod. da Asa (Muniz):	4,674 m
Distância do eixo ca. hélice ao Centro aerod. do Estab. horiz.:	9,038 m
Distância do eixo ca. hélice ao Centro de Gravidade (CG):	4,753 m
Tolção (geométrica) washout em graus na ponta da asa:	-1,00 °

Figura 8.6 – Página de Estabilidade

Estrutura da asa									
ir para ... Parametros visualizar Ferramentas Imprimir Sair									
Estação	Cx	Carga	Momento	Contorno	Seção	Longarina			
Estação 1 - $(0,0 \times b/2)$ - 0,00 m	0,298	231,367 kgf	137E9 kgf x m	847,46 kgf	Viga				
Estação 2 - $(0,1 \times b/2)$ - 0,47 m	0,272	200,322 kgf	130C9 kgf x m	730,300 kgf	Mesa em:	Alumínio 2024			
Estação 3 - $(0,2 \times b/2)$ - 0,94 m	0,274	227,281 kgf	990,78 kgf x m	630,30 kgf	Anta em:	Alumínio 2024			
Estação 4 - $(0,3 \times b/2)$ - 1,41 m	0,272	220,321 kgf	738,45 kgf x m	520,34 kgf	C1 adm:	3093 kgf/cm ²			
Estação 5 - $(0,4 \times b/2)$ - 1,88 m	0,267	212,246 kgf	435,02 kgf x m	423,31 kgf	C2 adm:	2530 kgf/cm ²			
Estação 6 - $(0,5 \times b/2)$ - 2,36 m	0,258	200,532 kgf	308,52 kgf x m	326,37 kgf	C3 adm:	2600 kgf/cm ²			
Estação 7 - $(0,6 \times b/2)$ - 2,83 m	0,244	185,526 kgf	176,34 kgf x m	245,12 kgf	Altura viga:	15,70 cm			
Estação 8 - $(0,7 \times b/2)$ - 3,30 m	0,233	185,711 kgf	65,076 kgf x m	162,39 kgf	Largeza	9,24 cm			
Estação 9 - $(0,8 \times b/2)$ - 3,77 m	0,182	139,356 kgf	30,211 kgf x m	160,548 kgf	Mesa Sup:	3,24 x 4,99 cm			
Estação 10 - $(0,9 \times b/2)$ - 4,24 m	0,143	101,320 kgf	5,620 kgf x m	123,863 kg	Mesa Inf:	3,24 x 3,74 cm			
Estação 11 - $(1,0 \times b/2)$ - 4,71 m	0,000	0,030 kgf	0,000 kgf x m	0,000 kg	Anta 1-2g	5,12 x 15,70 cm			

Figura 8.7 – Página de Estrutura da Asa

Peso e balanceamento

Para preencher o formulário, esta planilha o projetista deverá ter em mãos o croqui do avião com a localização dos equipamentos e o peso dos mesmos em relação ao eixo já considerado, assim como a localização das rodas.

A planilha calcula o peso da planilha e a localização do eixo no eixo da planilha. O projetista deverá modificar pesos e distâncias, se necessário for, para que ocorra a igualdade.

Faça isto, antes de usar o avião pela primeira vez, o mesmo deverá ser pesado e o peso em cada roda deve ser idêntico ao calculado em cada roda nesta planilha.

Estimativa automática **Estimativa manual**

Equipamentos principais	Peso (kgf)	Localização
Conjunto motor	172,026	720
Reservatório + combustível	294,6	610
Asa	252,17	490,12
Fuselagem	133,36	373,88
Piloto + Copiloto	77	200
Ocupantes	385	375
Banque	50	600
Estabilizador Horizontal	45,74	903,8
Estabilizador Vertical	28,53	903,8
Instrumentos	131,75	233,68
Bequilha	37,13	70,1
Tram principal	62,54	498,9
Dutos	3,01	C

Peso total do avião (da tabela acima): 1720,26 kgf

Peso total do avião (calculado no projeto): 1720,26 kgf

Carga na bequilha: 95,24 kgf

Carga no tram principal: 1625,02 kgf

Localização do CG em relação à R: 475,6 mm

Peso do avião sem combustível: 1428 kgf

Ponto Neutro e CG:

Ponto Neutro: 51,645 % Carga média

CG calculado em Estabilidade: 31,645 % Carga média

CG calculado na planilha: 31,554 % Carga média

CG do avião sem combustível: 8,024 % Carga média

Passagem do CG: 27,85 Centímetros

Peso na Roda esquerda: 95,24 kgf

Peso na Roda direita: 812,51 kgf

Calcula planilha **Ajustar valores** **Cancelar**

Figura 8.8 – Página de Peso e Balanceamento

Figura 8.10 – Página de Desenho

8.1 Análise dos Resultados

Tabela 8.1 – Resultados de Projeto - Aeronave PCA II

Nome do Projeto	PCA - II	
Nome do Projetista	Alvaro	
Data do Projeto	25/03/04	
Requisitos Operacionais		
Posição da asa	Baixa	
Tipo de trem de pouso	Triciclo	Retrátil
Potência do motor	192	hp
Peso total de decolagem	806,36	kgf
Coefficiente de sustentação da asa s/flap	1,5	
Coefficiente de sustentação da asa c/flap	2,51	
Coefficiente máximo de sustentação Ht	1,25	
Alongamento da asa	9	
Alongamento da empenagem horizontal	5	
Alongamento da empenagem vertical	1,5	
Afilamento da asa	0,5	
Afilamento da empenagem horizontal	0,5	
Afilamento da empenagem vertical	0,5	
Área adicional instalada	0	m2
Diâmetro da roda da bequilha	30	cm
Espessura da roda da bequilha	15	cm
Diametro da roda do trem principal	38	cm
Espessura da roda do trem principal	15	cm
Velocidade de estol	78,14	Km/h
ALTERAÇÕES		
Volume da empenagem horizontal	-9	%
Volume da empenagem vertical	-20	%
Comprimento da fuselagem	17	%
Largura da fuselagem	0	%
Altura da fuselagem	20	%
Nariz da aeronave	-20	%
Margem estática	20	%
CÁLCULOS INICIAIS		
Peso vazio da aeronave	407,21	kgf
Peso de combustível	99,15	kgf
Peso de carga útil	399,15	kgf
Peso total de decolagem	806,36	kgf
DIMENSIONAMENTO		
ASA		
Perfil utilizado	NACA	747A415
Espessura máxima	15	%
Área da asa	14,957	m2
Envergadura da asa	11,606	m
Corda da raiz da asa	1,719	m

Corda média da asa		1,289	m
Corda da ponta da asa		0,860	m
Envergadura do aileron		2,436	m
Corda da raiz do aileron		0,344	m
Corda da ponta do aileron		0,172	m
EMPENAGEM HORIZONTAL			
Perfil utilizado	NACA	0009	
Espessura máxima		9	%
Área da empenagem horizontal		2,880	m ²
Envergadura da empenagem horizontal		3,795	m
Corda da raiz da empenagem horizontal		1,012	m
Corda média da empenagem horizontal		0,759	m
Corda da ponta da empenagem horizontal		0,506	m
Área do profundor		1,008	m ²
Envergadura do profundor		3,795	m
Corda da raiz do profundor		0,253	m
Corda da ponta do profundor		0,253	m
EMPENAGEM VERTICAL			
Perfil utilizado	NACA	0009	
Espessura máxima		9	%
Área da empenagem vertical		1,248	m ²
Envergadura da empenagem vertical		1,368	m
Corda da raiz da empenagem vertical		1,216	m
Corda média da empenagem vertical		0,912	m
Corda da ponta da empenagem vertical		0,608	m
Área do leme de direção		0,437	m ²
Envergadura do leme de direção		1,368	m
Corda da raiz do leme de direção		0,304	m
Corda da ponta do leme de direção		0,304	m
FUSELAGEM			
Comprimento da fuselagem		7,656	m
Largura da fuselagem		1,107	m
Altura da fuselagem		1,162	m
Volume da fuselagem		1,54	m ³
FLAP			
Tipo de flap	Fowler 30		
Envergadura do flap		2,443	m
Corda média do flap		0,458	m
AERODINÂMICA			
ASA			
Alfa para C _l máximo s/flap		16,00	°
Alfa para C _l máximo c/flap		13,50	°
Alfa para C _l zero s/flap		-2,00	°
Alfa para C _l zero c/flap		-7,454	°
C _d do perfil		0,004	
C _l 3D s/flap		1,103	
C _l 3D c/flap		1,836	
d(C _l)/d(alfa)		4,775	

d(Cl)/d(alfa)	6,864	
Área molhada	25,665	m2
ESTABILIZADOR HORIZONTAL		
Alfa para Clmáximo	13,00	°
Alfa para Clzero	0,00	°
Cd do perfil	0,006	
Cl 3D do perfil	0,925	
d(Cl)/d(alfa)	5,51	
Área molhada	4,663	m2
ESTABILIZADOR VERTICAL		
Coefficiente de arrasto do perfil	0,006	
Área molhada	2,005	m2
FUSELAGEM		
Área molhada	15,683	M2
SUSTENTAÇÃO		
Carga alar de projeto	53,912	kgf/m2
Cl estol	1,814	
Cl decolagem	1,529	
Cl subida	0,699	
Cl velocidade máxima	0,124	
ARRASTO		
Fator de placa plana D/q	0,323	
Cd estol	0,177	
Cd decolagem	0,134	
Cd subida	0,044	
Cd velocidade máxima	0,022	
EFICIÊNCIA AERODINÂMICA		
Melhor angulo de planeio	3,613	
L/D estol	10,231	
L/D decolagem	11,385	
L/D subida	15,839	
L/D velocidade máxima	5,636	
PERFORMANCE		
MOTORIZAÇÃO		
Especificação do motor	nd	
Peso do motor	192	kgf
Potência nominal do motor	192	Hp
RPM máxima do motor	2800	Rpm
Potência disponível (estudo)	Nd	Hp
RPM disponível (estudo)	Nd	Rpm
HÉLICE		
Especificação da hélice	74 x 70	Polg
Material da hélice	metal	
Diâmetro da hélice	74	Polg
Passo da hélice	70	Polg

Avanço da hélice	4,93	
Eficiência da hélice	80	%
VELOCIDADES		
Estol sem flap	100,77	km/h
Estol com flap	78,14	km/h
Decolagem sem flap	110,85	km/h
Decolagem com flap	85,50	km/h
Subida (ideal)	126,50	km/h
Máxima	300,50	km/h
Planeio	126,40	km/h
Toque para pouso	74,23	km/h
Razão de subida	1202,00	fpm
POTENCIA		
Disponível	153,60	Hp
Requerida em estol	41,26	Hp
Requerida em decolagem	39,43	Hp
Requerida em subida	23,47	Hp
Requerida em velocidade máxima	154,08	Hp
Sobra de potência em V _{máx} / Vestol	153,60	Hp
FORÇA E TRAÇÃO		
Força de arrasto em Vestol	144,92	kgf
Força de arrasto em V _{decolagem}	126,57	kgf
Força de arrasto em V _{subida}	50,91	kgf
Força de arrasto em V _{máxima}	140,71	kgf
Tração estática	140,27	kgf
Tração dinâmica	120,56	kgf
GERAIS		
Angulo de subida (ideal)	4,00	°
Distancia de decolagem s/flap	484,00	m
Distancia de decolagem c/flap	288,00	m
Distancia de aterrisagem s/flap	292,00	m
Distancia de aterrisagem c/flap	176,00	m
Relação L/D e W/T	1,00	
Alcance	638,00	NM
Razão de subida	1202,00	fpm
CAFEchallenge	91,77	
CAFETriviathon	146,63	
ESTABILIDADE ESTÁTICA		
ABREVIATURAS		
Etb. Horz = Estabilizador horizontal		
CA = Centro aerodinâmico		
ht = Estabilizador horizontal		
vt = Estabilizador vertical		
CG = Centro de gravidade da aeronave		
LR = Linha de referencia		
LA = Linha de corda da asa		
PN = Ponto neutro		

Localização da corda média da asa	3,223	m
Localização da corda média do ht	1,054	m
Volume de ht	0,607	
Volume de vt	0,030	
Fator de eficiência do ht	0,910	
d(epson) d(alfa) - angulo de downwash	0,324	
Força de sustentação da asa	864,00	kgf
Força de sustentação do ht	-58,00	kgf
Angulo de incidência da asa	-0,141	°
Angulo de incidência do ht	-0,001	°
Localização do ht em relação a LA	1,280	m
Localização do CA-asa (corda média)	0,335	m
Localização do CA-ht (corda média)	0,197	m
Distancia Lt (CA-asa ao CA-ht)	4,214	m
Localização do ponto neutro PN	60,397	%
Localização do centro de gravidade CG	40,397	%
Margem estática (%)	20,000	%
Distancia PN - CG	0,267	m
Distancia PN - LR	3,535	m
Distancia LR - CA - asa	3,062	m
Distancia LR - CA - ht	7,276	m
Distancia LR - CG	3,268	m

ESTRUTURA DA ASA

ABREVIATURAS

CL = coeficiente de sustentação do perfil

Q = Carga aerodinâmica

M = Momento fletor

V = Esforço cortante

L = largura da longarina

H = altura da longarina

e = Espessura da viga

TABELA

Estações	Local	CL	Q (kgf)	M (kgfm)	V (kgf)
Estação 1	0,00	0,118	88,146	969,775	398,238
Estação 2	0,58	0,124	87,997	753,576	347,148
Estação 3	1,16	0,129	86,727	566,895	296,469
Estação 4	1,74	0,133	84,448	409,314	246,820
Estação 5	2,32	0,136	81,275	280,076	198,752
Estação 6	2,90	0,137	76,755	178,075	152,915
Estação 7	3,48	0,135	70,592	101,765	110,177
Estação 8	4,06	0,130	63,122	49,101	71,393
Estação 9	4,64	0,118	52,888	17,446	37,744
Estação 10	5,22	0,094	38,620	3,249	11,202
Estação 11	5,80	0,000	0,000	0,000	0,000

DIMENSIONAMENTO

Secção transversal da longarina (forma)		Viga I
Mesas da longarina - material	Aluminio	2024 kgf/cm2
Alma da longarina - material	Aluminio	2025 kgf/cm2
Tensão admissível - tração		3093 kgf/cm2
Tensão admissível - compressão		2530 kgf/cm2

Tensão admissível - cisalhamento	2600	kgf/cm ²
Altura da viga	20,63	cm
Largura da viga	4,23	cm
Mesa superior (L x H)	4,23 x 1,68	cm
Mesa inferior (L x H)	4,23 x 1,26	cm
Alma (e x H)	0,04 x 20,63	cm
Fator de carga - positivo	4	g
Fator de carga - negativo	3	g

PESO E BALANCEAMENTO

ABREVIATURAS

CG = Centro de gravidade da aeronave

LR = Linha de referência

PN = Ponto neutro

Peso em kgf

Estação em cm

TABELA

Equipamento	Peso kgf	Estação cm
Conjunto motor	80,636	510,00
Reservatório e combustível	103,03	400,00
Asa	114,72	335,68
Fuselagem	82,47	306,24
Piloto e Co-piloto	77	180,00
Ocupantes	77	260,00
Bagagem	145,45	330,00
Estabilizador horizontal	17,96	717,00
Estabilizador vertical	9,89	717,00
Instrumentos	58,28	100,00
Bequilha	13,93	57,42
Trem de pouso principal	26,02	349,30
Outros	-0,03	1,00

CÁLCULOS

Peso total calculado nesta planilha	806,42	kgf
Peso total de projeto	806,42	kgf
Carga na bequilha	82,06	kgf
Carga no trem de pouso principal	724,36	kgf
Localização do CG relativo a LR	319,6	kgf
Peso da aeronave sem combustível	703	kgf

PONTO NEUTRO E CG

Ponto neutro	60,397	%
CG calculado em estabilidade	40,397	%
CG calculado nesta planilha	40,531	%
Passeio do CG sem combustível	32,538	cm
Passeio do CG	10,69	cm
Peso na roda - bequilha	61,67	kgf
Peso na roda - esquerda	372,37	kgf
Peso na roda - direita	372,37	kgf

TRIMAGEM

Coeficiente de momento da fuselagem	0,134	
Relação Área da asa / Área ht	0,193	
Distancia do CA-ht ao CG	3,000	cordas
Coeficiente $d(r\delta)/d(\phi)$	4,200	
Coeficiente $d(\epsilon_{\text{pso}})/d(\alpha)$	0,324	
Coeficiente $C_{m\text{cg}}$	0,045	
Espessura do downwash no ht	0,027	
Velocidade em estudo	$V_{\text{máxima}}$	
Trimagem - deflexão de ht	-2,000	

Tabela 8.2 – Resultados de Projeto - Aeronave PCA IV

PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVES

Nome do Projeto	PCA - IV
Nome do Projetista	Alvaro
Data do Projeto	25/03/04

Requisitos Operacionais

Posição da asa	Baixa	
Tipo de trem de pouso	Triciclo	Retrátil
Potência do motor	192	Hp
Peso total de decolagem	1071,34	kgf
Coeficiente de sustentação da asa s/flap	1,5	
Coeficiente de sustentação da asa c/flap	2,51	
Coeficiente máximo de sustentação Ht	1,25	
Alongamento da asa	9	
Alongamento da empenagem horizontal	5	
Alongamento da empenagem vertical	1,5	
Afilamento da asa	0,5	
Afilamento da empenagem horizontal	0,5	
Afilamento da empenagem vertical	0,5	
Área adicional instalada	0	m2
Diâmetro da roda da bequilha	30	cm
Espessura da roda da bequilha	15	cm
Diâmetro da roda do trem principal	38	cm
Espessura da roda do trem principal	15	cm
Velocidade de estol	90,16	Km/h

ALTERAÇÕES

Volume da empenagem horizontal	15	%
Volume da empenagem vertical	-15	%
Comprimento da fuselagem	10	%
Largura da fuselagem	0	%
Altura da fuselagem	20	%
Nariz da aeronave	-20	%
Margem estática	20	%

CÁLCULOS INICIAIS

Peso vazio da aeronave	527,1	kgf
Peso de combustível	121,5	kgf

Peso de carga útil	544,24	kgf
Peso total de decolagem	1071,34	kgf

DIMENSIONAMENTO

ASA

Perfil utilizado	NACA	747A415	
Espessura máxima		15,000	%
Área da asa		14,926	m2
Envergadura da asa		11,602	m
Corda da raiz da asa		1,719	m
Corda média da asa		1,289	m
Corda da ponta da asa		0,860	m
Envergadura do aileron		2,436	m
Corda da raiz do aileron		0,344	m
Corda da ponta do aileron		0,172	m

EMPENAGEM HORIZONTAL

Perfil utilizado	NACA	0009	
Espessura máxima		9,000	%
Área da empenagem horizontal		2,880	m2
Envergadura da empenagem horizontal		3,795	m
Corda da raiz da empenagem horizontal		1,012	m
Corda média da empenagem horizontal		0,759	m
Corda da ponta da empenagem horizontal		0,506	m
Área do profundor		1,008	m2
Envergadura do profundor		3,795	m
Corda da raiz do profundor		0,253	m
Corda da ponta do profundor		0,253	m

EMPENAGEM VERTICAL

Perfil utilizado	NACA	0009	
Espessura máxima		9,000	%
Área da empenagem vertical		1,248	m2
Envergadura da empenagem vertical		1,368	m
Corda da raiz da empenagem vertical		1,216	m
Corda média da empenagem vertical		0,912	m
Corda da ponta da empenagem vertical		0,608	m
Área do leme de direção		0,437	m2
Envergadura do leme de direção		1,368	m
Corda da raiz do leme de direção		0,304	m
Corda da ponta do leme de direção		0,304	m

FUSELAGEM

Comprimento da fuselagem		7,656	m
Largura da fuselagem		1,107	m
Altura da fuselagem		1,162	m
Volume da fuselagem		1,54	m3

FLAP

Tipo de flap	Fowler 30		
Envergadura do flap		2,320	m
Corda média do flap		0,387	m

AERODINÂMICA
ASA

Alfa para $C_{lmáximo}$ s/flap	16,000	°
Alfa para $C_{lmáximo}$ c/flap	13,500	°
Alfa para C_{lzero} s/flap	-2,000	°
Alfa para C_{lzero} c/flap	-7,454	°
C_d do perfil	0,004	
C_l 3D s/flap	1,100	
C_l 3D c/flap	1,836	
$d(C_l)/d(\alpha)$	4,775	
$d(C_l)/d(\alpha)$	6,864	
Área molhada	25,665	m ²

ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Alfa para $C_{lmáximo}$	13,000	°
Alfa para C_{lzero}	0,000	°
C_d do perfil	0,006	
C_l 3D do perfil	0,935	
$d(C_l)/d(\alpha)$	5,510	
Área molhada	4,663	m ²

ESTABILIZADOR VERTICAL

Coeficiente de arrasto do perfil	0,006	
Área molhada	2,005	m ²

FUSELAGEM

Área molhada	15,683	M ²
--------------	--------	----------------

SUSTENTAÇÃO

Carga alar de projeto	71,777	kgf/m ²
C_l estol	1,797	
C_l decolagem	1,518	
C_l subida	0,698	
C_l velocidade máxima	0,168	

ARRASTO

Fator de placa plana D/q	0,331	
C_d estol	0,175	
C_d decolagem	0,133	
C_d subida	0,044	
C_d velocidade máxima	0,022	

EFICIÊNCIA AERODINÂMICA

Melhor ângulo de planeio	3,607	
L/D estol	10,293	
L/D decolagem	11,434	
L/D subida	15,866	
L/D velocidade máxima	7,636	

PERFORMANCE**MOTORIZAÇÃO**

Especificação do motor	Lycoming O360 A1AD	
------------------------	--------------------	--

Peso do motor	192	kgf
Potência nominal do motor	192	Hp
RPM máxima do motor	2800	Rpm
Potência disponível (estudo)	Nd	Hp
RPM disponível (estudo)	Nd	Rpm
HÉLICE		
Especificação da hélice	74 x 69	Polg
Material da hélice	metal	
Diâmetro da hélice	74	Polg
Passo da hélice	69	Polg
Avanço da hélice	4,89	
Eficiência da hélice	80	%
VELOCIDADES		
Estol sem flap	116,27	km/h
Estol com flap	90,16	km/h
Decolagem sem flap	127,90	km/h
Decolagem com flap	99,00	km/h
Subida (ideal)	110,46	km/h
Máxima	298,00	km/h
Planeio	85,65	km/h
Toque para pouso	145,95	km/h
Razão de subida	1053,00	fpm
POTENCIA		
Disponível	153,60	Hp
Requerida em estol	62,79	Hp
Requerida em decolagem	60,32	Hp
Requerida em subida	35,92	Hp
Requerida em velocidade máxima	154,12	Hp
Sobra de potência em V _{máx} / Vestol	153,60	Hp
FORÇA E TRAÇÃO		
Força de arrasto em Vestol	191,12	kgf
Força de arrasto em Vdecolagem	167,22	kgf
Força de arrasto em Vsubida	75,00	kgf
Força de arrasto em Vmáxima	141,93	kgf
Tração estática	141,45	kgf
Tração dinâmica	121,74	kgf
GERAIS		
Angulo de subida (ideal)	3,00	°
Distancia de decolagem s/flap	697,00	m
Distancia de decolagem c/flap	418,00	m
Distancia de aterrissagem s/flap	535,00	m
Distancia de aterrissagem c/flap	322,00	m
Relação L/D e W/T	1,00	
Alcance	518,00	NM
Razão de subida	1053,00	fpm
CAFEchallenge	72,44	
CAFETriviathon	76,63	

ESTABILIDADE ESTÁTICA
ABREVIATURAS

Etb. Horz = Estabilizador horizontal

CA = Centro aerodinâmico

ht = Estabilizador horizontal

vt = Estabilizador vertical

CG = Centro de gravidade da aeronave

LR = Linha de referencia

LA = Linha de corda da asa

PN = Ponto neutro

Localização da corda média da asa	3,219	m
Localização da corda média do ht	1,053	m
Volume de ht	0,610	
Volume de vt	0,031	
Fator de eficiência do ht	0,910	
d(espon) d(alfa) - angulo de downwash	0,324	
Força de sustentação da asa	1147,000	kgf
Força de sustentação do ht	-76,000	kgf
Angulo de incidência da asa	0,518	°
Angulo de incidência do ht	-0,001	°
Localização do ht em relação a LA	1,270	m
Localização do CA-asa (corda média)	0,335	m
Localização do CA-ht (corda média)	0,197	m
Distancia Lt (CA-asa ao CA-ht)	4,231	m
Localização do ponto neutro PN	60,547	%
Localização do centro de gravidade CG	40,457	%
Margem estática (%)	20,000	%
Distancia PN - CG	0,267	m
Distancia PN - LR	3,549	m
Distancia LR - CA - asa	3,074	m
Distancia LR - CA - ht	7,305	m
Distancia LR - CG	3,282	m

ESTRUTURA DA ASA**ABREVIATURAS**

CL = coeficiente de sustentação do perfil

Q = Carga aerodinâmica

M = Momento fletor

V = Esforço cortante

L = largura da longarina

H = altura da longarina

e = Espessura da viga

TABELA

Estações	Local	CL	Q (kgf)	M (kgfm)	V (kgf)
Estação 1	0,00	0,160	117,403	1286,828	529,143
Estação 2	0,58	0,168	117,109	999,878	461,193
Estação 3	1,16	0,175	115,568	752,151	393,775
Estação 4	1,74	0,180	112,268	543,086	327,760
Estação 5	2,32	0,184	108,012	371,643	263,934
Estação 6	2,90	0,185	101,811	236,309	203,138
Estação 7	3,48	0,183	93,997	135,029	146,403

Estação 8	4,06	0,176	83,944	65,127	94,845
Estação 9	4,64	0,160	70,442	23,126	50,112
Estação 10	5,22	0,127	51,254	4,303	14,851
Estação 11	5,80	0	0	0	0

DIMENSIONAMENTO

Secção transversal da longarina (forma)	Viga I	
Mesas da longarina - material	Aluminio	2024 kgf/cm ²
Alma da longarina - material	Aluminio	2025 kgf/cm ²
Tensão admissível - tração		3093 kgf/cm ²
Tensão admissível - compressão		2530 kgf/cm ²
Tensão admissível - cisalhamento		2600 kgf/cm ²
Altura da viga	20,60	cm
Largura da viga	4,22	cm
Mesa superior (L x H)	4,22 x 2,24	cm
Mesa inferior (L x H)	4,22 x 1,68	cm
Alma (e x H)	0,06 x 20,60	cm
Fator de carga - positivo	4	g
Fator de carga - negativo	3	g

PESO E BALANCEAMENTO

ABREVIATURAS

CG = Centro de gravidade da aeronave

LR = Linha de referencia

PN = Ponto neutro

Peso em kgf

Estação em cm

TABELA

Equipamento	Peso	Estação
Conjunto motor	107,134	510
Reservatório e combustível	125,36	430
Asa	150,53	336,88
Fuselagem	107,67	307,36
Piloto e Co-piloto	77	200
Ocupantes	231	290
Bagagem	113,64	350
Estabilizador horizontal	21,97	721,8
Estabilizador vertical	11,25	721,8
Instrumentos	75,53	100
Bequilha	16,61	57,63
Trem de pouso principal	32,68	348,8
Outros	-0,03	1

CÁLCULOS

Peso total calculado nesta planilha	1071,40	kgf
Peso total de projeto	1071,40	kgf
Carga na bequilha	74,37	kgf
Carga no trem de pouso principal	997,03	kgf
Localização do CG relativo a LR	328,59	kgf
Peso da aeronave sem combustível	945,00	kgf

PONTO NEUTRO E CG		
Ponto neutro	60,547	%
CG calculado em estabilidade	40,547	%
CG calculado nesta planilha	40,837	%
Passeio do CG sem combustível	30,700	cm
Passeio do CG	13,560	cm
Peso na roda - bequilha	74,370	kgf
Peso na roda - esquerda	498,515	kgf
Peso na roda - direita	498,515	kgf
TRIMAGEM		
Coefficiente de momento da fuselagem	0,135	
Relação Área da asa / Área ht	0,193	
Distância do CA-ht ao CG	3,000	cordas
Coefficiente $d(r\theta)/d(\phi)$	4,200	
Coefficiente $d(\epsilon_{\text{pso}})/d(\alpha)$	0,324	
Coefficiente $C_{m\text{cg}}$	0,061	
Espessura do downwash no ht	0,037	
Velocidade em estudo	Vmáxima	
Trimagem - deflexão de ht	-2,740	

Tabela 8.3 – Resultados de Projeto - Aeronave PCA VI

Nome do Projeto	PCA - VI		
Nome do Projetista	Alvaro		
Data do Projeto	25/03/04		
Requisitos Operacionais			
Posição da asa	Baixa		
Tipo de trem de pouso	Triciclo	Retrátil	
Potência do motor	360	hp	alcohol
Peso total de decolagem	1720,26	Kgf	
Coefficiente de sustentação da asa s/flap	1,5		
Coefficiente de sustentação da asa c/flap	2,51		
Coefficiente máximo de sustentação Ht	1,25		
Alongamento da asa	9		
Alongamento da empenagem horizontal	5		
Alongamento da empenagem vertical	1,5		
Afilamento da asa	0,5		
Afilamento da empenagem horizontal	0,5		
Afilamento da empenagem vertical	0,5		
Área adicional instalada	0	m2	
Diâmetro da roda da bequilha	30	cm	
Diâmetro da roda do trem principal	15	cm	
Espessura da roda da bequilha	38	cm	
Espessura da roda do trem principal	15	cm	
Velocidade de estol	112,21	Km/h	

ALTERAÇÕES

Volume da empenagem horizontal	7	%
Volume da empenagem vertical	70	%
Comprimento da fuselagem	15	%
Largura da fuselagem	0	%
Altura da fuselagem	10	%
Nariz da aeronave	5	%
Margem estática	20	%

CÁLCULOS INICIAIS

Peso vazio da aeronave	920,34	kgf
Peso de combustível	286,29	kgf
Peso de carga útil	799,92	kgf
Peso total de decolagem	1720,26	kgf

DIMENSIONAMENTO**ASA**

Perfil utilizado	NACA	747A415	
Espessura máxima		15	%
Área da asa		14,957	m ²
Envergadura da asa		11,602	m
Corda da raiz da asa		1,719	m
Corda média da asa		1,289	m
Corda da ponta da asa		0,860	m
Envergadura do aileron		2,436	m
Corda da raiz do aileron		0,344	m
Corda da ponta do aileron		0,172	m

EMPENAGEM HORIZONTAL

Perfil utilizado	NACA	0009	
Espessura máxima		9	%
Área da empenagem horizontal		2,880	m ²
Envergadura da empenagem horizontal		3,795	m
Corda da raiz da empenagem horizontal		1,012	m
Corda média da empenagem horizontal		0,759	m
Corda da ponta da empenagem horizontal		0,506	m
Área do profundor		1,008	m ²
Envergadura do profundor		3,795	m
Corda da raiz do profundor		0,253	m
Corda da ponta do profundor		0,253	m

EMPENAGEM VERTICAL

Perfil utilizado	NACA	0009	
Espessura máxima		9	%
Área da empenagem vertical		1,248	m ²
Envergadura da empenagem vertical		1,368	m
Corda da raiz da empenagem vertical		1,216	m
Corda média da empenagem vertical		0,912	m
Corda da ponta da empenagem vertical		0,608	m
Área do leme de direção		0,437	m ²
Envergadura do leme de direção		1,368	m

Corda da raiz do leme de direção	0,304	m
Corda da ponta do leme de direção	0,304	m
FUSELAGEM		
Comprimento da fuselagem	8,958	m
Largura da fuselagem	1,110	m
Altura da fuselagem	1,162	m
Volume da fuselagem	4,380	m ³
FLAP		
Tipo de flap	Fowler 30	
Envergadura do flap	2,320	m
Corda média do flap	0,387	m
AERODINÂMICA		
ASA		
Alfa para C _l máximo s/flap	16,000	°
Alfa para C _l máximo c/flap	13,500	°
Alfa para C _l zero s/flap	-2,000	°
Alfa para C _l zero c/flap	-7,454	°
Cd do perfil	0,004	
C _l 3D s/flap	1,164	
C _l 3D c/flap	1,900	
d(C _l)/d(alfa)	4,775	
d(C _l)/d(alfa)	6,864	
Área molhada	25,662	m ²
ESTABILIZADOR HORIZONTAL		
Alfa para C _l máximo	13	°
Alfa para C _l zero	0	°
Cd do perfil	0,006	
C _l 3D do perfil	0,925	
d(C _l)/d(alfa)	5,510	
Área molhada	4,554	m ²
ESTABILIZADOR VERTICAL		
Coefficiente de arrasto do perfil	0,006	
Área molhada	2,003	m ²
FUSELAGEM		
Área molhada	18,744	M ²
SUSTENTAÇÃO		
Carga alar de projeto	115,029	kgf/m ²
C _l estol	1,858	
C _l decolagem	1,576	
C _l subida	0,766	
C _l velocidade máxima	0,203	
ARRASTO		
Fator de placa plana D/q	0,407	
Cd estol	0,197	
Cd decolagem	0,152	

Cd subida	0,053		
Cd velocidade máxima	0,027		
EFICIÊNCIA AERODINÂMICA			
Melhor ângulo de planeio	3,953		
L/D estol	9,466		
L/D decolagem	10,378		
L/D subida	14,473		
L/D velocidade máxima	7,519		
PERFORMANCE			
MOTORIZAÇÃO			
Especificação do motor	Continent.	IO-520 L	
Peso do motor	360,00	kgf	
Potência nominal do motor	360	Hp	
RPM máxima do motor	2800	Rpm	
Potência disponível (estudo)	Nd	Hp	
RPM disponível (estudo)	Nd	Rpm	
HÉLICE			
Especificação da hélice	87 x 80	Polg	
Material da hélice	metal		
Diâmetro da hélice	87	Polg	
Passo da hélice	80	Polg	
Avanço da hélice	6,62		
Eficiência da hélice	80	%	
VELOCIDADES			
Estol sem flap	143,09	km/h	
Estol com flap	112,21	km/h	
Decolagem sem flap	157,40	km/h	
Decolagem com flap	123,00	km/h	
Subida (ideal)	176,50	km/h	
Máxima	343,00	km/h	
Planeio	135,94	km/h	
Toque para pouso	176,37	km/h	
Razão de subida	1291,00	fpm	
POTENCIA			
Disponível	288,00	Hp	
Requerida em estol	133,69	Hp	
Requerida em decolagem	129,22	Hp	
Requerida em subida	76,45	Hp	
Requerida em velocidade máxima	288,49	Hp	
Sobra de potência em V _{máx} / Vestol	288,00	Hp	
FORÇA E TRAÇÃO			
Força de arrasto em Vestol	326,969	kgf	
Força de arrasto em V _{decolagem}	288,310	kgf	
Força de arrasto em V _{subida}	118,868	kgf	
Força de arrasto em V _{máxima}	230,820	kgf	
Tração estática	230,42	kgf	
Tração dinâmica	183,31	kgf	

GERAIS

Angulo de subida (ideal)	3,00	°
Distancia de decolagem s/flap	1015,00	m
Distancia de decolagem c/flap	797,00	m
Distancia de aterissagem s/flap	620,00	m
Distancia de aterissagem c/flap	490,00	m
Relação L/D e W/T	1,00	
Alcance	1250,00	NM
Razão de subida	1291,00	fpm
CAFEchallenge	112,24	
CAFEtrivithon	76,78	

ESTABILIDADE ESTÁTICA**ABREVIATURAS**

Elb. Horz = Estabilizador horizontal
 CA = Centro aerodinâmico
 ht = Estabilizador horizontal
 vt = Estabilizador vertical
 CG = Centro de gravidade da aeronave
 LR = Linha de referencia
 LA = Linha de corda da asa
 PN = Ponto neutro

Localização da corda média da asa	3,223	m
Localização da corda média do ht	1,042	m
Volume de ht	0,547	
Volume de vt	0,028	
Fator de eficiência do ht	0,880	
d(espon) d(alfa) - angulo de downwash	0,324	
Força de sustentação da asa	1853,00	kgf
Força de sustentação do ht	-133,00	kgf
Angulo de incidência da asa	1,043	°
Angulo de incidência do ht	-0,001	°
Localização do ht em relação a LA	1,280	m
Localização do CA-asa (corda média)	0,335	m
Localização do CA-ht (corda média)	0,195	m
Distancia Lt (CA-asa ao CA-ht)	3,880	m
Localização do ponto neutro PN	55,230	%
Localização do centro de gravidade CG	35,230	%
Margem estática (%)	20,000	%
Distancia PN - CG	0,268	m
Distancia PN - LR	5,107	m
Distancia LR - CA - asa	4,703	m
Distancia LR - CA - ht	8,583	m
Distancia LR - CG	4,839	m

ESTRUTURA DA ASA**ABREVIATURAS**

CL = coeficiente de sustentação do perfil
 Q = Carga aerodinâmica
 M = Momento fletor
 V = Esforço cortante

L = largura da longarina

H = altura da longarina

e = Espessura da viga

TABELA

Estações	Local	CL	Q (kgf)	M (kgfm)	V (kgf)
Estação 1	0,00	0,194	188,809	2070,696	850,030
Estação 2	0,58	0,203	187,690	1609,268	740,826
Estação 3	1,16	0,211	184,818	1210,854	632,780
Estação 4	1,74	0,218	180,341	874,499	526,866
Estação 5	2,32	0,222	172,849	598,578	424,423
Estação 6	2,90	0,224	163,506	380,667	326,863
Estação 7	3,48	0,222	151,242	217,533	235,570
Estação 8	4,06	0,213	134,746	104,939	152,619
Estação 9	4,64	0,194	113,285	37,271	80,678
Estação 10	5,22	0,154	82,433	6,935	23,910
Estação 11	5,80	0,000	0,000	0,000	0,000

DIMENSIONAMENTO

Secção transversal da longarina (forma)	Viga I	
Mesas da longarina - material	Aluminio	2024 kgf/cm ²
Alma da longarina - material	Aluminio	2025 kgf/cm ²
Tensão admissível - tração		3093 kgf/cm ²
Tensão admissível - compressão		2530 kgf/cm ²
Tensão admissível - cisalhamento		2600 kgf/cm ²
Altura da viga		20,63 cm
Largura da viga		4,23 cm
Mesa superior (L x H)	4,23 x 3,59	cm
Mesa inferior (L x H)	4,23 x 2,69	cm
Alma (e x H)	0,09 x 20,63	cm
Fator de carga - positivo	4	g
Fator de carga - negativo	3	g

PESO E BALANCEAMENTO

ABREVIATURAS

CG = Centro de gravidade da aeronave

LR = Linha de referencia

PN = Ponto neutro

Peso em kgf

Estação em cm

TABELA

Equipamento	Peso	Estação
Conjunto motor	172,026	735,00
Reservatório e combustível	294,6	650,00
Asa	252,17	505,61
Fuselagem	183,36	358,32
Piloto e Co-piloto	77	220,00
Ocupantes	385	380,00
Bagagem	50	600,00
Estabilizador horizontal	45,74	858,30
Estabilizador vertical	28,53	858,30

Instrumentos	131,75	223,95
Bequilha	37,13	67,19
Trem de pouso principal	62,94	510,70
Outros	0,01	0,00
CÁLCULOS		
Peso total calculado nesta planilha	1720,26	kgf
Peso total de projeto	1720,26	kgf
Carga na bequilha	104,34	kgf
Carga no trem de pouso principal	1615,92	kgf
Localização do CG relativo a LR	483,80	kgf
Peso da aeronave sem combustível	1426,00	kgf
PONTO NEUTRO E CG		
Ponto neutro	55,230	%
CG calculado em estabilidade	35,230	%
CG calculado nesta planilha	35,090	%
Passeio do CG sem combustível	9,421	cm
Passeio do CG	34,340	cm
Peso na roda - bequilha	104,340	kgf
Peso na roda - esquerda	807,96	kgf
Peso na roda - direita	807,96	kgf
TRIMAGEM		
Coefficiente de momento da fuselagem	0,158	
Relação Área da asa / Área ht	0,188	
Distancia do CA-ht ao CG	3,000	cordas
Coefficiente $d(r\delta)/d(\phi)$	4,200	
Coefficiente $d(\epsilon_{psn})/d(\alpha)$	0,324	
Coefficiente C_{mcg}	0,069	
Espessura do downwash no ht	0,044	
Velocidade em estudo	$V_{m\acute{a}xima}$	
Trimagem - deflexão de ht	-3,830	

A seguir serão apresentados os desenhos em três vistas de cada aeronave da família PCA conforme a ordem abaixo:

- PCA II
- PCA IV
- PCA VI

Figura 8.11 - 3 Vistas - PCA II

Características

Peso Total: 806,36 kg

Peso Vazio: 407,21 kg

Área de Asa: 14,957 m²

Envergadura: 11,606 m

Comprimento de Fuselagem: 7,656 m

Potência do Motor: 150 hp

Velocidade de Estol: 78,14 km/h

Velocidade Máxima: 300,50 km/h

Figura 8.12 - 3 Vistas - PCA IV

Características

Peso Total: 1071,34 kg

Peso Vazio: 527,10 kg

Área de Asa: 14,957 m²

Envergadura: 11,606 m

Comprimento de Fuselagem: 7,656 m

Potência do Motor: 150 hp

Velocidade de Estol: 90,16 km/h

Velocidade Máxima: 298,00 km/h

Figura 8.13 - 3 Vistas - PCA VI

Características

Peso Total: 1720,26 kg

Peso Vazio: 930,34 kg

Área de Asa: 14,957 m²

Envergadura: 11,606 m

Comprimento de Fuselagem: 8,958 m

Potência do Motor: 300 hp

Velocidade de Estol: 112,21 km/h

Velocidade Máxima: 343,00 km/h

Figura 8.14 - Configuração Interna PCA II – Vista Lateral

Figura 8.15 - Configuração Interna PCA IV – Vista Lateral

Figura 8.16 - Configuração Interna PCA VI – Vista Lateral

Figura 8.17 - Configuração Interna PCA VI - Vista de Topo

Figura 8.18 - Configuração Interna PCA II – Vista de Topo

Figura 8.19 - Detalhe da Modificação de Configuração

A seguir, são apresentados os dados das aeronaves utilizados em estudo paramétrico. Para efeito de comparação, também estão incluídos nas tabelas os dados das aeronaves PCA II, PCA IV e PCAVI.

As abreviaturas utilizadas nos títulos das tabelas são definidas nesta página.

As unidades utilizadas foram mantidas conforme extraídas do original *Jane's* ^[19].

Cat	Categoria
Nº Ocup.	Número de Ocupantes
PesoTot.	Peso Total
Peso Vaz.	Peso Vazio
Peso Cb.	Peso de Combustível
Hp	Potência do Motor
Sw	Área da Asa
Bw	Envergadura da Asa
Sht	Área do Estabilizador Horizontal
Svt	Área do Estabilizador Vertical
Sailer	Área do Ailerão
Sflap	Área do Flap
Lfuse	Comprimento de Fuselagem
Vcabine	Volume de Cabine
Estrut	Estrutura
Vstall	Velocidade de Estol
Vcruz	Velocidade de Cruzeiro
Sprof	Área do Profundor
Sldirec	Área do Leme de Direção
Vmax	Velocidade Máxima
Alcance	Alcance
Climb	Razão de Subida
Ddecl	Distancia de Decolagem
Daterra	Distancia de Aterrissagem
Teto	Teto Máximo
Afilam	Afilamento da Asa
Diedro	Diedro da Asa

Incid	Incidência da Asa
Perfil	Perfil
Motor	Motor
TRESP	Treinador Esportivo
EXCQD	Executivo Quadriplace
EXCHX	Executivo Hexaplace

Tabela 8.4 – Dados de Aeronaves – 2 Ocupantes

Aeronave	Origem	Ano	Cat.	Nº ocup.	PesoTot.	Peso Vaz.	Peso Cb.
<i>Tipo</i>	<i>Pais</i>	-	-	-	<i>lb</i>	<i>lb</i>	<i>lb</i>
Jabiru	Australia	1988	TRESP	2	948	518	80
Europa G	Inglaterra	1992	TRESP	2	1300	680	116
Terzi T9 Stiletto	Italia	1990	TRESP	2	1433	838	127
Cessna 150	USA	1957	TRESP	2	1600	1000	156
Katana	Australia	1991	TRESP	2	1609	1091	126
Aeronca 7GCB	USA	1993	TRESP	2	1650	1150	217
Avia F22/A	Italia	1989	TRESP	2	1653	1124	255
Robin 200	França	1971	TRESP	2	1719	1157	191
Namcu	Chile	1986	TRESP	2	1763	1204	160
Nalla 2	India	1989	TRESP	2	1763	1323	175
Aero Buero 115	Argentina	1969	TRESP	2	1768	1226	446
Aero Buero 150	Argentina	1969	TRESP	2	1768	1226	446
MD3 160	Malasia	1983	TRESP	2	1940	1411	226
Mushshsk	Paquistao	1981	TRESP	2	1984	1424	303
Fournier RF6	Alemanha	1970	TRESP	2	1984	1168	143
Aero Buero 180	Argentina	1969	TRESP	2	1962	1411	280
Slingsby T67M	Inglaterra	1984	TRESP	2	2000	1430	182
Zlin 242	Czech	1988	TRESP	2	2138	1609	191
Grob 115	Alemanha	1985	TRESP	2	2183	1433	223
Beetle	Nigéria	1991	TRESP	2	1850	1130	223
Sial Marchetti SF 260	Italia	1965	TRESP	2	2645	1717	387
PCA II	Brasil	2004	TRESP	2	1774	896	218

Aeronave	Hp	S w	Bw.	CMA	S ht	S vt	S ailer.
Tipo	hp	ft2	ft	ft	ft2	ft2	ft2
Jabiru	80	85,00	26,30	3,25	14,75	4,50	4,00
Europa G	80	95,00	26,00	3,65	15,00	16,30	6,10
Terzi T9 Stiletto	79	132,40	33,70	3,93	16,00	12,50	10,30
Cessna 150	100	157,00	32,70	4,51	28,52	15,92	17,88
Katana	80	124,90	35,40	3,50	16,53	11,47	4,80
Aeronca 7GCB	150	170,00	35,32	5,00	26,83	13,85	16,50
Avia F22/A	116	116,25	27,85	4,03	24,33	13,38	7,25
Robin 200	118	134,50	27,30	4,30	21,85	13,63	11,41
Namcu	116	107,75	27,00	3,87	30,57	13,13	4,74
Nalla 2	100	136,30	32,50	3,83	29,38	21,00	10,44
Aero Buero 115	115	187,40	35,30	5,27	25,51	14,41	19,20
Aero Buero 150	150	187,40	35,30	5,27	25,51	14,41	19,20
MD3 160	160	161,50	32,80	4,90	29,60	15,07	12,16
Mushshsk	200	128,10	29,00	4,40	22,60	16,15	10,55
Fournier RF6	150	135,30	33,90	3,85	28,42	15,07	12,49
Aero Buero 180	180	187,40	35,30	5,27	25,51	14,41	19,20
Slingsby T67M	160	136,00	34,75	3,85	28,42	17,41	13,35
Zlin 242	210	141,50	30,00	4,50	27,80	14,50	15,16
Grob 115	160	131,43	32,70	4,02	32,72	17,40	7,85
Beelle	200	109,80	23,00	4,77	33,80	8,50	7,64
Slal Marchetti SF 260	260	108,70	27,30	5,85	26,00	16,36	8,20
PCA II	150	160,80	38,05	4,22	30,95	13,41	18,00

Aeronave	Sflap	Lfuse	Vcabine	Estrut	Vstall	Vcruz	Sprof
-	ft2	ft	ft3	-	mph	mph	ft2
Jabiru	12,00	16,25	49,00	cp	47	104	7,00
Europa G	14,70	19,20	54,78	cp	48	150	7,50
Terzi T9 Stiletto	10,30	22,43	65,00	mt	46	100	16,00
Cessna 150	18,56	23,91	0,00	mt	43	122	11,46
Katana	14,20	23,20	0,00	cp	51	140	8,00
Aeronca 7GCB	1,00	22,70	0,00	tb	45	123	14,58
Avia F22/A	8,36	24,30	0,00	mt	35	138	10,98
Robin 200	14,42	21,90	70,00	mt	57	140	21,85
Namcu	9,90	23,10	62,00	cp	58	119	8,18
Nalla 2	10,50	22,90	0,00	cp	59	118	8,61
Aero Buero 115	20,88	23,20	65,00	tb	40	105	13,70
Aero Buero 150	20,88	23,20	65,00	tb	40	105	13,70
MD3 160	21,10	23,20	40,00	cp	55	150	11,20
Mushshsk	16,68	22,30	33,00	mt	63	130	22,60
Fournier RF6	16,58	23,00	42,00	md	45	124	14,21
Aero Buero 180	20,88	23,20	65,00	tb	49	123	13,70
Slingsby T67M	18,73	24,00	0,00	cp	57	134	10,66
Zlin 242	15,16	24,00	83,50	mt	57	115	14,64
Grob 115	16,80	24,93	97,00	cp	53	149	9,95
Beelle	9,13	20,20	30,00	mt	61	155	22,60
Slal Marchetti SF 260	12,70	23,90	46,00	mt	70	215	10,30
PCA II	19,30	25,10	54,28	mt	48	168	10,75

Aeronave	Sldirec	Vmax	Alcance	Climb	Ddecol	Daterra	Teto
-	ft2	mph	NM	ftm	ft	ft	ft
Jabiru	1,50	114	414	800	650	525	15000
Europa G	5,20	155	691	80	900	600	15000
Terzi T9 Stiletto	5,30	124	720	800	624	575	15000
Cessna 150	6,98	125	660	670	1385	445	14000
Katana	3,40	181	565	787	1608	500	16500
Aeronca 7GCB	6,83	128	500	1145	690	310	17000
Avia F22/A	5,44	147	557	700	800	500	13450
Robin 200	6,80	160	652	768	1700	650	15000
Namcu	3,66	146	570	968	1352	581	14000
Nalla 2	6,46	145	500	590	1400	800	12000
Aero Buero 115	6,90	136	376	787	820	265	15000
Aero Buero 150	6,90	136	376	787	820	246	15000
MD3 160	5,49	157	677	973	899	568	14000
Mushshsk	7,86	148	932	1000	1000	460	15750
Fournier RF6	3,77	155	522	748	1575	1180	13125
Aero Buero 180	6,90	152	870	1023	820	289	15000
Slingsby T67M	8,80	146	638	900	1458	847	15000
Zlin 242	8,72	141	326	1000	1477	739	15000
Grob 115	9,18	155	748	1270	900	591	16000
Beetle	4,41	190	506	2200	739	739	20000
Siai Marchetti SF 260	6,46	272	686	1800	1575	1459	19000
PCA II	4,70	186	638	1202	944	577	15000

Aeronave	Afilam	Diedro	Incid	Perfil	Motor
-	-	grau	grau	-	modelo
Jabiru	1,00	1,15	2,30	NACA 4412	JAB 1600
Europa G	1,00	3,00	0,00	Dickins laminar 12%	RTX 912 A
Terzi T9 Stiletto	1,00	2,30	0,00	NACA 64A 008	RTX 912 A
Cessna 150	0,69	1,00	1,00	NACA 2412	CNT O 200 A
Katana	0,75	4,00	0,00	Wortmann FX 63 137	RTX 912 A
Aeronca 7GCB	1,00	2,00	1,00	NACA 4412	LYC O 320
Avia F22/A	0,55	0,00	0,00	nd	LYC O 235 N2C
Robin 200	1,00	6,00	6,00	NACA 64A515	LYC O235 L2A
Namcu	0,55	5,00	3,00	NACA 63 2 415	LYC O 235 N2C
Nalla 2	0,48	4,00	0,01	Wortmann FX 60 177	CNT O 200 A
Aero Buero 115	1,00	1,45	3,00	NACA 23012	LYC O 235 C2A
Aero Buero 150	1,00	1,45	3,00	NACA 23012	LYC O 320 A2B
MD3 160	1,00	5,00	2,30	NACA 64 2 15414	LYC O 320 D2A
Mushshsk	1,00	1,30	2,48	4410,00	LYC IO 360 A1B6
Fournier RF6	0,54	4,00	0,00	NACA 23015	LYC O 320 A2B
Aero Buero 180	1,00	1,45	3,00	NACA 23013	LYC O 360 A1A
Slingsby T67M	0,54	0,00	0,00	nd	nd
Zlin 242	1,00	6,00	0,00	NACA 63 2 416,5	LYC AEIO 360A1B6
Grob 115	0,50	5,00	2,00	Eppler E 696	LYC O 320 DIA
Beetle	1,00	3,00	1,00	NACA 23013,5	LYC O360 A1A
Siai Marchetti SF 260	0,83	6,50	0,01	NACA 64 1 212	LYC O 540 E4A5
PCA II	0,50	3,50	-0,14	NACA 747 A 415	Alcool

Tabela 8.5 – Dados de Aeronaves – 4 Ocupantes

Aeronave	Origem	Ano	Cat.	Nº Ocup.	PesoTot.	PesoVaz.	PesoCb.
<i>Tipo</i>	<i>País</i>	-	-	-	<i>lb</i>	<i>lb</i>	<i>lb</i>
I-23	Polonia	1992	EXCQD	4	2094	1217	319
Ilyushin 103	Russia	1990	EXCQD	4	2127	1587	150
Robin 400 Dauphin4	França	1972	EXCQD	4	2205	1179	160
Cessna 172	USA	1974	EXCQD	4	2300	1305	253
Lok	Czech	1993	EXCQD	4	2315	1212	239
Tampico TB 9	França	1975	EXCQD	4	2332	1444	252
Zlin 143	Czech	1991	EXCQD	4	2381	1830	163
Piper PA28 Warrior	USA	1972	EXCQD	4	2447	1491	301
CHK-91	Coreia	1988	EXCQD	4	2700	1850	338
Partenavia P93	Italia	1993	EXCQD	4	2756	1698	399
Wilga 80	Polonia	1962	EXCQD	4	2866	1918	311
Cessna 182 Skyline	USA	1975	EXCQD	4	2950	1610	239
Trinidad TC 21	França	1981	EXCQD	4	3086	1763	520
Commander 114B	USA	1992	EXCQD	4	3250	2044	422
Mooney Ovation	USA	1994	EXCQD	4	3368	2268	537
Bonanza F33A 1959	USA	1985	EXCQD	4	3400	2242	446
Sukhoi S-84	Russia	1993	EXCQD	4	3748	2436	478
PCA IV	Brasil	2004	EXCQD	4	2357	1160	267

Aeronave	HP	Sw	Bw	CMA	Sht	Svt	Sailer
<i>Tipo</i>	<i>hp</i>	<i>ft2</i>	<i>ft</i>	<i>ft</i>	<i>ft2</i>	<i>ft2</i>	<i>ft2</i>
I-23	160	107,60	29,34	3,53	22,40	14,32	7,75
Ilyushin 103	210	158,40	34,60	4,50	32,74	15,40	12,24
Robin 400 Dauphin4	160	146,39	28,35	4,13	31,00	13,35	12,38
Cessna 172	150	175,50	35,83	4,51	36,09	18,67	18,30
Lok	200	118,40	35,00	2,53	17,16	18,34	9,90
Tampico TB 9	160	128,00	32,00	4,00	27,56	16,15	9,80
Zlin 143	235	159,05	33,10	4,30	27,88	15,16	15,16
Piper PA28 Warrior	160	170,00	35,00	4,60	26,50	11,50	13,20
CHK-91	200	160,00	33,46	4,73	28,00	14,30	12,67
Partenavia P93	200	183,50	36,00	5,10	38,00	22,00	12,00
Wilga 80	260	166,80	36,50	4,58	54,68	20,34	16,90
Cessna 182 Skyline	180	174,00	38,83	4,45	38,81	18,57	18,30
Trinidad TC 21	250	128,10	32,00	4,00	33,00	16,15	9,80
Commander 114B	260	152,00	32,30	4,70	36,50	22,15	5,88
Mooney Ovation	300	174,80	36,01	4,65	33,50	14,15	11,40
Bonanza F33A 1959	285	181,00	33,40	5,20	36,82	15,60	11,40
Sukhoi S-84	350	181,16	41,60	4,39	46,18	29,28	11,09
PCA IV	150	160,80	38,05	4,22	30,95	13,41	18,00

Aeronave	Sflap	Lfuse	Vcabine	Estrut	Vstall	Vcruz	Sprof
-	ft2	ft	ft3	-	mph	mph	ft2
I-23	16,58	22,20	0,00	cp	68	174	4,20
Ilyushin 103	26,08	26,25	150,05	mt	53	146	12,44
Robin 400 Dauphin4	7,53	22,30	76,65	md	54	134	31,00
Cessna 172	21,20	26,91	105,00	mt	49	116	14,53
Lok	16,60	26,20	122,60	mt	55	199	7,25
Tampico TB 9	40,04	25,00	101,01	mt	56	115	27,56
Zlin 143	15,16	24,50	83,49	mt	57	145	14,64
Piper PA28 Warrior	14,60	23,80	103,13	mt	51	136	26,50
CHK-91	21,55	23,00	231,80	mt	63	137	28,00
Partenavia P93	22,00	26,25	147,00	mt	54	158	38,00
Wilga 80	21,20	26,35	131,10	mt	35	97	20,67
Cessna 182 Skyline	21,20	28,16	105,00	mt	50	140	15,85
Trinidad TC 21	40,04	25,30	101,01	mt	63	215	32,94
Commander 114B	11,00	24,60	97,74	mt	65	184	13,50
Mooney Ovation	17,90	24,65	126,54	tbmt	68	219	12,05
Bonanza F33A 1959	21,30	26,70	146,39	mt	59	198	13,36
Sukhoi S-84	38,75	31,85	230,00	cpt	59	230	21,64
PCA IV	19,30	25,10	54,28	mt	56	165	10,75

Aeronave	Sldirec	Vmax	Alcance	Climb	Ddecol	Daterra	Teto
-	ft2	mph	NM	ftm	ft	ft	ft
I-23	5,17	186	800	1000	1073	401	14435
Ilyushin 103	6,03	165	665	1575	1575	820	15000
Robin 400 Dauphin4	6,78	165	534	865	1591	722	14000
Cessna 172	7,43	140	695	645	1525	520	13100
Lok	4,17	199	850	1437	1286	0	15000
Tampico TB 9	6,78	140	518	750	1706	640	12500
Zlin 143	8,72	165	830	1457	1477	739	15000
Piper PA28 Warrior	4,10	145	700	644	1650	0	11000
CHK-91	5,60	221	691	740	2050	410	16500
Partenavia P93	5,50	230	870	950	0	0	18000
Wilga 80	9,90	120	317	905	0	348	13250
Cessna 182 Skyline	6,95	168	768	890	1350	590	15000
Trinidad TC 21	6,78	230	1024	1090	1772	755	20000
Commander 114B	5,54	189	725	1070	2000	720	16800
Mooney Ovation	6,23	219	1300	1200	1517	770	20000
Bonanza F33A 1959	4,60	209	823	1157	1740	760	17850
Sukhoi S-84	5,17	270	1578	1770	1575	590	19685
PCA IV	4,70	185	518	1053	1370	1055	15000

Aeronave	Afilam	Diedro	Incid	Perfil	Motor
-	-	grau	grau	-	modelo
I-23	0,64	0	0	nd	nd
Ilyushin 103	0,5	0	0	nd	nd
Robin 400 Dauphin4	0,54	14	0	NACA 23013,5	LYC O 235 L2A
Cessna 172	0,69	1,44	0,47	NACA 2412	nd
Lok	0,5	0	0	nd	LYC IO 360
Tampico TB 9	1	4,3	0	RA 16,3 C3	LYC O 360 A1AD
Zlin 143	1	6	0	NACA 63 2 416,5	LYC O 540 J3A5
Piper PA28 Warrior	0,61	7	2	NACA 65 2 415	LYC O 320 D3G
CHK-91	0,73	6	2	NACA 63 2 415	LYC IO 360 A1B6
Partenavia P93	0	0	0	NACA 63 3515	LYC IO 360 A1B6
Wilga 80	1	1	0	NACA 2415	PZL AI 14RA
Cessna 182 Skyline	0,67	1,44	0,47	NACA 2412	CNT O 470 S
Trinidad TC 21	1	6,3	0	RA 16,3 C3	LYC TIO 540 AB1AD
Commander 114B	0,5	0	0	nd	LYC IO 540T4B5
Mooney Ovation	0,5	5,3	2,3	NACA 63 2 182 215	CNT IO 550 G5B
Bonanza F33A 1959	0,49	6	4	NACA 23016,5	CNT IO 520 BB
Sukhoi S-84	0,57	4	-2	laminar	CNT TSIOL 550 B
PCA IV	0,50	3,5	1	NACA 747 A415	LYC O 360 A1AD

Tabela 8.6 – Dados de Aeronaves – 6 Ocupantes

Aeronave	Origem	Ano	Cat.	Nº Ocup.	Peso Tot.	Peso Vaz.	Peso Cb.
<i>Tipo</i>	<i>País</i>	-	-	-	<i>lb</i>	<i>lb</i>	<i>lb</i>
Bonanza V35B	USA	1975	EXCHX	6	3400	2051	265
Helio Super Courier	USA	1958	EXCHX	6	3400	2080	181
Piper PA32R	USA	1993	EXCHX	6	3600	2364	646
Bonanza A36	USA	1983	EXCHX	6	3650	2295	542
Cessna Centurion II	USA	1966	EXCHX	6	3800	2220	542
Bonanza B36TC	USA	1982	EXCHX	6	3850	2433	615
Flamingo	Polonia	1989	EXCHX	6	4078	2535	430
Partenavia Victor	Italia	1976	EXCHX	6	4321	2778	654
Aero T 401	Russia	1990	EXCHX	6	4475	3153	558
Cessna Skimaster	USA	1961	EXCHX	6	4630	2710	555
PA 34 Seneca IV	USA	1981	EXCHX	6	4750	3314	773
Beech Baron 58	USA	1969	EXCHX	6	5500	3570	820
Cessna 340 A	USA	1971	EXCHX	6	5990	3868	1225
TBM 700	França	1988	EXCHX	6	6578	4025	1722
PCA VI	Brasil	2005	EXCHX	6	3784	2025	630

Aeronave	HP	Sw	Bw.	CMA	Sht	Svt	Sailer.
<i>Tipo</i>	<i>hp</i>	<i>ft2</i>	<i>ft</i>	<i>ft</i>	<i>ft2</i>	<i>ft2</i>	<i>ft2</i>
Bonanza V35B	285	181,00	33,50	5,00	23,80	23,80	11,40
Helio Super Courier	295	231,00	39,00	6,00	37,50	26,10	20,70
Piper PA32R	300	178,30	36,20	4,92	27,20	11,90	13,55
Bonanza A36	290	181,00	33,40	5,20	36,82	15,60	11,40
Cessna Centurion II	300	175,00	36,75	4,75	38,65	17,21	18,86
Bonanza B36TC	300	188,10	37,80	5,00	36,82	15,60	11,40
Flamingo	400	181,90	42,58	4,44	44,80	22,40	14,27
Partenavia Victor	400	200,00	39,33	5,10	47,47	21,84	19,27
Aero T 401	355	215,30	44,77	4,80	46,66	38,43	12,29
Cessna Skimaster	420	202,50	38,16	5,00	32,82	30,68	15,44
PA 34 Seneca IV	440	208,70	38,80	5,20	38,74	19,94	12,60
Beech Baron 58	600	199,20	37,82	4,92	53,30	24,42	11,40
Cessna 340 A	620	184,00	38,00	5,00	53,40	28,00	11,44
TBM 700	700	193,75	39,90	4,30	51,24	27,55	0,00
PCA VI	300	160,80	38,05	4,22	30,95	13,41	18,00

Aeronave	Sflap	Lfuse	Vcabine	Estrut	Vstall	Vcruz	Sprof
-	ft2	ft	ft3	-	mph	mph	ft2
Bonanza V35B	21,30	26,40	117,00	mt	63	203	14,40
Helio Super Courier	38,10	31,00	140,00	mt	30	130	37,50
Piper PA32R	15,00	27,00	134,29	mt	69	188	27,20
Bonanza A36	21,30	26,50	183,90	mt	68	202	15,30
Cessna Centurion II	29,50	28,25	125,00	mt	57	193	20,08
Bonanza B36TC	21,30	26,50	183,90	mt	66	230	15,30
Flamingo	12,20	28,54	132,85	mt	64	154	22,40
Partenavia Victor	25,51	30,30	137,00	mt	64,5	182	47,47
Aero T 401	46,77	29,21	258,00	mt	78	167	19,98
Cessna Skimaster	36,89	29,72	134,00	mt	61	147	12,72
PA 34 Seneca IV	20,84	28,60	195,30	mt	72	220	38,74
Beech Baron 58	25,70	29,82	136,00	mt	86	234	16,20
Cessna 340 A	23,06	34,33	162,40	mt	77	214	21,25
TBM 700	0,00	34,20	228,80	mt	71	345	0,00
PCA VI	19,30	29,37	154,4	mt	70	192	10,75

Aeronave	Sldirec	Vmax	Alcance	Climb	Ddecol	Daterra	Teto
-	ft2	mph	NM	ftm	ft	ft	ft
Bonanza V35B	14,40	210	1007	1136	1870	797	17500
Helio Super Courier	10,60	143	660	1150	520	270	20500
Piper PA32R	4,20	191	517	1116	1768	645	15590
Bonanza A36	5,30	212	1008	1208	2100	920	18500
Cessna Centurion II	6,95	200	1250	860	1900	765	15500
Bonanza B36TC	5,30	245	1132	1053	2130	976	25000
Flamingo	11,20	162	530	1100	1152	515	15290
Partenavia Victor	4,74	188	950	1390	1539	820	20000
Aero T 401	13,35	180	485	855	1410	765	13125
Cessna Skimaster	10,70	196	1000	320	1675	700	18000
PA 34 Seneca IV	7,62	226	903	1400	1210	1218	12000
Beech Baron 58	11,60	239	1150	1735	2300	1425	20688
Cessna 340 A	11,76	262	1139	1650	2230	760	29800
TBM 700	0,00	345	1450	2380	2395	0	30000
PCA VI	4,70	213	1250	1291	2032	1606	15000

Aeronave	Afilam	Diedro	Incid	Perfil	Motor
-	-	grau	grau	-	modelo
Bonanza V35B	0,50	6,00	4,00	NACA 23016,5	CNT IO 520 BA
Helio Super Courier	1,00	1,00	3,00	NACA 23012	LYC GO 480 G1A6
Piper PA32R	0,00	0,00	0,00	NACA 65 2 415	LYC IO 540 K1G5
Bonanza A36	0,49	6,00	4,00	NACA 23016,5	CNT IO 520 BA
Cessna Centurion II	0,73	1,30	1,30	NACA 64 2 215	CNT IO 520 L
Bonanza B36TC	0,43	6,00	4,00	NACA 23016,5	CNT TSIO 520 UB
Flamingo	1,00	1,00	4,00	NASA GAW 1	LYC IO 720 A1B
Partenavia Victor	1,00	1,00	1,30	NACA 63 series	LYC IO 360 A1B6
Aero T 401	0,56	0,00	0,00	nd	nd
Cessna Skimaster	0,67	3,00	4,30	NACA 2412	CNT IO 360 C
Piper PA 34 Seneca IV	1,00	0,00	0,00	nd	CNT TSIO 360 KB
Beech Baron 58	0,41	6,00	4,00	NACA 23015,5	CNT IO 550 C
Cessna 340 A	0,70	5,00	2,30	NACA 23009mdf	CNT TSIO 520 N
TBM 700	1,00	0,00	0,00	RA 16-43	PT 6 A-64
PCA VI	0,50	3,50	1,04	NACA 747 A415	CTN IO 520L

9. Conclusão

9.1. Quanto a Metodologia

A metodologia apresentada quando aplicada à categoria em sua forma computacional (Software PCA) é inovadora.

Os resultados apresentados são coerentes e podem ser comprovados no Capítulo 8 - Resultados e Capítulo 7 - Discussão.

A metodologia é de fácil aplicação, interativa, as bibliotecas possuem alta capacidade de armazenamento de dados e modificações podem ser inseridas a qualquer momento.

Todas as fases de projeto conceitual são cobertas e fases de estudos preliminares foram incluídas para ensaio como por exemplo:

- Cálculo da Estrutura da Asa, que abrange a distribuição de coeficientes de sustentação, distribuição de carga, esforços e momentos.
- Cálculo da espessura de “downwash”.
- Posicionamento e localização dos principais equipamentos e respectivos centros de gravidade.

A metodologia pode ser empregada com segurança no projeto conceitual de aeronaves da categoria Aviação Geral.

9.2. Quanto ao Projeto PCA

A aeronave apresenta uma configuração única, fuselagem com fluxo laminar e motor do tipo “pusher” ou seja, hélice empurradora.

Optou-se por esta configuração visando obter menores valores de área molhada e condições favoráveis de escoamento laminar que gerem gradientes negativos de pressão na parte dianteira e consequentemente baixo arrasto aerodinâmico. Os resultados obtidos foram satisfatórios, conforme podemos verificar no Capítulo 7 - Discussão.

A configuração escolhida também proporcionou um melhor arranjo quando das modificações de configuração e capacidade, mantendo a forma do perfil aerodinâmico.

Nota-se, porém, que a localização da espessura máxima modifica-se de acordo com a configuração aplicada, o que pode ser prejudicial para a manutenção do escoamento laminar. Entretanto, baixos valores de área molhada são mantidos.

Foram inseridas algumas modificações no cone de cauda da fuselagem em relação ao bordo de fuga do perfil aerodinâmico gerador, com a finalidade de se obter benefícios estruturais.

A localização do motor no cone de cauda proporciona baixos níveis de ruído interno, maior visibilidade ao piloto e segurança para os ocupantes quando do embarque e desembarque da aeronave.

Fez-se necessária a introdução de “dorsal fin” ou seja, uma barbatana ou quilha instalada no dorso do cone de cauda para a proteção da hélice contra o solo o que resulta em área molhada adicional e interferência aerodinâmica na hélice. Porém, isto melhora as qualidades de estabilidade direcional e as condições de recuperação de parafuso.

A opção de hélice do tipo “tripá” aumenta o nível de ruído externo. Porém, o menor diâmetro deixa-a menos exposta aos efeitos de “downwash” do estabilizador horizontal e aumenta a folga em relação ao solo.

Para que se obtivesse a folga necessária entre a hélice e o solo, houve a necessidade de elevar a cauda da aeronave prejudicando-se o embarque de passageiros ou carga. Portanto, durante a operação de embarque e desembarque de passageiros e cargas para as versões PCA IV e PCA VI, a suspensão do trem de pouso deverá ser baixada, diminuindo-se a distância entre o assoalho da aeronave e o solo, e voltando-se a posição normal durante o táxi e decolagem.

Em condições de pouso de emergência, a estrutura principal da fuselagem deverá ser projetada e dimensionada para que ocorra flambagem externa nas longarinas principais protegendo os ocupantes na ocorrência de impactos.

Os fixadores laterais do berço do motor deverão cisalhar no momento do impacto, fazendo com que o motor seja arremessado lateralmente para fora da aeronave e não de encontro aos ocupantes.

Os assentos dos ocupantes deverão ser substanciados quanto às fixações para cargas maiores do que as previstas em requisitos, evitando que os passageiros sejam arremessados diretamente contra o motor.

Os ocupantes não poderão abandonar a aeronave utilizando pára-quedas individuais, pois poderão ir ao encontro da quilha ventral ou hélice.

A aeronave não poderá ser empregada para o lançamento de pára-quedistas em nenhuma de suas versões.

O uso de pára-quedas balístico é previsto para as versões PCA IV e PCA VI.

No caso da aeronave biplace, PCA II, aeronave de treinamento, os assentos deverão estar equipados com ejetores.

Em estudos posteriores, poderá ser analisada a possibilidade de fragmentação dos anéis de fuselagem em três partes, cada parte dotada de pára-quedas e caso ocorra alguma falha estrutural, os ocupantes juntamente com a aeronave serão salvos.

As aeronaves quadriplace e hexaplace, deverão ser equipadas com “air bags” para a tripulação.

Devido à configuração da empenagem ser do tipo “T”, fez-se necessária a utilização de perfis aerodinâmicos de grande espessura para a empenagem vertical (NACA 0009) e quilha ventral, com o objetivo de adequar a estrutura de forma a absorver as cargas do estabilizador horizontal e possíveis choques contra o solo.

Quanto à configuração interna, apesar da cabine de passageiros para as versões PCA IV e PCA VI atingir altos valores de volume, o mesmo não ocorre para a cabine da tripulação, ou seja, o “cockpit”.

As dimensões de altura e largura da cabine ficaram reduzidas devido à área frontal mínima, dificultando o acesso à cabine de pilotagem.

A porta lateral superdimensionada melhora o acesso à cabine de comando e facilita a penetração de uma maca com a aeronave convertida na versão de transporte aeromédico.

A tripulação poderá, opcionalmente, embarcar ou desembarcar na aeronave em situações de emergência, diretamente pela abertura do “canopy”.

Para aumentar a visibilidade do piloto a área do para brisas teve que ser revista e ampliada, o que poderá prejudicar o escoamento. As fendas entre o revestimento metálico (alumínio) da aeronave e a transparência, geram arrastos de interferência.

Quanto ao desempenho, inicialmente deve ser salientado que a motorização para todas as versões foi imposta. A razão de tal fato é possibilitar a instalação de motores que utilizam combustível alternativo, o álcool hidratado, e estão em fase de homologação no Brasil.

Em razão disto, a versão quadriplace foi prejudicada em sua categoria, pois, a média de potência dos motores das aeronaves utilizadas como parâmetro é de 200 hp e a aeronave PCA IV utiliza a mesma motorização da aeronave PCA II, com 150 hp.

A tração para as aeronaves da categoria PCA II e PCA IV, apesar de atingir valores acima da média, é baixa devido ao que foi exposto no parágrafo acima.

Para a versão PCA VI, o valor está coerente com as aeronaves de referência pois, o motor empregado equivale ao das aeronaves de referência.

A média total de desempenho é aumentada devido à presença de aeronaves bimotores e turbo hélice utilizadas no estudo.

O fator de vitalidade foi se degradando através das versões PCA II, PCA IV e PCA VI, como resultado do perfil escolhido para a asa, que foi mantido para as três versões, e também devido à carga alar que aumentou para as versões PCA IV e PCA VI.

Deverão ser analisados em estudos posteriores outros modelos de perfis aerodinâmicos para a asa.

A coerência de carga seguiu em caminho inverso, com destaque para versão PCA VI.

Em todas as três versões o parâmetro Limpeza Aerodinâmica obteve excelentes resultados.

Cabe salientar que para a versão PCA IV o parâmetro Limpeza Aerodinâmica somente se equipara ao da aeronave Sukhoi S-84, que curiosamente segue a mesma linha de projetos com fuselagem de fluxo laminar e configuração do motor do tipo “pusher”.

Com o objetivo de classificar as três versões da aeronave de projeto quanto ao desempenho, utiliza-se a seguinte metodologia:

- Considera-se o valor 5 (cinco) para o a média aritmética do parâmetro em questão. Estes valores são obtidos nas tabelas do Capítulo 7 – Discussões.
- Calcula-se a porcentagem em relação à média para cada aeronave, dividindo-se o valor calculado no parâmetro pela média.
- O valor da porcentagem multiplicado pela média fixa a nota para cada aeronave.

Os parâmetros considerados para avaliação de desempenho das aeronaves são:

- Eficiência Global
- CAFE challenge que avalia a aeronave sob o aspecto de transporte
- CAFE triathlon que avalia a aeronave sob o aspecto de desempenho e manobrabilidade, mais aplicável a aeronaves desportivas.

Aeronaves Biplaces

Eficiência Global

- Média: = 5,0
- Aeronave que obteve nota máxima: Avia F22 A – avaliação = 7,75
- Aeronave de referência 1: Cessna 150 – avaliação = 5,48
- Aeronave de referência 2: Slingsby T67 M – avaliação = 4,45
- **PCA II – avaliação = 6,67**

Para o CAFE challenge

- Média: = 5,0
- Aeronave que obteve nota máxima: Europa G – avaliação = 11,00
- Aeronave de referência 1: Cessna 150 – avaliação = 5,86
- Aeronave de referência 2: Slingsby T67 M – avaliação = 5,32
- **PCA II – avaliação = 8,85**

Para o CAFE triathlon

- Média: = 5,0
- Aeronave que obteve nota máxima: Beetle – avaliação = 17,75
- Aeronave de referência 1: Cessna 150 – avaliação = 2,43
- Aeronave de referência 2: Slingsby T67 M – avaliação = 2,72
- **PCA II – avaliação = 14,30**

Aeronaves QuadriplacesEficiência Global

- Média: = 5,0
- Aeronave que obteve nota máxima: Sukhoi S-84 – avaliação = 6,96
- Aeronave de referência 1: Cessna 172 – avaliação = 4,18
- Aeronave de referência 2: Cessna 182 Skylane – avaliação = 5,28
- Aeronave de referência 3: Piper PA-28 – avaliação = 4,78
- Aeronave de referência 4: Bonanza F33A - avaliação = 5,79
- **PCA IV– avaliação = 5,87**

Para o CAFE challenge

- Média: = 5,0
- Aeronave que obteve nota máxima: Sukhoi S-84 – avaliação = 11,30
- Aeronave de referência 1: Cessna 172 – avaliação = 3,27
- Aeronave de referência 2: Cessna 182 Skylane – avaliação = 5,84
- Aeronave de referência 3: Piper PA-28 – avaliação = 3,32
- Aeronave de referência 4: Bonanza F33A - avaliação = 4,82
- **PCA IV – avaliação = 4,73**

Para o CAFE triathlon

- Média: = 5,0
- Aeronave que obteve nota máxima: Sukhoi S-84 – avaliação = 19,86
- Aeronave de referência 1: Cessna 172 – avaliação = 1,10
- Aeronave de referência 2: Cessna 182 Skylane – avaliação = 2,91
- Aeronave de referência 3: Piper PA-28 – avaliação = 1,34
- Aeronave de referência 4: Bonanza F33A - avaliação = 6,29
- **PCA IV – avaliação = 5,29**

Aeronaves Hexaplaces

Eficiência Global

- Média: = 5,0
- Aeronave que obteve nota máxima: Helio Courier - Super STOL – avaliação = 6,58
- Aeronave de referência 1: Cessna Centurion – avaliação = 5,66
- Aeronave de referência 2: Piper PA-32R – avaliação = 4,42
- Aeronave de referência 3: Bonanza A36 - avaliação = 4,90
- **PCA VI– avaliação = 5,17**

Para o CAFE challenge

- Média: = 5,0
- Aeronave que obteve nota máxima: Bonanza V35B – avaliação = 10,52
- Aeronave de referência 1: Cessna Centurion – avaliação = 6,58
- Aeronave de referência 2: Piper PA-32R – avaliação = 1,90
- Aeronave de referência 3: Bonanza A36 - avaliação = 5,13
- **PCA VI– avaliação = 6,86**

Para o CAFE triviathon

- Média: = 5,0
- Aeronave que obteve nota máxima: TBM 700 turbo hélice – avaliação = 31,02
- Aeronave de referência 1: Cessna Centurion – avaliação = 2,55
- Aeronave de referência 2: Piper PA-32R – avaliação = 2,23
- Aeronave de referência 3: Bonanza A36 - avaliação = 3,17
- **PCA VI– avaliação = 3,71**

9.3. Finais

O conceito de família PCA é viável e em estudos posteriores, poderá ser prevista a utilização de um motor a reação ou turbo-hélice.

As características de desempenho, capacidade de transporte e capacidade de manobras das aeronaves da família PCA podem ser consideradas como estando ao mesmo nível ou acima das características das aeronaves de referencia de mesma configuração.

A carga de potência poderá ser melhorada para as versões PCA II e PCA IV substituindo o motor empregado por outro com maior potência. Sugere-se o motor IO-360C de 200 Hp.

O espaço interno da cabine de pilotagem poderá ser melhor adequado, a configuração interna poderá ser revista em estudos posteriores.

A utilização de materiais compostos também é benéfica, pois melhora as condições de escoamento, assim o emprego de materiais compostos poderá ser revisto em estudos posteriores. Esses materiais deverão ser inseridos na biblioteca do software PCA.

Novos perfis aerodinâmicos para a asa deverão ser avaliados em estudos posteriores. Esses perfis deverão ser inseridos na biblioteca do software PCA.

APÊNDICE A**Rotina em Visual Basic para o Dimensionamento da Empenagem**

'Calculo de It

'Fatores de fuselagem

'PCA USP

If Tipo.PCA.Value = True Then fatlargo = 1

If Tipo.PCA.Value = True Then fatalto = 1

'Fuselagem - comprimento

'validando fator de fuselagem - fuse

If fuse < 0 Then kfuse = ((100 + fuse) / 100)

If fuse > 0 Then kfuse = 1 + (fuse / 100)

If fuse = 0 Then kfuse = 1

'largura

If largo < 0 Then klargo = ((100 + largo) / 100)

If largo > 0 Then klargo = 1 + (largo / 100)

If largo = 0 Then klargo = 1

'altura

If alto < 0 Then kalto = ((100 + alto) / 100)

If alto > 0 Then kalto = 1 + (alto / 100)

If alto = 0 Then kalto = 1

'Comprimento de fuselagem para PCA

Form2.lfs = ((Form1.wo * 4.37) ^ 0.23) * kfuse

Form2.lfs = Format(Form2.lfs, "0.000")

'Nariz

```

If Tipo.PCA.Value = True And Tipo.Option1.Value = True Then fdnc = 0.3 * Form2.lfs
If Tipo.PCA.Value = True And Tipo.Option2.Value = True Then fdnc = 0.33 * Form2.lfs
If Tipo.PCA.Value = True And Tipo.Option3.Value = True Then fdnc = 0.35 * Form2.lfs
If Tipo.PCA.Value = True And Tipo.Option4.Value = True Then fdnc = 0.375 * Form2.lfs
If Form1.pusher.Value = True Then fdnc = 0.5 * Form2.lfs

If nariz < 0 Then knazo = ((100 + nariz) / 100)
If nariz > 0 Then knazo = 1 + (nariz / 100)
If nariz = 0 Then knazo = 1

dnc = knazo * fdnc

'..... LOOP LT .....

Aguarde1.Visible = True
Aguarde1.Max = Form2.lfs
For klt = 0.2 To Form2.lfs Step 0.01 'era 0.001 em 24/01/04
    ltteste = klt
    'barra de rolagem
    Aguarde1.Value = klt
    Form2.sht = fht * Form2.Sw * Form7.CMaerodw / (ltteste)
    Form2.sht = Format(Form2.sht, "0.000")
    Form2.svt = fvt * Form2.Sw * Form2.bw / (ltteste)
    Form2.svt = Format(Form2.svt, "0.000")
    If Tipo.PCA.Value = True Then
        fel = 0.35 * Form2.sht
        fld = 0.35 * Form2.svt
    End If

```

Form2.sprofund = fel

Form2.sprofund = Format(Form2.sprofund, "0.000")

Form2.slemdir = fld

Form2.slemdir = Format(Form2.slemdir, "0.000")

'Envergadura

Form2.bail = fbail * (Form2.bw / 2)

Form2.bail = Format(Form2.bail, "0.000")

Form2.bht = (Form2.sht * Form1.arht) ^ 0.5

Form2.bht = Format(Form2.bht, "0.000")

Form2.bprofund = Form2.bht

Form2.bvt = (Form2.svt * Form1.arvt) ^ 0.5

Form2.bvt = Format(Form2.bvt, "0.000")

Form2.blemdir = Form2.bvt

'Cordas

Form2.crw = Form2.Sw / (((1 + Form1.afilasa) / 2) * Form2.bw)

Form2.crw = Format(Form2.crw, "0.000")

Form2.cpw = Form2.crw * Form1.afilasa

Form2.cpw = Format(Form2.cpw, "0.000")

Form2.cmw = (Form2.Sw / (((1 + Form1.afilasa) / 2) * Form2.bw) + Form2.crw * Form1.afilasa) / 2

'Corda média asa

Form2.cmw = Format(Form2.cmw, "0.000")

'Corda raiz ailerão

Form2.crail = Form2.crw * fcail

Form2.crail = Format(Form2.crail, "0.000")

‘Corda ponta ailerão

Form2.cpail = Form2.cpw * fcail

Form2.cpail = Format(Form2.cpail, "0.000")

‘Área ailerão

Form2.sail = ((Abs(Form2.crail) + Abs(Form2.cpail)) / 2) * Form2.bail

Form2.sail = Format(Form2.sail, "0.00")

‘Corda raiz Ht

Form2.crht = Form2.sht / (((1 + Form1.afilaht) / 2) * Form2.bht)

Form2.crht = Format(Form2.crht, "0.000")

Çorda ponta ailerão

Form2.cpht = Form2.crht * Form1.afilaht

Form2.cpht = Format(Form2.cpht, "0.000")

Form2.cmht = (Form2.sht / (((1 + Form1.afilaht) / 2) * Form2.bht) + (Form2.crht * Form1.afilaht)) / 2

Form2.cmht = Format(Form2.cmht, "0.000")

‘Corda média Ht

Form7.CMaerodht = ((2 / 3) * (Form2.crht) * ((1 + Form1.afilaht) + (Form1.afilaht ^ 2))) / (Form1.afilaht + 1)

Form7.CMaerodht = Format(Form7.CMaerodht, "0.000")

‘Corda raiz profundor

Form2.crprofund = fcp * Form2.cpht

Form2.crprofund = Format(Form2.crprofund, "0.000")

‘Corda ponta profundor

Form2.cpprofund = Form2.crprofund

```
Form2.cpprofund = Format(Form2.cpprofund, "0.000")
```

```
    If Form2.bvt = 0 Then
```

```
        MsgBox " Diminua a velocidade de estol.", vbCritical
```

```
        Exit Sub
```

```
    End If
```

```
‘Corda raiz Hv
```

```
Form2.crvt = Form2.svt / (((1 + Form1.afilavt) / 2) * Form2.bvt)
```

```
Form2.crvt = Format(Form2.crvt, "0.000")
```

```
‘Corda ponta Hv
```

```
Form2.cpvt = Form2.crvt * Form1.afilavt
```

```
Form2.cpvt = Format(Form2.cpvt, "0.000")
```

```
‘Corda média Hv
```

```
Form2.cmvt = (Form2.svt / (((1 + Form1.afilavt) / 2) * Form2.bvt) + (Form2.crvt *  
Form1.afilavt)) / 2
```

```
Form2.cmvt = Format(Form2.cmvt, "0.000")
```

```
‘Corda raiz leme direção
```

```
Form2.crlemdir = feld * Form2.cpvt
```

```
Form2.crlemdir = Format(Form2.crlemdir, "0.000")
```

```
‘Corda ponta leme direção
```

```
Form2.cplemdir = Form2.crlemdir
```

```
Form2.cplemdir = Format(Form2.cplemdir, "0.000")
```

```
'Calculo do Ita
```

```
Ita = (Abs(Form2.lfs) - (Abs(Form2.cmht * 0.5) + Abs(dnc)))
```

lta = Format(lta, "0.000")

If Int(ltteste * 100) - Int(lta * 100) = 0 Then

LT = lta

Form10.LT = LT

Form10.LT = Format(Form10.LT, "0.000")

Form10.LRCAasa = dnc

Form10.LRCAasa = Format(Form10.LRCAasa, "0.000")

Form10.LRCAht = Abs(Form10.LRCAasa) + Abs(Form10.LT)

Form10.LRCAht = Format(Form10.LRCAht, "0.000")

'velocidade de stall

'dar = form1.roar * 0.00194

'vst = ((wo * 2.2) / ((dar / 2) * Form2.Sw * 10.76 * clmaximo3d)) ^ 0.5

'vstall = vst * 1.097

'vstall = Format(vstall, "0.000")

'carga alar calculada wscalculada

wscalculada = Form1.wo / Form2.Sw

wscalculada = Format(wscalculada, "0.000")

'Formula planilha excel Tese

'Largura fuselagem com espessura parede

Form2.wfs = 0.305 * (3.5 * (Form2.lfs ^ 0.018) * fatlargo) * klargo

Form2.wfs = Format(Form2.wfs, "0.000")

'altura fuselagem com espessura parede

Form2.hfs = 0.305 * (2.2 * (Form2.lfs ^ 0.18) * fatalto) * kalto

Form2.hfs = Format(Form2.hfs, "0.000")

'volume de cabine

Form2.volcab = Form2.hfs * Form2.wfs * (Requisitos.ocup * 0.6)

Form2.volcab = Format(Form2.volcab, "0.00")

Form10.volht = fht

Form10.volht = Format(Form10.volht, "0.000")

Form10.volvt = fvt

Form10.volvt = Format(Form10.volvt, "0.000")

'FLAP

If Form4.fowlerflap.Value = True Or Form4.plainflap.Value = True Or
Form4.splitflap.Value = True And Form4.semflap.Value = False Then

Form2.bflap = 0.4 * (Form2.bw / 2)

Form2.bflap = Format(Form2.bflap, "0.000")

Form2.cmflap = 0.3 * Form2.cmw

Form2.cmflap = Format(Form2.cmflap, "0.000")

If Form4.fowlerflap.Value = True Then Form2.tipoflap = "Fowler 30%Cm"

If Form4.plainflap.Value = True Then Form2.tipoflap = "Plain 30%Cm"

If Form4.splitflap.Value = True Then Form2.tipoflap = "Split30% Cm"

End If

If Form4.fowlerflap.Value = False And Form4.plainflap.Value = False And
Form4.splitflap.Value = False And Form4.semflap.Value = True Then

Form2.tipoflap = "Sem flap"

Form2.bflap = "0,000"

Form2.cmflap = "0,000"

End If


```
Form2.anguflap = Form4.deflap
```

```
Aguarde1.Visible = False
```

```
' Form1.Visible = False
```

```
Form2.Visible = True
```

```
Form2.Refresh
```

```
'Modificando comandos do Form1
```

```
Frame13.Visible = True
```

```
Form1.Command17.Enabled = True
```

```
Form1.Refresh
```

```
'Fim
```

```
Exit Sub
```

```
End If
```

```
Next
```

```
If klt > 1 Then
```

```
MsgBox "A velocidade de stall está muito baixa, aumente a velocidade de stall.", vbCritical
```

```
Aguarde1.Visible = False
```

```
Call Command17_Click
```

```
Exit Sub
```

```
End If
```

```
'FIM LOOP LT
```

APÊNDICE B - Escolha do Aerofólio (Perfil) da ASA - Página B-1

Nome do Aerofólio

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS:

- [1] ABBOT, I. H.; VON DOENHOFF. *Theory of wing sections*. New York, Dover, 1959.
- [2] ALMEIDA, F.(2001). *Pequenas Maravilhas*. AERO Magazine, Ano 8 – Nº 90, p. 36-39.
- [3] AFFONSO, L. C.(2003). *Por dentro do Embraer 170*. AERO Magazine, Ano 9 – Nº 105, p. 48-50.
- [4] ANDRADE, D. *Projeto de Aeronaves I*. São José dos Campos, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, 1986.
- [5] AVIABELLANCA (2004). *The Difference is Engineering*.
<http://www.aviabellanca.com/index.html> (13 Fev.)
- [6] BAKER, A. (2004). *High Performance Composites And Their Application In Aircraft Structure*. <http://www.sciencevictoria.org.au/ord0701.htm> (13 Fev.)
- [7] BARROS, C. P.; PINTO, R. L. U. F.; OLIVEIRA, P. H. I. A. *Projeto de uma aeronave leve utilitária e acrobática de alto desempenho*. Congresso SAE 2000.
- [8] BARROS, C. P.; PINTO, R. L. U. F.; OLIVEIRA, P. H. I. A. *Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas*. Congresso SAE 2001.
- [9] BRUHN, E. F.; S., B.; E., C. *Analysis and design of flight vehicle structures*. E. F. Bruhn, 1973.
- [10] CARSON, B. H. *Fuel Efficiency of Small Aircraft*. AIAA-80-1847.
- [11] CORRÊA, J. *A técnica de projeto de aviões*. Rio de Janeiro, s. ed., s. d.
- [12] CRAWFORD, D. R. *Airplane Design*. A series of articles printed first in KITPLANES magazine, Crawford Aviation, 1986.

- [13] CURY, M. (2000). *Os últimos números de nossa aviação*. AERO Magazine, Ano 6 – Nº 71, p. 56.
- [14] DIEHL, W. S. *Reliable Formulae For Estimating Airplane Performance And The Effects Of Changes In Weight, Wing Area, Or Power*. National Advisory Committee for Aeronautics, Report No. 173. 1924.
- [15] GALVÃO, F.L. *Nota Técnica de copos fuselados*. Delegação Brasileira no XI Congresso da O.S.T.I.V., 1968.
- [16] GRAVES, C. (2004). *Making Wings Light Enough to Fly. (Materials)*
<http://www.bath.ac.uk/~en0ccg/materials.htm> (10 Mar.)
- [17] HOLLMAN, M. *Modern Aircraft Design*. 2 ed.. California, Aircraft Design, 1986, v.1.
- [18] HUSA, B. (2004). *Airfoil Selection*.
<http://www.oriontechnologies.net/Documents/Airfoil.htm> (14 Fev.)
- [19] JANE'S all The World's aircraft 1982-83. London, Jane's, s.d.
- [20] KOVÁCS, J. *Análise de aviões treinadores – treinamento de pilotagem*. S. d., s. e.
- [21] KRAKERS, L.A.; Times, L. (2004) *Multidisciplinary Fuselage Design*.
[www.lr.tudelft.nl/sia/publications/acoustics%20&%20mechanics/ Leonardo-Times.doc](http://www.lr.tudelft.nl/sia/publications/acoustics%20&%20mechanics/Leonardo-Times.doc) (13 Fev.)
- [22] KROO, I. (2004). *Drag of Miscellaneous Items*.
<http://adg.stanford.edu/aa241/drag/miscdrag.html> (09 Mar.)
- [23] KROO, I. (2004). *Form Factor*. <http://adg.stanford.edu/aa241/drag/formfactor.html> (09 Mar.)
- [24] KROO, I. (2004). *Form Factor for Lifting Surfaces*.
<http://adg.stanford.edu/aa241/drag/lformfactor.html> (09 Mar.)
- [25] KROO, I. (2004). *Fuselage Upsweep Drag*.
<http://adg.stanford.edu/aa241/drag/upsweepdrag.html> (09 Mar.)

- [26] KROO, I. (2004). *Nacelle Base Drag*.
<http://adg.stanford.edu/aa241/drag/nacbasedrag.html> (09 Mar.)
- [27] KROO, I. (2004). *Skin Friction and Roughness Drag*.
<http://adg.stanford.edu/aa241/drag/skinfriction.html> (09 Mar.)
- [28] KROO, I. (2004). *Wetted Area Calculations*.
<http://adg.stanford.edu/aa241/drag/wettedarea.html> (09 Mar.)
- [29] PERKINS, C. D.; HAGE, R. E. *Airplane performance stability and control*. New York, John Wiley & Sons, 1949.
- [30] RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 2. Ed. Washington, AIAA, 1992.
- [31] ROBINSON, J. S. (2004). *Aircraft Materials*.
<http://www.ul.ie/~childsp/Elements/issue2/robinson.html> (13 Feb.)
- [32] ROBINSON, J. S. Aircraft Materials. *Elements Magazine*, University of Limerick Publication, Issue 2, p19-20, Sep. 1994.
- [33] ROGERS, D. F. (2004) *Flight Test IB (Power Required)*.
http://web.usna.navy.mil/~dfr/flttst_exp1.html (10 Mar.)
- [34] ROKHSAZ, K.; SELBERG, B. P. *Analytical Study of Three-Surface Lifting Systems*. General Aviation Aerodynamics, Ap. 1984.
- [35] ROSKAM, J. *Aircraft design, part I: preliminary sizing of airplane*. Kansas, Roskam Aviation and Engineering, 1985.
- [36] ROSKAM, J. *Aircraft design, part V: component weight estimation*. Kansas, Roskam Aviation and Engineering, 1985.
- [37] ROSKAM, J. *The Future Of General Aviation: A Revolutionary Perspective*. Camberra Branch, May 1995.

- [38] ROSKAM, J. *What Drives Unique Configurations?*. SAE SP-757 Advanced Aerospace Aerodynamics Paper, *Aerospace Technology Conference and Exposition*, Anaheim, California, Oct. 1988, and 1988 SAE Transactions.
- [39] STINTON, D. *The design of the aeroplane*. London, Granada, 1983
- [40] SANGSTER, W. A. *Estruturas de Aeronaves – cargas no avião*. São José dos Campos, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, 1979.
- [41] SEELEY, B. A. *A tale of two trophies*. Oshkosh, Sport Aviation, Experimental Aircraft Association, Vol. 42 nº 10, 1993.
- [42] SAINTIVE, N. S. *Performance de aviões a jato – Peso e balanceamento*. Asa Edições e Artes Gráficas Ltda., 1993.
- [43] SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS (1996). *Introduction to Aircraft Weight Engineering*.
- [44] SWIHART, J. M.; BROWN, R. B. *Low Cost Airplane Desing*. Camberra Branch, Sep. 1995.
- [45] TORENBEEK, E. *Synthesis of subsonic airplane design*. RTDelft, Delf University Press / Martinus Nijhoff, 1982.
- [46] TURNBULL, A. *The Typical General Aviation Aircraft*. NASA/CR-1999-209550, Sep. 1999.
- [47] ULRICH, K. T.; EPPINGER, S. D. *Product Design and Development*. McGraw-Hill, New York, 1995.
- [48] VANDAELE, R. M. *Introdução ao projeto de aeronaves (Parte I)*. São José dos Campos, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, 1959.
- [49] VANDAELE, R. M. *Introdução ao projeto de aeronaves (Parte II)*. São José dos Campos, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, 1959.
- [50] ZAMOLYI, F. *Manual do projetista de aviões*. S. e., s. d.

- [51] (2004) *Low-Speed, Medium-Speed, and Natural Laminar Flow Airfoils*.
<http://oea.larc.nasa.gov/PAIS/Concept2Reality/airfoils.html> (27 Jan.)
- [52] (2004) *Affordable Alternative Transportation*.
<http://oea.larc.nasa.gov/PAIS/AGATE.html> (27 Jan.)
- [53] (2004) *Desing Reports*. <http://www.braino.ca/files/Design%20Reports/DR%2013-03.htm> (13 Fev.)
- [54] (2004) *Small Aircraft Propulsion: The Future Is Here*.
<http://www.grc.nasa.gov/WWW/PAO/PAIS/fs01grc.htm> (15 Fev.)
- [55] (2004) *Aluminum vs Composite Construction*.
<http://www.meyersaircraft.com/Common/Aluminum%20vs%20Composite%20Construction.html> (15 Fev.)