

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

Marcos Vinícius Teixeira Silva

**Projeto Conceitual de uma Aeronave Comercial em
Configuração Blended Wing Body**

São Carlos

2024

Marcos Vinícius Teixeira Silva

**Projeto Conceitual de uma Aeronave Comercial em
Configuração Blended Wing Body**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. Álvaro Martins Abdalla

**São Carlos
2024**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

S586p Silva, Marcos Vinícius Teixeira
Projeto Conceitual de uma Aeronave Comercial em
Configuração Blended Wing Body / Marcos Vinícius
Teixeira Silva; orientador Álvaro Martins Abdalla. São
Carlos, 2024.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2024.

1. BWB (Blended Wing Body). 2. Projeto conceitual.
3. Aeronaves não convencionais. 4. Projeto aeronáutico.
5. Aeronave de transporte civil. I. Título.

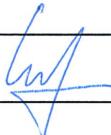
FOLHA DE APROVAÇÃO

Approval sheet

Candidato / Student: Marcos Vinícius Teixeira Silva

Título do TCC / Title : Projeto Conceitual de uma Aeronave Comercial em Configuração Blended Wing Body

Data de defesa / Date: 04/06/2024

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Doutor Álvaro Martins Abdalla	 APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	 APROVADO
Professor Doutor Jorge Henrique Bidinotto	 APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Otto Conde de Resende	 APROVADO
Instituição / Affiliation: EMBRAER	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:


Professor Doutor Álvaro Martins Abdalla
(assinatura / signature)

*Dedico este trabalho à criança que um dia imaginou fazer aviões,
este trabalho é dedicado como uma homenagem à jornada que começou com um sonho.*

AGRADECIMENTOS

Agradeço, primeiramente, à todos os membros da minha família, que sempre estivarem presentes na minha vida e colaboraram para a realização deste sonho. Em especial, agradeço ao meus pais, Angélica e Marcos, que além de servirem de exemplo, sempre acreditaram, me apoiaram e ofereceram suporte para a realização deste sonho, mesmo quando demandasse sacrifícios. Também agradeço aos meus tios Júlio e Lúcia, que ativamente colaboraram para que este sonho nascesse e se tornasse viável. Agradeço ainda à Luana, minha companheira, que foi um suporte fundamental para a conclusão desta trajetória, sempre me apoiando com companheirismo e amor, tornando a vida mais leve e divertida.

Em seguida, agradeço aos meus amigos de coração que adquiri na Universidade: Jamil (Jamil), Mãozinha (Murilo) e Thanos (Felipe), que fizeram parte não só da faculdade, como também fazem parte da minha vida. Com certeza foi com a amizade, companheirismo, apoio e bom humor de cada um de vocês que esta jornada se fez possível.

Na sequência gostaria de agradecer a todos os amigos que pude ter contato na Universidade e na turma 019 de Engenharia aeronáutica, em especial à Caô (Ana), à Jeri (Luana) e ao Breja (Camilo). Com a amizade, apoio e confiança de vocês, dentro e fora de sala, o caminho se tornou mais leve.

Por fim, mas não menos importante, agradeço à todas as pessoas incríveis que fizeram parte desta caminhada. Sem dúvida, vocês foram fundamentais.

“Você é do tamanho do seu sonho.”

Racionais MC's

RESUMO

TEIXEIRA SILVA, M. V. Projeto conceitual de uma aeronave comercial em configuração Blended Wing Body. 2024. 123p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

Guiado por uma oportunidade de mercado encontrada, este projeto tem como premissa explorar o conceito de aeronaves BWB (Blended Wing Body) analisando suas potenciais vantagens e limitações em comparação com as aeronaves comerciais atuais. O objetivo é desenvolver um projeto aeronáutico em nível conceitual de uma aeronave não convencional para aproveitar esta oportunidade de mercado identificada. Deste modo, o trabalho é dividido em três fases iterativas: especificação da missão, definição do projeto e análises preliminares. É importante ressaltar que este projeto está limitado a desenvolver a primeira iteração dessas três fases para determinar se a aeronave projetada é promissora e capaz de entrar no mercado-alvo. Paralelamente, são aplicados métodos de projeto para a configuração BWB.

Palavras-chave: BWB (Blended Wing Body). Projeto conceitual. Aeronaves não convencionais. Projeto aeronáutico. Aeronave de transporte civil.

ABSTRACT

TEIXEIRA SILVA, M. V. Conceptual Design of a Commercial Airplane in Blended Wing Body Configuration. 2024. 123p. Monograph (Conclusion Course Paper) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

Guided by an identified market opportunity, this project aims to explore the concept of BWB (Blended Wing Body) aircraft by analyzing its potential advantages and limitations compared to current commercial aircraft. The goal is to develop a conceptual aircraft design for an unconventional aircraft to capitalize on this identified market opportunity. Thus, the work is divided into three iterative phases: Mission Specification, Project Definition, and Preliminary Analyses. It is important to note that this project is limited to developing the first iteration of these three phases to determine whether the designed aircraft is promising and capable of entering the target market. Concurrently, design methods for the BWB configuration are also applied.

Keywords: BWB (Blended Wing Body). Conceptual Design. Unconventional Aircraft. Aeronautical Project. Civil Transport Aircraft.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Boeing BWB-450 - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).	29
Figura 2 – Comparação de performance entre um A380 e um BWB-450 - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).	30
Figura 3 – Demonstrador Boeing/NASA X-48B em escala durante teste de voo na base aérea de Edwards na Califórnia - Imagem retirada de (NASA,).	30
Figura 4 – Origem e premissa da configuração BWB <i>vs.</i> configuração TAW - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).	34
Figura 5 – Comparação entre distribuição de sustentação e distribuição de peso em cada configuração, sendo TAW e BWB, respectivamente. - Imagem retirada de (MAHAMUNI AKHILESH KULKARNI, 2014).	34
Figura 6 – Carregamento aerodinâmico ao longo da envergadura, evidenciando corda, espessura do aerofólio e C_L . - Imagem retirada da (LIEBECK, 2004).	35
Figura 7 – Efetividade dos Elevons e sua respectiva contribuição de C_M no momento de arfagem ao longo da envergadura da aeronave. - Imagem retirada da (LIEBECK, 2004).	38
Figura 8 – Controle direcional, YAW , da aeronave evidenciando vetorização dos motores e <i>winglets</i> atuando como estabilizadores verticais. - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).	39
Figura 9 – Comparação da carga alar, carga inercial e cargas devido à pressurização de cabine. - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).	40
Figura 10 – Carregamentos presentes na configuração BWB - Imagem retirada da (VELICKI; THRASH, 2010).	41
Figura 11 – Exemplo de configuração integrada, na qual a estrutura da cabine e o revestimento aerodinâmico são únicos. - Imagem retirada da (VOS F.J.J.M.M. GEUSKENS, 1998).	41
Figura 12 – Exemplo de configuração segregada, na qual há a presença da estrutura da cabine e do revestimento aerodinâmico. - Imagem retirada da (LIEBECK, 2004).	42
Figura 13 – Exemplo de configuração oval - Imagem retirada da (VOS F.J.J.M.M. GEUSKENS, 1998).	42
Figura 14 – Conceito estrutural PRSEUS - Imagem retirada da (VELICKI; THRASH, 2010).	43
Figura 15 – Comparação do peso normalizado de diferentes estruturas - Imagem retirada da (VELICKI; THRASH, 2010).	44

Figura 16 – Evolução do ruído do motor com o aumento da razão de <i>by-pass</i> - Imagem retirada de (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).	45
Figura 17 – Comparação de ruído da configuração BWB e aeronaves convencionais a partir das bases do ICAO - Imagem retirada da (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).	46
Figura 18 – Exemplo de BWB com motorização <i>embeded</i> - Imagem retirada de (CARTER; PENDERGRAFT, 2000).	47
Figura 19 – Exemplo de BWB com motorização <i>podded</i> - Imagem retirada de (CARTER; PENDERGRAFT, 2000).	47
Figura 20 – Estudo de posicionamento da montagem dos motores implementado em modelo aerodinâmico - Imagem retirada de (A.L. BUZOVERYA N.P., 2014).	48
Figura 21 – Estudo evidenciando separação devido à presença de ondas de choque - Imagem retirada de (KAWAI, 2011).	48
Figura 22 – Configuração BLI- Imagem retirada de (CARTER; PENDERGRAFT, 2000).	49
Figura 23 – Processo de design de aeronave proposto por Torenbeek - Imagem retirada de (GUDMUNDSSON, 2013).	51
Figura 24 – Missão típica da aeronave - Elaborado pelo autor.	57
Figura 25 – Primeiro esboço da aeronave - Elaborado pelo autor.	59
Figura 26 – Comparação de peso vazio por peso bruto (W_e/W_0) vs. peso bruto para aeronaves BWB e TAW - Imagem retirada de (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).	63
Figura 27 – Gráfico de comparação de peso vazio por peso bruto (W_e/W_0) vs. peso bruto (W_0) para a base de dados.	64
Figura 28 – Gráfico de comparação de peso vazio por peso bruto (W_e/W_0) vs. peso bruto (W_0) da base de dados com o valor encontrado para a aeronave projetada.	65
Figura 29 – Ábaco de fator F vs. Fator f - Imagem retirada de (ANDERSON, 1937).	67
Figura 30 – Imagem evidenciado a configuração de assentos adotada.	69
Figura 31 – Imagem mostrando as simplificações de área de asa adotadas para o cálculo.	70
Figura 32 – Dimensionamento final da asa.	71
Figura 33 – Valor da rugosidade k - Retirado de (RAYMER, 1994).	73
Figura 34 – Valor da porcentagem do fluxo laminar nas asas - Retirado de (RAYMER, 1994).	74
Figura 35 – Valor do coeficiente de fricção equivalente - Retirado de (RAYMER, 1994).	76
Figura 36 – Polar de C_L vs. C_D	77

Figura 37 – Polar de C_L/C_D vs. C_D	78
Figura 38 – Estimativa de arrasto total.	80
Figura 39 – Estimativa de arrasto total com foco em uma região de interesse.	80
Figura 40 – Gráfico de comparação de peso vazio por peso bruto (W_e/W_0) vs. peso bruto (W_0) da base de dados com o valor encontrado para a segunda estimativa de peso da aeronave projetada.	82
Figura 41 – Representação gráfica das posições de CG dos componentes e posição do CG para a configuração de W_0 (Ponto vermelho) - Vista lateral.	86
Figura 42 – Diagrama: Massa da aeronave vs. Posição do CG.	87
Figura 43 – Parâmetro de decolagem utilizado para estimativa de distância de decolagem - Imagem retirada de (RAYMER, 1994).	89
Figura 44 – Peso-Potência vs. Carga alar - Diagrama de <i>constraints</i>	90
Figura 45 – Peso-Potência vs. Carga alar evidenciando a carga alar do projeto e o espaço de soluções - Diagrama de <i>constraints</i>	90
Figura 46 – Razão de tração para motores <i>high-bypass</i> em função de altitude e número de Mach - Imagem retirada de (GUDMUNDSSON, 2013)	92
Figura 47 – Aproximação da curva de razão de tração para a altitude de 30 mil ft a partir da Figura 46.	93
Figura 48 – Eficiência propulsiva por número de Mach - Imagem retirada de (EPS-TEIN, 2014).	94
Figura 49 – Aproximação da eficiência propulsiva por número de Mach.	94
Figura 50 – Curvas de tração para diferentes velocidades em condição de cruzeiro.	95
Figura 51 – Curvas de tração para diferentes velocidades em condição de cruzeiro - Foco na região de interesse.	95
Figura 52 – Segmentação da distância total de decolagem - Imagem retirada de (GUDMUNDSSON, 2013).	98
Figura 53 – Fator de fricção de rolamento μ para diferentes superfícies e condições.	99
Figura 54 – Segmentação da distância total de pouso - Imagem retirada de (GUDMUNDSSON, 2013).	101
Figura 55 – Separação das partes das asas para obter melhor aproximação do modelo.	104
Figura 56 – Posição em x do ponto neutro e posição do centro de gravidade.	107
Figura 57 – Esboço da aeronave final - Elaborado pelo autor.	108
Figura 58 – Comparação de ETRW de aeronaves TAW e BWB - Imagem retirada de (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).	109
Figura 59 – Comparação de ETRW de aeronaves TAW e BWB, incluindo o BWB projetado.	110

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Modelo de aeronave relacionado à categoria, ao ano de entrada em serviço (EIS), ao custo unitário em milhões de dólares e ao número máximo de passageiros Dados extraídos da base de dados - Elaborado pelo autor	53
Tabela 2 – Modelo de aeronave relacionado ao ano de entrada em serviço (EIS), ao custo unitário em milhões de dólares e ao número máximo de passageiros específico para o <i>Wide Body</i> - Elaborado pelo autor.	54
Tabela 3 – Matriz de relação entre requisitos qualitativos e requisitos quantitativos.	56
Tabela 4 – Rotas mais operadas por aeronaves <i>wide body</i> incluindo os aeroportos de partida e chegada e também a distância.	57
Tabela 5 – Missão típica da aeronave.	57
Tabela 6 – Configuração conceitual do projeto.	58
Tabela 7 – Estimativas de frações de peso de combustível para cada fase de voo com base em método estatístico	61
Tabela 8 – Valores de Consumo Específico de Combustível (C) de acordo com cada tipo de motorização à jato - Tabela retirada de (RAYMER, 1994).	62
Tabela 9 – Frações de peso de combustível obtidas para cada fase de voo.	62
Tabela 10 – Iteração para determinar peso bruto da aeronave.	65
Tabela 11 – Valores finais da estimativa de peso inicial.	66
Tabela 12 – Dados dos aerofólios empregados em projetos BW - Dados gerados utilizando o software XFLR5 (XFLR5...,).	66
Tabela 13 – Tabela com os dados para determinação do <i>slope 3D</i>	67
Tabela 14 – Tabela com as informações da base de dados utilizadas para o <i>sizing</i> . .	67
Tabela 15 – Parte dos parâmetros finais da asa.	68
Tabela 16 – Áreas encontradas no dimensionamento	70
Tabela 17 – Parâmetros finais da asa.	71
Tabela 18 – Características do aerofólio utilizado como base para o dimensionamento.	72
Tabela 19 – Valores encontrados de área molhada e área exposta.	73
Tabela 20 – Valores de número de Reynolds calculados.	73
Tabela 21 – Valores de coeficiente de fricção bem como valor final.	74
Tabela 22 – Calculo dos parâmetros utilizados para calculo do arrasto induzido. .	77
Tabela 23 – Parâmetros utilizados na construção da curva de arrasto induzido em função da velocidade.	79
Tabela 24 – Frações de peso de combustível obtidas para cada fase de voo.	81
Tabela 25 – Iteração para determinar peso bruto da aeronave	81
Tabela 26 – Valores finais da segunda estimativa de peso.	82

Tabela 27 – Parâmetros utilizados para refinar a segunda estimativa de pesos.	84
Tabela 28 – Pesos encontrados no refinamento da segunda estimativa de pesos.	85
Tabela 29 – Posição do centro de gravidade para diferentes configurações.	86
Tabela 30 – Análise de peso <i>vs.</i> posição em X do cg.	86
Tabela 31 – <i>Inputs</i> utilizados para cálculo da relação peso-potência em condição de pouso.	88
Tabela 32 – <i>Inputs</i> utilizados para cálculo da relação peso-potência em condição de subida.	88
Tabela 33 – <i>Inputs</i> utilizados para cálculo da relação peso-potência em condição de decolagem.	89
Tabela 34 – Razão de subida e ângulo de subida calculados.	96
Tabela 35 – Resultados de alcance e endurance da aeronave.	97
Tabela 36 – Parâmetros utilizados nos cálculos de distância de decolagem.	100
Tabela 37 – Resultados de distância de decolagem.	100
Tabela 38 – Resultados de distância de decolagem - Segunda iteração.	101
Tabela 39 – Resultados de distância de pouso.	102
Tabela 40 – Parâmetros utilizados no cálculo da posição do ponto neutro.	106
Tabela 41 – Margem estática para diferentes configurações	107
Tabela 42 – Configuração conceitual final do projeto.	108
Tabela 43 – ETRW do projeto.	109
Tabela 44 – Comparação do projeto final com a média dos valores das aeronaves <i>wide body</i> apresentadas na Tabela 2.	110

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AR	<i>Aspect Ratio</i>
TAW	<i>Tube-And-Wing</i>
BWB	<i>Blended Wing Body</i>
EIS	Entrada em Serviço
ETRW	<i>Energy To Revenue Work</i>
FW	<i>Flying Wing</i>
NB	<i>Narrow Body</i>
SM	Margem Estática
TOFL	<i>Takeoff Field Length</i>
WB	<i>Wide Body</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

b	Envergadura da aeronave
C	Corda
C_d	Coeficiente de arrasto 2D
C_D	Coeficiente de arrasto 3D
C_l	Coeficiente de sustentação 2D
C_L	Coeficiente de sustentação 3D
S_W	Área de asa
W_c	Peso da tripulação
W_e	Peso vazio
W_f	Peso de combustível
W_p	Peso da carga paga

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	29
1.1	Objetivos	31
1.2	Estrutura do Trabalho	31
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	33
2.1	Projeto Aerodinâmico	33
2.1.1	Características, vantagens e limitações do Projeto	33
2.1.2	Métodos de previsão 3D	35
2.1.2.1	<i>Computational Fluid Dynamic - CFD</i>	35
2.1.2.2	XFLR5	36
2.1.2.3	DATCOM	36
2.2	Estabilidade e controle	37
2.2.1	Desafios	37
2.2.2	Características de projeto	38
2.2.2.1	Margem Estática - SM	38
2.2.2.2	Estabilizadores	38
2.3	Conceito Estrutural da Cabine	39
2.3.1	Caracterização	39
2.3.2	Diferentes conceitos de cabine	41
2.3.3	Evacuação de emergência	43
2.3.4	Tipos de compósitos	43
2.4	Redução de Ruído	44
2.4.1	Caracterização	44
2.4.2	Vantagens	44
2.4.3	Limitações	46
2.5	Motorização e Integração na Fuselagem	46
2.5.1	Caracterização	46
2.5.1.1	<i>Podded Engines</i>	47
2.5.1.2	<i>Embedded Engines</i>	48
2.5.2	Considerações finais	49
2.6	Avaliação de Eficiência	49
3	PROJETO CONCEITUAL	51
3.1	Análise de viabilidade do projeto e produto	51
3.1.1	Viabilidade Técnica	51
3.1.1.1	Base de dados	52

3.1.2	Viabilidade Comercial	52
3.2	Filosofia de projeto	55
3.2.1	Requisitos de projeto	55
3.2.1.1	Requisitos qualitativos	55
3.2.1.2	Requisitos técnicos	56
3.2.2	Missão típica da Aeronave	56
3.2.3	Configuração Conceitual	58
3.3	Esboço Inicial da Aeronave	58
3.4	Estimativa Inicial de pesos	59
3.4.1	Metodologia	59
3.4.2	Peso de tripulação e carga paga	60
3.4.3	Fração de peso de combustível	61
3.4.3.1	Método estatístico	61
3.4.3.2	Método analítico	61
3.4.3.3	Peso de combustível	62
3.4.4	Peso vazio	63
3.4.5	Peso Total	64
3.4.6	Resultados das estimativas	65
3.5	Dimensionamento	66
3.5.1	Dimensionamento Aerodinâmico	66
3.6	Estimativa de arrasto total	71
3.6.1	Área molhada da asa	72
3.6.2	Arrasto de Fricção	73
3.6.3	Arrasto de pressão	74
3.6.4	Arrasto de interferência	75
3.6.5	Estimativa de Arrasto Parasita - <i>Component Build Up Method</i>	75
3.6.6	Estimativa de Arrasto Parasita - <i>Equivalent Skin Friction Method</i>	75
3.6.6.1	Arrasto Parasita - Comparação	76
3.6.7	Estimativa de Arrasto Induzido	76
3.6.8	Estimativa de arrasto total e C_L/C_D	77
3.6.8.1	Arrasto total	77
3.6.8.2	L/D	77
3.6.8.3	Força de Arrasto	79
3.7	Segunda estimativa de pesos	80
3.7.1	Peso de combustível	81
3.7.2	Peso total	81
3.7.3	Resultados das estimativas	81
3.7.4	Melhoria da estimativa	82
3.7.4.1	Fórmulas e métodos	82

3.7.4.2	Resultados	84
3.8	Balanceamento	85
3.8.1	Metodologia	85
3.8.2	Resultados	85
3.9	Análise de Constraints	87
3.9.1	Pouso	87
3.9.2	Subida	88
3.9.3	Decolagem	88
3.9.4	Diagrama final	89
3.10	Determinação de Desempenho	91
3.10.1	Tração requerida e disponível	91
3.10.1.1	Eficiência do motor	93
3.10.1.2	Trações	95
3.10.2	Razão de subida	96
3.10.3	Alcance e Autonomia(<i>Endurance</i>)	96
3.10.4	Distância de decolagem (S_{TO})	97
3.10.4.1	S_G	98
3.10.4.2	S_R	99
3.10.4.3	S_{TR}	99
3.10.4.4	S_C	99
3.10.4.5	Resultados	100
3.10.5	Distância de pouso - S_{LDG}	101
3.10.5.1	S_A	101
3.10.5.2	S_f	101
3.10.5.3	S_{FR}	102
3.10.5.4	S_{BR}	102
3.10.6	Resultados	102
3.10.7	Raio de curva e taxiamento	102
3.10.8	Comparações	103
3.11	Análise de estabilidade estática	103
3.11.1	Metodologia	103
3.11.2	Contribuição de cada componente	103
3.11.2.1	Contribuição da Asa - Parte externa	104
3.11.2.2	Contribuição da Asa - Parte Interna	104
3.11.2.3	Contribuição do GMP	105
3.11.3	Momento em torno do CG	105
3.11.4	Coeficiente de momento em relação ao Ângulo de ataque	105
3.11.5	Ponto neutro	106
3.11.6	Margem Estática	106

3.11.6.1	Resultados	107
3.12	Resultados e Discussão	107
3.12.1	Aeronave Final	107
3.12.2	Comparação com a base de dados	108
3.12.2.1	ETRW	108
3.12.2.2	Comparação com aeronaves TAW	110
3.12.3	Requisitos qualitativos	111
3.12.4	Fatia de mercado	111
4	CONCLUSÃO	113
	REFERÊNCIAS	115
	APÊNDICES	119
	APÊNDICE A – POSIÇÕES DOS PESOS NO EIXO X	121
	APÊNDICE B – POSIÇÕES DOS PESOS NO EIXO Z	123

1 INTRODUÇÃO

A aviação de transporte civil mundial, que atualmente é baseada em aeronaves convencionais nomeadas como "Tubo e Asa", do inglês: *Tube-And-Wing*, tem enfrentado desafios significativos nas últimas décadas, com a crescente demanda de melhorar a eficiência energética, reduzir emissões de poluentes e diminuir os custos operacionais. Neste contexto, a busca por inovações tecnológicas e novas configurações aeronáuticas capazes de manter o nível de segurança de um produto aeronáutico torna-se essencial. Nesse contexto de demandas cada vez maiores surge um conceito que tem atraído a atenção de engenheiros e pesquisadores: a configuração *Blended Wing Body* (BWB).

O conceito BWB propõe uma fuselagem integrada às asas, criando uma superfície contínua que oferece diversas vantagens aerodinâmicas e estruturais em comparação com as configurações tradicionais de fuselagem tubular e asas montadas. Entre os benefícios, destacam-se a redução do arrasto aerodinâmico, o aumento da eficiência do combustível e a melhoria da capacidade de carga e do conforto dos passageiros.

Vale destacar que o primeiro modelo em configuração BWB foi proposto na década de 1990 no artigo (LIEBECK, 2004), onde foi proposto o primeiro conceito de BWB e suas vantagens sobre aeronaves TAW, conforme Figuras 1 e 2, respectivamente.

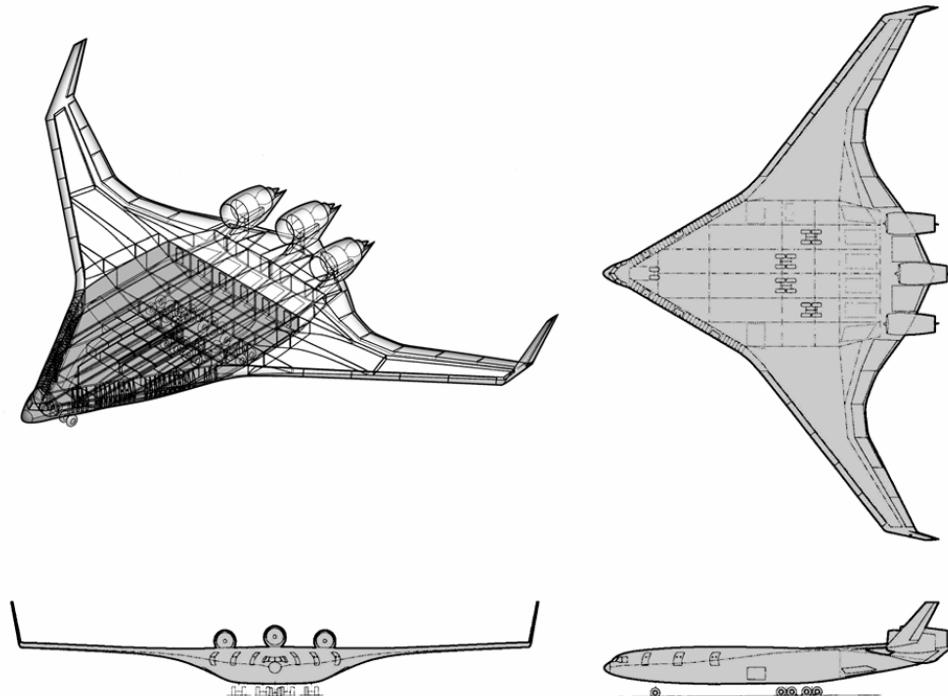


Figura 1 – Boeing BWB-450 - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).

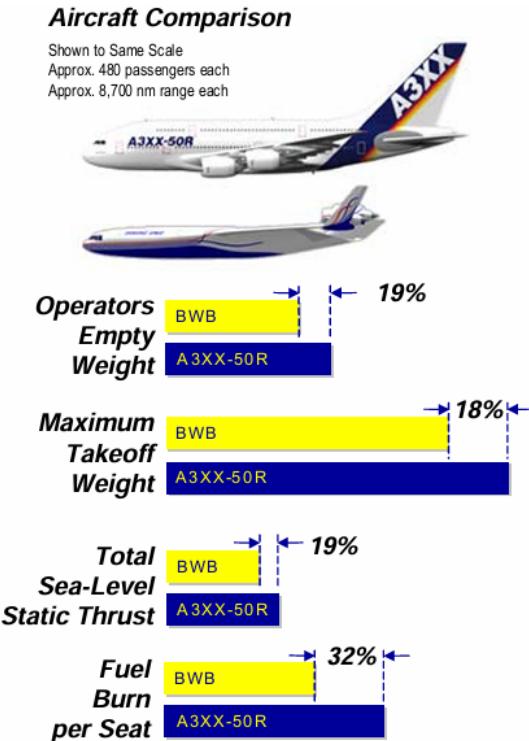


Figura 2 – Comparação de performance entre um A380 e um BWB-450 - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).

A partir deste ponto de partida, a viabilidade do conceito BWB está sendo explorada por diversas iniciativas ao redor do mundo. Um exemplo notável é o projeto X-48 da NASA (Figura 3), que utilizou modelos em escala para testar e validar a eficiência aerodinâmica e as características de controle de voo do design BWB.



Figura 3 – Demonstrador Boeing/NASA X-48B em escala durante teste de voo na base aérea de Edwards na Califórnia - Imagem retirada de (NASA,).

Além disso, vale ressaltar que outras empresas atualmente já possuem um programa para desenvolvimento de suas próprias aeronaves comerciais em configuração BWB, dentre elas é possível citar a empresa ZEROe, da Airbus, a empresa Bombardier e também a empresa JetZero, que desenvolve BWB para aplicação tanto civil quanto militar com entrada em serviço estimada para o ano de 2030.

1.1 Objetivos

O trabalho tem por objetivo explorar e desenvolver o projeto conceitual de uma aeronave comercial em configuração BWB, analisando suas potenciais vantagens e limitações em comparação com as aeronaves convencionais e demais projetos BWB. Para isso o trabalho utilizará os conceitos sobre aeronaves BWB mais consolidados e que serão apresentados na Seção 2. Além de investigar os desafios técnicos e operacionais associados ao BWB, é esperado que o projeto traga uma visão focada na aplicação de conhecimentos aeronáuticos nos primeiros passos no desenvolvimento de uma aeronave.

1.2 Estrutura do Trabalho

O trabalho tem inicio na revisão bibliográfica, seção 2, que visa realizar um estudo de áreas que são mais relevantes e desafiadoras no anteprojeto da aeronave e a partir deste estudo será possível utilizar bases teóricas específicas para o BWB. Em seguida, além de uma base de dados com aeronaves disruptivas em suas categorias e contexto histórico, considerando as configurações *Narrow Body* e *Wide Body*, também será desenvolvida uma base de dados exclusivamente com aeronaves BWB. Estas bases contém parâmetros relevantes para avaliar o desempenho destes projetos e terão propósitos comparativos ao final do projeto. Em seguida, terá início o projeto conceitual, onde serão abordados diversos aspectos do projeto e as discussões de tomada de decisão. Na sequência, com o projeto pronto, serão realizadas análises comparativas entre o projeto e a base de dados. Por fim, uma conclusão do trabalho é feita, onde considerações do projeto e a viabilidade de continuação serão abordadas.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Em busca de melhor identificar o estado da arte acerca do projeto BWB, uma revisão bibliográfica será desenvolvida a fim de mapear e compreender o atual conhecimento sobre este tipo de projeto.

Essa abordagem permitirá que o trabalho seja capaz de identificar e se valer dos métodos mais consolidados acerca dos principais temas de projeto para esta aeronave não convencional. Dentro dos principais temas, destacam-se o projeto aerodinâmico, o projeto de estabilidade e controle, o projeto estrutural da cabine, as questões acerca da redução de ruído externo, a motorização e, por fim, a avaliação de eficiência da aeronave.

2.1 Projeto Aerodinâmico

O estudo bibliográfico deste trabalho tem inicio pelo estudo de características de um projeto aerodinâmico de um BWB. Em seguida se inicia o estudo de diferentes métodos para previsão das características aerodinâmicas de um BWB, considerando trabalhos existentes na mesma área.

2.1.1 Características, vantagens e limitações do Projeto

O Blended Wing Body é uma aeronave única que visa apresentar melhoras consideráveis em vários aspectos de projeto aerodinâmico quando comparado às aeronaves convencionais ou TAW (*Tube and Wing*) conforme (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019). Pode-se ressaltar 2 principais características aerodinâmicas que promovem tal melhora, sendo elas a redução do arrasto de fricção, devido a redução da área molhada da aeronave, e melhor aproveitamento do carregamento aerodinâmico, devido a geração de sustentação por toda a aeronave.

O primeiro projeto conceitual nasceu através de um incentivo fiscal para a NASA Langley financiar um estudo na McDonnel Douglas e a partir deste ponto desenvolver tecnologia avançada para transporte subsônico. Diante deste incentivo, iniciou-se o estudo de uma aeronave com área de superfície menor do que a configuração TAW. Conforme mostra a Figura 4, fica evidente que este tipo de configuração tem por característica a diminuição da área molhada da aeronave.

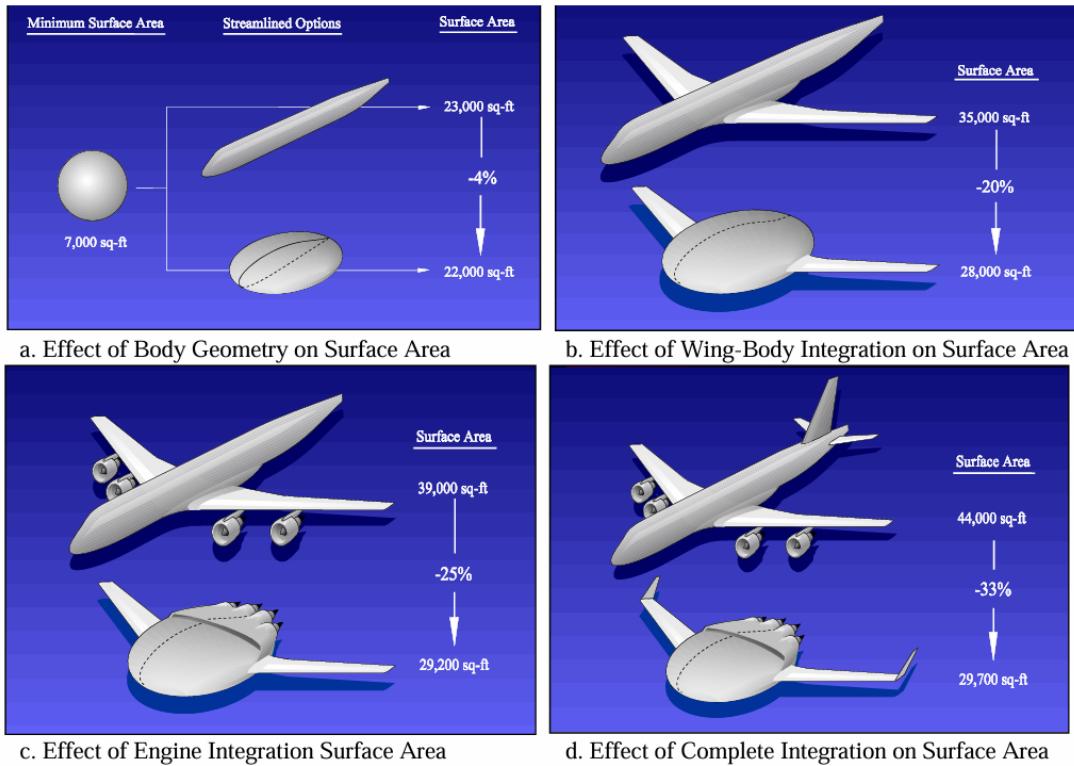


Figura 4 – Origem e premissa da configuração BWB *vs.* configuração TAW - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).

Além disso, diferentemente da configuração TAW, onde a sustentação é gerada pelas asas da aeronave enquanto a maior parte das cargas estão concentradas na fuselagem, na configuração BWB, devido ao seu formato, a fuselagem e a asa são componentes principais na geração de sustentação, o que contribui para que a distribuição de sustentação ao longo da envergadura. Uma comparação é mostrada na Figura 5. A parte azul é a distribuição de sustentação, a parte vermelha indica a distribuição de peso e a parte preta é cada tipo de aeronave



Figura 5 – Comparação entre distribuição de sustentação e distribuição de peso em cada configuração, sendo TAW e BWB, respectivamente. - Imagem retirada de (MAHAMUNI AKHILESH KULKARNI, 2014).

Vale ressaltar que para estas vantagens possam ser alcançadas, este tipo de projeto apresenta características únicas. Assim, conforme as referências (LIEBECK, 2004), (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019) e (MAHAMUNI AKHILESH KULKARNI, 2014), separa-se a

aeronave em duas regiões: a região central, *Inboard Wing*, onde há a cabine de passageiros e a área de carga, e a região externa, *Outboard Wing*, onde se localizam as asas.

Deste modo, por acomodar a cabine de passageiros, a região central da aeronave apresenta aerofólios com espessura máxima em torno de 18%. Além disso, essa região também apresenta coeficiente de sustentação (C_L) menor para que seja mantida o carregamento próximo do elíptico. Por outro lado, a região externa apresenta corda menor e tem carregamento semelhante ao de uma aeronave TAW. Assim, a Figura 6 sintetiza uma das principais características de projeto do BWB, sendo a análise entre corda, espessura do aerofólio e C_L em cada secção da aeronave.

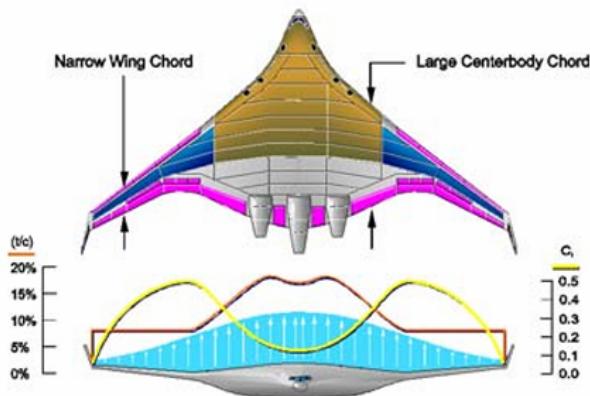


Figura 6 – Carregamento aerodinâmico ao longo da envergadura, evidenciando corda, espessura do aerofólio e C_L . - Imagem retirada da (LIEBECK, 2004).

Em contrapartida, por se tratar de uma aeronave não convencional, ainda não há métodos de previsão de sustentação e arrasto bem consolidados, o que ocasiona dificuldade de realizar as primeiras previsões das forças aerodinâmicas. Diante desta limitação, serão discutidas algumas formas de prever sustentação e arrasto para o projeto conceitual do BWB.

2.1.2 Métodos de previsão 3D

2.1.2.1 Computational Fluid Dynamic - CFD

O CFD é uma ferramenta de simulação computacional que permite estudar o comportamento de fluidos, sendo o fluido em questão complexo ou simples. Dentro da aplicação aeronáutica, ele é usado para prever e entender o comportamento aerodinâmico ao redor de corpos de interesse, uma vez que é possível extrair um grande volume de dados de uma única análise. A análise em CFD funciona através da implementação e resolução das Equações de Navier-Stokes por meio de *inputs* de velocidade, pressão e temperatura.

Embora o CFD seja um método que pode apresentar boa precisão na previsão dos coeficientes aerodinâmicos, como mostrado nas referências (SCHMIDT DIPL-ING. HANS

BRUNSWIG HAW HAMBURG, 2006) e (POTSDAM; LIEBECK, 1997), ele é um método com algumas desvantagens na etapa do projeto conceitual.

Dentre as desvantagens é possível ressaltar a complexidade do modelo. Isto é, um modelo CFD fiel à realidade demanda que seja produzido um modelo 3D da aeronave, em seguida demanda um estudo de malha computacional, exige que um modelo de turbulência seja definido e adotado e, por fim, exige validação por meio de testes. Também destaca-se o custo computacional elevado para uma única análise, uma vez que o modelo pode levar horas para chegar a uma solução.

2.1.2.2 XFLR5

O XFLR5 (XFLR5...,) é uma ferramenta computacional que implementa a teoria de Aerodinâmica de asas e aerofólios em uma interface mais dinâmica e ágil para simulação. Além disso, o XFLR5 também é capaz de simular diferentes aerofólios, distintas configurações de aeronave e diversas condições de voo. O XFLR5 funciona a partir da teoria da linha de sustentação de Prandtl, que é usada para estimar os efeitos de vorticidade induzida ao redor das asas ou aerofólios. Neste método, a superfície do objeto é discretizada em painéis, onde cada painel é modelado com uma distribuição de vorticidade linear e a partir deste ponto é calculada a contribuição do arrasto ao redor do painel.

A principal vantagem deste método é a sua capacidade de lidar com a geração de arrasto induzido, além de manter uma abordagem simples em comparação com outras técnicas, como as simulações que visam resolver as equações de Navier-Stokes.

Como demonstrado na referência (MOHR1 D PAULUS1; HORNUNG, 2011), pode ser utilizado e aplicado no desenvolvimento de análises aerodinâmicas preliminares e otimização de geometrias aerodinâmicas complexas, especialmente em situações em que a precisão e eficiência computacional são importantes.

2.1.2.3 DATCOM

O DATCOM (WILLIAMS J.E. AND VUKELICH, 1979) é uma ferramenta capaz de fornecer um conjunto de dados e métodos para estimar as características aerodinâmicas de aeronaves de asa fixa. Para seu funcionamento é requerido inputs das características da aeronave e então o programa é capaz de retornar diversos dados, dentre eles estão os coeficientes aerodinâmicos.

Além disso, como utilizado na referência (MOHR1 D PAULUS1; HORNUNG, 2011), o DATCOM é eficiente na previsão de arrasto. Vale ressaltar que apresenta vantagens como a sua capacidade de fornecer rapidamente estimativas preliminares das características de uma aeronave.

No entanto, por funcionar com base em dados empíricos o DATCOM pode apre-

sentar dificuldade de previsão dos dados da aeronave quando se trata de um projeto muito disruptivo em comparação às configurações convencionais.

2.2 Estabilidade e controle

O projeto de estabilidade e controle é responsável por garantir estabilidade, qualidade e controle de voo. Deste modo, a revisão bibliográfica do projeto de estabilidade e controle visa identificar características típicas de um BWB diante da configuração *tailless*.

2.2.1 Desafios

Assim como nas aeronaves TAW, o BWB é considerado estaticamente estável se o CG está à frente do CA, conforme (CJ, 1944). No entanto, pelo fato do BWB ser uma aeronave com áreas de projetos altamente integradas e apresentar configuração *tailless*, visando melhorias aerodinâmicas e de desempenho, este pode apresentar dificuldades para atingir níveis aceitáveis de estabilidade longitudinal e látero-direcional. Diante disso, destacam-se as dificuldades de determinar a margem estática da aeronave e a baixa autoridade dos comandos de voo. Estas limitações juntas culminam em uma terceira e principal dificuldade para o projeto conceitual: o design das superfícies de controle.

De acordo com (CJ, 1944), a posição do CA é bastante sensível ao enflechamento, visto que pode conferir à aeronave uma distância maior entre o CA e a ponta da asa, o que gera maior distância para que haja atuação dos comandos de voo, de forma similar como ocorre com as empennagens de uma aeronave TAW. Além disso, outro fator a ser considerado é a torção aerodinâmica das asas, conforme comentado na seção 2.1. A torção aerodinâmica coloca mais um nível de dificuldade para determinação da posição do CA. Assim, como a estabilidade está intimamente relacionada aos aspectos aerodinâmicos, se torna difícil a determinação da CMA e da posição do CA perante os diferentes aspectos de espessura, enflechamento e torção, que por sua vez dificulta a determinação da margem estática da aeronave, conforme mostrado na referência (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

Já a autoridade dos comandos de voo é determinada, principalmente, pela distância da superfície de comando ao centro de gravidade da aeronave. Desta forma, mais uma vez se vê o enflechamento como uma possibilidade para melhoria, pois este parâmetro pode aumentar a distância em questão a fim de aumentar a autoridade dos comandos de voo. Este conceito é melhor ilustrado conforme a Figura 7.

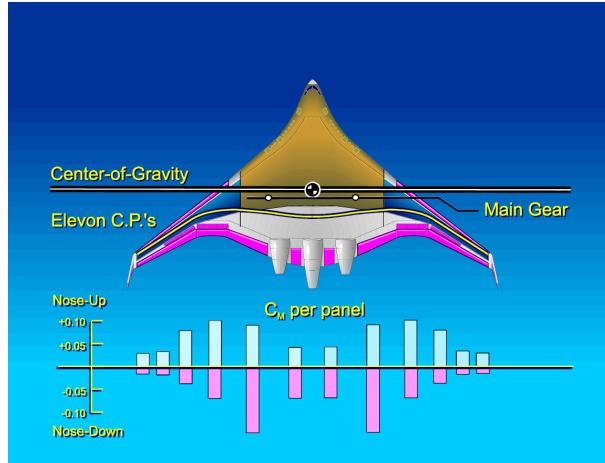


Figura 7 – Efetividade dos Elevons e sua respectiva contribuição de C_M no momento de arfagem ao longo da envergadura da aeronave. - Imagem retirada da (LIEBECK, 2004).

Além disso, por causa da limitação de distância, o braço de atuação fica reduzido, que por sua vez impacta o projeto de superfícies únicas, demandando, assim, o projeto de multi superfícies de controle, conforme apresentado em (SM VOSKUIJL M, 2013).

2.2.2 Características de projeto

2.2.2.1 Margem Estática - SM

Além disso, quando o BWB apresenta SM muito positiva, o resultado é a baixa manobrabilidade da aeronave. Por outro lado, quando a SM é muito negativa, o resultado será uma aeronave muito instável. Neste cenário, será necessário adotar sistemas de aumento de estabilidade, como FBW, por exemplo. Deste modo, é característico que os BWBs apresentem valores de SM próximas de 0 e, às vezes, negativas, necessitando do auxílio de sistemas FBW, a fim de assegurar a controlabilidade, conforme é discutido em (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

2.2.2.2 Estabilizadores

Como uma das premissas da aeronave é apresentar menor área molhada, há ausência de cauda com estabilizadores horizontais. Deste modo, a aeronave BWB se assemelha às características de estabilidade da configuração *Flying Wing* (FW), conforme (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

Além disso, nos primeiros projetos de BWB havia ausência de estabilizadores verticais e o controle de *Yaw* era realizado pelas *winglets* atuando como lemes direcionais. No entanto, com a evolução dos projetos, também foi considerado realizar o controle através da vetorização dos motores. Ambos são mostrados na Figura 8.

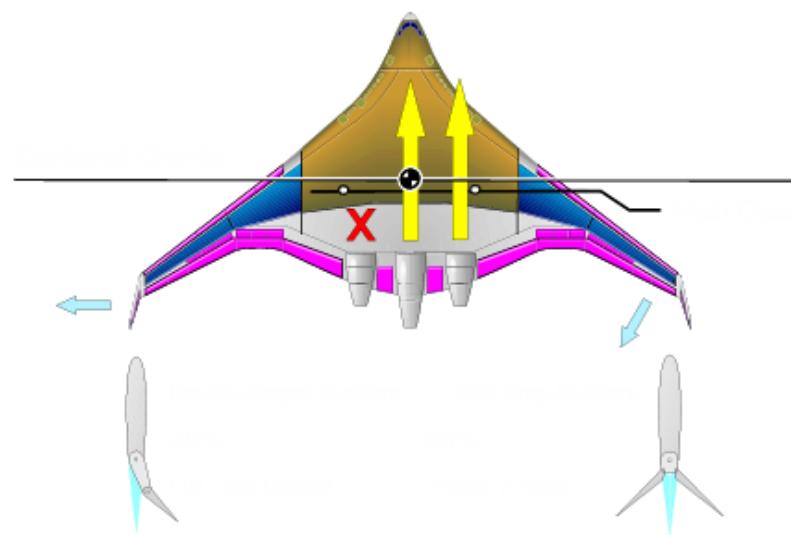


Figura 8 – Controle direcional, *YAW*, da aeronave evidenciando vetorização dos motores e *winglets* atuando como estabilizadores verticais. - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).

Por fim, com a evolução da tecnologia, foi considerada a viabilidade de empenagens verticais levando em conta suas diversas configurações e volumes de cauda, conforme mostrado em (LARKIN, 2017).

Ambas características de SM e de estabilizadores verticais serão levadas em conta durante o desenvolvimento do projeto conceitual.

2.3 Conceito Estrutural da Cabine

2.3.1 Caracterização

Assim como nas aeronaves TAW, o BWB depende do projeto estrutural para garantir a alta eficiência aerodinâmica proveniente deste tipo de configuração, como uma estrutura com menor peso vazio, que apresenta melhor eficiência estrutural. A eficiência estrutural do BWB está ligada à menor carga alar e melhor distribuição de carregamentos inerciais, conforme apresentado na Figura 9.

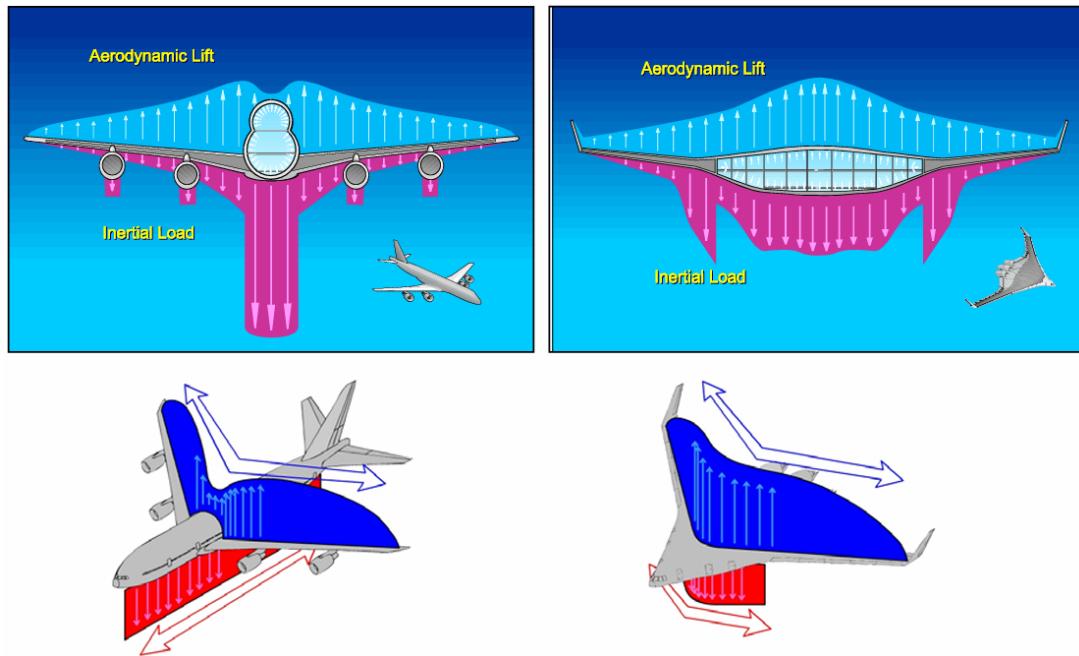


Figura 9 – Comparaçāo da carga alar, carga inercial e cargas devido à pressurizaçāo de cabine. - Imagem retirada de (LIEBECK, 2004).

Nesta configuração, os momentos fletores da asa são reduzidos já que a distribuição de peso da aeronave está similarmente distribuída com a carga alar aerodinâmica. Com melhor otimização das cargas iniciais, é possível perceber menor peso vazio da aeronave, quando comparado ao TAW, conforme (LIEBECK, 2004).

Por outro lado, uma grande dificuldade do BWB é garantir a pressurização da aeronave, uma vez que a cabine não é circular. Devido ao seu formato, um dos problemas fundamentais é a sua pressurização, a qual leva a grandes efeitos de flexão secundária nas regiões quase planas da casca, conforme apresentado em (VELICKI; THRASH, 2010) e (LIEBECK, 2004). Deste modo, a carga de pressurização é resistido por tensões fora do plano de tensões, conforme Figura 10.

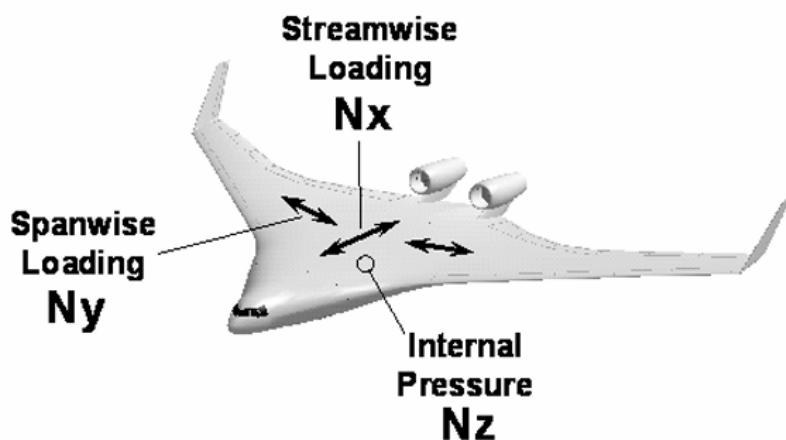


Figura 10 – Carregamentos presentes na configuração BWB - Imagem retirada da (VELICKI; THRASH, 2010).

Uma vez que a aeronave apresenta tensões bi-axiais devido a pressurização, é observado grande efeito de fadiga. Deste modo, com os efeitos de fadiga acentuados, a utilização de materiais metálicos é descartada e adota-se a utilização de compósitos, uma vez que estes apresentam melhores características mecânicas à fadiga e podem resistir melhor a cargas bi-axiais, conforme (CALLISTER; RETHWISCH, 2002).

Nessa perspectiva, é necessário discutir como serão os conceitos de cabine a fim de minimizar estas limitações e, também, quais tipo de estruturas em compósitos são mais eficientes para esta aplicação.

2.3.2 Diferentes conceitos de cabine

Deste modo, pelo fato de uma das maiores dificuldades da configuração estar concentrada no desenvolvimento da cabine, vale destacar 3 diferentes conceitos de cabine: a integrada, a segregada e a oval. Todas apresentadas nas Figuras 11, 12 e 13, respectivamente.

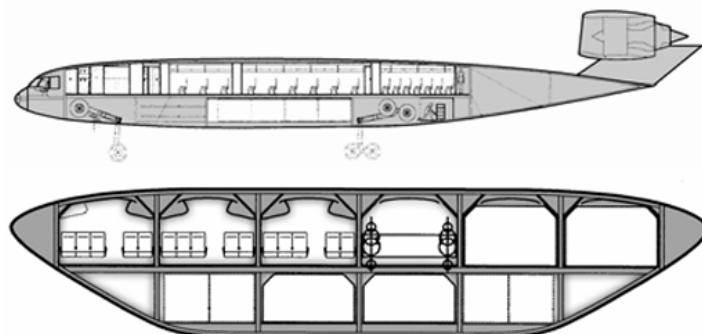


Figura 11 – Exemplo de configuração integrada, na qual a estrutura da cabine e o revestimento aerodinâmico são únicos. - Imagem retirada da (VOS F.J.J.M.M. GEUS-KENS, 1998).

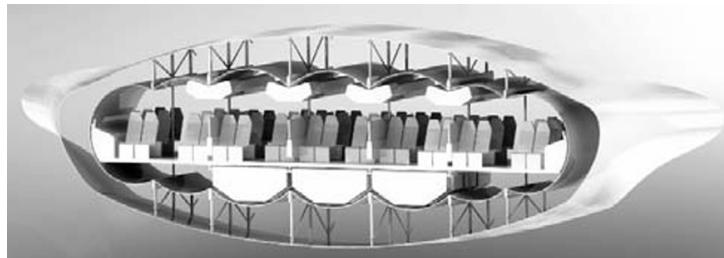


Figura 12 – Exemplo de configuração segregada, na qual há a presença da estrutura da cabine e do revestimento aerodinâmico. - Imagem retirada da (LIEBECK, 2004).

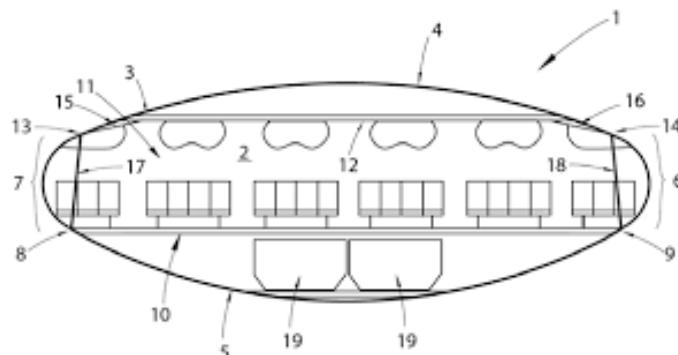


Figura 13 – Exemplo de configuração oval - Imagem retirada da (VOS F.J.J.M.M. GEUSKENS, 1998).

A solução apresentada na Figura 11, que é conhecida como cabine integrada, apresenta como principal característica a cabine integrada ao corpo central da aeronave. Assim, ao pressurizar, as cargas são transportadas através de painéis sanduíches que suportam os momentos de flexão induzidos pela pressurização.

Já a solução apresentada na Figura 12, também conhecida como *double shell*, consiste em uma parede fina com formato curvado semelhante à várias bolhas, que foram projetadas para suportar as cargas de pressurização. Além disso, essa estrutura também conta com tubos circulares que se conectam em estruturas verticais. Desta forma, a estrutura é capaz de resistir aos carregamentos devido à pressurização, conforme (VOS F.J.J.M.M. GEUSKENS, 1998).

Por fim, o conceito oval, apresentado na Figura 13, pode ser considerado uma estrutura de duplo casco mais simples, o qual é capaz de transportar as cargas de pressurização por meio de carregamento no plano. Neste tipo de conceito, os painéis horizontais atuam em compressão enquanto os painéis verticais atuam em tração. Além disso, o painel horizontal inferior atua como piso da aeronave.

2.3.3 Evacuação de emergência

Vale destacar que pelo fato do *deck* do BWB ser mais amplo, um importante requisito de segurança que deve ser levado em conta é a evacuação de emergência.

Assim, conforme demonstrado em (VOS F.J.J.M.M. GEUSKENS, 1998), a estrutura integrada consegue fornecer saídas de forma similar à adotada nas configurações convencionais existentes. Já a estrutura segregada, necessitará de cortes realizados nas estruturas de bolha e nos *shells*, sendo que estes devem ser conectados por corredores para chegar até à saída. Por fim, para o conceito oval, a mesma solução da estrutura integrada pode ser adotada.

2.3.4 Tipos de compósitos

Além destas configurações de cabine, também foi desenvolvido pela Boeing ,(BOEING...,), juntamente com a NASA, (NASA...,), um método de manufatura chamado PRSEUS (*Pultruded Rid Stitched Efficient Unitised Structure*). Este método é uma tecnologia disruptiva que visa novos métodos de design de compósitos laminados, a fim de alcançar novos níveis de desempenho estrutural, ao mesmo tempo que evita elevar o custo de fabricação quando comparado a estrutura sanduíche, conforme (VELICKI; THRASH, 2010). Para isso, foi desenvolvido um projeto de material tolerante ao dano (*damage tolerant*) que fosse capaz de resistir à cargas tri-axiais, com fabricação fora de autoclave para tornar possível a confecção de grandes painéis.

Este método é realizado através da montagem de fibras de carbono. O tecido, as hastes pré-curadas e os materiais com núcleo de espuma são montados e costurados juntos para criar a estrutura com foco em suportar os carregamentos do BWB, conforme descrito em (VELICKI; THRASH, 2010). O conceito estrutural desta montagem é trazido na Figura 14.

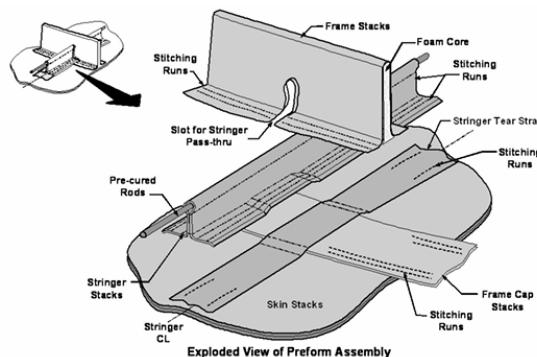


Figura 14 – Conceito estrutural PRSEUS - Imagem retirada da (VELICKI; THRASH, 2010).

Por fim, uma comparação entre o peso de cada conceito de estrutura foi elaborada por (VELICKI; THRASH, 2010) e apresentada na Figura 15.

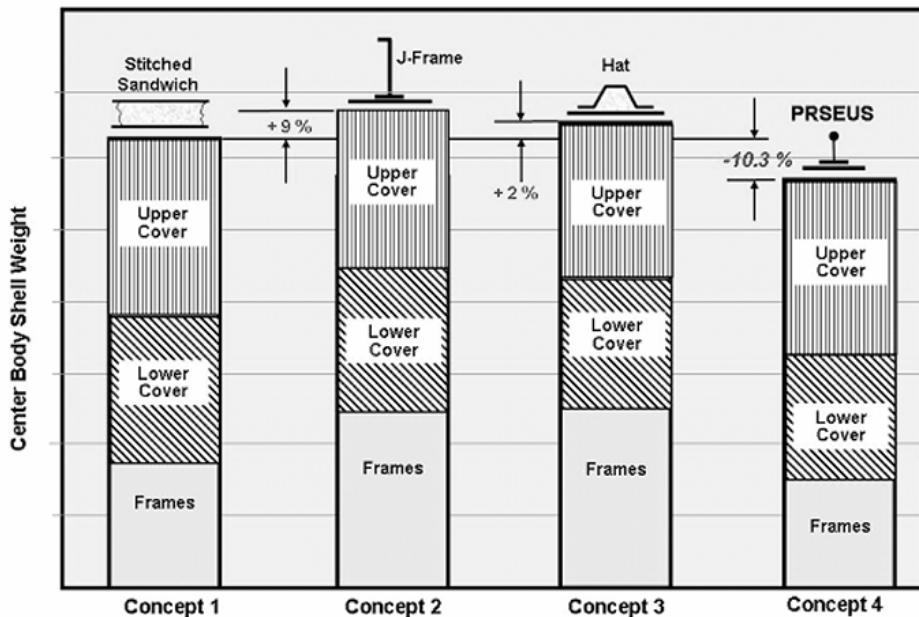


Figura 15 – Comparação do peso normalizado de diferentes estruturas - Imagem retirada da (VELICKI; THRASH, 2010).

Nota-se que dentre os conceitos citados, o *J-Frame* é o que apresenta maior peso estrutural, seguido pela estrutura com frames *Hat*. Na posição de terceiro maior peso estrutural, tem-se a estrutura sanduíche, que é conhecida por ser uma estrutura leve e amplamente aplicada na indústria aeronáutica. Por fim, a estrutura PRSEUS é a mais leve dentre todas. Já quando comparada com a estrutura sanduíche, é possível observar uma redução de 10 % no peso estrutural. Assim, fica evidente que a estrutura PRSEUS é capaz de minimizar o peso estrutural da região pressurizada da aeronave.

2.4 Redução de Ruído

2.4.1 Caracterização

A configuração BWB é uma configuração que apresenta considerável redução de ruído externo e, para melhor compreender este fenômeno, é possível categorizar a origem do ruído em 2 áreas: ruído devido ao motor e ruído devido a interação entre motor e fuselagem. O segundo tipo, além de incluir o ruído da própria fuselagem, também inclui o ruído causado por dispositivos hiper sustentadores e o ruído devido a trem de pouso.

2.4.2 Vantagens

Como mostrado em (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019), a fim de melhorar a performance em baixa velocidade e garantir fluxo laminar na asa, são adotados Krueger

Flaps no bordo de ataque. Com a adoção deste tipo de flap, é possível perceber maior redução de ruído quando comparado a outros tipos de flaps.

Já quando se trata do ruído proveniente do trem de pouso, vale destacar que este geralmente fica posicionado na região de transição da parte central pra parte externa da aeronave. Esta região apresenta fluxo com maior velocidade quando comparado com aeronaves TAW, assim pode gerar maiores ruídos, conforme demonstrado pelo método desenvolvido e validado para avaliar ruído em diferentes trens de pouso para diferentes configurações de aeronave apresentado em (GUO CASEY L.BURLEY, 2016).

Por outro lado, como os motores podem ser instalados acima do bordo de fuga da fuselagem, o comprimento do trem de pouso pode ser reduzido, o que impacta na redução do ruído, conforme discutido e apresentado em (THOMAS CRAING L. NICKOL, 2016).

Já a interação entre o motor e a fuselagem de um BWB é bem diferente da forma que acontece com a aeronave TAW. A posição dos motores da configuração BWB permite que sejam instalados motores de altos valores de *by-pass*. A Figura 16 mostra a região de ruído de motores com diferentes tipos de razão de *By-pass* e também associa cada região com a respectiva parte do motor que o causou.

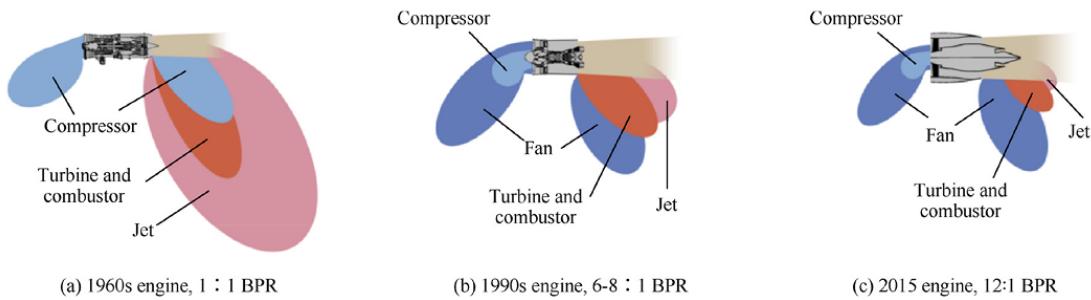


Figura 16 – Evolução do ruído do motor com o aumento da razão de *by-pass* - Imagem retirada de (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

Nos motores de BPR 1:1, fica claro que há maior região de ruído à montante e à jazante do motor, sendo possível observar ruído devido ao compressor, turbina e combustor e também devido ao jato. Quando trata-se de motores com razão de BPR entre 6-8:1, observa-se redução significativa na área de ruído, sendo que o ruído devido a turbina, combustor e jato foram diminuídos significativamente. Além disso, destaca-se que surgiu uma pequena região de ruído devido aos Fans. Por fim, quando dobra-se a razão de *By-pass*, ou seja, 12:1, é notável que a região de ruído é amplamente reduzida. Deste modo, depreende-se que quanto maior for a razão de *by-pass*, maior a tendência de ser mais silencioso o motor, conforme demonstrado na Figura 16.

2.4.3 Limitações

Por outro lado, vale destacar que a operação do BWB é bem distinta da operação da aeronave configuração TAW. Dentre estas diferenças cita-se o ângulo de ataque de decolagem. Este ângulo em uma aeronave convencional é entre 4 a 8°, enquanto que no BWB é entre 10 e 13°. E como mostrado na referência (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019), o incremento do ângulo de ataque também promove o incremento do ruído da aeronave.

Além disso, também ressalta-se a dificuldade de prever ruído da configuração BWB pela ausência de base de dados e limitações no conhecimento das interações entre motorização e fuselagem.

Por fim, mesmo diante destas limitações, é observado uma redução de ruído expressiva ao longo dos anos de acordo com o aumento da razão de *by-pass* e também é observado uma previsão otimista para a redução de ruído nas aeronaves BWB quando comparadas à aeronaves TAW ao longo dos anos, como demonstrado na Figura 17.

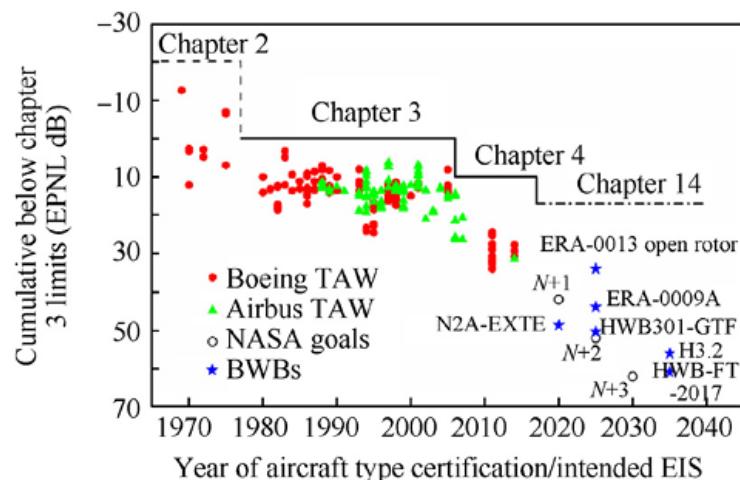


Figura 17 – Comparaçāo de ruído da configuração BWB e aeronaves convencionais a partir das bases do ICAO - Imagem retirada da (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

2.5 Motorização e Integração na Fuselagem

2.5.1 Caracterização

A integração da propulsão na aeronave é um dos pontos principais no desenvolvimento do BWB, uma vez que visa minimizar o arrasto, otimizar o desempenho aerodinâmico, minimizar o ruído da aeronave e também impacta no projeto de estabilidade, conforme apresentado em (XIN ZHENLI CHEN, 2019). Deste modo, diversos estudos e testes estão sendo realizados a fim de determinar a melhor posição para montagem dos motores para a configuração da aeronave. Dentre eles destacam-se os motores integrados

(*Embedded Engines*) e os motores embainhados (*Podded Engine*), apresentados nas Figuras 18 e 19, respectivamente.



Figura 18 – Exemplo de BWB com motorização *embeded* - Imagem retirada de (CARTER; PENDERGRAFT, 2000).

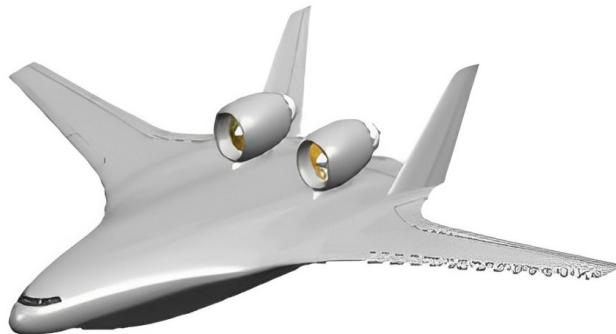


Figura 19 – Exemplo de BWB com motorização *podded* - Imagem retirada de (CARTER; PENDERGRAFT, 2000).

2.5.1.1 *Podded Engines*

Esta configuração de motor apresenta a integração aerodinâmica mais simples, uma vez que já é amplamente utilizada na indústria aeronáutica. Além disso, pelo fato de o motor estar montado em uma estrutura externa o acesso para a manutenção é facilitado.

Ainda dentro desta configuração, vale destacar os estudos de posicionamento dos motores, sendo possível elencar como configurações mais usuais para o BWB os motores montados acima da asa, abaixo da asa e acima da fuselagem central, conforme evidenciado na Figura 20.

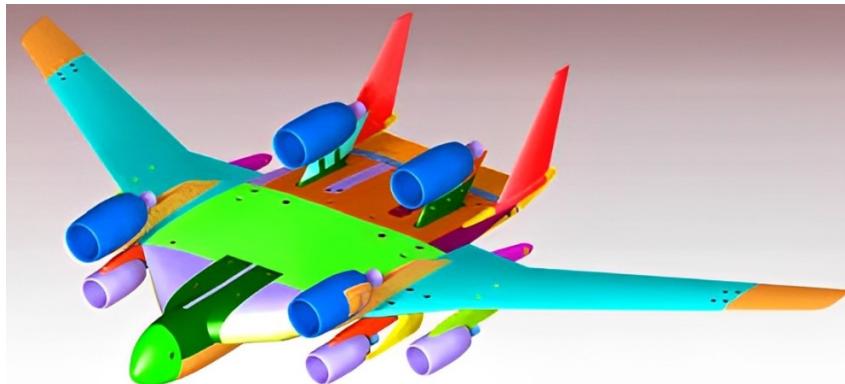


Figura 20 – Estudo de posicionamento da montagem dos motores implementado em modelo aerodinâmico - Imagem retirada de (A.L. BUZOVERYA N.P., 2014).

Conforme apresentado em (A.L. BUZOVERYA N.P., 2014), através de estudos utilizando ferramentas CFD e ensaios em túnel de vento, a configuração que apresenta a montagem abaixo das asas é a que apresenta menor arrasto. Enquanto que as configurações com montagem acima da asa ou da fuselagem apresentam maior peso estrutural e maior arrasto. Este fenômeno se deve ao fato de que operando em regime transônico, o escoamento acima da aeronave, que tende a ser mais rápido, pode atingir velocidades supersônicas, o que por sua vez causa um processo de arrasto de onda divergente de forma prematura, conforme apresentado na Figura 21.

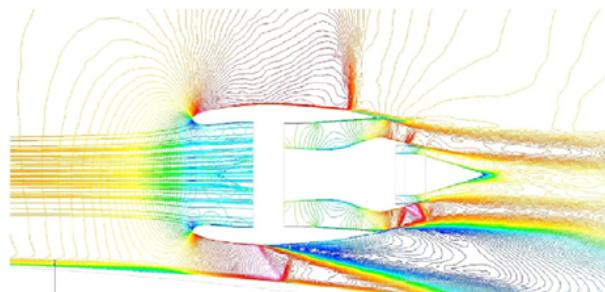


Figura 21 – Estudo evidenciando separação devido à presença de ondas de choque - Imagem retirada de (KAWAI, 2011).

Por outro lado, a limitação do arrasto devido ao número de mach no *intake* do motor pode ser amenizado com o prolongamento traseiro da fuselagem, conforme (KAWAI, 2011). Além disso, nesta configuração de montagem acima da fuselagem central, a aeronave apresenta maior autoridade de controle longitudinal, conforme demonstrado em (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

2.5.1.2 *Embedded Engines*

Esta configuração de motor apresenta integração aerodinâmica mais restrita e menos compreendida, uma vez que não foi amplamente aplicada na indústria aeronáutica.

Apesar disso, como apresentado em (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019), a integração *embedded engines* é uma configuração que apresenta considerável redução de ruído, menor área frontal, o que contribui para a redução do arrasto, e menor peso estrutural. Estes fatores juntos podem gerar uma redução de até 10% do combustível consumido de acordo com (CARTER; PENDERGRAFT, 2000).

Para este tipo de motorização, a aeronave apresenta a configuração conhecida como ingestora de camada limite (BLI - *Boundary Layer Ingestor*), que é apresentada na Figura 22. Esta configuração funciona com base na ingestão da camada limite, isto, por sua vez, faz com que haja redução de arrasto, redução de ruído e aumento da eficiência propulsiva.



Figura 22 – Configuração BLI- Imagem retirada de (CARTER; PENDERGRAFT, 2000).

Por outro lado, a principal limitação desta configuração é a dificuldade causada pela distorção do fluxo, uma vez que perturbações como turbulência ou situação com elevados ângulos de ataque podem comprometer drasticamente a eficiência do motor. Vale destacar também que a configuração *Embedded* apresenta grandes dificuldades de manutenção, uma vez que o motor pode estar parcialmente ou totalmente dentro da aeronave.

2.5.2 Considerações finais

Assim, é ideal que a escolha da integração seja se baseando no melhor equilíbrio entre arrasto, consumo de combustível, peso da aeronave, tipo de operação e controlabilidade. Sendo que cada um destes fatores tem seu impacto de acordo com cada tipo de operação pretendida para a aeronave e o mercado que ela visa alcançar.

2.6 Avaliação de Eficiência

Para o projeto de qualquer aeronave, fatores como eficiência de combustível são muito importantes para averiguar a eficiência da aeronave. Da mesma forma, para a configuração BWB também é extremamente importante mensurar a performance estrutural e aerodinâmica, além da eficiência dos motores.

Deste modo, é desejável utilizar um método de medição de eficiência de combustível que relacione a motorização, eficiência aerodinâmica (L/D) e eficiência estrutural. Deste modo, a equação desenvolvida, baseada na equação de Breguet, e apresentada em (POLL, 2009) relaciona os parâmetros desejados diretamente com a eficiência da aeronave:

$$ETRW = \left(\frac{1}{(\eta_o L/D)_{max}} \right) \left(1 + \frac{OEM}{PM} \right) \left(\frac{1}{X} \right) \left(\frac{1 - k \exp(-X)}{k \exp(-X) - \beta} \right) \quad (2.1)$$

$$X = \frac{g \cdot R}{LCV(\eta_o L/D_{max})} \quad (2.2)$$

$$k = 1 - \epsilon \quad (2.3)$$

$$\beta = 0.04 + 0.01\beta' \quad (2.4)$$

$$\beta' = 1 - k \exp(-X) \quad (2.5)$$

A equação apresentada em 2.1, batizada de *Energy to Revenue Work ratio*, é capaz de relacionar parâmetros fundamentais para a qualquer aeronave e a partir deste ponto medir a eficiência da aeronave. Sendo que PM é a carga paga da aeronave; OEM é a massa vazia operacional; R é o alcance da aeronave; g é a aceleração da gravidade; η_o é o fator de eficiência geral do motor; ϵ é o índice de combustível perdido e o valor adotado é 0.015, VLC é o *Lower Calorific Value* do combustível, conforme mostrado em (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

Vale destacar que conforme menor o valor do ETRW, melhor a eficiência daquela aeronave, uma vez que demanda menor energia para realizar o mesmo trabalho. Deste modo, através do ETRW é possível realizar comparação entre diferentes configurações de aeronave, sobretudo comparar aeronaves BWB com aeronaves TAW a fim de avaliar e comparar a eficiência do projeto com aeronaves já existentes.

3 PROJETO CONCEITUAL

3.1 Análise de viabilidade do projeto e produto

A análise de viabilidade é essencial para o sucesso do projeto, ainda mais se tratando de um produto disruptivo no mercado, que demanda alto custo de investimento monetário e tecnológico desde a primeira idealização da aeronave até a sua entrada em serviço.

Nesse contexto, as viabilidades técnica e comercial devem ser cuidadosamente avaliadas. A consideração cuidadosa desses fatores pode ajudar a garantir que o projeto seja bem-sucedido e capaz de atender às necessidades do operador e também do fabricante. Paralelamente, o projeto também deve cumprir com os requisitos aeronáuticos a fim de aliar o potencial de inovação da configuração BWB com a capacidade de atender os requisitos de segurança e também os operacionais necessários para a certificação de um produto aeronáutico.

3.1.1 Viabilidade Técnica

Inicialmente é analisada a viabilidade técnica para a realização do projeto. Além da bibliografia discutida na seção 2, pode-se destacar a bibliografia apresentada por Torenbeek (TORENBEEK, 1982). O autor apresenta e discute os métodos para o projeto de uma aeronave desde o projeto conceitual até o suporte após sua entrega, conforme Figura 23.

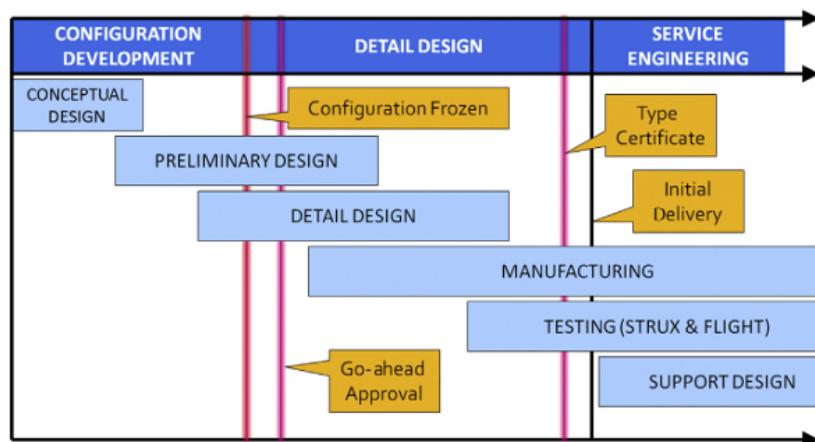


Figura 23 – Processo de design de aeronave proposto por Torenbeek - Imagem retirada de (GUDMUNDSSON, 2013).

O trabalho será focado na primeira parte, onde se encontra a etapa conceitual e, para isso, há um algoritmo iterativo desenvolvido e apresentado em (TORENBEEK, 1982). Nele são definidas as três fases iterativas para o desenvolvimento da aeronave. Na primeira fase é realizada a definição da missão e especificações, sendo que esta fase é fundamental

para o projeto, pois os requisitos que a aeronave deve atender são definidos e, normalmente, são considerados aspectos, como: tipo de missão, alcance, carga útil, desempenho e outros tipos de restrições de operação.

Em seguida, tem início a segunda fase. Nesta etapa as principais características da aeronave são definidas, passando por várias etapas como layout geral, definição das dimensões principais, peso e balanceamento e estimativa de coeficientes aerodinâmicos.

Na sequência, inicia-se a terceira fase, que consiste em análises de desempenho a fim de determinar diversos aspectos, dentre os principais é possível elencar a velocidade máxima, altitude de cruzeiro, alcance, razão de subida e estabilidade e controle.

De modo mais aprofundado, o método abrange a definição da missão e dos requisitos da aeronave, estudo de aeronaves semelhantes a partir de uma base de dados para obter *insights*, definição do método de propulsão, estimativas de custo e preço unitário, estimativas de peso, cálculo de área de asa, cálculo de superfície da empunhadura da aeronave, proposição de layout de asa, determinação de propriedades inerciais, cálculo da posição de CG, proposição de layout de fuselagem, modificações de design conforme resultado das análises, análise de arrasto e análise de desempenho.

3.1.1.1 Base de dados

Conforme já foi destacado, a utilização de uma base de dados para obter *insights* é fundamental para facilitar o desenvolvimento do projeto. Nessa perspectiva, este trabalho desenvolve e utiliza uma base de dados separadas em duas configurações de aeronaves. A primeira é a configuração TAW, onde são computados dados históricos, de performance, de mercado e alguns operacionais, para que sirva como comparação estratégica para os requisitos de projeto durante o desenvolvimento da aeronave. Já a segunda categoria, é uma base de dados sobre as aeronaves BWB, onde parâmetros de engenharia como motorização, sistema de controle, número de ocupantes, entre outros fatores são compilados para mais de 30 modelos deste tipo de configuração.

3.1.2 Viabilidade Comercial

A identificação da viabilidade comercial diz respeito a estimar se um projeto é economicamente viável e pode ser rentável no mercado que o produto almeja atingir. Assim, para o projeto do BWB, é necessário considerar que na aviação atual há grande demanda por aeronaves que demonstram baixo custo por assento e apresentam baixa emissão de gases poluentes, o que se traduz em eficiência e maior capacidade de carga. Diante disso, o BWB é promissor como uma possível solução para a demanda atual do mercado.

Nesse contexto, uma possível estratégia para uma companhia aérea seria substituir aeronaves antigas por novas aeronaves BWB. Nessa perspectiva, será realizada uma estimativa de *market size*. Como os dados de custo unitário para um modelo BWB ainda

são incertos, pois ainda é preciso que a tecnologia esteja mais madura para realizar uma análise consistente deste modelo de aeronave, para esta análise serão utilizados os valores das aeronaves que ocupam e já ocuparam o mercado que hoje a configuração BWB visa alcançar.

Primeiramente, é estudado o valor de compra e o número máximo de passageiros para alguns modelos de aeronave *wide body* (WB) e *narrow body* (NB), os dados são apresentados na Tabela 1.

Tabela 1 – Modelo de aeronave relacionado à categoria, ao ano de entrada em serviço (EIS), ao custo unitário em milhões de dólares e ao número máximo de passageiros
Dados extraídos da base de dados - Elaborado pelo autor

Modelo	Categoria	EIS	Custo unitário ajustado pela inflação (milhões de dólares)	Máximo de passageiros
B707	NB	1958	235	189
DC-9	NB	1965	145	135
B737	NB	1968	143	215
A320	NB	1988	225	240
MD-80	NB	1980	220	172
E170	NB	2004	45	78
E175	NB	2005	50	88
E190	NB	2005	60	114
E195	NB	2006	70	124
SuperJet100	NB	2011	35	100
737-MAX7	NB	2019	70	172
737-MAX8	NB	2017	80	210
737-MAX9	NB	2018	90	220
737-MAX10	NB	2023	100	230
B747	WB	1970	235	400
A380	WB	2007	450	500
B777	WB	1995	350	400
A330	WB	1993	300	400
B787 Dreamliner	WB	2011	287	330
B767	WB	1982	223	269
DC-10	WB	1970	248	380
A300	WB	1974	227	361
A310	WB	1983	234	280
A350	WB	2015	369	440

Deste modo, a partir da Tabela 1 é possível encontrar a média do custo unitário como 187,1 milhões de dólares por unidade de aeronave. Além disso, estima-se que o tempo de vida útil de uma aeronave comercial é cerca de 25 anos e que o número de entregas é cerca de 1233 aeronaves nos últimos 25 anos. Portanto, pode-se avaliar um *market size*, MS, através da multiplicação do número de aeronaves entregues por pelo seu custo unitário

divido por sua vida útil, assim o MS é estimado no valor de aproximadamente 9,2 bilhões de dólares, conforme a equação 3.1.

$$MS = \frac{187,1 \cdot 1233}{25} \rightarrow MS = 9234,69 \quad (3.1)$$

Vale destacar, que além da aplicação comercial, a configuração BWB é bastante versátil e também possui expectativas para aplicações cargueiras e militares, podendo ampliar ainda mais um mercado que já começa a se mostrar promissor. Nessa perspectiva, a análise estimou o MS da aviação comercial considerando aeronaves NB e WB. A fim de melhor definir o mercado de atuação do projeto, é interessante avaliar em qual segmento da aviação comercial a aeronave pretende atuar. Deste modo, como o BWB é uma aeronave que apresenta a característica de poder levar mais passageiros no mesmo espaço que uma aeronave TAW, o segmento dos *wide bodys* será escolhido como o mercado que o BWB visa atingir. Assim, a mesma análise de MS será feita focando apenas no mercado de WB, o que refina a análise e aumenta a precisão da previsão.

Tabela 2 – Modelo de aeronave relacionado ao ano de entrada em serviço (EIS), ao custo unitário em milhões de dólares e ao número máximo de passageiros específico para o *Wide Body* - Elaborado pelo autor.

Modelo	Categoria	EIS	Custo unitário ajustado pela inflação (milhões de dólares)	Máximo de passageiros
B747	WB	1970	235	400
A380	WB	2007	450	500
B777	WB	1995	350	400
A330	WB	1993	300	400
B787 Dreamliner	WB	2011	287	330
B767	WB	1982	223	269
DC-10	WB	1970	248	380
A300	WB	1974	227	361
A310	WB	1983	234	280
A350	WB	2015	369	440

Os dados para realizar a análise foram evidenciados na Tabela 2. Já a estimativa foi calculada e mostrada na equação 3.2 e resultou em um MS de aproximadamente 4,8 bilhões de dólares.

$$MS_{WB} = \frac{292,3 \cdot 408}{25} \rightarrow MS_{WB} = 4770,34 \quad (3.2)$$

Diante desta análise, o nicho de mercado que o projeto visa vale cerca 4,8 bilhões de dólares. Sob esse viés, o projeto será desenvolvido e mais tarde este número será revisitado a fim de estimar quanto deste mercado o projeto será capaz de capturar. Destaca-se que

as estimativas de mercado podem ser mais aprofundadas e métodos serem desenvolvidos e adotados, no entanto, se tratando da primeira iteração de um projeto conceitual é possível considerar que esta análise é suficiente.

3.2 Filosofia de projeto

A filosofia do projeto conta com o desenvolvimento de etapas preliminares como estudo dos requisitos de projeto necessários para uma nova aeronave de transporte comercial, definição da missão típica e também requisitos de certificação aplicados ao produto.

3.2.1 Requisitos de projeto

O desenvolvimento dos requisitos de projeto não só se baseia na análise de viabilidade apresentada em 3.1, como também se baseiam na análise de missão. Este tem por objetivo discutir e tratar assuntos como: principal objetivo da missão, alcance, capacidade de carga, desempenho, segurança operacional, etc.

3.2.1.1 Requisitos qualitativos

Por se tratar de uma aeronave comercial, sua principal missão é transportar pessoas e cargas de um ponto a outro de forma segura, eficiente e confiável. Assim, como principais demandas do cliente, pode-se destacar:

1. **Design eficiente:** O design da aeronave deve considerar a redução da emissão de gases poluentes na atmosfera, uma vez que esta prática pode isentar o operador de taxas governamentais e pode cumprir as expectativas dos *stakeholders*.
2. **Compatibilidade com a infraestrutura atual:** Como o projeto visa revolucionar o mercado de aviação comercial e pretende competir com aeronaves TAW, o projeto deve ser capaz de operar a aeronave BWB na infraestrutura aeroportuária já existente e amplamente operada por aeronaves TAW.
3. **Menor custo operacional:** Vale destacar que o cliente deseja gerar lucros com a operação da aeronave. Desta forma, o projeto deve levar em conta desenvolver uma aeronave com baixo custo de operação, com menor tempo de espera entre o pouso e a próxima decolagem e com maior despachabilidade.
4. **Malha aeroportuária:** É de suma importância que o projeto proposto seja capaz de operar a mesma malha aeroviária que o cliente já opera, a fim de facilitar a inserção da aeronave nova em rotas específicas já realizadas e torná-las mais lucrativas para o operador.

3.2.1.2 Requisitos técnicos

Em posse dos requisitos qualitativos, eles devem ser traduzidos em requisitos técnicos. Deste modo, cada um dos requisitos qualitativos pode refletir a um ou mais requisitos de engenharia, os quais serão traduzidos em requisitos de projeto futuramente. Esta análise de levantamento de relações é mostrada na Tabela 3.

Tabela 3 – Matriz de relação entre requisitos qualitativos e requisitos quantitativos.

Requisitos de Engenharia	Requisito 1	Requisito 2	Requisito 3	Requisito 4
Capacidade de passageiros e carga	X		X	
Velocidade de cruzeiro			X	
Desempenho de pouso e decolagem		X		X
Altitude de cruzeiro				X
Alcance			X	X
Consumo de combustível	X		X	X

Diante desses dados, é possível obter a relação entre a necessidade do cliente, representada por meio dos requisitos qualitativos, e os requisitos técnicos, os quais se traduzem em requisitos base para o projeto.

3.2.2 Missão típica da Aeronave

A fim de definir a missão típica, é necessário analisar as principais rotas das aeronaves apresentadas na Tabela 2. As aeronaves *wide body* são capazes de executar rotas transatlânticas, transpacíficas, rotas de longo alcance para destinos turísticos e também rotas entre grandes *hubs* globais. Assim, as principais rotas operadas por aeronave WB são apresentadas na Tabela 4

Tabela 4 – Rotas mais operadas por aeronaves *wide body* incluindo os aeroportos de partida e chegada e também a distância.

Rotas	Distância real da Rota (NM)	Média de voos semanais
Londres (LHR) - Nova York (JFK)	3465	210
Nova York (JFK) - Los Angeles (LAX)	2651	140
Londres (LHR) - São Paulo (GRU)	5653	24
Tóquio (HND) - Los Angeles (LAX)	5575	49
Sydney (SYD) - Londres (LHR)	10747	70
Hong Kong (HKG) - Londres (LHR)	5679	70
São Paulo (GRU) - Lisboa (LIS)	5260	28
Paris (CDG) - Nova York (JFK)	3465	140
São Paulo(GRU) - Doha (DOH)	7937	14

Assim, vale destacar que a capacidade de operar nos aeroportos e nas rotas evidenciadas através da Tabela 4 é uma das missões da aeronave. Tomando como base a rota GRU - LHR, que é uma rota que conta com 24 voos semanais e apresenta distância próxima das 5000 milhas náuticas, distância muito similar à maior parte das demais rotas, pode-se traçar a missão típica da aeronave, conforme apresentado na Tabela 5 e Figura 24.

Tabela 5 – Missão típica da aeronave.

Etapa	Duração (min)
Partida dos motores	5
Táxi	10
Decolagem	2
Subida	15
Cruzeiro	580
Descida	15
Loiter	10
Pouso	5
Táxi	10
Desligamento	5
TOTAL	657

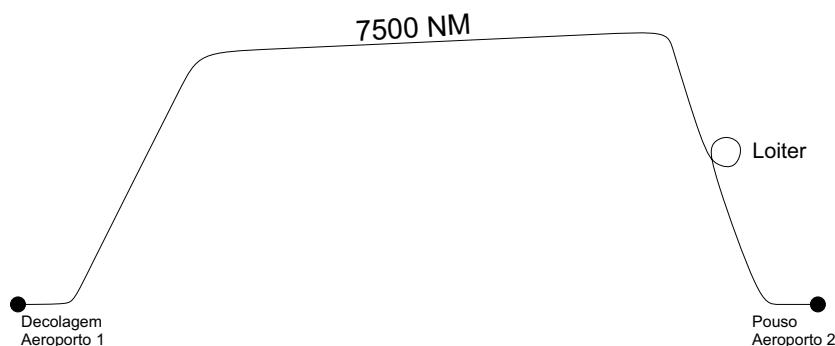


Figura 24 – Missão típica da aeronave - Elaborado pelo autor.

3.2.3 Configuração Conceitual

Por fim, com base no mercado pretendido e com a missão típica da aeronave definida, pode-se realizar a primeira configuração conceitual do projeto a fim de alcançar o requisitos de cliente (qualitativos). Deste modo, com base nas informações compiladas e analisadas na base de dados e discutidas nas seções anteriores, define-se a primeira configuração inicial da aeronave BWB na Tabela 6. A partir deste ponto, estas informações serão utilizadas para realizar as demais etapas de dimensionamento e cálculos.

Tabela 6 – Configuração conceitual do projeto.

Características	Configuração
Número de passageiros (N_{pax})	450
Número de Pilotos (N_{Crew})	2
Tipo de configuração	BWB
Trem de pouso	Triciclo retrátil
Alcance (NM)	7500
Velocidade de cruzeiro (Mach)	0,8 - 0,9
Altitude de cruzeiro (ft)	>30000
TOFL (m)	3000

3.3 Esboço Inicial da Aeronave

Diante da configuração conceitual apresentada na Tabela 6, é realizada a idealização da aeronave através do primeiro esboço. Deste modo, o esboço inicial da aeronave em conformidade com a Tabela 6 é apresentado na Figura 25.

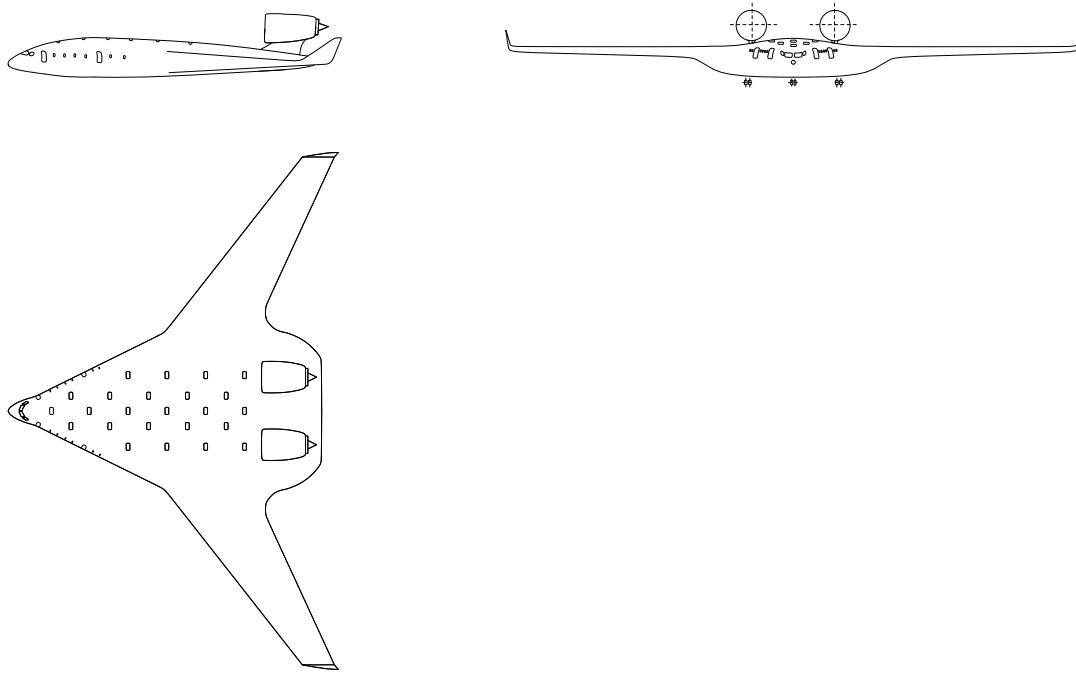


Figura 25 – Primeiro esboço da aeronave - Elaborado pelo autor.

3.4 Estimativa Inicial de pesos

Sabe-se que, durante o projeto conceitual de uma aeronave, é preciso encontrar uma série de parâmetros, sendo um destes os diferentes pesos de projeto, os quais são utilizados para estimativas inciais de dimensionamento, consumo de combustível, comportamento dinâmico, entre outros. Uma vez que ainda não há base de dados sólida para a configuração BWB, para determinar a estimativa inicial de pesos será utilizado o método apresentado em (RAYMER, 1994), que é um método analítico e por se tratar da fase conceitual, o método é suficiente.

3.4.1 Metodologia

Para iniciar a primeira estimativa, o peso bruto de decolagem aeronave (W_0) é definido conforme a Equação 3.3.

$$W_0 = W_{empty} + W_{fuel} + W_{crew} + W_{payload} \quad (3.3)$$

Sendo que o W_{empty} é o peso vazio da aeronave, W_{fuel} é o peso de combustível, W_{crew} é o peso da tripulação e o $W_{payload}$ é o peso de carga útil da aeronave, no caso da aviação comercial este é a soma do peso dos passageiros com o peso da carga.

Vale destacar que o peso de tripulação e peso de carga paga já são conhecidos, uma vez que os requisitos de projeto dizem as massas que o projeto deve assumir. Assim, os únicos pesos não conhecidos são os pesos vazio e de combustível. Assim, a fim de simplificar os cálculos, ambos os pesos podem ser descritos em função da fração do peso total:

$$W_0 = \left(\frac{W_{empty}}{W_0} \right) W_0 + \left(\frac{W_{fuel}}{W_0} \right) W_0 + W_{crew} + W_{payload} \quad (3.4)$$

$$W_0 - \left(\frac{W_{empty}}{W_0} \right) W_0 - \left(\frac{W_{fuel}}{W_0} \right) W_0 = W_{crew} + W_{payload} \quad (3.5)$$

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \left(\frac{W_{empty}}{W_0} \right) - \left(\frac{W_{fuel}}{W_0} \right)} \quad (3.6)$$

Deste modo, através da equação 3.6, é possível determinar o peso bruto através da estimativa da fração de peso do peso vazio e da fração de peso de combustível.

3.4.2 Peso de tripulação e carga paga

Para determinar o peso da carga paga da aeronave é necessário estimar o peso médio de cada passageiros e também estimar o peso médio da bagagem de cada um, em seguida é possível calcular conforme a equação 3.7.

$$W_{Payload} = N_{pax} \cdot (W_{pax} + W_{luggage}) \quad (3.7)$$

Assim, o peso de carga paga é calculado através da multiplicação do número de passageiros pela soma do peso médio de um passageiros e o peso médio da bagagem.

Através de um estudo realizado pela autoridade aeronáutica *European Aviation Safety Agency* (EASA), e apresentado em (EASA,), que reviu os pesos padrões de passageiros é possível concluir que o peso médio de um passageiros é de 76,3 kg e que o peso médio da bagagem é de 16kg.

Já para determinar o peso da tripulação, pode ser adotado um processo similar, assim, encontra-se a equação 3.10.

$$W_{Crew} = N_{crew} \cdot W_{crew} \quad (3.8)$$

Deste modo, pode-se determinar o peso de carga paga e tripulação conforme os valores apresentados na Tabela 6 e os valores previamente discutidos, assim, tem-se:

$$W_{Payload} = 450 \cdot (76,3 + 16) \rightarrow \boxed{W_{Payload} = 41535kg} \quad (3.9)$$

$$W_{Crew} = 2 \cdot 76,3 \rightarrow W_{Crew} = 152,6kg \quad (3.10)$$

3.4.3 Fração de peso de combustível

Devido ao fato do combustível ser consumido ao longo do voo, sua massa é variável e pode ter um valor de acordo com a etapa da missão. Deste modo, é necessário calcular o peso de combustível ao final de cada fase da missão, para que depois seja possível determinar a fração de peso de combustível total, conforme apresentado em (RAYMER, 1994).

Assim, utilizando a missão típica da aeronave, conforme apresentado pela Figura 24, é possível separar a missão nas etapas de Partida e decolagem, subida, cruzeiro, descida e loiter e, por fim, pouso. Para determinar cada fração de combustível serão usados diferentes métodos apresentados na sequência.

3.4.3.1 Método estatístico

Conforme apresentado na metodologia do (RAYMER, 1994), a partir de um histórico de missões bem documentado é possível determinar as frações de peso para a situação de Partida e decolagem, subida e pouso. Deste modo, os valores para estas estimativas são apresentados na Tabela 7.

Tabela 7 – Estimativas de frações de peso de combustível para cada fase de voo com base em método estatístico

Fase	Fração de Peso (W_i/W_{i-1})
Partida e decolagem	0,970
Subida	0,985
Pouso	0,995

Vale destacar que embora a aeronave proposta não seja convencional, a base estatística se vale de diferentes aeronaves de diferentes ramos, o que torna a estimativa confiável também para o projeto do BWB.

3.4.3.2 Método analítico

Para as demais fases da missão, que são cruzeiro, descida e loiter é possível utilizar o método analítico baseado na Equação de Breguet. Assim, para a fase de cruzeiro é utilizada a Equação 3.11 enquanto que para a descida e loiter é utilizada a equação 3.12.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{\frac{-RC}{V(L/D)}} \quad (3.11)$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{\frac{-EC}{L/D}} \quad (3.12)$$

Sendo que R é o alcance da aeronave, E é o tempo de voo da fase em questão, V é a velocidade de cruzeiro e C é o consumo específico de combustível. Além disso, os valores de consumo específico de combustível para cada tipo de motor a jato são apresentados na Tabela 8.

Tabela 8 – Valores de Consumo Específico de Combustível (C) de acordo com cada tipo de motorização à jato - Tabela retirada de (RAYMER, 1994).

Valor típico de SFC para diferentes motores a jato	Fase de Cruzeiro	Fase de Loiter
Turbojato	0,9	0,8
Turbofan com baixo by-pass	0,8	0,7
Turbofan com alto by-pass	0,5	0,4

Conforme já discutido na seção 2 e conforme a configuração adotada e apresentada na Figura 25, a configuração da aeronave permite que sejam adotados motores com alta razão de by-pass, o que implica na adoção do valor de C conforme os valores de motores Turbofan com alto *by-pass*.

Por fim, a única variável restante é a de L/D . Na base de dados do (RAYMER, 1994), pode-se estimar o valor de L/D igual a 16 para aeronaves de transporte civil. No entanto, por se tratar de um projeto que apresenta melhora significativa na eficiência aerodinâmica, conforme apresentado na Seção 2.1, será assumido uma melhoria de 5% em relação à média da base de dados. Deste modo, o valor utilizado na primeira estimativa de peso será de $L/D = 16,8$.

Vale destacar que este valor será revisitado e melhor embasado na segunda estimativa de peso.

3.4.3.3 Peso de combustível

Assim, através da aplicação das equações supracitadas é possível determinar as frações de peso de combustível de cada fase da missão conforme apresentadas na Tabela 9.

Tabela 9 – Frações de peso de combustível obtidas para cada fase de voo.

Fase	W_i/W_{i-1}	Valor
Partida e decolagem	W_1/W_0	0,9700
Subida	W_2/W_1	0,9850
Cruzeiro	W_3/W_2	0,6744
Descida e Loiter	W_4/W_3	0,9901
Pouso	W_5/W_4	0,9950
Multiplicação	W_5/W_0	0,6348

Por fim, determina-se o valor de W_f/W_0 conforme a equação 3.13.

$$\frac{W_f}{W_0} = 1,06 \cdot \left(1 - \frac{W_5}{W_0}\right) = 1,06 \cdot (1 - 0,6348) \rightarrow \boxed{\frac{W_f}{W_0} = 0,3871} \quad (3.13)$$

Destaca-se que o método utilizado considera combustível extra igual a 6% do combustível total, levando em conta combustível reserva para realizar *diversion* e também considera combustível não utilizável.

3.4.4 Peso vazio

Por fim, é necessário estimar a fração de peso vazio. Para isto, é utilizada uma aproximação por meio de uma equação de potência, conforme evidenciado pela Equação 3.14.

$$\frac{W_e}{W_0} = A \cdot W_0^C \quad (3.14)$$

Assim, é necessário realizar um estudo de paramétrico a partir de uma base de dados para encontrar os valores de A e C, e a partir daí determinar a fração de peso.

Embora o BWB seja uma configuração que apresente poucos dados acerca do peso bruto da aeronave, já há algumas estimativas para alguns projetos de BWB. Estes dados são apresentados na Figura 26.

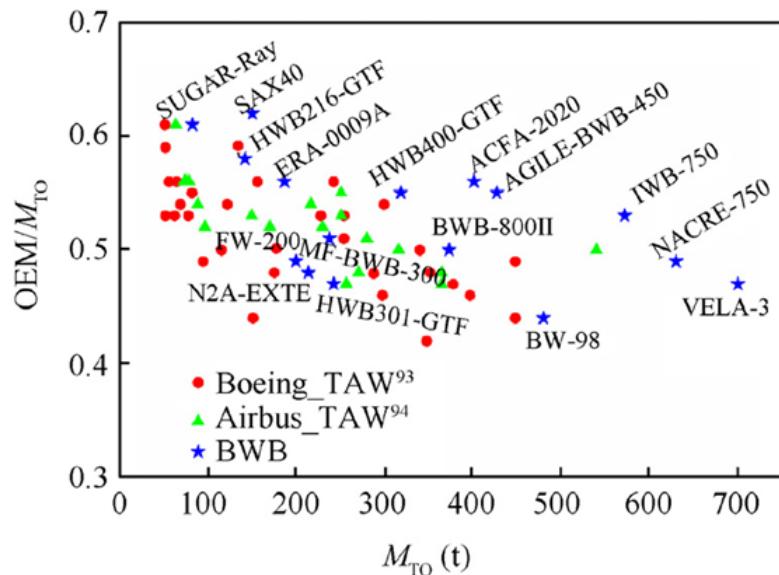


Figura 26 – Comparação de peso vazio por peso bruto (W_e/W_0) vs. peso bruto para aeronaves BWB e TAW - Imagem retirada de (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

A partir dos dados apresentados, é possível encontrar os valores das aeronaves BWB e assim realizar a curva de potências e determinar os valores de A e C.

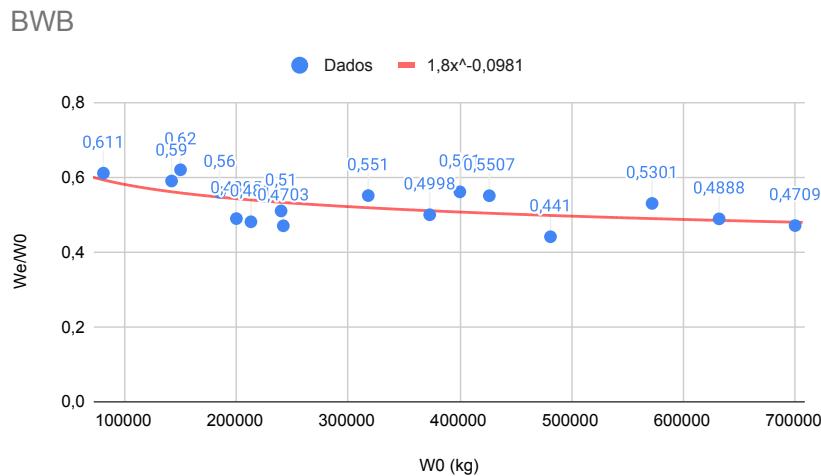


Figura 27 – Gráfico de comparação de peso vazio por peso bruto (W_e/W_0) vs. peso bruto (W_0) para a base de dados.

Deste modo, encontra-se que o valor de A é 1,78 e o valor de C é -0,0981.

3.4.5 Peso Total

Por fim, a partir destes valores, pode-se reescrever a equação 3.6 como apresentada na equação 3.15.

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \left(\frac{W_{empty}}{W_0}\right) - \left(\frac{W_{fuel}}{W_0}\right)} = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - A \cdot W_0^C - \left(\frac{W_{fuel}}{W_0}\right)} \quad (3.15)$$

Nota-se que todos os parâmetros são conhecidos, com exceção do peso bruto W_0 . Assim, a partir da relação é possível realizar um processo iterativo descrito nas seguintes etapas:

- **1.** Adota-se um valor inicial $W_0^{(0)}$
- **2.** Calcula-se a fração de peso vazio por peso bruto por meio da função tendência encontrada.
- **3.** Calcula-se o valor do peso bruto, W_0 .
- **4.** Calcula-se o erro relativo, comparando o peso bruto inicial ao peso bruto calculado. É adotado como critério de parada um erro na grandeza de 10^{-4} . Caso o critério seja atendido o processo é encerrado, caso contrário o valor de W_0 encontrado é utilizado na etapa **1.** e o processo se repete.

3.4.6 Resultados das estimativas

O processo iterativo é evidenciado na Tabela 10 e o valor de W_e/W_0 foi incluído na base de dados e mostrado na Figura 28.

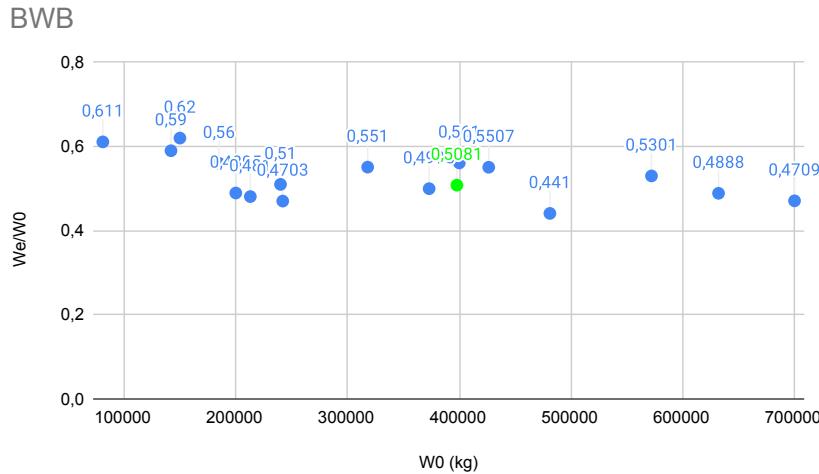


Figura 28 – Gráfico de comparação de peso vazio por peso bruto (W_e/W_0) vs. peso bruto (W_0) da base de dados com o valor encontrado para a aeronave projetada.

Tabela 10 – Iteração para determinar peso bruto da aeronave.

Processo Iterativo					
Iteração	W_0 adotado	W_{empty}/W_0	W_0	Erro Percentual	W_{fuel}
1	400000,0	0,5078	874319,0	5,43E-01	338416,4
2	874319,0	0,4703	292306,9	1,99E+00	113141,1
3	292306,9	0,5237	467098,9	3,74E-01	180796,6
4	467098,9	0,5002	369625,1	2,64E-01	143068,1
5	369625,1	0,5118	412067,8	1,03E-01	159496,1
6	412067,8	0,5063	391083,9	5,37E-02	151374,0
7	391083,9	0,5089	400872,3	2,44E-02	155162,8
8	400872,3	0,5077	396175,9	1,19E-02	153345,0
9	396175,9	0,5083	398399,5	5,58E-03	154205,6
10	398399,5	0,5080	397340,0	2,67E-03	153795,5
11	397340,0	0,5082	397843,3	1,27E-03	153990,4
12	397843,3	0,5081	397603,9	6,02E-04	153897,7

Assim, a partir da adoção inicial de $W_0^{(0)} = 400000$ kg e após 12 iterações foi encontrado o peso bruto de 397603,9 kg. Além disso, este e os demais pesos estão sumarizados na Tabela 11.

Tabela 11 – Valores finais da estimativa de peso inicial.

Peso Característico	Valor Final [kg]
W_0	397603,9
W_{empty}	202018,6
W_{fuel}	153897,7
W_{crew}	152,6
$W_{payload}$	41535

3.5 Dimensionamento

3.5.1 Dimensionamento Aerodinâmico

O objetivo desta seção é definir os parâmetros aerodinâmicos. Para começar o dimensionamento aerodinâmico da aeronave é necessário projetar o valor de C_L a partir de uma estimativa vinda da base de dados. Assim, o processo consiste em determinar o valor da inclinação da curva C_L vs. α 3D a partir de uma aproximação 2D. Para isto, é utilizada a equação 3.16, apresentada em (ANDERSON, 1937).

$$a = \frac{f \cdot a_0}{1 + \left(\frac{57,3 \cdot a_0}{\pi \cdot AR} \right)} \quad (3.16)$$

O parâmetro f advém do ábaco f vs. AR, apresentado na Figura 29. Já o parâmetro a_0 representa a inclinação da curva 2D de aerofólios que já foram aplicados em outros projetos BWB, os valores utilizados para o cálculo estão evidenciados na Tabela 12.

Tabela 12 – Dados dos aerofólios empregados em projetos BW - Dados gerados utilizando o software XFLR5 (XFLR5...,).

Aerofólio	Alpha Zero (°)	Alpha Estol (°)	$C_{L_{stall}}$	a_0
NACA65(3)-218	-1,5	20	1,55	0,0838
Eppler 190	-3,1	15	1,53	0,1286
NACA 64-602	-2,65	13	1,4	0,1353
Eppler 193	-3,32	24	2,4	0,1161
RAE 2822	-1,96	25	2,44	0,1059
SD 7037	-3,26	23	2,46	0,1246

Por fim, para a determinação do AR foi utilizado a média dos valores de AR para outros projetos de aeronaves BWB. Tanto o valor de AR médio quanto o valor de a_0 médio foram obtidos a partir da base de dados e foram evidenciados, respectivamente, nas Tabelas 14 e 13, juntamente com outros valores que serão necessários para o dimensionamento.

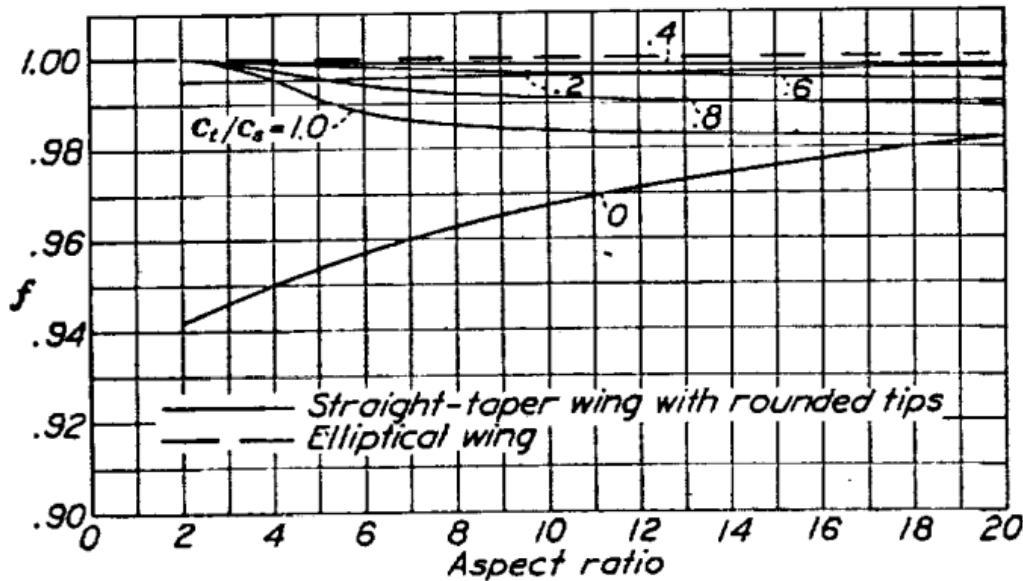


Figura 29 – Ábaco de fator F vs. Fator f - Imagem retirada de (ANDERSON, 1937).

Tabela 13 – Tabela com os dados para determinação do *slope* 3D.

Símbolo	Definição	Valor	Unidade
a_0	<i>Slope</i> 2D	0,116	[$-$]
f	Fator f	0,99	[$-$]

Tabela 14 – Tabela com as informações da base de dados utilizadas para o *sizing*.

Nome	PAX	b (m^2)	C (m)	S (m^2)	AR
BWB-800-II	800	88,1	49	728,35	10
SAX-40	215	67,54	43,98	836	5,46
IWB-750	750	100	62,2	1588	6,20
BWB-450	478	75	41,73	650	8,65
N2A-EXTE	262	65	41	858,98	7,55
IWB-200	256	64	32		
EAR-0009A	219	69,8	38	505	8,72
MÉDIA	75,63	43,99	861,06	7,76	

Assim, em posse dos valores de a_0 , AR e f , é possível calcular o valor da inclinação da curva C_L vs. α , a partir da equação 3.16, igual à $a = 0,089$. Assim, determina-se o valor de $C_{L_{max}}$ para cada aerofólio a partir da equação 3.17.

$$C_{L_{max}} = a \cdot (\alpha_{estol} - \alpha_{C_{l=0}}) \quad (3.17)$$

Assim, realizando a média dos valores calculados pela equação 3.17 determina-se o valor de $C_{L_{max}} = 2,012$ sem hipersustentadores. Para determinar o $C_{L_{max}}$ com

hipersustentadores, seguiu-se a metodologia apresentada em (RAYMER, 1994) aplicou-se a equação 3.18.

$$\Delta C_{L_{max}} = 0.9 \cdot \Delta C_L \cdot \frac{S_{flap}}{S_{ref}} \quad (3.18)$$

Assim, escolhendo o tipo de flap como *slat and fowler flap*, (ROSKAM, 1985), é fornecido o valor de $\Delta C_L = 1,55$. Além disso, determinando S_{flap} como $63,36 \text{ m}^2$ é possível determinar o valor de $\Delta C_L = 0,103$. Assim, encontra-se o valor de $C_{L_{max}} = 2,115$ com hipersustentadores.

Na sequência, é possível determinar a área de asa da aeronave através da aplicação dos valores encontrados na equação 3.19. Vale destacar que a velocidade de estol utilizada no dimensionamento da aeronave equivale a $V_{estol} = 71,6 \text{ m/s}$, o que corresponde à velocidade de estol média da base de dados de aeronaves WB.

$$S_W = \frac{2 \cdot W_0}{\rho \cdot V_{estol}^2 \cdot C_L} \quad (3.19)$$

$$b_W = \sqrt{AR \cdot S_W} \quad (3.20)$$

$$c_{root} = \frac{2 \cdot S_W}{(1 + \lambda) \cdot b_W} \quad (3.21)$$

O valor de λ adotado foi um valor equivalente, haja vista uma simplificação de 3 cordas adotadas no esboço da Figura 25, e apresenta valor de 0,5.

Os resultados estão evidenciados na Tabela 15.

Tabela 15 – Parte dos parâmetros finais da asa.

Parâmetro	Valor final	Unidade
S_w	673,4	m^2
b_w	70,2	m
c_{root}	37,1	m
AR	7,32	-

Para estimar as demais cordas, será necessário levar em conta a cabine de passageiros, uma vez ela encontra-se na parte central da aeronave. Conforme o requisito de passageiros apresentado na Tabela 6, foi considerado um layout de cabine conforme apresentado na Figura 30.

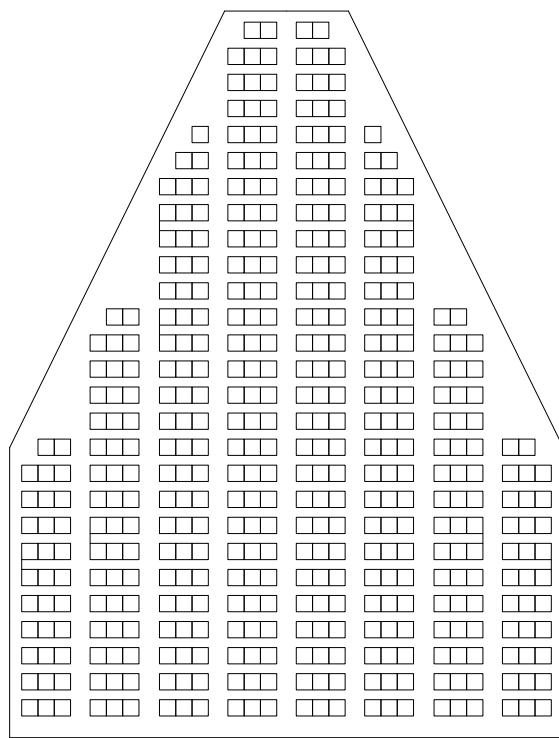


Figura 30 – Imagem evidenciado a configuração de assentos adotada.

Vale destacar que para esta análise, foram considerados assentos quadrados com 50 cm, corredores de 60 cm e espaço entre assentos de 30 cm. Assim, calculando o comprimento da fileira central é possível encontrar o valor de 18,3m. Além disso, também é necessário considerar espaço para a *galley* e banheiros, totalizando cerca de 22 metros de cabine de passageiros. Já para a largura, adotando corredores de 60 cm é possível encontrar largura total igual à 17m.

Na sequência, para determinar a corda na ponta é necessário calcular a área da parte central e descontar da área total, resultando na área da região 4 da Figura 31.

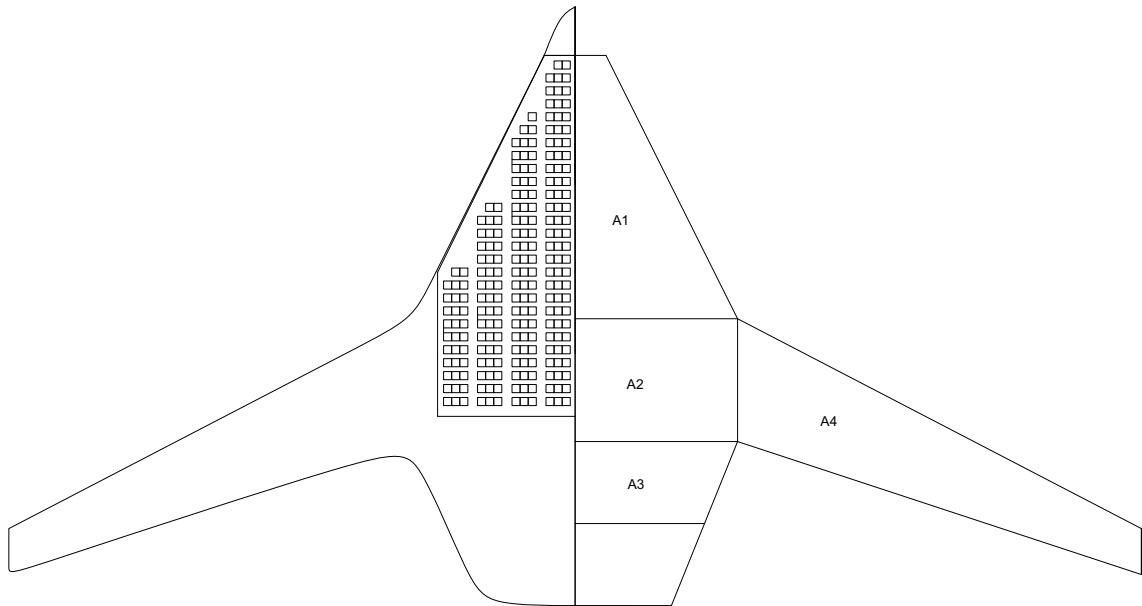


Figura 31 – Imagem mostrando as simplificações de área de asa adotadas para o cálculo.

Vale destacar, que as regiões de 1 a 4 foram escolhidas como principais geradoras de sustentação, enquanto que as demais foram desconsideradas. A região do nariz foi desconsiderada por apresentar menor efeito na geração de sustentação, enquanto que a região traseira foi desconsiderada por ser a região de instalação dos motores, o que dificulta a previsibilidade aerodinâmica, assim, a fim de adotar uma análise mais conservadora, tais regiões foram descartadas. Assim, os valores encontrados são mostrados na Tabela 15.

Além disso, também é sabido que a envergadura é de 70,2m, e a região central da aeronave tem 20m de largura. Assim, é possível determinar a soma das cordas da parte externa da aeronave. Os valores supracitados foram calculados e apresentados na Tabela 16.

Tabela 16 – Áreas encontradas no dimensionamento

Região	Valor (m ²)
A_1	96
A_2	75
A_3	32
A_4	133

Assim, a largura da região 4 é determinada como:

$$h_1 = \frac{70,2 - 2 \cdot 10}{2} \rightarrow h_1 = 25,1m$$

Deste modo, utilizando a equação para determinação de áreas de trapézio, temos:

$$A_4 = \frac{(C_2 + C_{tip}) \cdot h_1}{2} \rightarrow C_2 + C_{tip} = \frac{133 \cdot 2}{25,1} = 10,6m$$

Por fim, adotando $\lambda = 0,4$ é possível determinar as cordas na raiz e na ponta.

Deste modo, os parâmetros aerodinâmicos do projeto, assim como o esboço da aeronave dimensionada estão presentes na Figura 32.

Tabela 17 – Parâmetros finais da asa.

Parâmetro	Valor final	Unidade
S_w	673,4	m^2
b_w	70,2	m
AR	7,32	-
c_{root}	37,1	m
c_1	14,8	m
c_2	8,78	m
c_{tip}	3,51	m
λ_1	0,4	-
λ_2	0,52	-
λ_3	0,4	-
Λ_1	63,1	$^\circ$
Λ_2	27,46	$^\circ$
CMA	20,6	m

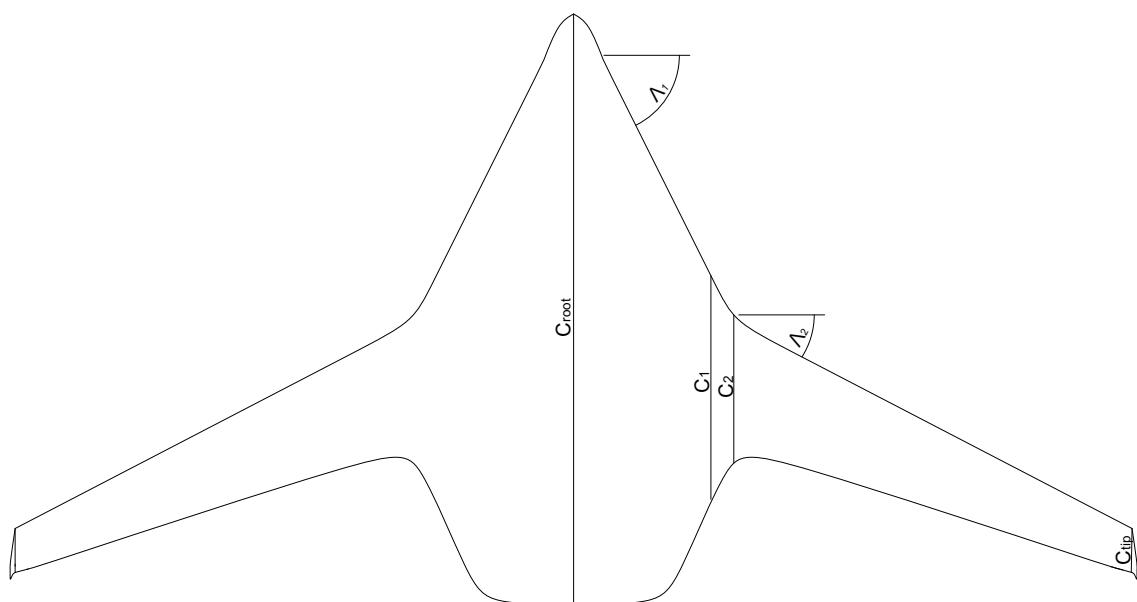


Figura 32 – Dimensionamento final da asa.

3.6 Estimativa de arrasto total

Para estimativa do arrasto total da aeronave será seguida a metodologia apresentada em (RAYMER, 1994). Esta metodologia inicia-se em separar o arrasto total em dois tipos

de arrasto: o Parasita (C_{D_0}) e o Induzido (C_{D_i}). Eles se relacionam de acordo com a Equação 3.22.

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (3.22)$$

Para o cálculo de arrasto parasita serão apicados dois métodos diferentes e os resultados serão comparados e, a fim de realizar uma estimativa mais conservadora, o maior resultado será adotado.

O primeiro método adotado é o *Component Build Up*, o seu processo de funcionamento é através da soma de componentes de arrasto parasita de cada componente da aeronave. O método é descrito pela equação 3.23

$$C_{D_0} = \frac{1}{S_{ref}} \sum (C_{f_c} FF_c Q_c S_{wet_c}) + C_{D_{misc}} + C_{D_{L \& P}} \quad (3.23)$$

Sendo que o termo C_{f_c} corresponde à estimativa de fricção calculado por coeficiente de placa plana juntamente com o valor do fator de forma (FF) que estima o arrasto de pressão devido a separação viscosa. Além disso, os efeitos de interferência no arrasto são estimados por meio do fator Q. Vale destacar que também são computados os arrastos de miscelânea e arrasto de *Leakage and Protuberance*.

Vale destacar que o BWB é um projeto de aeronave *tail-less* e que todo o arrasto é produzido pela asa, que abrange toda a totalidade da aeronave, acrescido do arrasto dos motores.

3.6.1 Área molhada da asa

Considerando que a asa não possui diedro e adotando o aerofólio NACA 65(3)-218 apresentado na Tabela 12 como aerofólio base para o projeto, pois já foi empregado em outros projetos BWB, podemos determinar suas características aerodinâmicas através do software (XFLR5...). Essas características estão evidenciadas na Tabela 18.

Tabela 18 – Características do aerofólio utilizado como base para o dimensionamento.

Aerofólio	Espessura Máxima (%)	Localização (%)	Camber (%)	Localização (%)
NACA 65(3)-218	17,98	40,40	1,10	50,51

Utilizando as informações da Tabela 18 pode-se determinar a área molhada através das equações 3.24 e 3.25.

$$S_{exposed} = S_W - S_{intersection_{fus}} \quad (3.24)$$

$$S_{wet} = S_{exposed} \left[1,977 + 0,52 \left(\frac{t}{c} \right) \right] \quad (3.25)$$

Tabela 19 – Valores encontrados de área molhada e área exposta.

Área	Valor (m ²)
S_W	673,4
$S_{intersection_{fus}}$	0
$S_{exposed}$	673,4
S_{wet}	1361,5

3.6.2 Arrasto de Fricção

O principal fator que afeta o arrasto de fricção são as porcentagens da extensão da asa em que o fluxo é laminar e turbulento. Assim sendo, é necessário estimar o número de reynolds e o número de reynolds de corte para regime transônico, conforme as equações 3.26 e 3.27.

$$Re = \frac{\rho \cdot V_{cruz} \cdot CMA}{\nu} \quad (3.26)$$

$$Re_{cutoff} = 44,62 \left(\frac{l}{k} \right)^{1,053} \cdot M^{1,16} \quad (3.27)$$

Sendo que ρ e ν correspondem à densidade do ar e viscosidade do ar no nível do mar, respectivamente. o parâmetro k corresponde a rugosidade e l equivale à CMA da aeronave. O parâmetro k advém do ábaco apresentado na Figura 33 e os valores encontrados são apresentados na Tabela 20.

Surface	k, ft
Camouflage paint on aluminum	3.33×10^{-5}
Smooth paint	2.08×10^{-5}
Production sheet metal	1.33×10^{-5}
Polished sheet metal	0.50×10^{-5}
Smooth molded composite	0.7×10^{-5}

Figura 33 – Valor da rugosidade k - Retirado de (RAYMER, 1994).

Tabela 20 – Valores de número de Reynolds calculados.

Tipo	Valor
Reynolds	$3,75 \cdot 10^8$
Reynolds de Corte	$8,37 \cdot 10^8$

Como $Re < Recutoff$, o coeficiente de fricção (C_f) varia com o valor de Reynolds e deve ser calculado para a região laminar e turbulenta de acordo com as expressões 3.28 e 3.29.

$$C_f^{lam} = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad (3.28)$$

$$C_f^{turb} = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58}(1 + 0.144M^2)^{0.65}} \quad (3.29)$$

Além disso, utilizando os valores apresentados na Figura 34 é possível determinar que para aviação civil a porcentagem de fluxo laminar nas asas corresponde à 50%.

Attainable Laminar Flow as a Percentage of Wetted Area	Fuselage, %	Wing and Tails, %
Subsonic		
General aviation—classic production metal	0	10
General aviation—smooth metal (no rivets or cracks)	10	35
General aviation—smooth molded composites	25	50
Sailplane—smooth molded composites	35	70
Helicopter—traditional design	0	0
Helicopter—smooth design	20	20
Civil jet—classic production metal	5	10
Civil jet—research goal (passive)	25	50
Civil jet—research goal (with active suction)	50	80
Military aircraft with camouflage	0	0

Figura 34 – Valor da porcentagem do fluxo laminar nas asas - Retirado de (RAYMER, 1994).

Por fim, o valor de C_f é detalhado na Tabela 21

Tabela 21 – Valores de coeficiente de fricção bem como valor final.

Coeficiente	Valor
$C_{f, lam}$	$6,86 \cdot 10^{-5}$
%lam	50%
$C_{f, turb}$	$1,67 \cdot 10^{-3}$
C_f	$8,69 \cdot 10^{-4}$

3.6.3 Arrasto de pressão

A determinação do fator de forma para contribuição do arrasto de pressão em regime transônico é dada pela equação 3.30.

$$FF_W = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)m} \cdot \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot [1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos \Lambda_m)^{0.28}] \quad (3.30)$$

Sendo que o termo $(x/c)m$ corresponde à localização do valor de máxima espessura do aerofólio adotado, Tabela 18, e o termo Λ_m é o valor de Λ onde há o aerofólio de maior

espessura. Assim, adota-se $\Lambda_m = \Lambda_1$, conforme Tabela 17 e 23. Deste modo, o fator de forma é $FF = 1,683$

3.6.4 Arrasto de interferência

Como principal interferências pode-se considerar a interferência causada pelos motores e naceles montados diretamente sobre a asa. Deste modo, conforme apresentado em (RAYMER, 1994), o valor do arrasto de interferência adotado é de $Q = 1,5$

3.6.5 Estimativa de Arrasto Parasita - *Component Build Up Method*

Deste modo, o resultado do arrasto parasita é calculado através da Equação 3.23. Vale destacar que valores típicos para o arrasto de protuberância costuma ser 10% do arrasto total, enquanto que o arrasto de miscelânea é estimado em torno de 0,001. Deste modo, determina-se C_{D_0} conforme Equação 3.23 e os demais valores supracitados:

$$C_{D_0} = \frac{1}{673,4} \cdot (C_f FFQS_{wet}) + C_{D_{misc}} + C_{D_{L \& P}}$$

Donde determina-se que o valor estimado de arrasto parasita é:

$$C_{D_0} = 0,005705$$

3.6.6 Estimativa de Arrasto Parasita - *Equivalent Skin Friction Method*

O segundo método para estimar o arrasto parasita é utilizar o fator de arrasto de fricção equivalente (C_{f_e}). Este método baseia-se na equação 3.31.

$$C_{D_0} = C_{f_e} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (3.31)$$

$C_{D0} = C_{fe}(S_{wet}/S_{ref})$	C_{fe}
Bomber	0.0030
Civil transport	0.0026
Military cargo (high upsweep fuselage)	0.0035
Air Force fighter	0.0035
Navy fighter	0.0040
Clean supersonic cruise aircraft	0.0025
Light aircraft—single engine	0.0055
Light aircraft—twin engine	0.0045
Prop seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040

Figura 35 – Valor do coeficiente de fricção equivalente - Retirado de (RAYMER, 1994).

Utilizando o valor escolhido através da Figura 35, considerando que a aeronave é para transporte civil, encontra-se que $C_{fe} = 0,0026$. Além disso, os demais parâmetros são conhecidos e estão descritos na Tabela 19. Deste modo, o valor do arrasto parasita neste método é:

$$C_{D0} = 0,0053$$

3.6.6.1 Arrasto Parasita - Comparaçāo

Observa-se que os métodos apresentaram diferença menor que 8%, evidenciando que os métodos adotados são consistentes. Além disso, o *component Build Up* se mostrou mais conservador na determinação do valor do arrasto parasita, assim, o valor de arrasto parasita adotado é $C_{D0} = 0,005705$.

3.6.7 Estimativa de Arrasto Induzido

O arrasto induzido é função da sustentação devido aos vórtices que são gerados com a circulação do escoamento da asa. A geração dos vórtices tem uma componente traduzida em arrasto, que é descrita pela equação 3.32. Como o aerofólio adotado possui valor de camber igual à 1,1%, os efeitos de camber serão descartados a fim de simplificar as análises. Além disso, pela presença de *winglets*, que diminuem os efeitos de arrasto induzido, o AR efetivo ($AR_{efetivo}$) corresponde à 120% do AR, conforme (RAYMER, 1994).

$$C_{Di} = K \cdot C_L^2 = \frac{1}{\pi \cdot AR_{efetivo} \cdot e} \cdot C_L^2 \quad (3.32)$$

Sendo que o fator e é o coeficiente de Oswald. Esse coeficiente pode ser determinado de acordo com a equação 3.33 para asas com enflechamento maior que 30°. Ressalta-se

que foi adotado o enflechamento equivalente ($41,72^\circ$) da aeronave, sendo o valor de Λ da linha que vai do nariz à corda na ponta do avião.

$$e = 4,61(1 - 0,045AR^{0,68})(\cos(\Lambda_{LE}))^{0,15} - 3,1 \quad (3.33)$$

Os parâmetros supracitados foram calculados e são apresentados na Tabela 22.

Tabela 22 – Calculo dos parâmetros utilizados para calculo do arrasto induzido.

Parâmetro	Valor
e	0,54
K	0,0667

3.6.8 Estimativa de arrasto total e C_L/C_D

3.6.8.1 Arrasto total

Deste modo, é possível determinar o arrasto da aeronave conforme a equação 3.34.

$$C_D = 0,005705 + 0,0667 \cdot C_L^2 \quad (3.34)$$

Deste modo, aplicando-se o $C_{L_{max}}$ sem hipersustentadores encontra-se o valor de $C_D = 0,2757$. A polar de arrasto é mostrada na Figura 36.

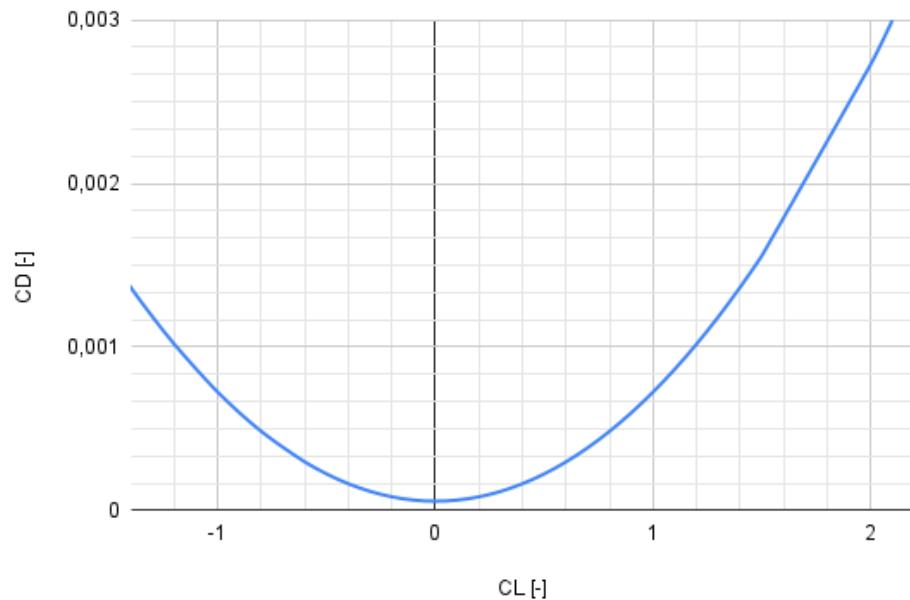


Figura 36 – Polar de C_L vs. C_D .

3.6.8.2 L/D

Para realizar a estimativa de L/D máximo, serão considerados três métodos diferentes. O primeiro se baseia na Equação 3.35 a partir dos dados de arrasto encontrados na

Figura 36. O segundo se baseia na Equação 3.36 apresentada por (TORENBEEK, 1982). E, por fim, o terceiro método é uma alternativa estatística demonstrada na Equação 3.37 e é apresentada em (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

O primeiro método se baseia na polar de arrasto da aeronave, conforme Figura 36. Deste modo, o método é definido pela Figura 37 juntamente com a Equação 3.35.

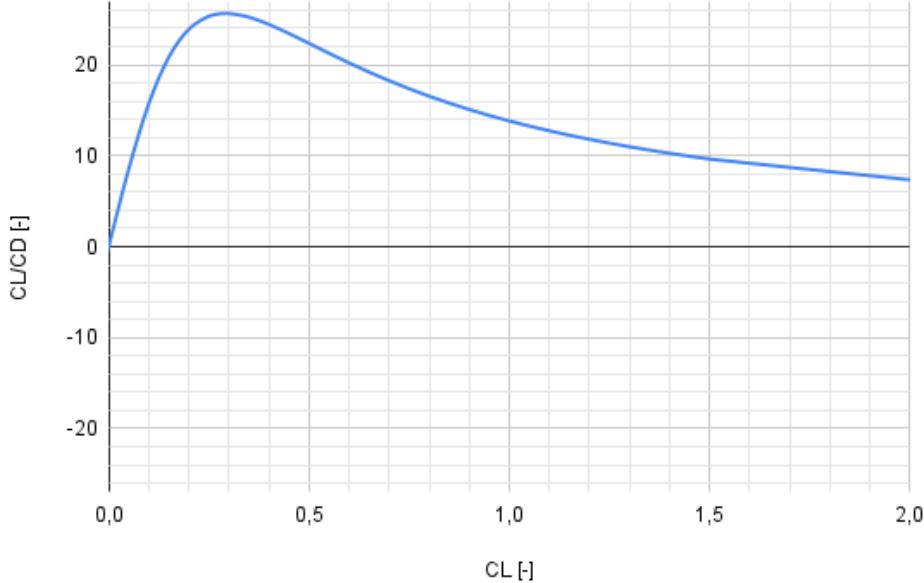


Figura 37 – Polar de C_L/C_D vs. C_D .

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max} \rightarrow \boxed{\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 25,63} \quad (3.35)$$

Já o segundo método (TORENBEEK, 1982) é apresentado conforme a Equação 3.36.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e}{C_{f eq}}} \frac{b}{\sqrt{S_{wet}}} \rightarrow \boxed{\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 24,34} \quad (3.36)$$

Por fim, o terceiro método apresentado em (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019) é definido conforme a Equação 3.37, onde $l_{ref} = 10m$.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{220 \cdot \pi \left(\frac{S_{wet}}{bl_{ref}}\right)^{\frac{1}{6}} \frac{b^2}{S_{wet}}} \rightarrow \boxed{\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 26,43} \quad (3.37)$$

Deste modo, destaca-se que quando comparado ao primeiro método, o primeiro método subestima o valor de L/D enquanto o terceiro superestima. Deste modo, a fim de

utilizar um valor mais representativo para o projeto, o primeiro método foi adotado no projeto, uma vez que passa maior representatividade do modelo, haja vista que partiu da polar de arrasto da aeronave. Assim, define-se para o projeto o valor de L/D conforme equação 3.38:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 25,63 \quad (3.38)$$

3.6.8.3 Força de Arrasto

O método anterior assume que o arrasto parasita é constante com a velocidade. A fim de estimar o arrasto parasita da aeronave considerando diferentes fases de voo, será utilizado o outro método que considera o arrasto parasita em diferentes fases de voo, sendo que o método tem início na Equação 3.39.

$$\left(\frac{D}{q}\right)_0 = C_{D_0} \cdot S_{ref} \rightarrow D_0 = C_{D_0} \cdot S_{ref} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3.39)$$

Utilizando os parâmetros já calculados, é possível determinar que $D_0 = 3,842 \cdot \frac{1}{2} \rho V^2$.

Além disso, para determinar a estimativa de arrasto induzido em função da velocidade é necessário criar uma linha de tendência de série de potências a partir de 4 pontos de interesse, sendo eles: Decolagem, subida, cruzeiro e estol. Para o cálculo, define-se o coeficiente de sustentação conforme equação 3.40

$$C_L = \frac{2gW_i}{\rho V^2 S_{ref}} \quad (3.40)$$

Considerando voo reto e nivelado em todas as situações é possível igualar peso e sustentação. Deste modo, o cálculo do C_L e seu respectivo arrasto induzido é mostrado na Tabela 23. Ressalta-se que devido à falta de dados sobre velocidade de estol para aeronaves BWB, esta primeira estimativa considerou a velocidade de estol a partir da velocidade de aproximação (V_{REF}) da base de dados para aeronaves WB, o que corresponde à V_{stall} igual à 71,6 m/s.

Tabela 23 – Parâmetros utilizados na construção da curva de arrasto induzido em função da velocidade.

	Decolagem	Subida	Cruzeiro	Estol
V (m/s)	$1,2V_{estol}$	$1,6V_{estol}$	292	71,6
W (kg)	W_0	$W_0 \cdot W_1/W_0$	$W_0 \cdot W_2/W_0$	$qC_{L_{max}}S_{ref}$
C_L	1,397	0,762	0,116	2,012
C_{D_i} (drag count)	1302	387,6	8,91	2700
D_i (N)	$3,65 \cdot 10^5$	$1,92 \cdot 10^5$	$2,78 \cdot 10^4$	$5,23 \cdot 10^5$

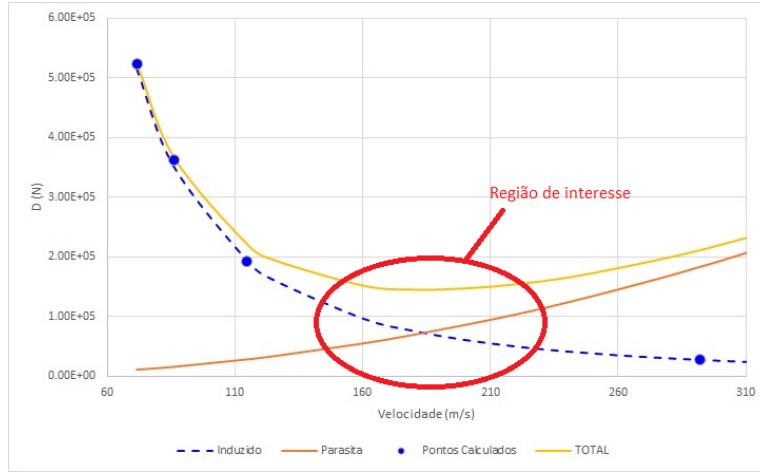


Figura 38 – Estimativa de arrasto total.

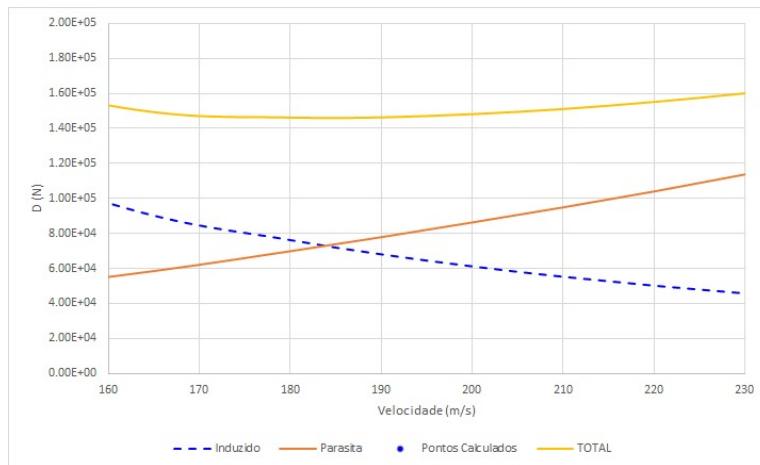


Figura 39 – Estimativa de arrasto total com foco em uma região de interesse.

Destaca-se que o ponto de intersecção entre a previsão do arrasto induzido e o arrasto parasita é a região de menor arrasto, o que fornece a informação de velocidade de máximo planeio da aeronave, que é em torno de 185 m/s.

3.7 Segunda estimativa de pesos

Para a segunda estimativa de pesos, a mesma metodologia foi adotada. No entanto, como mostrado na Equação 3.38, o novo L/D máximo é igual à 25,63. Deste modo, é possível melhorar a análise de pesos. Ressalta-se que o peso de tripulação e carga paga não sofrem alteração com a mudança do valor de L/D, deste modo, resta recalcular o peso vazio e peso de combustível.

3.7.1 Peso de combustível

Assim, reaplicando o método as equações 3.11 e 3.12 as novas frações de peso de combustível estão evidenciadas na Tabela 24.

Tabela 24 – Frações de peso de combustível obtidas para cada fase de voo.

Fase	W_i/W_{i-1}	Valor
Partida e decolagem	W_1/W_0	0,9700
Subida	W_2/W_1	0,9850
Cruzeiro	W_3/W_2	0,7724
Descida e Loiter	W_4/W_3	0,9935
Pouso	W_5/W_4	0,9950
Multiplicação	W_5/W_0	0,7296

Por fim, determina-se o valor de W_f/W_0 conforme a equação 3.13.

$$\frac{W_f}{W_0} = 1,06 \cdot \left(1 - \frac{W_5}{W_0}\right) = 1,06 \cdot (1 - 0,7296) \rightarrow \boxed{\frac{W_f}{W_0} = 0,2866}$$

3.7.2 Peso total

O peso total é calculado pelo método iterativo da mesma maneira que foi realizado na primeira estimativa.

3.7.3 Resultados das estimativas

O processo iterativo é evidenciado na Tabela 25. A nova fração de peso vazio foi comparada com a base de dados e é mostrada na Figura 40.

Tabela 25 – Iteração para determinar peso bruto da aeronave

Processo Iterativo					
Iteração	$W_{0adotado}$	W_e/W_0	W_0	Erro Percentual	W_f
1	400000,0	0,5078	447153,7	1,05E-01	128174,5
2	447153,7	0,5023	197519,8	1,26E+00	56618,1
3	197519,8	0,5442	246473,1	1,99E-01	70650,3
4	246473,1	0,5325	230534,9	6,91E-02	66081,7
5	230534,9	0,5360	235090,1	1,94E-02	67387,4
6	235090,1	0,5350	233735,2	5,80E-03	66999,1
7	233735,2	0,5353	234133,5	1,70E-03	67113,3
8	234133,5	0,5352	234016,0	5,02E-04	67079,6
9	234016,0	0,5352	234050,6	1,48E-04	67089,5

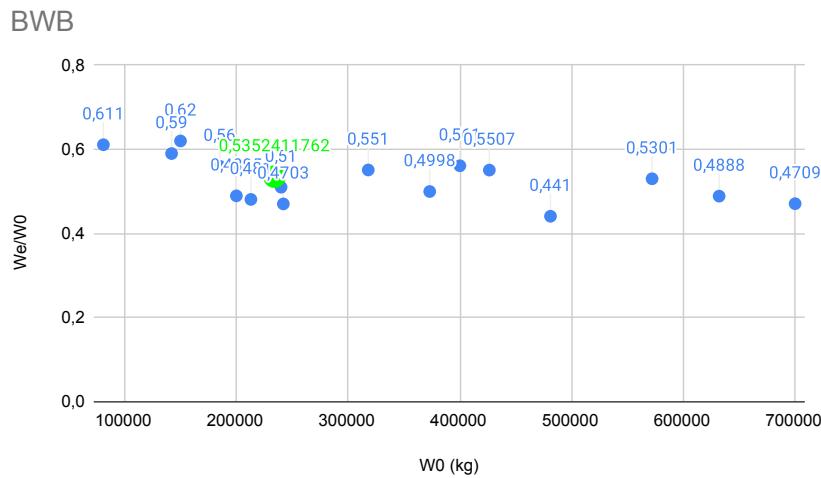


Figura 40 – Gráfico de comparação de peso vazio por peso bruto (W_e/W_0) vs. peso bruto (W_0) da base de dados com o valor encontrado para a segunda estimativa de peso da aeronave projetada.

Assim, a partir do valor adotado de $W_0^{(0)} = 400000$ kg e após 9 iterações, o peso bruto (W_0) de 234050,6 kg foi encontrado. Destaca-se que devido ao aumento do parâmetro L/D, o peso bruto diminuiu. Este resultado era esperado, uma vez que com o aumento de L/D houve diminuição da fração de peso de combustível.

Os valores finais da segunda estimativa de pesos estão apresentados na Tabela 26.

Tabela 26 – Valores finais da segunda estimativa de peso.

Peso Característico	Valor Final [kg]
W_0	234050,6
W_{empty}	125273,5
W_{fuel}	67089,5
W_{crew}	152,6
$W_{payload}$	41535

3.7.4 Melhoria da estimativa

3.7.4.1 Fórmulas e métodos

A fim de refinar a estimativa de pesos, é possível combinar o método já descrito com outro método de previsão de peso de sistemas e componentes para aeronaves de transporte civil, conforme descrito em (RAYMER, 1994). O método de refinamento consiste em estimar o peso dos componentes e sistemas, estes pesos por sua vez são parte do peso vazio da aeronave. Assim, a partir do peso vazio calculado será possível destrinchá-lo em diversos outros pesos.

$$W_{MainLandingGear} = 0,0106 \cdot K_{mp} \cdot W_l^{0,888} \cdot N_l^{0,25} \cdot L_m^{0,4} \cdot N_{mw}^{0,321} \cdot N_{mss}^{-0,5} \cdot V_{estol}^{0,1} \quad (3.41)$$

$$W_{NoseLandingGear} = 0,032 \cdot K_{np} \cdot W_l^{0,646} \cdot N_l^{0,2} \cdot L_n^{0,5} \cdot N_{nw}^{0,45} \quad (3.42)$$

$$W_{NacelleGroup} = 0,6724 \cdot K_{ng} \cdot N_{Lt}^{0,1} \cdot N_w^{0,294} \cdot N_z^{0,119} \cdot W_{ec}^{0,611} \cdot N_{en}^{0,984} \cdot S_n^{0,0224} \quad (3.43)$$

$$W_{FuelSystem} = 2.405 \cdot V_t^{0.606} \cdot \left(\frac{1}{1 + V_i/V_t} \right) \cdot (1 + V_p/V_t) \cdot N_t^{0.5} \quad (3.44)$$

$$W_{starter} = 49,19 \left(\frac{N_{en} W_{en}}{1000} \right)^{0,541} \quad (3.45)$$

$$W_{instruments} = 4,509 \cdot K_r \cdot K_{tp} \cdot N_c^{0,541} \cdot N_{en} (L_f + B_w)^{0,5} \quad (3.46)$$

$$W_{hydraulics} = 0,2673 \cdot N_f (L_f + B_w)^{0,937} \quad (3.47)$$

$$W_{electrical} = 7,291 \cdot R_{kva}^{0,782} \cdot L_a^{0,346} \cdot N_{gen}^{0,1} \quad (3.48)$$

$$W_{avionics} = 1,73 \cdot W_{uav}^{0,983} \quad (3.49)$$

$$W_{APU} = 2,2 \cdot W_{APU_{uninstalled}} \quad (3.50)$$

$$W_{furnishings} = 0,0577 \cdot N_c^{-0,1} \cdot W_c^{-0,393} \cdot S_f^{0,75} \quad (3.51)$$

$$W_{arcondicionado} = 62,36 \cdot N_p^{-0,25} \cdot (V_{pr}/1000)^{0,604} \cdot W_{uav}^{0,1} \quad (3.52)$$

$$W_{handlinggear} = 3 \cdot 10^{-4} \cdot W_{dg} \quad (3.53)$$

$$W_{anti-ice} = 0,002 \cdot W_{dg} \quad (3.54)$$

3.7.4.2 Resultados

Para aplicação da metodologia e das fórmulas 3.41 à 3.54, os valores utilizados, assim como sua origem estão detalhados na Tabela 27.

Tabela 27 – Parâmetros utilizados para refinar a segunda estimativa de pesos.

Parâmetros					
Trem de Pouso			Nacelle e Motorização		
Parâmetro	Valor	Origem	Parâmetro	Valor	Origem
W_L	222348,10	$0,95 W_0$	K_{ng}	1,02	(RAYMER, 1994)
N_l	4,5	Base de dados	N_{lt}	3,61	Base de dados
L_m	10,2	Base de dados	N_w	2,23	Base de dados
L_n	3,39	Base de dados	N_z	9,00	(RAYMER, 1994)
N_{mss}	3	Projeto	N_{en}	2	Projeto
N_{mw}	12	Projeto	S_n	20,38	Base de dados
N_{nw}	4	Projeto	K_p	1,00	(RAYMER, 1994)
K_{np}	1,15	(RAYMER, 1994)	K_{tr}	1,18	(RAYMER, 1994)
K_{mp}	1,126		W_{ec}	7148,96	
Instrumentos e Aviônica			Sistema de combustível e motores		
Parâmetro	Valor	Origem	Parâmetro	Valor	Origem
K_r	1	(RAYMER, 1994)	V_t	110806,32	Projeto
K_{tp}	1		V_i/V_t	0,94	(RAYMER, 1994)
N_c	2	Projeto	N_t	2	Projeto
L_f	37,1	Projeto	V_P	$0,1V_t$	(RAYMER, 1994)
b_w	70,2	Projeto	W_{en}	6166,4	Base de dados
W_{uav}	634,9	(RAYMER, 1994)			
Hidráulica e elétrica			Furnishings e Ar Condicionado		
Parâmetro	Valor	Origem	Parâmetro	Valor	Origem
N_f	7	(RAYMER, 1994)	W_c	7200	Projeto
R_{kva}	60	(RAYMER, 1994)	S_f	1361,5	Projeto
L_a	35,3	Projeto	N_p	450	Projeto
N_{gen}	2	Projeto	V_{pr}	610,7	Projeto
			W_{uav}	634,9	(RAYMER, 1994)

Assim, encontram-se os pesos dos sistemas na Tabela 28. Vale ressaltar que para estimar o peso da asa, que corresponde à estrutura toda, foi necessário subtrair o peso vazio do peso dos sistemas supracitados, uma vez que o método não é adequado para estimar o peso vazio da estrutura, haja vista que considera pesos de fuselagem e empenagens, o que não se aplica à aeronave BWB.

Tabela 28 – Pesos encontrados no refinamento da segunda estimativa de pesos.

Identificação	Peso	Valor Final (kg)
1	W_w	113036,1
2	W_{mlg}	4842,8
3	W_{nlg}	355,8
5	W_{fs}	2199,01
6	$W_{starter}$	191,5
7	$W_{nacelle}$	1124,0
9	W_{APU}	376,1
10	$W_{instruments}$	97,0
11	$W_{hydraulic}$	19,4
12	$W_{electrical}$	706,4
13	$W_{avionics}$	984,3
14	$W_{furnishings}$	395,8
15	$W_{arcondicionado}$	407,0
16	$W_{anti-ice}$	468,1
17	$W_{handlinggear}$	70,2
18	W_f	67089,5
19	W_{crew}	152,6
20	$W_{passageiros}$	34335,0
21	$W_{bagagens}$	7200,0

3.8 Balanceamento

3.8.1 Metodologia

A partir da determinação dos pesos dos principais componentes, é possível encontrar o centro de gravidade (CG) da aeronave, para diversas condições de interesse. Para isso, serão utilizados as equações 3.55 e 3.56.

$$x_{CG} = \frac{\sum_{i=0}^k m_i \cdot x_{CG_i}}{\sum_{i=0}^k m_i} \quad (3.55)$$

$$z_{CG} = \frac{\sum_{i=0}^k m_i \cdot z_{CG_i}}{\sum_{i=0}^k m_i} \quad (3.56)$$

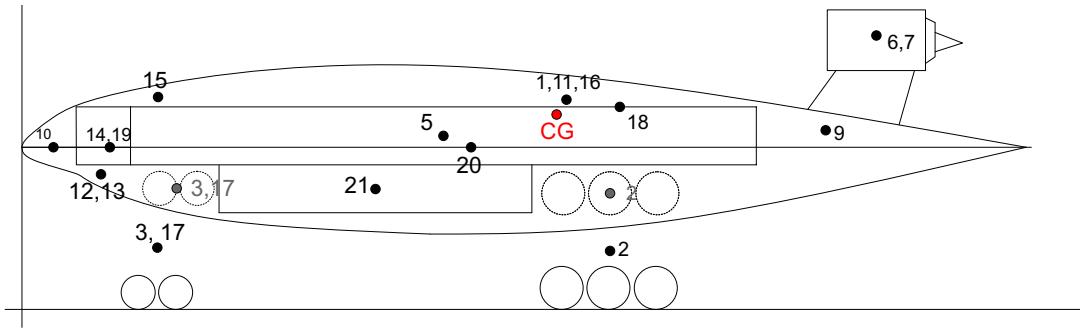
Sendo que m_i indica a massa de cada componente considerado na Tabela 28 e x_{CG_i} e z_{CG_i} a posição do CG do componente no eixo X e Z da aeronave, respectivamente, em relação a um ponto de referência.

3.8.2 Resultados

Tomando o nariz do avião e o chão com o trem de pouso estendido como referência (DATUM) dos eixos X e Z, respectivamente, as posições de centro de gravidade para diferentes configurações são encontrados e evidenciados na Tabela 29. Além disso, os pontos da Tabela 28 foram considerados nos cálculos e estão evidenciados na Figura 41.

Tabela 29 – Posição do centro de gravidade para diferentes configurações.

Configuração da aeronave	Xcg [m]	Zcg [m]
W_0	19,681	7,123
450 pax e 50% W_f	19,298	7,070
W_e	19,733	7,124

Figura 41 – Representação gráfica das posições de CG dos componentes e posição do CG para a configuração de W_0 (Ponto vermelho) - Vista lateral.

As posições de X e Z de cada um dos componentes são evidenciadas nos apêndices A e B, respectivamente.

Vale ressaltar que a aeronave irá carregar o combustível nas asas, e por apresentar asas com elevado enflechamento, é interessante realizar uma análise de passeio de CG para melhor compreender o comportamento da aeronave. Deste modo, é possível observar as posições de CG que a aeronave pode assumir na Tabela 30 e sua respectiva visualização gráfica na Figura 42.

Tabela 30 – Análise de peso vs. posição em X do cg.

Condição	ID	X_{cg} [m]	Massa (kg)
Peso mínimo de operação (W_e)	W1	19,7	125349,8
W1 + copiloto	W2	19,7	125426,1
W2 + passageiro	W3	19,0	159761,1
W3 + bagagem	W4	18,8	166961,1
W4+ combustível	W5	19,7	234050,6
W4+75% combustível	W6	19,5	217278,3
W4+50% combustível	W7	19,7	233974,3
W4+25% combustível	W8	20,1	208299,4
W1+combustível	W9	20,5	192439,3
W1+75% combustível	W10	20,4	175667,0
W1+50% combustível	W11	20,5	192363,0
W1+25% combustível	W12	21,1	166688,1
W9 + bagagem	W13	20,2	199639,3
W13 + copiloto	W14	20,2	199715,6
W14 + passageiros	W15	19,7	234050,6

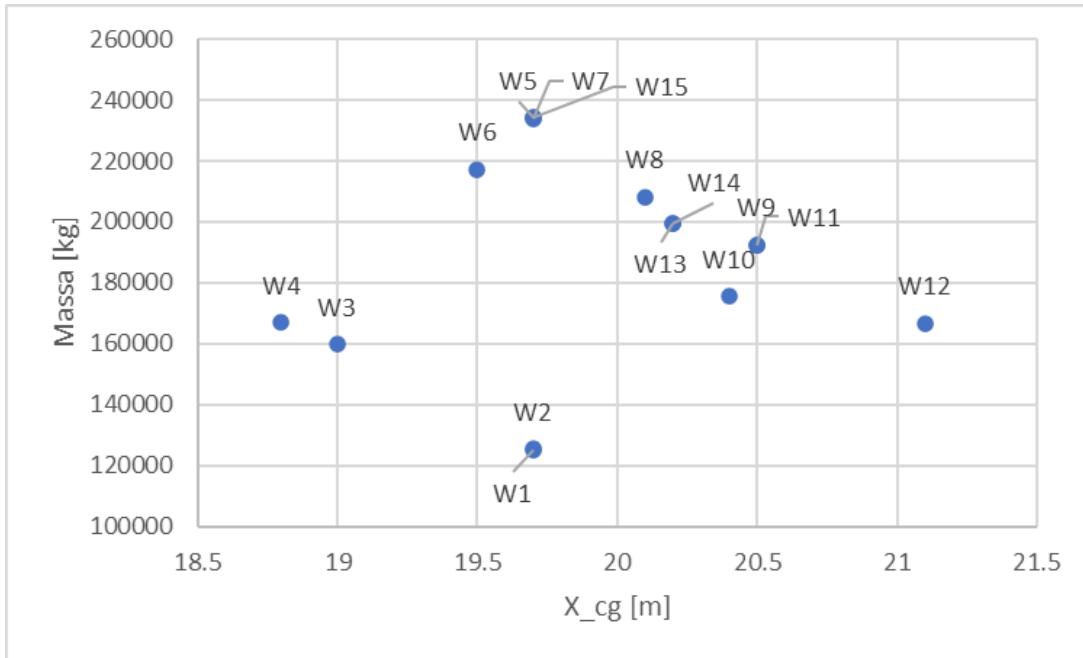


Figura 42 – Diagrama: Massa da aeronave *vs.* Posição do CG.

Deste modo, fica evidente que o ponto W4 delimita o limite dianteiro em 19,7m, enquanto que o limite traseiro é delimitado pelo ponto W12, com 21,1m. Ressalta-se que estes pontos refletem apenas os limites de CG considerando peso e balanceamento, para aprofundar esta análise seria necessário estudar os limites de CG considerando autoridade de comando de voo.

3.9 Análise de Constraints

A análise de *constraints* é fundamental para compreender o desempenho e as limitações do projeto. Nesse contexto, a criação do diagrama de peso-potência por carga alar é uma ferramenta valiosa de projeto, uma vez que através do diagrama é possível determinar aspectos de desempenho como decolagem, subida, etc. Além disso, o diagrama também permite comparar o projeto com outras aeronaves.

Deste modo, a fim de gerar a relação peso-potência *vs.* carga alar, serão consideradas as fases de subida, decolagem e pouso. A metodologia adotada para cálculo de *constraints* foi realizada de acordo com os métodos de diagrama de constraints para aeronaves de transporte civil apresentados em (PANT,).

3.9.1 Pouso

Para cálculo da fase de pouso na velocidade de estol, aplica-se a equação 3.57.

$$\left[\frac{W}{S} \right]_{Land} \leq 0,5 \cdot \rho_{land} \cdot C_{L_{max}} \cdot V_{stall_{land}}^2 \quad (3.57)$$

Sendo que os parâmetros utilizados para realização desta análise estão disponíveis na Tabela 31.

Tabela 31 – *Inputs* utilizados para cálculo da relação peso-potência em condição de pouso.

Parâmetro	Fonte	Valor
$V_{Stall_{land}}$	Base de dados	60 m/s
$C_{L_{max}}$	Calculado no Projeto	2,115

Assim, a relação para a condição de pouso em kg/m encontrada é de $\left[\frac{W}{S} \right]_{Land} \leq 576,51$.

3.9.2 Subida

Para a fase de subida, foi utilizada a equação 3.58. Sendo que os termos correspondentes são descritos na Tabela 32.

$$\frac{T_{SL}}{W_{T0}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{q}{\beta} \left[\frac{C_{D_0}}{(W_{t0}/S)} + k_1 \left(\frac{\eta\beta}{q} \right)^2 \frac{W_{T0}}{S} \right] + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \right\} \quad (3.58)$$

Tabela 32 – *Inputs* utilizados para cálculo da relação peso-potência em condição de subida.

Parâmetro	Descrição	Fonte	Valor
α	Dados sobre motorização	Base de dados	0,1789
β	Razão de peso de cruzeiro por peso bruto	Projeto	0,956
q	Pressão dinâmica em condição de cruzeiro	Projeto	1123,54 kg/m ²
C_{D_0}	Coeficiente de arrasto parasita	Projeto	0,005705
k_1	Coeficiente do arrasto induzido em cruzeiro	Projeto	0,0636
η	Coeficiente em relação à condição de voo	base de dados	1
V	Velocidade de cruzeiro na condição de cruzeiro	Projeto	251,2 m/s
dh/dt	Razão de subida em cruzeiro	Base de dados	2,2 m/s
dV/dT	Aceleração	Projeto	0 m/s ²
g	aceleração da gravidade	Base de dados	9,81 m/s ²

3.9.3 Decolagem

A determinação da relação peso-potência de decolagem é determinada através da equação 3.59.

$$\frac{T}{W} = \frac{W/S}{\sigma \cdot C_{L_{max,TO}}} \cdot TOP \quad (3.59)$$

Sendo que o parâmetro de decolagem (TOP) é obtido da Figura 43. Os dados utilizados no cálculo são apresentados na Tabela 33.

Tabela 33 – *Inputs* utilizados para cálculo da relação peso-potência em condição de decolagem.

Parâmetro	Fonte	Valor
Takeoff Distance	Base de dados	10386,86 ft
TOP	(RAYMER, 1994)	245 lb/ft ²
Ne	Projeto	2
σ	Projeto	0,9502

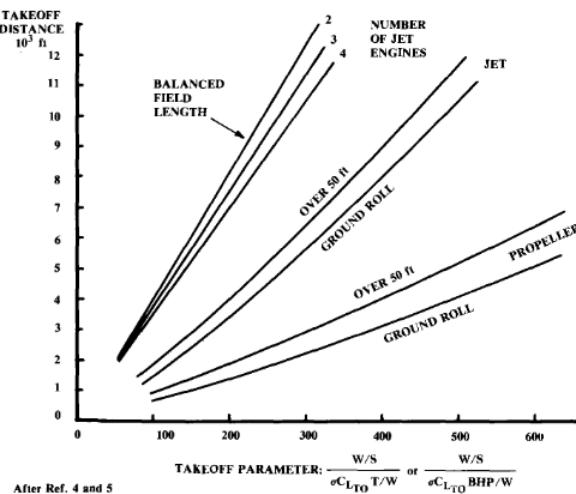


Figura 43 – Parâmetro de decolagem utilizado para estimativa de distância de decolagem
- Imagem retirada de (RAYMER, 1994).

3.9.4 Diagrama final

A partir dos dados apresentados e das relações apresentadas nas Equações 3.59, 3.58 e 3.57 é possível determinar o diagrama de *constraints* apresentado na Figura 44.

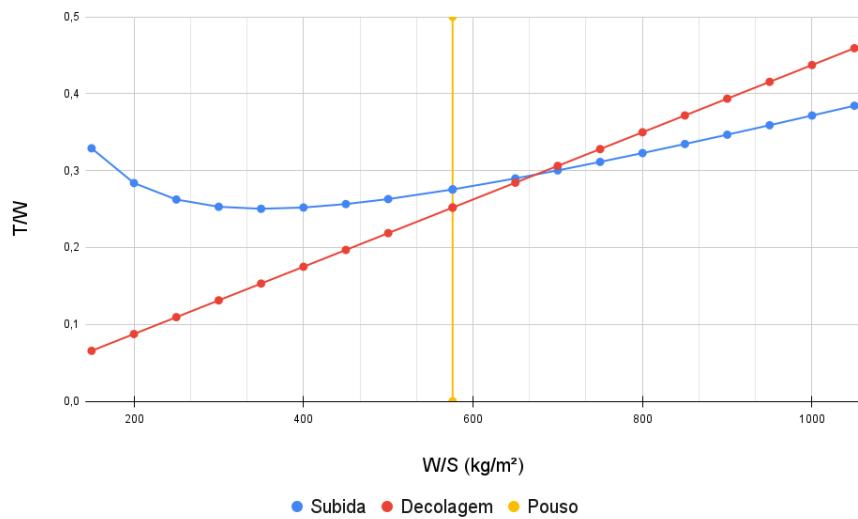


Figura 44 – Peso-Potência *vs.* Carga alar - Diagrama de *constraints*.

Assim, através da Figura 44, é identificado uma região aceitável para o projeto. Esta região é a intersecção da área acima da curva de subida e simultaneamente à esquerda da curva de pouso. Esta região é denominada como *safe zone*, ou seja, quaisquer combinações entre T/W e carga alar dentro desta região atenderá aos requisitos do projeto.

Além disso, também foi incluída a carga alar do projeto no diagrama e é mostrado na Figura 45. Deste modo, é possível adotar a região de interesse como sendo a região destacada na Figura 45.

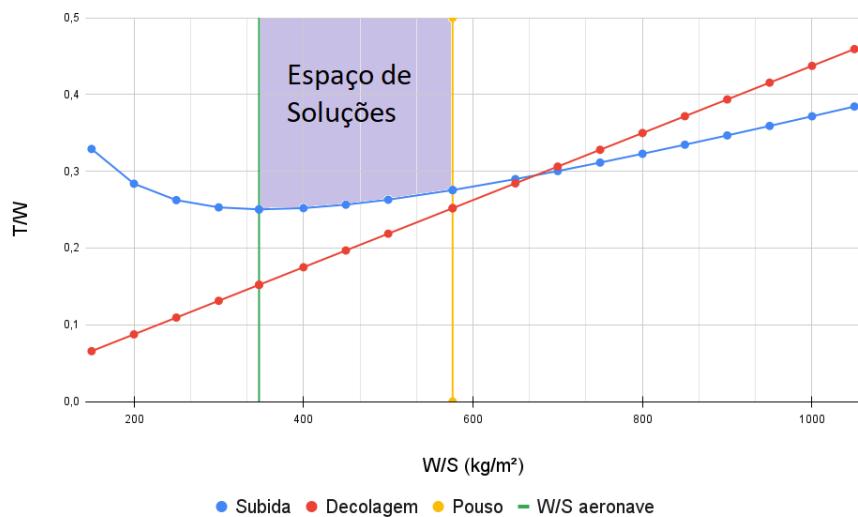


Figura 45 – Peso-Potência *vs.* Carga alar evidenciando a carga alar do projeto e o espaço de soluções - Diagrama de *constraints*.

Deste modo, a fim de otimizar o projeto é necessário determinar os pontos de

melhor T/W em relação a carga alar. No diagrama encontrado, há um ponto de interesse, que é o ponto de intersecção da curva de subida com a curva de pouso. Este ponto, que corresponde à $(T/W)_{min} = 0,257$ com $W/S = 576\text{kg/m}^3$, é o ponto onde maximiza a carga alar com o valor mínimo de T/W dentro do espaço de soluções. Nesse contexto, o ponto escolhido permite que o avião alcance suas metas de desempenho, minimizando o consumo de combustível e custo com motorização. Além disso, ele também seleciona a maior carga alar possível, e comparando com a carga alar do projeto apresentada na Figura 45, fica evidente que o ponto escolhido garante uma carga alar maior, ou seja, na próxima iteração do projeto conceitual é possível diminuir a área de asa da aeronave.

Assim, o valor de $(T/W)_{min} = 0,257$ é adotado para as análises de desempenho da aeronave.

3.10 Determinação de Desempenho

As análises de desempenho descritas nesta seção levam em consideração o equilíbrio estático das forças em voo. Além disso, destaca-se que a condição de maior eficiência aerodinâmica L/D é a condição de mínimo arrasto e foi determinada conforme Equação 3.38. Deste modo, o valor adotado é $\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 25,63$.

3.10.1 Tração requerida e disponível

Sabe-se que há três trações de interesse, sendo elas: tração nominal, a qual é a tração do motor sem perdas, a tração disponível, que considera perdas de tração devido a velocidade e altitude, e, por fim, a tração requerida, a qual está diretamente relacionada com o arrasto da aeronave em determinada condição de voo para manter o voo em equilíbrio.

Para determinar a tração requerida durante o voo de cruzeiro, foi necessário determinar o arrasto total para esta condição. Deste modo, a curva de tração requerida pode ser construída de acordo com a equação 3.60.

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S_W (C_{D_0} + K C_L^2) \quad (3.60)$$

Sendo que como todos os parâmetros correspondem à condição de cruzeiro, é necessário determinar o C_L de cruzeiro. Por se tratar de voo reto e nivelado, a força de sustentação se igual ao peso, donde é possível determinar os valores de C_L .

Para calcular a tração nominal em diferentes condições de voo, é necessário primeiro definir a motorização da aeronave. A partir da base de dados, foi identificado que a tração estática média a nível do mar gerada por um motor de aeronaves WB com pesos similares ao encontrado no projeto é $T = 283761,6$ N. Nessa perspectiva, como a aeronave é bimotor,

a tração estática disponível à nível do mar é $T_{disponivelSL} = 5,68 \cdot 10^5 N$. No entanto, como toda a análise é realizada na condição de cruzeiro, é necessário determinar quanto desta tração o motor é capaz de disponibilizar em cruzeiro.

Para iniciar esta análise, adota-se a metodologia apresentada em (GUDMUNDSSON, 2013), uma vez que apresenta um método mais recente acerca de motorização a jato. Nesse contexto, a Figura 46 traz a razão de tração nominal que o motor é capaz de gerar em função da altitude e do número de mach.

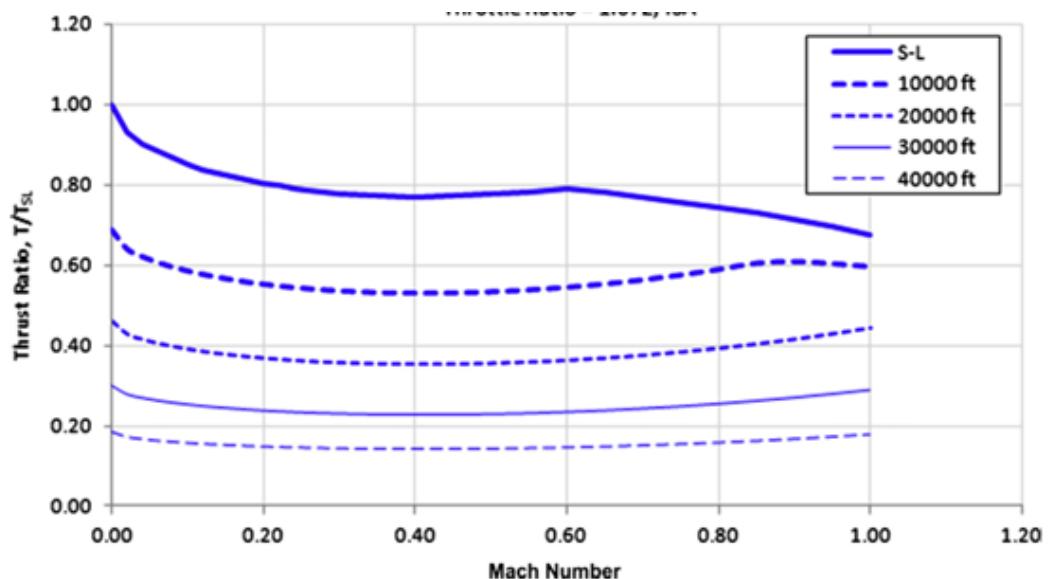


Figura 46 – Razão de tração para motores *high-bypass* em função de altitude e número de Mach - Imagem retirada de (GUDMUNDSSON, 2013)

Selecionando a curva de 30000ft e parametrizando, é possível encontrar uma aproximação quadrática para utilizar a curva para diferentes velocidades, conforme apresentado na Figura 47, que resulta na Equação 3.61.

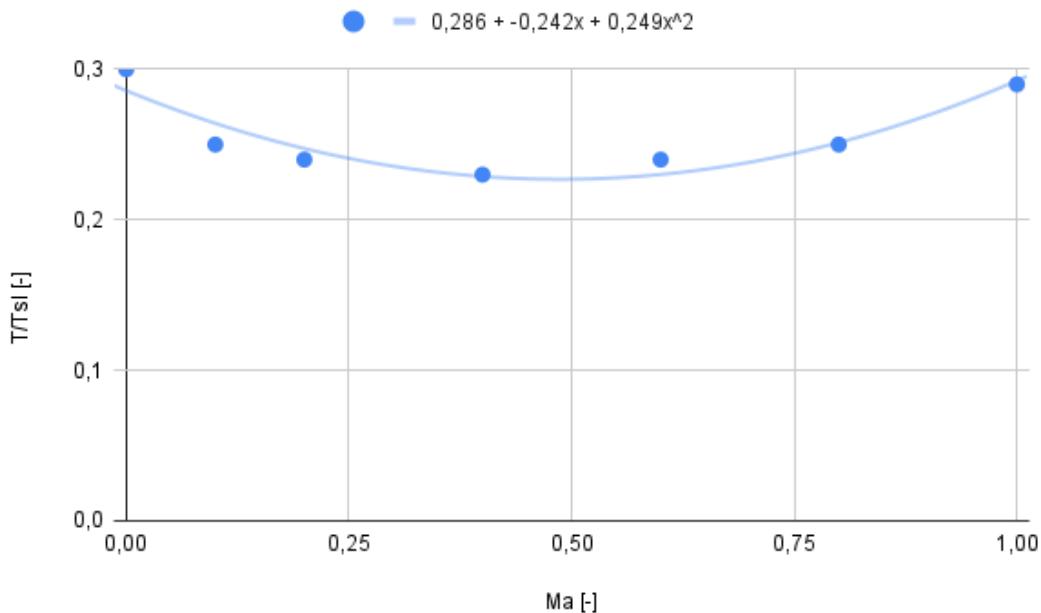


Figura 47 – Aproximação da curva de razão de tração para a altitude de 30 mil ft a partir da Figura 46.

$$T/T_{SL} = 0,249 \cdot Ma^2 - 0,242 \cdot Ma + 0,286 \quad (3.61)$$

Deste modo, aplicando a Equação 3.61 para diferentes números de Mach e utilizando a Tração nominal no nível do mar para a aeronave toda, é possível determinar a curva de tração nominal.

3.10.1.1 Eficiência do motor

Por fim, para determinar a tração disponível, é necessário considerar a eficiência propulsiva de acordo com a velocidade de voo. Deste modo, um processo semelhante ao anterior foi adotado. A partir da Figura 48, é possível determinar uma equação que melhor aproxime a eficiência propulsiva em função da velocidade de voo.

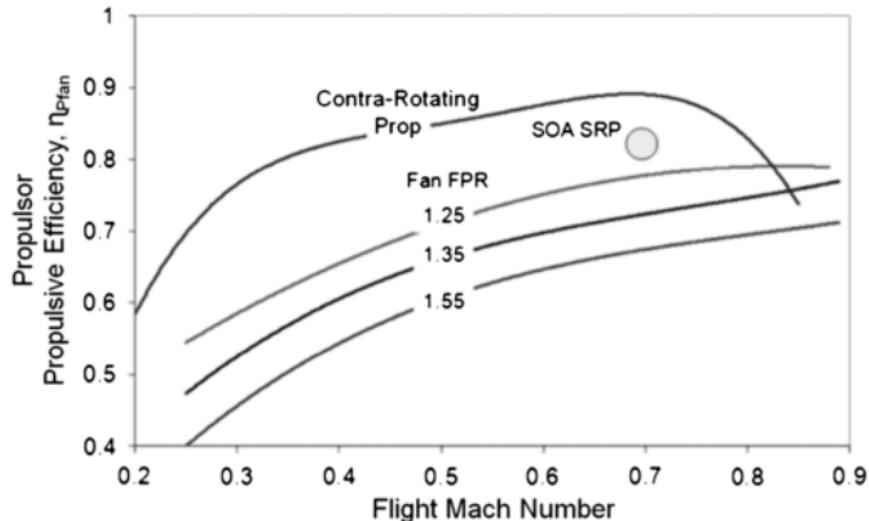


Figura 48 – Eficiência propulsiva por número de Mach - Imagem retirada de (EPSTEIN, 2014).

Adotando um motor com razão de pressão (FPR) igual a 1.25, é possível determinar uma aproximação exponencial, como mostrado na Figura 49 e na Equação 3.62.

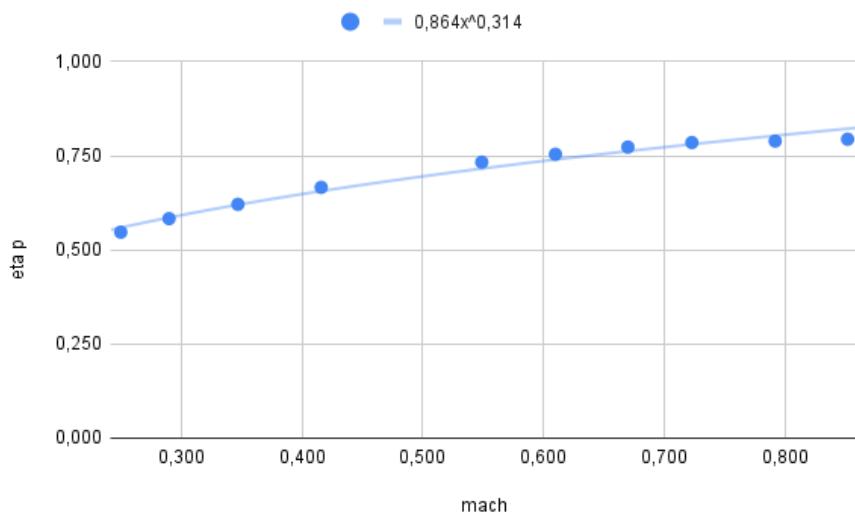


Figura 49 – Aproximação da eficiência propulsiva por número de Mach.

$$\eta_p = 0,864 \cdot Ma^{0,314} \quad (3.62)$$

Assim, aplicando a equação 3.62 nas trações nominais, é possível determinar a tração disponível.

3.10.1.2 Trações

Deste modo, pode-se determinar o diagrama de trações para voo reto e nivelado em nível de cruzeiro conforme demonstrado nas Figuras 50 e 51.

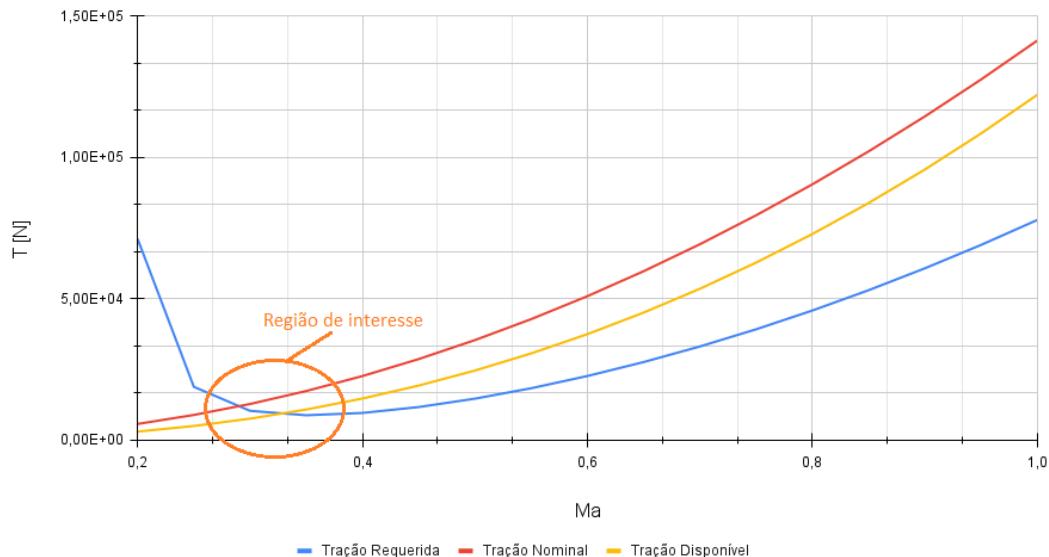


Figura 50 – Curvas de tração para diferentes velocidades em condição de cruzeiro.

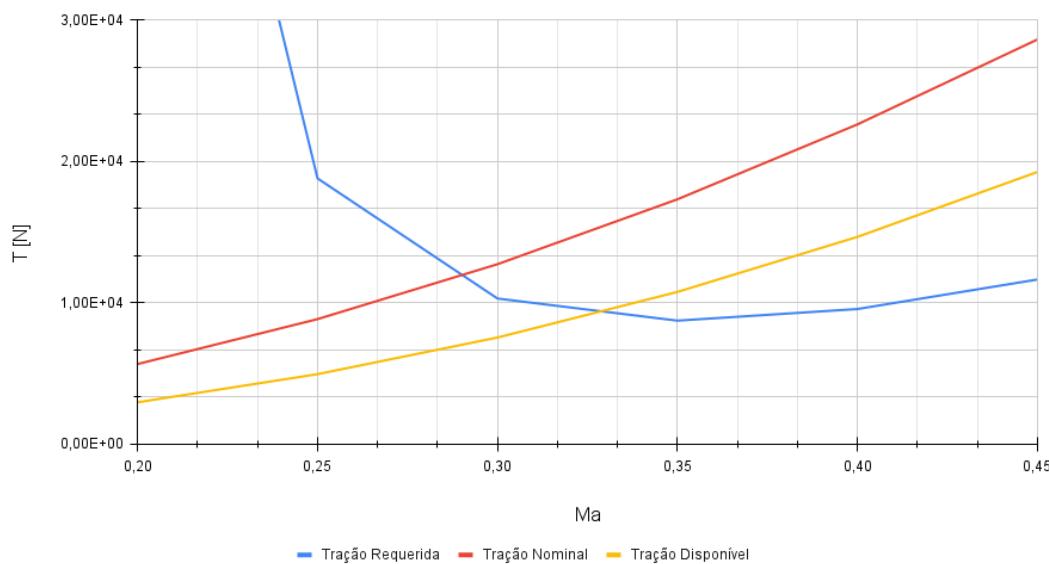


Figura 51 – Curvas de tração para diferentes velocidades em condição de cruzeiro - Foco na região de interesse.

Assim, destaca-se que a motorização escolhida é capaz de suprir a demanda da aeronave na condição de cruzeiro. Vale ressaltar que as análises supracitadas para construção do gráfico de trações são validas até número de mach igual à 1. Para valores superiores a

1, é necessário reconsiderar as análises de tração nominal disponível e análise de eficiência propulsiva.

3.10.2 Razão de subida

A partir da mecânica de voo e da cinemática apresentada em (RAYMER, 1994), é possível determinar o ângulo de subida, γ , e a razão de subida, R/S, de acordo com as equações 3.63 e 3.64, respectivamente.

$$\gamma = \arcsin \left(\frac{T - D}{W} \right) \quad (3.63)$$

$$R/S = V \cdot \sin (\gamma) \quad (3.64)$$

Destaca-se que o mesmo processo para determinação da tração disponível e apresentado na seção 3.10.1 foi realizado a fim de determinar a tração disponível para a subida. O mesmo se aplica para determinar o valor do arrasto (D). Deste forma, os resultados encontrados estão evidenciados na Tabela 34.

Tabela 34 – Razão de subida e ângulo de subida calculados.

Parâmetro	Valor	Unidade
γ	0,078	rad
	4,48	graus
R/S	536,5	m/min
	8,94	m/s

3.10.3 Alcance e Autonomia(*Endurance*)

Para estimar o alcance e o *Endurance*, que é o tempo máximo de voo da aeronave, foi adotada a metodologia apresentada em (GUDMUNDSSON, 2013). Assim, o alcance máximo e o *endurance* da aeronave foram calculado considerando a velocidade e altitude constante, conforme as Equações 3.65 e 3.67.

$$R = \frac{V}{c_t} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{W_{ini}}{W_{fin}} \right) \quad (3.65)$$

Sendo que V é a velocidade de cruzeiro, C_L/C_D é aproximado para a maior razão L/D a fim de calcular o range máximo, a fração de pesos considera o peso inicial e final da fase de cruzeiro e o termo c_t (*Thrust Specific Fuel Consump*) é calculado de acordo com a equação 3.66.

$$c_t = \frac{c_{jet}}{3600} \quad (3.66)$$

Destaca-se que o valor de c_{jet} adotado foi de 15 mg/Ns, a partir da base de dados.

Já para o calculo de Endurance, basta aplicar a Equação 3.67 e converter o resultado para horas.

$$E = \frac{V}{c_t} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{W_{ini}}{W_{fin}} \right) \quad (3.67)$$

Assim, os resultados encontrados são apresentados na Tabela 35.

Tabela 35 – Resultados de alcance e endurance da aeronave.

Parâmetro	Valor	Unidade
Range (R)	13777,1	km
	7439,0	NM
Endurance (E)	15,26	h

Destaca-se que o valor de alcance encontrado, embora seja bem próximo ao valor do requisito de projeto de acordo com a Tabela 6, não alcançou o requisito. Deste modo, para a segunda versão do projeto, é interessante refinar a análise de alcance da aeronave e também pensar na otimização do alcance. Vale destacar, que o alcance poderia ser alcançado ao aumentar a quantidade de combustível levado, que por sua vez aumentaria o peso. Deste modo, é válido considerar um ciclo de iteração de pesos que convergirá para o valor desejado.

3.10.4 Distância de decolagem (S_{TO})

Para determinação da distância de decolagem será utilizada a referência apresentada em (GUDMUNDSSON, 2013), haja vista que o autor apresenta métodos para determinação da distância de decolagem e pouso para aeronaves à jato e inclui métodos no regulamento Part 25. Além disso, a distância necessária para decolagem é de extrema importância para a análise do desempenho da aeronave. Vale ressaltar que como o projeto se propõe a operar na infraestrutura aeroportuária já existente, é de sua importância o calculo e determinação da distância de decolagem.

Nesse contexto, a fim de identificar a distância de decolagem, é necessário atentar-se a três etapas: a aceleração na pista, dividida em aceleração e rolagem, a transição para subida e a subida propriamente dita. A aceleração nivelada na pista, chamada de *level ground roll* consiste na distância em que a aeronave percorre aumentando sua velocidade até atingir V_{TO} (*take-off velocity*). Em V_{TO} , o piloto inicia a rolagem até atingir o ângulo de ataque para alçar voo. Após a rolagem, a aeronave passa por uma fase transitória em ângulo de subida. Finalmente, com a condição de subida estabelecida, a aeronave deve ultrapassar um obstáculo de 50 ft, permanecer em uma taxa de subida positiva e ganhar

altitude para prosseguir com sua missão. A Figura 52, obtida de (GUDMUNDSSON, 2013), apresenta o esquema da distância total de decolagem, com suas três etapas.

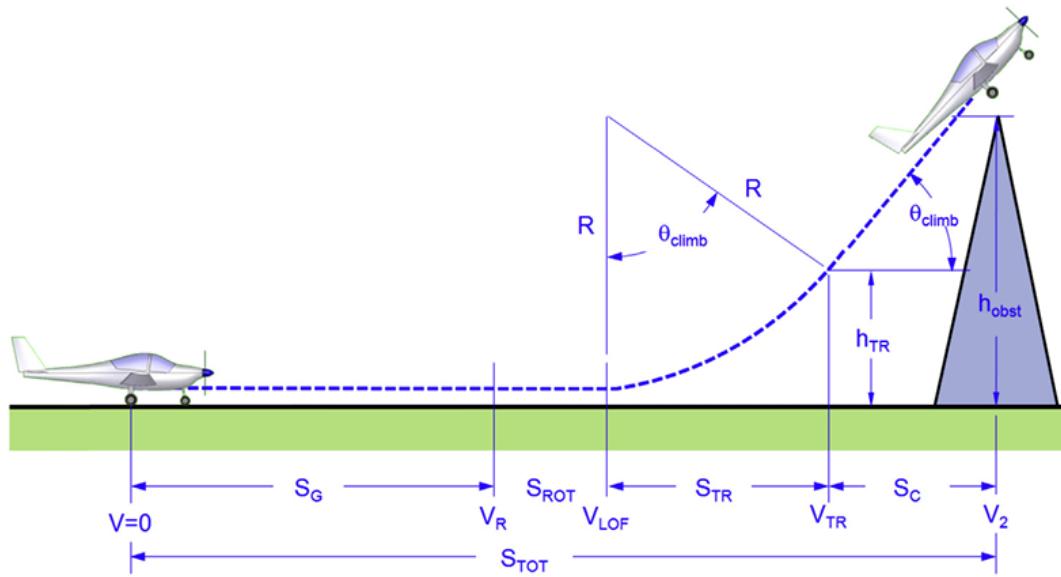


Figura 52 – Segmentação da distância total de decolagem - Imagem retirada de (GUDMUNDSSON, 2013).

3.10.4.1 S_G

A determinação da distância S_G é realizada através da equação 3.68, sendo que todos os parâmetros são calculados na Velocidade de *Lift-off* por $\sqrt{2}$ ($V_{LOF}/\sqrt{2}$). Sendo que a V_{LOF} é determinada como $1,1 \cdot V_{stall}$.

$$S_G = \frac{V_{LOF}^2 W}{2g [T - D - \mu(W - L)]} \quad (3.68)$$

Além disso, para aeronaves a jato a equação de T é dada pela equação 3.69.

$$T = T(V_{LOF}/\sqrt{2}) \quad (3.69)$$

Destaca-se que a função apresentada é obtida diretamente do fabricante do motor. Diante a dificuldade de obter tais dados, foi definida uma Tração efetiva, que consiste na tração total da aeronave vezes um coeficiente de eficiência de tração. Deste modo, foi adotado tal coeficiente igual a 0,45 a partir de estimativas utilizando o diagrama de velocidade por η_p apresentado em (PERKINS; HAGE, 1949).

Além disso, vale destacar que o parâmetro μ é determinado de acordo com a Figura 53. O valor escolhido é 0,05, o que representa pista seca de asfalto e freios desligados.

Surface Type	Ground Friction Coefficient, μ	
	Brakes Off	Braking
Dry asphalt or concrete	0.03–0.05	0.3–0.5
Wet asphalt or concrete	0.05	0.15–0.3
Icy asphalt or concrete	0.02	0.06–0.10
Hard turf	0.05	0.4
Firm dirt	0.04	0.3
Soft turf	0.07	0.2
Wet grass	0.08	0.2

Figura 53 – Fator de fricção de rolamento μ para diferentes superfícies e condições.

3.10.4.2 S_R

A distância de rotação é definida de acordo com a Equação 3.70 para aeronaves grandes.

$$S_{ROT} = 3|V_{LOF}| \quad (3.70)$$

3.10.4.3 S_{TR}

A distância de transição é definida de acordo com a Equação 3.71.

$$S_{TR} = 0,2156 \cdot V_{stall}^2 \cdot \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right) \quad (3.71)$$

3.10.4.4 S_C

Por fim, a distância de *Climb* é determinada de acordo com a Equação 3.72 e os demais parâmetros são apresentados nas Equações 3.73 e 3.74.

$$S_C = \frac{h_{obst} - h_{TR}}{\tan(\gamma)} \quad (3.72)$$

$$R = \frac{S_{TR}}{\sin(\gamma)} \quad (3.73)$$

$$h_{TR} = R(1 - \cos(\gamma)) \quad (3.74)$$

3.10.4.5 Resultados

Deste modo, para determinar a distância de decolagem é necessário somar os parâmetros supracitados. Os termos intermediários são apresentados na Tabela 36, enquanto que a Tabela 37 apresentam os valores finais.

Tabela 36 – Parâmetros utilizados nos cálculos de distância de decolagem.

Parâmetro	Valor	Unidade
V_{LOF}	78,76	m/s
D	356443,02	N
T	567523,20	N
μ	0,05	-
W	227029,11	kg
R	5371,03	m
h_{TR}	16,38	m
h_{obst}	50	ft

Tabela 37 – Resultados de distância de decolagem.

Parâmetro	Valor	Unidade
S_G	3005,73	m
S_R	236,28	m
S_{TR}	419,19	m
S_C	63,25	m
S_{TO}	3724,46	m

Deste modo, por meio da Tabela 37 fica evidente que a aeronave leva cerca de 3,7km para realizar toda a decolagem, sendo que dessa distância, 3km são apenas no solo. Isso mostra que a razão T/W escolhida pode estar pequena, essa hipótese é confirmada quando a razão T/W escolhida foi de $T/W = 0,257$, enquanto que a média para aeronaves comerciais é em torno de $T/W = 0,30$. Deste modo, a fim de atender o requisito de TOFL apresentado na Tabela 6, uma segunda iteração desta seção foi realizada e determinou-se o novo valor de $T/W = 0,32$ ao aplicar o mesmo procedimento para cálculo da distância de decolagem. Assim, as novas distâncias são apresentadas na Tabela 38.

Tabela 38 – Resultados de distância de decolagem - Segunda iteração.

Parâmetro	Valor	Unidade
S_G	2246,74	m
S_R	236,28	m
S_{TR}	419,19	m
S_C	63,25	m
S_{TO}	2965,46	m

3.10.5 Distância de pouso - S_{LDG}

Analogamente à distância de decolagem, a distância de pouso é segmentada de acordo com a Figura 54.

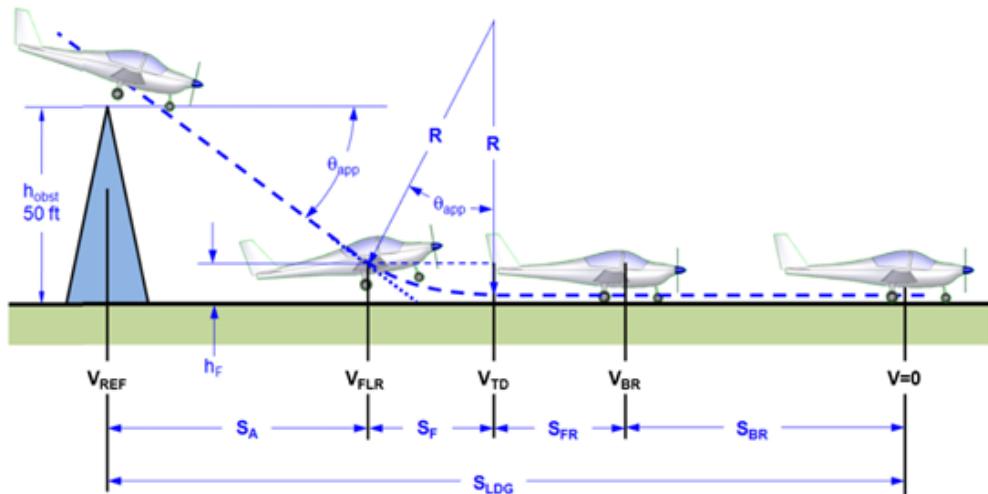


Figura 54 – Segmentação da distância total de pouso - Imagem retirada de (GUDMUNDSSON, 2013).

3.10.5.1 S_A

A distância de aproximação é definida de acordo com a Equação 3.75. Sendo que o valor adotado para o ângulo de aproximação foi de $\theta_{app} = 3\text{ graus}$, conforme sugerido em (GUDMUNDSSON, 2013).

$$S_A = \frac{h_{obst} - h_F}{\tan(\theta_{app})} \quad (3.75)$$

3.10.5.2 S_f

Já a *Flare Distance* é definida de acordo com a Equação 3.76.

$$S_f = R \sin(\theta_{app}) \quad (3.76)$$

3.10.5.3 S_{FR}

A distância de *Free-Roll* é calculada de acordo com a Equação 3.77 para aeronaves grandes. Destaca-se que $V_{TD} = V_{Stall}$.

$$S_{FR} = 3|V_{TD}| \quad (3.77)$$

3.10.5.4 S_{BR}

Por fim, a distância de frenagem é definida de acordo com a Equação 3.78.

$$S_{BR} = \frac{V^2}{2a} \quad (3.78)$$

Vale destacar que o valor de aceleração a , foi determinado a partir da aceleração de frenagem de aeronaves da mesma categoria estudadas na base de dados. Deste modo, $a = -3,9m/s^2$. Além disso, a velocidade V é definida como $V_{stall}/\sqrt{2}$.

3.10.6 Resultados

Deste modo, para determinar a distância de pouso é necessário somar os parâmetros supracitados. Os resultados são apresentados na Tabela 39.

Tabela 39 – Resultados de distância de pouso.

Parâmetro	Valor	Unidade
S_A	266,64	m
S_f	281,1	m
S_{FR}	214,8	m
S_{BR}	795,3	m
S_{LDG}	1557,84	m

3.10.7 Raio de curva e taxiamento

Para que a aeronave seja capaz de operar na mesma infraestrutura aeroportuária, é crucial analisar o raio de curva no taxiamento da aeronave, para determinar se ela é capaz de operar nos aeroportos propostos. O raio de curvatura pode ser determinado a partir da aproximação apresentada na Equação 3.79.

$$R = 1,5 \cdot X_{tp} \quad (3.79)$$

Sendo que X_{tp} é o valor da distância do trem de pouso esquerdo ao direito. Deste modo, como o BWB é uma aeronave mais larga quando comparada à configuração TAW, é esperado que o valor de X_{tp} seja maior. Assim, utilizando o maior valor de X_{tp} da base de dados, que pertence ao A380, e acrescendo esse valor em 10%, é possível determinar o

$X_{tp} = 31,52m$. Assim, o menor raio de curva que a aeronave é capaz de desempenhar é
 $R = 47,28m$.

Além disso, ressalta-se que o menor raio de curva presente nos aeroportos são as curvas com 75m de raio, a aeronave projetada é capaz de operar nos aeroportos propostos.

3.10.8 Comparações

Vale ressaltar que as aeronaves WB que operam na infraestrutura aeroportuária atual, necessitam, em média, de 3165m para decolagem e 1970m para pouso. Diante disso, destaca-se que a aeronave projetada apresentou desempenho de decolagem similar, uma vez que precisa de 199,5m a menos para decolagem. Além disso, na distância de pouso apresentou uma redução de pista de 413m. Ambos os resultados serão melhor discutidos na seção 3.12.

3.11 Análise de estabilidade estática

Para a análise do projeto conceitual da aeronave será considerado apenas a estabilidade estática longitudinal. Assim, será levado em conta e analisado somente os momentos em torno do eixo Y.

3.11.1 Metodologia

Os momentos em torno do eixo Y são causados por forças no eixo X com braço em Z ou forças em Z com braço X. Desta forma, o método consiste em analisar as contribuições de cada componente da aeronave para o momento em torno do centro de gravidade da aeronave.

3.11.2 Contribuição de cada componente

Por se tratar de uma configuração BWB, os únicos componentes que contribuem com a análise são as asas e os motores. Além disso, devido a diferença de espessura entre a parte central da asa, onde os passageiros estão à bordo, e a parte externa (Figura 6), é esperado que as contribuições de momento sejam bem distintas. Deste modo, a análise de contribuição da asa será feita com as asas separadas, a fim de determinar as características de cada corpo para que seja possível obter resultados mais confiáveis. A separação das asas é mostrada na Figura 55.

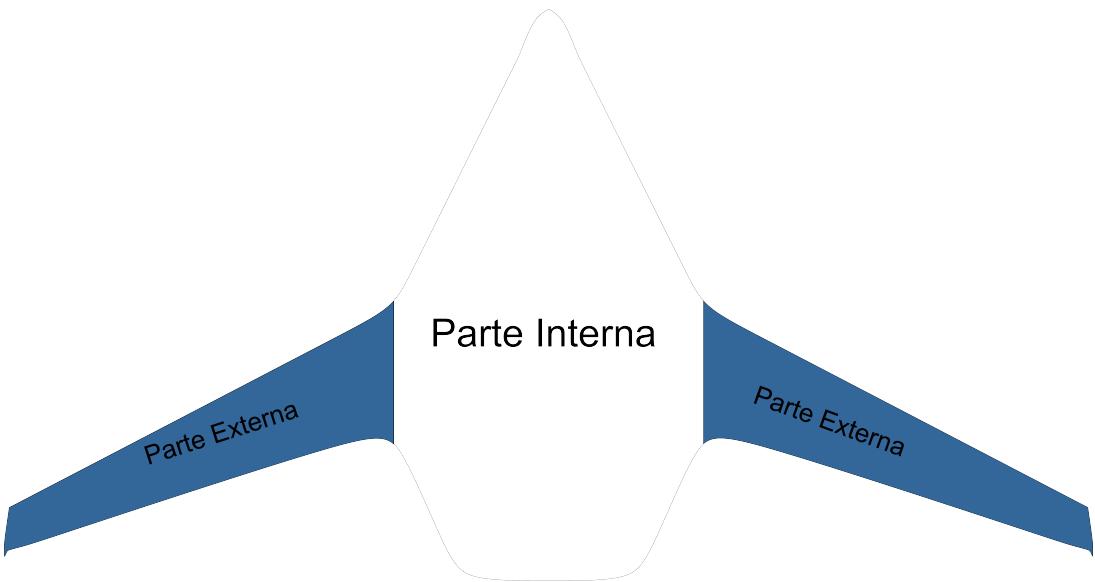


Figura 55 – Separação das partes das asas para obter melhor aproximação do modelo.

3.11.2.1 Contribuição da Asa - Parte externa

Para o momento da asa externa em relação ao CG, tem-se:

$$M_{W_{CG}} = X_W \cdot (z_W - z_{CG}) + Z_W \cdot (x_{CG} - x_W) + M_W + M_{W_{\delta_f}} \cdot \delta_f \quad (3.80)$$

em que $M_{W_{\delta_f}}$ é a variação do momento na asa gerado por uma deflexão de flap e δ_f é a deflexão do flap. Decompondo, a sustentação e o arrasto, tem-se:

$$X_W = L_W \cdot \sin(\alpha_W) + D_W \cdot \cos(\alpha_W) \quad (3.81)$$

$$Z_W = L_W \cdot \cos(\alpha_W) + D_W \cdot \sin(\alpha_W) \quad (3.82)$$

em que $\alpha_W = \alpha + i_W$, isto é, o ângulo de ataque da aeronave mais a incidência da asa. Considera-se, então, que os ângulos são pequenos e que a força de arrasto é bastante pequena em relação a força de sustentação. Dessa maneira, a contribuição da asa é dada por:

$$M_{W_{CG}} = L_W \cdot (x_{CG} - x_W) + M_W + M_{W_{\delta_f}} \cdot \delta_f \quad (3.83)$$

3.11.2.2 Contribuição da Asa - Parte Interna

De forma análoga à seção externa, o momento da parte interna pode ser descrito de acordo com a Equação 3.84.

$$M_{WCGi} = L_{W_i} \cdot (x_{CG} - x_{W_i}) + M_{W_i} + M_{Wi_{\delta_f}} \cdot \delta_f \quad (3.84)$$

3.11.2.3 Contribuição do GMP

De forma semelhante, o momento do motor em relação ao CG é dado por:

$$M_P = X_P \cdot (z_P - z_{CG}) + Z_P \cdot (x_{CG} - x_P) \quad (3.85)$$

Nota-se que a principal força em X é a própria tração do motor, deste modo, é possível determinar a equação de momento como:

$$M_P = -T \cdot (z_P - z_{CG}) \quad (3.86)$$

3.11.3 Momento em torno do CG

Para determinar o momento total em relação ao centro de gravidade da aeronave, é necessário somar todas as contribuições apresentadas nas Equações 3.83, 3.86 e 3.84, resultando na equação 3.87.

$$M_{CG} = L_W \cdot (x_{CG} - x_W) + M_W + M_{W_{\delta_f}} \cdot \delta_f - T \cdot (z_P - z_{CG}) + L_{W_i} \cdot (x_{CG} - x_{W_i}) + M_{W_i} + M_{Wi_{\delta_f}} \cdot \delta_f \quad (3.87)$$

Adimensionalizando as forças e momentos é possível encontrar o coeficiente de momento em relação ao centro de gravidade, $c_{M_{CG}}$, resultando na equação 3.88

$$C_{M_{CG}} = C_{L_W} \cdot \left(\frac{x_{CG} - x_W}{\bar{c}} \right) + C_{M_W} + C_{M_{W_{\delta_f}}} \cdot \delta_f - \frac{T \cdot (z_P - z_{CG})}{q \cdot S_W \cdot \bar{c}} + C_{L_{W_i}} \cdot \left(\frac{x_{CG} - x_{W_i}}{\bar{c}} \right) + C_{M_{W_i}} \quad (3.88)$$

Sendo que \bar{c} é a corda média das asas juntas, ou seja, a corda média aerodinâmica da aeronave toda.

3.11.4 Coeficiente de momento em relação ao Ângulo de ataque

Para que a aeronave permaneça em voo reto e nivelado, ela deve estar em equilíbrio, ou seja, o somatório de forças e momentos em torno do centro de gravidade deve ser nulo, ou seja, $C_{M_{CG}} = 0$. Por outro lado, para que a aeronave seja estaticamente estável, deve ser capaz de realizar um momento restaurador após uma perturbação. Isso se traduz ao fato de que caso haja um aumento de AoA, deve haver um momento que reduza até a condição inicial e vice-versa. Deste modo, para que a aeronave seja estaticamente estável,

a derivada do coeficiente de momento em relação ao CG em relação ao ângulo de ataque deve ser negativo: $C_{M_{CG\alpha}} < 0$.

Assim, a fim de analisar esse comportamento, toma-se a equação 3.88 como base para encontrar a expressão para a derivada em α de $C_{M_{cg}}$. Além disso, considera-se que o momento da asa é aplicado no centro aerodinâmico e logo não varia com ângulo de ataque e também considera-se que a tração é constante.

$$C_{M_{CG\alpha}} = C_{L_{\alpha_W}} \cdot \left(\frac{x_{CG} - x_W}{\bar{c}} \right) + C_{L_{\alpha_{W_i}}} \cdot \left(\frac{x_{CG} - x_{W_i}}{\bar{c}} \right) \quad (3.89)$$

A equação 3.89 diz todos os componentes que afetam o comportamento do C_M em torno do CG com a variação de AoA.

3.11.5 Ponto neutro

O ponto neutro da aeronave é a posição que o centro de gravidade pode assumir que torne o comportamento da aeronave estaticamente neutro, de modo que caso haja perturbações, não haverá alterações no momento de arfagem. Deste modo, o ponto neutro é o ponto onde $C_{M_{CG\alpha}} = 0$. Assim, o ponto neutro é descrito pela equação 3.90.

$$X_{PN} = \frac{\frac{C_{L_{\alpha_W}} \cdot x_W}{\bar{c}} + \frac{C_{L_{\alpha_{W_i}}} \cdot x_{W_i}}{\bar{c}}}{\frac{C_{L_{\alpha_W}} + C_{L_{\alpha_{W_i}}}}{\bar{c}}} \quad (3.90)$$

Assim, os parâmetros necessários para o cálculo são mostrados na Tabela 40.

Tabela 40 – Parâmetros utilizados no cálculo da posição do ponto neutro.

Parâmetro	Valor	Unidade
$C_{L_{\alpha_W}}$	7,5212	rad^{-1}
$C_{L_{\alpha_{W_i}}}$	0,6189	rad^{-1}
x_W	21,8	m
x_{W_i}	9,275	m
\bar{c}	20,57	m

3.11.6 Margem Estática

A margem estática é definida pela diferença entre o ponto neutro e o centro de gravidade adimensionalizado pela corda média aerodinâmica, conforme a equação 3.91.

$$SM = \frac{-dC_{M_{CG}}}{dC_L} = \frac{-C_{M_{CG\alpha}}}{C_{L_\alpha}} = \frac{x_{NP} - x_{CG}}{\bar{c}} \quad (3.91)$$

Vale ressaltar que uma aeronave estaticamente estável possui margem estática positiva. Assim, a fim de verificar a estabilidade da aeronave projetada, serão utilizadas os pesos apresentados na Seção 3.8 - Peso e Balanceamento.

3.11.6.1 Resultados

Aplicando a metodologia supracitada, determina-se o valor do ponto neutro conforme a equação 3.92, e a sua representação gráfica é mostrada na Figura 56.

$$X_{NP} = 20,28m \quad (3.92)$$

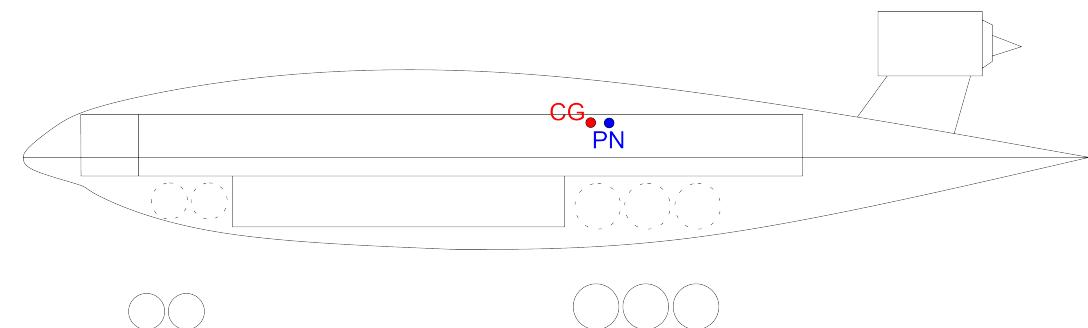


Figura 56 – Posição em x do ponto neutro e posição do centro de gravidade.

A partir dessa determinação, é possível determinar as margens estáticas para algumas posições de peso. Os resultados estão dispostos na Tabela 41.

Tabela 41 – Margem estática para diferentes configurações

Condição	x_{CG} [m]	SM [-]
W_0	19,861	2,89 %
450 pax e $0,5 W_f$	19,713	4,75 %
W_e	19,733	2,64 %

Nota-se que os valores de Margem Estática são positivos, porém são reduzidos. Este comportamento era esperado conforme foi discutido na Seção 2.2. Nessa perspectiva, é necessário considerar para trabalhos futuros que a aeronave necessitará de sistemas de controle a fim de aumentar a controlabilidade, como *Fly-By-Wire*, por exemplo.

3.12 Resultados e Discussão

3.12.1 Aeronave Final

A aeronave final com suas principais características são evidenciadas através da Tabela 42 e da Figura 57.

Tabela 42 – Configuração conceitual final do projeto.

Características	Configuração
Número de passageiros (N_{pax})	450
Número de Pilotos (N_{Crew})	2
Tipo de configuração	BWB
Trem de pouso	Triciclo retrátil
Alcance (NM)	7439
Velocidade de cruzeiro (Mach)	0,85
Altitude de cruzeiro (ft)	>30000
TOFL (m)	2965,46

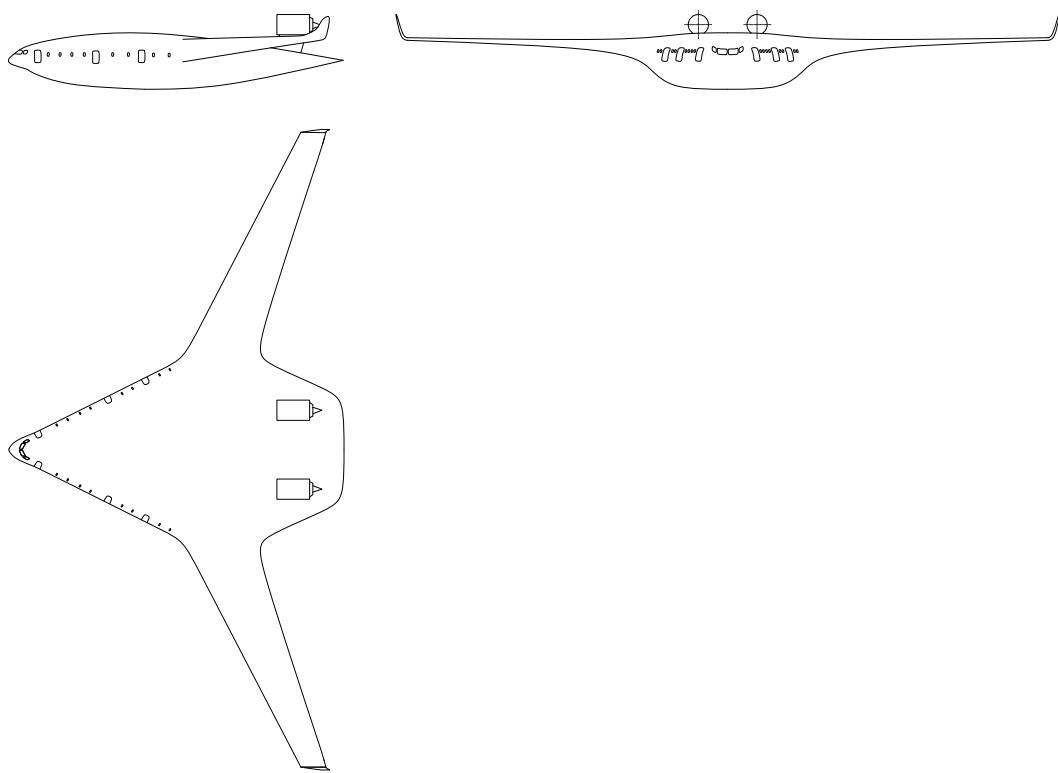


Figura 57 – Esboço da aeronave final - Elaborado pelo autor.

3.12.2 Comparação com a base de dados

3.12.2.1 ETRW

Para iniciar a comparação, será calculado o parâmetro ETRW apresentado nas Equações 2.1, 2.2, 2.4, 2.5 e 2.3. Para realizar o cálculos, são utilizados os parâmetros determinados ao longo do projeto, restando apenas definir LCV e η_0 . O parâmetro LCV depende do tipo de combustível aeronáutico adotado, porém todos possuem valores semelhantes. Deste modo, é definido o VLC médio como 43 MJ/kg. Por fim, um valor típico de η_0 para a motorização atual é 0,4 e 0,45 considerando a melhora dos motores no futuro, de acordo com (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

Assim, os valores de ETRW para o projeto são evidenciados na Tabela 43.

Tabela 43 – ETRW do projeto.

Condição	ETRW
$\eta_0 = 0,45$	0,617
$\eta_0 = 0,40$	0,745

Assim, para melhor compreender o valor encontrado é possível comparar a aeronave projetada com outras aeronaves a partir da base de dados apresentada na Figura 58. A comparação final é apresentada na Figura 59.

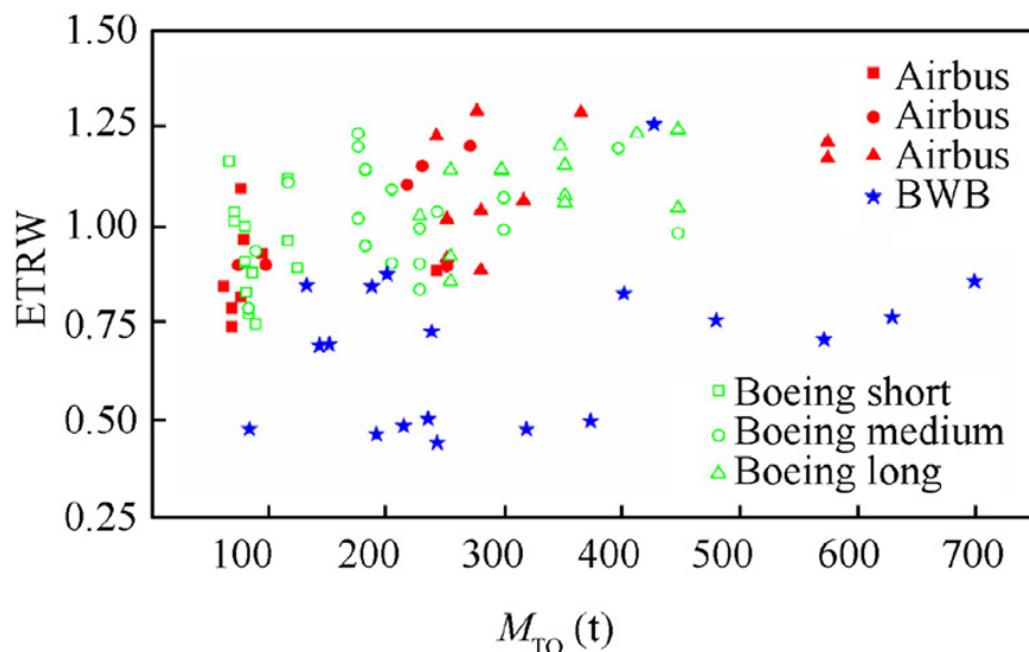


Figura 58 – Comparação de ETRW de aeronaves TAW e BWB - Imagem retirada de (CHEN MINGHUI ZHANG, 2019).

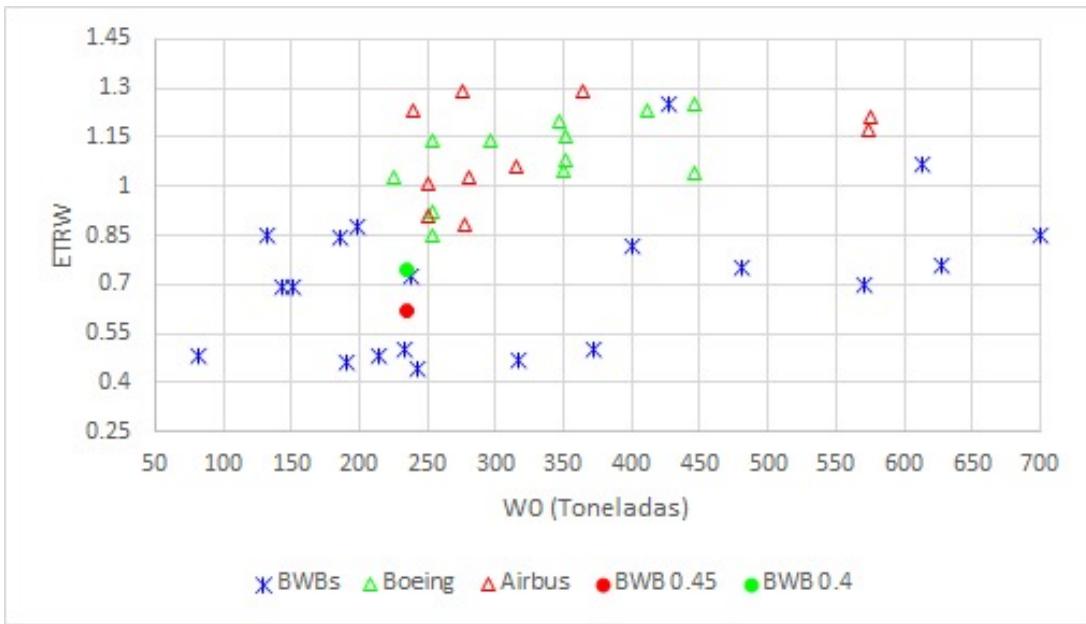


Figura 59 – Comparaçāo de ETRW de aeronaves TAW e BWB, incluindo o BWB projetado.

Através da Figura 59, é notável que a aeronave projetada apresenta melhor ETRW quando comparada às aeronaves *Wide Body* da Boeing e da Airbus já existentes. O que mostra um forte indicativo da superioridade da configuração BWB sobre a configuração TAW.

3.12.2.2 Comparação com aeronaves TAW

Para melhor compreender se a aeronave projetada será capaz de entrar no mercado planejado e qual será a fatia de mercado, é necessário comparar a aeronave projetada com as aeronaves utilizadas para estimar o *Market Size*. Esta comparação é mostrada na Tabela 44.

Tabela 44 – Comparaçāo do projeto final com a média dos valores das aeronaves *wide body* apresentadas na Tabela 2.

	BWB projetado	TAW	Comparação
N_{pax}	450	376	Aumento de 19,7 %
Alcance (NM)	7439	7597	Redução de 2,1 %
Mach de cruzeiro	0,85	0,84	-
TOFL (m)	2965,46	3165	Redução de 6,3 %
S_{LDG} (m)	1557,8	1970	Redução de 20,9 %
W_e (kg)	125274	165400	Redução de 24,26 %
W_0 (kg)	234050,6	304060,8	Redução de 23,02 %
W_e/W_0	0,535	0,544	Redução de 1,65 %

Por meio dos dados apresentados na Tabela 44, fica evidente que a aeronave

projetada se mostra superior às aeronaves *Wide Body* na configuração TAW atuais do mercado, apresentando melhorias consistentes em diversos aspectos de projeto.

Por outro lado, vale destacar também apresentou redução do alcance máximo. Este fator pode impactar na operação da aeronave, que por sua vez impacta na decisão de compra do cliente.

3.12.3 Requisitos qualitativos

Deste modo, fica evidente que a aeronave tem a capacidade de cumprir com os requisitos qualitativos apresentados na seção 3.2.1.1, uma vez que é capaz de reduzir a emissão de gases poluentes, haja vista que leva mais passageiros por viagem, apresentando um **design eficiente**.

Além disso, a distância de decolagem ficou dentro do requisito imposto na configuração conceitual. Deste modo, a aeronave é capaz de operar com a **infraestrutura aeroportuária atual**.

Também vale ressaltar, que o projeto se mostra capaz de manter alcance similar, velocidade de cruzeiro similar ao passo que leva mais passageiros. Assim sendo, o projeto se mostra capaz de apresentar **menor custo operacional**.

Por fim, ressalta-se que embora houve redução de 2,1 % no alcance, a aeronave é capaz de realizar 77 % das rotas em um voo só consideradas na Tabela 4. Assim, se cumpre o requisito de **malha aeroportuária**.

3.12.4 Fátia de mercado

Diante os dados apresentados, e a perspectiva positiva do projeto, é esperado que o projeto seja amplamente vendido. Deste modo, com uma perspectiva boa após o primeiro projeto conceitual, é esperado que seja possível capturar em torno de 30% a 40% do MS de aeronaves WB. Assim, conforme o valor apresentado na Equação 3.2, o projeto visa capturar algo entre $1,43 - 1,91$ bilhões de dólares.

4 CONCLUSÃO

Para dar início ao projeto, foi necessário compreender mais a fundo sobre a configuração proposta e seu comportamento em diferentes áreas de projeto. Além disso, também se mostrou necessário compreender e aplicar diferentes métodos de projeto em diversas áreas da aeronave, de modo a melhor aproximar a previsão do projeto conceitual com a realidade.

Através destes métodos, foi possível passar por diferentes áreas de projeto, sendo elas: aerodinâmica, estruturas, desempenho e estabilidade e controle. Por se tratar de uma configuração não convencional, cada uma dessas áreas foi estudada e modelada de modo a obter resultados mais próximos à realidade. Por consequência, foi possível desenvolver e projetar conceitualmente uma aeronave em configuração *Blended Wing Body*, a qual apresentou resultados condizentes com o esperado, demonstrando a eficácia e aplicabilidade dos métodos adotados. Além de consistente, o projeto também evidenciou um conceito de aeronave eficiente e competitiva para o mercado de aviação atual.

Tendo em vista que os métodos foram representativos e os resultados encontrados condizem com o esperado, destaca-se que este trabalho poderá servir de base para o desenvolvimento e/ou otimização de conceitos de futuras aeronaves em configuração BWB.

Vale destacar que a partir de uma estimativa de mercado, foi possível determinar o *Market-Size* de aeronaves WB. E a partir desta oportunidade encontrada, justificou-se a possibilidade de ofertar um produto aeronáutico mais eficiente que cumpra com demandas dos clientes.

Por fim, destaca-se que a metodologia de desenvolvimento adotada é um processo iterativo. Deste modo, o presente trabalho cumpriu com seu objetivo realizar a primeira iteração do projeto conceitual ao passo que aplicou métodos que se mostraram satisfatórios, haja vista os resultados encontrados. Assim, destaca-se que, para trabalhos futuros, é interessante aplicar o método novamente a partir dos dados encontrados e refinar as análises, de modo que as análises de mercado, de requisitos dos clientes, de requisitos técnicos e análises de desenvolvimento sejam melhoradas e refinadas a cada iteração até que se finalize a fase conceitual. Esta prática, se traduzirá em melhores estimativas de fatia de mercado e maior confiabilidade no projeto conceitual.

REFERÊNCIAS

A.L. BUZOVERYA N.P., C. I. G. B. T. A. T. Z. B. Arrangement and aerodynamic studies for long-range aircraft in “flying wing” layout. **29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences**, 2014.

ANDERSON, R. F. **Determination of the characteristics of tapered wings.** [S.l.: s.n.]: NTRS - NASA Technical Reports Server, 1937. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930091647/downloads/19930091647.pdf>. (Accessed on 05/09/2024).

BOEING - Commercial Airplanes. <https://www.boeing.com>.

CALLISTER, W.; RETHWISCH, D. G. **Ciência e Engenharia de Materiais: Uma Introdução.** [S.l.: s.n.], 2002.

CARTER, R. L. C. M. B.; PENDERGRAFT, J. O. C. Designing and testing a blended wing body with boundary layer ingestion nacelles. **NASA Langley Research Center**, 2000.

CHEN MINGHUI ZHANG, Y. C. W. S. Z. T. D. L. B. Z. Z. Assesment on critical technologies for conceptual design of blended-wing-body civil aircraft. **Chinese Journal of Aeronautics**, 2019.

CJ, D. An interim report on the stability and control of tailless airplanes. **Langley Field: NACA Langley Aeronautical Lab**, 1944.

EASA. **EASA review of standard passenger weights in 2022 shows no significant change | EASA.** <https://www.easa.europa.eu/en/newsroom-and-events/news/easa-review-standard-passenger-weights-2022-shows-no-significant-change>. (Accessed on 04/22/2024).

EPSTEIN, P. . W. A. H. **Aeropropulsion for Commercial Aviation in the Twenty-First Century and Research Directions Needed.** 2014. AIAA Journal, 52(5), 901–911. (Accessed on 05/13/2024).

GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures.** [S.l.: s.n.]: Butterworth-Heinemann, 2013.

GUO CASEY L.BURLEY, R. H. T. Y. Landing gear noise prediction and analysis for tube-and wing and hybrid-wing-body aircraft. **54th AIAA Aerospace Sciences Meeting**, 2016.

KAWAI, R. T. Acoustic prediction methodology and test validation for an efficient low-noise hybrid wing body subsonic transport. **Boeing Research and Technology**, 2011.

LARKIN, G. C. G. A design analysis of vertical stabilisers for blended wing body aircraft. **Aerospace Science and Technology**, 2017.

LIEBECK, R. Design of the blended wing body subsonic transport | journal of aircraft. **Journal of Aircraft**, 2004.

MAHAMUNI AKHILESH KULKARNI, Y. P. P. Aerodynamic study of blended wing body. **International Journal of Applied Engineering Research**, 2014.

MOHR1 D PAULUS1, H. B. B.; HORNUNG, M. Design of a 450-passenger blended wing body aircraft for active control investigations. **Institute of Aircraft Design, Technische Universita Munchen, Munchen, Germany, Institute of Lightweight Structures, Technische Universita Munchen, Munchen, Germany**, 2011.

NASA. **X-48B Blended Wing Body - NASA**. <https://www.nasa.gov/aeronautics/x-48b/>. (Accessed on 07/04/2024).

NASA - National Aeronautics And Space Administration. <http://www.nasa.gov/>.

PANT, P. R. S. **Tutorial on Constraint Analysis of Transport Aircraft**. [S.l.: s.n.]: Department of Aerospace Engineering, Indian Institute of Technology, Bombay. <http://nitttrc.edu.in/nptel/courses/video/101101083/lec62.pdf>. (Accessed on 05/15/2024).

PERKINS, C.; HAGE, R. **Airplane Performance, Stability and Control**. Wiley, 1949. ISBN 9780471680468. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=USdFAAAAMAAJ>.

POLL, I. **The optimum aeroplane and beyond**. [S.l.: s.n.]: Royal Aeronautical Society, 2009.

POTSDAM, M. A. P. M. A.; LIEBECK, R. H. Blended wing body analysis and design. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, 1997.

RAYMER, D. P. **Aircraft design: A conceptual approach**. 2. ed.. ed. [S.l.: s.n.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994. (AIAA education series).

ROSKAM, J. **Airplane Design: Preliminary sizing of airplanes**. DARcorporation, 1985. (Airplane Design). ISBN 9781884885426. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=usXVaf8Qu0cC>.

SCHMIDT DIPL-ING. HANS BRUNSWIG HAW HAMBURG, F. F. D.-I. A. The ac20.30 blended wing body configuration: Development current status 2006. **25th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences**, 2006.

SM VOSKUIJL M, V. L. G. F. W. Control allocation performance for blended wing body aircraft and its impact on control surface design. **Aerospace Science and Technology**, 2013.

THOMAS CRAING L. NICKOL, C. L. R. H. Potential for landing gear noise reduction on advanced aircraft configurations. **54th AIAA Aerospace Sciences Meeting**, 2016.

TORENBEEK, E. **Synthesis of subsonic airplane design**. [S.l.: s.n.]: Delft University Press, 1982.

VELICKI, A.; THRASH, P. Blended wing body structural concept development. **THE AERONAUTICAL JOURNAL**, 2010.

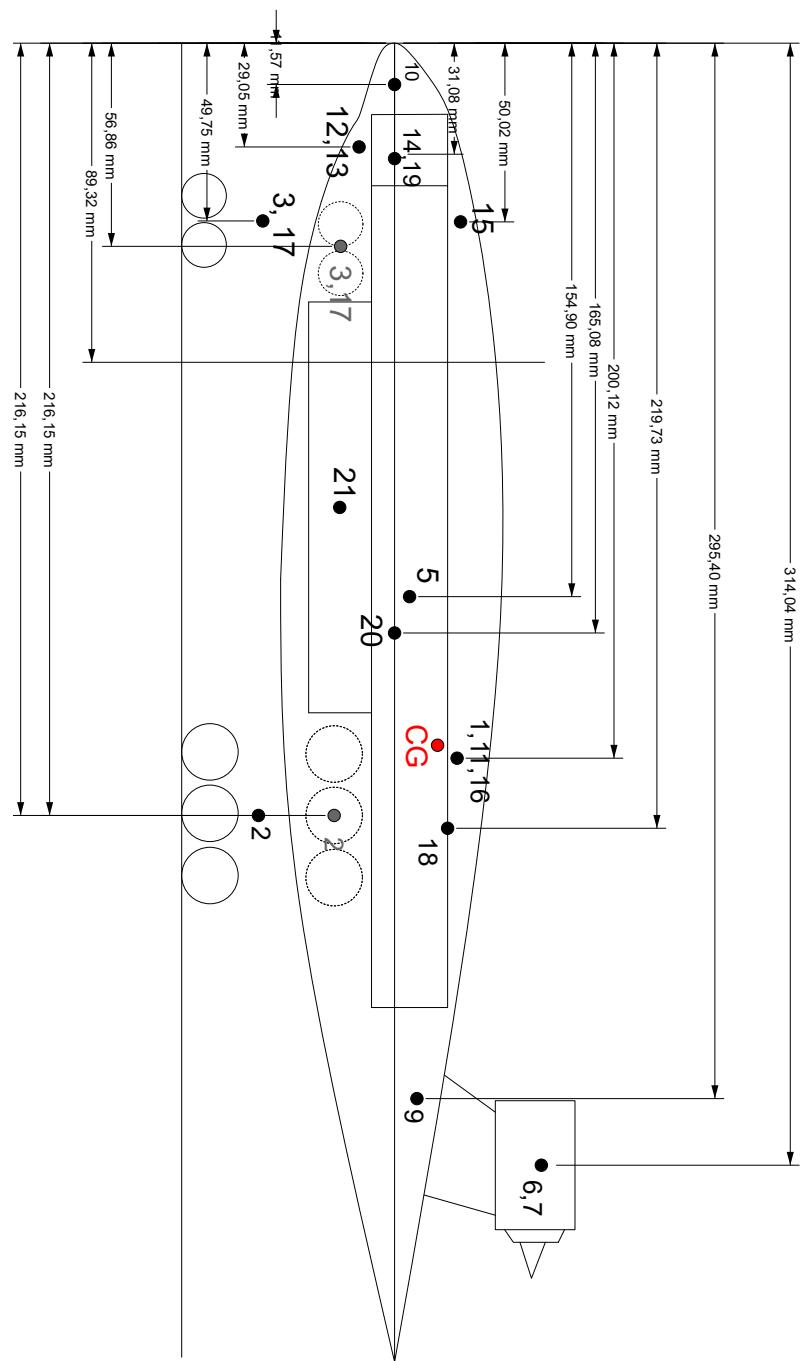
VOS F.J.J.M.M. GEUSKENS, M. H. R. A new structural design concept for blended wing body cabins. **Structural Dynamics and Materials Conference**, 1998.

WILLIAMS J.E.ANDVUKELICH, S. **The USAF stability and control digital ATCOM.** 1979. <https://www.pdas.com/datcom.html>. (Accessed on 03/21/2024).

XFLR5, Analysis tool for airfoils, wings and planes operating at low Reynolds numbers, Software Package, ver. 6.38. <https://www.xflr5.tech/xflr5.htm>. (Accessed on 03/21/2024).

XIN ZHENLI CHEN, W. G. G. W. Z. T. D. L. B. Z. Z. Nacelle-airframe integration design method for blended-wing-body transport with podded engines. **Chinese Journal of Aeronautics**, 2019.

APÊNDICES

APÊNDICE A – POSIÇÕES DOS PESOS NO EIXO X

APÊNDICE B – POSIÇÕES DOS PESOS NO EIXO Z