Universidade Federal de Minas Gerais

Engenharia Aeroespacial

Projetos de Aeronaves I - EMA052

Relatório de Projetos I

Alunos:	*Matrículas:*
Bernardo Bahia Monteiro	2014013122
Geovana Neves Felix Silva	2014013220
João de Araújo Cezar	2014013246
Laura Tameirão Sampaio Rodrigues	2013025569
Matheus Ladeira Boechat Lemos	2013025690
Talitha Cruz de Oliveira	2014013327

6 de dezembro de 2018

Lista de Figuras

1 Perfil de missão típica . . . 11

1.1 Comparação do alcance . . . 15
1.2 Comparação do MTOW . . . 16
1.3 Comparação do peso vazio . . . 17
1.4 Comparação da velocidade de cruzeiro . . . 18
1.5 Comparação da velocidade máxima . . . 19
1.6 Comparação do teto operacional . . . 20
1.7 Comparação da envergadura . . . 21
1.8 Comparação do alcance . . . 22
1.9 Comparação da área . . . 23
1.10 Comparação da altura . . . 24
1.11 Comparação do empuxo para aeronaves com turbofan . . . 25
1.12 Comparação da potência para aeronaves com turbo-hélice . . . 26

2.1 Perspectiva de crescimento dos mercados domésticos até 2036 . . . 29
2.2 Previsão de mercado para 2004–2023 . . . 30
2.3 Bombardier CRJ200 . . . 32
2.4 Três vistas do Bombardier CRJ200 . . . 33
2.5 Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Bombardier CRJ200 . . . 34
2.6 Embraer ERJ145 . . . 35
2.7 Três vistas do Embraer ERJ145 . . . 36
2.8 Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Embraer ERJ145 . . . 37
2.9 Embraer E170 . . . 38
2.10 Três vistas do Embraer E170 . . . 39
2.11 Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Embraer E170 . . . 40
2.12 Bombardier Dash 8 . . . 41
2.13 Três vistas do Bombardier Dash 8 . . . 42
2.14 Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Bombardier Dash 8 . . . 43
2.15 ATR 42-300 . . . 44
2.16 Três vistas do ATR 42-300 . . . 45
2.17 Seção transversal e longitudinal (LOPA) do ATR 42-300 . . . 46
2.18 Embraer EMB120 . . . 47
2.19 Três vistas do Embraer EMB120 . . . 48
2.20 Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Embraer EMB120 . . . 49

3.1 Conceito de um turbo-hélice . . . 51
3.2 Conceito de um turbofan/propfan com enflechamento negativo . . . 52
3.3 Conceito de um turbo-hélice configuração *canard* . . . 52
3.4 Seção transversal da aeronave em projeto . . . 57
3.5 Seção longitudinal da aeronave em projeto . . . 57

5.1 Comparação de tração de diferentes tipos de motores em função da velocidade. . 60

6.1 Diagrama de Restrições 64
6.2 Espaço de Projeto - Motores comerciais 65
6.3 Comparação no espaço de projeto em relação aos concorrentes 66

8.1 Coeficientes Aerodinâmicos dos Perfis Selecionados 76

9.1 Passeio do CG 82

10.1 Desempenho de hélice hexa-pá 84
10.2 Paineis aerodinâmicos - Asa 85
10.3 Curva C_L x α para a Asa 85
10.4 Polar de arrasto para a Asa 86
10.5 Paineis aerodinâmicos - Empenagem Horizontal 87
10.6 Curva C_L x α para a Empenagem Horizontal 88
10.7 Polar de arrasto para a Empenagem Horizontal 88
10.8 Paineis aerodinâmicos - Empenagem Vertical 90
10.9 Curva C_L x α para a Empenagem Vertical 90
10.10 Polar de arrasto para a Empenagem Vertical 91

11.1 Comparação de momento na articulação entre diferentes profundores em tamanho 97
11.2 Comparação de Deflexão entre diferentes profundores em tamanho para manobra equilibrada 98
11.3 Deflexão de profundor para voo reto e nivelado 99
11.4 Deflexão de profundor para manobra equilibrada 100

12.1 Diagrama Vn 101
12.2 Distribuição da Sustentação 103
12.3 Cargas integradas: esforços cortante 104
12.4 Cargas integradas: momento fletor 104

13.1 Geometria do trem de pouso 107

15.1 Coeficiente de pressão para o perfil da asa em condição de cruzeiro. 110

16.1 Geometria da aeronave no AVL 112

17.1 Missão Típica 117
17.2 Resultado SUAVE para Missão Típica 118
17.3 Resultado SUAVE para Missão Típica 119
17.4 Resultado SUAVE para Missão Típica 120
17.5 Resultado SUAVE para Missão Típica 121
17.6 Exemplo de Diagrama de Carga Paga vs. Alcance 122
17.7 Diagrama de Carga Paga vs. Alcance final 122
17.8 Comprimento de pista de decolagem 123
17.9 Comprimento de pista de pouso 124

18.1 Posicionamento do Sistema de Combustível 126
18.2 Representação esquemática do Sistema Hidráulico 127
18.3 Representação da operação de recolhimento do trem de pouso principal 128
18.4 Representação esquemática do Sistema de Extinção de Incêndio 128

18.5 Posicionamento das unidades de controle ambiental (packs) do Sistema de Ar Condicionado . . . 129
18.6 Representação esquemática do Sistema de Ar Condicionado . . . 130
18.7 Esquema de ventilação da cabine . . . 130
18.8 Representação esquemática do Sistema de Pressurização . . . 131
18.9 Envelope de pressurização para a aeronave . . . 132
18.10 Representação esquemática do Sistema de Antigelo e Degelo . . . 133
18.11 Posicionamento das antenas . . . 133

19.1 Força cortante distribuída em uma semi-asa . . . 135
19.2 Força cortante distribuída na semi-envergadura da empenagem horizontal . . . 136
19.3 Força cortante distribuída na empenagem vertical . . . 137
19.4 Momento fletor distribuído em uma semi-asa . . . 138
19.5 Momento fletor distribuído na semi-envergadura da empenagem horizontal . . . 139
19.6 Momento fletor distribuído na empenagem vertical . . . 140
19.7 Momento torçor distribuído em uma semi-asa . . . 141
19.8 Momento torçor distribuído na semi-envergadura da empenagem horizontal . . . 142
19.9 Momento torçor distribuído na empenagem vertical . . . 143
19.10 Cargas no trem de pouso . . . 143
19.11 Força cortante para as três situações de pouso distribuída pelo comprimento da fuselagem . . . 144
19.12 Momento fletor para as três situações de pouso distribuído pelo comprimento da fuselagem . . . 145
19.13 Força normal para as três situações de pouso distribuída pelo comprimento da fuselagem . . . 146
19.14 Força cortante em voo distribuída pelo comprimento da fuselagem . . . 147
19.15 Momento fletor em y em voo distribuído pelo comprimento da fuselagem . . . 148
19.16 Momento fletor em z em voo distribuído pelo comprimento da fuselagem . . . 149
19.17 Momento torçor em voo distribuído pelo comprimento da fuselagem . . . 150

20.1 Nervura típica em uma asa . . . 152
20.2 Comportamento da asa devido à flexão . . . 153

Lista de Tabelas

1.1 Soluções conceituais das aeronaves em análise 27

2.1 Principais concorrentes 31
2.2 Características do Bombardier CRJ200 32
2.3 Características do Embraer ERJ145 35
2.4 Características do Embraer E170 38
2.5 Características do Bombardier Dash 8 41
2.6 Características do ATR 42-300 44
2.7 Características do Embraer EMB120 47

3.1 Dimensões da Fuselagem 53
3.2 Arrasto da Fuselagem 54
3.3 Peso Vazio das Aeronaves em Análise 56

6.1 Dados para polar de arrasto 62
6.2 Pontos Extremos ótimos do Diagrama de Restrições 64
6.3 Dados Motores - PW 65
6.4 Resultado Diagrama de Restrições 66
6.5 Comparação - Concorrentes em torno de 50 passageiros 66

7.1 Variáveis usadas no cálculo das estimativas de peso 73
7.2 Variáveis usadas no cálculo das estimativas de peso 74

8.1 Perfis NACA selecionados 75
8.2 Parâmetros da asa trapezoidal 77
8.3 Volume de cauda típicos para aeronaves turboélice 77
8.4 Corda média aerodinâmica da asa e distância do centro aerodinâmico da asa ao centro aerodinâmico das empenagens 78
8.5 Área das Empenagens 78
8.6 Dimensionamento inicial da aeronave 78

9.1 Obtenção do CG da aeronave vazia 81
9.2 CG da aeronave vazia 81
9.3 Limites do passeio do centro de gravidade 82

10.1 Resultados - Asa 86
10.2 Alongamento e Afilamento - Empenagem Horizontal 87
10.3 Geometria refinida - Empenagem Horizontal 87
10.4 Resultados - Empenagem Horizontal 89
10.5 Alongamento e Afilamento - Empenagem Vertical 89
10.6 Geometria refinada - Empenagem Vertical 89

10.7 Resultados - Empenagem Vertical 91

11.1 Principais Derivadas Longitudinais 94
11.2 Comparação entre geometria inicial e geometria refinada da empenagem horizontal 95
11.3 Ponto Neutro 96
11.4 Margem Estática Longitudinal 96
11.5 Batentes de deflexão do profundor 96
11.6 Margem de Manobra Longitudinal 99

12.1 Velocidades de Projeto - Asa Limpa 102
12.2 Dimensionamento Preliminar da Longarina da Asa 105

14.1 Resumo da Aeronave 108

16.1 Derivadas da aeronave estimadas pelo AVL 112
16.2 Derivadas aerodinâmicas para posição alternativa do CG (sem APU) 113

17.1 Peso Vazio da Aeronave 116
17.2 Peso Vazio da Aeronave 116
17.3 Segmentos de uma missão típica comercial 116
17.4 Missão Implementada no software SUAVE 117
17.5 Coeficientes da Equação 17.12 123
17.6 Coeficientes da Equação 17.13 124

20.1 Dimensionamento Preliminar da Longarina da Asa 151
20.2 Dimensionamento Preliminar da Longarina da Empenagem Horizontal 155

Sumário

Introdução **10**

I Análise Conceitual **12**

1 Tabela Comparativa **13**

2 Pesquisa de Mercado **29**
2.1 Principais Concorrentes . . . 31

3 Projeto Conceitual **50**
3.1 Requisitos . . . 50
3.2 Esboço do avião . . . 51
3.2.1 Geometria Externa . . . 51
3.2.2 Ergonomia Interna . . . 53

4 Conclusão **58**

II Cálculos iniciais **59**

5 Missão Típica **60**
5.1 Pista de decolagem . . . 60
5.1.1 Aeroporto London City (LCY) . . . 61
5.1.2 Aeroporto Santos Dumont (SDU) . . . 61

6 Definição do Ponto de Projeto **62**
6.1 Diagrama de Restrições . . . 62
6.1.1 Curva nivelada na velocidade de cruzeiro . . . 63
6.1.2 Distância de decolagem . . . 63
6.1.3 Velocidade de cruzeiro . . . 63
6.1.4 Teto de serviço . . . 63
6.1.5 Razão de subida máxima . . . 64
6.2 Espaço de Projeto . . . 64
6.3 Ponto de Projeto - P/W e W/S . . . 65

7 Estimativa de Peso **68**
7.1 Estimativa inicial do peso máximo de decolagem (MTOW) . . . 68
7.2 Métodos estatísticos para a estimativa dos pesos dos componentes e da aeronave 69
7.2.1 Peso da asa (W_W) . . . 69
7.2.2 Peso da empenagem horizontal (W_{HT}) . . . 69

7.2.3 Peso da empenagem vertical (W_{VT}) . . . 69
7.2.4 Peso da fuselagem (W_{FUS}) . . . 70
7.2.5 Peso do trem de pouso principal W_{MLG} . . . 70
7.2.6 Peso do trem de pouso do nariz (W_{NLG}) . . . 70
7.2.7 Peso do sistema de propulsão instalado (W_{EI}) . . . 70
7.2.8 Peso do sistema de combustão (W_{FS}) . . . 71
7.2.9 Peso do sistema de controle da aeronave (W_{CTRL}) . . . 71
7.2.10 Peso do sistema hidráulico da aeronave (W_{HYD}) . . . 71
7.2.11 Peso do sistema aviônico da aeronave (W_{AV}) . . . 71
7.2.12 Peso do sistema elétrico da aeronave (W_{EL}) . . . 72
7.2.13 Peso do sistema de ar condicionado e de degelo da aeronave (W_{AC}) . . . 72
7.2.14 Peso do sistema de acessórios (W_{FURN}) . . . 72
7.2.15 Cálculos . . . 72

8 Aerodinâmica **75**
8.1 Perfil aerodinâmico da asa . . . 75
8.2 Forma em planta da asa . . . 77
8.3 Dimensionamento Inicial das Empenagens . . . 77

III Refinamento da Geometria **79**

9 Passeio do CG **80**

10 Aerodinâmica **83**
10.1 Dimensionamento da hélice . . . 83
10.2 Superfícies Sustentadoras . . . 84
10.2.1 Asa . . . 84
10.2.2 Empenagem Horizontal . . . 86
10.2.3 Empenagem Vertical . . . 89
10.3 Superficies hipersustentadoras . . . 91
10.3.1 Slats . . . 92
10.3.2 Flaps . . . 92
10.3.3 Novos coeficientes para a asa . . . 92

11 Estabilidade e Controle **94**
11.0.1 Principais Derivadas Longitudinais . . . 94
11.1 Margem Estática Longitudinal . . . 94
11.2 Controle Longitudinal - Profundor . . . 96

12 Cargas e Dimensionamento Preliminares para Asa **101**
12.1 Diagrama Vn . . . 101
12.2 Cargas Preliminares . . . 103
12.3 Dimensionamento Preliminar . . . 105

13 Posicionamento do trem de pouso **106**

14 Resumo da Aeronave **108**

IV Revisão do Projeto e Sistemas Aeronáuticos **109**

15 Análise de velocidade de escoamento no perfil **110**

16 Estabilidade Estática Longitudinal e Latero-Direcional **111**
16.1 Cálculo de Estabilidade pelo software AVL . . . 111
16.2 Estabilidade para CG alternativo (sem APU) . . . 113

17 Desempenho **114**
17.1 Atualização da Estimativa de Peso . . . 114
17.2 Missão Típica . . . 116
17.3 Diagrama de Carga Paga vs. Alcance . . . 122
17.4 Pista de Decolagem . . . 123
17.5 Pista de Pouso . . . 124

18 Sistemas da Aeronave **125**
18.1 Sistema de Combustível . . . 125
18.2 Sistema Hidráulico . . . 125
18.3 Trem de pouso . . . 125
18.4 Sistemas Auxiliares do motor . . . 125
18.4.1 Sistema de Injeção de Água . . . 125
18.4.2 Sistema de Lubrificação . . . 126
18.4.3 Sistema de Partida e Ignição . . . 126
18.4.4 Sistema de Proteção e Extinção de Incêndio . . . 126
18.5 Sistema de Ambientação . . . 129
18.5.1 Sistema de Ar Condicionado . . . 129
18.5.2 Sistema de Pressurização . . . 129
18.6 Sistema de Antigelo e Degelo . . . 129
18.7 Sistema Elétrico . . . 132
18.8 Sistemas de Instrumentação, Navegação e Comunicação . . . 132

19 Cálculo de cargas **134**
19.1 Superfícies Aerodinâmicas . . . 134
19.2 Trem de Pouso . . . 134
19.3 Fuselagem . . . 134

20 Dimensionamento Estrutural **151**
20.1 Dimensionamento Estrutural da Asa . . . 151
20.1.1 Dimensionamento das longarinas . . . 151
20.1.2 Posicionamento das longarinas . . . 151
20.1.3 Dimensionamento das nervuras . . . 152
20.1.4 Espaçamento entre as nervuras . . . 153
20.1.5 Reforçadores na asa . . . 153
20.2 Dimensionamento Estrutural da Fuselagem . . . 154
20.2.1 Espessura do revestimento . . . 154
20.3 Dimensionamento Estrutural da Empenagem . . . 154
20.3.1 Empenagem horizontal . . . 154

Anexo A: Tabela Comparativa **159**

Anexo B: Cartas dos aeroportos London City e Santos Dumond **167**

Anexo C: Tabela de CGs **172**

Anexo D: Desenho em 3 vistas inicial **183**

Anexo E: Entradas do Programa AVL **185**

Introdução

Como parte da disciplina Projetos de Aeronaves I, do curso de Engenharia Aeroespacial, da Universidade Federal de Minas Gerais, pretende-se realizar o projeto de uma aeronave que compreende os seguintes aspectos:

- Aerodinâmica;
- Desempenho;
- Estabilidade e Controle;
- Propulsão;
- Estimativa de Peso;
- Análise Estrutural;
- Regulamentos Aeronáuticos.

A divisão proposta das fases de projeto é definida de acordo com [1], sendo que o escopo deste relatório abrange a primeira etapa e parcialmente a segunda etapa listadas a seguir:

1. Definição de Requisitos;
2. Estudos Conceituais;
3. Estudos Preliminares;
4. Projeto Detalhado;
5. Fabricação da aeronave e ensaios.

O produto final da etapa *Definição de Requisitos* compreende uma lista de expectativas técnicas que a aeronave deve atender. Nesta lista de requisitos, tem-se itens derivados de diretrizes gerais dadas para o projeto da aeronave pelo professor responsável, além de requisitos de alto nível definidos a partir de tabela comparativa e estudo de mercado das principais aeronaves em serviço atualmente na aviação regional.

As diretrizes gerais para a aeronave são:

- Aeronave de transporte;
- Número de passageiros em torno de 50, sendo que a aeronave poderá ser capaz de transportar no mínimo 30 e no máximo 70 passageiros;
- Velocidade máxima deve ser no mínimo 650km/h;
- Teto máximo de operação deve ser no mínimo de 7000m.

Além disso, tem-se o perfil de missão típica que a aeronave deve ser capaz de realizar de forma eficiente (Figura 1). Os parâmetros necessários para definir o cruzeiro típico serão discutidos ao longo do relatório. Já o tempo máximo da missão é definido como 3 horas. Ou seja, a aeronave a ser projetada deverá ser classificada como *short-haul*.

O propósito deste trabalho é desenvolver o projeto de uma aeronave que seja a melhor em sua categoria. De início, o objetivo será apresentar um projeto competitivo em todos os aspectos. Sabe-se que alguns requisitos e objetivos podem ser conflitantes. Portanto, como parte dos

Figura 1: Perfil de missão típica. MTOW é o peso máximo de decolagem e MLW é o peso máximo para pouso.

estudos conceituais, alguns aspectos serão priorizados de forma a ainda garantir uma aeronave competitiva em sua categoria.

A partir do objetivo do projeto e do escopo deste relatório, a metodologia foi estruturada com a finalidade de definir os requisitos de projeto e de apresentar um esboço inicial da aeronave.

Para a primeira atividade apresentada no Capítulo 1, decidiu-se analisar as aeronaves que atendem as diretrizes gerais listadas anteriormente e que estão em serviço, mesmo que não mais em produção, por meio de uma tabela comparativa [2]. Neste momento, tem-se como objetivo mapear quais são as características de desempenho médias encontradas nessa categoria, bem como as soluções de projeto que compreendem, por exemplo, a definição do grupo moto-propulsor.

O próximo passo é a análise de mercado, que tem como propósito identificar quais são as características de desempenho apresentadas pelas aeronaves competitivas e quais são as exigências do mercado na aviação comercial. O resultado desta última atividade é apresentado no Capítulo 2.

Já na Seção 3.1, discute-se quais são os requisitos adotados de forma a garantir o projeto da melhor aeronave da categoria. Na Seção 3.2, tem-se um esboço inicial para a aeronave a ser projetada com base nos requisitos estabelecidos levando em consideração geometria externa e ergonomia. Por fim, no Capítulo 4 conclui-se em relação aos resultados obtidos, os requisitos e o esboço inicial da aeronave.

Parte I

Análise Conceitual

Capítulo 1

Tabela Comparativa

A princípio, o objetivo deste projeto é desenvolver uma aeronave competitiva. No caso, a competitividade ou qualidade de um projeto aeronáutico pode ser quantificada por meio de duas abordagens. A primeira tem como objeto de estudo as diversas características apresentadas pela aeronave devido às soluções de engenharia desenvolvidas para atender a necessidade do mercado. A segunda abordagem avalia a competitividade também em termos de participação no mercado, o que pode ser traduzido como o número de aeronaves em operação e custo operacional.

A proposta desta seção é avaliar, por meio da análise de uma tabela comparativa, as aeronaves que atendem as diretrizes gerais apresentadas na introdução sem adicionar restrições quanto ao sucesso do projeto no mercado da aviação. Ou seja, utiliza-se da primeira abordagem para analisar as aeronaves que são potenciais competidoras do projeto. Já a próxima seção tem como objetivo avaliar as aeronaves mais competitivas sob critério de participação no mercado atual.

As aeronaves selecionadas para a construção da tabela comparativa são:

1. Piaggio P180 Avanti
2. Aerospatiale N 262 Fregate a Mohawk 298
3. Embraer EMB120 Brasilia
4. Douglas DC-3
5. Fairchild Dornier 328JET
6. Curtis C46 Commando
7. Short 360
8. Bombardier Dash 8 Q200
9. Dornier 328
10. Convair 240
11. Let L-610
12. Douglas DC-4
13. Casa CN235
14. Casa/IPTN CN235
15. Handley Page Herald
16. Embraer ERJ145
17. Antonov An-24
18. ATR 42-600
19. Bombadier Dash 8 Q300
20. Bombardier CRJ200
21. Canadair CL-600 Regional Jet CRJ-100 & 200
22. Fokker 50
23. IPTN N-25050
24. Hawker Siddeley HS-748
25. Antonov An-140
26. Convair 340
27. Convair 440
28. Fokker F-27
29. Douglas DC-6
30. Convair 580
31. Saab 2000
32. Xian MA60
33. Ilyushin 114
34. ATR 72-600
35. Embraer E170
36. BAe 146-100 / Avro RJ70
37. Bombadier Dash 8 Q400

Geralmente, uma aeronave comercial tem sua competitividade determinada em termos de desempenho e custo operacional, sendo então plausível a escolha dos seguintes parâmetros para avaliar as soluções de projeto desenvolvidas para atender o mercado de aviação regional:

1. Número de Passageiros - Pax
2. Tipo do Motor
3. Número de motores
4. Modelo do Motor
5. Potência Total (kW)
6. Empuxo (kN)
7. Teto de serviço (ft)
8. Alcance (nm)
9. Velocidade Horizontal Máxima (kts)
10. Velocidade de Cruzeiro (kts)
11. Envergadura da Asa (m)
12. Alongamento
13. Área da asa (m^2)
14. Comprimento da Aeronave (m)
15. Altura da Aeronave (m)
16. MTOW (kg)
17. Peso Vazio (kg)
18. Carga Paga (kg)
19. Distância de decolagem (m)
20. Preço (milhões USD)
21. Ano de referência para o preço
22. Número total de pedidos
23. Ano de referência para total de pedidos

A tabela comparativa com os dados das aeronaves selecionadas se encontra no Anexo A. A partir dos dados coletados, decidiu-se construir um gráfico para cada parâmetro listado com o objetivo de identificar qual a tendência apresentada pelas aeronaves do segmento regional, sendo elas agrupadas de acordo com o grupo-motopropulsor. As figuras 1.1 a 1.10 apresentam os resultados obtidos, e em seguida tem-se a análise referente a cada parâmetro investigado. Elas apresentam uma reta de regressão linear para cada tipo de grupo moto-propulsor, assim como uma área sombreada representando um intervalo de confiança de 68% — um desvio padrão de uma distribuição gaussiana.

Figura 1.1: A média do alcance das aeronaves turbo-hélice e jato é de 1500nmi. Os jatos possuem alcance ligeiramente superior aos turbo-hélice, provavelmente devido ao seu melhor desempenho em cruzeiro (maior teto e velocidade), o que torna esse tipo de avião naturalmente mais adequado a voos mais longos. O aumento acentuado do alcance com o número de passageiros apresentado pelas aeronaves a pistão deve-se ao fato de que mesmo com poucos passageiros elas eram utilizadas para voos longos, já que a tecnologia da época, assim como o uso de propulsão convencional, dificultava a fabricação de aviões de grande porte.

Figura 1.2: O MTOW versus número de passageiros para aeronaves com motor a pistão indica que neste tipo de grupo moto-propulsor a aeronave deve transportar mais peso por passageiro do que os outros motores. Isso se justifica também pelo fato de que as aeronaves a pistão pesquisadas são antigas e, portanto, têm tecnologias ultrapassadas que implicam em mais peso vazio. Já uma comparação entre turbo-hélice e turbofan indica que o primeiro grupo moto-propulsor transporta menos peso por passageiro do que o segundo. Isso fica evidente pela inclinação das curvas, ou seja: quanto menor a inclinação, mais passageiros são transportados por um mesmo MTOW. Isso implica que as aeronaves turbo-hélices pesquisadas tendem ser mais leves que as aeronaves turbofan para um mesmo número de passageiros. Uma justificativa seria a questão estrutural, visto que uma aeronave turbofan tem um envelope de voo maior, o que implica em maiores cargas e, logo, em uma estrutura mais pesada. Além disso, um motor turbofan tende a ser mais pesado que um turbo-hélice.

Figura 1.3: O gráfico peso vazio *versus* número de passageiros é consistente com as conclusões do gráfico anterior, visto que as diferenças discutidas em MTOW por número de passageiros entre os grupo moto propulsores se justificam em termos de peso vazio.

Figura 1.4: A velocidade de cruzeiro dos jatos é substancialmente superior à velocidade de cruzeiro dos turbo-hélices, já que o motor a jato é mais adequado para elevadas altitudes e velocidades. As aeronaves de tipo turbo-hélice são tão velozes quanto ou mais rápidas que as aeronaves com motor a pistão. A regressão linear feita para as aeronaves a pistão mostra uma tendência de aumento com o número de passageiros não-compatível com a realidade, ultrapassando inclusive a reta das aeronaves turbo-hélice, devido ao pequeno número de aeronaves desse tipo analisadas.

Figura 1.5: As tendências observadas aqui são as mesmas da velocidade de cruzeiro (Figura 1.4).

Figura 1.6: O teto operacional dos jatos é maior que o dos turbo-hélices, que por sua vez é maior do que o das aeronaves com propulsão convencional. Isso se deve às características inerentes de cada tipo de moto propulsor: jatos operam de forma muito eficiente em altitudes elevadas, e motores a pistão são bastante sensíveis à diminuição da densidade atmosférica. A propulsão turbo-hélice está em um ponto intermediário. As linhas de regressão não são muito representativas nesse caso, pois há grande variância entre os pontos.

Figura 1.7: A envergadura varia com o inverso da velocidade das aeronaves: os jatos voam mais rápido, e por isso precisam de menos área alar, mas também apresentam cargas mais elevadas sobre as asas, o que sugere asas de menor alongamento. Estes dois efeitos contribuem para a redução da envergadura. Os turbo-hélices e as aeronaves a pistão voam mais lentamente, então precisam de maior área alar e desenvolvem menores cargas sobre as asas, permitindo um maior alongamento que, por sua vez, aumenta a eficiência aerodinâmica.

Figura 1.8: Como discutido na Figura 1.7, o afilamento é determinado pelas cargas e resistência das estruturas da asa, pois do ponto de vista aerodinâmico, quanto mais alongada, melhor a asa. As maiores cargas enfrentadas pelos jatos, devido à maior velocidade, fazem com que suas asas sejam menos alongadas do que as dos turbo-hélice. O alongamento das aeronaves a pistão é comparável ao das turbo-hélices: apesar de voarem mais lentamente, as aeronaves a pistão são mais antigas, e por isso os materiais usados em sua fabricação são menos resistentes.

Figura 1.9: Assim como a envergadura (Figura 1.7), a área alar aumenta com a diminuição na velocidade de operação. Entretanto, aqui a alteração não é tão evidente entre jatos e turbo-hélice, já que o maior alongamento dos turbo-hélice aumenta sua eficiência aerodinâmica, o que compensa, em parte, as velocidades mais baixas. As aeronaves a pistão possuem área alar notavelmente mais elevada devido novamente a serem mais antigas. Os avanços tecnológicos permitiram um aumento da eficiência aerodinâmica das asas, o que diminuiu a área alar necessária.

Figura 1.10: Em relação à altura das aeronaves, pode-se notar que os aviões com turbofan e turbo-hélice apresentam uma tendência similar na altura *versus* o número de passageiros. Porém, as aeronaves com grupo moto-propulsor turbo-hélice geralmente são asa alta e têm empenagens na configuração em T, o que pode justificar o fato de estes aviões serem mais altos. Em relação ao motor a pistão, constata-se que as aeronaves apresentam um aumento mais acentuado na altura com o aumento do número de passageiros. Uma das justificativas é em relação a empenagem vertical, visto que nas aeronaves com tecnologias antigas, as superfícies sustentadores tendem a ser maiores para um mesmo número de passageiros, já que o peso vazio é maior. Além disso, todas as aeronaves com motor a pistão analisadas são asa baixa e, portanto, o trem de pouso deve ser alto o suficiente de forma que as hélices não atinjam o chão.

Figura 1.11: O empuxo versus número de passageiros para aeronaves turbofan seguem uma relação aproximadamente linear. Ou seja, a regressão linear representa consideravelmente a relação entre estes dois parâmetros.

Figura 1.12: Já no caso das aeronaves turbo-hélices, a regressão linear não representa muito bem a relação entre a potência e o número de passageiros. Isso se deve ao fato de que devido a grande diferença entre os anos de fabricação das aeronaves, a tecnologia dos motores varia bastante o que indica uma oportunidade no estudo de novas tecnologias para este tipo de motor.

n	Modelo	Passageiros	Tipo de motor	Primeiro Voo	Posicao Asa	Forma em Planta da Asa	Geometria Empenagens	Trem de Pouso	Enflechamento
4	Douglas DC-3	32	Pistão	1935	Baixa	Trapezoidal	Convencional	Convencional	Nulo
6	Curtis C46 Commando	36	Pistão	1940	Baixa	Retotrapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
12	Douglas DC-4	44	Pistão	1942	Baixa	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
29	Douglas DC-6	54	Pistão	1946	Baixa	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
10	Convair 240	40	Pistão	1947	Baixa	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
26	Convair 340	52	Turbo-hélice	1947	Baixa	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
27	Convair 440	52	Turbo-hélice	1947	Baixa	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
30	Convair 580	56	Turbo-hélice	1947	Baixa	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
15	Handley Page Herald	47	Turbo-hélice	1955	Alta	Retotrapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
28	Fokker F-27	52	Turbo-hélice	1955	Alta	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
17	Antonov An-24	50	Turbo-hélice	1959	Alta	Retotrapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
24	Hawker Siddeley HS-748	51	Turbo-hélice	1960	Baixa	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
2	Aerospatiale N 262 Fregate a Mohawk 298	29	Turbo-hélice	1962	Alta	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
7	Short 360	36	Turbo-hélice	1981	Alta	Reta	Convencional	Triciclo	Nulo
3	Embraer EMB120 Brasilia	30	Turbo-hélice	1983	Baixa	Bitrapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
8	Bombardier Dash 8 Q200	37	Turbo-hélice	1983	Alta	Retotrapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
13	Casa CN235	45	Turbo-hélice	1983	Alta	Retotrapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
14	Casa/IPTN CN235	45	Turbo-hélice	1983	Alta	Retotrapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
19	Bombadier Dash 8 Q300	50	Turbo-hélice	1983	Alta	Retotrapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
37	Bombadier Dash 8 Q400	82	Turbo-hélice	1983	Alta	Trapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
18	ATR 42-600	50	Turbo-hélice	1984	Alta	Retotrapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
22	Fokker 50	50	Turbo-hélice	1985	Alta	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
1	Piaggio P180 Avanti	8	Turbo-hélice	1986	Alta	Trapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
34	ATR 72-600	70	Turbo-hélice	1988	Alta	Retotrapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
33	Ilyushin 114	64	Turbo-hélice	1990	Baixa	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
9	Dornier 328	39	Turbo-hélice	1991	Alta	Retotrapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
11	Let L-610	40	Turbo-hélice	1992	Alta	Trapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
31	Saab 2000	58	Turbo-hélice	1992	Baixa	Retotrapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
23	IPTN N-25050	50	Turbo-hélice	1995	Alta	Trapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
25	Antonov An-140	52	Turbo-hélice	1997	Alta	Trapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
32	Xian MA60	62	Turbo-hélice	2000	Alta	Retotrapezoidal	Convencional	Triciclo	Nulo
21	Canadair CL-600 Regional Jet CRJ-100 & 200	50	Turbofan	1978	Baixa	Bitrapezoidal com winglet	Em T	Triciclo	Positivo
36	BAe 146-100 / Avro RJ70	82	Turbofan	1981	Alta	Trapezoidal	Em T	Triciclo	Positivo
20	Bombardier CRJ200	50	Turbofan	1991	Baixa	Bitrapezoidal com winglet	Em T	Triciclo	Positivo
16	Embraer ERJ145	48	Turbofan	1995	Baixa	Bitrapezoidal	Em T	Triciclo	Positivo
5	Fairchild Dornier 328JET	34	Turbofan	1996	Alta	Retotrapezoidal	Em T	Triciclo	Nulo
35	Embraer E170	72	Turbofan	2002	Baixa	Bitrapezoidal com winglet	Convencional	Triciclo	Positivo

Tabela 1.1: Soluções conceituais das aeronaves em análise

As informações em relação as soluções conceituais como posição da asa, geometria das empenagens, geometria do trem de pouso, enflechamento e forma em planta da asa estão na Tabela 1.1. Além disso, também tem-se a informação do ano do primeiro voo de cada aeronave e qual o respectivo grupo moto-propulsor.

Como pode ser observado da tabela, todos aviões com propulsão convencional são antigos e datam da década de 40. Isso justifica a diferença considerável encontrada para peso vazio dessas aeronaves em comparação com as aeronaves mais recentes turbofan e turbo-hélice. Além disso, o único avião com trem de pouso convencional dos 37 analisados é o Douglas DC-3, datado de 1935, o que evidencia a dominância do trem de pouso triciclo no projeto de aeronaves.

Outra fato interessante é que todos os aviões turbofan, exceto o E170 (maior avião turbofan analisado com capacidade para 70 passageiros), tem seu conjunto de empenagens em T. Neste caso, o motor geralmente é posicionado na parte traseira da fuselagem e este posicionamento não exige por norma que um reforço na fuselagem seja feito em caso de despalhetamento do motor, ou seja, esta configuração permite um menor peso vazio para aeronaves em torno de 50 passageiros.

No caso de aeronaves turbo-hélice com motor na asa, há a predominância de asa alta, o que se justifica pelo fato de que a hélice do motor não pode tocar o chão. Este problema é resolvido tanto com o posicionamento da asa, tanto com o tamanho do trem de pouso. Além disso, como os aviões turbo-hélice voam em um regime de Mach subsônico, não há a necessidade de enflechamento para reduzir arrasto devido às ondas de choque e a forma em planta da asa é predominantemente bitrapezoidal. Esta configuração garante bom desempenho aerodinâmico além de um baixo custo de fabricação em comparação com as de geometrias mais complexas de asa.

Com a Tabela 1.1, pode-se principalmente avaliar as diferenças conceituais entre aeronave turbofan e turbo-hélice. Portanto, conclui-se que predominantemente aeronaves turbofan apresentam enflechamento, asa baixa, empenagens em T e motores na fuselagem. Já as aeronaves turbo-hélice, em geral, apresentam asa alta, enflechamento nulo, empenagens tanto em T quanto convencionais e motores na asa.

Capítulo 2

Pesquisa de Mercado

Segundo pesquisa da *International Air Transport Association* (IATA) o número de passageiros esperado em 2036 é de 7.8 bilhões, quase o dobro do número de passageiros esperado para esse ano (4 bilhões). Portanto, o mundo precisa se preparar para dobrar o número de passageiros dentro de 20 anos. [3]

O esperado é que o mercado chinês vai superar o mercado aeronáutico dos Estados Unidos, como sendo o maior mercado de passageiros (definido pelo tráfego partindo e dentro do país), até 2030. Isso ocorrerá devido à combinação de uma taxa de crescimento mais rápida do mercado chinês com a redução da taxa de crescimento do mercado americano. (Veja a Figura 2.1.) [3]

Figura 2.1: Perspectiva de crescimento dos mercados domésticos até 2036[3].

Como pode ser percebido no gráfico acima, ambos os mercados permanecerão como sendo os maiores do mundo com uma grande margem em relação aos outros. A tendência esperada é a de que os Estados Unidos permanecerá sendo o maior mercado de passageiros aéreos até por

volta de 2030, quando seguirá para a segunda posição atrás do mercado chinês. Portanto, para a realização da pesquisa de mercado de projeto desenvolvido, foram levados em conta os mercados americano e chinês. Como o mercado americano aeronáutico é o maior atualmente e sabendo que, dentro de vinte anos, ele permanecerá no topo da lista, a frota atual de aeronaves desse mercado foi considerada como sendo a mais relevante para a pesquisa de mercado do projeto da nova aeronave. Veja a Figura 2.2.

Figura 2.2: Previsão de mercado para aeronaves de 30–120 passageiros entre os anos de 2004 e 2023. Observa-se a dominância do mercado americano neste setor

A aviação regional possui um grande papel no mercado visto que permite que as companhias aéreas forneçam um equilíbrio correto entre a capacidade e a frequência das rotas chaves. Possui um importante papel também ao alimentar as rotas principais dentro de uma determinada região, suplementando, quando necessário, a capacidade das linhas aéreas que voam as rotas principais. Quando o mercado está fraco, a aviação regional pode ser utilizada visando defender a posição da companhia aérea dentro do mercado, mantendo a frequência das rotas, mas com uma capacidade de transportar menor quantidade de passageiros, substituindo uma aeronave de grande porte previamente utilizada para determinada rota. Além disso, uma aeronave regional também permite que as companhias aéreas lidem com a flutuação da demanda em diferentes estações do ano, bem como a flutuação durante o dia. Portanto, com base nas aplicações descritas acima, bem como outras aplicações, percebe-se a importância da aviação regional como sendo uma parte essencial no mercado da aviação mundial.

A aviação regional cresceu firmemente nas duas últimas décadas no mundo e não há indicações para esta tendência abaixar. Nos Estados Unidos, definido como o principal mercado para o projeto em desenvolvimento, as companhias aéreas da aviação regional possuem vantagens de custos operacionais devido aos tipos de rotas que elas operam, definidos como voos curtos e médios (*short and medium haul*) conectando comunidades menores, em rotas pouco densas, às grandes cidades. Portanto, o mercado da aviação regional, constituído de aeronaves que transportam, na média, de 30 a 70 passageiros, é de relativa importância.

As aeronaves listadas na Tabela 2.1 foram consideradas como sendo os principais competidores do projeto em desenvolvimento pela equipe.

Fabricante	Modelo	Quantidade†
Bombardier	CRJ200	385
Embraer	ERJ145	233
Embraer	E170	179
Bombadier	Dash 8 Q400	53
ATR	ATR 42	26
Embraer	E120	17

†Número de aeronaves na frota dos Estados Unidos no ano de 2016.

Tabela 2.1: Principais concorrentes: aeronaves com capacidade de 30–100 passageiros mais vendidas no mercado americano.[4]

2.1 Principais Concorrentes

Entre as configurações de projeto, especialmente voltada para a aviação regional, o CRJ200 apresenta um design avançado das asas, turbofans de alta eficiência, capacidade adicional de combustível e um teto de serviço certificado mais alto (41000ft). Em relação à performance, possui um alcance de 1650nm, sendo o terceiro maior alcance dentre as aeronaves analisadas, e uma velocidade de cruzeiro de 424kts. O custo estimado de operação desta aeronave é de 1104 doláres por hora.

A segunda aeronave mais vendida na categoria analisada é a ERJ145, um turbo jato desenvolvido pela Embraer no final do século passado, é a que possui a maior velocidade de cruzeiro (450kts) dentre as analisadas e possui um alcance de 1320nm. O seu custo operacional estimado é o segundo mais baixo, sendo aproximadamente 846 doláres por hora, ficando atrás somente da aeronave E170, que é uma aeronave relativamente maior que as outras. Esta aeronave opera em um teto de serviço de 41000ft, tem um alcance de 2150nm, o segundo maior, e possui o terceiro maior número de aeronaves entregues dentre as analisadas.

A quarta aeronave mais vendida da categoria é a Dash-8, que possui um alcance de 1100nm, opera em um teto de 27000ft e o segundo maior custo operacional por hora de 1313 doláres. Com base na análise de mercado, em quinto lugar no número de aeronaves vendidas tem o ATR-42, que possui o custo mais alto de operação de 1552 doláres por hora, isto se deve principalmente pelo fato de ser uma aeronave mais antiga. No entanto, esta aeronave tem a vantagem de possuir o maior alcance dentre os modelos analisados, sendo igual a 2720nm. E a última aeronave analisada em mais detalhes foi a EMB120, que possui um custo operacional por hora relativamente alto, de 1313 doláres, e o menor alcance de 945nm.

As figuras nas páginas seguintes contém dados básicos, e seções em corte dessas aeronaves.

Figura 2.3: Bombardier CRJ200

Bombardier CRJ 200			
Pax	50	Wing span (m)	21.21
Engine type	Turbofan	Wing area (m^2)	48.35
Number of engines	2	Length (m)	26.77
Engine model	GE CF34-3B1	Height (m)	6.22
Thrust (kN)	77.68	MTOW (kg)	24041
Service ceiling (ft)	41000	Empty weight (kg)	13835
Range (nm)	1650	Payload (kg)	6124
Max speed (kts))	460	Take-off run (m)	1920
Cruise speed (kts)	424	Price (million USD) – Year	21 (price year 2013)
Total orders – Year	723 (aircraft no longer in production)	Cost per block hour (USD)	1104

Tabela 2.2: Características do Bombardier CRJ200

Figura 2.4: Três vistas do Bombardier CRJ200

Figura 2.5: Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Bombardier CRJ200

Figura 2.6: Embraer ERJ145

Embraer ERJ 145			
Pax	48	Wing span (m)	20.04
Engine type	Turbofan	Wing area (m^2)	51.2
Number of engines	2	Length (m)	29.87
Engine model	Rolls Royce AE 3007A	Height (m)	6.75
Thrust (kN)	62.6	MTOW (kg)	22000
Service ceiling (ft)	37000	Empty weight (kg)	12114
Range (nm)	1320	Payload (kg)	5786
Max speed (kts))	500	Take-off run (m)	2300
Cruise speed (kts)	450	Price (million USD) – Year	21 (price year 2013)
Total orders – Year	708 (until 2017)	Cost per block hour (USD)	846

Tabela 2.3: Características do Embraer ERJ145

Figura 2.7: Três vistas do Embraer ERJ145

Figura 2.8: Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Embraer ERJ145

Figura 2.9: Embraer E170

Embraer E 170			
Pax	72	Wing span (m)	26
Engine type	Turbofan	Wing area (m^2)	72.72
Number of engines	2	Length (m)	29.9
Engine model	GE CF34	Height (m)	9.85
Thrust (kN)	126	MTOW (kg)	38600
Service ceiling (ft)	41000	Empty weight (kg)	21141
Range (nm)	2150	Payload (kg)	9759
Max speed (kts))	470	Take-off run (m)	1644
Cruise speed (kts)	430	Price (million USD) – Year	26.5 (price year 2013)
Total orders – Year	714 (until 2018)	Cost per block hour (USD)	614

Tabela 2.4: Características do Embraer E170

Figura 2.10: Três vistas do Embraer E170

Figura 2.11: Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Embraer E170

Figura 2.12: Bombardier Dash 8

Bombardier Dash 8 – 400			
Pax	82	Wing span (m)	28.4
Engine type	Turboprop	Wing area (m^2)	64
Number of engines	2	Length (m)	25.7
Engine model	PW150	Height (m)	8.4
Total power (kW)	7562	MTOW (kg)	30481
Service ceiling (ft)	27000	Empty weight (kg)	17819
Range (nm)	1100	Payload (kg)	8489
Max speed (kts))	360	Take-off run (m)	1425
Cruise speed (kts)	300	Price (million USD) – Year	32.2 (price year 2017)
Total orders – Year	614 (until 2017)	Cost per block hour (USD)	2197

Tabela 2.5: Características do Bombardier Dash 8

Figura 2.13: Três vistas do Bombardier Dash 8

Figura 2.14: Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Bombardier Dash 8

Figura 2.15: ATR 42-300

ATR 42 – 300			
Pax	50	Wing span (m)	24.57
Engine type	Turboprop	Wing area (m^2)	54.5
Number of engines	2	Length (m)	22.67
Engine model	Pratt & Whitney Canada PW-120	Height (m)	7.59
Total power (kW)	2600	MTOW (kg)	16700
Service ceiling (ft)	24900	Empty weight (kg)	10900
Range (nm)	2720	Payload (kg)	4300
Max speed (kts))	270	Take-off run (m)	1090
Cruise speed (kts)	255	Price (million USD) – Year	19.5 (price year 2012)
Total orders – Year	476 (until 2017)	Cost per block hour (USD)	1552

Tabela 2.6: Características do ATR 42-300

Figura 2.16: Três vistas do ATR 42-300

Figura 2.17: Seção transversal e longitudinal (LOPA) do ATR 42-300

Figura 2.18: Embraer EMB120

Embraer EMB120 Brasilia			
Pax	30	Wing span (m)	19.78
Engine type	Turboprop	Wing area (m^2)	39.4
Number of engines	2	Length (m)	20
Engine model	Pratt & Whitney Canada PW118/118A/118B	Height (m)	6.53
Total power (kW)	2680	MTOW (kg)	11500
Service ceiling (ft)	29800	Empty weight (kg)	7070
Range (nm)	945	Payload (kg)	3220
Max speed (kts))	331	Take-off run (m)	1650
Cruise speed (kts)	298	Price (million USD) – Year	11 (price year 2013)
Total orders – Year	543 (until 2001)	Cost per block hour (USD)	1313

Tabela 2.7: Características do Embraer EMB120

Figura 2.19: Três vistas do Embraer EMB120

Figura 2.20: Seção transversal e longitudinal (LOPA) do Embraer EMB120

Capítulo 3

Projeto Conceitual

3.1 Requisitos

Durante o desenvolvimento do projeto, foram priorizadas algumas características em detrimento de outras visando otimizar a missão definida para a aeronave. Para isso, foi desenvolvida uma lista de prioridades que serão seguidas visando direcionar o desenvolvimento do projeto de maneira mais clara.

Como se trata de uma aeronave que fará o transporte de pessoas, o projeto deve priorizar a segurança dos tripulantes e ocupantes em caso de acidentes, tendo boas configurações em caso de impacto e pouso brusco. O projeto deve ser feito visando diminuir ao máximo a probabilidade de ocorrer um eventual incidente, sendo, portanto, a segurança operacional a primeira prioridade.

Sabe-se que o mercado no qual a aeronave estará atuando é o de voos regionais de companhias aéreas caracterizadas como "low-cost", portanto, o fator mais atraente para uma aeronave sob esse ponto de vista é o baixo custo operacional. Estabeleceu-se como prioridade número dois para o projeto, o desenvolvimento de uma aeronave com ótimo desempenho, devido à essa demanda especifica do público alvo.

Visando obter um ótimo desempenho, portanto, vê-se como terceira prioridade reduzir o peso estrutural da aeronave, visto que isto influencia fortemente no desempenho da aeronave e consequentemente no custo de operação. Como quarta prioridade, com a finalidade de diminuir o custo final de aquisição da aeronave, tem-se a facilidade construtiva, e sempre que possível serão realizadas análises representativas e seguras visando reduzir o custo de engenharia.

Sabendo-se que o principal mercado que essa aeronave atuará é de voos definidos como *short-haul*, isto é, voos de até 3 horas. Apenas um conforto mínimo é requerido pelos passageiros, logo a ergonomia interna da aeronave é definida como quinta prioridade do projeto. Um conforto dos passageiros melhor do que das principais aeronaves competidoras do mercado é um aspecto relativamente determinante na concepção interna do avião, visto que uma melhoria da ergonomia faz com que a aeronave se torne mais atraente no mercado se comparada às concorrentes.

Pelo fato de se tratar de uma aeronave de transporte de passageiros, com a missão de traslado, a aeronave não exige movimentos abruptos, com exceção de situações emergenciais que serão analisadas conforme regulamento. Portanto, a manobrabilidade não é um item prioritário no desenvolvimento do projeto, sendo classificada como a sétima prioridade de projeto, logo após a estabilidade. Portanto, o desenvolvimento do projeto da aeronave seguirá a ordem de prioridades conforme descrito na tabela abaixo.

1. **Segurança operacional:** avaliar a segurança da aeronave em todos os aspectos;
2. **Desempenho:** escolher um grupo moto propulsor que atenda a missão e tenha baixo consumo, otimizar a aerodinâmica da aeronave reduzindo o arrasto, e portanto, reduzir do custo operacional;

3. **Peso Estrutural:** reduzir o peso estrutural, visando melhor desempenho da aeronave;
4. **Custo Final:** incluir processos de fabricação mais simples e sempre que possível reduzir os custos de engenharia, realizando análises representativas e seguras;
5. **Ergonomia Interna:** avaliar o conforto do passageiro em todos os aspectos;
6. **Estabilidade:** proporcionar maior conforto durante o voo, aumentando a resistência da aeronave a fatores desestabilizandes (como rajadas e turbulências);
7. **Manobrabilidade:** garantir a aeronavegabilidade da aeronave atendendo os requisitos da norma.

3.2 Esboço do avião

3.2.1 Geometria Externa

Duas propostas preliminares de configuração externa foram definidas por este estudo inicial, a saber

Turbo-hélice com asa alta otimizada para melhorar a influência do escoamento da hélice na asa de forma a maximizar L/D, motores abaixo da asa e empenagem em T, muito similar aos turboprops dessa capacidade existentes no mercado, ATR 42 e Bombardier Dash 8, Figura 3.1;

Turbofan/propfan com enflexamento negativo, asa baixa e motores na configuração *pusher*, próximos à cauda em T, Figura 3.2.

Figura 3.1: Conceito de um turbo-hélice

Figura 3.2: Conceito de um turbofan/propfan com enflechamento negativo

Figura 3.3: Conceito de um turbo-hélice configuração *canard*

Além disso, uma configuração em *canard*, com motores turboprop em configuração *pusher*, Figura 3.3, foi brevemente considerada, devido à segurança adicional de colocar o plano das hélices fora da cabine de passageiros. Essa configuração foi considerada inviável porque as asas teriam que ficar demasiadamente para trás para não reduzir o espaço da cabine de passageiros, o que gera problemas de posicionamento do trem de pouso: colocá-lo longe das longarinas implica em um aumento de peso estrutural significativo, e colocá-lo demasiadamente a montante dificultaria a arfagem da aeronave durante a decolagem. Além disso, o desempenho para pouso de aeronaves com configuração *canard* é substancialmente pior do que as convencionais, devido ao fato de que, para manter a segurança do voo, aquele tipo de aeronave tem que voar substancialmente acima da velocidade de estol.

Com os avanços recentes na tecnologia de manufatura de materiais compostos, tornou-se viável a fabricação de aeronaves predominantemente feitas com estes materiais, como é o caso

do Boeing 787 e Airbus A350 XWB, ambos com 50% ou mais do peso estrutural em materiais compostos. De acordo com os fabricantes, isso levou a uma redução de aproximadamente 20% no peso vazio da aeronave e de até 25% nos custos operacionais.[5, 6]

Desta forma, a aeronave deste trabalho terá sua estrutura feita majoritariamente de materiais compostos, em especial fibra de carbono. A aeronave da segunda opção, com enflechamento negativo, seria especialmente beneficiada, já que o uso de materiais compostos permite a adoção do conceito de *aeroelastic tayloring*, que elimina o divergente aeroelástico característico de asas enflechadas negativamente. Esse tipo de construção tem vantagens aerodinâmicas como atraso do estol, em especial nas pontas de asa, o que faz a aeronave mais controlável a baixas velocidades, e portanto aumenta a segurança do pouso ou, mantendo a segurança, permite o uso de menos superfícies hipersustentadoras, o que justifica sua adoção em detrimento do enflechamento positivo, mais usual.[7]

Além disso, o uso de motores propfan em vez de turbofan pode reduzir o consumo da aeronave em até 30%[8]. O maior problema desse tipo de motor é o ruído, mas isso pode ser mitigado por uma solução similar a [9], na qual o motor fica entre as duas empenagens verticais. O simples avanço tecnológico também pode resolver esse problema[10]. Um projeto de propfan está disponível em [11].

Em relação à primeira configuração, os ganhos de desempenho em relação aos competidores viriam do menor peso vazio possível devido ao uso de compósitos e aos avanços tecnológicos nos motores.

3.2.2 Ergonomia Interna

Para definição inicial da ergonomia interna, decidiu-se avaliar os dois principais concorrentes no segmento analisado na pesquisa de mercado: CRJ200 e ERJ-145. Estas duas aeronaves apresentam configurações de *cross-section* e LOPA (*Layout Of Passenger Accommodation*) distintas. A aeronave CRJ200 tem quatro poltronas por fileira e 13 fileiras no total. Já a aeronave ERJ-145 tem três poltronas por fileira e 16 fileiras no total. Para aproximadamente um mesmo número de passageiros, um número maior de poltronas por fileiras implica em uma fuselagem com um comprimento menor e um diâmetro da seção maior. Abaixo, tem-se uma tabela que resume as dimensões externas referentes à fuselagem e à configuração interna para cada avião:

Aeronaves	Passageiros	N° de Poltronas por Fileiras	N° de Fileiras	Comprimento (m)	Diâmetro (m)
CRJ200	50	4	13	26.77	2.5
ERJ145	48	3	16	29.87	2.1

Tabela 3.1: Dados referentes à fuselagem e à configuração interna das aeronaves CRJ200 E ERJ145.

A distribuição interna dos passageiros implica diretamente nas dimensões da fuselagem. Por sua vez, a geometria da fuselagem implica, principalmente, em dois parâmetros:

1. Contribuição da fuselagem no arrasto total da aeronave
2. Peso vazio total

Para análises preliminares das duas aeronaves em discussão em termos de arrasto da fuselagem, utilizou-se a referência [12]. O coeficiente de arrasto da fuselagem é definido pela equação abaixo:

$$C_{D_{0_f}} = C_f f_{ld} f_M \frac{S_{wet_{fus}}}{S} \tag{3.1}$$

Em que:

$$C_f = \frac{0.455}{\log Re^{2.58}} \tag{3.2}$$

$$f_{ld} = 1 + 60/(\frac{l}{d})^3 + 0.0025(\frac{l}{d}) \tag{3.3}$$

$$f_M = 1 - 0.08M^{1.45} \tag{3.4}$$

$$S_{wet_{fus}} = \pi dl \tag{3.5}$$

$S_{wet_{fus}}$ - área molhada da fuselagem considerando aproximação para cilindro

S - área de referência da asa

C_f - coeficiente de fricção do revestimento para escoamento turbulento

f_M - fator em função do número de Mach

f_{ld} - fator em função do comprimento e diâmetro da fuselagem

Re - número de Reynolds

M - número de Mach

l - comprimento da fuselagem

d - diâmetro da fuselagem

Considerando que os termos Cf, f_M e S são iguais para ambas as aeronaves para fins de análise, pode-se avaliar o impacto da geometria externa da fuselagem a partir dos termos f_{ld} e $S_{wet_{fus}}$. Dessa forma, tem-se a estimativa abaixo para o avião CRJ200 e ERJ145 a partir da expressão

$$Impacto_{C_D} = \frac{C_{D_{0_f}}}{C_f f_M / S} = f_{ld} S_{wet_{fus}} \tag{3.6}$$

Aeronave	$S_{wet_{fus}}$	f_{ld}	$Impacto_{C_D}$
CRJ200	209	1.075	224
ERJ145	197	1.056	208

Tabela 3.2: Impacto da geometria da fuselagem no seu arrasto

A partir dos resultados acima, pode-se observar que a fuselagem da aeronave CRJ200 tem um arrasto estimado 8% maior. A prioridade deste trabalho é projetar uma aeronave com baixo consumo de combustível, logo, a partir da análise dos concorrentes, um fuselagem maior em comprimento permite uma redução do arrasto. Nesta primeira análise, portanto, estabeleceu-se que uma configuração com três poltronas por fileira é uma opção mais competitiva.

Outro impacto da geometria da fuselagem é em relação ao tamanho das empenagens. Caso a fuselagem seja maior em comprimento, para um mesmo momento no CG da aeronave, a força resultante das empenagens deve ser menor visto que o braço é maior. Logo, as empenagens podem ter uma área menor, o que reduz diretamente o arrasto, visto que

$$D_{empenagens} = 0.5\rho V^2 S_{EH} C_{D_{EH}} + 0.5\rho V^2 S_{EV} C_{D_{EV}} \tag{3.7}$$

S_{EV} - área em planta da empenagem vertical

S_{EH} - área em planta da empenagem horizontal

Além disso, empenagens com áreas menores implicam em uma redução no peso vazio do conjunto. O impacto da redução do peso vazio pode ser analisado em termos de arrasto. No caso, sabe-se que uma parcela do arrasto é o arrasto induzido que é função da sustentação. Em voo reto e nivelado, a sustentação deve equilibrar o peso da aeronave, logo, um peso total menor devido a uma redução em peso vazio implica em uma menor sustentação necessária. O que por sua vez implica em um menor arrasto induzido e dessa forma uma redução no arrasto em cruzeiro. Portanto, tem-se um terceiro benefício ao se optar por três poltronas por fileira visto que uma fuselagem maior em comprimento reduz o arrasto de trimagem das empenagens em cruzeiro.

Sobre o impacto no peso vazio da fuselagem devido a sua geometria, sabe-se que uma fuselagem maior em comprimento apresenta um diâmetro menor. Em relação à estrutura da fuselagem, considera-se para fins de análise que a carga integrada na seção média de ambas as aeronaves é igual. Além disso, tem-se a seguinte equação para tensão normal devido ao momento de flexão na seção de análise

$$\sigma = \frac{My}{I} \tag{3.8}$$

$$I = \frac{\pi(D^4 - (D-t)^4)}{64} \tag{3.9}$$

σ - tensão normal devido ao momento de flexão

M - Momento de flexão na seção média da fuselagem

y - distância em relação ao centroide da seção, no caso de um cilindro oco simétrico, $y_{max} = \frac{d}{2}$

I - momento de inércia para um cilindro oco

t - espessura do revestimento da fuselagem

D - diâmetro externo da fuselagem

Considerando que o comportamento da estrutura da fuselagem pode ser aproximado para equação acima, tem-se que a tensão normal deve ser menor que a tensão admissível do material utilizado. Além disso, considera-se também que ambas as aeronaves utilizam o mesmo material na estrutura da fuselagem.

Como pode ser observado na equação, uma fuselagem maior em comprimento e menor em diâmetro tem uma redução na parcela do momento de inércia que é função do diâmetro externo somente. Dessa forma, visto que o momento de flexão é mesmo em ambas as fuselagens, o momento de inércia deve permanecer o mesmo para ainda atender a condição de que a tensão normal atuante na fuselagem deve ser menor que a tensão admissível do material. Logo, para evitar uma redução no momento de inércia, deve-se aumentar a espessura do revestimento da fuselagem o que implica em um aumento em peso vazio no caso da fuselagem maior em comprimento e menor em diâmetro. O impacto do aumento no peso vazio da fuselagem segue o mesmo raciocínio apresentado para a redução do peso vazio do conjuto de empenagens. Portanto, este fato é um ponto negativo para a fuselagem maior em comprimento com três poltronas por fileira.

A partir das discussões acimas, pode-se resumir os impactos analisados na lista abaixo para a configuração com três poltronas por fileira

1. Redução no arrasto da fuselagem

2. Redução no arrasto do conjunto de empenagens
3. Redução no peso vazio do conjunto de empenagens
4. Aumento no peso vazio da fuselagem

Dessa forma, tem-se três pontos positivos e um negativo para a configuração com três poltronas por fileira. O contrário se aplica para a configuração interna com quatro poltronas por fileira. O questionamento associado a esses aspectos discutidos para a primeira distribuição de passageiros é se o aumento no peso vazio da fuselagem sobrepõe os outros três benefícios apresentados. De forma a concluir sobre o aspecto de peso, tem-se abaixo uma tabela que compara o peso vazio de ambas as aeronaves.

Aeronave	Peso Vazio (kg)
CRJ200	13835
ERJ145	12114

Tabela 3.3: Peso vazio para as aeronaves CRJ200 e ERJ145

Como pode ser observado, apesar de uma fuselagem maior em comprimento implicar em uma fuselagem mais pesada, a aeronave ERJ145 tem um peso vazio menor. A redução no peso vazio das empenagens e outras soluções de projeto para otimização das estruturas para uma aeronave com fuselagem maior em comprimento sobrepõem o ponto negativo desta configuração viabilizando a configuração interna com três poltronas por fileira.

Portanto, conclui-se que uma configuração com três poltronas por fileira oferece menor arrasto em cruzeiro e menor peso vazio. Logo, esta geometria é mais competitiva e permite um menor consumo de combustível. Abaixo tem-se a idealização da configuração interna da aeronave a ser projetada com três poltronas por fileira.

Figura 3.4: Seção transversal da aeronave em projeto

Figura 3.5: Seção longitudinal da aeronave em projeto

Capítulo 4

Conclusão

Com base nas análises de mercado realizadas, nos estudos comparativos das aeronaves e em estudos conceituais de aeronaves regionais com cerca de 50 passageiros , definiu-se algumas configurações para a aeronave que será projetada.

Em relação à ergonomia interna, definiu-se que a aeronave possuirá 16 fileiras com três assentos cada e uma fileira com dois assentos, totalizando 50 passageiros. Visa-se diminuir o arrasto da aeronave com esta configuração.

Quanto à configuração externa, três possibilidades foram analisadas inicialmente, sendo a primeira uma aeronave turbo-hélice com asa alta, motores abaixo da asa e empenagem em T; a segunda uma aeronave turbofan com enflechamento negativo, asa baixa e motores na configuração *pusher*; e a terceira uma configuração em *canard*. No entanto, conforme discutido, esta última foi considerada inviável e, portanto, descartada das análises futuras. Logo, para as próximas etapas de projeto, serão analisadas duas possíveis configurações, buscando a aeronave mais competitiva e que melhor atenda a missão definida.

Parte II

Cálculos iniciais

Capítulo 5

Missão Típica

5.1 Pista de decolagem

Tendo em vista que a aeronave projetada operará regionalmente, foi estabelecido que ela deverá ser capaz de decolar e pousar em aeroportos movimentados de comprimento de pista reduzidos. Desse modo, haverá mais opções de rotas que ela poderá realizar em uma dada região, tornando-a então mais versátil.

Definiu-se portanto que a aeronave deverá ser certificada para certas pistas específicas, listadas abaixo. Ainda, definiu-se que o motor a ser usado deve ser do tipo turboélice. Pela figura 5.1 percebe-se a maior eficácia dos motores turboélice em comparação com outros motores a reação, o que justifica sua escolha para o projeto.

Figura 5.1: Comparação de tração de diferentes tipos de motores em função da velocidade.

5.1.1 Aeroporto London City (LCY)

O Aeroporto London City, na cidade de Londres (Inglaterra), situa-se em meio a obstáculos que impõem restrições aos ângulos de decolagem e pouso. Estes ângulos serão usados para determinar a mínima razão de subida necessária para a aeronave. As cartas de aproximação e decolagem do aeroporto estão na página 167.

5.1.2 Aeroporto Santos Dumont (SDU)

O Aeroporto Santos Dumont, no Rio de Janeiro, se localiza em uma parte central da cidade, o que justifica sua grande movimentação. A menor de suas duas pistas – a auxiliar – conta com 1260 metros de comprimento por 30 metros de largura [13]. As cartas de aproximação e decolagem do aeroporto estão na página 167.

Capítulo 6

Definição do Ponto de Projeto

6.1 Diagrama de Restrições

A partir da definição dos parâmetros da missão típica desejada para a aeronave realizada na primeira parte desta trabalho, dos aeroportos críticos para a operação descritos no Capítulo 5 e do MTOW estimado inicial na Seção 7.1 ($20150kg$), tem-se os requisitos dimensionantes para grupo-motopropulsor e área de asa. Esses requisitos são representados por meio das curvas de P/W vs W/S para as seguintes condições de acordo com [1]:

1. Curva nivelada na velocidade de cruzeiro (95% MTOW, Altitude de Cruzeiro), $\phi = 30°$
2. Distância de decolagem (MTOW, Nível do mar, ISA) de $1200m$
3. Velocidade de cruzeiro (95% MTOW, Altitude de Cruzeiro) de 272 KTAS (140 m/s)
4. Teto de serviço (MTOW) de 25000 ft (7600 m)
5. Razão de subida máxima (MTOW, Nível do mar, ISA) de 2200 ft/min (11.2 m/s)

Os dados necessários para a análise considerando modelo de polar de arrasto simplificado foram baseados em [1] para a classe de aeronaves turboélice. A tabela abaixo resume os valores utilizados para a construção da polar de arrasto simplificada, bem como C_L e C_D na decolagem e $C_{L_{max}}$:

$$C_D = C_{D_{min}} + kC_L^2 \tag{6.1}$$

$C_{D_{min}}$	0.25
k	0.30
$C_{L_{TO}}$	0.8
$C_{D_{TO}}$	0.04
$C_{L_{max}}$	2.2

Tabela 6.1: Dados para polar de arrasto

As curvas resultantes sobrepostas dos requisitos discutidos anteriormente constituem o chamado Diagrama de Restrições. O objetivo é escolher um ponto ótimo de projeto, ou seja, P/W e W/S para um mínimo P/W e máximo W/S. Esta é a **primeira iteração**, que será recalculada conforme estimativas mais precisas de peso e polar de arrasto se tornem possíveis. Cada restrição escolhida tem seu equacionamento a seguir considerando modelo simplificado da polar de arrasto:

6.1.1 Curva nivelada na velocidade de cruzeiro

$$P/W = q\left[\frac{C_{D_{min}}}{W/S} + \frac{k}{\cos(\phi)q}W/S\right]V_{ref} \tag{6.2}$$

$$q = \frac{1}{2}\rho V_{ref}^2 \tag{6.3}$$

V_{ref} - velocidade de cruzeiro

S - área de referência da asa

ϕ - *bank angle*

W - MTOW

P - Potência Requerida

6.1.2 Distância de decolagem

$$P/W = \left[\frac{V_{LOF}^2}{2gS_g} + \frac{qC_{D_{TO}}}{W/S} + \mu\left(1 - \frac{qC_{L_{TO}}}{W/S}\right)\right]V_{LOF} \tag{6.4}$$

$$q = \frac{1}{2}\rho\left(\frac{V_{LOF}}{\sqrt{2}}\right)^2 \tag{6.5}$$

S_g - distância na corrida de decolagem sem contabilizar a distância percorrida até superar o obstáculo exigido por norma, desta forma, S_g representa a pista total disponível para decolagem menos $200m$ que estima-se ser necessário para conclusão da decolagem. Ou seja, $S_g \leq 1000m$

μ - coeficiente de fricção da pista. $\mu = 0.04$ de acordo com [1].

g - aceleração da gravidade

V_{LOF} - Velocidade em que a aeronave sai do chão após a corrida, $V_{LOF} = 1.1V_{ESTOL}$. Nesta condição, o equacionamento foi feito considerando $V_{LOF}/\sqrt{2}$ como uma velocidade média durante a corrida de decolagem.

6.1.3 Velocidade de cruzeiro

$$P/W = \left[\frac{qC_{D_{min}}}{W/S} + \frac{kW/S}{q}\right] * V_{ref} \tag{6.6}$$

$$q = \frac{1}{2}\rho V_{ref}^2 \tag{6.7}$$

6.1.4 Teto de serviço

$$P/W = \left[\frac{V_V}{V} + \frac{qC_{D_{min}}}{W/S} + \frac{kW/S}{q}\right] * V \tag{6.8}$$

$$q = \frac{1}{2}\rho V_{ref}^2 \tag{6.9}$$

$$V_V = 100ft/min \tag{6.10}$$

V - velocidade para mínima potência requerida

6.1.5 Razão de subida máxima

$$P/W = \left[\frac{V_V}{V} + \frac{qC_{D_{min}}}{W/S} + \frac{kW/S}{q}\right] * V \tag{6.11}$$

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \tag{6.12}$$

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{W}{S}\sqrt{\left(\frac{k}{3C_{D_{min}}}\right)}} \tag{6.13}$$

6.2 Espaço de Projeto

Como as condições de voo modeladas são em diferentes altitudes, a potência requerida foi normalizada para nível do mar de acordo com o método proposto por [14]. O resultado obtido por meio dos requisitos é apresentado abaixo sendo o espaço viável de projeto a região não hachurada.

Figura 6.1: Diagrama de Restrições - Espaço de Projeto

Os pontos extremos considerados ótimos são os dois pontos destacados no gráfico. A tabela abaixo apresenta seu valor.

	P/W	W/S
(1)	0.178 kW/kg	295.6 kg/m^2
(2)	0.195 kW/kg	586.1 kg/m^2

Tabela 6.2: Pontos Extremos ótimos do Diagrama de Restrições

Deseja-se minimizar a potência requerida atendendo a todos os requisitos imposto. Além disso, como o objetivo do projeto é minimizar consumo, busca-se o melhor *tradeoff* entre maximizar carga alar e minimizar potência requerida visando desempenho em cruzeiro. Dessa forma,

define-se como pontos de projetos ótimos e viáveis toda a faixa delimitada pelo intervalo dado pelos pontos extremos destacados no gráfico anterior.

Dado a redução do espaço de projeto, o próximo critério a ser avaliado é quanto aos motores comerciais que, dado o MTOW da aeronave definido anteriormente, fornecem a potência requerida dentro do intervalo necessário. Abaixo tem-se uma tabela com dados de motor da fabricante PW [REF EASA].

Modelo	Potência (MAX)	Potência (T-O)
PW127	2051 kW	1846 kW
PW127B	2051 kW	1846 kW
PW127D	2051 kW	1846 kW
PW127E	1790 kW	1611 kW
PW127F	2051 kW	1846 kW
PW127G	2178 kW	1973 kW
PW127M	2051 kW	1846 kW
PW127M	2051 kW	1846 kW

Tabela 6.3: Dados Motores PW

Com os dados de motores comerciais e a definição do intervalo de interesse de W/S, tem-se abaixo o gráfico que localiza no espaço de projeto as aeronaves que correspondem a cada motor comercial em termos de W/S e P/S, representados por pontos pretos.

Figura 6.2: Espaço de Projeto - Motores comerciais

6.3 Ponto de Projeto - P/W e W/S

Visto que há uma atenção especial para cruzeiro como discutido previamente, define-se como ponto de projeto a aeronave com motor comercial com a máxima carga alar dentro das soluções

consideradas ótimas e viáveis. Abaixo tem-se o modelo de motor, potência típica de decolagem e área alar escolhidos.

Modelo	Potência (T-O)	S
PW127	1846 kW	$53m^2$

Tabela 6.4: Resultado Diagrama de Restrições

Sabe-se que a velocidade de estol aumenta com a carga alar. Por esse motivo, foi verificado qual a velocidade de estol para o ponto de projeto escolhido de forma a garantir que a velocidade de estol não seja alta, o que prejudicaria o desempenho em aproximação e pouso. Abaixo tem-se o valor calculado para a velocidade de estol considerado seguro para a operação da aeronave.

$$V_{ESTOL} = \sqrt{\frac{W/S}{0.5 \cdot \rho \cdot C_{L_{\max}}}} = 52,5m/s = 102\text{KEAS} \tag{6.14}$$

A fim de comparar o resultado obtido, decidiu-se representar graficamente no espaço de projeto os concorrentes da aeronave projetada que transportam em torno de 50 passageiros. A Tabela 6.5 resume os dados dos aviões ATR 42-600 e DASH Q300; já a Figura 6.3 apresenta ambas versus o ponto de projeto escolhido.

	P/W [kW/kg]	W/S [kg/m^2]
DASH Q300	0.167	341
ATR 42-600	0.174	347
Aeronave em projeto	0.183	378

Tabela 6.5: Comparação - Concorrentes em torno de 50 passageiros

Figura 6.3: Comparação no espaço de projeto em relação aos concorrentes

Como pode ser observado, os concorrentes não atendem as restrições impostas a aeronave projetada neste trabalho. Dessa forma, espera-se que o projeto supere os concorrentes em termos de desempenho para todas as restrições analisadas. Portanto, conclui-se que a primeira iteração para definição de S e P é promissora e fornece as informações necessárias para os cálculos mais precisos de peso e aerodinâmica, como apresentado nas seções seguintes, bem como o dimensionamento das empenagens.

Capítulo 7

Estimativa de Peso

7.1 Estimativa inicial do peso máximo de decolagem (MTOW)

O peso máximo de decolagem da aeronave foi estimado conforme proposto por Gudmundsson [1]. No método proposto, o MTOW é estimado com base em relações históricas de pesos de aeronaves semelhantes da mesma categoria, visto que este método é utilizado quando MTOW da aeronave projetada não é conhecido anteriormente.

Sabe-se que, ao utilizar este método, o projetista deve assegurar que os dados históricos utilizados são de aeronaves da mesma classe. Portanto, foram utilizados os dados provenientes das regressões das aeronaves apresentadas na tabela comparativa, respeitando os dados provenientes de aeronaves com mesmos tipos de sistema propulsivo. Este método normalmente superestima ou subestima o peso máximo de decolagem, mas serve como um bom valor inicial para o projeto [1]. Ele consiste em estimar uma razão do peso de combustível e a razão de peso vazio da aeronave conforme segue:

$$W_f = \left(\frac{W_f}{W_0}\right) W_0$$

$$W_e = \left(\frac{W_e}{W_0}\right) W_0$$

$W_f =$ Peso de combustível médio

$W_0 =$ Peso máximo de decolagem para aeronaves semelhantes e da mesma categoria (MTOW)

$W_e =$ Peso vazio médio das aeronaves semelhantes

Com essas razões estabelecidas, tem-se a seguinte expressão para a estimativa do MTOW:

$$W_0 = \left(\frac{W_e}{W_0}\right) W_0 + W_c + \left(\frac{W_f}{W_0}\right) W_0 + W_p$$

Reescrevendo:

$$W_0 = \frac{W_c + W_f}{\left[1 - \left(\frac{W_e}{W_0}\right) - \left(\frac{W_f}{W_0}\right)\right]} \tag{7.1}$$

Portanto, essa metodologia consistiu em:

1. Estabelecer a carga paga desejada, W_p, e o peso da tripulação W_c da aeronave;
2. Determinar os valores históricos de aeronaves semelhantes para estabelecer as razões de combustível e de peso vazio;
3. Calcular o MTOW conforme a equação apresentada.

7.2 Métodos estatísticos para a estimativa dos pesos dos componentes e da aeronave

Os métodos estatísticos para a estimativa dos pesos da aeronave são baseados em dados históricos de aeronaves existentes. Isto é, se o peso, por exemplo, da estrutura da asa é conhecido para uma população de aeronaves que se encaixam em uma classe específica, é possível determinar relações baseadas em parâmetros geométricos da asa, como a área da asa, a razão de aspecto, bem como em fatores de carga. Então, pode-se utilizar as relações estatísticas para estimar os pesos dos componentes e então o peso total da aeronave.

Essas relações estatísticas normalmente requerem que alguns parâmetros sejam estabelecidos previamente, portanto, os parâmetros necessários foram calculados e estimados e estão apresentados na tabela na página 73.

As equações seguintes foram propostas por Raymer e por Nicolai. Portanto, os pesos dos componentes foram calculados seguindo ambas as metodologias, e os resultados obtidos serão apresentados em sequência.

7.2.1 Peso da asa (W_W)

Raymer:

$$W_W = 0,036 \cdot S_W^{0,758} \cdot W_{FW}^{0,0035} \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{C/4}}\right)^{0,6} q^{0,006} \cdot \lambda^{0,04} \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda_{C/4}}\right)^{-0,3} (n_Z W_O)^{0,49}$$

Nicolai:

$$W_W = 96,948 \left[\left(\frac{n_Z W_O}{10^5}\right)^{0,65} \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{C/4}}\right)^{0,57} \left(\frac{S_W}{100}\right)^{0,61} \left(\frac{1+\lambda}{2 \cdot t/c}\right)^{0,36} \sqrt{1+\frac{V_H}{500}}\right]^{0,993}$$

7.2.2 Peso da empenagem horizontal (W_{HT})

Raymer:

$$W_{HT} = 0,016 \left(n_Z W_O\right)^{0,414} \cdot q^{0,168} \cdot S_{HT}^{0,896} \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda_{HT}}\right)^{-0,12} \left(\frac{AR_{HT}}{\cos^2 \Lambda_{HT}}\right)^{-0,12} \lambda_{HT}^{-0,02}$$

Nicolai:

$$W_{HT} = 127 \left[\left(\frac{n_Z W_O}{10^5}\right)^{0,87} \left(\frac{S_{HT}}{100}\right)^{1,2} \left(\frac{l_{HT}}{10}\right)^{0,483} \sqrt{\frac{b_{HT}}{t_{HT_{\max}}}}\right]^{0,458}$$

7.2.3 Peso da empenagem vertical (W_{VT})

Raymer:

$$W_{VT} = 0,073 \left(1 + 0,2 F_{tail}\right) \left(n_Z W_O\right)^{0,376} q^{0,122} \cdot S_{VT}^{0,873} \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda_{VT}}\right)^{-0,49} \left(\frac{AR_{VT}}{\cos^2 \Lambda_{VT}}\right)^{0,357} \lambda_{VT}^{0,039}$$

Nicolai:

$$W_{VT} = 98,5 \left[\left(\frac{n_Z W_O}{10^5} \right)^{0,87} \left(\frac{S_{VT}}{100} \right)^{1,2} \sqrt{\frac{b_{VT}}{t_{VT_{\max}}}} \right]$$

7.2.4 Peso da fuselagem (W_{FUS})

Raymer:

$$W_{FUS} = 0,052 \cdot S_{FUS}^{1,086} \left(n_Z W_O \right)^{0,177} l_{HT}^{-0,051} \left(\frac{l_F S}{d_F S} \right)^{-0,072} q^{0,241}$$

Nicolai:

$$W_{FUS} = 200 \left[\left(\frac{n_Z W_O}{10^5} \right)^{0,286} \left(\frac{l_F}{10} \right)^{0,857} \left(\frac{w_F + d_F}{10} \right) \left(\frac{V_H}{100} \right)^{0,338} \right]^{1,1}$$

7.2.5 Peso do trem de pouso principal W_{MLG}

Raymer:

$$W_{MLG} = 0,095 \left(n_l W_l \right)^{0,768} \left(L_m / 12 \right)^{0,409}$$

Nicolai:

$$W_{MLG} = 0,054 \left(n_l W_l \right)^{0,684} \left(L_m / 12 \right)^{0,601}$$

7.2.6 Peso do trem de pouso do nariz (W_{NLG})

Raymer:

$$W_{NLG} = 0,125 \left(n_l W_l \right)^{0,566} \left(L_m / 12 \right)^{0,845}$$

7.2.7 Peso do sistema de propulsão instalado (W_{EI})

Raymer:

$$W_{EI} = 2,575 \cdot W_{ENG}^{0,922} \cdot N_{ENG}$$

Nicolai:

$$W_{EI} = 2,575 \cdot W_{ENG}^{0,922} \cdot N_{ENG}$$

7.2.8 Peso do sistema de combustão (W_{FS})

Raymer:

$$W_{FS} = 2,49 \cdot Q_{tot}^{0,726} \left(\frac{Q_{tot}}{Q_{tot} + Q_{int}} \right)^{0,363} N_{TANK}^{0,242} N_{ENG}^{0,157}$$

Nicolai:

$$W_{FS} = 2,49 \cdot \left[Q_{tot}^{0,6} \left(\frac{Q_{tot}}{Q_{tot} + Q_{int}} \right)^{0,3} N_{TANK}^{0,2} N_{ENG}^{0,13} \right]^{1,21}$$

7.2.9 Peso do sistema de controle da aeronave (W_{CTRL})

Raymer:

$$W_{CTRL} = 0.053 \cdot l_{FS}^{1,536} \cdot b^{0,371} \left(n_Z W_O \cdot 10^{-4} \right)^{0,80}$$

Nicolai: ("*Powered control system*")

$$W_{CTRL} = 1,08 \cdot W_O^{0,7}$$

7.2.10 Peso do sistema hidráulico da aeronave (W_{HYD})

Raymer:

$$W_{HYD} = 0,001 \cdot W_O$$

7.2.11 Peso do sistema aviônico da aeronave (W_{AV})

Raymer:

$$W_{AV} = 2,117 \cdot W_{UAV}^{0,933}$$

Nicolai:

$$W_{AV} = 2,117 \cdot W_{UAV}^{0,933}$$

7.2.12 Peso do sistema elétrico da aeronave (W_{EL})

Raymer:

$$W_{EL} = 12,57\,(W_{FS} + WAV)^{0,51}$$

Nicolai:

$$W_{EL} = 12,57\,(W_{FS} + WAV)^{0,51}$$

7.2.13 Peso do sistema de ar condicionado e de degelo da aeronave (W_{AC})

Raymer:

$$W_{AC} = 0,265 \cdot W_O^{0,52} \cdot N_{OCC}^{0,68} \cdot W_{AV}^{0,17} \cdot M^{0,08}$$

Nicolai:

$$W_{AC} = 0,265 \cdot W_O^{0,52} \cdot N_{OCC}^{0,68} \cdot W_{AV}^{0,17} \cdot M^{0,08}$$

7.2.14 Peso do sistema de acessórios (W_{FURN})

Raymer:

$$W_{FURN} = 0,0582 \cdot W_O - 65$$

Nicolai

$$W_{FURN} = 34,5 \cdot N_{CREW} \cdot q_H^{0,25}$$

7.2.15 Cálculos

A descrição de cada uma das variáveis e os valores utilizados estão apresentados na tabela da página 73. Os resultados obtidos para os métodos, propostos por Raymer e Nicolai, estão apresentados na página 74.

Observou-se, portanto, que por ambos os métodos os pesos estimados foram próximos no geral e também para muitos componentes analisados separadamente. O passeio do centro de gravidade da aeronave será realizado com base nos pesos dos componentes calculados e com base nos braços que vão gerar os momentos correspondentes de cada componente. Esta etapa será realizada após os cálculos inicias de estabilidade, visto que as dimensões necessárias serão obtidas destas análises.

Tabela 7.1: Variáveis usadas no cálculo das estimativas de peso

Símbolo	Valor	Descrição
S_W	573,2 ft^2	Área trapezoidal da asa
W_{FW}	7716,2 lbf	Peso de combustível na asa
AR	12	Razão de aspecto da asa
$\Lambda_{C/4}$	0	Diedro da asa
q	32,94	Pressão dinâmica em cruzeiro
λ_W	0,6	Afilamento da asa
b_W	91,8 ft	Envergadura da asa
$(t/c)_W$	0,18	Razão entre espessura e corda da asa
n_Z	3,75	Fator de carga último $(1,5 \cdot 2,5)$
W_0	46518 lbf	Peso máximo de decolagem
V_H	302,2 kn	Velocidade máxima horizontal
S_{HT}	76,4 ft^2	Área trapezoidal da empenagem horizontal
Λ_{HT}	0	Diedro da empenagem horizontal
λ_{HT}	0,67	Afilamento da empenagem horizontal
b_{HT}	26 ft	Envergadura da empenagem horizontal
$t_{HT_{\max}}$	6 in	Máxima espessura da corda da raiz da empenagem horizontal
F_{TAIL}	1	0 para empenagem convencional e 1 para empenagem em T
S_{VT}	94,7 ft^2	Área trapezoidal da empenagem vertical
Λ_{VT}	0,25	Diedro da empenagem vertical
λ_{VT}	0,70	Afilamento da empenagem vertical
b_{VT}	14,2 ft	Envergadura da empenagem vertical
$t_{VT_{\max}}$	6 in	Máxima espessura da corda da raiz da empenagem vertical
l_{FUS}	65.6 ft	Comprimento da parte pressurizada da fuselagem
d_{FUS}	6,88 ft	Altura parte pressurizada da fuselagem
V_P	2445 ft^3	Volume da seção pressurizada da cabine
ΔP	7,4	Diferencial de pressão da cabine
l_F	98,4 ft	Comprimento da fuselagem
w_F	6,88 ft	Máxima largura da fuselagem
d_F	6,88 ft	Máxima altura da fuselagem
n_1	4	Máximo fator de carga de pouso
W_l	15630 lbf	Peso de pouso projetado
L_m	40 in	Altura do eixo do trem de pouso principal
L_n	40 in	Altura do eixo do trem de pouso de nariz
W_{ENG}	1060,4 lbf	Peso dos motores antes da instalação
N_{ENG}	2	Número de motores
Q_{TOT}	1151	Quantidade total de combustível em galões
Q_{int}	1151	Quantidade de combustível em tanques integrais em galões
W_{UAV}	2204,6 lbf	Peso do sistema aviônico antes da instalação na aeronave

Tabela 7.2: Variáveis usadas no cálculo das estimativas de peso

Variável	Raymer [lbf]	Nicolai [lbf]	Descrição
W_W	3164,2	3517,1	Peso estimado da asa
W_{HT}	161,5	265,9	Peso estimado da empenagem horizontal
W_{VT}	263,6	230,2	Peso estimado da empenagem vertical
W_{FUS}	3105,4	4416,2	Peso estimado da fuselagem
W_{LG}	1249,1	280,3	Peso estimado do trem de pouso
W_{EI}	3171,8	3171,8	Peso do sistema de propulsão
W_{FS}	628,8	628,9	Peso do sistema de combustível
W_{CTRL}	1708,5	1998,7	Peso do sistema de controle da aeronave
W_{HYD}	46,5	-	Peso do sistema hidráulico da aeronave
W_{AV}	2786,5	2786,5	Peso do sistema aviônico da aeronave
W_{EL}	796,8	796,8	Peso do sistema elétrico da aeronave
W_{AC}	3517,6	3517,6	Peso do sistema de ar-condicionado e degelo
W_{FURN}	205,7	334,1	Peso dos acessórios da aeronave
$W_{VAZIOTOTAL}$	20806	21944	Peso vazio total da aeronave

Capítulo 8

Aerodinâmica

8.1 Perfil aerodinâmico da asa

O objetivo mais importante na escolha do perfil da asa foi a redução do arrasto, visando melhor desempenho e menor consumo em cruzeiro. Além disso, também foram considerados a sustentação máxima do perfil e a sua espessura. A sustentação máxima é essencial para o pouso e decolagem, mas ficou em segundo plano porque ela pode ser incrementada com o uso de superfícies hipersustentadoras—flaps e slats. Perfis mais espessos são desejáveis porque aumentam a eficiência estrutural da asa e o espaço disponível para combustível.

Com esses critérios em vista, é natural escolher um perfil de escoamento laminar (Natural Laminar Flow, NLF). Devido aos amplos dados experimentais disponíveis, a seleção se limitou à família NACA série 6. Os perfis selecionados após uma triagem inicial estão na tabela 8.1.

Tabela 8.1: Perfis NACA selecionados

Perfil	$c_{l_{\max}}$	$c_{d_{\min}}$	$c_{m_{ac}}$	t/c
NACA 63_1-412	1,77	0,0044	-0.075	0,12
NACA 64_2-415	1,66	0,0046	-0.070	0,15
NACA 65_1-412	1,64	0,0038	-0.070	0,12
NACA 66_3-418	1,57	0,0037	-0.075	0,18

O perfil escolhido para o projeto foi o 66_3-418, devido ao seu baixo $c_{d_{\min}}$ e grande balde laminar. Além disso ele é bem comportado no estol,que ocorre com relativamente alto ângulo de ataque e em um c_l na mesma faixa dos outros perfis da série 6. Sua alta espessura é vantajosa para reduzir o peso estrutural da aeronave e permite amplo espaço para tanques de combustível.

A escolha de um perfil de escoamento laminar só é vantajosa se a operação do avião ocorrer dentro do balde laminar. Para verificar o atendimento a esse critério, é necessário calcular o coeficiente de sustentação para a situação de cruzeiro e subida.

$$(C_L)_{\text{cruise}} = \left.\frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}\right|_{\text{cruise}} = \frac{14549\text{kg} \cdot 9,8\text{N/kg}}{\frac{1}{2} \cdot 0,4135\text{kg/m}^3 \cdot (140\text{m/s})^2 \cdot 53\text{m}^2} = 0,66 \tag{8.1}$$

$$(C_L)_{\text{climb}} = \left.\frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}\right|_{\text{climb}} = \frac{16957\text{kg} \cdot 9,8\text{N/kg}}{\frac{1}{2} \cdot 1,225\text{kg/m}^3 (58\text{m/s})^2 \cdot 53\text{m}^2} = 1,52 \tag{8.2}$$

Considerando o peso de cruzeiro como o peso do avião com o máximo de passageiros e metade do combustível máximo, a 30000ft, e o início da subida, ao nível do mar, com o máximo de passageiros e 96,5% do combustível, conforme sugerido por [16] e velocidade ideal de subida.

Figura 8.1: Os dados foram obtidos através do software de CFD XFOIL[15], configurado para $\mathrm{Re} = 5 \cdot 10^6$ e $\mathrm{Ma} = 0,3$.

A Figura 8.1 mostra que, no ponto de projeto atual, o valor de C_l para o cruzeiro está no balde laminar. O C_l de subida está preocupantemente próximo do estol, então a velocidade de subida deve ser maior que 58m/s. Com 62m/s o C_l diminui para 1,33.

8.2 Forma em planta da asa

Para uma primeira aproximação, a asa foi definida como trapezoidal com um afilamento de $\lambda = 0,45$, conforme sugerido por [17] para aproximar a distribuição de sustentação da ideal, elíptica. O alongamento foi estimado com base na comparação entre aeronaves da categoria como $A = 14$, ligeiramente maior que a dos concorrentes, para maior eficiência aerodinâmica. Veja a Figura 1.8. Além disso, conforme definido na Seção 6.3, a área alar é de $S = 53\text{m}^2$. O bordo de ataque será reto para evitar interferência da asa com a hélice, e também para melhorar as características de estol. O efeito estrutural do enflexamento negativo pode ser compensando com o uso de compósitos. Com esses parâmetros, é fácil derivar os outros parâmetros da asa, descritos na Tabela 8.2

Tabela 8.2: Parâmetros da asa trapezoidal

	Nome	Símbolo	Fórmula	Valor	
Parâmetros de projeto	Alongamento	A		14	
	Afilamento	λ		0,45	
	Área alar	S		53	m^2
Parâmetros calculados	Envergadura	b	$\sqrt{AS}$	27,240	m
	Corda na raiz	c_r	$\frac{2b}{(1+\lambda)A}$	2,684	m
	Corda média aerodinâmica	CMA	$\frac{2}{3}c_r\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}$	2,039	m
	Corda na ponta	c_t	λc_r	1,207	m
	Enflexamento	γ	$-\arctan\left(\frac{c_r-c_t}{2b}\right)$	-1,55	deg

8.3 Dimensionamento Inicial das Empenagens

Definido o ponto de projeto em termos de P, W e S, a próxima etapa é a determinação das áreas das empenagens. A metodologia aplicada consiste em atingir o volume de cauda típico para a classe de aeronaves turboélice como sugerido por [17]. A definição do volume de cauda para empenagens horizontal e vertical são apresentadas abaixo.

$$\overline{V}_{eh} = \frac{S\overline{c}_w}{S_{eh}l_t} \tag{8.3}$$

$$\overline{V}_{ev} = \frac{Sb_w}{S_{ev}l_t} \tag{8.4}$$

Os valores típicos para o volume de cauda utilizados foram baseados em [17] e estão apresentados na tabela abaixo para aeronaves turboélice.

Tabela 8.3: Volume de cauda típicos para aeronaves turboélice

$\overline{V}_{eh}$	0.9
$\overline{V}_{ev}$	0.08

Para dimensionamento das empenagens, é necessário o conhecimento da corda média aerodinâmica ($\bar{c}_w$) e envergadura da asa e distância do centro aerodinâmico da asa ao centro aerodinâmico das empenagens que, por simplicidade, é considerado o mesmo para a empenagem horizontal e vertical (l_t). A estimativa considerou o ponto de projeto escolhido e o comprimento de fuselagem definido na Parte I deste trabalho ($l_{fus} = 29.87$). A tabela abaixo apresenta os valores considerados

Tabela 8.4: Corda média aerodinâmica da asa e distância do centro aerodinâmico da asa ao centro aerodinâmico das empenagens

$\bar{c}_w$	2.039 m
b_w	27.240 m
l_t	13.5 m

A partir do volume de cauda típico e estimativas referentes a geometria externas da aeronave, tem-se abaixo as áreas necessárias para a empenagem horizontal e vertical.

Tabela 8.5: Área das empenagens

S_{eh}	7.1 m^2
S_{ev}	8.8 m^2

Por fim, a Tabela 8.6 resume os parâmetros da aeronave definidos a partir do ponto de projeto escolhido e do dimensionamento das empenagens.

Tabela 8.6: Dimensionamento inicial da aeronave

P	1846 kW
S	53 m^2
S_{eh}	7.1 m^2
S_{ev}	8.8 m^2
l_t	13.5 m
$\bar{c}_w$	2 m

Parte III

Refinamento da Geometria

Capítulo 9

Passeio do CG

O passeio do centro de gravidade (CG) da aeronave foi realizado conforme metodologia proposta por Gudmundsson [1] e esta estabelece, conforme o requisito do regulamento de que a aeronave deve ser estável, que o centro de gravidade da aeronave deve permanecer dentro de alguns limites pré-estabelecidos. A localização do centro de gravidade da aeronave é um parâmetro de extrema importância para o piloto e é responsabilidade da companhia assegurar que a aeronave está carregada de maneira que o centro de gravidade permaneça dentro do limite do envelope permitido durante todo o voo.

Durante o cálculo do envelope do centro de gravidade, foi estabelecida que o ponto de referência (0,0,0) estivesse na frente e abaixo do nariz da aeronave. Isto, conforme Gudmundsson [1], assegura que os momentos calculados devidos aos pesos dos componentes, passageiros e outros carregamentos, possuam somente um sinal, evitando a chance da ocorrência de erros matemáticos. Há dois métodos de indicar a localização do CG da aeronave, em termos da porcentagem da corda média geométrica ou em termos das estações da fuselagem, e para este trabalho foi escolhido indicar da primeira forma.

Durante o projeto de uma aeronave, a determinação do centro de gravidade da mesma é um passo necessário e crucial, sendo que o principal motivo é para determinar os limites dianteiros e traseiros que garantam a operação segura da aeronave. Conforme proposto na bibliografia adotada, determinou-se a nuvem de passeio do centro de gravidade, mostrada na Figura 9.1, que consiste nas diversas combinações de passageiros e seus posicionamentos, bagagens e combustível na aeronave. Utilizou-se os dados das estimativas dos pesos dos componentes e dos diversos sistemas que compõem a aeronave para estimar o centro de gravidade da aeronave vazia. A Tabela 9.1 apresenta os dados utilizados para a obtenção do centro de gravidade da aeronave vazia em que posição do CG de cada componente é medida em relação ao nariz do avião.

Componente	Peso (lbf)	Peso (kgf)	Posição CG	Momento (N·m)
Asa	3164.2	1435.3	14.3	200710.6
Empenagem Horizontal	161.5	73.3	27.8	19945.9
Empenagem Vertical	263.6	119.6	27.8	32555.6
Fuselagem	3105.4	1408.6	11.0	152278.4
Trem de Pouso Principal	1023.7	464.3	14.3	64935.0
Trem de Pouso de Nariz	225.4	102.2	2.2	2166.4
Sistema Propulsivo	3171.8	1438.7	14.3	201192.7
Sistema de Combustível	628.8	285.2	14.3	39885.8
Sistema de Controle	1708.5	775.0	2.2	16421.3
Sistema Hidráulico	46.5	21.1	16.2	3356.7
Sistema de Ar Condicionado	3517.6	1595.6	14.3	223127.4
Sistema Elétrico	769.8	361.4	13.5	47865.5
Sistema de Aviônicos	2786.5	1263.9	13.4	166151.0
Acessórios	205.7	93.3	18.0	16475.8
APU	154.322	70.0	29	19914.3

Tabela 9.1: Obtenção do CG da aeronave vazia

.

Obteve-se o seguinte resultado para o centro de gravidade da aeronave vazia.

Massa total (kg)	Peso vazio total (N)	Momento (N·m)	Posição CG
9507.5	93269.0	1206982.5	12.9

Tabela 9.2: CG da aeronave vazia

.

Posteriormente, os passageiros foram adicionados um a um, partindo da posição dos assentos mais dianteira até a mais traseira e depois da mais traseira a mais dianteira, conforme apresentado na tabela do passeio do centro de gravidade que está em anexo, e obteve-se o passeio mostrado na Figura 9.1. Portanto, essa nuvem de dados fornece os limites das posições do centro de gravidade para uma operação segura da aeronave.

Figura 9.1: Passeio do CG

Como observado no gráfico e com os resultados apresentados na tabela do passeio do CG que se encontra no anexo, os limites do passeio do centro de gravidade são os seguintes:

Posição:	Em relação ao nariz	Em % da CMA
Limite Dianteiro	13.5 m	-2.0%
Limite Traseiro	14.3 m	25.8%

Tabela 9.3: Limites do passeio do centro de gravidade

.

Capítulo 10

Aerodinâmica

10.1 Dimensionamento da hélice

Para o dimensionamento da hélice, inicialmente calculou-se o valor do parâmetro adimensional $j = \frac{V}{nD}$, onde V é a velocidade de cruzeiro, n é a frequência de rotação da hélice e D é o diâmetro. Sabendo que a velocidade da ponta da hélice é dada por

$$V_{\text{tip}} = \sqrt{(n\pi D)^2 + V^2} \tag{10.1}$$

podemos escrever

$$j = \pi \frac{V}{\sqrt{V_{\text{tip}} - V^2}} \tag{10.2}$$

Considerando que a velocidade da ponta é limitada por perdas de compressibilidade, o número de mach da ponta será limitado a 0,75.

Na condição de cruzeiro, $V = 140\text{m/s}$ e a velocidade do som é $a = 310\text{m/s}$. O valor de j é então 2,37.

Para obter-se eficiência na faixa de 85%, selecionou-se uma hélice hexa-pá. De acordo com a Figura 10.1, a eficiência da hélice para esse valor de j é de 86% e o coeficiente de tração $T_c = 0,03$. O coeficiente de tração é definido

$$T_c = \frac{\eta P}{\rho D^2 V^3} \tag{10.3}$$

onde η é a eficiência da hélice, P é a potência desenvolvida e D é o diâmetro da hélice. Resolvendo essa equação para o diâmetro, temos

$$D = \sqrt{\frac{\eta P}{\rho V^3 T_c}} \tag{10.4}$$

FIGURE 8.—Chart of η against V/nD for six-blade propeller 3155-6. Streamline body, with spinner, on symmetrical wing; single rotation. (The 50° efficiency curve was interpolated.) Propeller data taken from reference 2.

Figura 10.1: Desempenho de hélice hexa-pá

A potência requerida de decolagem é de 1383kW, ou seja, 692,5kW por hélice. Substituindo os valores na Equação 10.4, o diâmetro final fica de

$$D = 4,226\text{m} \tag{10.5}$$

Esse diâmetro é aproximadamente duas vezes o diâmetro da fuselagem, de 2,1m, então não há risco de interferência da hélice com o solo.

10.2 Superfícies Sustentadoras

Após a definição do ponto de projeto, forma em planta da asa e das empenagens, realizou-se a modelagem aerodinâmica das superfícies sustentadoras a fim de quantificar a polar de arrasto de cada uma bem como seu $C_{L_{max}}$. Além disso, o cálculo das principais derivadas longitudinais foram determinadas iterativamente com a análise de estabilidade e controle longitudinal visto que as empenagens tiveram suas geometrias refinadas. Utilizou-se os ábacos disponiveis em ETKIN, o software XFOIL para determinação das polares 2D e o software CEA-VLM desenvolvido pelo CEA-UFMG para determinação das polares 3D. As Seções 10.2.1, 10.2.2 e 10.2.3 apresentam as curvas C_L x α e as polares de arrasto. O perfil escolhido para as empenagens é o NACA0012 visto que este é um perfil típico para esta aplicação.

10.2.1 Asa

A forma em planta da asa foi definida na Seção 8.2 como sendo trapezoidal. Decidiu-se que o afilamento é em relação ao bordo de ataque, ou seja, não há enflechamento em relação ao bordo

de ataque da asa. Essa escolha é devido a maior facilidade em posicionar o motor de forma a garantir que todo bordo de ataque da asa esteja a uma distância constante segura da hélice. Esta geometria implica que o centro aerodinâmico (CA) da asa seja mais a frente do que uma asa com afilamento em relação ao um quarto de corda visto que a corda média aerodinâmica estará posicionada mais a frente.

A asa foi modelada utilizando o software CEA-VLM. Abaixo tem-se os paineis gerados pelo código em MATLAB para asa onde é mostrado a forma em planta final da asa definida a partir da Tabela 8.2 e da decisão de projeto descrita acima.

Figura 10.2: Paineis aerodinâmicos - Asa

A partir do modelo aerodinâmico, foi possível analisar a curva de C_L x α e polar de arrasto para asa mostrados nas figuras 10.3 e 10.4. Como descrito na Seção 8.1, o objetivo predominante na escolha do perfil da asa é a redução de arrasto, dessa forma, o perfil escolhido é de escoamento laminar com espessura máxima relativa de 18%. Além disso, o alongamento da asa é superior ao valor típico encontrado para turboélices. A combinação dessas características permitem uma polar de arrasto competitiva para a asa sem prejudicar o projeto estrutural visto que, apesar de um alongamento maior, o perfil laminar apresenta uma espessura máxima relativa alta.

Figura 10.3: Curva C_L x α para a asa

Figura 10.4: Polar de arrasto para a asa

A Tabela 10.1 resume os principais resultados da análise aerodinâmica para a asa. Como pode ser observado, a variação do coeficiente de sustentação com ângulo de ataque para a asa finita se aproxima do valor calculado para o perfil. Isso era esperado dado o maior alongamento da asa. O centro aerodinâmico da asa em relaçao a corda média aerodinâmica é a 18% sendo uma consequência da forma em planta da asa. O $C_{L_{max}}$ é 1.619 sendo o ângulo de ataque de estol correspondente 18°. Por fim o C_{L_0} , C_{M_0} e C_{M_α} também são apresentados.

$\frac{\partial c_l}{\partial \alpha}$	4.740
$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$	4.586
$C_{L_{max}}$	1.619
α_{estol}	18°
C_{L_0}	0.3293
C_{M_0}	-0.0447
C_{M_α}	0.3196
x_{CA}/cma	0.1803

Tabela 10.1: Resultados - Asa

10.2.2 Empenagem Horizontal

A área e volume de cauda da empenagem horizontal foram definidos na Seção 8.3. A sua forma em planta foi escolhida como trapezoidal visto que essa geometria é típica para aeronaves

turboélices além de proporcionar um comportamento similar a uma forma em planta elíptica sem aumentar a complexidade na fabricação. Os valores utilizados para alogamento e afilamento [1] estão apresentados na Tabela 10.2 e são próximos aos valores encontrados para a aeronave DASH 8 Q400 [1]. O alongamento típico para a empenagem horizontal geralmente é entre 3 e 5. O valor baixo de alogamento é devido a uma decisão de projeto para melhorar as características de estol da empenagem horizontal evitando, por exemplo, um estol abrupto.

AR	3.5
λ_{EH}	0.77

Tabela 10.2: Alongamento e Afilamento - Empenagem Horizontal

O valor para a distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem foi atualizado bem como o volume de cauda e área da empenagem devido a análise de estabilidade realizada no Capítulo 11. A Tabela 10.3 apresenta os valores atualizados de l_t, S_{eh}, $\overline{V}_{eh}$, cordas na raiz e na ponta e a envergadura final da empenagem horizontal.

l_t	12.255 m
S_{eh}	8.9 m^2
$\overline{V}_{eh}$	1.2
c_{raiz}	1.94 m
c_{ponta}	1.49 m
b	5.19 m

Tabela 10.3: Geometria refinida - Empenagem Horizontal

A partir da Tabela 10.3, tem-se os paineis gerados pelo software CEA-VLM na Figura 10.5 em que é mostrado a forma em planta da empenagem horizontal.

Figura 10.5: Paineis aerodinâmicos - Empenagem Horizontal

A partir do modelo aerodinâmico, foi possível analisar a curva de C_L x α e polar de arrasto para empenagem horizontal mostrados nas figuras 10.6 e 10.7. Estas informações são necessárias para a análise de estabilidade realizada no Capítulo 11.

Figura 10.6: Curva C_L x α para a Empenagem Horizontal

Figura 10.7: Polar de arrasto para a Empenagem Horizontal

A Tabela 10.4 resume os principais resultados da análise aerodinâmica para a empenagem horizontal. Como pode ser observado, a variação do coeficiente de sustentação com ângulo de

ataque para a empenagem finita é menor que valor calculado para o perfil. Isso era esperado dado o menor alongamento da empenagem definido de forma a melhorar características de estol. O $C_{L_{max}}$ é 1.097 sendo o ângulo de ataque de estol correspondente 18°.

$\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$	4.721
$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$	3.567
$C_{L_{max}}$	1.097
α_{estol}	18°

Tabela 10.4: Resultados - Empenagem Horizontal

10.2.3 Empenagem Vertical

A área e volume de cauda da empenagem vertical foram definidos na Seção 8.3. A sua forma em planta foi escolhida como trapezoidal visto que essa geometria é típica para aeronaves turboélices. Os valores utilizados para alogamento e afilamento [1] estão apresentados na Tabela 10.5 e são próximos aos valores encontrados para a aeronave DASH 8 Q400. O alongamento típico para a empenagem vertical geralmente é entre 1 e 2.

AR	1.4
λ_{EV}	0.71

Tabela 10.5: Alongamento e Afilamento - Empenagem Vertical

O valor para a distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem foi atualizado bem como o volume de cauda e área da empenagem. A Tabela 10.6 apresenta os valores atualizados de S_{ev}, $\overline{V}_{ev}$, cordas na raiz e na ponta e a envergadura final da empenagem horizontal. O enflechamento em relação a um quarto de corda foi definido como 20°.

S_{ev}	11.89 m^2
$\overline{V}_{ev}$	1.2
c_{raiz}	3.41 m
c_{ponta}	2.42 m
b	4.08 m
$Enflechamento$	20°

Tabela 10.6: Geometria refinida - Empenagem Vertical

A partir da Tabela 10.6, tem-se os paineis gerados pelo software CEA-VLM na Figura 10.5 em que é mostrado a forma em planta da empenagem vertical.

Figura 10.8: Paineis aerodinâmicos - Empenagem Vertical

A partir do modelo aerodinâmico, foi possível analisar a curva de C_L x α e polar de arrasto para empenagem vertical mostrados nas figuras 10.9 e 10.10.

Figura 10.9: Curva C_L x α para a Empenagem Vertical

Figura 10.10: Polar de arrasto para a Empenagem Vertical

A Tabela 10.7 resume os principais resultados da análise aerodinâmica para a empenagem vertical. Como pode ser observado, a variação do coeficiente de sustentação com ângulo de ataque para a empenagem finita é consideravelmente menor que valor calculado para o perfil. Isso era esperado dado o menor alongamento da empenagem definido de forma a melhorar características de estol. O $C_{L_{max}}$ é 1.097 sendo o ângulo de ataque de estol correspondente 23°.

$\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$	4.721
$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$	2.630
$C_{L_{max}}$	1.054
α_{estol}	23°

Tabela 10.7: Resultados - Empenagem Vertical

10.3 Superficies hipersustentadoras

Para os cálculos iniciais de desempenho, apresentados no Capítulo 6, foi considerado que o coeficiente de sustentação máximo da asa era de 2. Agora, com os cálculos refinados de aerodinâmica apresentados neste capítulo, o C_L máximo da asa é, na verdade, de 1,62. Isso significa que, para a decolagem e pouso, o valor desse coeficiente deve ser aumentado em pelo menos 0,4 durante pousos e decolagens para cumprir com os requisitos estipulados para a missão. Como a geometria da asa foi otimizada para cruzeiro, ela não deve ser modificada para essa fase de voo. A solução é utilizar uma asa de geometria variável, através do uso de superfícies hipersustentadoras: flaps e slats.

De acordo com os dados apresentados em [1], é relativamente fácil conseguir esse aumento em C_L. O uso de flaps simples ("*plain flaps*") isoladamente já cumpriria com esse requisito. O projeto aqui apresentado não se contentará com isso e procurará especificar o melhor sistema de hipersustentação possível, o que poderá ser usado para aumentar o C_L máximo em iterações futuras e melhorar o desempenho da aeronave, possívelmente alterando seu ponto de projeto.

10.3.1 Slats

O slat a ser utilizado é um de três posições (pouso, decolagem e retraído). A posição para pouso é escolhida para maximizar a sustentação e causa grande aumento de arrasto, o que torna o pouso mais controlado. A de decolagem é projetada para maximizar o desempenho de subida.

De acordo com [1], um flap desse tipo traz ganhos de

$$\Delta C_{l\max} \approx 0,84 \tag{10.6}$$
$$\Delta \alpha_{\max} \approx 11^\circ \tag{10.7}$$
$$\Delta C_{d\min} \approx 80 \cdot 10^{-4} \tag{10.8}$$
$$\Delta C_m \approx -0,115 \tag{10.9}$$

A deflexão dos slats é de aproximadamente 25°.

10.3.2 Flaps

Para aeronaves de transporte, o usual é a utilização de *flaps fowler* com uma ou duas fendas ("*slots*"). Esse tipo de flap proporciona ganhos bastante elevados em C_L e a opção de ganhos moderados ou grandes em arrasto, dependendo da configuração (decolagem ou pouso). Para este projeto, o *flap fowler* de uma fenda foi preferido devido à sua maior simplicidade construtiva, e a não haver necessidade dos ganhos de C_L superiores que podem ser obtidos usando mais fendas.

De acordo com [1], os ganhos esperados são de

$$\begin{aligned}
\Delta C_{l\max}|_{\text{decolagem}} &\approx 1,16 \\
\Delta C_{l\max}|_{\text{pouso}} &\approx 1,92 \\
\Delta \alpha_{\max} &\approx -7^\circ \\
\Delta C_{d\min} &\approx 40 \cdot 10^{-4} \\
\Delta C_m &\approx -0,75
\end{aligned}$$

A deflexão de decolagem é de 15° e a de pouso é de 40°.

10.3.3 Novos coeficientes para a asa

Os slats deverão ser instalados por toda a extensão da asa. Os flaps obviamente não podem ser instalados no mesmo lugar dos ailerons, então só irão até essas superfícies de controle. Isso tem o benefício adicional de evitar o estol de ponta com as superfícies de hipersustentação defletidas, já que, sem os flaps, o ângulo de estol da ponta de asa será substancialmente maior que o da raiz.

Considerando que o aileron vai ocupar aproximadamente 20% da envergadura, temos que a área flapeada é dada por

$$S_{\text{flap}} = 0,8bc_r(1 + \frac{\lambda}{0,8})/2 = 45.7\text{m}^2 \tag{10.10}$$

Fazendo a média ponderada nas áreas e ignorando o arrasto induzido para uma primeira aproximação, os novos coeficientes esperados são dados por

$$C_X = C_{X\,\text{limpo}} + \sum_i \Delta_i C_X \frac{S_{X\,i}}{S} \tag{10.11}$$

e os seus valores são

$$
\begin{aligned}
C_{L\max}|_{\text{decolagem}} &\approx 3.4 \\
C_{L\max}|_{\text{pouso}} &\approx 4.1 \\
\alpha_{\max} &\approx 22^\circ \\
C_{d\min} &\approx 151 \cdot 10^{-4} \\
C_M &\approx -0,80
\end{aligned}
$$

Capítulo 11

Estabilidade e Controle

11.0.1 Principais Derivadas Longitudinais

As derivadas aerodinâmicas foram estimadas a partir de ábacos disponíveis em Etkin [18] e pela modelagem aerodinâmica discutida na Seção 10.2. Os valores apresentados na Tabela 11.1 são os valores finais dado a atualização da geometria da empenagem horizontal e são os valores usados nas análises seguintes.

$\frac{\partial C_{L_{asa}}}{\partial \alpha}$	4.586	$\frac{\partial C_{L_{eh}}}{\partial \alpha}$	3.566
$\frac{\partial C_{L_{eh}}}{\partial \eta}$	1.837	$\frac{\partial C_{L_{eh}}}{\partial \delta_{tab}}$	1.097
$\frac{\partial C_{H_{eh}}}{\partial \alpha}$	-0.0967	$\frac{\partial C_{H_{eh}}}{\partial \eta}$	-0.4246
$\frac{\partial C_{H_{eh}}}{\partial \delta_{tab}}$	-0.2015	$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$	0.1352

Tabela 11.1: Principais Derivadas Longitudinais

11.1 Margem Estática Longitudinal

O cálculo da margem estática longitudinal é função do ponto neutro como descrito pela Equação 11.1.

$$K_n = -\frac{\partial C_m}{\partial \widetilde{C_L}} = h_n - h \tag{11.1}$$

K_n - Margem estática longitudinal

h_n - Posição do ponto neutro em relação a CMA

h - Posição do CG em relação a CMA

$\frac{\partial C_m}{\partial \widetilde{C_L}}$ - Derivada do momento de arfagem no CG pelo coeficiente de sustentação devido a pertubação

Já o ponto neutro é cálculo a partir de duas hipóteses:
Manche Fixo: não há deflexão de profundor com uma pertubação qualquer.

$$h_n = h_0 + \frac{\overline{V} a_1 \epsilon_\alpha}{a} \tag{11.2}$$

h_0 - Posição do CA em relação a CMA

$\overline{V}$ - Volume de cauda horizontal

ϵ_α - Downwash

a_1 - Variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com ângulo de ataque

a - Variação do coeficiente de sustentação da aeronave com ângulo de ataque

Manche Livre: a força que o piloto faz no manche é constante com as pertubações, ou seja, não há variação no momento de articulação do profundor

$$h_n = h_0 + \frac{\overline{V}\overline{a_1}\epsilon_\alpha}{a} \tag{11.3}$$

$$\overline{a_1} = a_1 - \frac{a_2}{b_2}b_1 \tag{11.4}$$

a_2 - Variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com deflexão do profundor

b_1 - Variação do coeficiente de momento na articulação do profundor com ângulo de ataque

b_2 - Variação do coeficiente de momento na articulação do profundor com deflexão do profundor

No caso, a aeronave é considerada de médio porte sendo desejável a atuação das superfícies de controle através de um sistema hidráulico. Dessa forma, a hipotése de manche livre é extremamente improvável, logo considera-se como limitante a condição de manche fixo apesar de ser calculado a condição de manche livre para fins de comparação.

O passeio de CG necessário definido no Capítulo 9 fornecem os limites do CG utilizados na analise de estabilidade. O valor da distância entre o centro aerodinâmico da asa e da empenagem horizontal foi atualizado sendo seu valor final menor que o previamente utilizado. Portanto, para atender ao requisito de passeio de CG, houve um aumento de área de empenagem horizontal para compensar a diminuição de l_t além de um aumento visando aumentar a margem estática longitudinal para CG traseiro.

A Tabela 11.2 apresenta uma comparação entre a geometria da empenagem estimada inicialmente e a geometria refinada da empenagem juntamente com o ponto neutro manche fixo estimado para cada configuração.

Empenagem	Geometria Inicial	Geometria Refinada
l_t	13.5m	12.255m
S	7.1 m^2	8.9 m^2
$\overline{V}$	0.9	1.2
h_n	0.2800	0.3056
K_n	3.0%	5.6%

Tabela 11.2: Comparação entre geometria inicial e geometria refinada da empenagem horizontal

Por fim, a Tabela 11.3 resume os valores de ponto neutro mache fixo e manche livre para a geometria refinada da empenagem horizontal. Já a Tabela 11.4 apresenta os valores finais para a margem estática considerando os limites de CG. O critério inicialmente adotado para a margem estática mínima foi de 5% considerando que um sistema *fly-by-wire* de aumento de estabilidade pode ser implementado na aeronave nos trabalhos futuros caso necessário.

h_n	0.3056
h'_n	0.2933

Tabela 11.3: Ponto Neutro

CG	Traseiro	Dianteiro
K_n	5.56%	30.56%
K'_n	4.33%	29.33%

Tabela 11.4: Margem Estática Longitudinal

A margem estática manche fixo é positiva e maior que o critério de 5% o que constata que a aeronave em projeto é estaticamente estável no passeio de CG definido para operação.

11.2 Controle Longitudinal - Profundor

A análise de controle longitudinal é pautada na carga no atuador representado pelo momento na articulação da superfície e pelos batentes de deflexão devido a atuação das superfícies de controle por um sistema hidráulico. Definido o escopo, avaliou-se duas opções de profundor considerando formato elíptico do bordo de ataque:

1. Profundor correspondente a 20% da corda da empenagem horizontal
2. Profundor correspondente a 30% da corda da empenagem horizontal

A comparação entre ambas foi realizada considerando critérios como proximidade com os batentes de deflexão da superfície de controle e magnitude do momento na articulação visando reduzir carga no atuador. Os batentes de deflexão foram definidos a partir de valores típicos encontrados e estão apresentados na Tabela 11.5.

Batente positivo	17°
Batente negativo	-23°

Tabela 11.5: Batentes de deflexão do profundor

Do ponto de vista de carga no atuador, o momento na articulação foi calculado para manter voo reto e nivelado de acordo com o envelope de velocidades apresentado pela aeronave no CG dianteiro no MTOW. O equacionamento desta condição de voo é dado pelas equações 11.5 a 11.10 e a Figura 11.1 mostra o resultado obtido para o momento na articulação.

$$\overline{\eta} = A_1\overline{C_L} + A_2 \tag{11.5}$$

$$A_1 = \frac{(h - h_0) - \overline{V}a_1 frac\epsilon_\alpha a}{\overline{V}a_2} \tag{11.6}$$

$$A_2 = \frac{C_{m_0} - \overline{V}a_1 i_t - \overline{V}a_3\delta}{\overline{V}a_2} \tag{11.7}$$

$$\overline{M_H} = B_1 + B_2V^2 \tag{11.8}$$

$$B_1 = \frac{(h - h_0) - \overline{V}\overline{a_1} frac\epsilon_\alpha a}{\overline{V} a_2} b_2 \frac{W}{S} S_\eta \overline{c_\eta} \tag{11.9}$$

$$B_2 = 0.5\rho S_\eta \overline{c_\eta}(b_0 + b_2(\frac{C_{m_0} - \overline{V} a_1 i_t - \overline{V}\overline{a_3}\delta}{\overline{V} a_2})) \tag{11.10}$$

$$\overline{a_3} = a_3 + \frac{a_1}{b_1} b_3 \tag{11.11}$$

$\overline{\eta}$ - Deflexão de profundor para manter voo reto e nivelado

$\overline{M_H}$ - momento na articulação para voo reto e nivelado

a_3 - Variação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal com deflexão do compensador (tab)

b_0 - É nulo no caso de perfis assimétricos (NACA0012)

b_3 - Variação do coeficiente de momento na articulação do profundor com deflexão do compensador (tab)

Figura 11.1: Comparação de momento na articulação entre diferentes profundores em tamanho para voo reto e nivelado e CG dianteiro

Como pode ser observado, o profundor menor apresenta um momento na articulação menor ao longo do envelope de velocidade evidenciando um benefício em sua escolha.

A Figura 11.2 apresenta o resultado obtido a partir das derivadas aerodinâmicas para a deflexão de profundor necessária para realização de uma manobra longitudinal equilibrada no fator de carga máximo, CG dianteiro e MTOW. O equacionamento desta condição de voo é dado pelas equações 11.12 a 11.18.

$$H_m = h_0 + \overline{V} a_1(\epsilon_\alpha/a + 1/2\mu) - h \tag{11.12}$$

$$H'_m = h_0 + \overline{V}\overline{a_1}(\epsilon_\alpha/a + 1/2\mu) - h \tag{11.13}$$

$$\mu = \frac{W}{g\rho l'_t S} \tag{11.14}$$

H_m - Margem de Manobra considernado hipótese de manche fixo

H'_m - Margem de Manobra considernado hipótese de manche livre

l'_t - Distância do CG da aeronave até o centro aerodinâmico da empenagem

$$\eta' = \overline{\eta} + \Delta\overline{\eta} \tag{11.15}$$

$$\Delta\overline{\eta} = -\frac{H_m}{\overline{V} a_2}(n-1)\overline{C_L} \tag{11.16}$$

$$M'_H = \overline{M_H} + \Delta\overline{M_H} \tag{11.17}$$

$$\Delta\overline{M_H} = -\frac{W}{S} S_\eta \overline{c_\eta} \frac{b_2}{\overline{V} a_2} H'_m (n-1) \tag{11.18}$$

M'_H - momento na articulação necessário para executar manobra

η' - Deflexão de profundor necessára para executar manobra

Figura 11.2: Comparação de Deflexão entre diferentes profundores em tamanho para manobra equilibrada no fator de carga máximo e CG dianteiro

Como pode ser observado, o profundor corresponde a 20% da corda da empenagem horizontal atinge o batente de deflexão negativa enquanto que a outra opção apresenta uma deflexão maxima de 78% o valor do batente. Nessa primeira comparação, um profundor menor se mostra mais adequado. As análises seguintes consideram apenas o profundor final - 20% da corda da empenagem horizontal.

As margens de manobra para as posições de CG definidas em Seção 11.1 são calculadas a partir das equações 11.12 a 11.14 e os resultados são apresentados na tabela Tabela 11.6.

CG	Traseiro	Dianteiro
H_m	12.58%	37.72%
H'_m	10.52%	35.65%

Tabela 11.6: Margem de Manobra Longitudinal

As margens de manobra são positivas o que indica a capacidade da aeronave de realizar manobras equilibradas longitudinais.

A partir das equações 11.5 a 11.10, é possível determinar as deflexões de profundor para voo de cruzeiro considerando os limites de CG definidos em Seção 11.1 e MTOW. A Figura 11.3 apresenta o resultado obtido.

Figura 11.3: Deflexão de profundor para voo reto e nivelado

A inclinação negativa das curvas é característica de uma aeronave estaticamente estável.

As equações equações 11.15 a 11.18 permitem a determinção das deflexões de profundor para manobra equilibrada considerando os limites de CG definidos em Seção 11.1, o diagrama vn definido em Seção 12.1 e MTOW. A Figura 11.4 apresenta o resultado obtido.

Figura 11.4: Deflexão de profundor para manobra equilibrada

Como pode ser observado na monobra equilibrada longitudinal considerando os extremos de fator de carga e limites de CG, o profundor atinge ambos os batentes positivo e negativo o que comprova a escolha adequada da superfície de controle. Esse resultado foi possível ao se ajustar a incidência da empenagem horizontal para -3° .

Capítulo 12

Cargas e Dimensionamento Preliminares para Asa

12.1 Diagrama Vn

O Diagrama Vn foi definido a partir da análise de desempenho realizada para definir o ponto de projeto (Capítulo 6) e a análise aerodinâmica da aeronave (Seção 10.2) considernado asa limpa (sem deflexão de superfícies de hipersustentação) e MTOW. A Tabela 12.1 resume as velocidades de projeto de acordo com Iscold [19] e o diagrama vn é apresentado na Figura 12.1 conforme a norma *CFR Part 25*. O fator de carga máximo da aeronave é 2.5 e o fator de carga mínimo é -1.

Figura 12.1: Diagrama Vn

Velocidade	Descrição	Definição	Valor
V_{S_+}	Velocidade de estol positivo (asa limpa)	$\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}}$	61.33 m/s
V_A	Velocidade de Manobra	$V_{S_+}\sqrt{n_{max}}$	96.97 m/s
V_C	Velocidade de Cruzeiro	Requisito	140 m/s
V_H	Velocidade Horizontal Máxima	$V_C/0.9$	155.56 m/s
V_D	Velocidade de Mergulho	$1.25V_C$	194.44 m/s
V_{S_-}	Velocidade de estol negativo (asa limpa)	$\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{min}}}}$	79.17 m/s

Tabela 12.1: Velocidades de Projeto - Asa Limpa

12.2 Cargas Preliminares

Uma verificação da longarina da asa é necessária visto que o caixão tem sua altura limitada pela espessura máximo do perfil sendo assim diretamente impactado pela escolha da perfilagem da asa. Na análise realizada na Seção 8.1, procurou-se desde o início considerar perfis com espessura relativa acima de 12% para previnir possíveis problemas estruturais. Dessa forma, a verificação estrutural foi realizada para garantir que o perfil escolhido não prejudique o projeto estrutural.

O cálculo de cargas precede a avaliação da estrutura e portanto foi realizado uma estimativa preliminar considerando o diagrama Vn apresentando na Seção 12.1. Considerou-se o extremo do diagrama Vn na condição de velocidade de mergulho e fator de carga máximo para cálculo das cargas aerodinâmicas pois espera-se que essa condição seja crítica para cargas estáticas. Além disso, cargas inerciais não foram consideradas pois estas tendem a aliviar as cargas aerodinâmicas em condições estáticas e visto que a análise é preliminar, decidiu-se fazer uma estimativa conservadora sem considerar o peso próprio da asa e do motor.

Para trimagem da aeronave na condição crítica escolhida, considerou-se o profundor definido na análise de estabilidade no Capítulo 11 e as polares apresentadas na Seção 10.2. O ângulo de ataque da asa estimado para esta condição foi de 0.5 ° e com esse valor foi possível estimar a distribuição de sutentação da asa a partir do software CEA-VLM. As figuras abaixo apresentam a sustentação e as cargas aerodinâmicas integradas pela envergadura.

Figura 12.2: Distribuição da Sustentação

Figura 12.3: Cargas integradas: esforços cortante

Figura 12.4: Cargas integradas: momento fletor

12.3 Dimensionamento Preliminar

A partir do esforços apresentados nas figuras 12.3 e 12.4, pode-se realizar um dimensionamento inicial da estrutura principal da asa, utilizando o momento de inércia de cada seção, o momento fletor atuante e a distância do centro da seção até as extremidades, onde o valor da tensão é maior.

Considerou-se, no primeiro dimensionamento, que as longarinas serão fabricadas de uma liga de alumínio da série 7000 e o valor de tensão obtido em cada seção foi comparado ao limite de resistência do material selecionado. Considerou-se a existência de duas longarinas em perfil C, formando com o revestimento, um caixão principal capaz de suportar os esforços de torção na asa, e considerou-se que as longarinas suportariam sozinhas os esforços fletores. Os resultados obtidos do dimensionamento estrutural das longarinas estão apresentados na Tabela 12.2 e foram considerados satisfatórios. Dessa forma a perfilagem da asa não prejudicou o projeto estrutural como desejava-se verificar.

(mm)	Raiz	Ponta
Longarina 1		
Altura mesas	12	8
Largura mesas	60	40
Altura alma	447.6	266.6
Largura alma	5	2.5
Longarina 2		
Altura mesas	10	5
Largura mesas	50	30
Altura alma	373.0	225.5
Largura alma	5	2.5

Tabela 12.2: Dimensionamento Preliminar da Longarina da Asa

Capítulo 13

Posicionamento do trem de pouso

A geometria básica do trem de pouso triciclo está esboçada na Figura 13.1. De acordo com [1], é desejável que a aeronave consiga desenvolver um ângulo de ataque de pelo menos 15° durante a decolagem. Para isso, é necessário que a altura do trem de pouso permita seja pelo menos

$$h = (l_{\text{fus}} - x_{\text{MLG}}) \tan 15^\circ \tag{13.1}$$

onde $l_{\text{fus}} = 20\text{m}$ é o comprimento da parte pressurizada da fuselagem e x_{MLG} é a posição horizontal do trem de pouso principal. Apenas a parte pressurizada da fuselagem é importante para esse cálculo porque apenas ela é cilíndrica. A parte não pressurizada pode ser feita em forma de cone de modo que não atinja o solo na rotação.

Além disso, quanto o avião está rotacionado de 15° com o CG traseiro, o peso deve estar na linha do trem de pouso principal, o que leva a equação

$$x_{\text{MLG}} = x_{\text{CG}_{\text{max}}} + (d_{\text{fus}}/2 + h) \tan 15^\circ \tag{13.2}$$

onde $d_{\text{fus}} = 2,1\text{m}$ é o diâmetro da fuselagem.

Resolvendo esse sistema, temos a posição do trem de pouso principal

$$x_{\text{MLG}} = 14,664\text{m} \tag{13.3}$$
$$h = 1,430\text{m} \tag{13.4}$$

De acordo com os requisitos da FAR 25, a distância mínima entre a hélice e o solo deve ser de 7in. Como o diâmetro da fuselagem é de 2,1m e o raio da hélice é de 2,108m, a altura mínima do trem de pouso é de 178,6mm. A altura calculada acima cumpre esse requisito com folga.

Para a posição do trem de pouso do nariz, [1] recomenda que a carga no nariz seja de 10 a 20% do peso da aeronave. Por equilibrio de forças e momentos na Figura 13.1

$$W = F_{\text{NLG}} + F_{\text{MLG}} \tag{13.5}$$
$$x_{\text{CG}} W = x_{\text{NLG}} F_{\text{NLG}} + x_{\text{MLG}} F_{\text{MLG}} \tag{13.6}$$

Definindo a carga adimensional no trem de pouso de nariz pelo parâmetro $\lambda \triangleq \frac{F_{\text{NLG}}}{W}$, temos que a posição do trem de pouso de nariz é obtida por

$$x_{\text{NLG}} = \frac{x_{\text{CG}} - x_{\text{MLG}}(1-\lambda)}{\lambda} \tag{13.7}$$

e inversamente a carga normalizada no nariz pode ser obtida por

$$\lambda = \frac{x_{\text{MLG}} - x_{\text{CG}}}{x_{\text{MLG}} - x_{\text{NLG}}} \tag{13.8}$$

Figura 13.1: Geometria do trem de pouso

Projetando a posição do trem de pouso para que ela fique responsável por 15% do peso na posição média do CG de 12,5m, obtêm-se

$$x_{\text{NLG}} = 0,235\text{m} \tag{13.9}$$

Isso faz com que a carga máxima no trem de pouso de nariz seja de 25% do peso com o CG mais dianteiro e a mínima seja 4,6% do peso com o CG mais traseiro. Apesar desses intervalo ser maior que o recomendado por [1], a forma de reduzí-lo é limitando o passeio do CG, o que não é desejável.

Por conveniência, o posicionamento básico do trem de pouso definido neste capítulo está resumido abaixo

$$\begin{aligned} x_{\text{MLG}} &= 14,664\text{m} \\ x_{\text{NLG}} &= 0,235\text{m} \\ h &= 1,430\text{m} \end{aligned}$$

Capítulo 14

Resumo da Aeronave

O forma em planta da aeronave está no **Anexo D** e as dimensões geométricas estão apresentadas no desenho. A Tabela 14.1 resumo as principais característica da aeronave.

S	53 m^2	$MTOW$	20806 kg
W/S	341 kg/m^2	P/W	0.183 kW/kg
P	1846 kW	Motor	PW127
AR	14	λ	0.45
ROC	11.2 m/s	V_C	140 m/s
Teto de Serviço	7600 m	TOFL (ISA SL)	1200 m

Tabela 14.1: Resumo da Aeronave

Parte IV

Revisão do Projeto e Sistemas Aeronáuticos

Capítulo 15

Análise de velocidade de escoamento no perfil

É necessário verificar se a velocidade máxima desenvolvida no entorno do perfil da asa em velocidade de cruzeiro não ultrapasse Mach 1. A presença de escoamento transônico sobre a asa gera ondas de choque que aumentam imensamente seu arrasto.

Para isso, foi levantada a curva de coeficiente de pressão (C_p) do perfil escolhido através do programa Xfoil. Foi simulado escoamento invíscido e incompressível, devido ao baixo ângulo de ataque durante o cruzeiro e baixo número de mach. O ângulo de ataque foi escolhido para gerar o coeficiente de sustentação de cruzeiro de 0,66, conforme Seção 8.1. O resultado pode ser visto na Capítulo 15.

O C_p mínimo desenvolvido é de $-0,91344$. Como o valor de C_p é dado por

$$C_p = 1 - \left(\frac{u}{u_\infty}\right)^2 \tag{15.1}$$

A velocidade máxima sobre o perfil é de 194m/s, o que equivale a Mach $0,64$ a 30000ft. Esse valor é suficientemente baixo para afastar qualquer suspeita de escoamento transônico, e comprova que a seleção de perfil para a asa foi adequada

Figura 15.1: Coeficiente de pressão para o perfil da asa em condição de cruzeiro.

Capítulo 16

Estabilidade Estática Longitudinal e Latero-Direcional

16.1 Cálculo de Estabilidade pelo software AVL

A análise e o dimensionamento das empenagens realizados no Capítulo 11 foram baseados em métodos semi-empirícos disponíveis em Etkin [18]. Com o objetivo de aumentar a fidelidade da análise de estabilidade estática, modelou-se a aeronave no software aberto AVL [20]. Este programa realiza cálculos aerodinâmicos e de mecânica do voo considerando a aeronave rígida. A configuração da aeronave é uma entrada do programa e o cálculo aerodinâmico é feito utilizando um modelo de vortice lattice para as superfícies sustentadoras.

Os arquivos de geometria e condição de voo utilizados como entrado no programa se encontram no **Anexo E**. A posição do CG considerada na análise foi a posição mais traseira apresentada no Capítulo 9. Além disso, a empenagem vertical teve sua área aumentada de 11.89 para $12.89m^2$ para aumentar o valor da margem estática lateral. As equações abaixo definem as margens estáticas longitudinal, lateral e direcional respectivamente.

$$M_{long} = -\frac{\partial C_m}{\partial \widetilde{C_L}} = -\frac{\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}}{\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}} \tag{16.1}$$

M_{long} - Margem estática longitudinal

h_n - Posição do ponto neutro em relação a CMA

h - Posição do CG em relação a CMA

$\frac{\partial C_m}{\partial \widetilde{C_L}}$ - Derivada do momento de arfagem no CG pelo coeficiente de sustentação devido a pertubação

$$M_{lat} = -\frac{\partial C_l}{\partial \beta} \tag{16.2}$$

M_{lat} - Margem estática lateral

$\frac{\partial C_l}{\partial \beta}$ - Derivada do momento de rolamento no CG pelo ângulo de derrapagem β

$$M_{dir} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \tag{16.3}$$

M_{dir} - Margem estática direcional

$\frac{\partial C_n}{\partial \beta}$ - Derivada do momento de guinada no CG pelo ângulo de derrapagem β

A Figura 16.1 apresenta a geometria da aeronave utilizada no software AVL.

Figura 16.1: Geometria da aeronave no AVL

A Tabela 16.1 apresenta a estimativa das derivadas realizada com o software AVL no eixo de estabilidade.

C_{L_α}	6.595	C_{L_β}	0.0	C_{L_p}	0.0	C_{L_q}	14.816	C_{L_r}	0.0
C_{Y_α}	0.0	C_{Y_β}	-0.6410	C_{Y_p}	-0.0895	C_{Y_q}	0.0	C_{Y_r}	0.6300
C_{l_α}	0.0	C_{l_β}	-0.0449	C_{l_p}	-0.6675	C_{l_q}	0.0	C_{l_r}	0.0051
C_{m_α}	-1.2752	C_{m_β}	0.0	C_{m_p}	0.0	C_{m_q}	-55.95	C_{m_r}	0.0
C_{n_α}	0.0	C_{n_β}	0.1644	C_{n_p}	0.0404	C_{n_q}	0.0	C_{n_r}	-0.2748

Tabela 16.1: Derivadas da aeronave estimadas pelo AVL

Dessa forma, conclui-se que a aeronave é estável. O controle definido para a aeronave no Capítulo 11 se mantém sendo as dimensões do leme de direção e aileron identicas à aeronave ATR 42-600.

16.2 Estabilidade para CG alternativo (sem APU)

Para a configuração da aeronave sem APU, a posição mais traseira do CG é

$$x_{CG} = 12,82\text{m} \tag{16.4}$$

Isso é bem próximo da posição nominal do CG, a 12,9m do nariz. Dessa forma, a estabilidade não é muito afetada. A aeronave continua estável. As derivadas aerodinâmicas para essa configuração são:

Tabela 16.2: Derivadas aerodinâmicas para posição alternativa do CG (sem APU)

C_{L_α}	6.607	C_{L_β}	0.0	C_{L_p}	0.0	C_{L_q}	14.1248	C_{L_r}	0.0
C_{Y_α}	0.0	C_{Y_β}	-0.6384	C_{Y_p}	-0.0534	C_{Y_q}	0.0	C_{Y_r}	0.6300
C_{l_α}	0.0	C_{l_β}	-0.0433	C_{l_p}	-0.6656	C_{l_q}	0.0	C_{l_r}	0.0051
C_{m_α}	-1.2882	C_{m_β}	0.0	C_{m_p}	0.0	C_{m_q}	-55.6492	C_{m_r}	0.0
C_{n_α}	0.0	C_{n_β}	0.1628	C_{n_p}	0.0142	C_{n_q}	0.0	C_{n_r}	-0.2748

Capítulo 17

Desempenho

17.1 Atualização da Estimativa de Peso

Devido a alteração das empenagens, uma nova análise de peso foi realizada utilizando os métodos propostos por Shevell [21] na compania Douglas Aircraft e Kroo [22] por meio do software SUAVE [23, 24]. As equações para estimativa de peso dos componentes são apresentadas abaixo de acordo com a referência [23]:

1. **Asa**

$$W_{wing} = 4.22S_w + 1.642 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{N_{ult} b^3 \sqrt{W_{MTOW} W_{MZF}} (1 + 2 \cdot \lambda)}{(t/c)_{avg} \cos {\Lambda_{c/4}}^2 S_w (1 + \lambda)} \tag{17.1}$$

W_{wing} - Wing structural weight

S_w - Wing area

N_{ult} - Ultimate design load factor for the aircraft. Its value must comply with aeronautical regulations such as CFR 14 Part 25.

b - Wing span

λ - Wing taper ratio

$(t/c)_{avg}$ - Wing thickness to chord ratio

$\Lambda_{c/4}$ - Wing sweep angle at 1/4 chord line

2. **Empenagem Horizontal + Profundor**

$$W_{HT} = 5.25S_{HT} + 0.8 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{N_{ult} b_{HT}^3 W_{MTOW} c_w \sqrt{S_{HT}}}{(t/c)_{avg} \cos {\Lambda_{HT_{c/4}}}^2 l_{HT} S_{HT}^{1.5}} \tag{17.2}$$

W_{HT} - Horizontal Tail structural weight

S_{HT} - Horizontal Tail area

b_{HT} - Horizontal Tail span

l_{HT} - Distance between wing aerodynamic center and horizontal tail aerodynamic center

$(t/c)_{avg}$ - Horizontal Tail thickness to chord ratio

$\Lambda_{HT_{c/4}}$ - Horizontal Tail sweep angle at 1/4 chord line

3. **Empenagem Vertical**

$$W_{VT} = 2.62 S_{VT} + 1.5 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{N_{ult} b_{VT}^3 \left(8.0 + 0.44 \cdot \frac{W_{MTOW}}{S_w}\right)}{(t/c)_{avg} \cos \Lambda_{VT_{c/4}}{}^2} \tag{17.3}$$

W_{vT} - Vertical Tail and Elevator structural weight

S_{vT} - Vertical Tail area

b_{vT} - Vertical Tail span

$(t/c)_{avg}$ - Vertical Tail thickness to chord ratio

$\Lambda_{VT_{c/4}}$ - Vertical Tail sweep angle at 1/4 chord line

4. **Fuselagem**

$$I_p = 1.5 \cdot 10^{-3} \Delta P_f \cdot w_f \tag{17.4}$$

$$I_b = 1.91 \cdot 10^{-4} \cdot N_{lim} (W_{MZF} - W_w - W_{w,p}) \cdot \frac{l_{f,e}}{h_f^2} \tag{17.5}$$

If the $I_p > I_b$, $I_f = I_p$. If not,

$$I_f = \frac{I_p^2 + I_b^2}{2 \cdot I_b} \tag{17.6}$$

$$W_f = (1.051 + 1.020 \cdot I_f) S_{f,wetted} \tag{17.7}$$

W_f - Fuselage structural weight

ΔP_f - Maximum pressure differential of the fuselage

$W_{w,p}$ - Weight of the wing-mounted engines, nacelles and pylons

$l_{f,e}$ - Effective fuselage length. Fuselage length minus the wing chord root divided by two.

h_f - Fuselage Height

5. **Diversos**

Para aeronaves com 300 assentos ou menos,

$$W_{furn} = (43.7 - 0.037 \cdot N_{seat}) + 46 \cdot N_{seat} \tag{17.8}$$

Para aeronaves com mais de 300 passageiros,

$$W_{furn} = (43.7 - 0.037 \cdot 300) + 46 \cdot N_{seat} \tag{17.9}$$

W_{furn} - Peso

N_{seat} - Numero de passageiros

6. **Trem de Pouso**

$$W_{LG} = 0.04 \cdot W_{MTOW} \tag{17.10}$$

W_{LG} - Landing Gear Weight

7. **Sistema Propulsivo**

$$W_{propulsion} = 1.6 \cdot W_{p,dry} = 1.6 \cdot (0.4054 \cdot T_{SLS}^{0.9255}) \tag{17.11}$$

$W_{propulsion}$ - Propulsion system Weight

$W_{p,dry}$ - Dry weight of the engine

T_{SLS} - Sea-level static thrust

A estimativa final de peso é apresentada e comparada com a aeronave ATR42-500 na tabela abaixo :

Componente	Peso (kg)
Empenagem Horizontal	233
Propulsão	1760
Leme de Direção	77
Sistemas	4492
Fuselagem	2216
Trem de Pouso	768
Empenagem Vertical	191
Asa	2094
Peso Vazio	11830
ATR 42-500	11250
Diferença	580

Tabela 17.1: Peso Vazio da Aeronave

A Diferença de peso é justificada pela fuselagem mais pesada devido ao comprimento maior. Por fim, os pesos de projeto da aeronave foram definidos como:

	Peso (kg)
MTOW	19200
MZFW	17130
Carga Paga Máxima	5300
Máximo combustível	4500
BOW	11830

Tabela 17.2: Peso Vazio da Aeronave

17.2 Missão Típica

A missão típica da aeronave é baseada na tabela e figura abaixo e nos requistos dimensionantes apresentados no Capítulo 6.

0-1	Taxi	4-5	Descida (Descent)
1-2	Decolagem (Take-off)	5-6	Loiter
2-3	Subida (Climb)	6-7	Pouso (Landing)
3-4	Cruzeiro (Cruise)	7-0	Taxi

Tabela 17.3: Segmentos de uma missão típica comercial

Figura 17.1: Missão Típica

A aeronave, juntamento com o motor PW127, foi modelada no software SUAVE para simulação da missão considerando os segmentos apresentados acima. A entrada do programa é a geometria da aeronave e o perfil de missão desejado. O software divide cada segmento em pontos em que as equações de movimento serão integradas, além disso, é importante destacar que o SUAVE não modela o transitório de um segmento para o outro, dessa forma, os gráficos dos estados do avião pode apresentar discontinuidades que não afetam a estimativa de desempenho da aeronave. A tabela abaixo resume o perfil de missão implementado no SUAVE sendo o alcance da missão de projeto (segmento 0 a 5) de 750 nm para número máximo de passageiros (5000 kg de carga paga):

	Segmento	Descrição
0-1	Taxi	MTOW + combustível para taxi
1-2	Decolagem	MTOW, ISA, nível do mar, flap 15°
2-3	Subida	$CAS = 170\ knots$, Manete de potência no máximo, Tempo de subida para FL250 igual a 28 min
3-4	Cruzeiro	$Mach = 0.523$ ou $TAS = 315\ knots$ a FL250
4-5	Descida	Razão de descida constante de 2000 ft/min
5-6	Loiter	45 min + 100nm de aeroporto alternativo
6-7	Pouso	ISA, nível do mar, flap 30°
7-0	Taxi	

Tabela 17.4: Missão Implementada no software SUAVE

O consumo de combustível considerando para reserva foi de 740 kg. O consumo de bloco estimado foi de 1630 kg sendo o total de combustível necessário 2370 kg. Os gráficos abaixo resumem a simulação da missão.

Figura 17.2: Resultado SUAVE para Missão Típica

Figura 17.3: Resultado SUAVE para Missão Típica

Figura 17.4: Resultado SUAVE para Missão Típica

Figura 17.5: Resultado SUAVE para Missão Típica

Com esses resultados, pode-se concluir que a aeronave atende aos requistos dimensionantes estipulados no Capítulo 6 e inclusive supera os valores estipulados para velocidade de cruzeiro.

17.3 Diagrama de Carga Paga vs. Alcance

Com o perfil típico da missão definido, é possível construir o diagrama de carga paga vs alcance que é explicado pela Figura 17.6

Figura 17.6: Exemplo de Diagrama de Carga Paga vs. Alcance

Para a aeronave em projeto, o diagrama de carga paga vs alcance é apresentado na Figura 17.7.

Figura 17.7: Diagrama de Carga Paga vs. Alcance final

17.4 Pista de Decolagem

Para estimativa de pista de Decolagem, utilizou-se o modelo paramétrico proposto por [23] dado pela Equação 17.12.

$$TOFL = \sum_{i=0}^{2} k_i \cdot \left[\frac{V_2^2}{T/W}\right]^i \tag{17.12}$$

Engine	k_0	k_1	k_2
2	857.4	2.476	1.40e-4
3	667.9	2.343	9.30e-5
4	486.7	2.282	7.05e-5

Tabela 17.5: Coeficientes da Equação 17.12

A Figura 17.8 apresenta os resultados obtidos considerando apenas flaps como superfícies de sustentação, assim como na aeronave ATR 72-600, com uma deflexão de 15° e $C_{L_{max}} = 2.11$.

Figura 17.8: Comprimento de pista de decolagem

17.5 Pista de Pouso

Para estimativa de pista de pouso, utilizou-se o modelo paramétrico proposto por [23] dado pela Equação 17.13.

$$LFL = \sum_{i=0}^{2} k_i \cdot \left[V_{app}^2\right]^i \tag{17.13}$$

Wheel Trucks	k_0	k_1	k_2
2	250	0	0.2533
4	250	0	0.3030

Tabela 17.6: Coeficientes da Equação 17.13

A Figura 17.9 apresenta os resultados obtidos considerando apenas flaps como superfícies de sustentação, assim como na aeronave ATR 72-600, com uma deflexão de 15° e $C_{L_{max}} = 2.36$ para aeronave com trem de pouso extendidos.

Figura 17.9: Comprimento de pista de pouso

Capítulo 18

Sistemas da Aeronave

18.1 Sistema de Combustível

O sistema de combustível é composto por dois tanques, um em cada asa, sendo partes constituintes da sua estrutura, conforme apresentado na Figura 18.1.

Em condições normais, cada motor é alimentado pelo tanque da respectiva asa. Existe, porém, uma válvula de alimentação cruzada que pode ser ativada em caso de desbalanceamento. O volume de cada tanque é 2900 litros, e sua massa de 2250 kg.

18.2 Sistema Hidráulico

O sistema hidráulico é dividido em dois, sendo, cada um, pressurizado por uma bomba elétrica. O primeiro sistema é responsável por alimentar os flaps, os spoilers, o movimento do trem de pouso de nariz, os freios das hélices, os freios de emergência e os freios de estacionamento. Já o segundo sistema alimenta o acionamento dos trens de pouso (incluindo a frenagem normal dos trens de pouso principais). A pressão de operação é de 3000 PSI. Assim como no caso do sistema de combustível, existe uma válvula de alimentação cruzada que possibilita a troca entre as bombas no caso de falha de alguma delas. O sistema é representado na Figura 18.2.

18.3 Trem de pouso

O trem de pouso é do tipo triciclo, sendo recolhido na fuselagem, conforme definido na Capítulo 13. A Figura 18.3 representa o funcionamento do trem de pouso principal.

18.4 Sistemas Auxiliares do motor

18.4.1 Sistema de Injeção de Água

Para garantir que a redução da densidade do ar em dias quentes não acarrete uma grande perda de potência no motor, é necessário que haja um sistema de refrigeração dos motores, que neste caso consistirá na injeção de agua misturada com metanol diretamente na câmara de combustão, permitindo assim uma recuperação de até 100% na potência de decolagem.

A injeção do liquido refrigerante é feita através de uma bomba acionada pneumaticamente pelo ar sob alta pressão proveniente do compressor. A injeção causa um aumento de fluxo dos gases na turbina e uma redução da sua temperatura, o que permite, respectivamente, um aumento na pressão do tubo de descarga e na RPM, que, por sua vez, causam um aumento na tração.

Figura 18.1: Posicionamento do Sistema de Combustível

18.4.2 Sistema de Lubrificação

É necessário lubrificar os rolamentos e o conjunto de engrenagens do motor, o que é feito com óleo lubrificante, o qual também tem como função refrigerar os rolamentos e realizar a variação do passo e embandeiramento da hélice. O sistema consiste em um ciclo fechado, onde o óleo, após realizar suas funções, retorna ao reservatório.

18.4.3 Sistema de Partida e Ignição

O sistema de partida é do tipo pneumático, sendo interrompido quando a rotação do conjunto compressor-turbina atinge um valor de 60% da velocidade normal de operação. A escolha deste sistema se deve a sua leveza, simplicidade e economia, além de ser possível iniciar sua operação a partir da APU da aeronave.

O sistema de ignição é responsável principalmente por reacender o motor em altitudes elevadas, onde a baixa temperatura causa um decréscimo na volatilidade do combustível. Ele tem por objetivo produzir centelhas que queimarão a mistura ar/combustível.

18.4.4 Sistema de Proteção e Extinção de Incêndio

Por motivos de segurança, todas as tubulações de fluidos inflamáveis são isoladas da região quente do motor, sendo os tubos de combustível fabricados em material resistente a fogo. Além disso, há um sistema dedicado à detecção de fogo, constituído de um termopar que é ativado na presença de fogo e envia um sinal elétrico para o alarme, que, por sua vez, só é desarmado quando o detector esfria, ou seja, após o fogo ser apagado. Já o sistema de extinção consiste em dois extintores localizados nas laterais da fuselagem. A figura Figura 18.4 ilustra tal sistema.

Figura 18.2: Representação esquemática do Sistema Hidráulico

Figura 18.3: Representação da operação de recolhimento do trem de pouso principal

Figura 18.4: Representação esquemática do Sistema de Extinção de Incêndio

Figura 18.5: Posicionamento das unidades de controle ambiental (packs) do Sistema de Ar Condicionado

18.5 Sistema de Ambientação

18.5.1 Sistema de Ar Condicionado

Para garantir o conforto térmico dos passageiros e tripulantes, o sistema de ar condicionado deve ser capaz de manter a temperatura dentro da cabine entre 18°C e 26°C.

O FAR-25 estabelece mais alguns requisitos de conforto, a saber: ventilação de 0,5 Lb/min por passageiro em condições normais de operação e sistema de alarme que impossibilite a penetração de fumaça na cabine.

O sistema de ar-condicionado é do tipo ciclo a ar e consiste de duas unidades de controle ambiental (packs) localizados acima do compartimento do trem de pouso principal, que atuam de forma automática e independente, conforme ilustrado na Figura 18.5.

Seu funcionamento inicia a partir da admissão de ar quente sangrado do motor, que é comprimido e resfriado nos packs, sendo então misturado ao ar proveniente da ventilação da cabine. Após esse processo, o ar é então redirecionado à cabine. A Figura 18.6 ilustra o funcionamento.

É importante notar que a ventilação da cabine conta com um sistema de admissão do ar exterior, e também de remoção do ar interno para o ambiente, o que permite um maior controle dos contaminantes em suspenção (como vírus, por exemplo). A Figura 18.7 mostra como ocorre a ventilação dentro da cabine.

18.5.2 Sistema de Pressurização

O sistema de pressurização é responsável por manter a pressão interna a níveis toleráveis para os tripulantes da aeronave nos voos a altas altitudes. Esse controle é realizado por um sistema totalmente automatizado, que mede a pressão externa e usa ar do sistema pneumático para pressurizar a cabine. A sobre pressão é impedida através do acionamento de válvulas outflow. A Figura 18.8 representa esse processo.

A altitude de cabine para este avião foi escolhida como 6000ft, em linha com os aviões mais avançados do mercado, como o A350XWB e o B787. Esse requisito excede o exigido pela FAR25, de 8000ft. O envelope de pressurização pode ser visto na Figura 18.9

18.6 Sistema de Antigelo e Degelo

Este sistema tem por objetivo impedir a formação e gelo e suas consequências, dentre as quais: perca de eficiência aerodinâmica das superfícies sustentadoras devido a deformação geométrica, erros de medição dos tubos de Pitot e falta de visibilidade para o piloto.

Seu funcionamento se dá pela utilização de dois sistemas: um sistema pneumático acionado pelo ar sangrado do motor que atua nas superfícies aerodinâmicas e outro de aquecimento

Figura 18.6: Representação esquemática do Sistema de Ar Condicionado

Figura 18.7: Esquema de ventilação da cabine

Figura 18.8: Representação esquemática do Sistema de Pressurização

Figura 18.9: Envelope de pressurização para a aeronave

eletrico, que atua nos tubos de Pitot, para-brisas e pás da hélice. A Figura 18.10 mostra o princípio de funcionamento.

18.7 Sistema Elétrico

O sistema elétrico é provido por duas baterias e uma APU (Auxiliary Power Unit), localizada na cauda da aeronave.

18.8 Sistemas de Instrumentação, Navegação e Comunicação

Esses sistemas consistem de toda a aviônica presente na aeronave, e também de outros equipamentos, como antenas e luzes. A aviônica não será discutida em detalhes, visto que é a última parte a ser integrada na aeronave. Na Figura 18.11 é representada a localização das antenas.

Figura 18.10: Representação esquemática do Sistema de Antigelo e Degelo

Figura 18.11: Posicionamento das antenas

Capítulo 19

Cálculo de cargas

19.1 Superfícies Aerodinâmicas

Para o dimensionamento das estruturas e componentes da aeronave é necessário determinar qual a ordem de grandeza dos esforços a que estarão submetidos durante a operação da aeronave. As condições consideradas para determinação das cargas estáticas foram a velocidade de mergulho, em fator de carga máximo, ou seja, as condições mais extremas do diagrama V x n. Cargas inerciais foram mais uma vez desconsideradas, aplicando-se assim uma abordagem conservadora ao não levar em conta peso da asa e do motor. As condições de trimagem foram corrigidas em relação ao cálculo preliminar de cargas e o novo valor de ângulo de ataque de asa utilizado foi de aproximadamente 1,15°. Os valores encontrados para as cargas são mostrados nas Figura 19.1 a Figura 19.9

19.2 Trem de Pouso

Foram também calculadas as cargas no trem de pouso para diferentes condições recorrentes na operação da aeronave. São elas: pouso em três rodas, pouso em duas rodas e pouso em uma única roda. No segundo e terceiro casos, são considerados apenas os trens de pouso principais. Em todas as três situações, entretanto, consideram-se três sub-casos: pouso alinhado, ou seja, com o eixo longitudinal da aeronave apontado na direção de deslocamento, pouso não alinhado com as rodas em aceleração (ou seja, com velocidade tangencial nula), e pouso não alinhado com as rodas em velocidade tangencial igual à velocidade de deslocamento da aeronave. Todos estes casos são exigidos de acordo com a CFR Part 23. Os resultados para os cálculos de cargas em trem de pouso são mostrados na Figura 19.10.

19.3 Fuselagem

A partir dos dados obtidos pelo cálculo de cargas nas superfícies aerodinâmicas e nos trens de pouso é possível estimar as cargas atuantes na fuselagem, e dessa forma dimensionar a sua estrutura. Os resultados obtidos a partir das cargas anteriormente calculadas são apresentados nas Figura 19.11 a Figura 19.17

Figura 19.1: Força cortante distribuída em uma semi-asa

Figura 19.2: Força cortante distribuída na semi-envergadura da empenagem horizontal

Figura 19.3: Força cortante distribuída na empenagem vertical

Figura 19.4: Momento fletor distribuído em uma semi-asa

Figura 19.5: Momento fletor distribuído na semi-envergadura da empenagem horizontal

Figura 19.6: Momento fletor distribuído na empenagem vertical

Figura 19.7: Momento torçor distribuído em uma semi-asa

Figura 19.8: Momento torçor distribuído na semi-envergadura da empenagem horizontal

Figura 19.9: Momento torçor distribuído na empenagem vertical

Cargas no trem de pouso

Condição de pouso			Força no trem de pouso Auxiliar	Principal	
Pouso em 3 rodas	Alinhado		2,958E+05	2,042E+04	N
	Rodas em aceleração	Cargas laterais	3,604E+02	2,488E+01	N
		Cargas horizontais	2,367E+05	1,633E+04	N
	Rodas com velocidade tangencial igual à velocidade de deslocamento da anv.	Cargas laterais	2,253E+01	1,555E+00	N
		Cargas horizontais	0,000E+00	0,000E+00	N
Pouso em 2 rodas	Alinhado		-	7,970E+02	N
	Rodas em aceleração	Cargas laterais	-	9,711E-01	N
		Cargas horizontais	-	6,376E+02	N
	Rodas com velocidade tangencial igual à velocidade de deslocamento da anv.	Cargas laterais	-	6,070E-02	N
		Cargas horizontais	-	0,000E+00	N
Pouso em 1 roda	Alinhado		-	8,415E+02	N
	Rodas em aceleração	Cargas laterais	-	1,025E+00	N
		Cargas horizontais	-	6,732E+02	N
	Rodas com velocidade tangencial igual à velocidade de deslocamento da anv.	Cargas laterais	-	6,408E-02	N
		Cargas horizontais	-	0,000E+00	N

Figura 19.10: Cargas no trem de pouso

Figura 19.11: Força cortante para as três situações de pouso distribuída pelo comprimento da fuselagem

Figura 19.12: Momento fletor para as três situações de pouso distribuído pelo comprimento da fuselagem

Figura 19.13: Força normal para as três situações de pouso distribuída pelo comprimento da fuselagem

Figura 19.14: Força cortante em voo distribuída pelo comprimento da fuselagem

Figura 19.15: Momento fletor em y em voo distribuído pelo comprimento da fuselagem

Figura 19.16: Momento fletor em z em voo distribuído pelo comprimento da fuselagem

Figura 19.17: Momento torçor em voo distribuído pelo comprimento da fuselagem

Capítulo 20

Dimensionamento Estrutural

20.1 Dimensionamento Estrutural da Asa

20.1.1 Dimensionamento das longarinas

A partir do esforços apresentados nas figuras 19.1, 19.4 e 19.7, pode-se realizar um dimensionamento das longarinas 1 e 2 da asa, utilizando o momento de inércia de cada seção, o momento fletor atuante e a distância do centro da seção até as extremidades, onde o valor da tensão é o máximo.

Considerou-se durante este dimensionamento que as longarinas serão fabricadas de uma liga de alumínio da série 7000, Al 7050-T7451, devido a maior facilidade de projeto, construção e manutenção. No dimensionamento o valor de tensão obtido em cada seção foi comparado ao limite de resistência do material selecionado, aplicando-se um fator de material de 1.15. Considerou-se a existência de duas longarinas em perfil I, formando com o revestimento, um caixão principal capaz de suportar os esforços de torção na asa, e considerou-se que as longarinas suportariam sozinhas os esforços fletores. Os resultados obtidos do dimensionamento estrutural das longarinas estão apresentados na Tabela 20.1 e foram considerados satisfatórios para esta etapa de projeto.

(mm)	Raiz	Ponta
Longarina 1		
Espessura mesas	12	8
Largura mesas	60	40
Altura alma	447.6	266.6
Espessura alma	5	2.5
Longarina 2		
Espessura mesas	10	5
Largura mesas	50	30
Altura alma	373.0	225.5
Espessura alma	5	2.5

Tabela 20.1: Dimensionamento Preliminar da Longarina da Asa

20.1.2 Posicionamento das longarinas

Com base no [16], foram utilizadas duas longarinas principais na asa, formando portanto uma espécie de caixão, o qual suporta os esforços principais de flexão e de torsão na asa. As longarinas

Figura 20.1: Nervura típica em uma asa

que compõem o caixão devem ser posicionadas de forma que tirem o máximo de vantagem estrutural da altura do perfil.

As posições das longarinas são tipicamente como segue:

- Longarina dianteira: 15-30% da corda
- Longarina traseira: 65-75% da corda

Neste projeto considerou-se, portanto, a longarina dianteira a 25% da corda e a longarina traseira a 75% da corda.

20.1.3 Dimensionamento das nervuras

Devido a razões aerodinâmicas o contorno da asa na direção da corda deve ser mantido sem distorção considerável. Portanto, são utilizadas nervuras para suportar e dar forma ao revestimento e também para limitar o tamanho dos reforçadores entre elas, gerando uma resistência de compressão eficiente. As nervuras ainda tem um outro propósito estrutural que é o de atuar como um distribuidor de carregamentos.

A Figura 20.1 ilustra uma nervura típica, onde também observa-se os reforçadores da asa. Observa-se também furos de alívio nesta imagem da nervura e também janelas de inspeção.

As nervuras são dimensionadas visando cobrir as seguintes funções:

- Carregamentos primários: os carregamentos primários atuantes em uma nervura são as cargas externas que devem ser transferidas para o restante da estrutura;
- Cargas de inércia: combustível, estrutura, equipamentos;
- Cargas devido aos momentos de flexão: quando a asa é submetida aos carregamentos de flexão, as nervuras são submetidas a compressão, conforme mostrado na Figura 20.2

Figura 20.2: Comportamento da asa devido à flexão

- Redistribuição de cargas concentradas: como cargas da nacele e do trem de pouso para as longarinas da asa e para os paineis de revestimento

A análise estrutural de uma nervura consiste em analisar os seguintes itens:

- Cisalhamento na alma das nervuras
- Cisalhamento entre as nervuras e o revestimento
- Cisalhamento entre as nervuras e a longarina
- Espaçamento entre nervuras

As nervuras, portanto, foram dimensionadas majoritariamente visando suportar o fluxo de cisalhamento que passa por elas. Para um dimensionamento inicial, foi selecionada a nervura mais próxima à raiz da asa, visto que os esforços solicitantes são maiores naquela região. Obteve-se deste dimensionamento que a espessura da nervura deve ser de 3mm.

20.1.4 Espaçamento entre as nervuras

Com base no [25] o espaçamento entre as nervuras deve ser estabelecido durante fases preliminares do projeto, visto que o peso das nervuras é significante no peso total da estrutura da asa. Um critério extremamente importante ao avaliar o espaçamento entre as nervuras é as estabilidade da estrutura do revestimento. O revestimento do extradorso é especialmente avaliado durante este dimensionamento, visto que ele é submentido a cargas de compressão consideráveis e quando o espaçamento entre as nervuras é muito elevado tem-se a flambagem deste revestimento.

Portanto, levando-se em conta este critério e visando manter a estabilidade da estrutura, segundo [16], um espaçamento típico entre nervuras para aeronaves de transporte é de no máximo 600mm.

20.1.5 Reforçadores na asa

Visando ainda auxiliar na estabilidade do painel do revestimento da asa, foram projetados reforçadores para esses paineis. Foram colocados seis reforçadores no intradorso da asa e seis reforçadores no extradorso, espaçados de 219mm na raiz, onde é a seção crítica a flambagem para a compressão do revestimento.

Calculou-se a altura dos reforçadores para a seção crítica: no extradorso próximo à raiz da asa, onde o momento de flexão e portanto a carga de compressão é máxima. Obteve-se então

uma altura de reforçador de 40mm. Com esta altura, a inércia gerada por estes reforçadores auxilia na estabilidade do painel.

20.2 Dimensionamento Estrutural da Fuselagem

20.2.1 Espessura do revestimento

A espessura do revestimento foi dimensionada com base na pressão de pressurização que ele deve suportar. Os demais esforços serão suportados por esse revestimento somado aos reforçadores e cavernas.

O teto de serviço da aeronave é de 25000ft, enquanto a cabine é pressurizada a 6000ft, conforme definido na Subseção 18.5.2. Considerando atmosfera padrão (ISA) a diferença de pressão é de 44kPa.

O material do revestimento foi escolhido como alumínio 2024-T3, devido à sua boa resistência a corrosão, a impactos e estrutural. Por isso ele é de emprego comum na indústria aeronáutica para revestimentos. O limite de elasticidade desse material é de 290MPa. Considerando um fator de segurança para o material de 1,15, o limite de escoamento fica $\sigma_y = 252\text{MPa}$.

Para um vaso de pressão cilindrico, temos

$$\sigma_{\text{long}} = \frac{pr}{2t} \tag{20.1}$$

$$\sigma_\theta = \frac{pr}{t} \tag{20.2}$$

O esforço na direção θ é claramente o dimensionante, portanto, considerando um fator de projeto de 1,5:

$$t = \frac{pd}{2\sigma_y} = \frac{1,5 \cdot 44\text{kPa} \cdot 2070\text{mm}}{2 \cdot 252\text{MPa}} = 0,27\text{mm} \tag{20.3}$$

Para aumentar a resistência a impactos e a facilidade de fabricação, a espessura do revestimento foi aumentada para 2mm.

20.3 Dimensionamento Estrutural da Empenagem

20.3.1 Empenagem horizontal

A partir do esforços apresentados nas figuras 19.2, 19.5 e 19.8, pode-se realizar um dimensionamento das longarinas 1 e 2 da empenagem horizontal, utilizando o momento de inércia de cada seção, o momento fletor atuante e a distância do centro da seção até as extremidades, onde o valor da tensão é o máximo.

Assim como na estrutura da asa, considerou-se durante este dimensionamento que as longarinas serão fabricadas de uma liga de alumínio da série 7000, Al 7050-T7451, devido a maior facilidade de projeto, construção e manutenção. No dimensionamento, o valor de tensão obtido em cada seção foi comparado ao limite de resistência do material selecionado, aplicando-se um fator de material de 1.15. Considerou-se a existência de duas longarinas em perfil I, formando com o revestimento um caixão principal capaz de suportar os esforços de torção na empenagem. Os resultados obtidos do dimensionamento estrutural das longarinas estão apresentados na Tabela 20.2 e foram considerados satisfatórios para esta etapa de projeto.

(mm)	Raiz	Ponta
Longarina 1		
Espessura mesas	8	6
Largura mesas	30	30
Altura alma	332.7	255.7
Espessura alma	2.5	2.5
Longarina 2		
Espessura mesas	8	6
Largura mesas	20	20
Altura alma	274.5	211.1
Espessura alma	2.5	2.5

Tabela 20.2: Dimensionamento Preliminar da Longarina da Empenagem Horizontal

Referências Bibliográficas

[1] S. Gudmundsson, *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann, 2013.

[2] C. P. Barros, "Uma metodologia para o desenvolvimento de projeto de aeronaves leves e subsônicas," *Belo Horizonte*, 2001.

[3] "Iata: 2036 forecast reveals air passengers will nearly double to 7.8 billion." http://www.iata.org/pressroom/pr/Pages/2017-10-24-01.aspx. Acesso em 15 de Abril de 2018.

[4] "Fi-aeroweb: U.s. commercial aircraft fleet 2016." http://www.fi-aeroweb.com/US-Commercial-Aircraft-Fleet.html. Acesso em 15 de Abril de 2018.

[5] "Boeing 787 from the ground up." http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/article_04_2.html.

[6] "A350 xwb family." http://www.airbus.com/aircraft/passenger-aircraft/a350xwb-family.html. Acesso em 23 de Abril de 2018.

[7] T. A. Weisshaar, "of forward swept composite wings divergence," *Journal of Aircraft*, vol. 17, no. 6, pp. 442–448, 1980.

[8] "Safran celebrates successful start of open rotor demonstrator tests on new open-air test rig in southern france." https://www.safran-group.com/media/safran-celebrates-successful-start-open-rotor-demonstrator-tests-new-open-air-test-rig-southern-france-20171003. Acesso em 23 de Abril de 2018.

[9] G. Pierre-Emmanuel and C. Christophe, "Aircraft having reduced environmental impact," 01 2009.

[10] J. Croft, "Open rotor noise not a barrier to entry: Ge." https://www.flightglobal.com/news/articles/open-rotor-noise-not-a-barrier-to-entry-ge-373817/, 7 2012. Acesso em 23 de Abril de 2018.

[11] G. A. Engines, "Full scale technology demonstration of a modern counterrotating unducted fan engine concept: Design report," *NASA CR-180867*, 1987.

[12] C. H. Wolowicz and R. B. Yancey, "Longitudinal aerodynamic characteristics of light, twin-engine, propeller-driven airplanes," Tech. Rep. D-6800, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C. - Estados Unidos, Junho 1972. NASA Technical Note.

[13] D. de Controle do Espaço Aéreo, "Aisweb aeródromos: Informações aeronáuticas oficiais na web." https://www.aisweb.aer.mil.br/?i=aerodromos, Maio 2018. Acesso em 16 de maio de 2018.

[14] J. D. Anderson, *Aircraft performance and design*. McGraw-Hill Science/Engineering/Math, 1999.

[15] M. Drela, "Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils," in *Low Reynolds Number Aerodynamics* (T. J. Mueller, ed.), (Berlin, Heidelberg), pp. 1–12, Springer Berlin Heidelberg, 1989.

[16] J. Roskam, *Airplane design*. DARcorporation, 1985.

[17] D. Raymer, "Aircraft design: A conceptual approach," 2012.

[18] B. Etkin and L. D. Reid, *Dynamics of flight: stability and control*, vol. 3. Wiley New York, 1996.

[19] P. H. Iscold, *Introducao as cargas nas aeronaves*. UFMG, 2002.

[20] "Avl - mit." http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/. Acesso em 20 de Agosto de 2018.

[21] R. S. Shevell and R. S. Shevell, *Fundamentals of flight*, vol. 2. Prentice Hall Englewood Cliffs, NJ, 1989.

[22] "Kroo, i. and shevell, r., å241a course notes: Aircraft design, synthesis and analysis." http://adl.stanford.edu/aa241/Home.html. Acessed: June 16, 2018.

[23] T. W. Lukaczyk, A. D. Wendorff, M. Colonno, T. D. Economon, J. J. Alonso, T. H. Orra, and C. Ilario, "Suave: An open-source environment for multi-fidelity conceptual vehicle design," in *16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, p. 3087, 2015.

[24] E. M. Botero, A. Wendorff, T. MacDonald, A. Variyar, J. M. Vegh, T. W. Lukaczyk, J. J. Alonso, T. H. Orra, and C. Ilario da Silva, "Suave: An open-source environment for conceptual vehicle design and optimization," in *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p. 1275, 2016.

[25] C. Niu, *Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures*. Conmilit Press Limited Hong Kong, 1999.

[26] "Projetos de aeronaves i: Projeto conceitual / projeto preliminar." http://www.demec.ufmg.br/cea/projeto%20de%20aeronaves%20I.htm. Acesso em 2 de Abril de 2018.

[27] "Airliners.net: Aircraft technical data & specifications." http://www.airliners.net/aircraft-data. Acesso em 7 de Abril de 2018.

[28] M. H. Sadraey, *Aircraft Performance: An Engineering Approach*. CRC Press, 2017.

[29] P. Jackson, *Jane's all the world's aircraft*. Janes Information Group, 100th 2009-2010 ed. edition.

[30] R. J. Jeracki and G. A. Mitchell, "Low and high speed propellers for general aviation—performance potential and recent wind tunnel test results," tech. rep., SAE Technical Paper, 1981.

[31] W. B. Boeing Commercial Airplanes, *Jet Transport Performance Methods*. Boeing Company, 2009.

Anexo A:

Tabela Comparativa

n	Modelo	Passageiros	Tipo de motor	Numero de motores
1	Piaggio P180 Avanti	8	Turbo-hélice	2
2	Aerospatiale N 262 Fregate a Mohawk 298	29	Turbo-hélice	2
3	Embraer EMB120 Brasilia	30	Turbo-hélice	2
4	Douglas DC-3	32	Pistão	2
5	Fairchild Dornier 328JET	34	Turbofan	2
6	Curtis C46 Commando	36	Pistão	2
7	Short 360	36	Turbo-hélice	2
8	Bombardier Dash 8 Q200	37	Turbo-hélice	2
9	Dornier 328	39	Turbo-hélice	2
10	Convair 240	40	Pistão	2
11	Let L-610	40	Turbo-hélice	2
12	Douglas DC-4	44	Pistão	4
13	Casa CN235	45	Turbo-hélice	2
14	Casa/IPTN CN235	45	Turbo-hélice	2
15	Handley Page Herald	47	Turbo-hélice	2
16	Embraer ERJ145	48	Turbofan	2
17	Antonov An-24	50	Turbo-hélice	2
18	ATR 42-600	50	Turbo-hélice	2
19	Bombadier Dash 8 Q300	50	Turbo-hélice	2
20	Bombardier CRJ200	50	Turbofan	2
21	Canadair CL-600 Regional Jet CRJ-100 & 200	50	Turbofan	2
22	Fokker 50	50	Turbo-hélice	2
23	IPTN N-25050	50	Turbo-hélice	2
24	Hawker Siddeley HS-748	51	Turbo-hélice	2
25	Antonov An-140	52	Turbo-hélice	2
26	Convair 340	52	Turbo-hélice	2
27	Convair 440	52	Turbo-hélice	2
28	Fokker F-27	52	Turbo-hélice	2
29	Douglas DC-6	54	Pistão	4
30	Convair 580	56	Turbo-hélice	2
31	Saab 2000	58	Turbo-hélice	2
32	Xian MA60	62	Turbo-hélice	2
33	Ilyushin 114	64	Turbo-hélice	2
34	ATR 72-600	70	Turbo-hélice	2
35	Embraer E170	72	Turbofan	2
36	BAe 146-100 / Avro RJ70	82	Turbofan	4
37	Bombadier Dash 8 Q400	82	Turbo-hélice	2

n	Modelo	Modelo dos motores	Potência (kW)
1	**Piaggio P180 Avanti**	Pratt & Whitney Canada PT6A-66B	1260
2	**Aerospatiale N 262 Fregate a Mohawk 298**	Turbomeca Bastan VI C	1588
3	**Embraer EMB120 Brasilia**	Pratt & Whitney Canada PW118/118A/118B	2680
4	**Douglas DC-3**	Pratt & Whitney R1830S1C3G	1640
5	**Fairchild Dornier 328JET**	Pratt & Whitney Canada PW306B	NaN
6	**Curtis C46 Commando**	Pratt & Whitney R280034	2990
7	**Short 360**	Pratt & Whitney Canada PT6A-65AR	1062
8	**Bombardier Dash 8 Q200**	PW123C/D	3206
9	**Dornier 328**	Pratt & Whitney Canada PW119B	3250
10	**Convair 240**	Pratt & Whitney R-2800-CA18 Double Wasp	2980
11	**Let L-610**	General Electric CT7D9D	2610
12	**Douglas DC-4**	Pratt & Whitney R20002SDBG	4320
13	**Casa CN235**	General Electric CT7-9C	2610
14	**Casa/IPTN CN235**	General Eletric CT7-9C	2790
15	**Handley Page Herald**	Rolls-Royce Dart Mk.527	2850
16	**Embraer ERJ145**	Rolls Royce AE 3007A	NaN
17	**Antonov An-24**	Ivchenko AI-24A	1887
18	**ATR 42-600**	Pratt & Whitney Canada PW-120	2680
19	**Bombadier Dash 8 Q300**	Pratt & Whitney Canada PW123A	3550
20	**Bombardier CRJ200**	GE CF34-3B1	NaN
21	**Canadair CL-600 Regional Jet CRJ-100 & 200**	General Electric CF-34-3A1 (100) / CF-34-3B1s (200)	NaN
22	**Fokker 50**	Pratt & Whitney Canada PW125B	3728
23	**IPTN N-25050**	Allison AE 2100 C	4878
24	**Hawker Siddeley HS-748**	Rolls-Royce Dart RDa.7 Mk 536-2	3400
25	**Antonov An-140**	Klimov TV3-117VMA-SBM1	3676
26	**Convair 340**	Pratt & Whitney R-2800-CB16	3580
27	**Convair 440**	Pratt & Whitney R-2800-CB16	3730
28	**Fokker F-27**	Rolls-Royce Dart RDa.7 Mk 532-7L	3430
29	**Douglas DC-6**	Pratt & Whitney R-2800-CA15	5360
30	**Convair 580**	Allison 501-D13H	5600
31	**Saab 2000**	Pratt & Whitney Canada PT6A-66B	6192
32	**Xian MA60**	Pratt & Whitney Canada PW127J	4102
33	**Ilyushin 114**	Klimov TV7117S	3680
34	**ATR 72-600**	Pratt & Whitney Canada PW127M	3692
35	**Embraer E170**	GE CF34	NaN
36	**BAe 146-100 / Avro RJ70**	Lycoming ALF 502R-5 / Honeywell LF 507-1F	NaN
37	**Bombadier Dash 8 Q400**	PW150	7562

n	Modelo	Empuxo (kN)	Teto de serviço (ft)	Alcance (nm)
1	Piaggio P180 Avanti	NaN	41000	1530
2	Aerospatiale N 262 Fregate a Mohawk 298	NaN	24000	600
3	Embraer EMB120 Brasilia	NaN	29800	945
4	Douglas DC-3	NaN	23200	1307
5	Fairchild Dornier 328JET	53.8	35000	2000
6	Curtis C46 Commando	NaN	22000	1564
7	Short 360	NaN	20000	861
8	Bombardier Dash 8 Q200	NaN	25000	1125
9	Dornier 328	NaN	25000	900
10	Convair 240	NaN	16000	1565
11	Let L-610	NaN	33700	1305
12	Douglas DC-4	NaN	22300	2172
13	Casa CN235	NaN	25000	2350
14	Casa/IPTN CN235	NaN	18000	2350
15	Handley Page Herald	NaN	29700	1422
16	Embraer ERJ145	62.6	37000	1320
17	Antonov An-24	NaN	27560	1716
18	ATR 42-600	NaN	24900	716
19	Bombadier Dash 8 Q300	NaN	25000	1228
20	Bombardier CRJ200	77.68	41000	1650
21	Canadair CL-600 Regional Jet CRJ-100 & 200	82	41000	2005
22	Fokker 50	NaN	25000	1110
23	IPTN N-25050	NaN	25000	919
24	Hawker Siddeley HS-748	NaN	25000	926
25	Antonov An-140	NaN	25000	1307
26	Convair 340	NaN	24500	1565
27	Convair 440	NaN	24900	1677
28	Fokker F-27	NaN	28000	1404
29	Douglas DC-6	NaN	25000	3983
30	Convair 580	NaN	20000	1970
31	Saab 2000	NaN	31000	1549
32	Xian MA60	NaN	25000	864
33	Ilyushin 114	NaN	24900	540
34	ATR 72-600	NaN	25000	825
35	Embraer E170	126	41000	2150
36	BAe 146-100 / Avro RJ70	124.4	35000	2090
37	Bombadier Dash 8 Q400	NaN	27000	1100

n	Modelo	Velocidade máxima (kts)	Velocidade de cruzeiro (kts)	Envergadura (m)
1	Piaggio P180 Avanti	402	318	14.345
2	Aerospatiale N 262 Fregate a Mohawk 298	208	194	21.9
3	Embraer EMB120 Brasilia	331.1111111	298	19.78
4	Douglas DC-3	187	143	28.96
5	Fairchild Dornier 328JET	450	405	20.98
6	Curtis C46 Commando	235	204	32.92
7	Short 360	218	180	22.81
8	Bombardier Dash 8 Q200	321.1111111	289	27.4
9	Dornier 328	372.2222222	335	20.98
10	Convair 240	261.1111111	235	27.97
11	Let L-610	265	236	25.6
12	Douglas DC-4	244	197	35.81
13	Casa CN235	275	248	25.81
14	Casa/IPTN CN235	275	245	25.81
15	Handley Page Herald	238	230	28.9
16	Embraer ERJ145	500	450	20.04
17	Antonov An-24	270	243	29.2
18	ATR 42-600	265	243	24.57
19	Bombadier Dash 8 Q300	287	258.3	27.43
20	Bombardier CRJ200	460	424	21.21
21	Canadair CL-600 Regional Jet CRJ-100 & 200	459	424	21.21
22	Fokker 50	318.8888889	287	29
23	IPTN N-25050	330	300	28
24	Hawker Siddeley HS-748	271.1111111	244	31.23
25	Antonov An-140	310	250	24.505
26	Convair 340	274.4444444	247	32.12
27	Convair 440	290	261	32.12
28	Fokker F-27	256	235	29
29	Douglas DC-6	300	270	35.81
30	Convair 580	330	297	32.12
31	Saab 2000	411.1111111	370	24
32	Xian MA60	278	232	29.2
33	Ilyushin 114	270	254	30
34	ATR 72-600	305.5555556	275	27.05
35	Embraer E170	470	430	26
36	BAe 146-100 / Avro RJ70	426	404	26.34
37	Bombadier Dash 8 Q400	360	300	28.4

n	Modelo	Alongamento	Área alar (m^2)	Comprimento (m)	Altura (m)
1	Piaggio P180 Avanti	12.86118906	16	4.55	1.75
2	Aerospatiale N 262 Fregate a Mohawk 298	8.720181818	55	19.28	6.21
3	Embraer EMB120 Brasilia	9.9	39.4	20	6.53
4	Douglas DC-3	9.145928026	91.7	19.66	5.16
5	Fairchild Dornier 328JET	11.00401	40	21.28	7.24
6	Curtis C46 Commando	8.587372425	126.2	23.27	6.6
7	Short 360	12.36151342	42.09	21.58	7.21
8	Bombardier Dash 8 Q200	13.8	54.4	22.25	7.49
9	Dornier 328	11.00401	40	21.22	7.24
10	Convair 240	10.30725823	75.9	22.76	8.2
11	Let L-610	11.70285714	56	21.72	8.19
12	Douglas DC-4	9.456903392	135.6	28.6	8.38
13	Casa CN235	11.27167682	59.1	21.4	8.18
14	Casa/IPTN CN235	11.27167682	59.1	21.4	8.18
15	Handley Page Herald	10.14835966	82.3	23.01	7.32
16	Embraer ERJ145	7.84378125	51.2	29.87	6.75
17	Antonov An-24	11.38	74.97	23.53	8.32
18	ATR 42-600	11.07678716	54.5	22.67	7.59
19	Bombadier Dash 8 Q300	13.38798754	56.2	25.68	7.49
20	Bombardier CRJ200	9.304324716	48.35	26.77	6.22
21	Canadair CL-600 Regional Jet CRJ-100 & 200	8.254387156	54.5	26.77	6.22
22	Fokker 50	12.01428571	70	25.25	8.32
23	IPTN N-25050	12.06153846	65	26.3	8.37
24	Hawker Siddeley HS-748	12.6664013	77	20.42	7.57
25	Antonov An-140	11.77441225	51	22.6	8.23
26	Convair 340	12.06660117	85.5	24.13	8.58
27	Convair 440	12.06660117	85.5	24.84	8.58
28	Fokker F-27	12.01428571	70	25.5	8.41
29	Douglas DC-6	9.436027226	135.9	30.66	8.66
30	Convair 580	12.06660117	85.5	24.84	8.89
31	Saab 2000	11	55.7	27.28	7.73
32	Xian MA60	11.36853333	75	24.71	8.86
33	Ilyushin 114	10.98901099	81.9	26.88	9.32
34	ATR 72-600	12	61	27.71	7.65
35	Embraer E170	9.3	72.72	29.9	9.85
36	BAe 146-100 / Avro RJ70	8.98	77.3	26.19	8.61
37	Bombadier Dash 8 Q400	12.6	64	25.7	8.4

n	Modelo	MTOW (kg)	Peso vazio (kg)	Posicao Asa	Forma em Planta da Asa
1	Piaggio P180 Avanti	5488	3799	Alta	Trapezoidal
2	Aerospatiale N 262 Fregate a Mohawk 298	10300	6654	Alta	Trapezoidal
3	Embraer EMB120 Brasilia	11500	7070	Baixa	Bitrapezoidal
4	Douglas DC-3	12700	8030	Baixa	Trapezoidal
5	Fairchild Dornier 328JET	15200	9344	Alta	Retotrapezoidal
6	Curtis C46 Commando	21772	14970	Baixa	Retotrapezoidal
7	Short 360	12292	7870	Alta	Reta
8	Bombardier Dash 8 Q200	16466	10477	Alta	Retotrapezoidal
9	Dornier 328	13990	8920	Alta	Retotrapezoidal
10	Convair 240	18956	12520	Baixa	Trapezoidal
11	Let L-610	14500	8950	Alta	Trapezoidal
12	Douglas DC-4	33112	19460	Baixa	Trapezoidal
13	Casa CN235	15100	9800	Alta	Retotrapezoidal
14	Casa/IPTN CN235	15100	9800	Alta	Retotrapezoidal
15	Handley Page Herald	19818	11345	Alta	Retotrapezoidal
16	Embraer ERJ145	20600	11667	Baixa	Bitrapezoidal
17	Antonov An-24	21000	13300	Alta	Retotrapezoidal
18	ATR 42-600	18600	22674	Alta	Retotrapezoidal
19	Bombadier Dash 8 Q300	18642	11657	Alta	Retotrapezoidal
20	Bombardier CRJ200	24041	13835	Baixa	Bitrapezoidal com winglet
21	Canadair CL-600 Regional Jet CRJ-100 & 200	21523	13740	Baixa	Bitrapezoidal com winglet
22	Fokker 50	19950	12520	Alta	Trapezoidal
23	IPTN N-25050	22000	13665	Alta	Trapezoidal
24	Hawker Siddeley HS-748	21092	12327	Baixa	Trapezoidal
25	Antonov An-140	21500	12810	Alta	Trapezoidal
26	Convair 340	21320	13375	Baixa	Trapezoidal
27	Convair 440	22544	15110	Baixa	Trapezoidal
28	Fokker F-27	19730	10398	Alta	Trapezoidal
29	Douglas DC-6	44129	23840	Baixa	Trapezoidal
30	Convair 580	26371	13732	Baixa	Trapezoidal
31	Saab 2000	22800	13800	Baixa	Retotrapezoidal
32	Xian MA60	21800	13700	Alta	Retotrapezoidal
33	Ilyushin 114	23500	15000	Baixa	Trapezoidal
34	ATR 72-600	23000	13311	Alta	Retotrapezoidal
35	Embraer E170	38600	21141	Baixa	Bitrapezoidal com winglet
36	BAe 146-100 / Avro RJ70	38101	23820	Alta	Trapezoidal
37	Bombadier Dash 8 Q400	30481	17819	Alta	Trapezoidal

n	Modelo	Geometria Empenagens	Trem de Pouso	Enflechamento
1	Piaggio P180 Avanti	Em T	Triciclo	Nulo
2	Aerospatiale N 262 Fregate a Mohawk 298	Convencional	Triciclo	Nulo
3	Embraer EMB120 Brasilia	Em T	Triciclo	Nulo
4	Douglas DC-3	Convencional	Convencional	Nulo
5	Fairchild Dornier 328JET	Em T	Triciclo	Nulo
6	Curtis C46 Commando	Convencional	Triciclo	Nulo
7	Short 360	Convencional	Triciclo	Nulo
8	Bombardier Dash 8 Q200	Em T	Triciclo	Nulo
9	Dornier 328	Em T	Triciclo	Nulo
10	Convair 240	Convencional	Triciclo	Nulo
11	Let L-610	Em T	Triciclo	Nulo
12	Douglas DC-4	Convencional	Triciclo	Nulo
13	Casa CN235	Convencional	Triciclo	Nulo
14	Casa/IPTN CN235	Convencional	Triciclo	Nulo
15	Handley Page Herald	Convencional	Triciclo	Nulo
16	Embraer ERJ145	Em T	Triciclo	Positivo
17	Antonov An-24	Convencional	Triciclo	Nulo
18	ATR 42-600	Em T	Triciclo	Nulo
19	Bombadier Dash 8 Q300	Convencional	Triciclo	Nulo
20	Bombardier CRJ200	Em T	Triciclo	Positivo
21	Canadair CL-600 Regional Jet CRJ-100 & 200	Em T	Triciclo	Positivo
22	Fokker 50	Convencional	Triciclo	Nulo
23	IPTN N-25050	Em T	Triciclo	Nulo
24	Hawker Siddeley HS-748	Convencional	Triciclo	Nulo
25	Antonov An-140	Convencional	Triciclo	Nulo
26	Convair 340	Convencional	Triciclo	Nulo
27	Convair 440	Convencional	Triciclo	Nulo
28	Fokker F-27	Convencional	Triciclo	Nulo
29	Douglas DC-6	Convencional	Triciclo	Nulo
30	Convair 580	Convencional	Triciclo	Nulo
31	Saab 2000	Convencional	Triciclo	Nulo
32	Xian MA60	Convencional	Triciclo	Nulo
33	Ilyushin 114	Convencional	Triciclo	Nulo
34	ATR 72-600	Em T	Triciclo	Nulo
35	Embraer E170	Convencional	Triciclo	Positivo
36	BAe 146-100 / Avro RJ70	Em T	Triciclo	Positivo
37	Bombadier Dash 8 Q400	Em T	Triciclo	Nulo

Anexo B:

Cartas dos aeroportos London City e Santos Dumond

STANDARD DEPARTURE CHART - INSTRUMENT (SID) - ICAO

DISTANCES IN NAUTICAL MILES
BEARINGS, TRACKS AND RADIALS ARE MAGNETIC
ALTITUDES AND ELEVATIONS ARE IN FEET

LONDON CITY
RWY 09/27
DVR 5T 5U LYD 5T 5U

CHANGE (5/18): MAG VAR. R157 REDEFINED. BNN VOR RECALIBRATED. LYD VOR RECALIBRATED. RADIALS.

AERO INFO DATE 12 FEB 18

VISUAL APPROACH PROFILE

LONDON/CITY

EGLC	AD ELEV	THR ELEV	VAR	RWY 27
CAT A,B,C	**19FT**	**19FT**	**1.4°W**	

DME I-LSR zero ranged to THR RWY 27

NOTE: Do not descend below **1500**(1481) without required visual references, PAPI acquisition and PAPI guidance.

CHANGE PROCEDURE. BEARINGS ARE MAGNETIC

AERO INFO DATE 16 SEP 11

CARTA DE SAÍDA PADRÃO
POR INSTRUMENTOS (SID)

STANDARD DEPARTURE CHART
INSTRUMENT (SID)

RIO DE JANEIRO / Santos Dumont (SBRJ)

RWY 02R/02L
RNAV IH 1A

TA: 7000'	TWR RIO 118.70 121.50	APP RIO 134.40 121.25 121.50	APP SÃO PAULO 120.85 125.60 129.00 134.90 121.50	ACC CURITIBA 127.05 128.40 121.50

RMK

1 - RNAV 1 ou RNP 1.
2 - Gradiente ATC.
1.1 - TRNS BITAK: 8.0% até 5000'.
1.2 - TRNS NAXOP: 8.0% até 5000'. Após, 6% até FL240.
1.3 - TRNS SIDUR: 8.0% até 5000'. Após 7,1% até FL200.
1.4 - TRNS UMBAD: 8.0% até 5000'. Após, 6,3% até FL220.
3 - Gradiente MNM de subida sujeito à autorização ATC:
- RWY 02R/02L: 4,3% até 5000' após, 3,3%.
4 - MNM IFR abaixo dos MNM regulares para DEP:
- RWY 02R/02L: Teto 400FT / VIS 900M.
5 - Curva à direita compulsória a 600'.
6 - Descrição textual da saída no verso.

MODIFICAÇÕES / CHANGES: FREQ.

RIO DE JANEIRO / Santos Dumont (SBRJ)
RWY 02R/02L
RNAV IH 1A

RMK

7 - Observar compulsoriamente a seção INS da AIP-MAP.

8 - RNAV 1: Sistema de vigilância ATS requerido.

9 - Para aeronaves não equipadas com GNSS, os seguintes DME devem estar em operação: CXI, PAI, PCX e SCR.

DESCRIÇÃO TEXTUAL

SID RNAV IH 1A

RWY 02R/02L

Após decolagem, manter rumo 019 até 600 ft. Curvar à direita, direto para MALDU. Curvar à direita rumo 193 até UTGAT. Curvar à direita, rumo 242 até EVSOB. Curvar á esquerda, rumo 241 até NDB Rasa. Então,...

1 - TRNS BITAK:.....manter rumo 241 até BITAK.

2 - TRNS NAXOP:.....manter rumo 241 até TIVRO. Curvar à direita, rumo 278 até NAXOP.

3 - TRNS SIDUR: ....curvar à direita, rumo 334 até LIXEP. Curvar à esquerda, rumo 278 até SIDUR.

4 - TRNS UMBAD: ....curvar à direita, rumo 279 até UMBAD.

MODIFICAÇÕES / CHANGES: FREQ.

Anexo C:

Tabela de CGs

Combo	Empty Weight		Crew		Pilot and co-pilot		Seat Row 1 (2 pax)		Seat Row
ID	We (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)
1	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	85	0	0
2	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	0
3	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	85
4	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	170
5	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
6	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
7	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
8	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
9	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
10	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
11	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
12	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
13	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
14	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
15	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
16	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
17	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
18	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
19	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
20	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
21	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
22	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
23	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
24	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
25	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
26	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
27	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
28	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
29	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
30	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
31	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
32	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
33	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
34	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
35	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
36	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
37	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
38	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
39	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
40	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
41	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
42	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
43	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
44	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
45	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
46	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
47	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
1	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	85	0	0
48	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
49	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
50	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
51	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0

Combo	2 (3 pax)	Seat Row 3 (3 pax)		Seat Row 4 (3 pax)		Seat Row 5 (3 pax)		Seat Row 6 (3 pax)	
ID	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5	0	0	0	0	0	0	0	0	0
6	0	85	0	0	0	0	0	0	0
7	0	170	0	0	0	0	0	0	0
8	0	255	0	0	0	0	0	0	0
9	0	255	0	85	0	0	0	0	0
10	0	255	0	170	0	0	0	0	0
11	0	255	0	255	0	0	0	0	0
12	0	255	0	255	0	85	0	0	0
13	0	255	0	255	0	170	0	0	0
14	0	255	0	255	0	255	0	0	0
15	0	255	0	255	0	255	0	85	0
16	0	255	0	255	0	255	0	170	0
17	0	255	0	255	0	255	0	255	0
18	0	255	0	255	0	255	0	255	0
19	0	255	0	255	0	255	0	255	0
20	0	255	0	255	0	255	0	255	0
21	0	255	0	255	0	255	0	255	0
22	0	255	0	255	0	255	0	255	0
23	0	255	0	255	0	255	0	255	0
24	0	255	0	255	0	255	0	255	0
25	0	255	0	255	0	255	0	255	0
26	0	255	0	255	0	255	0	255	0
27	0	255	0	255	0	255	0	255	0
28	0	255	0	255	0	255	0	255	0
29	0	255	0	255	0	255	0	255	0
30	0	255	0	255	0	255	0	255	0
31	0	255	0	255	0	255	0	255	0
32	0	255	0	255	0	255	0	255	0
33	0	255	0	255	0	255	0	255	0
34	0	255	0	255	0	255	0	255	0
35	0	255	0	255	0	255	0	255	0
36	0	255	0	255	0	255	0	255	0
37	0	255	0	255	0	255	0	255	0
38	0	255	0	255	0	255	0	255	0
39	0	255	0	255	0	255	0	255	0
40	0	255	0	255	0	255	0	255	0
41	0	255	0	255	0	255	0	255	0
42	0	255	0	255	0	255	0	255	0
43	0	255	0	255	0	255	0	255	0
44	0	255	0	255	0	255	0	255	0
45	0	255	0	255	0	255	0	255	0
46	0	255	0	255	0	255	0	255	0
47	0	255	0	255	0	255	0	255	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
48	0	0	0	0	0	0	0	0	0
49	0	0	0	0	0	0	0	0	0
50	0	0	0	0	0	0	0	0	0
51	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Combo	Seat Row 7 (3 pax)		Seat Row 8 (3 pax)		Seat Row 9 (3 pax)		Seat Row 10 (3 pax)		Seat Row
ID	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5	0	0	0	0	0	0	0	0	0
6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
7	0	0	0	0	0	0	0	0	0
8	0	0	0	0	0	0	0	0	0
9	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	0	0	0	0	0	0	0	0	0
11	0	0	0	0	0	0	0	0	0
12	0	0	0	0	0	0	0	0	0
13	0	0	0	0	0	0	0	0	0
14	0	0	0	0	0	0	0	0	0
15	0	0	0	0	0	0	0	0	0
16	0	0	0	0	0	0	0	0	0
17	0	0	0	0	0	0	0	0	0
18	85	0	0	0	0	0	0	0	0
19	170	0	0	0	0	0	0	0	0
20	255	0	0	0	0	0	0	0	0
21	255	0	85	0	0	0	0	0	0
22	255	0	170	0	0	0	0	0	0
23	255	0	255	0	0	0	0	0	0
24	255	0	255	0	85	0	0	0	0
25	255	0	255	0	170	0	0	0	0
26	255	0	255	0	255	0	0	0	0
27	255	0	255	0	255	0	85	0	0
28	255	0	255	0	255	0	170	0	0
29	255	0	255	0	255	0	255	0	0
30	255	0	255	0	255	0	255	0	85
31	255	0	255	0	255	0	255	0	170
32	255	0	255	0	255	0	255	0	255
33	255	0	255	0	255	0	255	0	255
34	255	0	255	0	255	0	255	0	255
35	255	0	255	0	255	0	255	0	255
36	255	0	255	0	255	0	255	0	255
37	255	0	255	0	255	0	255	0	255
38	255	0	255	0	255	0	255	0	255
39	255	0	255	0	255	0	255	0	255
40	255	0	255	0	255	0	255	0	255
41	255	0	255	0	255	0	255	0	255
42	255	0	255	0	255	0	255	0	255
43	255	0	255	0	255	0	255	0	255
44	255	0	255	0	255	0	255	0	255
45	255	0	255	0	255	0	255	0	255
46	255	0	255	0	255	0	255	0	255
47	255	0	255	0	255	0	255	0	255
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
48	0	0	0	0	0	0	0	0	0
49	0	0	0	0	0	0	0	0	0
50	0	0	0	0	0	0	0	0	0
51	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Combo	11 (3 pax)	Seat Row 12 (3 pax)		Seat Row 13 (3 pax)		Seat Row 14 (3 pax)		Seat Row 15 (3 pax)	
ID	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5	0	0	0	0	0	0	0	0	0
6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
7	0	0	0	0	0	0	0	0	0
8	0	0	0	0	0	0	0	0	0
9	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	0	0	0	0	0	0	0	0	0
11	0	0	0	0	0	0	0	0	0
12	0	0	0	0	0	0	0	0	0
13	0	0	0	0	0	0	0	0	0
14	0	0	0	0	0	0	0	0	0
15	0	0	0	0	0	0	0	0	0
16	0	0	0	0	0	0	0	0	0
17	0	0	0	0	0	0	0	0	0
18	0	0	0	0	0	0	0	0	0
19	0	0	0	0	0	0	0	0	0
20	0	0	0	0	0	0	0	0	0
21	0	0	0	0	0	0	0	0	0
22	0	0	0	0	0	0	0	0	0
23	0	0	0	0	0	0	0	0	0
24	0	0	0	0	0	0	0	0	0
25	0	0	0	0	0	0	0	0	0
26	0	0	0	0	0	0	0	0	0
27	0	0	0	0	0	0	0	0	0
28	0	0	0	0	0	0	0	0	0
29	0	0	0	0	0	0	0	0	0
30	0	0	0	0	0	0	0	0	0
31	0	0	0	0	0	0	0	0	0
32	0	0	0	0	0	0	0	0	0
33	0	85	0	0	0	0	0	0	0
34	0	170	0	0	0	0	0	0	0
35	0	255	0	0	0	0	0	0	0
36	0	255	0	85	0	0	0	0	0
37	0	255	0	170	0	0	0	0	0
38	0	255	0	255	0	0	0	0	0
39	0	255	0	255	0	85	0	0	0
40	0	255	0	255	0	170	0	0	0
41	0	255	0	255	0	255	0	0	0
42	0	255	0	255	0	255	0	85	0
43	0	255	0	255	0	255	0	170	0
44	0	255	0	255	0	255	0	255	0
45	0	255	0	255	0	255	0	85	0
46	0	255	0	255	0	255	0	170	0
47	0	255	0	255	0	255	0	255	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
48	0	0	0	0	0	0	0	0	0
49	0	0	0	0	0	0	0	0	0
50	0	0	0	0	0	0	0	0	0
51	0	0	0	0	0	0	0	85	0

Combo	Seat Row 16 (3 pax)		Baggage		Fuel		Total	
ID	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)
1	0	0	940	27,755	3500	14,255	14257,54	14,00862
2	0	0	940	27,755	3500	14,255	14342,54	13,9256
3	0	0	940	27,755	3500	14,255	14427,54	13,84356
4	0	0	940	27,755	3500	14,255	14512,54	13,76248
5	0	0	940	27,755	3500	14,255	14597,54	13,68234
6	0	0	940	27,755	3500	14,255	14682,54	13,60313
7	0	0	940	27,755	3500	14,255	14767,54	13,52483
8	0	0	940	27,755	3500	14,255	14852,54	13,44743
9	0	0	940	27,755	3500	14,255	14937,54	13,37091
10	0	0	940	27,755	3500	14,255	15022,54	13,29525
11	0	0	940	27,755	3500	14,255	15107,54	13,22045
12	0	0	940	27,755	3500	14,255	15192,54	13,14648
13	0	0	940	27,755	3500	14,255	15277,54	13,07334
14	0	0	940	27,755	3500	14,255	15362,54	13,00101
15	0	0	940	27,755	3500	14,255	15447,54	12,92947
16	0	0	940	27,755	3500	14,255	15532,54	12,85871
17	0	0	940	27,755	3500	14,255	15617,54	12,78873
18	0	0	940	27,755	3500	14,255	15702,54	12,7195
19	0	0	940	27,755	3500	14,255	15787,54	12,65102
20	0	0	940	27,755	3500	14,255	15872,54	12,58327
21	0	0	940	27,755	3500	14,255	15957,54	12,51625
22	0	0	940	27,755	3500	14,255	16042,54	12,44993
23	0	0	940	27,755	3500	14,255	16127,54	12,38431
24	0	0	940	27,755	3500	14,255	16212,54	12,31938
25	0	0	940	27,755	3500	14,255	16297,54	12,25513
26	0	0	940	27,755	3500	14,255	16382,54	12,19155
27	0	0	940	27,755	3500	14,255	16467,54	12,12862
28	0	0	940	27,755	3500	14,255	16552,54	12,06633
29	0	0	940	27,755	3500	14,255	16637,54	12,00469
30	0	0	940	27,755	3500	14,255	16722,54	11,94367
31	0	0	940	27,755	3500	14,255	16807,54	11,88327
32	0	0	940	27,755	3500	14,255	16892,54	11,82347
33	0	0	940	27,755	3500	14,255	16977,54	11,76428
34	0	0	940	27,755	3500	14,255	17062,54	11,70567
35	0	0	940	27,755	3500	14,255	17147,54	11,64765
36	0	0	940	27,755	3500	14,255	17232,54	11,59019
37	0	0	940	27,755	3500	14,255	17317,54	11,53331
38	0	0	940	27,755	3500	14,255	17402,54	11,47697
39	0	0	940	27,755	3500	14,255	17487,54	11,42119
40	0	0	940	27,755	3500	14,255	17572,54	11,36594
41	0	0	940	27,755	3500	14,255	17657,54	11,31123
42	0	0	940	27,755	3500	14,255	17742,54	11,25704
43	0	0	940	27,755	3500	14,255	17827,54	11,20337
44	0	0	940	27,755	3500	14,255	17912,54	11,1502
45	85	0	940	27,755	3500	14,255	17827,54	11,20337
46	170	0	940	27,755	3500	14,255	17997,54	11,09754
47	255	0	940	27,755	3500	14,255	18167,54	10,9937
1	0	0	940	27,755	3500	14,255	14257,54	14,00862
48	85	0	940	27,755	3500	14,255	14257,54	14,00862
49	170	0	940	27,755	3500	14,255	14342,54	13,9256
50	255	0	940	27,755	3500	14,255	14427,54	13,84356
51	255	0	940	27,755	3500	14,255	14512,54	13,76248

Combo	Empty Weight		Crew		Pilot and co-pilot		Seat Row 1 (2 pax)		Seat Row
ID	We (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)
52	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
53	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
54	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
55	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
56	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
57	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
58	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
59	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
60	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
61	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
62	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
63	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
64	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
65	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
66	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
67	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
68	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
69	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
70	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
71	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
72	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
73	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
74	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
75	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
76	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
77	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
78	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
79	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
80	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
81	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
82	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
83	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
84	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
85	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
86	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
87	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
88	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
89	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	0
90	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	85
91	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	170
92	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	0	0	255
93	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	85	0	255
94	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	170	0	255
1	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	85	0	0
1	9507,54	12,94088	75	3,301064	150	3,085106	85	0	0

Combo	2 (3 pax)	Seat Row 3 (3 pax)		Seat Row 4 (3 pax)		Seat Row 5 (3 pax)		Seat Row 6 (3 pax)	
ID	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)
52	0	0	0	0	0	0	0	0	0
53	0	0	0	0	0	0	0	0	0
54	0	0	0	0	0	0	0	0	0
55	0	0	0	0	0	0	0	0	0
56	0	0	0	0	0	0	0	0	0
57	0	0	0	0	0	0	0	0	0
58	0	0	0	0	0	0	0	0	0
59	0	0	0	0	0	0	0	0	0
60	0	0	0	0	0	0	0	0	0
61	0	0	0	0	0	0	0	0	0
62	0	0	0	0	0	0	0	0	0
63	0	0	0	0	0	0	0	0	0
64	0	0	0	0	0	0	0	0	0
65	0	0	0	0	0	0	0	0	0
66	0	0	0	0	0	0	0	0	0
67	0	0	0	0	0	0	0	0	0
68	0	0	0	0	0	0	0	0	0
69	0	0	0	0	0	0	0	0	0
70	0	0	0	0	0	0	0	0	0
71	0	0	0	0	0	0	0	0	0
72	0	0	0	0	0	0	0	0	0
73	0	0	0	0	0	0	0	0	0
74	0	0	0	0	0	0	0	0	0
75	0	0	0	0	0	0	0	0	0
76	0	0	0	0	0	0	0	0	0
77	0	0	0	0	0	0	0	0	0
78	0	0	0	0	0	0	0	85	0
79	0	0	0	0	0	0	0	170	0
80	0	0	0	0	0	0	0	255	0
81	0	0	0	0	0	85	0	255	0
82	0	0	0	0	0	170	0	255	0
83	0	0	0	0	0	255	0	255	0
84	0	0	0	85	0	255	0	255	0
85	0	0	0	170	0	255	0	255	0
86	0	0	0	255	0	255	0	255	0
87	0	85	0	255	0	255	0	255	0
88	0	170	0	255	0	255	0	255	0
89	0	255	0	255	0	255	0	255	0
90	0	255	0	255	0	255	0	255	0
91	0	255	0	255	0	255	0	255	0
92	0	255	0	255	0	255	0	255	0
93	0	255	0	255	0	255	0	255	0
94	0	255	0	255	0	255	0	255	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Combo	Seat Row 7 (3 pax)		Seat Row 8 (3 pax)		Seat Row 9 (3 pax)		Seat Row 10 (3 pax)		Seat Row
ID	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)
52	0	0	0	0	0	0	0	0	0
53	0	0	0	0	0	0	0	0	0
54	0	0	0	0	0	0	0	0	0
55	0	0	0	0	0	0	0	0	0
56	0	0	0	0	0	0	0	0	0
57	0	0	0	0	0	0	0	0	0
58	0	0	0	0	0	0	0	0	0
59	0	0	0	0	0	0	0	0	0
60	0	0	0	0	0	0	0	0	0
61	0	0	0	0	0	0	0	0	0
62	0	0	0	0	0	0	0	0	0
63	0	0	0	0	0	0	0	0	85
64	0	0	0	0	0	0	0	0	170
65	0	0	0	0	0	0	0	0	255
66	0	0	0	0	0	0	85	0	255
67	0	0	0	0	0	0	170	0	255
68	0	0	0	0	0	0	255	0	255
69	0	0	0	0	85	0	255	0	255
70	0	0	0	0	170	0	255	0	255
71	0	0	0	0	255	0	255	0	255
72	0	0	85	0	255	0	255	0	255
73	0	0	170	0	255	0	255	0	255
74	0	0	255	0	255	0	255	0	255
75	85	0	255	0	255	0	255	0	255
76	170	0	255	0	255	0	255	0	255
77	255	0	255	0	255	0	255	0	255
78	255	0	255	0	255	0	255	0	255
79	255	0	255	0	255	0	255	0	255
80	255	0	255	0	255	0	255	0	255
81	255	0	255	0	255	0	255	0	255
82	255	0	255	0	255	0	255	0	255
83	255	0	255	0	255	0	255	0	255
84	255	0	255	0	255	0	255	0	255
85	255	0	255	0	255	0	255	0	255
86	255	0	255	0	255	0	255	0	255
87	255	0	255	0	255	0	255	0	255
88	255	0	255	0	255	0	255	0	255
89	255	0	255	0	255	0	255	0	255
90	255	0	255	0	255	0	255	0	255
91	255	0	255	0	255	0	255	0	255
92	255	0	255	0	255	0	255	0	255
93	255	0	255	0	255	0	255	0	255
94	255	0	255	0	255	0	255	0	255
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Combo	11 (3 pax)	Seat Row 12 (3 pax)		Seat Row 13 (3 pax)		Seat Row 14 (3 pax)		Seat Row 15 (3 pax)	
ID	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)
52	0	0	0	0	0	0	0	170	0
53	0	0	0	0	0	0	0	255	0
54	0	0	0	0	0	85	0	255	0
55	0	0	0	0	0	170	0	255	0
56	0	0	0	0	0	255	0	255	0
57	0	0	0	85	0	255	0	255	0
58	0	0	0	170	0	255	0	255	0
59	0	0	0	255	0	255	0	255	0
60	0	85	0	255	0	255	0	255	0
61	0	170	0	255	0	255	0	255	0
62	0	255	0	255	0	255	0	255	0
63	0	255	0	255	0	255	0	255	0
64	0	255	0	255	0	255	0	255	0
65	0	255	0	255	0	255	0	255	0
66	0	255	0	255	0	255	0	255	0
67	0	255	0	255	0	255	0	255	0
68	0	255	0	255	0	255	0	255	0
69	0	255	0	255	0	255	0	255	0
70	0	255	0	255	0	255	0	255	0
71	0	255	0	255	0	255	0	255	0
72	0	255	0	255	0	255	0	255	0
73	0	255	0	255	0	255	0	255	0
74	0	255	0	255	0	255	0	255	0
75	0	255	0	255	0	255	0	255	0
76	0	255	0	255	0	255	0	255	0
77	0	255	0	255	0	255	0	255	0
78	0	255	0	255	0	255	0	255	0
79	0	255	0	255	0	255	0	255	0
80	0	255	0	255	0	255	0	255	0
81	0	255	0	255	0	255	0	255	0
82	0	255	0	255	0	255	0	255	0
83	0	255	0	255	0	255	0	255	0
84	0	255	0	255	0	255	0	255	0
85	0	255	0	255	0	255	0	255	0
86	0	255	0	255	0	255	0	255	0
87	0	255	0	255	0	255	0	255	0
88	0	255	0	255	0	255	0	255	0
89	0	255	0	255	0	255	0	255	0
90	0	255	0	255	0	255	0	255	0
91	0	255	0	255	0	255	0	255	0
92	0	255	0	255	0	255	0	255	0
93	0	255	0	255	0	255	0	255	0
94	0	255	0	255	0	255	0	255	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Combo	Seat Row 16 (3 pax)		Baggage		Fuel		Total	
ID	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)	W (kg)	Xcg (m)
52	255	0	940	27,755	3500	14,255	14597,54	13,68234
53	255	0	940	27,755	3500	14,255	14682,54	13,60313
54	255	0	940	27,755	3500	14,255	14767,54	13,52483
55	255	0	940	27,755	3500	14,255	14852,54	13,44743
56	255	0	940	27,755	3500	14,255	14937,54	13,37091
57	255	0	940	27,755	3500	14,255	15022,54	13,29525
58	255	0	940	27,755	3500	14,255	15107,54	13,22045
59	255	0	940	27,755	3500	14,255	15192,54	13,14648
60	255	0	940	27,755	3500	14,255	15277,54	13,07334
61	255	0	940	27,755	3500	14,255	15362,54	13,00101
62	255	0	940	27,755	3500	14,255	15447,54	12,92947
63	255	0	940	27,755	3500	14,255	15532,54	12,85871
64	255	0	940	27,755	3500	14,255	15617,54	12,78873
65	255	0	940	27,755	3500	14,255	15702,54	12,7195
66	255	0	940	27,755	3500	14,255	15787,54	12,65102
67	255	0	940	27,755	3500	14,255	15872,54	12,58327
68	255	0	940	27,755	3500	14,255	15957,54	12,51625
69	255	0	940	27,755	3500	14,255	16042,54	12,44993
70	255	0	940	27,755	3500	14,255	16127,54	12,38431
71	255	0	940	27,755	3500	14,255	16212,54	12,31938
72	255	0	940	27,755	3500	14,255	16297,54	12,25513
73	255	0	940	27,755	3500	14,255	16382,54	12,19155
74	255	0	940	27,755	3500	14,255	16467,54	12,12862
75	255	0	940	27,755	3500	14,255	16552,54	12,06633
76	255	0	940	27,755	3500	14,255	16637,54	12,00469
77	255	0	940	27,755	3500	14,255	16722,54	11,94367
78	255	0	940	27,755	3500	14,255	16807,54	11,88327
79	255	0	940	27,755	3500	14,255	16892,54	11,82347
80	255	0	940	27,755	3500	14,255	16977,54	11,76428
81	255	0	940	27,755	3500	14,255	17062,54	11,70567
82	255	0	940	27,755	3500	14,255	17147,54	11,64765
83	255	0	940	27,755	3500	14,255	17232,54	11,59019
84	255	0	940	27,755	3500	14,255	17317,54	11,53331
85	255	0	940	27,755	3500	14,255	17402,54	11,47697
86	255	0	940	27,755	3500	14,255	17487,54	11,42119
87	255	0	940	27,755	3500	14,255	17572,54	11,36594
88	255	0	940	27,755	3500	14,255	17657,54	11,31123
89	255	0	940	27,755	3500	14,255	17742,54	11,25704
90	255	0	940	27,755	3500	14,255	17827,54	11,20337
91	255	0	940	27,755	3500	14,255	17912,54	11,1502
92	255	0	940	27,755	3500	14,255	17997,54	11,09754
93	255	0	940	27,755	3500	14,255	18082,54	11,04538
94	255	0	940	27,755	3500	14,255	18167,54	10,9937
1	0	0	940	27,755	3500	14,255	14257,54	14,00862
1	0	0	940	27,755	3500	14,255	14257,54	14,00862

Anexo D:

Desenho em 3 vistas inicial

Centro de Estudos Aeronáuticos UFMG
Curso de Engenharia Aeroespacial
Av. Antônio Carlos, 6627 – Pampulha – 31270-901
Belo Horizonte – Minas Gerais

Report number:

Approved:

Execution:

Revision:

Anexo E:

Entradas do Programa AVL

Geometria da Aeronave

```
CanarinhoPistola
#Mach
 0.0
#Iysym   IZsym   Zsym
  0       0     0.0

#Sref    Cref    Bref         <meters>
53.0      2.03900418547     27.2396769438

#Xref    Yref    Zref   <meters>
12.756062      0.0     0.0



#-------------------------------------------------------
SURFACE
horizontal_stabilizer
#Nchordwise  Cspace   Nspanwise  Sspace
20         1.0         5.0      1.0

YDUPLICATE
0.0


SECTION
#Xle    Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
24.76  0    3.9    1.80184616786    0.0349065850399

SECTION
#Xle    Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
24.76  2.79060925248    3.9    1.38742154925    0.0349065850399


#-------------------------------------------------------
SURFACE
main_wing
#Nchordwise  Cspace   Nspanwise  Sspace
20         1.0         21.0      1.0

YDUPLICATE
0.0


SECTION
#Xle    Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
12.23  0    1.0325    2.68371201416    0.0349065850399

SECTION
```

```
#Xle    Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
11.861458002  13.6198384719    1.0325    1.20767040637    0.0


#-------------------------------------------------------
SURFACE
vertical_stabilizer
#Nchordwise  Cspace   Nspanwise  Sspace
20         1.0         7.0      -1.1

SECTION
#Xle    Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
23.4510790476  0    0    3.54892095239    0.0

SECTION
#Xle    Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
24.9972458514  0.0    4.24805838001    2.5197338762    0.0


#-------------------------------------------------------
SURFACE
fuselage_horizontal
#Nchordwise  Cspace   Nspanwise  Sspace
20           1.0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
3.0    -1.0325     0     19.74     0.0      1        0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
1.80092979496    -0.826     0     22.2880576215     0.0      1        0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
1.1166780664    -0.6195     0     23.9304147868     0.0      1        0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
0.600694467066    -0.413     0     25.2507763244     0.0      1        0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
0.217880503546    -0.2065     0     26.3050451371     0.0      1        0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
0.0    0.0     0     27.0     0.0      1        0

SECTION
```

```
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
0.217880503546    0.2065      0      26.3050451371      0.0       1         0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
0.600694467066    0.413       0      25.2507763244      0.0       1         0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
1.1166780664    0.6195      0      23.9304147868      0.0       1         0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
1.80092979496    0.826      0      22.2880576215      0.0       1         0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
3.0    1.0325      0      19.74      0.0       1         0


#-------------------------------------------------------
SURFACE
fuselage_vertical
#Nchordwise   Cspace    Nspanwise   Sspace
20            1.0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
3.0    0      -1.0325      19.74      0.0       1         0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
1.80092979496    0      -0.826      22.2880576215      0.0       1         0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
1.1166780664    0      -0.6195      23.9304147868      0.0       1         0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
0.600694467066    0      -0.413      25.2507763244      0.0       1         0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
0.217880503546    0      -0.2065      26.3050451371      0.0       1         0

SECTION
#Xle      Yle       Zle       Chord      Ainc   Nspanwise   Sspace
0.0    0      0.0      27.0      0.0       1         0
```

```
SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
0.217880503546    0     0.2065     26.3050451371     0.0      1        0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
0.600694467066    0     0.413     25.2507763244     0.0      1        0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
1.1166780664    0     0.6195     23.9304147868     0.0      1        0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
1.80092979496    0     0.826     22.2880576215     0.0      1        0

SECTION
#Xle     Yle      Zle      Chord     Ainc  Nspanwise  Sspace
3.0    0     1.0325     19.74     0.0      1        0
```

Condição de Voo

```
 ---------------------------------------------
 Run case  1:   case_005_01

 alpha        ->  alpha       =   0.0
 beta         ->  beta        =   0
 pb/2V        ->  pb/2V       =   0.00000
 qc/2V        ->  qc/2V       =   0.00000
 rb/2V        ->  rb/2V       =   0.00000


 alpha     =   0.00000     deg
 beta      =   0.00000     deg
 pb/2V     =   0.00000
 qc/2V     =   0.00000
 rb/2V     =   0.00000
 CL        =   0.00000
 CDo       =   0.00000
 bank      =   0.00000     deg
 elevation =   0.00000     deg
 heading   =   0.00000     deg
 Mach      =   0.523
 velocity  =   0.0000     m/s
 density   =   0     kg/m^3
 grav.acc. =   9.81     m/s^2
 turn_rad. =   0.00000     m
 load_fac. =   0.00000
```

```
X_cg      =   12.756062     m
Y_cg      =   0.0     m
Z_cg      =   0.0     m
mass      =   0     kg
Ixx       =   0.0     kg-m^2
Iyy       =   0.0     kg-m^2
Izz       =   0.0     kg-m^2
Ixy       =   0.0     kg-m^2
Iyz       =   0.0     kg-m^2
Izx       =   0.0     kg-m^2
visc CL_a =   0.00000
visc CL_u =   0.00000
visc CM_a =   0.00000
visc CM_u =   0.00000
```

Anexo F:

Desenhos da aeronave

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

Três vistas do avião

1:100

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

Estrutura da asa
1:50

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

Nervuras da asa
1:16

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

Estrutura da fuselagem
1:100

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

Empenagem horizontal
1:30

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

Nervuras da empenagem horizontal

1:8

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

Mecanismo de atuação do profudor
1:4

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

Posicionamento dos sistemas
1:100

PRODUCED BY AN AUTODESK STUDENT VERSION

Configuração interna