

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Alex Leandro da Costa

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE DE
TREINAMENTO**

Taubaté – SP

2016

Alex Leandro da Costa

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE DE
TREINAMENTO**

Monografia apresentada para obtenção do Título de Especialista em Engenharia Aeronáutica pelo Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira de Pinto.

Taubaté – SP

2016

ALEX LEANDRO DA COSTA

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE DE
TREINAMENTO**

Monografia apresentada para obtenção do
Título de Especialista em Engenharia
Aeronáutica pelo Departamento de Engenharia
Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Me. Pedro Marcelo Alves
Ferreira de Pinto.

Data: _____

Resultado: _____

BANCA EXAMINADORA

Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira de Pinto

Assinatura: _____

Prof. Dr. Giorgio Eugênio Oscare Giacágli

Assinatura: _____

DEDICATÓRIA

A minha querida esposa Lucimara, que com muito amor e felicidade compartilhou todos os momentos desta caminhada.

A minha querida filha Ana Luiza, anjo de luz que Deus trouxe à minha vida.

Aos meus pais, Alencar e Arlete, que com seus exemplos e ensinamentos formaram meu caráter.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus por todos os momentos, sempre me guardando e protegendo e a Nossa Senhora Aparecida, que sempre guiou meus passos.

Universidade de Taubaté, pela excelente oportunidade de aprofundar meus conceitos na área da Engenharia.

Aos docentes e colaboradores do departamento de engenharia do curso em Especialização em Engenharia Aeronáutica, pela motivação, ensinamentos e contribuição ao trabalho realizado.

Ao Professor Pedro Marcelo, pela valiosa inspiração e paciente orientação no desenvolvimento do trabalho.

Aos amigos do curso pelo apoio e motivação constante e pelas lições valiosas que me deixaram.

“Dados são importantes, mas dou maior ênfase aos fatos”.

(Taiichi Ohno)

"Nenhum vento é favorável para quem não sabe em que porto quer chegar".

(Sêneca)

“O insucesso é apenas uma oportunidade para recomeçar de novo com mais
inteligência”.

(Henry Ford)

RESUMO

PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE DE TREINAMENTO

Este trabalho apresenta sucintamente os conceitos para elaboração de um projeto até a fase conceitual de uma aeronave de asa fixa capaz de realizar missões de treinamento, além do uso privado para fins de lazer. Iremos analisar um grupo de aeronaves com características similares para retirar seus valores de projeto e utilizar por método de tendências histórico matemático a média dos valores de projeto da aeronave a ser projetada.

Palavras - Chave: Aeronave de Treinamento. Asa fixa. Projeto conceitual

ABSTRACT

DESIGN CONCEPT OF A TRAINING AIRCRAFT

This paper briefly introduces the concepts for the development of a project to the conceptual phase of a fixed-wing aircraft still able to perform training missions beyond private use to deport purposes and pleasure. We will analyze a group of aircraft with similar characteristics to withdraw their design values and use a mathematical method of historical trends the average aircraft design values to be projected.

Keywords: Training aircraft. Fixed wing. Conceptual design

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1: Etapas da metodologia de projeto.....	18
Figura 2: Representação esquemática da metodologia de desenvolvimento de aeronave	19
Figura 3: Perfil Missão.....	21
Figura 4: Etapas do Diagrama do Projeto Conceitual	22
Figura 5: Tendência histórica de fração de peso vazio para diversas classes de aviões.....	27
Figura 6: Estimativa do Coeficiente de Sustentação Máximo de Asas de Aeronaves	35
Figura 7: Representação do Coeficiente de Volume de Cauda de Aeronaves	41
Figura 8 : Aeronave Aviatika	43
Figura 9: Esboço 3 vista Aeronave Aviatika	44
Figura 10: Aeronave Cessna 152.....	45
Figura 11: Esboço 2 Vistas Aeronave Cessna 152	45
Figura 12: Aeronave Zenair CH 7021 – STOL	46
Figura 13: Esboço 3 Vistas Aeronave Zenair	47
Figura 14: Aeronave Conquest.....	48
Figura 15: Esboço 3 Vistas Aeronave Conquest.....	48
Figura 16: Aeronave DAR21	49
Figura 17: Esboço 2 Vistas Aeronave Conquest.....	50
Figura 18: Esboço 3 Vista Aeronave Delta Pegasus.....	51
Figura 19: Aeronave Eurofox.....	52
Figura 20: Esboço 3 Vista Aeronave Eurofox.....	52
Figura 21: Aeronave FK9	53
Figura 22: Esboço 3 Vista Aeronave FK9	53
Figura 23: Aeronave Ikarus	54
Figura 24: Esboço 3 Vista Aeronave Ikarus	55
Figura 25: Aeronave Jabiru ST.....	56
Figura 26: Esboço 3 Vista Aeronave Ikarus	56
Figura 27: Aeronave MD-3	57

Figura 28: Esboço 2 Vista Aeronave MD-3	57
Figura 29: Aeronave Rebel.....	58
Figura 30: Esboço 3 Vista Aeronave Rebel.....	59
Figura 31: Aeronave P92-J	60
Figura 32: Esboço 3 Vista P92-J	60
Figura 33: Aeronave Wag-A-Bond	61
Figura 34: Esboço 2 Vista Aeronave Wag-A-Bond.....	61
Figura 35: Aeronave Boero AB 115.....	62
Figura 36: Esboço 3 Vista Aeronave Boero AB 115	63
Figura 37: Gráfico Parâmetro Envergadura	64
Figura 38: Gráfico Parâmetro Comprimento.....	64
Figura 39: Gráfico Parâmetro Afilamento	65
Figura 40: Gráfico Parâmetro Razão de Aspecto	65
Figura 41: Gráfico Parâmetro Área da Asa	66
Figura 42: Gráfico Parâmetro Carga Alar	66
Figura 43: Gráfico Parâmetro Peso Máximo de Decolagem	67
Figura 44: Gráfico Parâmetro Peso Vazio	67
Figura 45: Gráfico Parâmetro Evergadura da Asa / Envergadura E.H.	68
Figura 46: Gráfico Parâmetro Velocidade Máxima Nivelado	68
Figura 47: Gráfico Parâmetro Velocidade de Cruzeiro	69
Figura 48: Gráfico Parâmetro Autonomia	69
Figura 49: Gráfico Parâmetro Potência	70
Figura 50: Gráfico Parâmetro Potência / Peso	70
Figura 51: Comparação Carga Alar Máxima com o Projeto Proposto	80
Figura 52: Comparação Peso Máximo de Decolagem com o Projeto Proposto.....	81
Figura 53: Comparação Peso Vazio com o Projeto Proposto	81
Figura 54: Comparação Razão de Aspecto com o Projeto Proposto	82
Figura 55: Comparação Velocidade de Cruzeiro com o Projeto Proposto	82

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 : Lista das principais características que se deseja que a aeronava possa desenvolver	20
Tabela 2: Estimativa das Constantes da Equação Empírica para Fração de Peso Vazio	26
Tabela 3: Estimativa das Frações de Peso na Missão Típica de Aeronaves	28
Tabela 4: Estimativa de Consumo Específico de Combustível de Motores a Hélice/Eixo	29
Tabela 5: Estimativa da Razão de Área Molhada de Diferentes Tipos de Aeronaves	31
Tabela 6: Referência para o Coeficiente de Fricção de Superfície Equivalente.....	31
Tabela 7: Empíricas para Razão Potência-Peso de Aeronaves a Hélice	33
Tabela 8: Tendência para Razão Potência-Peso de Aeronaves a Hélice	33
Tabela 9: Estimativa da Carga Alar de Decolagem para Diferentes Tipos de aeronaves.....	34
Tabela 10: Estimativa dos Coeficientes de Sustentação Máximo para Asas de Aeronaves	37
Tabela 11: Estimativa das Constantes da Equação para Comprimento da Fuselagem	39
Tabela 12: Estimativa de Coeficientes de Volume de Cauda de Empenagens.....	41
Tabela 13: Estimativa dos braços de momento LHTe LVT	42
Tabela 14: Características Aeronave Aviatika.....	44
Tabela 15: Características Aeronave Cessna 152	46
Tabela 16: Características Aeronave Zenair CH 7021 - STOL	47
Tabela 17: Características Aeronave Conquest	49
Tabela 18: Características Aeronave Dar 21.....	50
Tabela 19: Características Aeronave Delta Pegasus	51
Tabela 20: Características Aeronave Eurofox	52
Tabela 21: Características Aeronave FK9.....	54
Tabela 22: Características Aeronave Ikarus	55
Tabela 23: Características Aeronave Jabiru ST	56
Tabela 24: Características Aeronave MD-3	58
Tabela 25: Características Aeronave Rebel.....	59

Tabela 26: Características Aeronave P92-J.....	60
Tabela 27: Características Aeronave Wag-A-Bond.....	62
Tabela 28: Características Aeronave Boero AB 115.....	63
Tabela 29: Cálculo do Coeficiente de Arrasto.....	71
Tabela 30: Condição do Coeficiente de Arrasto.....	71
Tabela 31: Fração de Combustível com Base nas Frações de Peso de Combustíveis nas Etapas de Voo de Cruzeiro e Espera.....	72
Tabela 32: Peso Bruto de Decolagem Através do Método Iterativo, Considerando a Convergência Quando o Valor Residual For Nulo (Valor Médio).....	72
Tabela 33: Peso Bruto de Decolagem Através do Método Iterativo, Considerando a Convergência Quando o Valor Residual For Nulo (Valor Mínimo).....	72
Tabela 34: Peso Bruto de Decolagem Através do Método Iterativo, Considerando a Convergência Quando o Valor Residual For Nulo (Valor Máximo).	73
Tabela 35: Estimativa para Peso Vazio e o Peso do Combustível.....	73
Tabela 36: Razão peso x potência.....	74
Tabela 37: Velocidade de <i>Stall</i>	74
Tabela 38: Peso Máximo de Decolagem.....	75
Tabela 39: Peso Máximo de Aterrisagem.....	75
Tabela 40: Estimativa Coeficiente de sustentação.....	75
Tabela 41: Distância de Decolagem.....	76
Tabela 42: Distância de Aterrisagem.....	76
Tabela 43: Comprimento da Fuselagem.....	76
Tabela 44: Coeficiente de Volume de Calda.....	77
Tabela 45: Tabela de Parâmetros Geométricos.....	78
Tabela 46: Resultados Cálculos do projeto Conceitual.....	79

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

W_0 - Peso bruto de decolagem

AR - Alongamento da asa

T/W - Razão empuxo-peso da aeronave

W/S - Carga alar da aeronave

sep/W - Razão potência-peso

TSFC - Consumo específico de combustível de empuxo

SFC - Consumo específico de combustível

V_{0max} - Velocidade máxima de voo

M_{0max} - Número de Mach máximo de voo

R - Alcance da aeronave, ou distância de voo desejada

E - autonomia da aeronave, ou tempo de voo desejado

TSFC - Consumo específico de combustível de empuxo

SFC - Consumo específico de combustível

V_0 - Velocidade verdadeira de voo.

b - envergadura da asa da aeronave

S_{wet} - área molhada total da aeronave

S - Área de referência da asa da aeronave

L/D - Razão entre a sustentação e o arrasto da aeronave

ρ_0 - Massa específica (densidade) do ar

σ - Razão entre a densidade do ar ambiente e a densidade padrão

CL_{max} - Coeficiente de sustentação máximo

$CL_{takeoff}$ - Coeficiente de sustentação de decolagem

TOP - FAR 23 ou 25 takeoff parameter

R_T - Distância total de decolagem

R_L - Distância total de aterrissagem

X_i - Comprimento da aeronave

L_{HT} - Braço aerodinâmico da empenagem horizontal

L_{VT} - Braço aerodinâmico da empenagem vertical

S_{HT} - Área de referência da empenagem horizontal

S_{VT} - Área de referência da empenagem vertical

Mac - Corda média aerodinâmica da asa

C_{HT} - Coeficiente de volume de cauda da empenagem horizontal

C_{vT} - Coeficiente de volume de cauda da empenagem vertical

SUMÁRIO

INTRODUÇÃO	16
1.1. Justificativa	16
1.2. Estrutura do Trabalho	17
REVISÃO DE LITERATURA	18
2.1. Especificações e Requisitos Gerais	19
2.2. Missão Típica	21
2.3. Projeto Conceitual	21
2.3.1. Espaço Interno e Ergonomia	23
2.3.2. Estimativas de Peso	23
2.3.3. Peso Potência	32
2.3.4. Carga Alar (W/S)	34
2.3.5. Estimativa do Coeficiente de Sustentação Máximo	35
2.3.6. Estimativa de Distância de Decolagem e Aterrissagem	36
2.3.7. Estimativa do Comprimento da Fuselagem de Aeronaves	38
2.3.8. Coeficiente de Volume de Cauda Horizontal e Vertical	39
MÉTODO	43
3.1. Análise de Tendências	43
3.2. Comparação dos Parâmetros de Projeto	63
3.3. Determinação dos Pesos Característicos	71
3.4. Determinação da Razão Peso x Potência	74
3.5. Determinação da Carga Alar	74
3.6. Determinação da Distância de Decolagem e Aterrissagem	75
3.7. Determinação do Comprimento da Fuselagem	76
3.8. Determinação do Coeficiente de Volume de Cauda	77
RESULTADOS E DISCUSSÃO	78
4.1. Parâmetros Geométricos	78
4.2. Parâmetros de Desempenho	79
4.3. Comparação dos Estudos Realizados	80
CONCLUSÃO	83
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	84

INTRODUÇÃO

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

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

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

Hoje, muitos modelos alcançam facilmente a faixa de velocidade de 250 km/h com uma taxa de consumo de combustível na casa dos 20 litros por hora utilizando motores em torno de 100HP.

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

1.1. Justificativa

O presente trabalho tem por finalidade elaborar uma aeronave leve de asa fixa capaz de realizar missões de treinamento, além de uso privado e para fins de lazer. Este projeto vai constar as etapas até a fase conceitual do projeto.

1.2. Estrutura do Trabalho

Capítulo 1 Introdução e Justificativa.

Capítulo 2 Revisão de Literatura.

Capítulo 3 Metodologia.

Capítulo 4 Resultados e Discussão

Capítulo 5 Conclusão

Capítulo 6 Referências Bibliográficas.

REVISÃO DE LITERATURA

Seguindo as etapas de um projeto de uma aeronave temos, um ciclo a seguir.

- a) Especificações e Requisitos;
- b) Projeto Conceitual;
- c) Projeto Preliminar;
- d) Projeto Detalhado;
- e) Projeto Estrutural: Aeronave e trem de pouso;
- f) Fabricação do protótipo;
- g) Ensaio no solo;
- h) Ensaio em Voo;
- i) Projeto de fabricação e montagem.

O projeto apresentado aqui foca-se prioritariamente na concepção do avião de treinamento analisando outras aeronaves e utilizando suas características e parâmetros como dados iniciais do novo projeto.

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

Abaixo temos a Figura 1 mostrando as etapas listadas em ordem cronológica:

Especificações e Requisitos								
	Projeto Conceitual							
		Projeto Preliminar						
			Projeto Detalhado					
				Projeto Estrutural				
					Fabricação do protótipo			
						Ensaio no solo		
							Ensaio em Voo	
								Projeto e fabricação

Figura 1: Etapas da metodologia de projeto

Fonte: Autor

Na Figura 2 temos a representação esquemática da metodologia de desenvolvimento de aeronave utilizada neste trabalho e documentos que vão constar no mesmo.

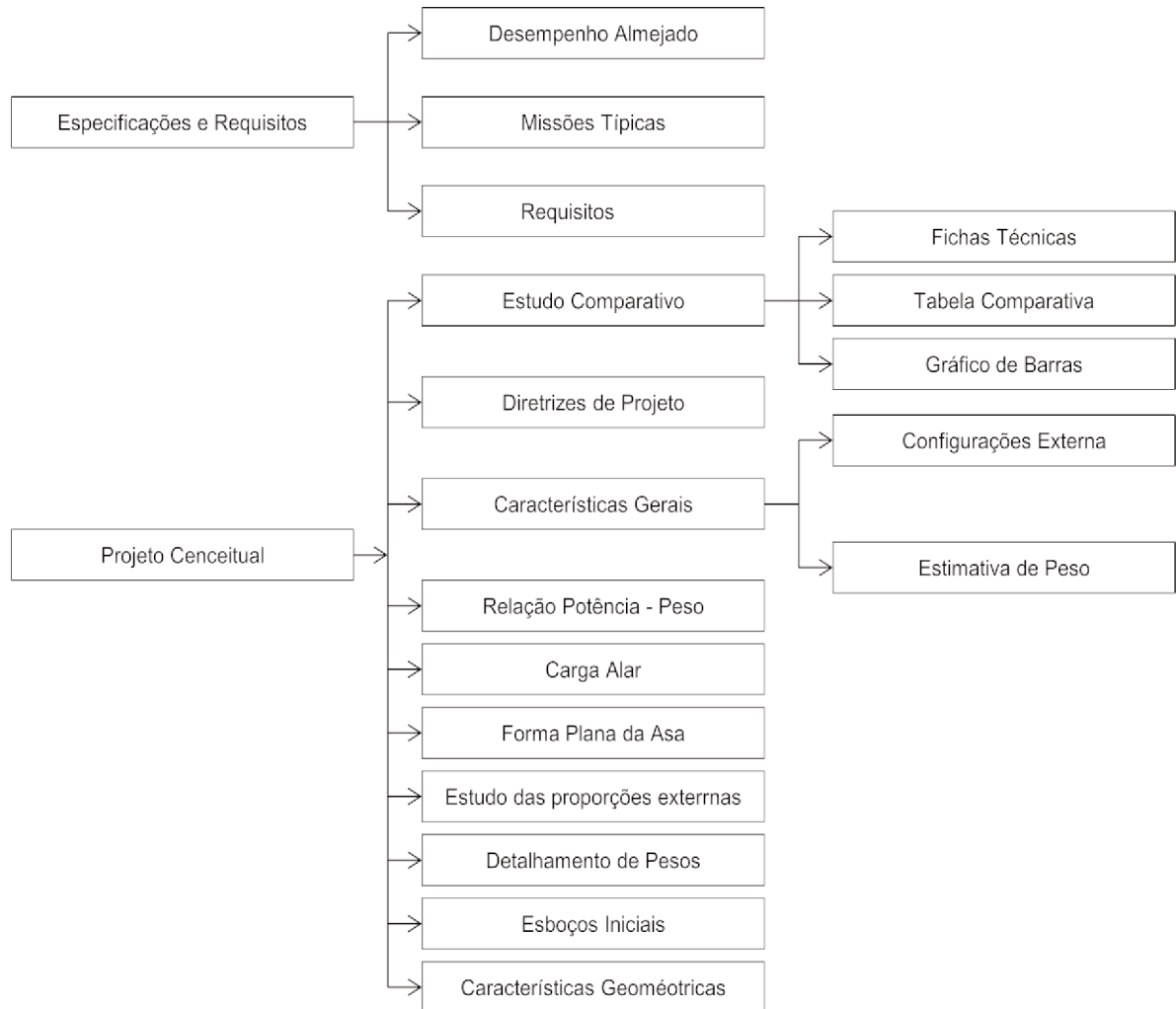


Figura 2: Representação esquemática da metodologia de desenvolvimento de aeronave

Fonte: Autor

2.1. Especificações e Requisitos Gerais

De acordo com Raymer, 1992, o desenvolvimento de uma aeronave se inicia pela fase 0. Os primeiros projetos aeronáuticos comerciais bem documentados de meados de 1930, iniciava-se pela fase 1, denominada fase do projeto conceitual, mas atualmente essa é a fase de especificações e requisitos, por isso é denominada de fase 0. Nessa fase iremos propor algumas definições de voo tais

como alcance, carga útil, capacidade de passageiros, velocidade e altitude de cruzeiro.

Nessa fase são realizadas várias atividades como estudo de mercado para aeronave, tecnologias e possíveis aplicações. Também tem o foco financeiro e tabela comparativa com dados de desempenho e dados geométricos de aeronaves equivalentes já em operação.

Uma elaboração de um bom estudo nessa fase permite avaliar o possível fracasso da configuração da aeronave, assim podemos apontar para a melhor direção o projeto em elaboração.

Iniciaremos a fase 0 do projeto com a Tabela 1 apresentada abaixo com a lista das principais características desejáveis que a aeronave possa desenvolver.

Os valores estão sendo estimados de acordo com a as comparações das características das outras aeronaves, sendo assim são valores de projeto que desejamos alcançar.

Tabela 1 : Lista das principais características que se deseja que a aeronave possa desenvolver

Tripulantes	02 pessoas	Velocidade de <i>stall</i> c/ flaps (V_{sfe})	64 Km/h
Autonomia	~ 4 horas	Distância de decolagem	300m
Velocidade de cruzeiro(V_0)	175, Km/h	Distância de pouso	250 m
Velocidade máx nivelado($V_{máx}$)	190,00 Km/h	Peso Vazio	300 Kgf
Velocidade nunca exceder V_{ne}	210 Km/h	Peso máximo de decolagem	500 Kgf
Velocidade de <i>stall</i> s/flaps (V_s)	68 Km/h	Potência do motor (determinado pelo modelo de motor)	80 hp

Fonte: Autor

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

2.2. Missão Típica

Iremos descrever as características de uso da aeronave de treinamento através da missão que se pretende que ela cumpra.

Assim, a missão determinada para a aeronave é dividida em duas categorias: treinamento e lazer.

Na Figura 3 temos o diagrama do perfil de variações de altude no voo.

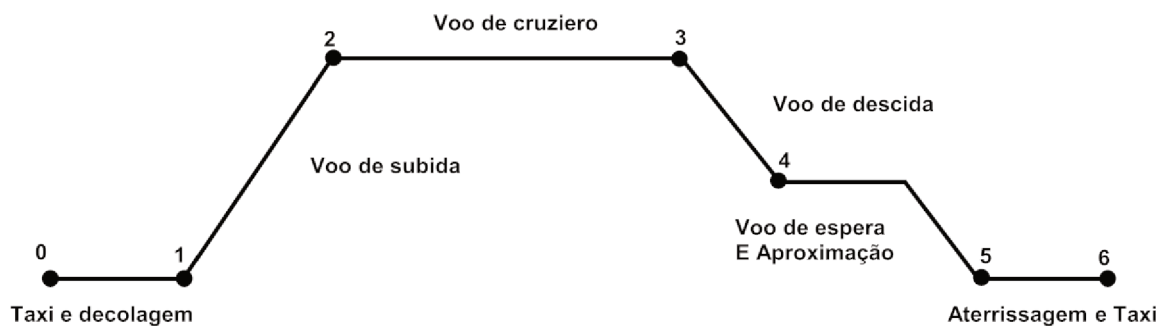


Figura 3: Perfil Missão

Fonte: Autor

2.3. Projeto Conceitual

Esta fase do projeto tem grandes incógnitas sobre o desenvolvimento da aeronave e sobre como atingir os requisitos de voo estabelecidos, desde o dimensionamento até desempenho da aeronave. Uma forma eficiente e de menor custo para se obter o dimensionamento da aeronave é a comparação histórica de dados de aeronaves de desempenho semelhante ou que cumpram a mesma função.

Os valores obtidos a partir desse tipo de estudo podem não coincidir com os valores encontrados ao final do projeto, pois ao longo do projeto conceitual surgem idéias e problemas na medida em que o projeto avança e alguns valores são recalculados a cada análise.

Cada vez que o projeto é analisado e dimensionado temos que redesenhar para refletir as mudanças no peso bruto de decolagem e peso de combustíveis, na dimensão da asa, nos motores e entres outras especificações.

Nessa fase também são estabelecidas algumas relações de compromisso com o desempenho da aeronave.

De uma forma simplificada, as estimativas geométricas e de desempenho da aeronave seguem um fluxo lógico de cálculo, apresentado através do diagrama conceitual mostrada abaixo na Figura 4.

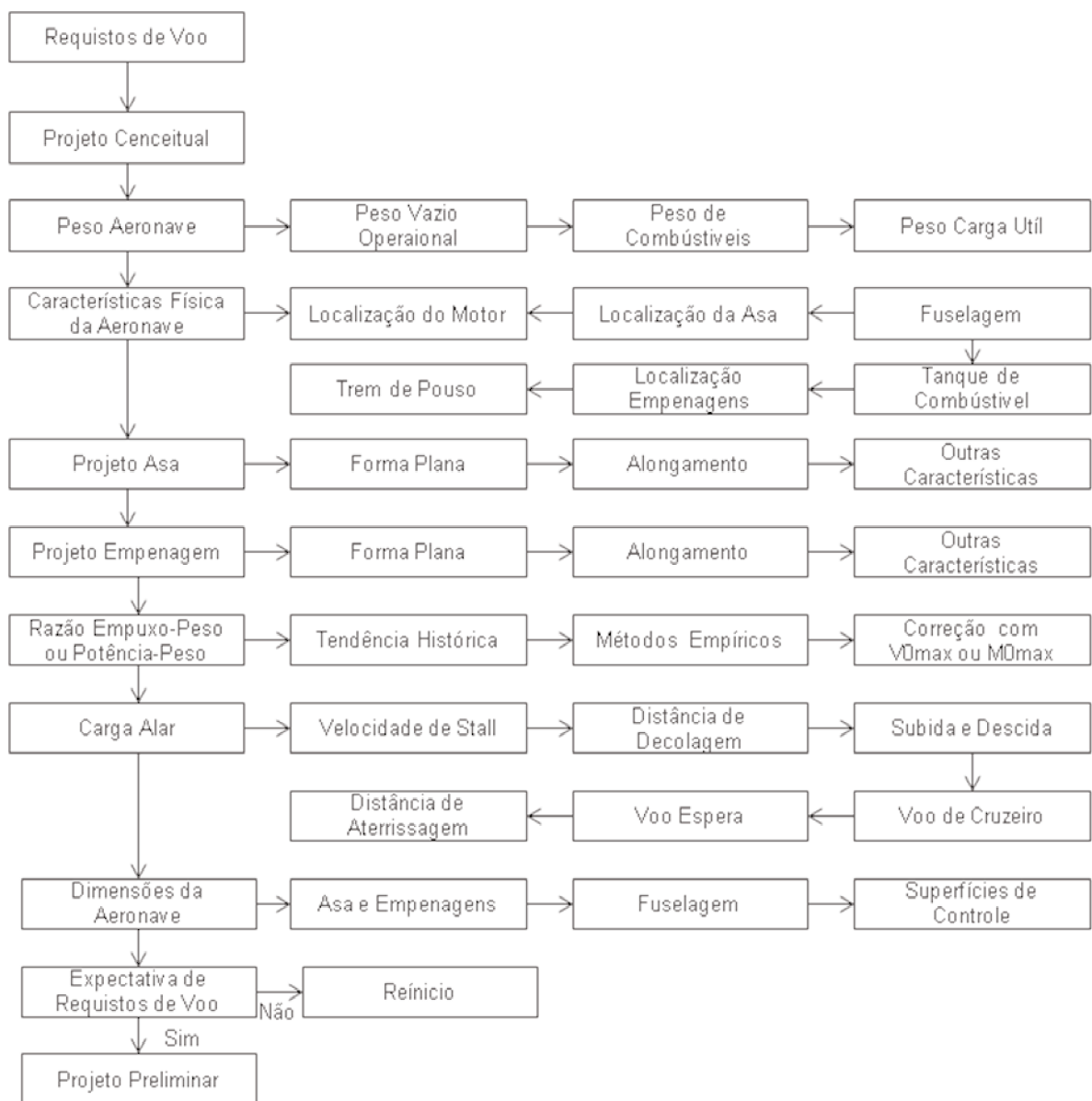


Figura 4: Etapas do Diagrama do Projeto Conceitual

Fonte: RAYMER, (1992)

2.3.1. Espaço Interno e Ergonomia

O espaço interno consiste na área de trabalho cockpit e do espaço destinado a acomodar as bagagens da tripulação. Uma das características a ser respeitada no projeto é a da área de trabalho, pois temos a necessidade de conforto, funcionalidade e segurança para ser analisado.

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

A ergonomia em aeronaves passa a ser mais estudada e aplicada na década de 40. Com o advento da Segunda Guerra Mundial e especialmente no pós-guerra, a evolução das aeronaves passa a exigir a capacidade de executar tarefas mais complexas e em maior quantidade.

Lições foram aprendidas na Segunda Guerra quando missões de longa duração passaram a ser realizadas repetidamente. Da mesma forma, o aumento da velocidade das aeronaves de caça para algo entre 500 e 700 Km/h fez com que missões de combate aéreo com manobras com alto fator de carga passassem a ser realizadas. Com isso, muitos dos efeitos do ambiente do voo sobre as tripulações ficaram mais evidentes.

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

2.3.2. Estimativas de Peso

Para a estimativa de peso temos muitas notações que serão demonstradas abaixo.

- Peso de Decolagem (*Takeoff Weight, TOW*):

Peso da aeronave no início da corrida de decolagem, dado em função das condições atmosféricas, das condições da pista e do comprimento de pista disponível;

- **Peso Máximo de Decolagem (*Maximum Takeoff Weight MTOW*):**
Peso máximo no qual a aeronave pode decolar em condições seguras, dado em função do projeto estrutural da aeronave;
- **Peso de Aterrissagem (*Landing Weight, LW*):**
Peso da aeronave no instante do toque no solo, dado em função do peso de decolagem e do peso de combustível consumido durante o voo;
- **Peso Máximo de Aterrissagem (*Maximum Landing Weight, MLW*):**
Peso máximo no qual a aeronave pode aterrissar em condições seguras, dado em função do projeto estrutural da aeronave;
- **Peso Vazio Básico (*Basic Empty Weight, BEW*):**
Peso da estrutura da aeronave vazia, desconsiderando o peso da carga útil, do combustível e o peso dos fluídos complementares dos motores e sistemas da aeronave;
- **Peso Vazio Operacional (*Operational Empty Weight, OEW*):**
Peso da aeronave vazia, desconsiderando o peso da carga útil e do combustível, mas considerando os fluídos complementares dos motores e sistemas;
- **Peso de Carga Útil (*Payload Weight, PLW*):**
Peso transportado pela aeronave, como passageiros, bagagens, carga e tripulação, os quais permanecem constantes ao longo do voo;
- **Peso Total Zero-Combustível (*Total Zero-Fuel Weight, TZFW*):**
Peso da aeronave carregada com a carga útil, sem combustível mas considerando os fluídos complementares, equivalente a soma do OEW mais o PLW;
- **Peso Máximo Zero-Combustível (*Maximum Zero-Fuel Weight, MZFW*):**
Peso máximo da aeronave carregada com a carga útil máxima, sem combustível, dado em função do projeto estrutural da aeronave;
- **Peso Total de Combustível (*Total Fuel Weight, TFW*):**
Peso total do combustível carregado pela aeronave em todos os tanques de combustível, incluindo tanques de ponta de asa e tanques externos.

Para uma aeronave carregada, pronta para o voo, o peso de decolagem da aeronave pode ser definido como o peso bruto de decolagem, denotado por W_0 , expresso em função dos demais pesos da aeronave conforme citado na Equação 1.

$$W_0 = W_{\text{payload}} + W_{\text{fuel}} + W_{\text{empty}} \quad \text{eq.1}$$

Onde:

W_0 é o peso máximo de decolagem = *MTOW*

W_{payload} é o peso da carga paga = *PLW*

W_{fuel} é o peso de combustível e

W_{empty} é o peso vazio.

Podemos considerar que a carga útil da aeronave seja conhecida por requisitos de capacidade de passageiros ou requisitos de carga, assim o peso de combustível e o peso vazio podem ser reescritos em função do peso bruto conforme Equação 2.

$$W_0 = W_{\text{payload}} + \left[\left(\frac{W_{\text{fuel}}}{W_0} \right) W_0 \right] + \left[\left(\frac{W_{\text{empty}}}{W_0} \right) W_0 \right] \quad \text{eq. 2}$$

Resolvendo a equação para W_0 temos a Equação 3.

$$W_0 = \frac{W_{\text{payload}}}{\left[1 - \left(\frac{W_{\text{empty}}}{W_0} \right) \right] - \frac{W_{\text{fuel}}}{W_0}} \quad \text{eq. 3}$$

Na equação 3 temos a razão entre o peso vazio operacional e o peso bruto da aeronave, denominada fração de peso vazio, e a razão entre o peso de combustível e o peso bruto é denominada fração de combustível. Assim, para estimar o peso bruto de decolagem da aeronave iremos utilizar os métodos analíticos ou empíricos para determinar a fração de peso vazio e a fração de combustível.

Para determinar a fração de peso vazio temos a Equação 4.

$$\frac{W_{\text{empty}}}{W_0} = A W_0^C K \quad \text{eq. 4}$$

Para calcular essa equação 4 iremos utilizar o método empírico baseado na análise de tendência histórica para pesos brutos de aeronaves.

Assim a fração de peso vazio é estimada por uma equação empírica em função de 3 (três) constantes A, C e K, onde as constantes A e C podem ser obtidas abaixo na Tabela 2.

Tabela 2: Estimativa das Constantes da Equação Empírica para Fração de Peso Vazio

tipo de aeronave	A	C
aeronave planador	2,743 ± 0,637	-0,187
aeronave moto-planador	0,086 ± 0,026	0,235
aeronave ultraleve ou homebuilt	0,166 ± 0,032	0,135
aeronave geral e utilitária monomotor a pistão	0,874 ± 0,197	-0,041
aeronave geral e utilitária monomotor turbo-hélice	0,874 ± 0,197	-0,041
aeronave geral e utilitária multimotor a pistão	0,748 ± 0,115	-0,017
aeronave geral e utilitária multimotor turbo-hélice	0,748 ± 0,115	-0,017
aeronave acrobática	1,036 ± 0,231	-0,047
aeronave agrícola	2,919 ± 0,863	-0,167
aeronave anfíbia mono ou multimotor	0,851 ± 0,185	-0,031
aeronave de combate da Segunda Guerra a hélice	2,461 ± 0,371	-0,118
aeronave de treinamento a jato	1,364 ± 0,449	-0,079
aeronave de combate a jato	2,165 ± 0,986	-0,117
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	2,728 ± 0,652	-0,125
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	0,669 ± 0,231	-0,029
aeronave de transporte de passageiros a hélice	0,717 ± 0,122	-0,014
aeronave de transporte de passageiros a jato	1,457 ± 0,257	-0,074
aeronave executiva a jato	0,894 ± 0,174	-0,038

Fonte: Modificado de RAYMER, (1992)

O valor da constante K é igual a 1,0 para asas com enflechamento fixo e 1,04 para asas com enflechamento variável RAYMER, (1992).

A Figura 5 a seguir, apresentada por Raymer, 1992, ilustra a relação (W_e / W_0) para uma grande variedade de categorias de aeronaves. Podemos observar que os valores foram baseados em tendência histórica e peso vazio para diversas classes de aviões ao decorrer tempo.

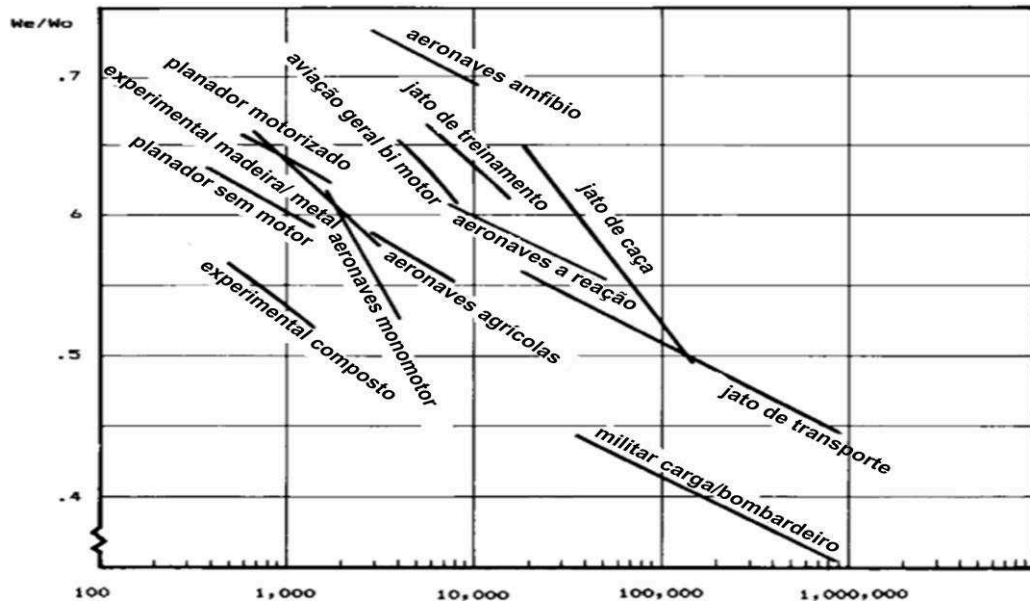


Figura 5: Tendência histórica de fração de peso vazio para diversas classes de aviões

Fonte: Modificado de RAYMER, (1992)

Podemos observar na Figura 5 que o tipo de aeronave projetada é uma aeronave leve e no gráfico experimental vemos que a relação (W_e/W_0) varia aproximadamente entre 0,52 e 0,69. Raymer (1992) sugere ainda uma equação demonstrada acima baseada em valores estatísticos para a relação entre a fração de peso vazio (W_e / W_0) e o peso (W_0) para as tendências mostradas na Figura 5 acima.

Para a determinação da fração de combustível segue-se tradicionalmente o método de cálculo utilizando as frações parciais de combustível de cada segmento previsto na missão típica, cujos valores são alcançados levando-se em consideração valores estimados por tendências históricas, de acordo com o descrito por Raymer (1992). Para tal cálculo será utilizada a missão apresentada no início do trabalho na Figura 3, como representativa do uso da aeronave.

As frações de peso correspondentes às etapas 0, 1, 2, 4 e 6 são obtidas a partir de valores de tendências históricas sugeridas por Roskam, 1984. Já as frações de peso correspondentes às etapas de cruzeiro etapa 3 podem ser calculadas pela fração de combustível, isto é, peso total de combustível carregado pela aeronave. Pode ser aproximado pela diferença de peso entre o peso bruto de decolagem (W_0) e o peso da aeronave ao final da missão típica (W_6), demonstrado na Equação 5.

$$W_{\text{fuel}} = W_0 - W_6 \quad \text{eq. 5}$$

Assim, manipulando algebricamente a relação acima para introduzir a fração de peso de combustível conforme Equação 6, temos:

$$\frac{W_{\text{fuel}}}{W_0} = \frac{W_0 - W_6}{W_0} = 1 - \frac{W_6}{W_0} \quad \text{eq. 6}$$

Matematicamente, a razão entre o peso da aeronave no final da missão e o peso bruto de decolagem é denominada fração de peso da missão, sendo expressa em função das frações de peso da aeronave em cada etapa.

$$\frac{W_6}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \quad \text{eq. 7}$$

Introduzindo a razão do peso final com o peso bruto de decolagem demonstrado na Equação 8, temos.

$$\frac{W_{\text{fuel}}}{W_0} = 1 - \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \quad \text{eq. 8}$$

Em relação as frações de peso nas etapas da missão, algumas podem ser estimadas com base em referências históricas para aeronaves como podemos verificar na Tabela 3.

Entretanto, para as etapas de voo de cruzeiro e voo de espera, as frações de peso dependem do tipo de aeronave, podendo ser estimadas através do consumo específico de combustível ou alcance de autonomia desejada para a aeronave.

Tabela 3: Estimativa das Frações de Peso na Missão Típica de Aeronaves

Tipo de aeronave	W_1/W_0	W_2/W_1	W_4/W_3	W_6/W_5
aeronave planador	-	-	-	-
aeronave moto-planador	0,998	0,998	0,995	0,995
aeronave ultraleve ou homebuilt	0,994	0,994	0,995	0,995
aeronave geral e utilitária monomotor a pistão	0,990	0,990	0,992	0,992
aeronave geral e utilitária monomotor turbo-hélice	0,990	0,990	0,992	0,992
aeronave geral e utilitária multimotor a pistão	0,984	0,984	0,990	0,990

Tipo de aeronave	W ₁ /W ₀	W ₂ /W ₁	W ₄ /W ₃	W ₆ /W ₅
aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	0,981	0,981	0,985	0,985
aeronave acrobática	0,990	0,990	0,992	0,992
aeronave agrícola	0,990	0,990	0,998	0,998
aeronave anfíbia mono ou multimotora	0,978	0,978	0,985	0,985
aeronave de combate da Segunda Guerra a hélice	0,985	0,985	0,980	0,980
aeronave de treinamento a jato	0,970	0,970	0,980	0,980
aeronave de combate a jato	0,970	0,970	0,930	0,930
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	0,975	0,975	0,980	0,980
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	0,975	0,975	0,980	0,980
aeronave de transporte de passageiros a hélice	0,970	0,970	0,985	0,985
aeronave de transporte de passageiros a jato	0,970	0,970	0,985	0,985
aeronave executiva a jato	0,980	0,980	0,985	0,985

Fonte: RAYMER, (1992)

O consumo específico de combustível depende do tipo de motor utilizado pela aeronave e do regime de voo da aeronave, cujos valores são apresentados na Tabela 4 abaixo.

Tabela 4: Estimativa de Consumo Específico de Combustível de Motores a Hélice/Eixo

Tipo de motor	Máximo contínuo [decolagem]		Espera [Mach 0.1 to 0.2]		Cruzeiro [Mach 0.2 to 0.8]	
	SFC (kg/shp.h)	η _H	SFC (kg/shp.h)	η _H	SFC (kg/shp.h)	η _H
Pistão naturalmente aspirado hélice passo fixo	0,16	70%	0,17	70%	0,18	70%
Pistão naturalmente aspirado hélice passo variável	0,16	80%	0,17	80%	0,18	80%
Pistão supercharger hélice passo variável	0,17	80%	0,18	80%	0,19	80%
Pistão radial supercharger	0,18	80%	0,20	80%	0,22	80%
Turbo hélice single spool	0,21	80%	0,23	80%	0,25	80%
Turbo hélice	0,20	80%	0,22	80%	0,24	80%
Turbo eixo	0,25	-	0,27	-	0,29	-
Propfan	0,20	85%	0,22	85%	0,24	85%

Fonte: RAYMER, (1992)

Para aeronaves a hélice, na etapa de voo de cruzeiro com alcance pré-definido por requisitos comerciais, a fração de peso pode ser estimada conforme Equação 8.

$$\frac{W_3}{W_2} = \exp \left[\frac{-g R \text{SFC}_{\text{cruzeiro}}}{\eta_H \left(\frac{L}{D}\right)_{\text{cruzeiro}}} \right] \quad \text{eq.8}$$

R é o alcance desejado da distância de voo da aeronave em cruzeiro [m];

$SFC_{cruzeiro}$ é o consumo específico de combustível em cruzeiro [Kg/W.s];

η_H eficiência aerodinâmica da hélice;

$L/D_{cruzeiro}$ é a razão entre a sustentação e o arrasto em espera.

Para aeronaves a hélice, na etapa de voo de espera com tempo de espera pré-definido por requisitos regulamentares, a fração de peso pode ser estimada para autonomia conforme Equação 9.

$$\frac{W_5}{W_4} = \exp \left(\frac{-g E V_0 SFC_{espera}}{\eta_H \left(\frac{L}{D}\right)_{espera}} \right) \quad \text{eq.9}$$

R é o alcance desejado da distância de voo da aeronave em cruzeiro [m];

$SFC_{cruzeiro}$ é o consumo específico de combustível em cruzeiro [Kg/W.s];

η_H eficiência aerodinâmica da hélice;

$L/D_{cruzeiro}$ é a razão entre a sustentação e o arrasto em espera.

V_0 velocidade de cruzeiro m/s.

Para calculo do L/D podemos obter através dos coeficientes da polar de arrasto. Para condição de voo de cruzeiro de aeronave a hélice temos a Equação 10.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruzeiro} = \frac{1}{2\sqrt{K_2 C_{D0}}} \quad \text{eq.10}$$

Condição de voo de espera de aeronave a hélice temos a Equação 11.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{espera} = \frac{3}{4\sqrt{3K_2 C_{D0}}} \quad \text{eq.11}$$

Para resolver a equação acima teremos que conhecer o C_{D0} , conhecido como o coeficiente de arrasto parasita onde é utilizado uma correlação com o coeficiente de fricção de superfície equivalente, denotado por C_{fe} . Temos na Equação 12 abaixo essa correlação:

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{REF}} \quad \text{eq.12}$$

Sendo assim, pode se estimar a polar de arrasto através da área molhada como uma fração da área de referência da asa, conforme tipo de aeronave utilizando as Tabelas 5 e 6 apresentadas abaixo:

Tabela 5: Estimativa da Razão de Área Molhada de Diferentes Tipos de Aeronaves

tipo de aeronave	S_{wet}/S_{REF}	desvio padrão
aeronave planador	4,0	± 1,0
aeronave moto-planador	4,0	± 1,0
aeronave ultraleve ou homebuilt	3,0	± 1,0
aeronave geral e utilitária monomotor a pistão	4,5	± 1,0
aeronave geral e utilitária monomotor turbo-hélice	5,5	± 1,5
aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	4,0	± 0,5
aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	5,5	± 1,0
aeronave acrobática	3,0	± 0,5
aeronave agrícola	4,0	± 1,0
aeronave anfíbia mono ou multimotora	4,0	± 1,0
aeronave de combate da Segunda Guerra a hélice	4,0	± 0,5
aeronave de treinamento a jato	6,0	± 1,0
aeronave de combate a jato	5,0	± 1,5
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	5,0	± 1,0
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	5,5	± 1,0
aeronave de transporte de passageiros a hélice	5,5	± 1,0
aeronave de transporte de passageiros a jato	6,0	± 1,0
aeronave executiva a jato	5,5	± 1,0

Fonte: RAYMER, (1992)

Tabela 6: Referência para o Coeficiente de Fricção de Superfície Equivalente

tipo de aeronave	C_{fe}
aeronave leve com estrutura corrugada e trem fixo	0,0150
aeronave leve com revestimento de tela, asa com montante e trem fixo	0,0100
aeronave leve com revestimento de alumínio, asa com montante e trem fixo	0,0080
aeronave leve com revestimento de alumínio, asa sem montante e trem fixo	0,0070
aeronave leve com revestimento de alumínio, asa sem montante e trem retrátil	0,0055
aeronave anfíbia mono ou multimotora a hélice	0,0065
aeronave anfíbia mono ou multimotora a jato	0,0040
aeronave militar de combate aéreo da marinha	0,0040
aeronave militar de combate aéreo da força área	0,0035
aeronave militar bombardeiro e aeronave civil de transporte	0,0030
aeronave militar cargueiro e aeronave militar de transporte	0,0035
aeronave supersônica de combate aéreo e de transporte	0,0025

Fonte: RAYMER, (1992)

Temos também o cálculo da constante do coeficiente de arrasto induzido (K_2). Pode-se utilizar a relação para o ângulo de ataque induzido na asa, em função do alongamento da asa e do fator de eficiência aerodinâmica apresentado na Equação 13.

$$k_2 = \frac{1}{\pi AR e} \quad \text{eq.13}$$

2.3.3. Peso Potência

A razão entre a potência de eixo e o peso da aeronave em aeronaves a hélice é definida por razão potência-peso sep/W e também é um dos parâmetros que afetam diretamente o desempenho da aeronave conforme apresentado por RAYMER, 1999.

Uma aeronave com grande razão sep/W irá acelerar mais rápido durante a decolagem, conseguirá efetuar voo em subida mais rápido e irá atingir uma velocidade máxima maior.

Entretanto, para se atingir uma grande razão sep/W deve-se utilizar motores mais potentes, que consomem mais combustível, o que implica em aumentar o peso de combustível e o peso da aeronave.

Assim temos uma relação direta entre potência de eixos dos motores e o peso da aeronave no desempenho da mesma.

Para uma estimativa inicial de desempenho pode-se utilizar valores de sep/W de decolagem para diferentes tipos de aeronaves a hélice obtidos através de uma tabela de tendência histórica, conforme Tabela 7 apresentada abaixo.

E para determinar os valores sep/W iremos utilizar os valores da Tabela 8 e a equação 14 empírica apresentada em função da velocidade máxima da aeronave V_{0max} .

$$\frac{sep}{W} = a V_{0max}^C \quad \text{eq.14}$$

As constantes A e C dependem do tipo de aeronave conforme apresentado na Tabela 8 e o V_{0max} é a velocidade máxima na aeronave em Km/h. Assim podemos

utilizar o método histórico e validar o valor utilizando a Equação 14 apresentada acima.

Tabela 7: Empíricas para Razão Potência-Peso de Aeronaves a Hélice

tipo de aeronave	sep/W (shp/kg)	W/sep (kg/shp)
aeronave moto-planador	0,096	10,4
aeronave ultraleve ou homebuilt	0,165	6,1
aeronave geral e utilitária monomotor a pistão	0,167	6,0
aeronave geral e utilitária monomotor turbo-hélice	0,264	3,8
aeronave geral e utilitária multimotor a pistão	0,206	4,9
aeronave geral e utilitária multimotor turbo-hélice	0,298	3,4
aeronave acrobática	0,289	3,5
aeronave agrícola	0,183	5,5
aeronave anfíbia mono ou multimotor	0,175	5,7
aeronave de combate da Segunda Guerra monomotor	0,350	2,9
aeronave de combate da Segunda Guerra multimotor	0,275	3,6
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a pistão	0,203	4,9
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar turbo-hélice	0,296	3,4
aeronave de transporte de passageiros a pistão	0,200	5,0
aeronave de transporte de passageiros turbo-hélice	0,267	3,7

RAYMER, (1992)

Tabela 8: Tendência para Razão Potência-Peso de Aeronaves a Hélice

tipo de aeronave	a	C
aeronave moto-planador	0,0047	0,5345
aeronave ultraleve ou homebuilt	0,1170	0,0662
aeronave geral e utilitária monomotor a pistão	0,0116	0,4789
aeronave geral e utilitária monomotor turbo-hélice	0,0030	0,7255
aeronave geral e utilitária multimotor a pistão	0,0116	0,4789
aeronave geral e utilitária multimotor turbo-hélice	0,0030	0,7255
aeronave acrobática	0,0039	0,7434
aeronave agrícola	0,0146	0,4601
aeronave anfíbia mono ou multimotor	0,0969	0,0960
aeronave de combate da Segunda Guerra monomotor	0,0059	0,6288
aeronave de combate da Segunda Guerra multimotor	0,0059	0,6288
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a pistão	0,0443	0,2437
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar turbo-hélice	0,0385	0,3105
aeronave de transporte de passageiros a pistão	0,0443	0,2437
aeronave de transporte de passageiros turbo-hélice	0,0385	0,3105

Fonte: RAYMER, (1999)

Para o cálculo da razão potência-peso da aeronave em voo de cruzeiro, utilizando a relação entre a razão potência-peso e a polar de arrasto da aeronave temos as equações 15 e 16.

$$\left(\frac{sep}{W}\right)_{\text{cruzeiro}} = \frac{V_0}{\eta_h} \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{cruzeiro}}} \quad \text{eq.15}$$

$$sep_{\text{cruzeiro}} = \left(\frac{sep}{W}\right)_{\text{cruzeiro}} W_{\text{cruzeiro}} \quad \text{eq.16}$$

2.3.4. Carga Alar (W/S)

Segundo Raymer, 1992. a razão (W/Sep) e o termo (W/S) referem-se normalmente à carga alar no peso máximo de decolagem W_0 . Entretanto, pode-se referir a outras condições do voo. A carga alar afeta vários parâmetros de desempenho.

Freqüentemente é usada como parâmetro inicial para o cálculo da área da asa tendo, portanto, efeito no arrasto e na velocidade de *stall*. Dessa forma, para uma dada melhoria de desempenho em decolagem, um aumento da carga alar W/S tende a aumentar o peso (W) e conseqüentemente o arrasto (D), afetando a relação razão potência-peso (sep/W) em aeronaves a hélice.

Na Tabela 9 temos estimativa de carga alar de decolagem para diferentes tipos de aeronaves.

Tabela 9: Estimativa da Carga Alar de Decolagem para Diferentes Tipos de aeronaves

tipo de aeronave	W/S (N/m ²)	W/S (kg/m ²)
aeronave planador	370	38
aeronave moto-planador	380	39
aeronave ultraleve ou homebuilt	430	44
aeronave geral e utilitária monomotor a pistão	760	77
aeronave geral e utilitária monomotor turbo-hélice	1.690	172
aeronave geral e utilitária multimotor a pistão	1.350	138
aeronave geral e utilitária multimotor turbo-hélice	2.170	221
aeronave acrobática	700	71
aeronave agrícola	990	101
aeronave anfíbia mono ou multimotor	1.200	122
aeronave de combate da Segunda Guerra a hélice	2.000	204
aeronave de treinamento a jato	2.950	301
aeronave de combate a jato	4.730	482
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	3.430	350
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	5.870	598
aeronave de transporte de passageiros a hélice	2.710	276
aeronave de transporte de passageiros a jato	5.740	585
aeronave executiva a jato	3.490	356

Fonte: RAYMER, (1999)

2.3.5. Estimativa do Coeficiente de Sustentação Máximo

Para uma aeronave em voo, existirá sempre uma velocidade aerodinâmica mínima que gera uma sustentação igual ao peso da aeronave.

Nessa velocidade aerodinâmica mínima, o perfil aerodinâmico da asa estará sujeito a um coeficiente de sustentação máximo. Essa velocidade na qual o coeficiente é máximo é chamada velocidade de *stall*, denotada por V_s , representada abaixo na equação 17.

Lembrando que, em termos da carga alar da aeronave, quanto menor a carga alar, menor a velocidade de *stall* da aeronave.

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho_0 C_{Lmax}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad \text{eq.17}$$

Onde:

W/S é a Carga Alar.

C_{Lmax} é o coeficiente de sustentação global máximo.

ρ_0 é a massa específica do ar ao nível do mar na atmosfera padrão.

De uma forma simplificada, pode-se estimar o coeficiente de sustentação máximo de asas com alongamentos entre 4 e 10 através da correlação como enflechamento da asa a $\frac{1}{4}$ da corda da asa como podemos observar na Figura 2 abaixo:

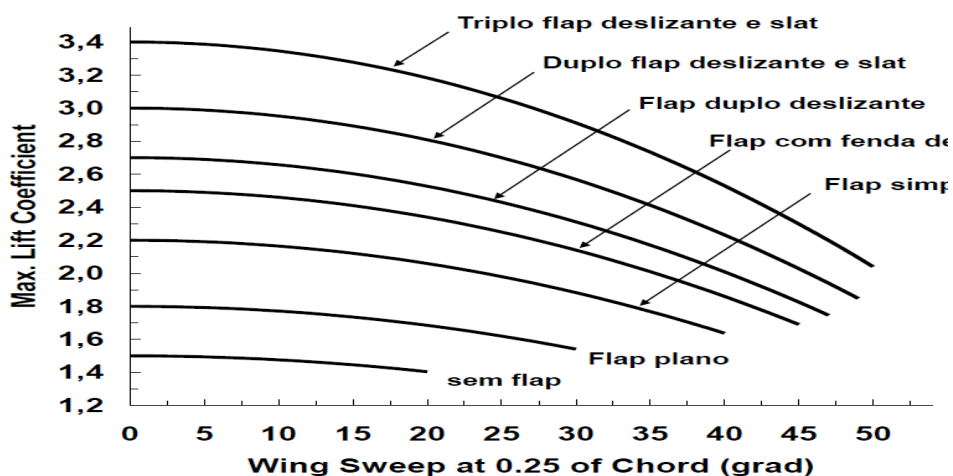


Figura 6: Estimativa do Coeficiente de Sustentação Máximo de Asas de Aeronaves

Fonte: RAYMER, (1999)

2.3.6. Estimativa de Distância de Decolagem e Aterrissagem

Para estimativas iniciais de decolagem podemos estimar o coeficiente de sustentação na altitude de decolagem denominado $C_{L_{takeoff}}$, através da relação entre a velocidade de *stall* de decolagem V_{st} com a velocidade V_s .

Por regulamentação, a velocidade de *stall* de decolagem V_{st} deve ser pelo menos 20% maior que a velocidade de *stall* da aeronave V_s .

Em voo nivelado equilibrado, a sustentação (L) e o peso da aeronave (W) devem ser iguais. Dessa forma, existe uma correlação entre coeficiente de sustentação de decolagem com o coeficiente de sustentação máximo.

Abaixo na Equação 18 temos essa correlação.

$$L = W = \frac{1}{2} \rho S C_{L_{takeoff}} V_{ST}^2 = \frac{1}{2} \rho S C_{L_{max}} V_s^2 \quad \text{eq.18}$$

Substituindo a relação regulamentar entre velocidade de *stall* de decolagem (V_{ST}) e a velocidade de *stall* (V_s) temos a Equação 19.

$$\frac{1}{2} \rho S C_{L_{takeoff}} (1,2V_s)^2 = \frac{1}{2} \rho S C_{L_{max}} V_s^2 \quad \text{eq.19}$$

Eliminando os termos iguais na relação anterior e isolando o coeficiente de sustentação na atitude de decolagem ($C_{L_{takeoff}}$) em função do coeficiente de sustentação máximo ($C_{L_{max}}$), temos a correlação na Equação 20.

$$C_{L_{takeoff}} = \frac{C_{L_{max}}}{1,44} \quad \text{eq.20}$$

Na Tabela 10 abaixo temos o coeficiente de sustentação máximo para asas de aeronave. Podemos observar que temos para voo em cruzeiro, decolagem e aterrissagem.

Tabela 10: Estimativa dos Coeficientes de Sustentação Máximo para Asas de Aeronaves

tipo de aeronave e configuração de voo da aeronave	voo cruzeiro	decolagem	aterrissagem
	Asa limpa (sem flap)	flap condição de decolagem	full flap
aeronave ultraleve ou homebuilt	1,2 a 1,8	1,2 a 1,8	1,2 a 1,8
aeronave geral e utilitária monomotora a hélice	1,3 a 1,9	1,3 a 1,9	1,5 a 2,1
aeronave geral e utilitária multimotora a hélice	1,3 a 1,9	1,4 a 2,0	1,6 a 2,4
aeronave agrícola	1,3 a 1,9	1,3 a 1,9	1,3 a 1,9
aeronave anfíbia mono ou multimotora	1,2 a 1,8	1,5 a 2,1	1,8 a 3,0
aeronave de treinamento a jato	1,2 a 1,8	1,4 a 2,0	1,6 a 2,4
aeronave de combate a jato	1,2 a 1,8	1,4 a 2,0	1,6 a 2,4
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	1,2 a 1,8	1,6 a 2,4	1,8 a 3,0
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	1,2 a 1,8	1,6 a 2,4	1,8 a 3,0
aeronave de transporte de passageiros a hélice	1,3 a 1,9	1,5 a 2,1	1,7 a 2,7
aeronave de transporte de passageiros a jato	1,3 a 1,9	1,5 a 2,1	1,7 a 2,7
aeronave executiva a jato	1,2 a 1,8	1,4 a 2,0	1,6 a 2,4

Fonte: RAYMER, (1999)

Para aeronaves com regulamentação baseada no FAR Part 23 (aeronaves normal, utilitárias e acrobáticas), a distância de decolagem (R_T) pode ser estimada por uma equação empírica baseada no TOPFAR23 (*Takeoff Parameter*), dado em função do coeficiente de sustentação de decolagem ($C_{L_{takeoff}}$) e da razão densidade (σ). Na Equação 21 temos a função do coeficiente de sustentação de decolagem e da razão densidade. E na equação 22 a função de estimativa de distância de decolagem pela carga Alar.

$$TOP_{FAR23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{takeoff}}{\sigma C_{L_{takeoff}} \left(\frac{sep}{W}\right)_{takeoff}} \quad \text{eq.21}$$

$$R_T = 8,728 (TOP_{FAR23}) + 0,056 (TOP_{FAR23})^2 \quad \text{eq.22}$$

Onde,

σ é a razão entre a densidade do ar ambiente e a densidade padrão;

$C_{L_{takeoff}}$ é o coeficiente de sustentação de decolagem;

$sep/W_{takeoff}$ é a razão potência-peso [W/N];

$W/S_{takeoff}$ é a carga alar da aeronave na decolagem;

R_T é a distância total de decolagem [m].

Para aeronaves com regulamentação baseada no FAR Part 25, a distância de aterrissagem (R_L) pode ser estimada por uma equação empírica baseada na velocidade de *stall* de aproximação (V_{SA}), no coeficiente de sustentação máximo (C_{Lmax}) e na carga alar de aterrissagem.

Na Equação 23 temos a função de estimativa de distância de aterrissagem pela carga alar.

$$R_L = 0,584V_{SA}^2 = 0,584 \left(\sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_{Lmax}}} \right)^2 \quad \text{eq.23}$$

$$R_L = \frac{1,168}{\rho_0 C_{Lmax}} \left(\frac{W}{S} \right)_{Landing}$$

Onde:

ρ_0 é a densidade do ar.

S é a área da asa.

C_{Lmax} é o coeficiente de sustentação máximo.

$W/S_{landing}$ é a carga alar da aeronave na aterrissagem.

R_L é a distância total de aterrissagem [m].

Devemos ficar atentos, pois a carga alar de aterrissagem da aeronave não é necessariamente igual a carga alar de decolagem, pois o peso máximo de aterrissagem pode ser bem inferior ao peso máximo de decolagem.

2.3.7. Estimativa do Comprimento da Fuselagem de Aeronaves

De acordo com Raymer, 1992, para estimativas iniciais de dimensionamento da fuselagem pode-se utilizar uma correlação entre o comprimento da fuselagem (x_L) e o peso máximo de decolagem da aeronave, ou o peso bruto da aeronave (W_0), através de uma equação empírica baseada na análise de tendência histórica e utilizando a Equação 24 apresentada abaixo:

$$x_L = a W_0^c \quad \text{eq.24}$$

Onde

a é uma constante

C é uma constante

W_0 é o peso bruto de decolagem

As constantes a e C podem ser obtidas na tabela abaixo pelo método de tendências.

Tabela 11: Estimativa das Constantes da Equação para Comprimento da Fuselagem

tipo de aeronave	a	C
aeronave planador	2,1763	0,1437
aeronave moto-planador	2,1763	0,1437
aeronave ultraleve ou homebuilt	0,4431	0,3063
aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	0,4088	0,3140
aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	0,4088	0,3140
aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	0,4088	0,3140
aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	0,4088	0,3140
aeronave acrobática	0,2650	0,3549
aeronave agrícola	0,7888	0,2371
aeronave anfíbia mono ou multimotora	0,2373	0,3752
aeronave de combate da Segunda Guerra a hélice	0,2111	0,3592
aeronave de treinamento a jato	0,6150	0,2647
aeronave de combate a jato	0,2683	0,3396
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	0,0576	0,4678
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	0,0576	0,4678
aeronave de transporte de passageiros a hélice	0,3115	0,3539
aeronave de transporte de passageiros a jato	0,4546	0,3321
aeronave executiva a jato	0,2260	0,3739

Fonte: RAYMER, (1999)

2.3.8. Coeficiente de Volume de Cauda Horizontal e Vertical

De acordo com Raymer, 1992, as empenagens horizontal e vertical tem a finalidade de gerar momento a fim de equilibrar a sustentação da asa.

A capacidade das empenagens em gerar o momento necessário para equilibrar a aeronave depende da força resultante gerada pelas empenagens, a qual depende da área das empenagens, e do braço de momento dessa força resultante. De uma forma geral, a área das empenagens horizontal e vertical dependem da área

da asa estabelecida com base nos requisitos de sustentação para equilibrar o peso da aeronave.

Assim, introduz-se uma relação direta entre a área e braço de momento das empenagens em relação a área e um comprimento da asa, apresentada na forma de uma variável comunidade de volume área x comprimento.

Para diferentes tipos de aeronaves essa relação volumétrica entre as empenagens e a asa é constante, definido como o coeficiente de volume de cauda em inglês, *tail volume coefficient*, denotado por C .

Para a empenagem horizontal, o coeficiente de volume de cauda C_{HT} onde “HT” é em referência ao inglês horizontal *tail* é definido pela Equação 25.

$$C_{ht} = \frac{L_{ht}S_h}{C_{ma} S_w} \quad \text{eq.25}$$

Onde L_{HT} é o braço de momento da empenagem horizontal, S_{HT} é a área da empenagem horizontal, C_{mac} é a corda média aerodinâmica da asa e S é a área de referência da asa.

Para a empenagem vertical, o coeficiente de volume de cauda C_{VT} , onde “VT” é em referência ao inglês vertical *tail* é definido pela Equação 26.

$$C_{vt} = \frac{L_{vt}S_{vh}}{C_{ma} S_w} \quad \text{eq.26}$$

Onde L_{VT} é o braço de momento da empenagem vertical, S_{VT} é a área da empenagem vertical, b é a envergadura da asa e S é a área de referência da asa área em planta da asa.

Para os braços de momento, essas distâncias são medidas entre pontos a 25% ou 30% das cordas médias aerodinâmicas das empenagens e o ponto a 25% ou 30% da corda média aerodinâmica da asa

A Figura 7 representa o coeficiente de volume de cauda de aeronaves.

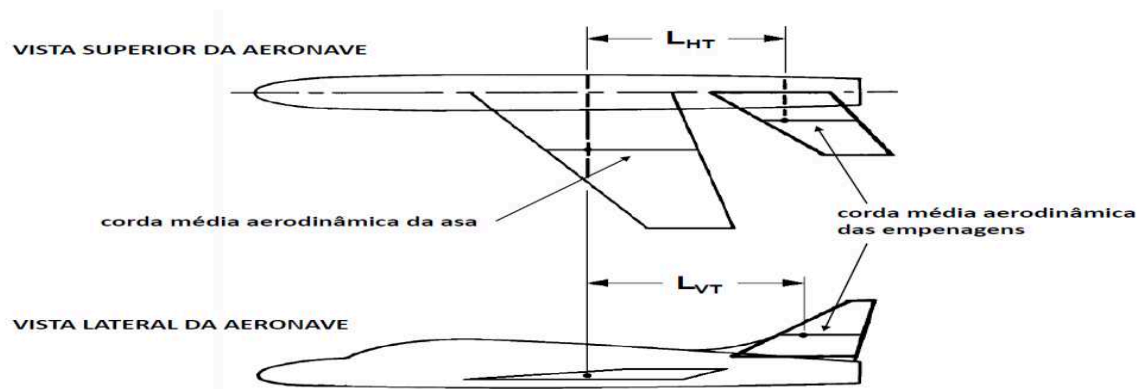


Figura 7: Representação do Coeficiente de Volume de Cauda de Aeronaves

Fonte: RAYMER, (1992)

Para estimativas iniciais de dimensionamento de empenagens pode-se utilizar valores padrões de coeficientes de volume de cauda para empenagens horizontal e vertical, baseados em tendência histórica para diferentes tipos de aeronaves conforme Tabela 12.

A partir dos valores padrões dos coeficientes de volume de cauda pode-se estimar a área das empenagens para uma dada posição geométrica das empenagens em relação a asa, no caso os braços de momentos L_{HT} e L_{VT} .

Além disso, a posição das empenagens em relação a asa pode ser determinada como um percentual do comprimento da fuselagem.

Dessa forma, os braços de momento das empenagens podem ser estimados em função do comprimento da fuselagem, que em muitas aeronaves comerciais corresponde ao comprimento da aeronave.

Tabela 12: Estimativa de Coeficientes de Volume de Cauda de Empenagens

tipo de aeronave	C_{HT}	C_{VT}
aeronave planador	0,50	0,02
aeronave moto-planador	0,50	0,02
aeronave ultraleve ou homebuilt	0,50	0,04
aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	0,70	0,04
aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	0,70	0,04
aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	0,80	0,07
aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	0,80	0,07
aeronave acrobática	0,35	0,03
aeronave agrícola	0,50	0,04
aeronave anfíbia mono ou multimotora	0,70	0,06
aeronave de combate da Segunda Guerra a hélice	0,50	0,04
aeronave de treinamento a jato	0,70	0,06
aeronave de combate a jato	0,40	0,07
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	1,00	0,08
aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	1,00	0,08
aeronave de transporte de passageiros a hélice	1,00	0,08
aeronave de transporte de passageiros a jato	1,20	0,09
aeronave executiva a jato	1,20	0,09

Fonte: RAYMER, (1992)

Temos algumas tendências práticas para os cálculos dos braços de momento L_{VT} e L_{HT} em função do comprimento da fuselagem conforme Tabela 13 .

Tabela 13: Estimativa dos braços de momento L_{HT} e L_{VT}

Tipo de aeronave	Braço de momento L_{HT} e L_{VT}
Aeronaves a hélice com motor frontal	60% do comprimento da fuselagem
Aeronaves a hélice ou a jato com motores nas asas	50% a 55% do comprimento da fuselagem
Aeronaves com motores na traseira	40% a 45% do comprimento da fuselagem
Aeronaves planadores	65% do comprimento da fuselagem

Fonte: RAYMER, (1999)

MÉTODO

Nesse capítulo iremos mostrar o método utilizado para definir algumas características da aeronave que foi discutida no capítulo acima, lembrando que foram utilizados dados históricos de tendências de aeronaves semelhantes para o início do cálculos.

Abaixo veremos uma lista de aeronaves que foram utilizadas como referência para o novo projeto.

3.1. Análise de Tendências

Na análise de tendências iremos conhecer e ter uma breve descrição de cada aeronave escolhida para o estudo, assim como suas informações técnicas. Segue abaixo 15 aeronaves estudadas para o projeto.

A primeira aeronave é o Aviatika, um avião de fabricação Russa, para dois passageiros, e com trem de pouso fixo e triciclo. É utilizado para treinamento de voo e uso pessoal.

Na Figura 8 temos uma foto da aeronave, na Figura 9 um esboço 3 vista e na Tabela 14 características da aeronave Aviatika.



Figura 8 : Aeronave Aviatika

Fonte: Costa, (2013)

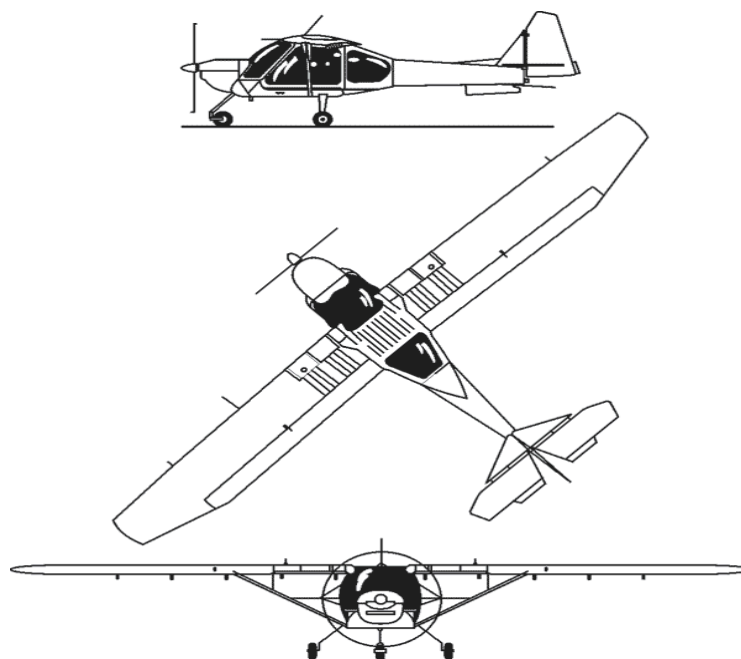


Figura 9: Esboço 3 vista Aeronave Aviatika

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 14: Características Aeronave Aviatika

Características Aviatika					
Envergadura	(m)	10,9	Vel estol com flap	(km/h)	64
Comprimento total	(m)	7,27	VNE	(km/h)	220
Altura da cabine	(m)	1,23	Razão de subida	(m/s)	3
Número de assentos	Um	2	Distância de decolagem	(m)	100
Razão de Aspecto	-	6,88	Distância de pouso	(m)	80
Área asa	(m ²)	17,3	Coef. Volume E.H.	-	0,36
Peso Vazio	(kg)	510	Coef. Volume E.V.	-	0,02
MTOW	(kg)	770	Alcance	(km)	1230
Carga Útil	(kg)	260	Autonomia	horas	4,4
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	44,6	Motor	-	Lycoming O-235
Teto de serviço	(m)	4000	Potência	(HP)	115
Vc (75%)	(km/h)	169	Peso/Potência	-	6,7

Fonte: Autor

A segunda aeronave é o Cessna 152, é um avião de fabricação americana pela Cessna, para dois passageiros, e com trem de pouso fixo e triciclo. É utilizado para treinamento de voo e uso pessoal.

Na Figura 10 temos uma foto da aeronave, na Figura 11 um esboço 2 vista e na Tabela 15 características da aeronave Cessna 152.



Figura 10: Aeronave Cessna 152

Fonte: Costa, (2013)

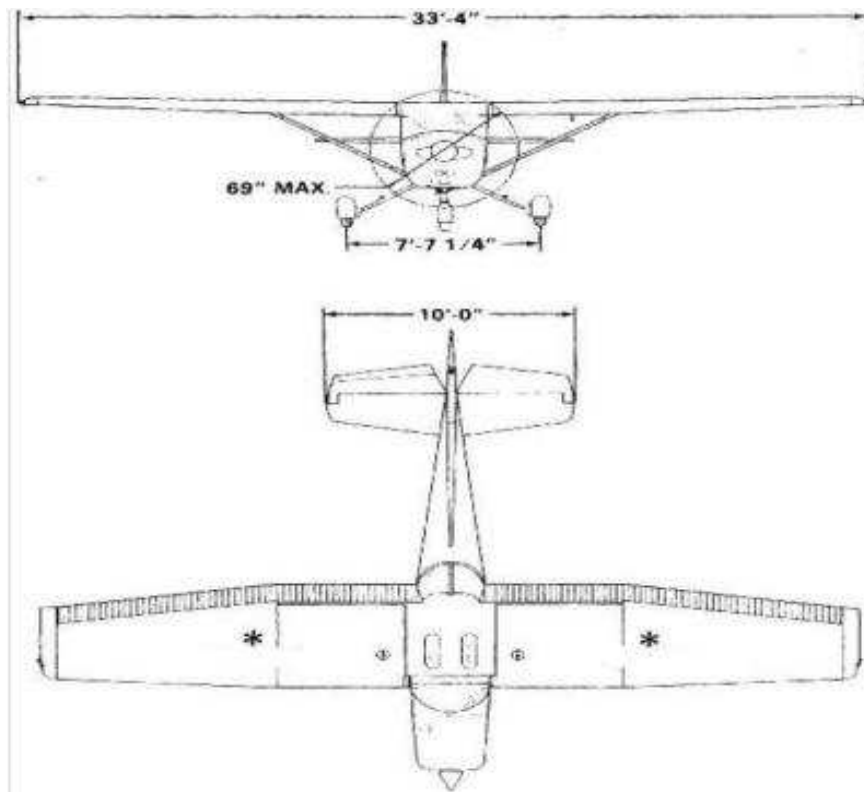


Figura 11: Esboço 2 Vista Aeronave Cessna 152

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 15: Características Aeronave Cessna 152

Características Cessna 152					
Envergadura	(m)	9,97	Vel estol com flap	(km/h)	80
Comprimento total	(m)	7,34	VNE	(km/h)	235
Altura da cabine	(m)	1,16	Razão de subida	(m/s)	3,6
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	221
Razão de Aspecto	-	6,81	Distância de pouso	(m)	150
Área asa	(m ²)	14,59	Coef. Volume E.H.	-	0,47
Peso Vazio	(kg)	502	Coef. Volume E.V.	-	0,02
MTOW	(kg)	757	Alcance	(km)	1000
Carga Útil	(kg)	255	Autonomia	horas	4,6
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	51,88	Motor	-	Lycoming O-235
Teto de serviço	(m)	4200	Potência	(HP)	115
Vc (75%)	(km/h)	176	Peso/Potência	-	6,58

Fonte: Autor

A terceira aeronave é o STOL CH 7201, é uma aeronave de asa alta, para 2 pessoas, ampla visão para todos os ocupantes e fácil de pilotar. É um projeto consagrado no mundo, com amplo espaço para os passageiros.

Na Figura 12 temos uma foto da aeronave, na Figura 13 um esboço 3 vista e na Tabela 16 características da aeronave Zenair CH 7021-STOL.



Figura 12: Aeronave Zenair CH 7021 – STOL

Fonte: Costa, (2013)

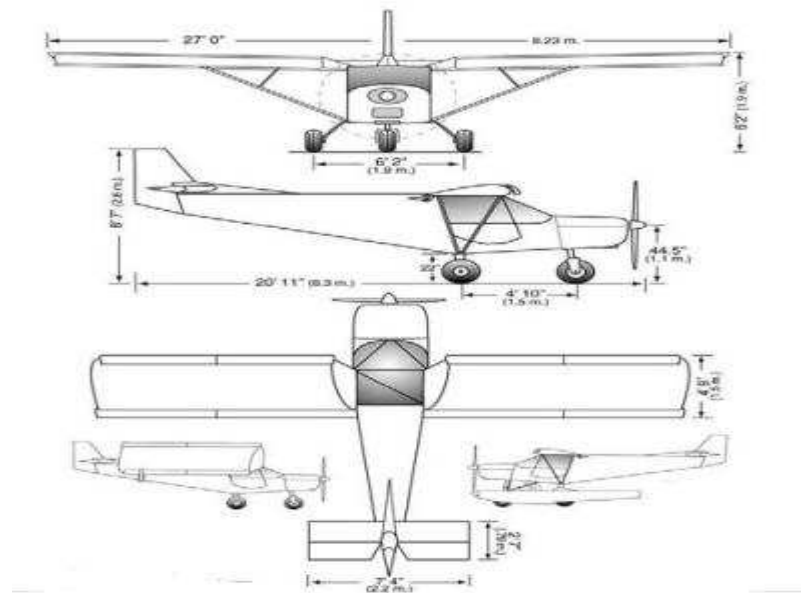


Figura 13: Esboço 3 Vista Aeronave Zenair

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 16: Características Aeronave Zenair CH 7021 - STOL

Características Zenair CH7021 - Stol					
Envergadura	(m)	8,2	Vel estol com flap	(km/h)	45
Comprimento total	(m)	6,1	VNE	(km/h)	176
Altura da cabine	(m)	1,07	Razão de subida	(m/s)	4,5
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	18
Razão de Aspecto		5,75	Distância de pouso	(m)	25
Área asa	(m ²)	11,7	Coef. Volume E.H.		0,33
Peso Vazio	(kg)	230	Coef. Volume E.V.		0,04
MTOW	(kg)	480	Alcance	(km)	480
Carga Útil	(kg)	250	Autonomia	horas	4
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	41	Motor		Rotax 912
Teto de serviço	(m)	4200	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	128	Peso/Potência		7,38

Fonte: Autor

A quarta aeronave é o Conquest, é uma aeronave avançada da Inpaer Indústria Paulista de Aeronáutica com um motor a hélice tripá, com capacidade para dois passageiros

Na Figura 14 temos uma foto da aeronave, na Figura 15 um esboço 3 vista e na Tabela 17 características da aeronave Conquest.



Figura 14: Aeronave Conquest

Fonte: Costa, (2013)

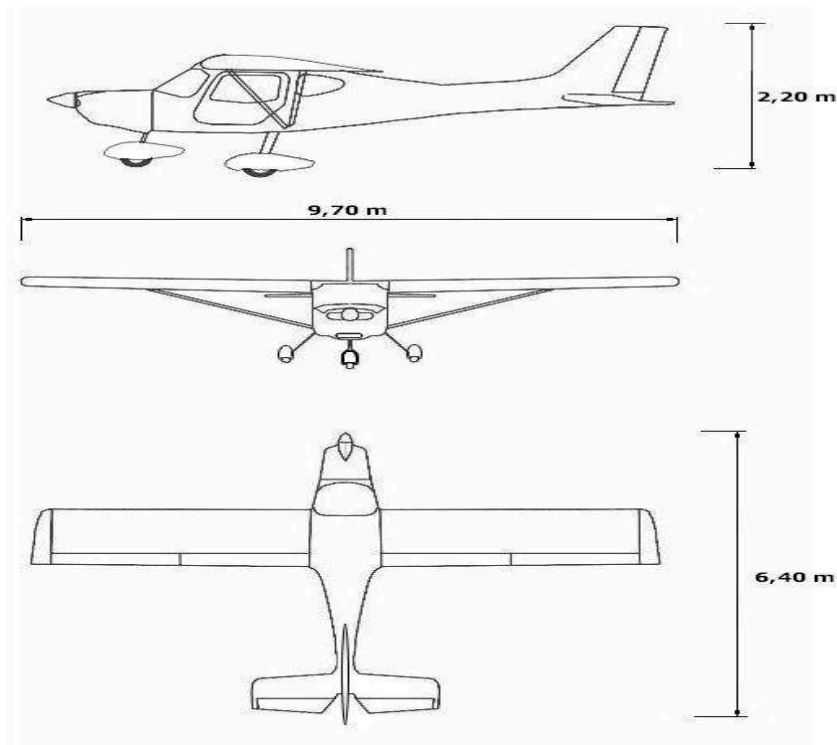


Figura 15: Esboço 3 Vista Aeronave Conquest

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 17: Características Aeronave Conquest

Características Conquest					
Envergadura	(m)	9,65	Vel estol com flap	(km/h)	56
Comprimento total	(m)	6,4	VNE	(km/h)	
Altura da cabine	(m)	1,32	Razão de subida	(m/s)	3,89
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	150
Razão de Aspecto	-	6,82	Distância de pouso	(m)	100
Área asa	(m ²)	13,7	Coef. Volume E.H.	-	0,58
Peso Vazio	(kg)	330	Coef. Volume E.V.	-	0,08
MTOW	(kg)	610	Alcance	(km)	950
Carga Útil	(kg)	280	Autonomia	horas	6,15
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	45	Motor	-	Wolksvagem 2.1
Teto de serviço	(m)	-	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	160	Peso/Potência	-	7,63

Fonte: Autor

A quinta aeronave é o Dar 21, é um avião para dois passageiros, e com trem de pouso fixo e triciclo. É utilizado para treinamento de voo e uso pessoal, com ampla visão para todos os ocupantes e fácil de pilotar.

Na Figura 16 temos uma foto da aeronave, na Figura 17 um esboço 2 vista e na Tabela 18 características da aeronave Dar 21.

**Figura 16: Aeronave DAR21**

Fonte: Costa, (2013)

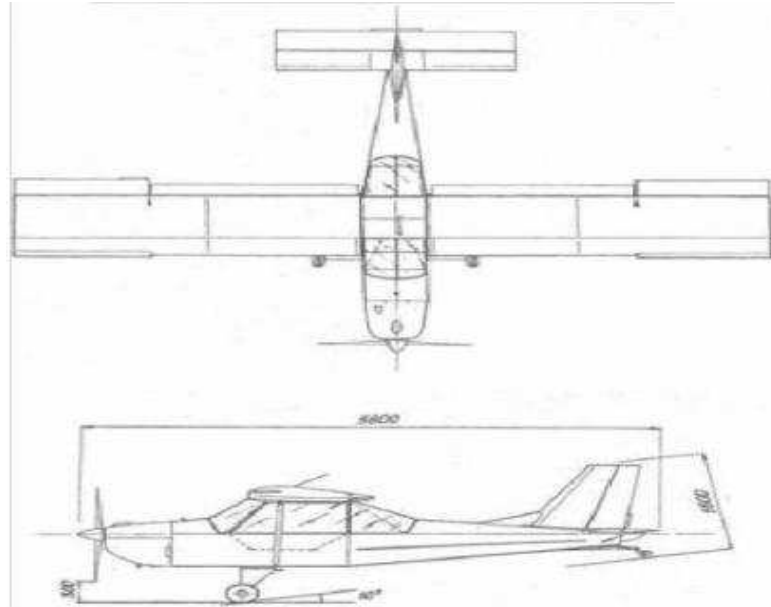


Figura 17: Esboço 2 Vista Aeronave Conquest

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 18: Características Aeronave Dar 21

Características Dar 21					
Envergadura	(m)	8,8	Vel estol com flap	(km/h)	60
Comprimento total	(m)	6,5	VNE	(km/h)	210
Altura da cabine	(m)	0,99	Razão de subida	(m/s)	-
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	200
Razão de Aspecto	-	6,07	Distância de pouso	(m)	150
Área asa	(m ²)	12,76	Coef. Volume E.H.	-	0,43
Peso Vazio	(kg)	450	Coef. Volume E.V.	-	0,01
MTOW	(kg)	650	Alcance	(km)	635
Carga Útil	(kg)	200	Autonomia	horas	3,75
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	50,94	Motor	-	Rotax 912 UL
Teto de serviço	(m)	-	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	175	Peso/Potência	-	-

Fonte: Auto

A sexta aeronave é o Delta Pegasus, é uma aeronave de asa alta, para 2 pessoas, com ampla visão para todos os ocupantes.

Na Figura 18 um esboço 3 vista e na Tabela 19 características da aeronave Delta Pegasus.

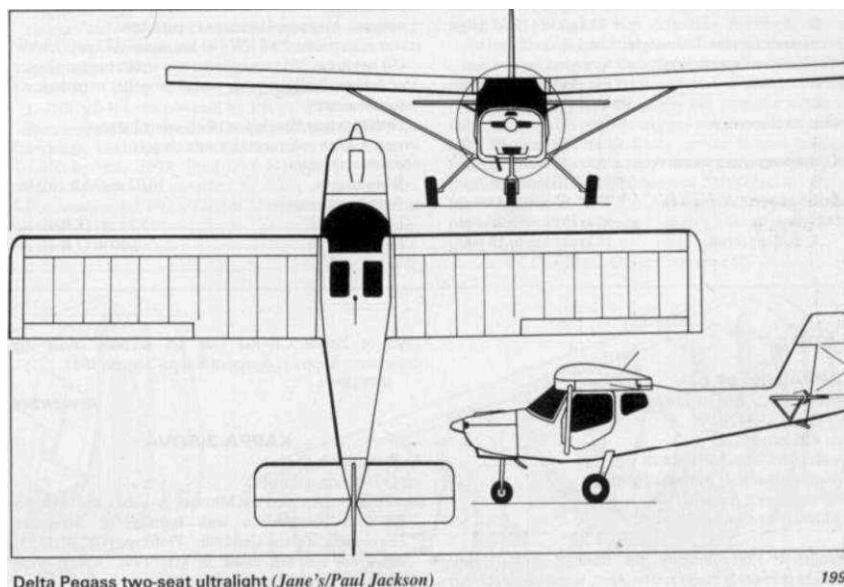


Figura 18: Esboço 3 Vista Aeronave Delta Pegasus

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 19: Características Aeronave Delta Pegasus

Características Delta Pegasus					
Envergadura	(m)	10,19	Vel estol com flap	(km/h)	65
Comprimento total	(m)	5,7	VNE	(km/h)	185
Altura da cabine	(m)		Razão de subida	(m/s)	2,5
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	
Razão de Aspecto		7,28	Distância de pouso	(m)	
Área asa	(m ²)	14,26	Coef. Volume E.H.		0,35
Peso Vazio	(kg)	225	Coef. Volume E.V.		0,02
MTOW	(kg)	450	Alcance	(km)	
Carga Útil	(kg)	225	Autonomia	horas	4
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	31,6	Motor		Rotax 912
Teto de serviço	(m)		Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)		Peso/Potência		5,63

Fonte: Autor

A sétima aeronave é o Eurofox, estabeleceu sua fabricação em Nitra, na Eslováquia. As entregas do Eurofox começaram em 1990. Desde 1999 duas versões foram produzidas, a engrenagem convencional e a engrenagem do triciclo. Todas as versões têm uma cabine fechada com assentos de dois lugares.

Na Figura 19 temos uma foto da aeronave, na Figura 20 um esboço 3 vista e na Tabela 19 características da aeronave Eurofox.



Figura 19: Aeronave Eurofox

Fonte: Costa, (2013)

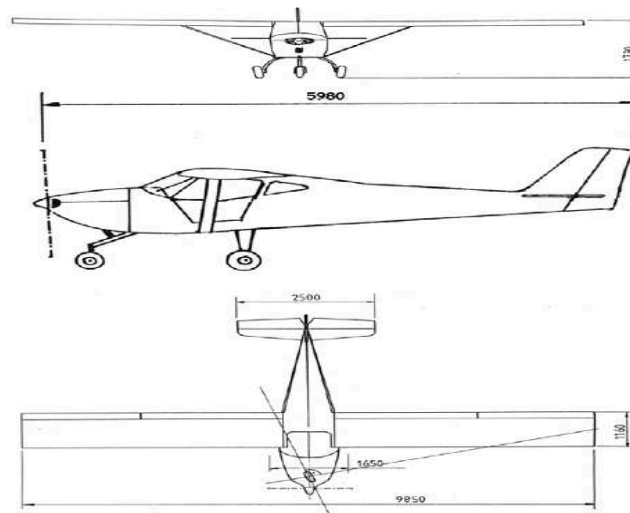


Figura 20: Esboço 3 Vista Aeronave Eurofox

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 20: Características Aeronave Eurofox

Características Eurofox					
Envergadura	(m)	9,2	Vel estol com flap	(km/h)	65
Comprimento total	(m)	5,75	VNE	(km/h)	215
Altura da cabine	(m)	1,78	Razão de subida	(m/s)	4,5
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	
Razão de Aspecto		7,36	Distância de pouso	(m)	
Área asa	(m ²)	11,5	Coef. Volume E.H.		0,35
Peso Vazio	(kg)	260	Coef. Volume E.V.		0,04
MTOW	(kg)	472,5	Alcance	(km)	600
Carga Útil	(kg)	212,5	Autonomia	horas	
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	39,1	Motor		Rotax 912 UL
Teto de serviço	(m)		Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	160	Peso/Potência		5,91

Fonte: Autor

A oitava é o FK9, é um avião para dois passageiros, e com trem de pouso fixo e triciclo. É utilizado para treinamento de voo e uso pessoal, com ampla visão para todos os ocupantes e fácil de pilotar.

Na Figura 21 temos uma foto da aeronave, na Figura 22 um esboço 3 vista e na Tabela 21 características da aeronave FK9.



Figura 21: Aeronave FK9

Fonte: Costa, (2013)

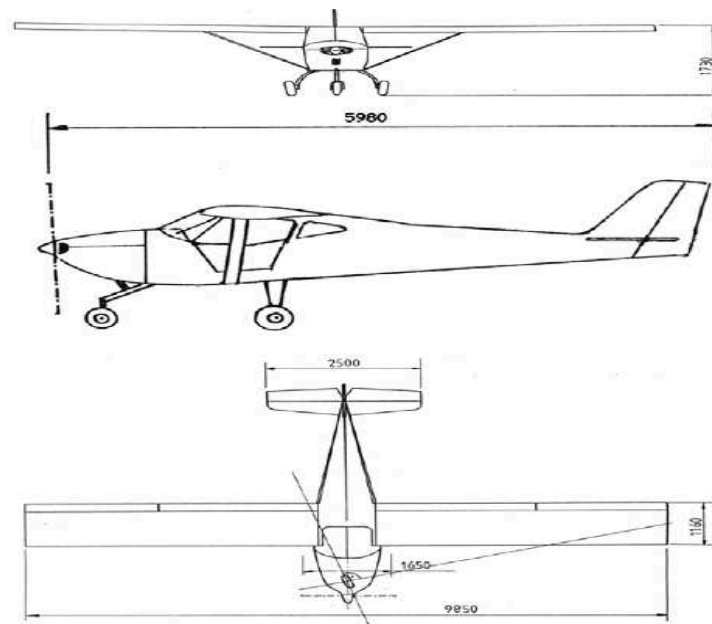


Figura 22: Esboço 3 Vista Aeronave FK9

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 21: Características Aeronave FK9

Características FK9					
Envergadura	(m)	10,33	Vel estol com flap	(km/h)	64
Comprimento total	(m)	5,85	VNE	(km/h)	240
Altura da cabine	(m)	2,25	Razão de subida	(m/s)	6,1
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	-
Razão de Aspecto	-	8,73	Distância de pouso	(m)	-
Área asa	(m ²)	12,22	Coef. Volume E.H.	-	-
Peso Vazio	(kg)	275	Coef. Volume E.V.	-	-
MTOW	(kg)	464	Alcance	(km)	-
Carga Útil	(kg)	189	Autonomia	horas	5,85
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	37,97	Motor	-	Rotax 912
Teto de serviço	(m)	4000	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	195	Peso/Potência		5,8

Fonte: Autor

A nona é o Ikarus, é um avião fabricado pela COMCO, para dois passageiros, e com trem de pouso fixo e triciclo. É utilizado para treinamento de voo e uso pessoal.

Na Figura 23 temos uma foto da aeronave, na Figura 24 um esboço 3 vista e na Tabela 22 características da aeronave Ikarus.

**Figura 23: Aeronave Ikarus**

Fonte: Costa, (2013)

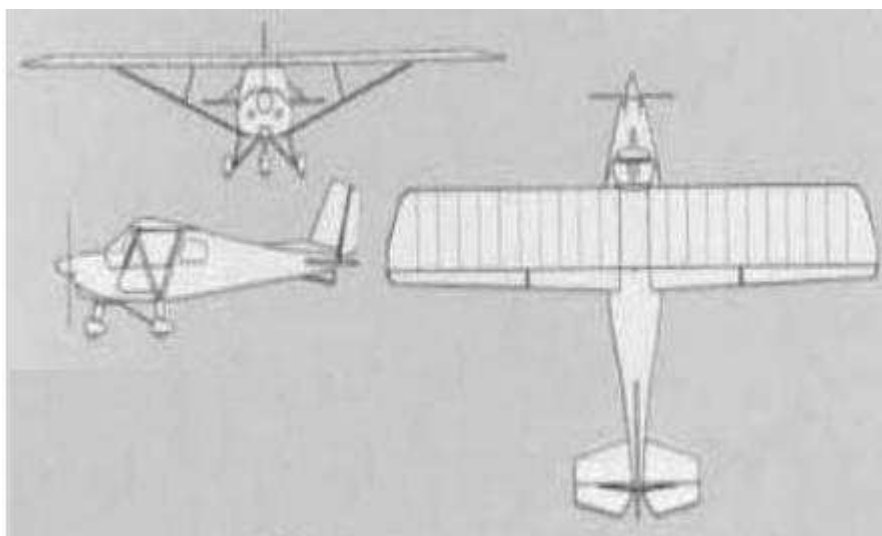


Figura 24: Esboço 3 Vista Aeronave Ikarus

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 22: Características Aeronave Ikarus

Características Ikarus					
Envergadura	(m)	9,45	Vel estol com flap	(km/h)	63
Comprimento total	(m)	6,25	VNE	(km/h)	185
Altura da cabine	(m)	0	Razão de subida	(m/s)	5
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	95
Razão de Aspecto	-	7,14	Distância de pouso	(m)	120
Área asa	(m ²)	12,5	Coef. Volume E.H.	-	0.00
Peso Vazio	(kg)	270	Coef. Volume E.V.	-	0.00
MTOW	(kg)	510	Alcance	(km)	800
Carga Útil	(kg)	240	Autonomia	horas	-
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	36	Motor	-	Rotax 912 UL
Teto de serviço	(m)	0	Potência	(HP)	80
V _c (75%)	(km/h)	175	Peso/Potência	-	6,38

Fonte: Autor

A décima é o Jabiru ST, é fabricado pela Jabiru Aircraft Pty Ltda, uma fabricante de aviões australiana que produz uma gama de aeronaves leves civis kit e pronto-construída em Bundaberg, Queensland. A empresa também projeta e fabrica uma gama de motores de aeronaves leve. O avião é para dois passageiros e tem grande parte de seu material composto em sua construção.

Na Figura 25 temos uma foto da aeronave, na Figura 26 um esboço 3 vista e na Tabela 23 características da aeronave Jabiru ST.



Figura 25: Aeronave Jabiru ST

Fonte: Costa, (2013)

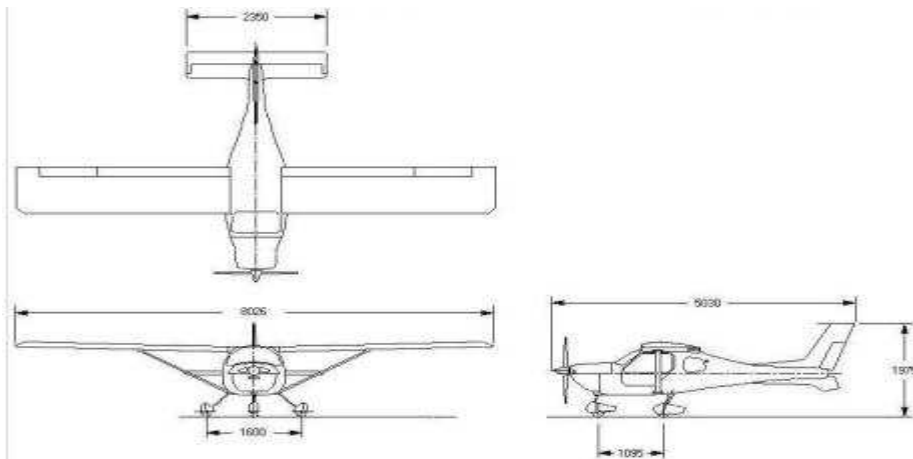


Figura 26: Esboço 3 Vista Aeronave Ikarus

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 23: Características Aeronave Jabiru ST

Características Jabiru ST					
Envergadura	(m)	8,03	Vel estol com flap	(km/h)	75
Comprimento total	(m)	5,03	VNE	(km/h)	215
Altura da cabine	(m)	1,07	Razão de subida	(m/s)	1,7
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	100
Razão de Aspecto		8,2	Distância de pouso	(m)	160
Área asa	(m ²)	7,9	Coef. Volume E.H.	-	0,49
Peso Vazio	(kg)	235	Coef. Volume E.V.	-	0,01
MTOW	(kg)	449	Alcance	(km)	926
Carga Útil	(kg)	214	Autonomia	horas	4,5
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	56,9	Motor	-	Jabiru 2200 A/J
Teto de serviço	(m)	5000	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	194	Peso/Potência	-	5,61

Fonte: Autor

A décima primeira é o Flyitalia MD3 Rider, é um avião ultraleve italiano que foi desenhado na República Checa e produzido por Flyitalia de Dovera, Itália.

A empresa saiu do negócio e a produção terminou em cerca de 2011, mas a produção foi retomada por uma nova empresa, Next Aviões de Rivanazzano em 2013. O avião é para dois passageiros, e com trem de pouso fixo e triciclo.

Na Figura 27 temos uma foto da aeronave, na Figura 28 um esboço 2 vista e na Tabela 24 características da aeronave MD-3.



Figura 27: Aeronave MD-3

Fonte: Costa, (2013)

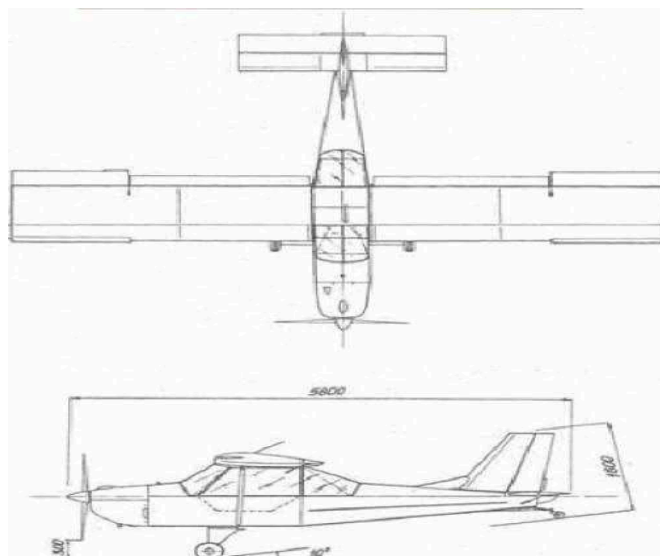


Figura 28: Esboço 2 Vista Aeronave MD-3

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 24: Características Aeronave MD-3

Características MD-3					
Envergadura	(m)	8,5	Vel estol com flap	(km/h)	60,00
Comprimento total	(m)	5,7	VNE	(km/h)	2,70
Altura da cabine	(m)	2,3	Razão de subida	(m/s)	5,00
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	0,00
Razão de Aspecto		7,61	Distância de pouso	(m)	0,00
Área asa	(m ²)	9,5	Coef. Volume E.H.		0,00
Peso Vazio	(kg)	275	Coef. Volume E.V.		0,00
MTOW	(kg)	0	Alcance	(km)	1000,00
Carga Útil	(kg)	0	Autonomia	horas	0,00
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	0	Motor		Rotax 912 UL
Teto de serviço	(m)	0	Potência	(HP)	80
Vc (75%)	(km/h)	202,5	Peso/Potência		0

Fonte: Autor

A décima segunda é o Murphy Rebel, é um avião de dois ou três lugares, de asa alta, monoplane *taildragger* que é vendido em forma de kit por Murphy Aeronaves em Chilliwack, British Columbia, Canadá.

O Rebel foi projetado por Murphy Presidente Aircraft Darryl Murphy e Dick Hiscock, que foi um dos criadores do Havilland Canada DHC-2 Beaver.

Na Figura 29 temos uma foto da aeronave, na Figura 30 um esboço 3 vista e na Tabela 25 características da aeronave Murphy Rebel.

**Figura 29: Aeronave Rebel**

Fonte: Costa, (2013)

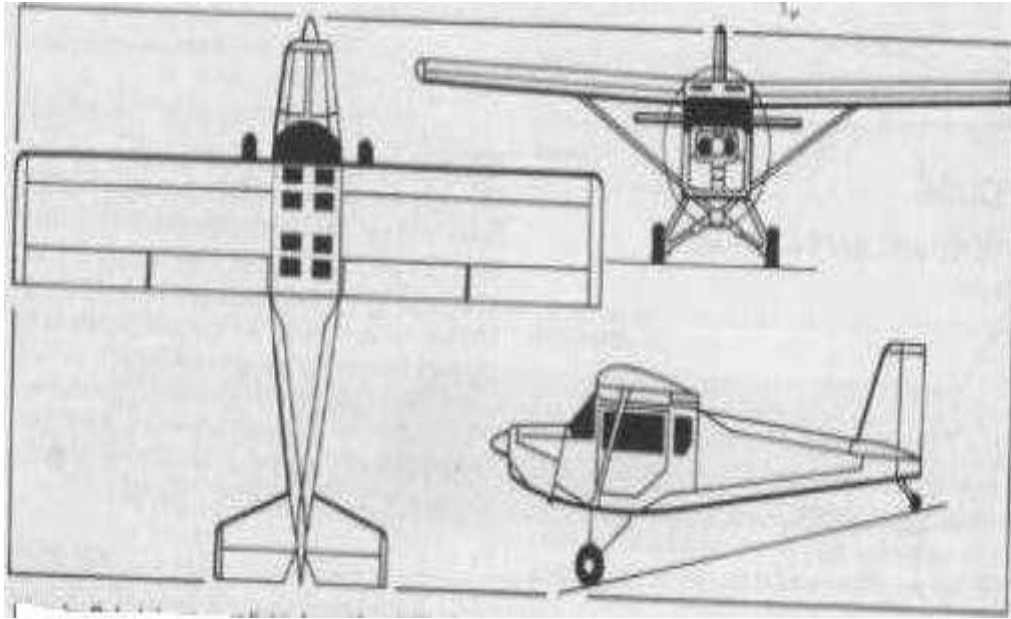


Figura 30: : Esboço 3 Vista Aeronave Rebel

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 25: Características Aeronave Rebel

Características Rebel					
Envergadura	(m)	9,14	Vel estol com flap	(km/h)	65
Comprimento total	(m)	6,50	VNE	(km/h)	243
Altura da cabine	(m)	1,00	Razão de subida	(m/s)	4,07
Número de assentos	um	3	Distância de decolagem	(m)	122
Razão de Aspecto		5,99	Distância de pouso	(m)	122
Área asa	(m ²)	13,94	Coef. Volume E.H.		0,46
Peso Vazio	(kg)	408	Coef. Volume E.V.		
MTOW	(kg)	748	Alcance	(km)	1281,00
Carga Útil	(kg)	340	Autonomia	horas	6,75
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	53,7	Motor		Lycoming O-320
Teto de serviço	(m)	4500	Potência	(HP)	160
Vc (75%)	(km/h)	169	Peso/Potência		4,68

Fonte: Autor

A décima terceira é o P92-J, é um avião fabricado pela Tecnan, para dois passageiros, e com trem de pouso fixo e triciclo. É utilizado para treinamento de voo e uso pessoal.

Na Figura 31 temos uma foto da aeronave, na Figura 32 um esboço 3 vista e na Tabela 26 características da aeronave P92-J.

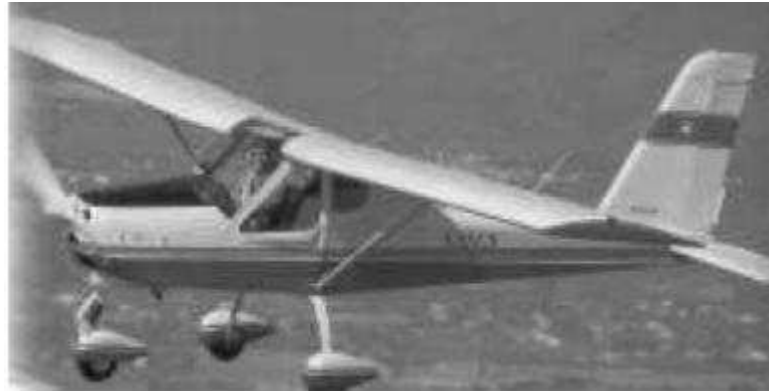


Figura 31: Aeronave P92-J

Fonte: Costa, (2013)

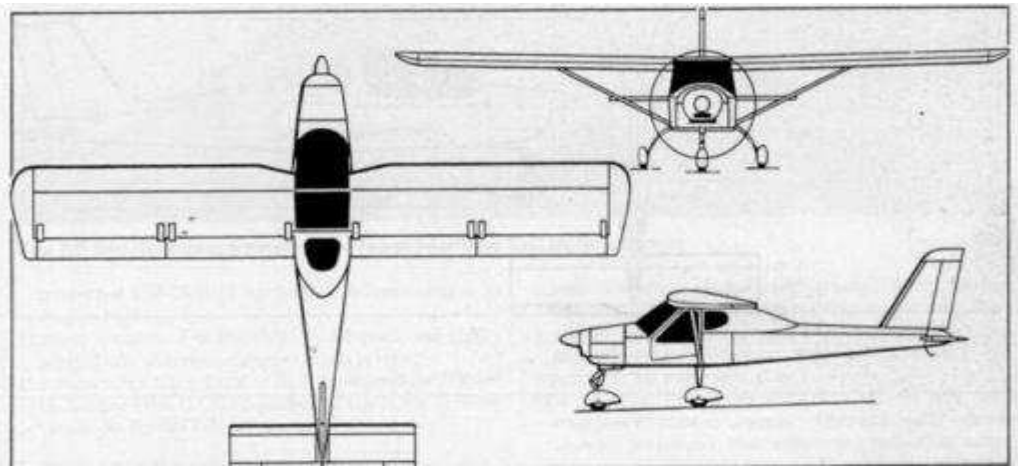


Figura 32: Esboço 3 Vista P92-J

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 26: Características Aeronave P92-J

Características P92-J					
Envergadura	(m)	9,60	Vel estol com flap	(km/h)	65
Comprimento total	(m)	6,30	VNE	(km/h)	0
Altura da cabine	(m)	1,00	Razão de subida	(m/s)	4,37
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	122
Razão de Aspecto		6,98	Distância de pouso	(m)	91
Área asa	(m ²)	13,20	Coef. Volume E.H.		0,40
Peso Vazio	(kg)	315	Coef. Volume E.V.		0,03
MTOW	(kg)	535	Alcance	(km)	740,80
Carga Útil	(kg)	220	Autonomia	horas	5,00
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	40,5	Motor		Rotax 912A
Teto de serviço	(m)	4500	Potência	(HP)	81
Vc (75%)	(km/h)	170	Peso/Potência		6,6

Fonte: Autor

A décima quarta é o Wag-A-Bond, foi a segunda réplica *homebuilt* de um produto *pipper* a partir de peças do fornecedor Wag-Aero. A aeronave foi construída para fornecer um produto de *side-by-side* após o sucesso do banco em Wag-Aero cuby.

Na Figura 33 temos uma foto da aeronave, na Figura 34 um esboço 2 vista e na Tabela 27 características da aeronave Wag-A-Bond.



Figura 33: Aeronave Wag-A-Bond

Fonte: Costa, (2013)



Figura 34: Esboço 2 Vista Aeronave Wag-A-Bond

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 27: Características Aeronave Wag-A-Bond

CaracterísticasWag-A-Bond					
Envergadura	(m)	8,32	Vel estol com flap	(km/h)	0
Comprimento total	(m)	5,70	VNE	(km/h)	0
Altura da cabine	(m)	1,15	Razão de subida	(m/s)	4,32
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	119
Razão de Aspecto		5,05	Distância de pouso	(m)	232
Área asa	(m ²)	13,70	Coef. Volume E.H.		0,00
Peso Vazio	(kg)	329	Coef. Volume E.V.		0
MTOW	(kg)	48	Alcance	(km)	998,00
Carga Útil	(kg)	4666	Autonomia	horas	0,00
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	200	Motor		Lycoming
Teto de serviço	(m)		Potência	(HP)	115
Vc (75%)	(km/h)		Peso/Potência		5,72

Fonte: Autor

A décima quinta é o Boero, de uma empresa Argentina fabricante de aviões, fundada em 1956 pelos irmãos Hector e Caesar Boero em Córdoba. Produziu aeronaves leves e aeronaves para agricultura, mas a partir do ano 2000, em função de vários fatores, passou a fazer somente reparos e fabricar peças.

Na Figura 35 temos uma foto da aeronave, na Figura 36 um esboço 3 vista e na Tabela 28 características da aeronave Boero AB 115.

**Figura 35: Aeronave Boero AB 115**

Fonte: Costa, (2013)

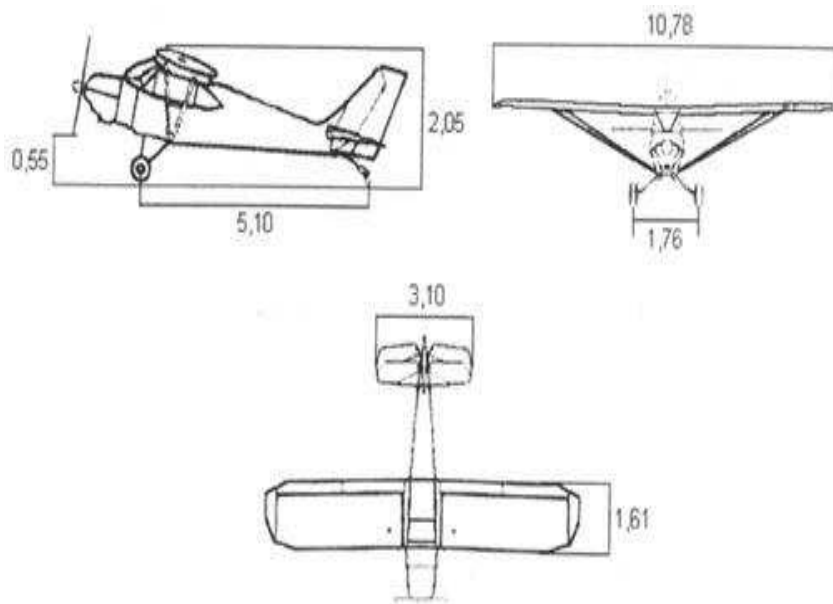


Figura 36: Esboço 3 Vista Aeronave Boero AB 115

Fonte: Costa, (2013)

Tabela 28: Características Aeronave Boero AB 115

Características Boero AB 115					
Envergadura	(m)	10,9	Vel estol com flap	(km/h)	64
Comprimento total	(m)	7,27	VNE	(km/h)	220
Altura da cabine	(m)	1,23	Razão de subida	(m/s)	3
Número de assentos	um	2	Distância de decolagem	(m)	100
Razão de Aspecto		6,88	Distância de pouso	(m)	80
Área asa	(m ²)	17,28	Coef. Volume E.H.		0,36
Peso Vazio	(kg)	510	Coef. Volume E.V.		0,02
MTOW	(kg)	770	Alcance	(km)	1230
Carga Útil	(kg)	260	Autonomia	horas	4,4
Carga Alar Máxima	(kg/m ²)	44,56	Motor		Lycoming O-235
Teto de serviço	(m)	4000	Potência	(HP)	115
Vc (75%)	(km/h)	169	Peso/Potência		6,7

Fonte: Autor

3.2. Comparação dos Parâmetros de Projeto

Temos abaixo gráficos em barras de comparação de alguns parâmetros das aeronaves pesquisadas como tendências históricas para o projeto em elaboração.

O gráfico de barras é uma das formas mais eficientes de comparação de um único parâmetro entre um grande número de aeronaves. É possível avaliar a variação e os extremos de tal parâmetro em uma única visada.

Assim, na Figura 37 temos o parâmetro envergadura.

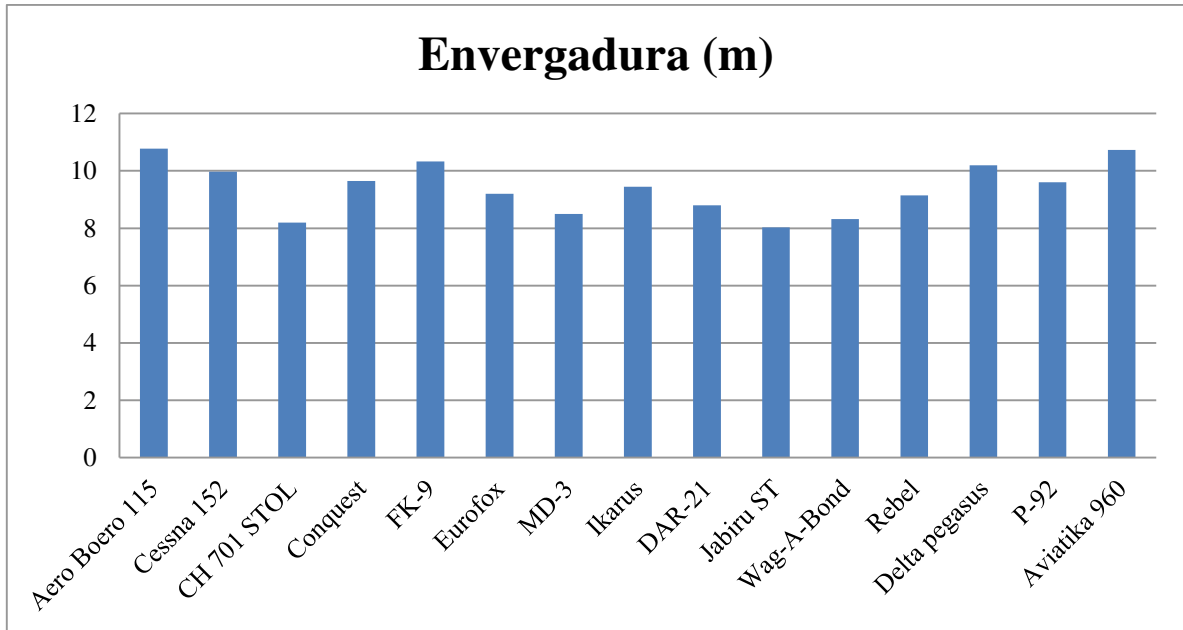


Figura 37: Gráfico Parâmetro Envergadura

Fonte: Autor

Na Figura 38 temos a comparação do parâmetro comprimento.

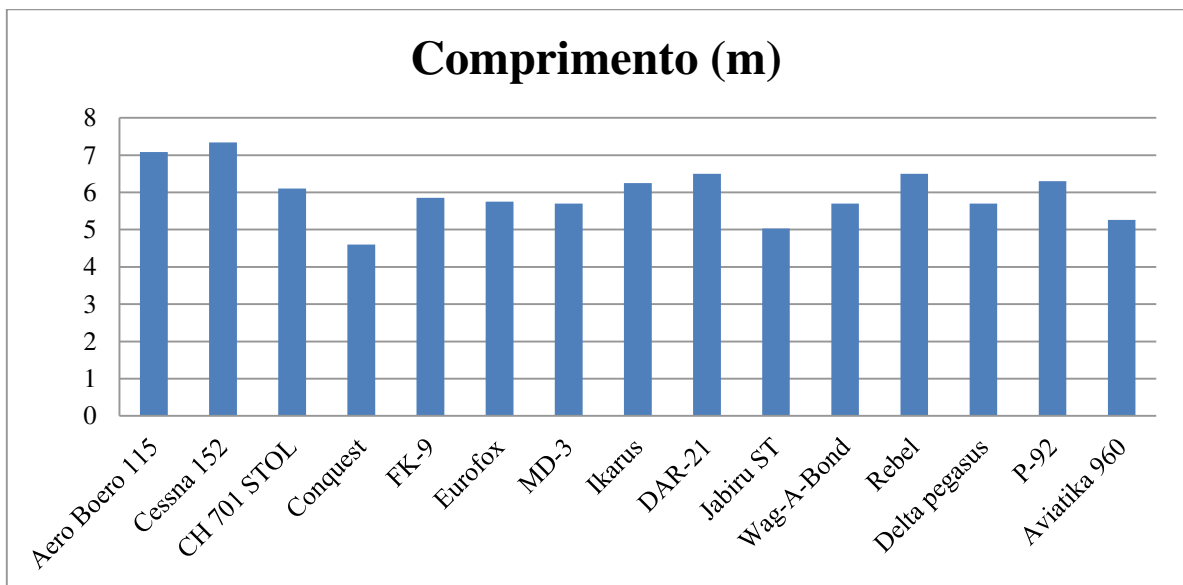


Figura 38: Gráfico Parâmetro Comprimento

Fonte: Autor

Na Figura 39 temos a comparação do parâmetro afilamento.

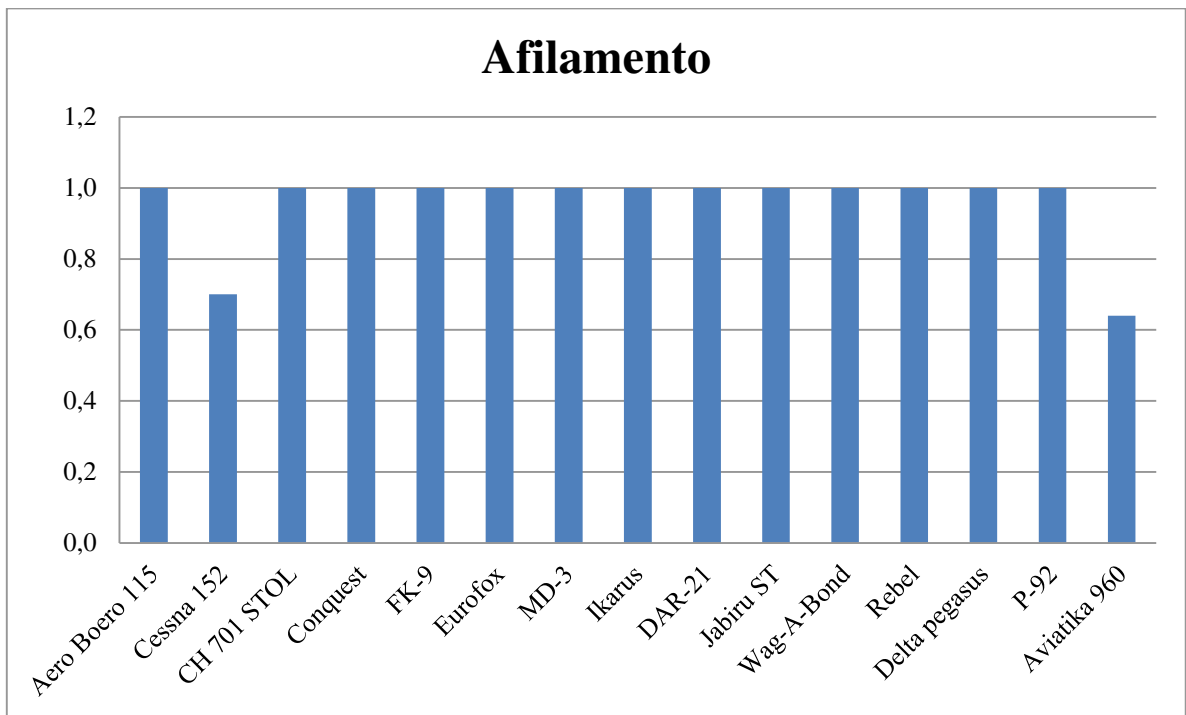


Figura 39: Gráfico Parâmetro Afilamento

Fonte: Autor

Na Figura 40 temos a comparação do parâmetro razão de aspecto.

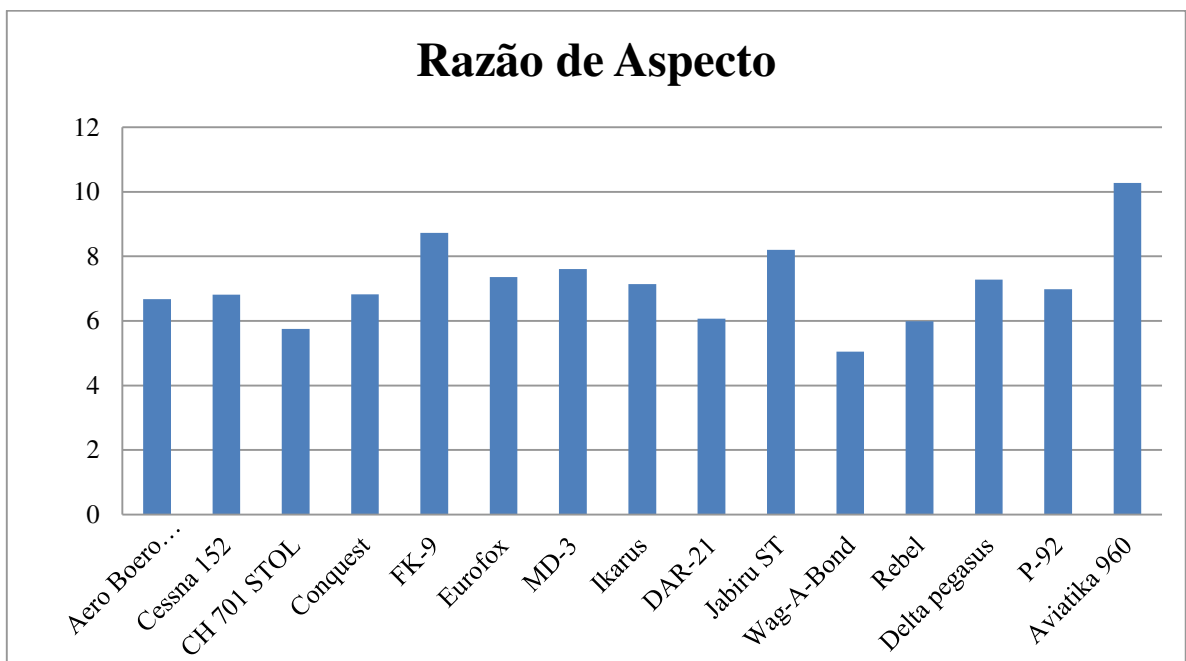


Figura 40: Gráfico Parâmetro Razão de Aspecto

Fonte: Autor

Na Figura 41 temos a comparação do parâmetro área da asa.

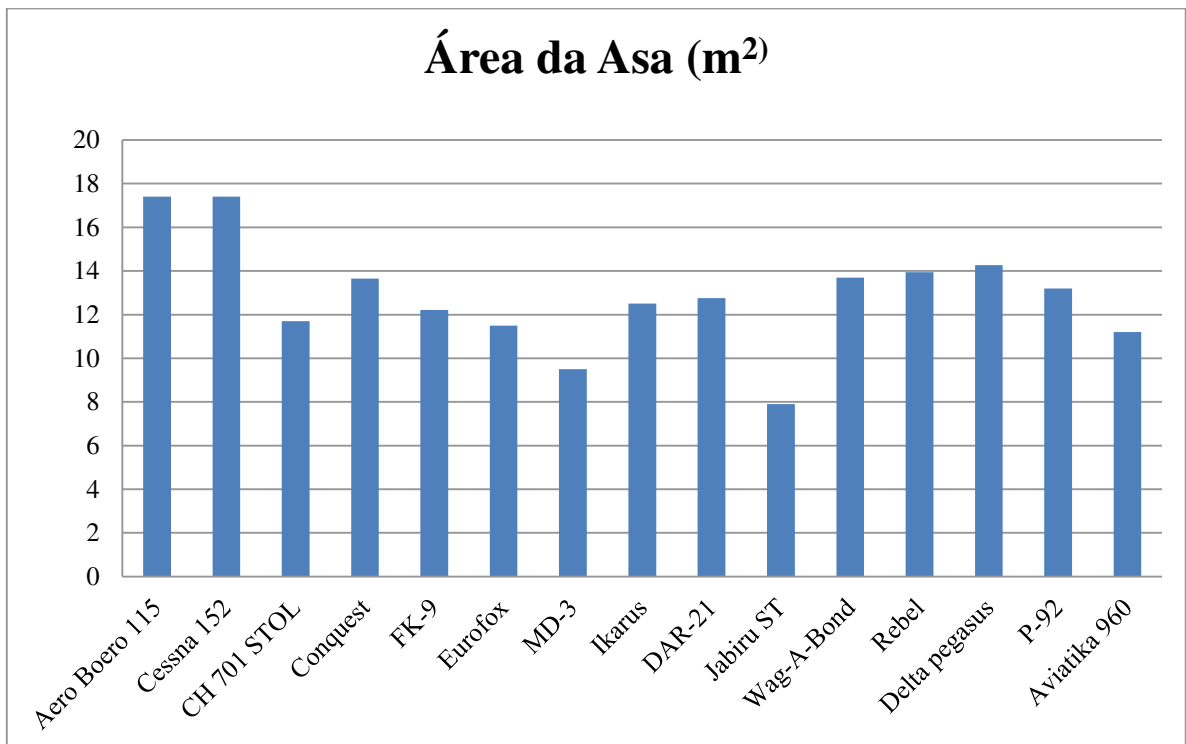


Figura 41: Gráfico Parâmetro Área da Asa

Fonte: Autor

Na Figura 42 temos a comparação do parâmetro carga alar.

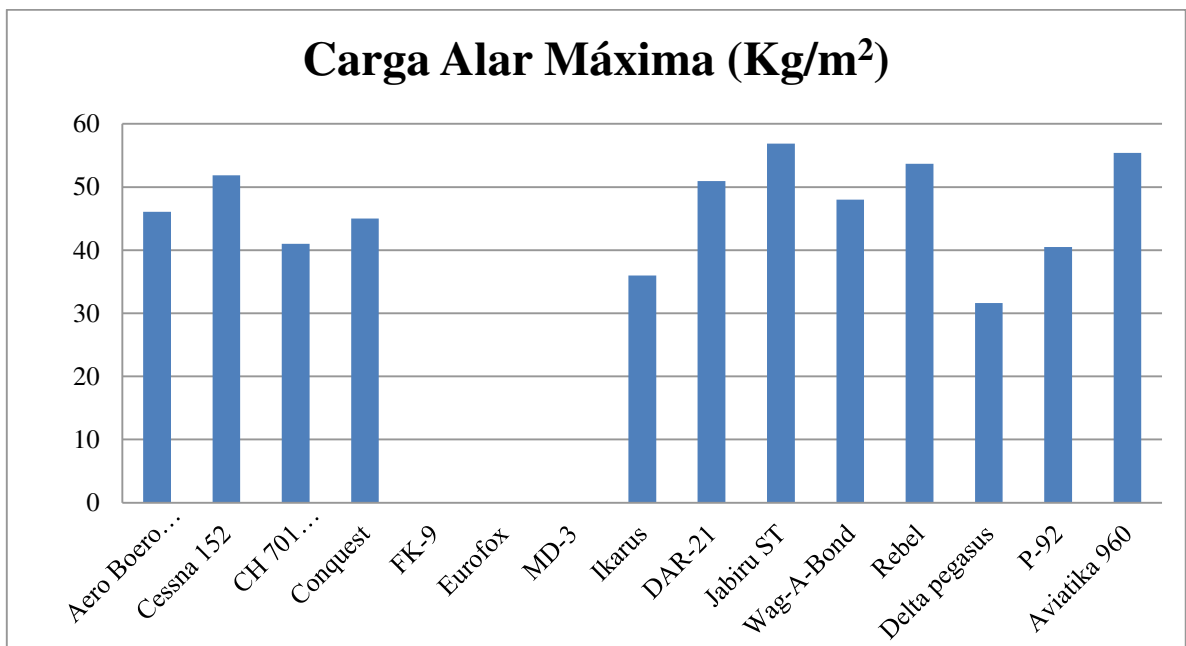


Figura 42: Gráfico Parâmetro Carga Alar

Fonte: Autor

Na Figura 43 temos a comparação do parâmetro peso máximo de decolagem.

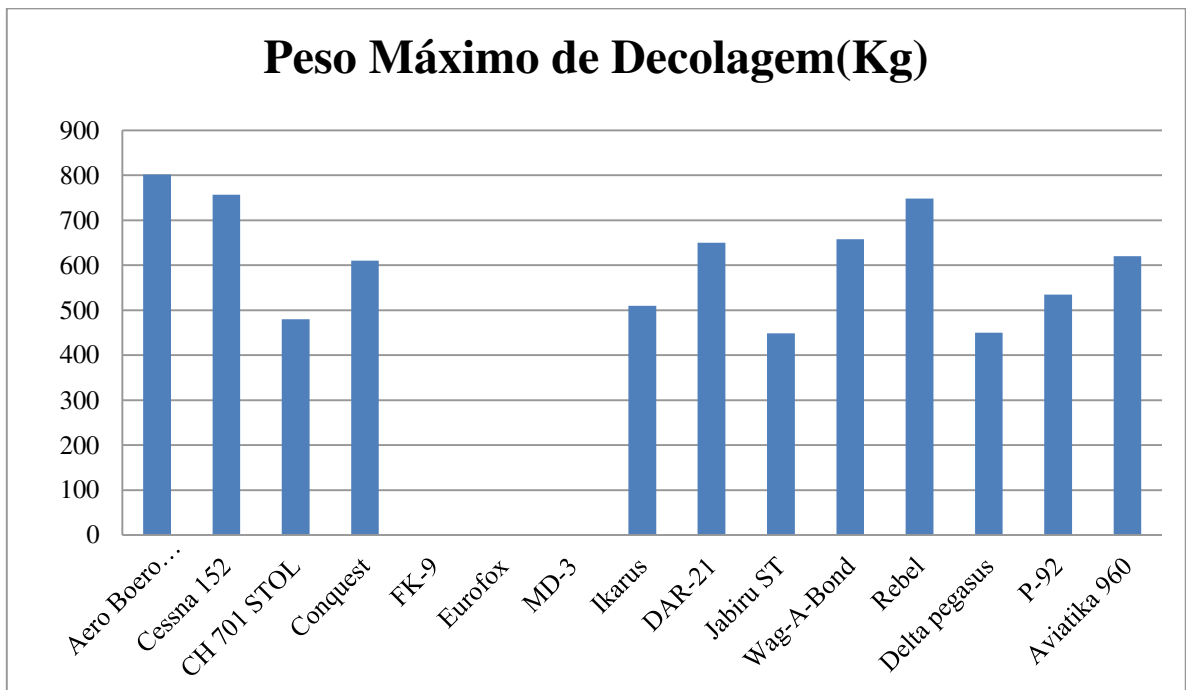


Figura 43: Gráfico Parâmetro Peso Máximo de Decolagem

Fonte: Autor

Na Figura 44 temos a comparação do parâmetro peso vazio.

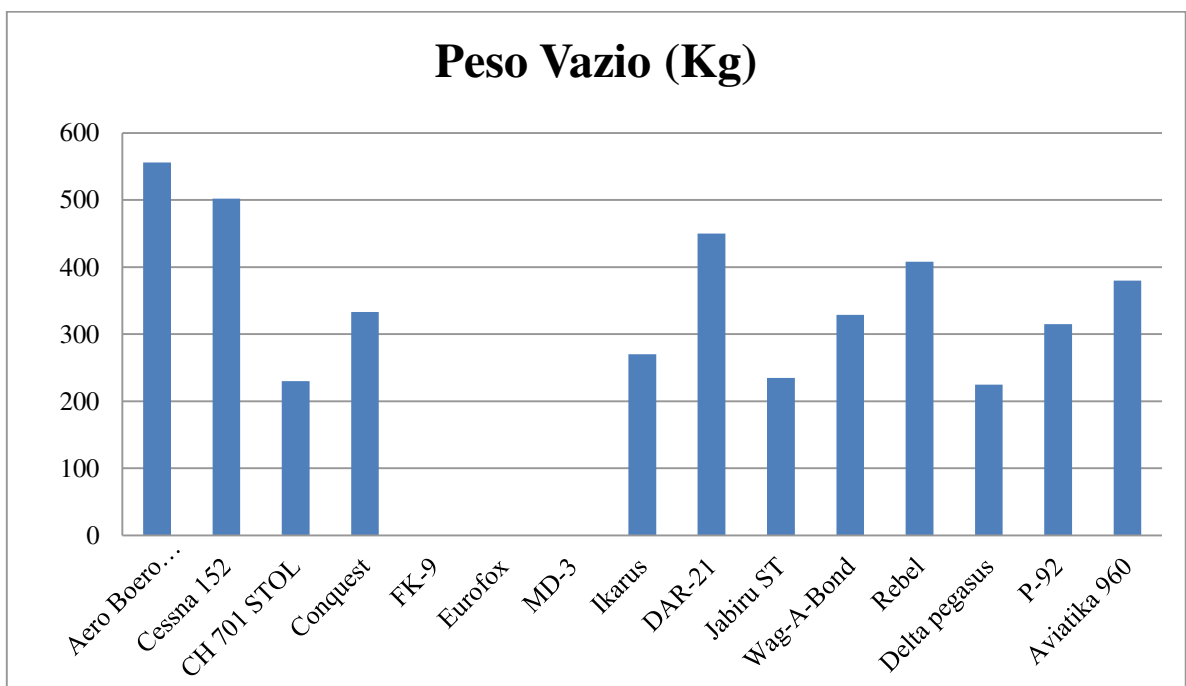


Figura 44: Gráfico Parâmetro Peso Vazio

Fonte: Autor

Na Figura 45 temos a comparação do parâmetro envergadura da asa e envergadura E.H.

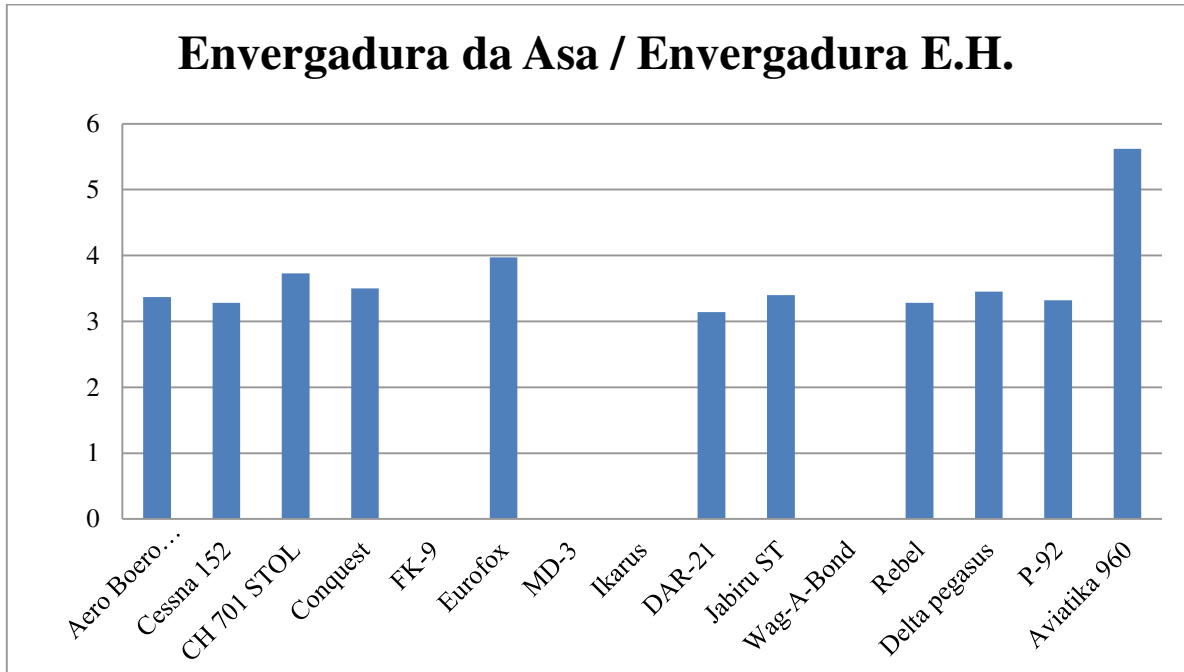


Figura 45: Gráfico Parâmetro Evergadura da Asa / Envergadura E.H.

Fonte: Autor

Na Figura 46 temos a comparação do parâmetro velocidade máxima nivelado.

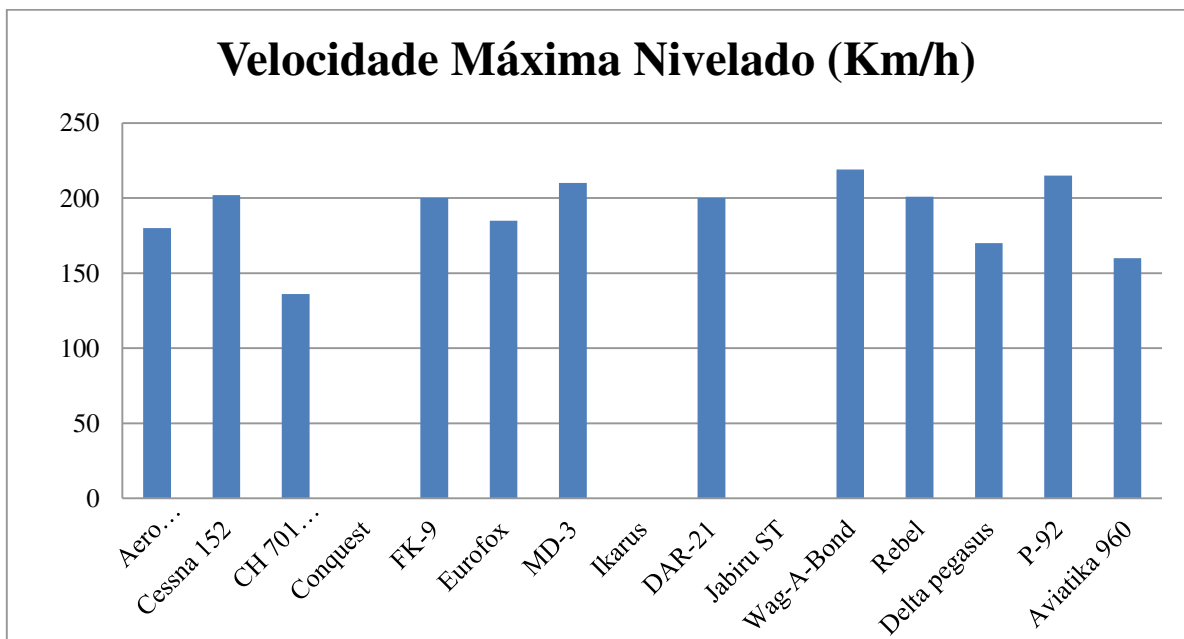


Figura 46: Gráfico Parâmetro Velocidade Máxima Nivelado

Fonte: Autor

Na Figura 47 temos a comparação do parâmetro velocidade de cruzeiro.

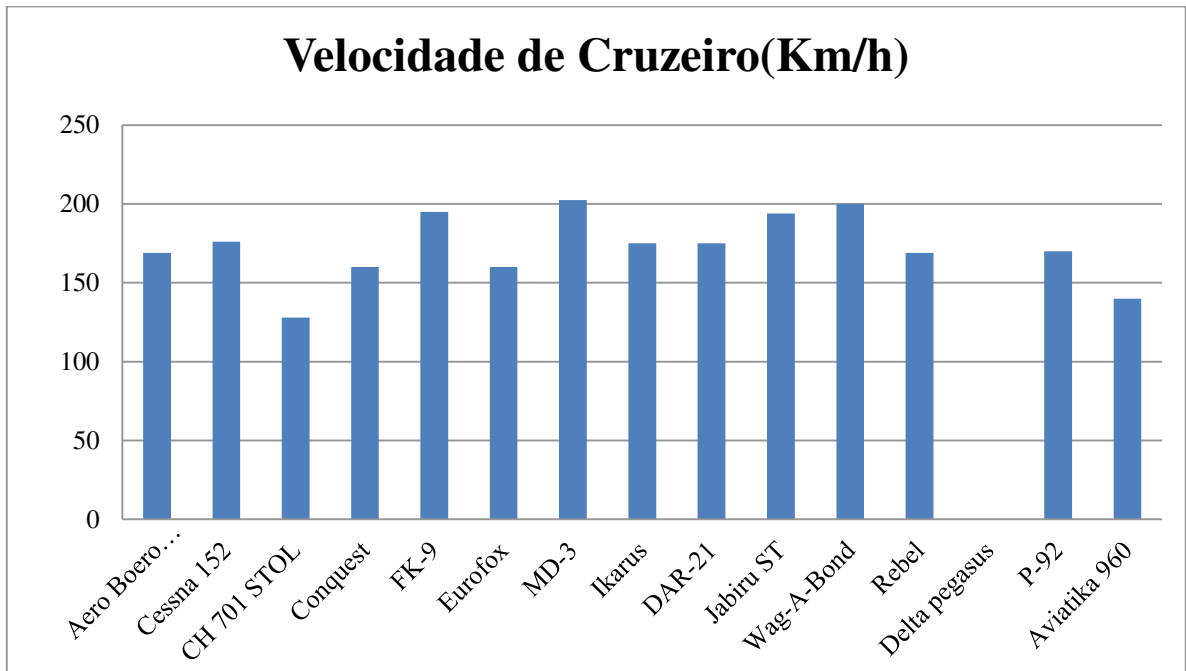


Figura 47: Gráfico Parâmetro Velocidade de Cruzeiro

Fonte: Autor

Na Figura 48 temos a comparação do parâmetro autonomia.

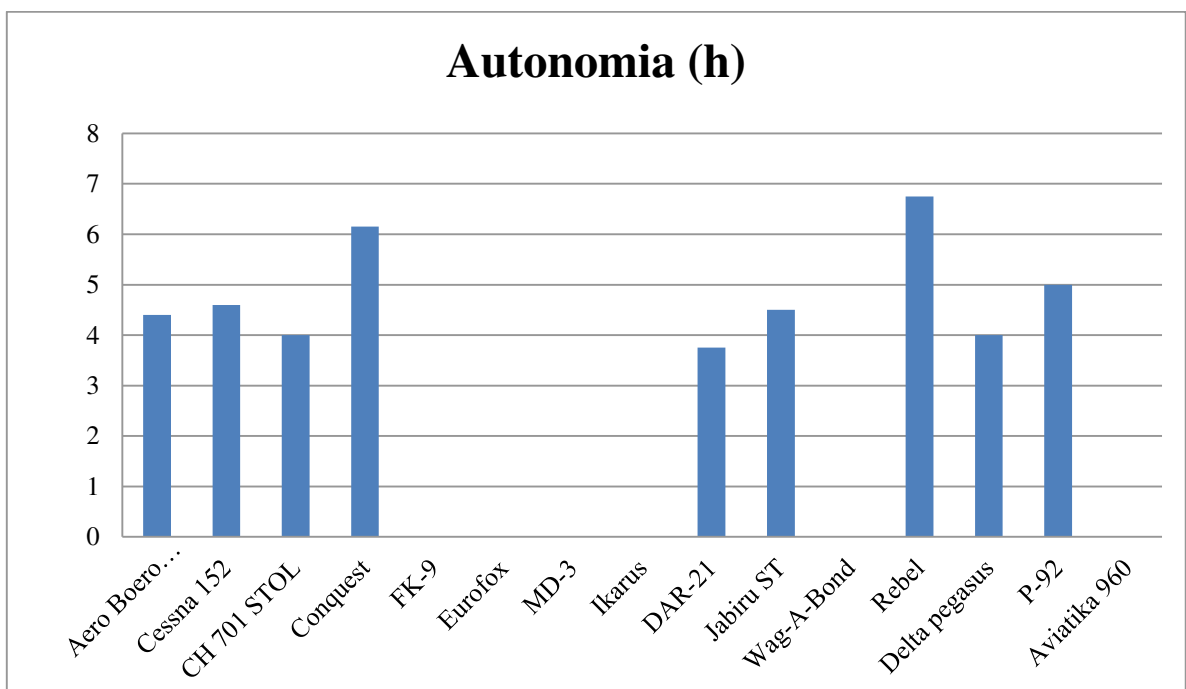


Figura 48: Gráfico Parâmetro Autonomia

Fonte: Autor

Na Figura 49 temos a comparação do parâmetro potência.

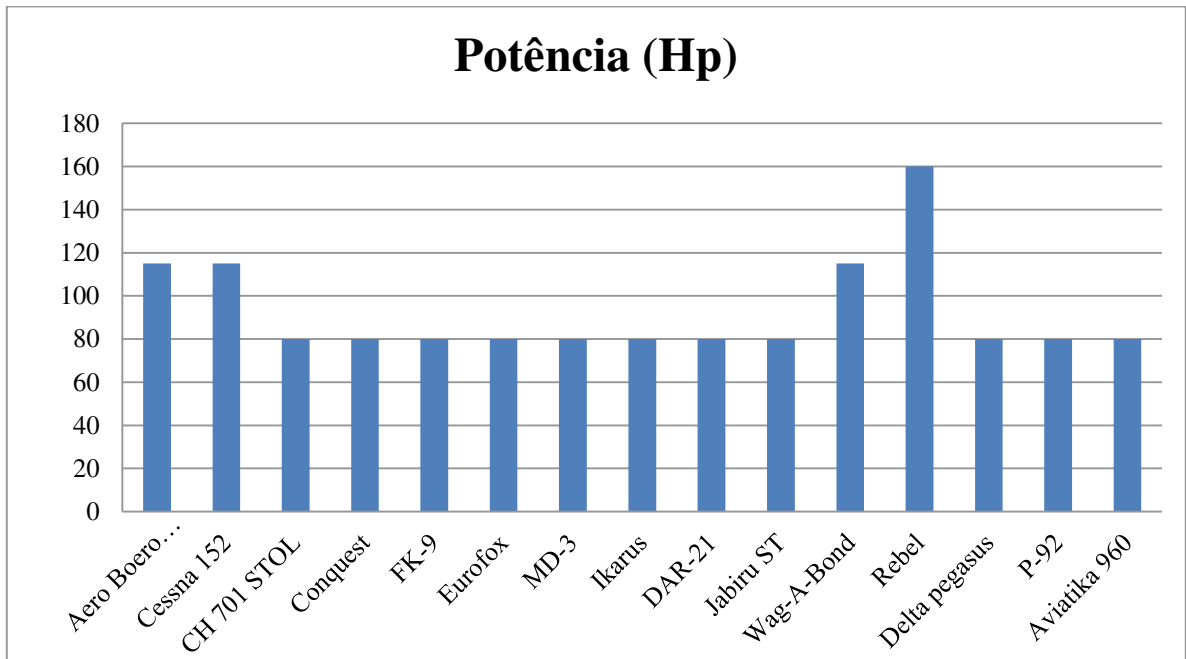


Figura 49: Gráfico Parâmetro Potência

Fonte: Autor

Na Figura 50 temos a comparação do parâmetro potência / peso.

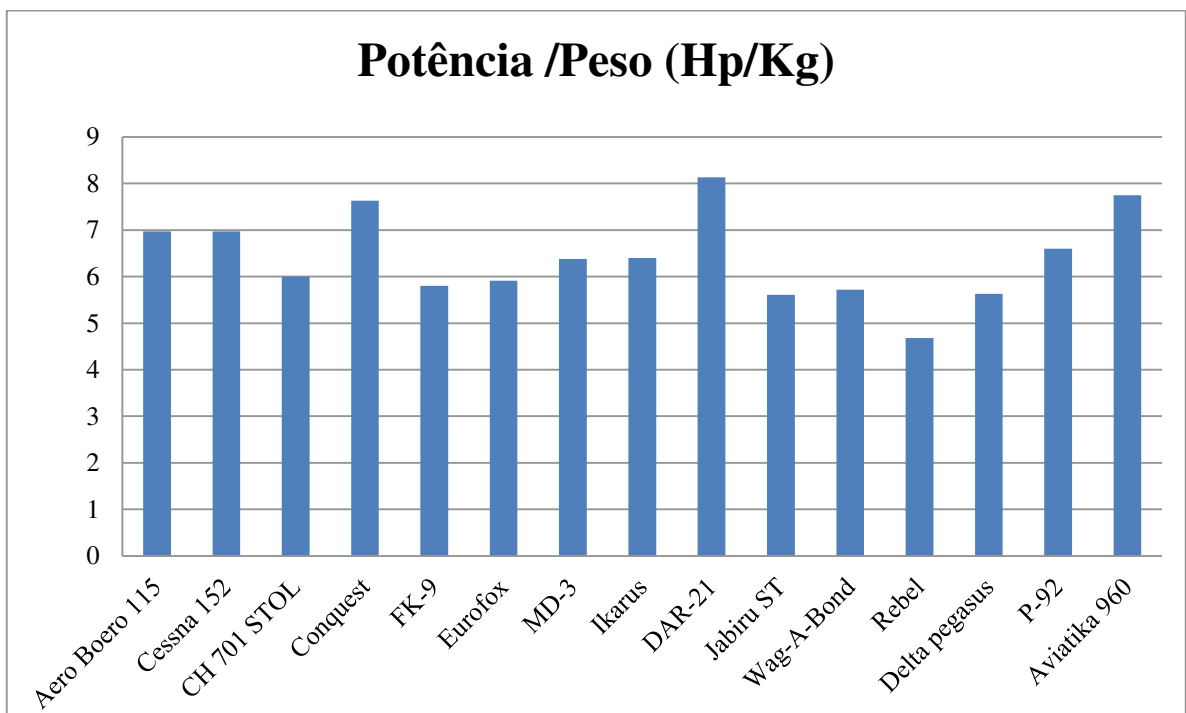


Figura 50: Gráfico Parâmetro Potência / Peso

Fonte: Autor

3.3. Determinação dos Pesos Característicos

Conforme estudo no capítulo 2, revisão de literatura e aplicando os conceitos vistos temos as estimativas dos pesos característicos da aeronave em projeto. Alguns valores serão apresentados com valor médio, mínimo e máximo. Como muitos valores foram retirados das tabelas de tendências históricas foi aplicado nos cálculos os três valores para uma maior precisão.

Assim para os valores dos cálculos que iremos apresentar, foi utilizado o alcance desejado $R = 84160$ metros e espera regulamentar de 9120 segundos.

Abaixo na Tabela 29 temos o cálculo do coeficiente de arrasto parasita C_{Do} .

Tabela 29: Cálculo do Coeficiente de Arrasto

C_{Do}	Média	Mínimo	Máximo
	0,036	0,028	0,044

Fonte: Autor

O valor do cálculo do coeficiente de arrasto induzido é $K_2 = 0,0162$

O cálculo das condições de voo de cruzeiro e espera de aeronave a hélice está apresentado na Tabela 30.

Tabela 30: Condição do Coeficiente de Arrasto

L/D_{cruzeiro}	Média	Mínimo	Máximo
	20,65	23,42	18,68
L/D_{espera}	Média	Mínimo	Máximo
	17,88	20,28	16,18

Fonte: Autor

O valor específico de combustível em cruzeiro, retirado da tabela e apresentado do capítulo anterior é $SFC_{\text{cruzeiro}} = 6,711 \times 10^{-8}$ Kg/W.s

O valor específico de combustível em espera da tabela apresentado do capítulo anterior é $SFC_{\text{espera}} = 6,711 \times 10^{-8}$ Kg/W.s

O cálculo da fração de combustível com base nas frações de peso de combustíveis nas etapas de voo de cruzeiro e espera esta apresentado na Tabela 31.

Tabela 31: Fração de Combustível com Base nas Frações de Peso de Combustíveis nas Etapas de Voo de Cruzeiro e Espera

W_3/W_2	Média	Mínimo	Máximo
	-0,033	-0,029	-0,037
W_5/W_4	Média	Mínimo	Máximo
	-0,030	-0,026	-0,033
W_{fuel}/W_0	Média	Mínimo	Máximo
	0,095	0,088	0,101

Fonte: Autor

Cálculo do peso bruto de decolagem através do método iterativo, considerando a convergência quando o valor residual for nulo.

Lembrando que, a cada novo passo de iteração o novo valor estimado corresponde ao valor iterativo do passo anterior.

Será arbitrado um valor para W_0 do lado direito da igualdade (W_0 Estimado) e então será obtido um valor para W_0 do lado esquerdo. Os valores calculados convergem segundo a Tabela 32 para valor médio.

Tabela 32: Peso Bruto de Decolagem Através do Método Iterativo, Considerando a Convergência Quando o Valor Residual For Nulo (Valor Médio)

Média				
iteração	W_0 estimado	W_{empty}/W_0	W_0 iterativo	residual
0	5940,34	0,612	5138,11	802,23
1	5138,11	0,615	5177,22	-39,11
2	5177,22	0,615	5175,16	2,064
3	5175,16	0,615	5175,27	-0,108
4	5175,27	0,615	5175,26	0,0057
5	5175,26	0,615	5175,26	-0,00030
6	5175,26	0,615	5175,26	1,57E-05
7	5175,26	0,615	5175,26	-8,30E-07
8	5175,26	0,615	5175,26	0

Fonte: Autor

Os valores calculados convergem segundo a Tabela 33 para valor mínimo.

Tabela 33: Peso Bruto de Decolagem Através do Método Iterativo, Considerando a Convergência Quando o Valor Residual For Nulo (Valor Mínimo)

Mínimo				
iteração	W_0 estimado	W_{empty}/W_0	W_0 iterativo	residual
0	5940,34	0,612	1950,99	3989,35

iteração	W_0 estimado	W_{empty}/W_0	W_0 iterativo	residual
1	1950,99	0,640	1995,81	-44,82
2	1995,81	0,640	1994,85	0,9559
3	1994,85	0,640	1994,87	-0,0201
4	1994,87	0,640	1994,87	0,00042
5	1994,87	0,640	1994,87	-8,95E-06
6	1994,87	0,640	1994,87	1,88E-07
7	1994,87	0,640	1994,87	-3,97E-09
8	1994,87	0,640	1994,87	8,39E-11
9	1994,87	0,640	1994,87	-1,81E-12
10	1994,87	0,640	1994,87	0

Fonte: Autor

Os valores calculados convergem segundo a Tabela 34 para valor máximo.

Tabela 34: Peso Bruto de Decolagem Através do Método Iterativo, Considerando a Convergência Quando o Valor Residual For Nulo (Valor Máximo).

Máximo				
iteração	W_0 estimado	W_{empty}/W_0	W_0 iterativo	Residual
0	5940,34	0,612	5079,26	861,07
1	5079,26	0,615	5120,55	-41,28
2	5120,55	0,615	5118,39	2,157
3	5118,39	0,615	5118,51	-0,112
4	5118,51	0,615	5118,50	0,005
5	5118,50	0,615	5118,50	-0,000
6	5118,50	0,615	5118,50	1,58E-05
7	5118,50	0,615	5118,50	-8,22E-07
8	5118,50	0,615	5118,50	4,28E-08
9	5118,50	0,615	5118,50	-2,22E-09
10	5118,50	0,615	5118,50	0

Fonte: Autor

Assim temos uma estimativa para peso vazio e o peso do combustível apresentado na Tabela 35.

Tabela 35: Estimativa para Peso Vazio e o Peso do Combustível

W_{empty} (Kg)	Média	Mínimo	Máximo
	324,82	130,20	321,4
W_{fuel}/W_0 (Kg)	Média	Mínimo	Máximo
	50,34	46,72	53,56

Fonte: Autor

3.4. Determinação da Razão Peso x Potência

Conforme estudo no capítulo 2, revisão de literatura e aplicando os conceitos vistos temos a razão peso x potência da aeronave em projeto. Alguns valores serão apresentados com valor médio, mínimo e máximo. Como muitos valores foram retirados das tabelas de tendências históricas foram aplicados nos cálculos os três valores para uma maior precisão.

Para o cálculo da razão potência-peso da aeronave em voo de cruzeiro, utilizando a relação entre a razão potência-peso e a polar de arrasto da aeronave o cálculo da razão peso x potência é apresentado na Tabela 36.

Tabela 36: Razão peso x potência

Razão Potencia x Peso	Base tabela historica		
	Média historica		
Sep/W (W/N)	12,70		
W/ sep (N/W)	0,078		
Razão Potencia x Peso	Base especificações aeronave		
	Média	Mínimo	Máximo
Sep/W (W/N)	13,26513	29,9247	16,765
W/ sep (N/W)	0,075	0,033	0,059

Fonte: Autor

3.5. Determinação da Carga Alar

Conforme estudo no capítulo 2, revisão de literatura e aplicando os conceitos vistos temos a carga alar da aeronave em projeto. Alguns valores serão apresentados com valor médio, mínimo e máximo. Como muitos valores foram retirados das tabelas de tendências históricas foram aplicados nos cálculos os três valores para uma maior precisão.

Para determinar a carga alar adotamos o $W/S = 138 \text{ Kg/m}^2$, assim iremos iniciar calculando a velocidade de *stall* que esta apresentado na Tabela 37.

Tabela 37: Velocidade de Stall

Vs (m/s)	Média	Mínimo	Máximo
		12,26	13,71

Fonte: Autor

Cálculo da carga alar da aeronave em decolagem, com peso máximo de decolagem com base nas especificações da aeronave apresentado na Tabela 38. Para esse cálculo adotamos a área da asa $S=12,54 \text{ m}^2$ conforme valor médio das aeronaves estudadas.

Tabela 38: Peso Máximo de Decolagem

$(W/S)_{\text{takeoff}}$ (N/m ²)	Média	Mínimo	Máximo
	413,03	159,20	408,50

Fonte: Autor

Cálculo da carga alar da aeronave em aterrissagem, com peso máximo de aterrissagem com base nas especificações da aeronave apresentado na Tabela 39. Para esse cálculo adotamos a área da asa $S=12,54 \text{ m}^2$ conforme valor médio das aeronaves estudadas.

Tabela 39: Peso Máximo de Aterrisagem

$(W/S)_{\text{Landing}}$ (N/m ²)	Média	Mínimo	Máximo
	413,03	159,20	408,50

Fonte: Autor

3.6. Determinação da Distância de Decolagem e Aterrisagem

Conforme estudo no capítulo 2, revisão de literatura e aplicando os conceitos vistos temos a distância de decolagem e aterrissagem da aeronave em projeto. Alguns valores serão apresentados com valor médio, mínimo e máximo. Como muitos valores foram retirados das tabelas de tendências históricas foi aplicado nos cálculos os três valores da tabela para uma maior precisão.

Cálculo estimado do coeficiente de sustentação máximo da asa da aeronave com base no enflechamento apresentado na Tabela 40.

Adotamos asa com *plain flap* and no *slat* e $\Lambda_{1/4} = \Lambda_{LE} = 0^\circ$

Tabela 40: Estimativa Coeficiente de sustentação

CL_{takeoff}	Média	Mínimo	Máximo
	1,04	0,83	1,25

Fonte: Autor

Cálculo estimado da distância de decolagem para a condição de decolagem ao nível do mar com peso máximo de decolagem apresentado na Tabela 41.

Tabela 41: Distância de Decolagem

	Média	Mínimo	Máximo
TOP_{FAR23}	29,89	6,38	19,49
R_t (m)	310,92	191,40	58,00

Fonte: Autor

Cálculo estimado da distância de aterrissagem para a condição de aterrissagem ao nível do mar com peso máximo de aterrissagem apresentado na Tabela 42. Para esse cálculo adotamos a área da asa $S=12,54 \text{ m}^2$ conforme valor da média das aeronaves estudadas.

Tabela 42: Distância de Aterrissagem

R_i (m)	Média	Mínimo	Máximo
	263,07	126,75	216,82

Fonte: Autor

3.7. Determinação do Comprimento da Fuselagem

Conforme estudo no capítulo 2, revisão de literatura e aplicando os conceitos vistos temos comprimento da fuselagem da aeronave em projeto. Alguns valores serão apresentados com valor médio, mínimo e máximo. Como muitos valores foram retirados das tabelas de tendências históricas foram aplicados nos cálculos os três valores da tabela para uma maior precisão.

Cálculo comprimento da fuselagem apresentado na Tabela 43.

Tabela 43: Comprimento da Fuselagem

x_L (m)	Média	Mínimo	Máximo
	5,98	4,44	5,97

Fonte: Autor

3.8. Determinação do Coeficiente de Volume de Cauda

Conforme estudo no capítulo 2, revisão de literatura e aplicando os conceitos vistos temos o coeficiente de volume de cauda horizontal e vertical da aeronave em projeto, conforme Tabela 44, Para o cálculo do coeficiente de volume de caudas é utilizado alguns valores dos parâmetros geométricos da aeronave, sendo esses valores muito importantes e podendo inviabilizar o projeto, pois sua alteração altera outros valores já calculados.

Tabela 44: Coeficiente de Volume de Cauda

Coeficiente de Volume de Cauda	
Horizontal Cht	Vertical Cvt
0,418	0,042

Fonte: Autor

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Nos capítulos acima estudamos, analisamos, deduzimos e realizamos diversos cálculos para poder concluir duas fases do projeto de uma aeronave. Ainda há vários passos a serem dados para que se obtenham as informações necessárias para a construção de um protótipo, tais como continuar com a fase seguinte do projeto, a preliminar, e logo em seguida seria a obtenção de dados através de ensaios aerodinâmicos para confirmar ou corrigir os cálculos feitos até o momento e então conduzir o dimensionamento estrutural da aeronave.

4.1. Parâmetros Geométricos

Através do estudo inicial dos parâmetros geométricos pelo método histórico, isto é, a média de valores das aeronaves com a mesma característica que está sendo projetada, podemos calcular alguns parâmetros geométricos para a aeronave em projeto, conforme apresentado na Tabela 45.

Tabela 45: Tabela de Parâmetros Geométricos

PARÂMETROS GEOMETRICOS				
Referências	Parâmetros	Simb	Unidade	Projeto
Asa	Envergadura	bw	m	9,39
	Corda Raíz	CP	m	1,36
	Corda de Ponta	CR	m	1,31
	Corda Média Aerodinâmica	C _{max}	m	1,34
	Área	Sw	m ²	12,54
	Alongamento	AR _w	-	7,04
	Afilamento	λ _w	-	0,96
Empenagem Horizontal	Envergadura	b _{HT}	m	2,71
	Corda Raíz	Cr	m	0,81
	Corda de Ponta	Cp	m	0,63
	Corda Média Aerodinâmica	C _{maxht}	m	0,72
	Área	S _{HT}	m ²	1,95
	Alongamento	AR _{HT}	-	3,76
	Afilamento	λ _{HT}	-	0,79
	Braço de Momento	L _{HT}	-	3,59
Empenagem Vertical	Envergadura	b _{VT}	m	1,43
	Corda Raíz	Cr	m	1,25
	Corda de Ponta	Cp	m	0,67
	Corda Média Aerodinâmica	C _{max}	m	0,99

Referências	Parâmetros	Simb	Unidade	Projeto
Empenagem Vertical	Área	S_{VT}	m ²	1,37
	Alongamento	AR_{VT}	-	1,49
	Afilamento	λ_{VT}	-	0,54
	Braço de Momento	L_{VT}	-	3,59

Fonte: Autor

4.2. Parâmetros de Desempenho

Temos na Tabela 46 os resultados dos cálculos realizados nos capítulos anteriores. Foram utilizados para o projeto os valores médios calculados, assim serão apresentados somente esses valores na Tabela 46.

Tabela 46: Resultados Cálculos do projeto Conceitual

Cálculo do Coeficiente de Arrasto	C_{DO}	0,036
Condição do Coeficiente de Arrasto	L/D <i>cruzeiro</i>	20,65
	L/D <i>espera</i>	17,88
Fração de Combustível com Base nas Frações de Peso de Combustíveis nas Etapas de Voo de Cruzeiro e Espera	W_3/W_2	-0,033
	W_5/W_4	-0,03
	W_{fuel}/W_0	0,095
Estimativa para Peso Vazio e o Peso do Combustível	W_{empty}	324,82 Kg
	W_{fuel}/W_0	50,34 Kg
Razão Peso x Potência	Especificações Aeronave Sep/W (W/N)	13,26 W/N
Velocidade de <i>Stall</i>	V_s	12,26 m/s
Peso Máximo de Decolagem	$(W/S)_{takeoff}$	413,03 N/m ²
Peso Máximo de Aterrisagem	$(W/S)_{Landing}$	413,03 N/m ²
Estimativa Coeficiente de sustentação	$CL_{takeoff}$	1,04
Distância de Decolagem	R_t	310,92 m
Distância de Aterrisagem	R_l	263,07 m
Comprimento da Fuselagem	x_L	5,99 m
Coeficiente de Volume de Calda	Horizontal Cht	0,418
	Vertical Cvt	0,042
Área Asa	S_w	12,53 m ²

Fonte: Autor

4.3. Comparação dos Estudos Realizados

Temos abaixo gráficos em barras de comparação de alguns parâmetros das aeronaves pesquisadas em relação ao projeto que está sendo proposto.

Podemos observar que os valores calculados que estão apresentados abaixo estão entre a média das aeronaves estudadas. Com isso podemos concluir que o projeto proposto da aeronave está com valores compatíveis com aeronaves do mesmo modelo, provando que o projeto está no caminho correto para continuar sendo executado.

Na Figura 51 temos a comparação do parâmetro carga alar com o projeto.

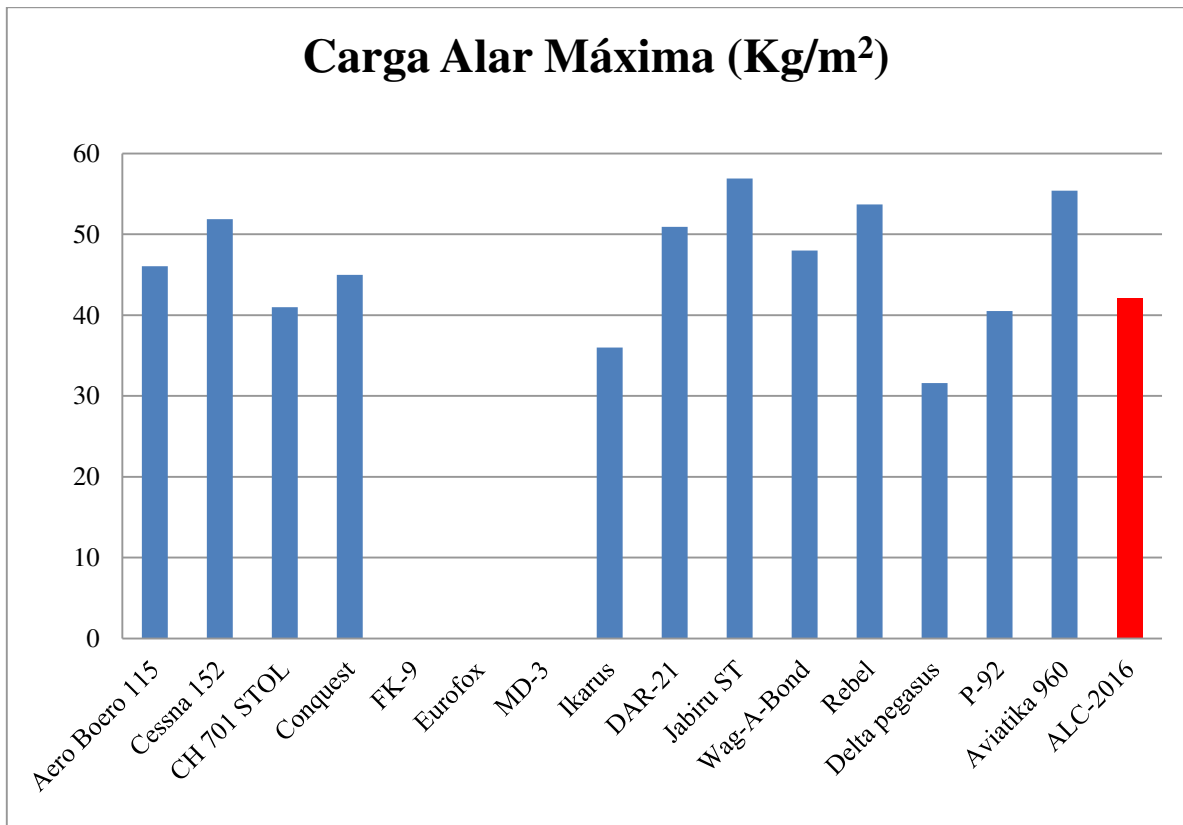


Figura 51: Comparação Carga Alar Máxima com o Projeto Proposto

Fonte: Autor

Na Figura 52 temos a comparação do parâmetro peso máximo de decolagem com o projeto proposto.

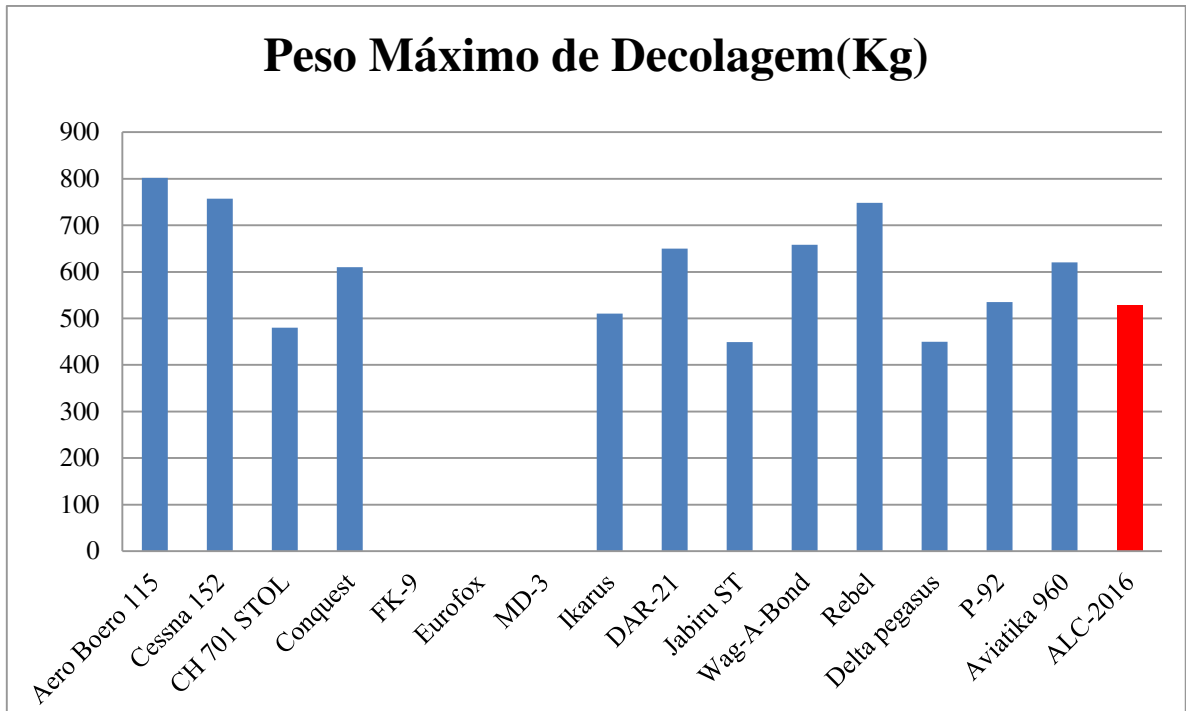


Figura 52: Comparação Peso Máximo de Decolagem com o Projeto Proposto

Fonte: Autor

Na Figura 53 temos a comparação do parâmetro peso vazio com o projeto proposto.

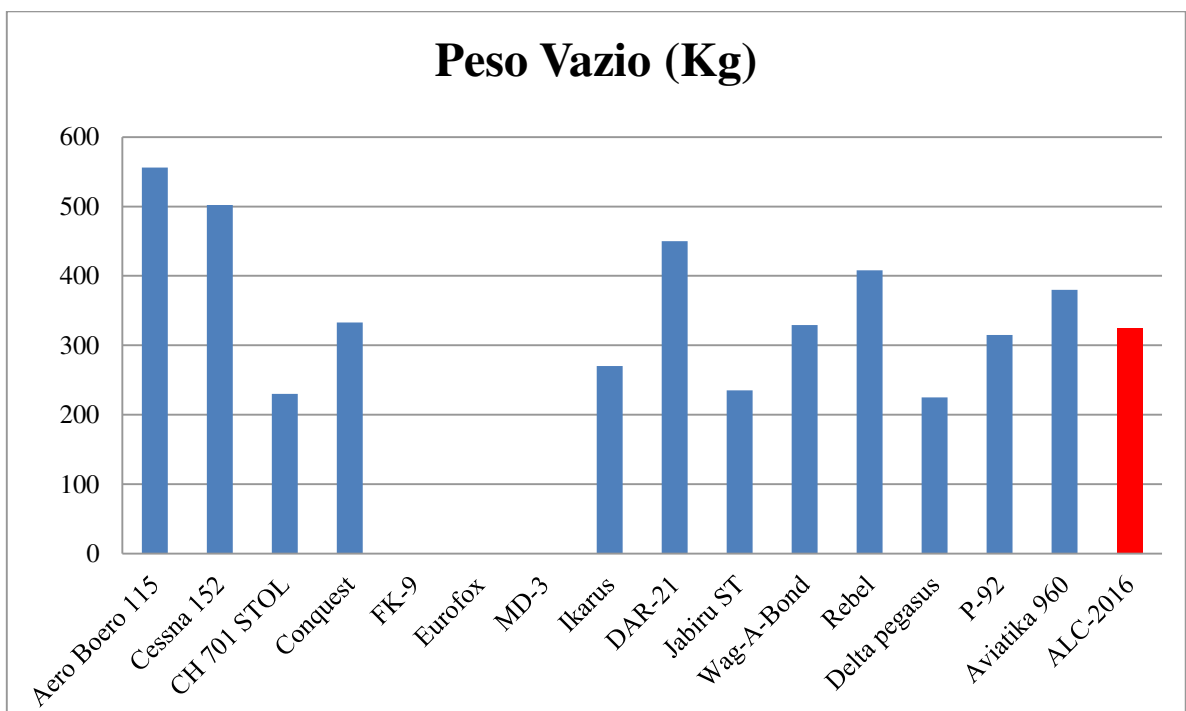


Figura 53: Comparação Peso Vazio com o Projeto Proposto

Fonte: Autor

Na Figura 54 temos a comparação do parâmetro razão de aspecto com o projeto proposto.

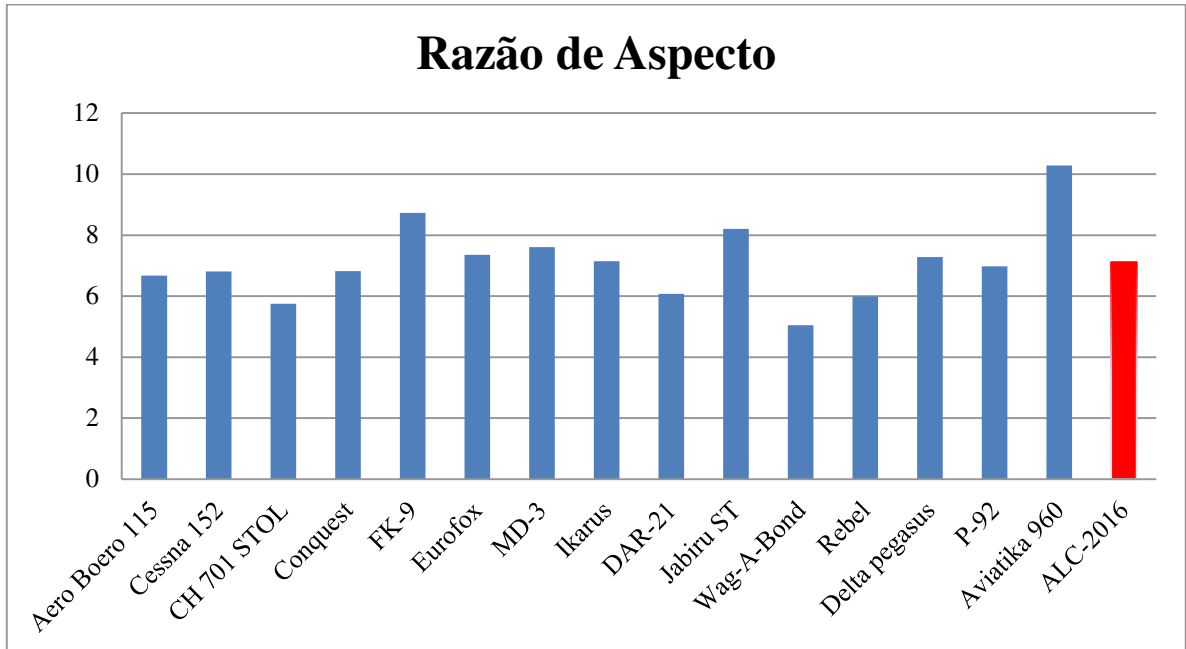


Figura 54: Comparação Razão de Aspecto com o Projeto Proposto

Fonte: Autor

Na Figura 55 temos a comparação do parâmetro velocidade de cruzeiro com o projeto proposto.

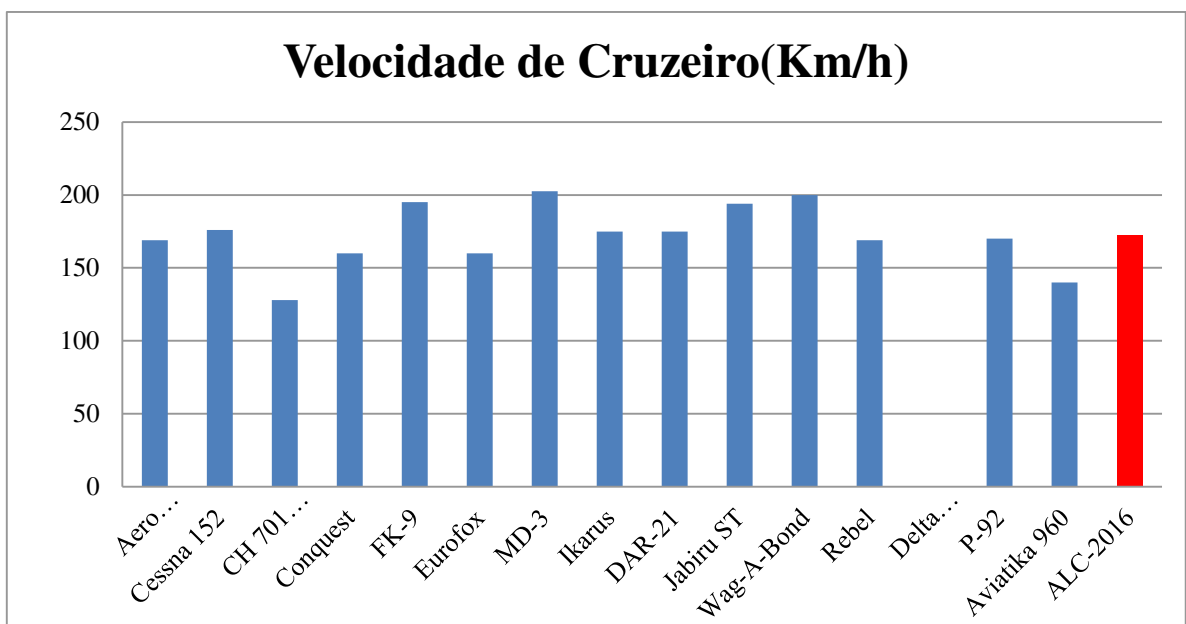


Figura 55: Comparação Velocidade de Cruzeiro com o Projeto Proposto

Fonte: Autor

CONCLUSÃO

Este trabalho apresentou uma pesquisa histórica de diferentes características de aeronaves de asa alta, para servir como referência na elaboração de uma nova aeronave. Este método é bastante usado na indústria aeroespacial, pois serve como o início de um projeto e com esse método podemos ter uma economia no mesmo.

Este trabalho serviu de um grande aprendizado, pois nele consta diversos cálculos e mostra em etapas como realizar um projeto de uma aeronave asa alta até a fase conceitual, lembrando que esse método de tendências históricas pode ser aplicado em outros modelos de aeronaves. Porém nessa área da aviação não é fácil conseguir todas as informações e características das aeronaves e isso já torna o trabalho um desafio.

Ainda temos muito o que fazer para que o projeto estudado ao decorrer do trabalho se torne um protótipo, porém com esse material temos uma parte do trabalho e das análises prontas para iniciar as outras fases do projeto.

Entretanto, há lacunas que foram deixadas em função da falta de ferramentas de cálculo adequadas. Tais lacunas devem ser preenchidas na medida em que novos passos sejam dados

Espero que esse trabalho possa auxiliar outras pessoas que tenham interesse em ter conhecimento sobre esse assunto e sirva como material de consulta para outras pesquisas.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BRAND, S. A., STILES, R. J., BERTIN, J. J., WHITFORD, R. **Introduction To Aeronautics- A Design Perspective**, 2a. Ed., AIAA, Hampton, Virginia, 2004.

COSTA, L. G. M. O. Projeto Aerodinâmico de um Avião de Treinamento Primário e Acrobático. Rio de Janeiro: Universidade Federal do Rio de Janeiro, Escola Politécnica UFRJ.237p. 2013.

HULL, D., **AN Introduction to Composite Material**. Cambridge University (1995).

RAYMER, D. P. "**Aircraft Design: A Conceptual Approach**", 3th ed. AIAA Education Series. 1999.

Homa , Jorge. **Aeronaves e Motores**. 34° ed. São Paulo: ASA, 2014.

Homa, Jorge. **Aerodinâmica e Teoria de voo**, 34° ed. São Paulo: ASA, 2014.

ISAAC, DANIEL; ORI, ISHAI. **Engineering Mechanics of Composite Materials**. 2° ed. Virginia: Taylor & Francis, 1999.

ISAAC, DANIEL; ORI, ISHAI. **Engineering Mechanics of Composite Materials**. 2° ed. Virginia: Taylor & Francis, 1999.

Ms. MARCELO, P. **Material Curso de Especialização em Engenharia Aeronáutica, Disciplina Projeto de Aeronave**. Taubaté: Universidade de Taubaté, UNITAU. 2015.

RAYMER, D. P., **Aircraft Design: A conceptual Approach**. 2°ed, California, AIAA, 1992.

ROSKAM, J. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Lawrence, Kansas: DAR Corporation. 1997.

Rodrigues, Luiz. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. São Paulo: Trilha, 2014.