

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
“JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

GUILHERME BUCK GIBELLI

Tomada de decisão em projetos aeronáuticos considerando métricas mecânicas, econômicas e ambientais

São João da Boa Vista

2021

Guilherme Buck Gibelli

Tomada de decisão em projetos aeronáuticos considerando métricas mecânicas, econômicas e ambientais

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Câmpus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Prof. Dr. Murilo Sartorato

Coorientador: Prof. Dr. José Augusto de Oliveira

São João da Boa Vista

2021

Autorizo a reprodução e divulgação total ou parcial deste trabalho, por qualquer meio convencional ou eletrônico, para fins de estudo e pesquisa, desde que citada a fonte.

G445t Gibelli, Guilherme Buck

Tomada de decisão em projetos aeronáuticos considerando métricas mecânicas, econômicas e ambientais / Guilherme Buck Gibelli. -- São João da Boa Vista, 2021

85 p. : il., tabs.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Câmpus Experimental de São João da Boa Vista, São João da Boa Vista

Orientador: Murilo Sartorato

Coorientador: José Augusto de Oliveira

1. Engenharia aeroespacial. 2. Aeronáutica. 3. Análise estrutural (Engenharia). I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca do Câmpus Experimental de São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
“JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CÂMPUS EXPERIMENTAL DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

TOMADA DE DECISÃO EM PROJETOS AERONÁUTICOS CONSIDERANDO
MÉTRICAS MECÂNICAS, ECONÔMICAS E AMBIENTAIS

Aluno: Guilherme Buck Gibelli
Orientador: Prof. Dr. Murilo Sartorato

Banca Examinadora:

- Murilo Sartorato (Orientador)
- Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo (Examinador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinadora)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 049/2021)
--

São João da Boa Vista, 28 de junho de 2021

Dedico esse trabalho a todos aqueles que, de alguma forma, compartilharam seus conhecimentos comigo e possibilitaram a obtenção desse título.

AGRADECIMENTOS

Agradeço à minha família, especialmente meus pais, Antonio Carlos Gibelli e Denise Maria Buck Gibelli, e meus avós, Antonio Gibelli e Vera Lúcia Frealdo Gibelli, que auxiliaram e apoiaram minhas decisões. Agradeço aos meus amigos, Pedro Trombini Rodrigues, Lucas Gustavo Alves Ferreira e Renan Trevizan de Melo, que partilharam momentos memoráveis ao longo desses anos de graduação. Agradeço a todos os professores que contribuíram direta e indiretamente para minha ascensão individual, em especial Murilo Sartorato, José Augusto de Oliveira e Elmer Gennaro. Finalmente, agradeço a Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP) que disponibilizou recursos para a execução do trabalho por meio do processo nº 2019/23377-9.

Este trabalho contou com o apoio da seguinte entidade:

Processo nº 2019/23377-9, Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP).

“A grandeza de um ser humano não está no quanto ele sabe, mas no quanto ele tem consciência que não sabe. O destino não é frequentemente inevitável, mas uma questão de escolha. Quem faz escolha, escreve sua própria história, constrói seus próprios caminhos.” (Augusto Cury)

RESUMO

O presente trabalho de conclusão de curso tem como objetivo analisar o impacto da escolha de material no projeto de estruturas de asa de aeronaves típicas, semi-monocoque do tipo caixão, e seu impacto em características mecânicas, econômicas e ambientais. Para isso, análises de impacto de pássaro, seguindo requisitos de regulamentações vigentes, serão realizadas para diferentes ligas de alumínio e espessuras, numa asa representativa. Essas análises mecânicas serão relacionadas a custo e impacto ambiental de uma asa manufaturada com as ligas e espessuras estudadas, utilizando análises econométricas e de ciclo de vida na fase de uso. Posteriormente, esses dados serão utilizados para discussão, obtendo conclusões sobre a influência de parâmetros de diferentes materiais na eficiência estrutural e no custo de projeto.

PALAVRAS-CHAVE: Análise de impacto. *Bird strike*. Impacto ambiental. Seleção de materiais. Tomada de decisão.

ABSTRACT

This course conclusion paper aims to analyze the impact of material choice on the design of wing structures of typical, coffin-type semi-monocoque aircraft, and its impact on mechanical, economic and environmental characteristics. For this purpose, bird impact analysis, following current regulatory requirements, will be carried out for different aluminum alloys and thicknesses, in a representative wing. These mechanical analyzes will be related to the cost and environmental impact of a wing manufactured with the alloys and thicknesses studied, using econometric and life cycle analyses in the use phase. Subsequently, these data will be used for discussion, concluding the influence of parameters of different materials on the structural efficiency and design cost.

KEYWORDS: Impact analysis. Bird strike. Environmental impact. Material selection. Decision making.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Regiões mais afetadas por <i>bird strikes</i>	21
Figura 2 – Geometrias mais utilizadas para modelagem de pássaros.	22
Figura 3 – Metodologia utilizada.	24
Figura 4 – Diagrama para cálculo das cargas totais.	26
Figura 5 – Análise de convergência de malha para a liga 2024-T3.	27
Figura 6 – Malha final com 18426 elementos.	27
Figura 7 – Condições iniciais de impacto.	28
Figura 8 – Energia transferida por tempo.	29
Figura 9 – Descrição do processo modelado.	39
Figura 10–Diagrama do processo de refino do querosene.	40
Figura 11–Exemplo de processo.	40
Figura 12–Impactos ambientais <i>midpoint</i> e <i>endpoint</i>	42
Figura 13–Asa proposta para o projeto.	44
Figura 14–Furo de alívio da longarina.	44
Figura 15–Furo de alívio da nervura.	45
Figura 16–Reforçadores da asa.	45
Figura 17–Dimensões finais do pássaro.	46
Figura 18–Malha para o método VLM2.	47
Figura 19–Coeficientes adimensionais em função da envergadura.	47
Figura 20–Cargas inerciais em função da envergadura.	48
Figura 21–Cargas atuantes em cada plano de nervura.	48
Figura 22–Cargas totais atuantes nas interseções nervura-longarina.	49
Figura 23–Geometria completa da asa.	50
Figura 24–Condições de contorno.	50
Figura 25–Modelo final utilizado.	50
Figura 26–Liga 2024-T3 ($\Delta t = 0\%$).	51
Figura 27–Liga 7075-T6 ($\Delta t = 0\%$).	51
Figura 28–Liga 2090-T83 ($\Delta t = 0\%$).	52
Figura 29–Liga 2024-T3 ($\Delta t = 0\%$).	52
Figura 30–Liga 7075-T6 ($\Delta t = 0\%$).	53
Figura 31–Liga 2090-T83 ($\Delta t = 0\%$).	53
Figura 32–Energia total em função do tempo para um impacto na nervura ($\Delta t = 0\%$).	55
Figura 33–Energia total em função do tempo para um impacto no centro ($\Delta t = 0\%$).	55
Figura 34–Energia de deformação em função do tempo para um impacto na nervura ($\Delta t = 0\%$).	56
Figura 35–Energia de deformação em função do tempo para um impacto no centro ($\Delta t = 0\%$).	56
Figura 36–Energia dissipada em função do tempo para liga 2024-T3.	57
Figura 37–Energia dissipada em função da variação da espessura para liga 2024-T3.	57

Figura 38–Energia dissipada em função do tempo para liga 7075-T6.	58
Figura 39–Energia dissipada em função da variação da espessura para liga 7075-T6.	58
Figura 40–Energia dissipada em função do tempo para liga 2090-T83.	59
Figura 41–Energia dissipada em função da variação da espessura para liga 2090-T83.	59
Figura 42–Comparação da energia dissipada em função da variação de espessura.	60
Figura 43–Custo dos incidentes vs. variação de espessura.	62
Figura 44–Custos operacionais vs. variação de espessura.	64
Figura 45–Impactos ambientais da liga 2024-T3.	67
Figura 46–Impactos ambientais da liga 7075-T6.	68
Figura 47–Impactos ambientais da liga 2090-T83.	69
Figura 48–Curvas aerodinâmicas da asa.	70
Figura 49–Diagrama de Ashby modificado para um impacto no centro.	71
Figura 50–Diagrama de Ashby modificado para um impacto na nervura.	71

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades mecânicas das ligas de alumínio propostas.	43
Tabela 2 – Espessura de cada elemento.	45
Tabela 3 – Número de painéis plastificados por liga em um pouso crítico para cada configuração de referência ($\Delta t = 0\%$).	51
Tabela 4 – Dano causado por liga em um pouso crítico com impacto ($\Delta t = 0\%$).	52
Tabela 5 – Dano na asa fabricada em 2024-T3.	53
Tabela 6 – Dano na asa fabricada em 7075-T6.	54
Tabela 7 – Dano na asa fabricada em 2090-T83.	54
Tabela 8 – Custos absolutos referentes a configuração em 2024-T3.	61
Tabela 9 – Custos absolutos referentes a configuração em 7075-T6.	61
Tabela 10 – Custos absolutos referentes a configuração em 2090-T83.	61
Tabela 11 – Custos de operação referentes as configurações em 2024-T3.	63
Tabela 12 – Custos de operação referentes as configurações em 7075-T6.	63
Tabela 13 – Custos de operação referentes as configurações em 2090-T83.	64

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Valor das variáveis para cálculo do peso da asa.	30
Quadro 2 – Valor das variáveis para cálculo de homem-hora.	32
Quadro 3 – Valor das variáveis para cálculo dos custos de produção.	34
Quadro 4 – Valor das variáveis para cálculo do custo de impacto.	36
Quadro 5 – Valor das variáveis para cálculo dos custos de operação.	37

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ACV	Avaliação do Ciclo de Vida
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AoA	<i>Angle of Attack</i>
AoP	<i>Area of Protection</i>
BA	Bordo de Ataque
BEP	<i>Brake Engine Power</i>
BF	Bordo de Fuga
CA	Centro Aerodinâmico
CCV	Custeio do Ciclo de Vida
CFR	<i>Code of Federal Regulation</i>
CG	Centro de Gravidade
CPI	<i>Consumer Price Index</i>
FAR	<i>Federal Aviation Administration</i>
GLP	Gás Liquefeito de Petróleo
GWP	<i>Global Warming Potential</i>
HH	Homens-hora
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i>
ILCD	<i>International Reference Life Cycle Data System</i>
ISO	<i>International Organization for Standardization</i>
LCA	<i>Life Cycle Analysis</i>
LCC	<i>Life Cycle Cost</i>
MTOW	<i>Maximum Takeoff Weight</i>
RBAC	Regulamentos Brasileiros da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
TAS	<i>True Air Speed</i>

TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
TEP	<i>True Engine Power</i>
UNESP	Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”
VFR	<i>Visual Flight Rules</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

ϵ	Deformação
σ	Tensão
E	Módulo de Young
K	Fator de material
n	Fator de encruamento
i	Indexador genérico de configuração
K_1	Força aerodinâmica no eixo de corpo -Z
K_2	Força aerodinâmica no eixo de corpo -X
K_3	Momento aerodinâmico no eixo de corpo Y
F_{Z_1}	Força equivalente atuante em -Z na longarina primária
F_{X_1}	Força equivalente atuante em -X na longarina primária
F_{Z_2}	Força equivalente atuante em -Z na longarina secundária
L_W	Sustentação da asa atuante no centro aerodinâmico
D_W	Arrasto da asa atuante no centro aerodinâmico
M_W	Momento da asa atuante no centro aerodinâmico
W	Peso inercial
α	Ângulo de ataque
θ	Ângulo de arfagem
n_Z	Fator de carga máximo
h_n	Distância entre o centro aerodinâmico e o centro de gravidade
D_1	Distância entre o bordo de ataque e a primeira longarina
D_{ac}	Distância entre o bordo de ataque e o centro aerodinâmico
D_{cg}	Distância entre o bordo de ataque e o centro de gravidade
D_2	Distância entre o bordo de ataque e a segunda longarina
E_{dis}	Energia elástica dissipada no impacto

E_{imp}	Energia total do impacto
E_{abs}	Energia absorvida pelo material
WW_{Raymer}	Peso previsto para a asa de acordo com Raymer
WW_{Nicolai}	Peso previsto para a asa de acordo com Nicolai
WW_{Presente}	Peso da asa no presente estudo
S_W	Área projetada da asa
AR_W	Alongamento da asa
$\Lambda_{C/4}$	Enflechamento da corda média aerodinâmica
λ	Razão de afilamento
t/c	Razão entre espessura e corda da asa
ρ	Densidade do ar na altitude de cruzeiro
W_{FW}	Peso de combustível alojado na asa
V_H	Velocidade verdadeira de cruzeiro
W_0	Peso vazio da aeronave
q	Pressão dinâmica em cruzeiro
WW_{INT}	Peso dos elementos internos da asa
WW_{TREF}	Peso total da asa de referência
WW_{EREF}	Peso estrutural da asa de referência
WW	Peso total da asa
WW_E	Peso estrutural da asa
$W_{0WW_{\text{REF}}}$	Peso da aeronave de referência vazia e sem as asas
H_{ENG}	Homem-hora de engenheiros necessários para projeto
H_{DES}	Homem-hora de mão de obra para fabricação de moldes e ferramentas
H_{MAN}	Homem-hora de mão de obra para construir a aeronave
f_{COMP}	Percentual da aeronave fabricada em compósito
F_{CERT}	Parâmetro de ajuste relativo ao tipo de certificação
F_{CF}	Parâmetro de ajuste relativo à complexidade dos <i>flaps</i>

F_{PRES_1}	Parâmetro de ajuste relativo à pressurização da aeronave
F_{PRES_2}	Parâmetro de ajuste relativo à pressurização da aeronave
F_{PRES_3}	Parâmetro de ajuste relativo à pressurização da aeronave
F_{TAP}	Parâmetro de ajuste relativo ao afilamento da asa
N	Número de aeronaves produzidas em 5 anos
C_{ENG}	Custo de engenheiros necessários para projeto
C_{DES}	Custo de mão de obra destinada a fabricação de moldes e ferramentas
C_{MAN}	Custo de mão de obra destinada a construir a aeronave
C_{SUP}	Custo das atividades de suporte, logística e administração
C_{TEST}	Custo dos ensaios e testes para certificação
C_{CERT}	Custo de certificação e controle de qualidade
C_{MAT}	Custo de aquisição de materiais
C_{MOT}	Custo de aquisição dos motores
C_{AVI}	Custo de aquisição dos aviônicos
C_{TOT}	Custo total da aeronave
C_{UND}	Custo por unidade produzida
R_{ENG}	Salário médio dos engenheiros projetistas
R_{DES}	Salário médio dos ferramenteiros
R_{MAN}	Salário médio dos manufactureiros
CPI_{2012}	<i>Consumer Price Index</i> americano acumulado de 2012-2020
N_P	Número de protótipos produzidos na fase de projeto
N_{MOT}	Número de motores da aeronave
T	Tração máxima do motor
D	Dano percentual causado pelo impacto
C_{IMP}	Custo do impacto de pássaro
WW_P	Peso total dos painéis da asa
WW_N	Peso total das nervuras da asa

NPP	Número de painéis plastificados
NNP	Número de nervuras plastificadas
NPT	Número total de painéis
NNT	Número total de nervuras
FCM	Fração do custo total da aeronave relativa à reconstrução da asa
F_{MF}	Razão entre o tempo de oficina e o tempo de voo
C_{AP}	Custo de mão de obra de manutenção em oficina
C_{AC}	Valor total da aeronave coberto pelo seguro
C_{STOR}	Custo de armazenamento em hangar
C_{FUEL}	Custo de combustível para operação
C_{INS}	Custo de inspeção
C_{OVER}	Custo de oficina
F_1	Parâmetro de ajuste relativo ao local de manutenção
F_2	Parâmetro de ajuste relativo à facilidade de acesso aos motores
F_3	Parâmetro de ajuste relativo ao tipo de trem de pouso
F_4	Parâmetro de ajuste relativo à presença de rádios VFR
F_5	Parâmetro de ajuste relativo à presença de rádios IFR
F_6	Parâmetro de ajuste relativo ao tipo de tanque de combustível
F_7	Parâmetro de ajuste relativo à complexidade do sistema de <i>flap</i>
F_8	Parâmetro de ajuste relativo ao tipo de certificação
Q_{FLGT}	Número de horas de voo por ano
R_{STOR}	Custo mensal de armazenamento da aeronave
R_{FUEL}	Custo do galão de combustível
SFC_{CR}	Consumo específico de combustível na condição de cruzeiro
BHP_{CR}	Potência efetiva ou de freio
ν	Coeficiente de Poisson
σ_u	Tensão última

σ_y	Tensão de escoamento
ρ_m	Densidade do material
V	Volume do pássaro
M	Massa do pássaro
ρ_p	Densidade do pássaro
π	Número irracional pi
R	Raio da cabeça do pássaro
V_{LO}	Velocidade de decolagem
V_{IMP}	Velocidade de ocorrência do impacto
V_S	Velocidade de estol
W_{TO}	Peso de decolagem
$C_{L_{MAX}}$	Máximo coeficiente de sustentação da asa
θ_a	Ângulo de atitude
$\overline{V_Z}$	Velocidade no eixo Z média na decolagem
$\overline{V_X}$	Velocidade no eixo X média na decolagem
g	Aceleração da gravidade
As	Área de seção transversal do elemento estrutural
W_{INC}	Peso inercial total
Δt	Variação da espessura dos elementos
R_{MAX}	Máximo alcance da aeronave
V_{CR}	Velocidade de cruzeiro da aeronave na condição de máximo alcance
h	Altitude de voo em máxima autonomia
c	Consumo de combustível em quilogramas por hora
T_{VOO}	Tempo total de voo da aeronave na condição de máximo alcance
C	Total de combustível consumido em uma viagem de máximo alcance
KPK	Massa de combustível consumido por unidade de massa transportada e quilometro percorrido
$\overline{M}$	Massa média da aeronave ao longo do voo

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	21
2	METODOLOGIA	24
2.1	Escolha das ligas e geometria	25
2.2	Análises mecânicas	25
2.2.1	Cargas estáticas	25
2.2.2	Análise estática	27
2.2.3	Análise dinâmica	28
2.3	Análise econômica	29
2.3.1	Determinação do peso da asa	29
2.3.2	Determinação do peso total da aeronave	31
2.3.3	Estimativa de custos	31
2.3.4	Determinação do custo de desenvolvimento	31
2.3.5	Determinação dos custos de impactos	35
2.3.6	Determinação dos custos de operação	37
2.4	Análise ambiental	39
3	RESULTADOS E DISCUSSÕES	43
3.1	Escolha da liga e geometria	43
3.2	Cargas estáticas	46
3.3	Análise estática	49
3.4	Análise dinâmica	52
3.5	Análise de custos de produção e impacto	60
3.6	Análise dos custos de operação	63
3.7	Análise ambiental	65
3.8	Compilação dos resultados em gráfico de Ashby adaptado	71
4	CONCLUSÃO	72
	REFERÊNCIAS	74
	APÊNDICE A – CÓDIGO DE INTEGRAÇÃO ESTRUTURAL	78

1 INTRODUÇÃO

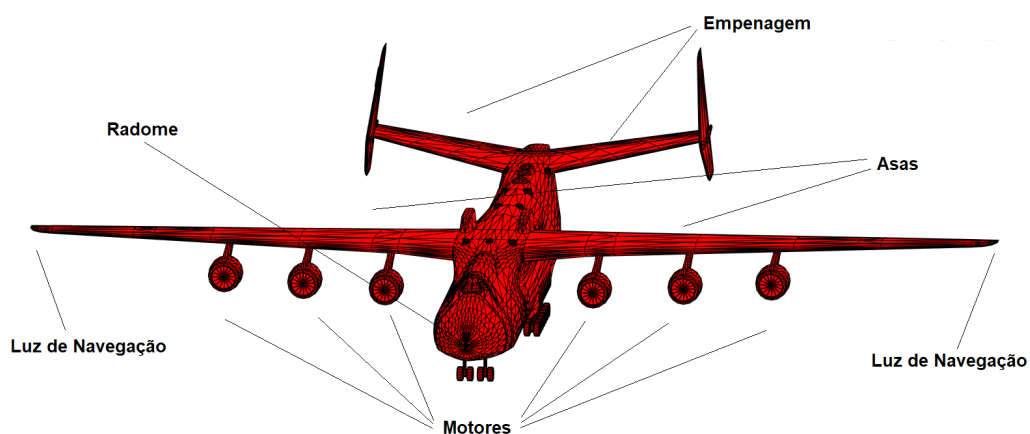
A indústria aeronáutica busca por autonomia, segurança e lucratividade desde a sua concepção. Ao final da Segunda Guerra Mundial, em 1945, seu desenvolvimento foi impulsionado e os problemas relacionados ao seu crescimento eclodiram (1). Diz-se impacto de pássaro (em tradução livre do inglês, *bird strike*) a colisão direta entre um pássaro e uma aeronave na fase de voo, pouso, decolagem ou taxiamento.

Os impactos de pássaros apresentam um risco à aviação civil, isso porque a sua ocorrência ameaça os principais anseios das companhias áreas e de seus viajantes (1). No total, estima-se que ocorra pelo menos um *bird strike* a cada dois mil voos (2), e, como resultado: esses eventos instituem um dispêndio de aproximadamente 1.3 bilhões de dólares ao ano (3). Além disso, é importante ressaltar que boa parte dos incidentes não são relatados, especialmente nos grandes aeroportos (3).

Apesar dos esforços das organizações de aviação civil em mapear os tipos de pássaros e seus movimentos migratórios, o número absoluto de incidentes é crescente (1, 4). Isso se deve essencialmente ao aumento da capacidade aeroportuária, ao crescimento populacional de algumas espécies em regiões urbanas/marítimas, e a produção de aeronaves mais silenciosas, que reduzem a percepção e o tempo de reação das aves (1).

Alguns estudos retrospectivos sugerem que cerca 95% dos impactos ocorrem em baixas altitudes – a menos de 3600 ft (aproximadamente 1100 m) do nível do mar – nas fases de pouso, decolagem, subida e aproximação (1). Nessas ocasiões de voo a aeronave retém muita energia cinética e as cargas atuantes na estrutura são grandes devido às manobras, acelerações, e a atuação dos dispositivos hiper-sustentadores. As regiões de maior incidência de impactos são: as asas, os radomes, as superfícies vertical e horizontal da empenagem, os motores e as luzes de navegação (1), *vide* Figura 1.

Figura 1 – Regiões mais afetadas por *bird strikes*.



Fonte: produção do próprio autor.

A 14-CFR parte 25 (5), norma de regulamentação civil americana seguida pela norma brasileira RBHA25 (6) expressa no §25.751 a necessidade de as aeronaves completarem o voo de maneira segura mesmo após a ocorrência de um impacto com um pássaro de 4 lb (1.814 kg) a uma velocidade igual a sua velocidade de cruzeiro ótimo, o que atualmente pode chegar a velocidades em torno de 280

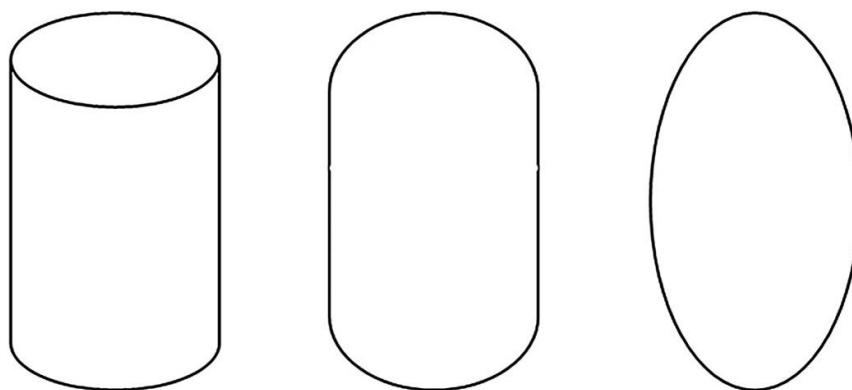
m/s. Tradicionalmente, a verificação desse requisito era feita através de ensaios custosos, de maneira experimental (2).

Com o desenvolvimento da computação e dos algoritmos de contato em formulações de elementos finitos, tornou-se possível realizar testes de diversas condições de voo e locais de impacto ainda na fase de projeto, permitindo a construção de estruturas mais leves e otimizadas (2, 4). Essa metodologia se torna ainda mais interessante quando se observa as vantagens econômicas e ambientais: o modelo é concebido no fim do projeto e o número de ensaios necessários para validação é ligeiramente reduzido.

Um dos modelos utilizados para simulação de impactos de pássaros é o *cannonball*. Nesse método, o pássaro atravessa completamente o arranjo estrutural, removendo todos os elementos adjacentes. Geralmente, essa metodologia induz a resultados conservadores e a geometrias pouco otimizadas (2). Por isso, no presente trabalho visa-se a utilização de modelos não penetrativos, com dois tipos de algoritmos de contato, em específico: o *hard contact* e o *exponential penalty* (7).

Com relação à geometria do pássaro, não há definição de uma forma ideal para a modelagem. Entretanto, é de costume utilizar três geometrias fundamentais: o cilindro de extremidade reta, o cilindro de extremidade esférica e o paraboloide (4) – *vide* Figura 2. Foi observado por Hou et. al. (4) que o cilindro com extremidade esférica produz as maiores tensões na estrutura, embora a deformação final seja majoritariamente dependente da massa e não da geometria do modelo.

Figura 2 – Geometrias mais utilizadas para modelagem de pássaros.



Fonte: retirado de (4).

Além da questão mecânica, outros fatores importantes devem ser considerados na execução de um projeto aeronáutico. Dentre essas questões, destacam-se as análises econômicas, em particular as chamadas análises de custo, que asseguram a viabilidade econômica do projeto, e as análises ambientais, que atestam a capacidade de operação da aeronave conforme as normas pré-estabelecidas.

Dessa forma, e diante do aumento do padrão de consumo mundial, as empresas e os prestadores de serviços se veem pressionados a desenvolver técnicas e produtos que gerem menos impactos ambientais (8). Diversos pesquisadores empreendem esforços para desenvolver ferramentas que conciliem métricas de desempenho e métricas ambientais para tomada de decisão. A formulação mais usada atualmente corresponde a união da Análise do Ciclo de Vida (ACV, ou LCA do inglês) com o Custeio do Ciclo de Vida (CCV, ou LCC do inglês) (9).

Apesar disso, atingir o desenvolvimento sustentável ainda é um desafio para diversos setores na indústria, em especial os relacionados a mobilidade, como o aeronáutico (8). Para esse caso, diversos estudos encontrados na literatura sugerem que a seleção do material desempenha um papel fundamental tanto na ACV quanto no CCV (9). Isso porque a escolha correta dos materiais leva a diminuição do peso estrutural, e consequentemente do consumo de energia necessário para sua operação (8–10).

O maior impacto ambiental gerado por estruturas aeronáuticas está associado a fase de uso (10). Isso ocorre pelo grande consumo de combustíveis fósseis durante o período de operação, que para uma aeronave particular corresponde há cerca de 20 anos. Ademais, estudos sugerem que as fases de manufatura e descarte correspondem à apenas 10% dos impactos ambientais totais, podendo ser desprezados na elaboração da ACV (9).

Com isso, tem-se como objetivo realizar um estudo semelhante ao de Calado et al. (10), mas com algumas diferenças fundamentais, dentre elas: o estudo de uma asa ao invés de um estabilizador horizontal; a utilização de ligas de alumínio ao invés de laminados de fibra de carbono; a utilização de análises não-lineares considerando as propriedades de escoamento, encruamento e plasticidade das diferentes ligas metálicas, ao invés de análises lineares e deslocamentos como métricas mecânicas; a elaboração da ACV da fase de uso ao invés da elaboração da ACV completa.

Em seu trabalho, Calado (10) foi bem sucedido ao integrar as metodologias de avaliação de custo e ciclo de vida na fase de projeto preliminar da aeronave, realizando análises assertivas sobre o melhor *tradeoff* entre as áreas consideradas. Ademais, destaca-se que conclusões pouco intuitivas, como a possibilidade de diminuição do impacto ambiental e dos custos simultaneamente foram verificadas.

Dado o que foi previamente discutido, a avaliação mecânica feita mediante a um impacto de pássaro foi tomada como um estudo de caso dentre as diversas possíveis análises mecânicas não-lineares. Adicionalmente, considera-se carga-crítica quasi-estáticas levando em conta escoamento; encruamento; plastificação; flambagem; impacto de baixa energia; e impactos de alta energia, em particular impacto de pássaros. Essa análise foi escolhida por conta das grandes deformações impostas aos elementos estruturais, ressaltando as diferenças mecânicas entre diferentes ligas de alumínio.

Considera-se que as modificações supracitadas melhoram o estudo em questão (10), especialmente do ponto de vista da análise mecânica. Isso porque adotando as métricas não-lineares como referência, é possível verificar se os componentes satisfazem as normas de aviação vigentes, como as 14-CFR parte 23 (11) e parte 25 (5), que regulamentam o setor aeronáutico, particularmente os requisitos §25.305, §25.571(e) e §25.631. Finalmente, destaca-se que apesar da ACV proposta no nosso estudo não ser completa, pesquisas já demonstram que as fases de fabricação e descarte podem ser negligenciadas sem perda de generalidade (9).

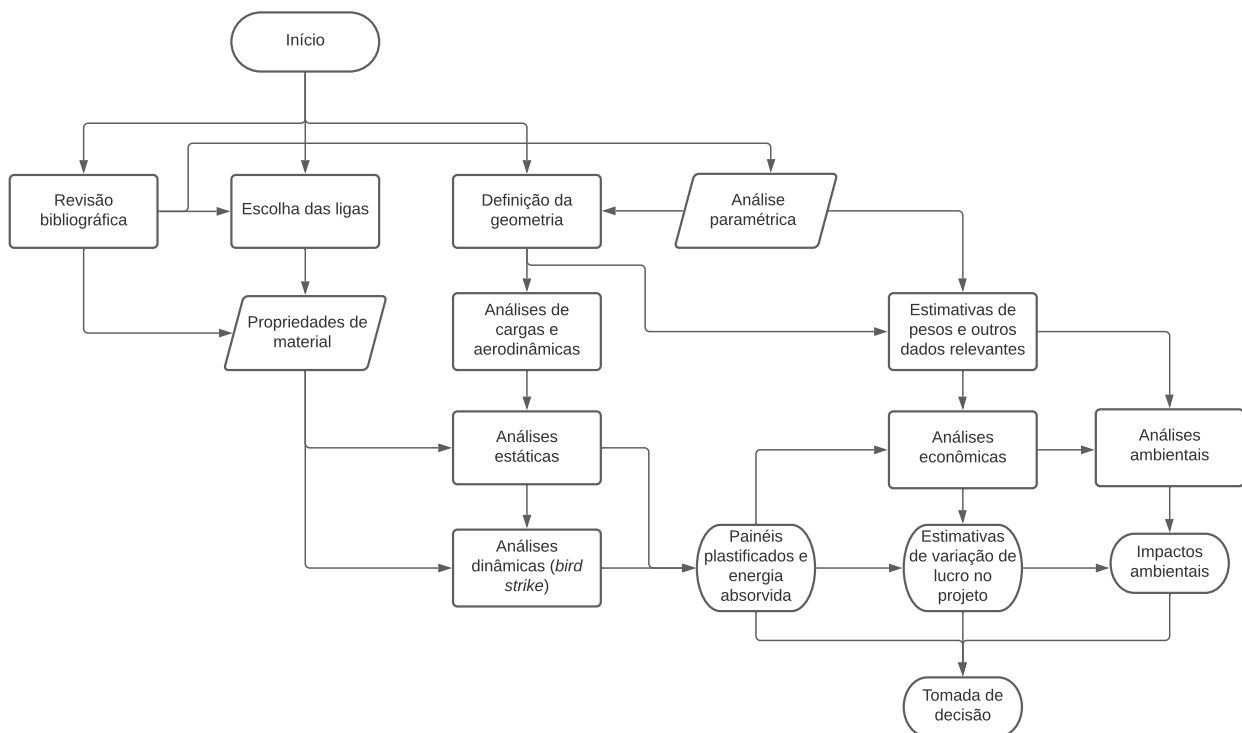
2 METODOLOGIA

A metodologia do trabalho pode ser sintetizada em cinco etapas:

1. Escolha das ligas;
2. Definição da geometria analisada;
3. Análises mecânicas;
4. Análises econômicas;
5. Análises ambientais.

Essas etapas foram realizadas de maneira cronologicamente linear uma vez que as saídas de cada etapa são entradas da etapa seguinte. A realização de cada atividade está descrita nas seções abaixo. Embora a metodologia aqui descrita possa, e num projeto real deva, ser utilizada levando-se em conta uma grande quantidade de materiais possíveis e geralmente utilizados na indústria aeronáutica: metálicos ferrosos, não-ferrosos, diversas ligas de alumínio e titânio, e compósitos estruturais laminados do tipo matriz polimética e fibra vítrea ou de carbono, bem como diversas análises mecânicas distintas, a quantidade de permutações resultantes tornaria a pesquisa inviável. Dessa forma, optou-se pela utilização de uma metodologia de estudo de caso, limitando o número de materiais e análises mecânicas para uma quantidade reduzida de ligas de alumínio e análises não-lineares estática e de *bird strike*.

Figura 3 – Metodologia utilizada.



Fonte: produção do próprio autor.

2.1 ESCOLHA DAS LIGAS E GEOMETRIA

Foi decidido que seria interessante comparar ligas de alumínio muito utilizadas na indústria aeronáutica, bem como descrever uma geometria de asa baseada em um modelo moderno na categoria de jatos executivos, como o *Praetor 600*, utilizando uma metodologia de estudo de caso. Isso porque essas escolhas facilitariam a obtenção de dados referentes a manufatura de cada componente, além de tornar o projeto de pesquisa mais conveniente e representativo.

As dimensões características da asa foram obtidas através de análises paramétricas (12), comparando modelos de jatos executivos existentes no mercado. Ademais, como não era conhecido o perfil aerodinâmico exato, nem o desenho industrial, que revelasse a disposição interna dos elementos da asa, estimou-se a posição das nervuras, o formato dos reforçadores e dos furos de alívio, atentando-se a preservação das características aerodinâmicas desejadas na aeronave.

Para a escolha das ligas, buscou-se por ligas que tivessem ampla utilização na indústria aeronáutica e apresentassem propriedades mecânicas diferentes entre si, especialmente a densidade, as propriedades da região plástica, as tensões de escoamento e última, bem como ligas de diferentes composições, visando uma maior sensibilidade em relação às análises de custos econômicos e ambientais.

O modelo de plastificação utilizado foi um modelo misto entre Ramberg-Osgood (Equação 2.1) (13) e de plasticidade perfeita (14), devido a sua disponibilidade no *software* selecionado para realizar as análises mecânicas (*Abaqus*) (7). Nesse modelo, o material se comporta seguindo a equação de Ramberg-Osgood até a tensão última e a partir daí apresenta plasticidade perfeita, deformando-se infinitamente sem realizar trabalho.

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + K \left(\frac{\sigma}{E} \right)^n \quad (2.1)$$

2.2 ANÁLISES MECÂNICAS

As análises mecânicas foram divididas em diversas sub-etapas: o cálculo da condição de voo crítica a ser analisada e as cargas estáticas relacionadas (15); a geração da geometria e do modelo de elementos finitos junto ao *Abaqus*; a realização das análises estáticas não-lineares; a realização das análises dinâmicas de impacto; e o pós-processamento dos resultados.

2.2.1 Cargas estáticas

Inicialmente foi definida a condição crítica de voo (simétrico nivelado em condição de decolagem) em relação aos diagramas estimados de carga (usualmente chamado de diagrama V-n) e de passeio de CG, obtendo fator de carga, velocidade relativa, orientação da aeronave via ângulos de Euler e peso. A partir dessa condição, através do equilíbrio dinâmico instantâneo da aeronave foi obtido o ângulo de ataque equivalente nas asas, e com ele foram geradas curvas da distribuição de carga aerodinâmica.

As curvas de sustentação, arrasto e momento de arfagem em função da envergadura no momento da decolagem foram obtidas através do método clássico *Vortex Lattice 2*, disponível no *software*

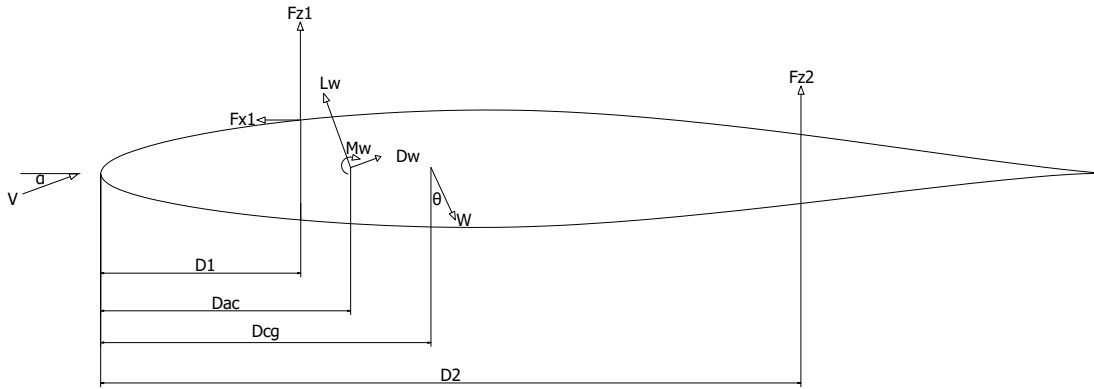
gratuito *XFLR5* (16). De posse das curvas, essas foram transformadas em cargas pontuais atuantes nas interseções nervura-longarina, visando uma melhor distribuição das cargas, e consequentemente, do campo de tensões.

Para isso, a semi-asa foi dividida em 9 subintervalos diferentes, demarcados pelas posições das nervuras (*vide* Figura 13), e em seguida, foram calculados os centroides de cada subintervalo e a integral entre os centroides das curvas de sustentação, arrasto e momento de arfagem em função da envergadura.

As cargas inerciais, por sua vez, foram calculadas utilizando a densidade dos materiais e a área de seção transversal de cada elemento da asa, com fator de carga de 2.5, representando uma condição de decolagem crítica, segundo a 14-CFR parte 25 (5).

Finalmente, a transformação foi realizada substituindo o conjunto de forças inerciais, atuantes no CG, e aerodinâmicas, atuantes no CA, por três forças equivalentes, sendo duas delas atuantes na direção de Z e uma delas na direção de X sobre as longarinas – *vide* Figura 4.

Figura 4 – Diagrama para cálculo das cargas totais.



Fonte: produção do próprio autor.

$$\left\{ \begin{array}{l} K_1(i) = L_W(i) \cos \alpha + D_W(i) \sin \alpha \\ K_2(i) = -L_W(i) \sin \alpha + D_W(i) \cos \alpha \\ K_3(i) = M_W(i) \\ F_{Z_1}(i) = K_1(i) - n_Z * W(i) \cos \theta - F_{Z_2}(i) \\ F_{X_1}(i) = K_2(i) + n_Z * W(i) \sin \theta \\ F_{Z_2}(i) = K_3(i) + n_Z * W(i) \cos \theta [D_{ac}(i) - D_1(i) + h_n(i)] + \\ \quad - K_1(i) * [D_{ac}(i) - D_1(i)] / D_2 \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} (2.2) \\ (2.3) \\ (2.4) \\ (2.5) \\ (2.6) \\ (2.7) \end{array}$$

Onde K_1 , K_2 e K_3 são as forças aerodinâmicas resultantes nos eixos de corpo -Z, Y e -X, respectivamente; F_{Z_1} e F_{Z_2} são as forças equivalentes totais atuantes na direção -Z nas longarinas primária e secundária, respectivamente; e por fim, F_{X_1} é a força equivalente total atuante na direção -X na longarina primária.

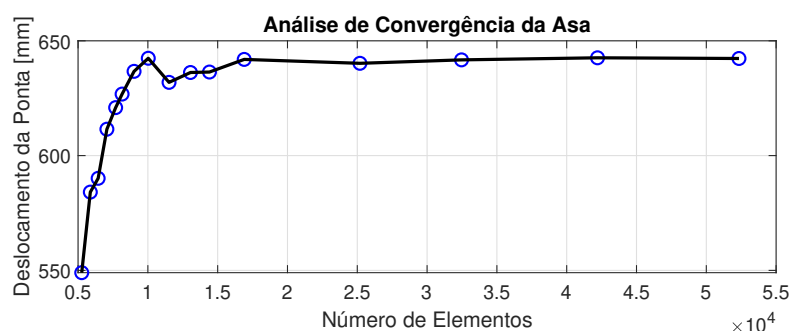
Salienta-se que os eixos de corpo, utilizados e referidos ao longo dessa seção, são definidos com X paralelo a linha de centro da fuselagem e positivo para no sentido do nariz; Y paralelo ao eixo da asa e positivo no sentido da semi-asa direita; e Z perpendicular ao plano XY e positivo para baixo. Adicionalmente, α é o ângulo de ataque, definido como a distância angular entre a corda da asa e a direção do escoamento; e θ é o ângulo de arfagem, definido como o a distância angular entre a linha do nariz da aeronave e a linha do horizonte.

2.2.2 Análise estática

Com as dimensões definidas, a asa foi desenhada no *Abaqus* utilizando uma geometria bidimensional do tipo “casca S4R” (do inglês, *shell*), e posteriormente foram atribuídas as cargas, as propriedades mecânicas, e as condições de contorno de cada região. A malha foi gerada diversas vezes, variando a espessura e o formato dos elementos. O objetivo era obter a convergência do resultado através de elementos bem comportados, se possível estruturados.

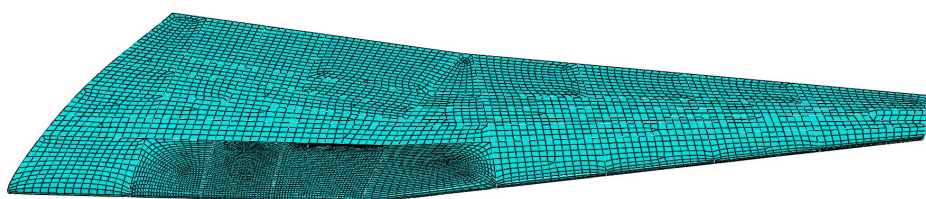
Após a convergência, a malha foi refinada localmente na região do impacto, visando aumentar a estabilidade e a acurácia da resposta, além de obter uma melhor visualização do fenômeno a ser estudado. Nas Figuras 5 e 6 são observadas a convergência do resultado em função do número de elementos e a malha final escolhida para discretizar a geometria, respectivamente.

Figura 5 – Análise de convergência de malha para a liga 2024-T3.



Fonte: produção do próprio autor.

Figura 6 – Malha final com 18426 elementos.



Fonte: produção do próprio autor.

Finalmente, com a formulação total do problema, a simulação estática foi executada. Os deslocamentos verticais, necessários para o ajuste da posição do pássaro, e o campo de tensões ao longo da

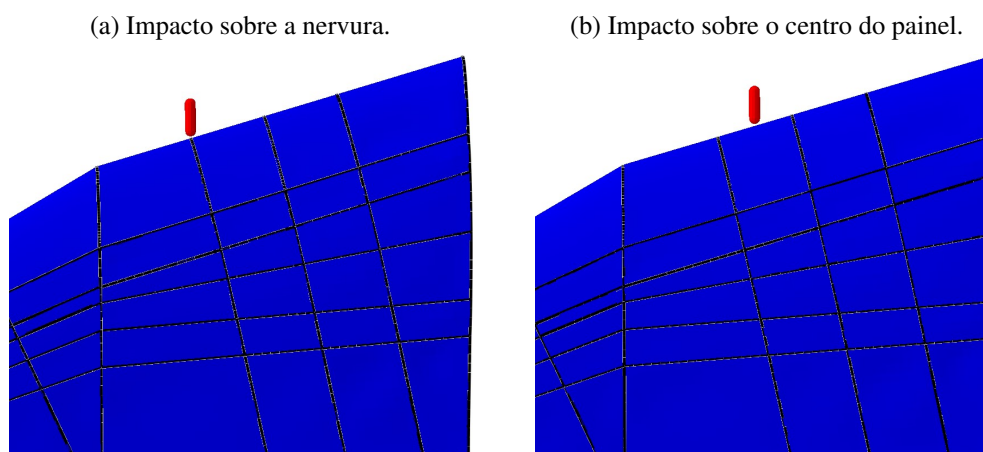
asa, consideradas condições iniciais para a simulação dinâmica, foram gerados como resultados de interesse.

2.2.3 Análise dinâmica

Apesar da 14-CFR parte 25 prever a necessidade da aeronave resistir um impacto na velocidade de cruzeiro ótimo, a verificação dessa condição demandaria uma capacidade computacional superior a qual se dispunha. Por esse motivo, e devido a maior incidência de *bird strikes* na condição de decolagem (1), considerou-se um impacto em velocidades menores, calculadas de acordo com (17).

Para a execução da simulação dinâmica, variou-se a geometria do pássaro; o local de impacto; e o tipo de algoritmo de contato. Ao final dessa fase, percebeu-se que o impacto de 90 m/s próximo à transição de afilamento da asa (*vide* Figura 13) com algoritmo do tipo *hard contact* correspondia ao melhor compromisso entre representatividade e tempo de processamento.

Figura 7 – Condições iniciais de impacto.

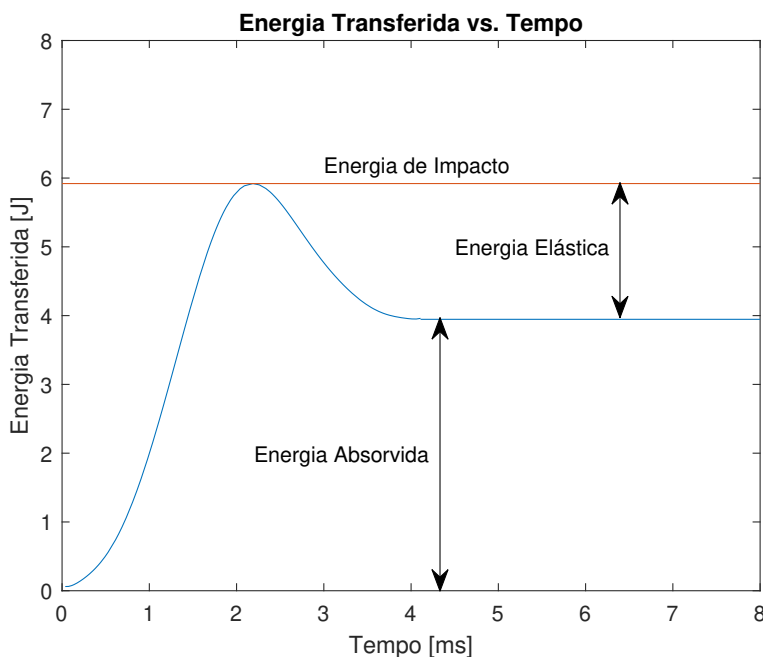


Fonte: produção do próprio autor.

Com isso, o pássaro foi posicionado a 25 milímetros de distância (ao longo do eixo de corpo X) do ponto de impacto e a simulação foi executada por 6 milissegundos, em duas regiões de incidência: na região entre as nervuras, e imediatamente a frente da nervura – *vide* Figura 7. Adicionalmente, destaca-se que a maior possibilidade de incidência de impactos ocorre em na região proposta para estudo (1). Os resultados obtidos, bem como uma breve discussão é apresentada na Subseção 3.4.

Ademais, para determinar o potencial de dissipação de energia de cada uma das ligas e sua dependência com a espessura dos elementos, foram escolhidas 5 configurações de geometria para cada liga de alumínio e local de impacto, variando sistematicamente a espessura de todos os elementos entre -20% e +20% com incrementos de 10%. Como descrito anteriormente, os impactos foram simulados na velocidade de decolagem, V_{LO} (calculada como 90 m/s), nas regiões logo a frente da nervura e na metade do painel. Os gráficos de dissipação de energia esperados são similares ao apresentado na Figura 8.

Figura 8 – Energia transferida por tempo.



Fonte: adaptado de (18).

De posse da energia transferida em função do tempo, foram calculadas as energias de dissipação (ou elástica) de cada configuração de material e espessura, conforme a Equação 2.8. Os resultados obtidos foram comparados e a discussão acerca dos gráficos também está presente na Subseção 3.4.

$$E_{\text{dis}} = E_{\text{imp}} - E_{\text{abs}} \quad (2.8)$$

2.3 ANÁLISE ECONÔMICA

Para a análise econômica, equações estatísticas vindas da referência (19) foram utilizadas para estimar o custo das diversas etapas do projeto de uma aeronave com a geometria de asa estudada: desenvolvimento, operação e o custo gerado por cada impacto de pássaro. Para isso, inicialmente foi necessário estimar o peso vazio da aeronave estudada a partir da geometria e do peso da asa através de valores de referência de máximo peso de decolagem (do inglês, *maximum take-off weight* – MTOW) e de velocidade de cruzeiro, visto que a análise de custos está estreitamente associada ao peso total da aeronave. Os procedimentos para cálculo de peso e custo das configurações propostas são apresentados ao longo da Seção 2.3.

2.3.1 Determinação do peso da asa

A determinação do peso total da asa foi baseada análises estatísticas e em dados históricos de aeronaves existentes na categoria. Em geral, essas relações envolvem diversos parâmetros geométricos da asa e da aeronave. Por esse motivo, recorreu-se a geometria de asa proposta (definida através de

análises paramétricas, *vide* Figura 13) e ao certificado de tipo do *Praetor 600* (20) para obtenção desses valores.

As equações utilizadas para estimar o peso da asa foram extraídas de (12, 21) e são dadas por:

$$WW_{\text{Raymer}} = 0.036 * S_W^{0.758} * W_{FW}^{0.0035} * \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{C/4}} \right)^{0.6} * q^{0.006} * \lambda^{0.04} * \left(\frac{100 * (t/c)}{\cos \Lambda_{C/4}} \right)^{-0.3} * (n_Z * W_0)^{0.49} \quad (2.9)$$

$$WW_{\text{Nicolai}} = 96.948 * \left[\left(\frac{n_Z * W_0}{10^5} \right)^{0.65} * \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{C/4}} \right)^{0.57} * \left(\frac{S_W}{100} \right)^{0.61} * \left(\frac{1 + \lambda}{2(t/c)} \right)^{0.36} * \sqrt{1 + \frac{V_H}{500}} \right]^{0.993} \quad (2.10)$$

$$WW_{\text{Presente}} = \frac{WW_{\text{Nicolai}} + WW_{\text{Raymer}}}{2} \quad (2.11)$$

Quadro 1 – Valor das variáveis para cálculo do peso da asa.

Símbolo	Descrição	Valor	Referência
WW	Peso previsto para a asa	N/A	N/A
S_W	Área projetada da asa	1008.77 [ft ²]	Figura 13
AR_W	Alongamento da asa	6.884 [adm.]	Figura 13
$\Lambda_{C/4}$	Enflechamento da corda média aerodinâmica	23 [°]	Figura 13
λ	Razão de afilamento	0.236 [adm.]	Figura 13
t/c	Razão entre espessura e corda	0.1174 [adm.]	Figura 13
ρ	Densidade do ar na altura de cruzeiro	0.05460 [lb/ft ³]	(22, 23)
W_{FW}	Peso de combustível alojado na asa	1 [adm.] (= Ausente)	(19)
V_H	Velocidade TAS de cruzeiro	430 [knots]	(24)
n_Z	Fator de carga máximo	2.5 [adm.]	(25)
W_0	Peso vazio da aeronave	25000 [lbf]	(20, 26)
q	Pressão dinâmica em cruzeiro	5137.81 [lbf/ft ²]	(17)

Fonte: produção do próprio autor.

O valor obtido pela Equação 2.11 foi admitido como sendo o peso da asa de referência (Al 2024-T3 sem variação de espessura). Em seguida, foi utilizado um código (desenvolvido pelo autor e apresentado no apêndice) para integrar a seção transversal de cada componente estrutural, visando a obtenção do peso estrutural da configuração de referência. Com isso, o peso dos elementos internos da asa foi calculado pela Equação 2.12 e considerado constante para todas as configurações.

$$WW_{INT} = WW_{TREF} - WW_{EREF} \quad (2.12)$$

Dessa forma, com o peso dos elementos internos definido, bastou acresce-lo ao peso estrutural, obtido via código, para determinar o peso total de uma dada configuração de asa:

$$WW(i) = WW_E(i) + WW_{INT} \quad (2.13)$$

2.3.2 Determinação do peso total da aeronave

Da mesma forma que na análise anterior, a asa fabricada em Al 2024-T3 sem variação de espessura foi considerada como referência, equivalente a uma aeronave de peso vazio igual a 25000 lbf (≈ 11340 kg) (20, 26). Com isso, calculou-se o peso da aeronave de referência excluindo-se o valor relativo às asas:

$$W0_{WWREF} = 25000 - WW_{TREF} \quad (2.14)$$

Foi considerado que o corpo da aeronave era mantido constante, enquanto a asa variava. Dessa forma, o peso total da aeronave para uma dada configuração de asa é dado por:

$$W_0(i) = W0_{WWREF} + WW(i) \quad (2.15)$$

2.3.3 Estimativa de custos

Os custos de desenvolvimento e de operação foram determinados a partir do modelo de *Eastlake*, destinado à aviação geral (19). Sendo assim, visando manter a coerência com a localidade do modelo, foram utilizados os sistemas de unidades imperiais e monetários dolarizados. Além disso, o conjunto de equações utilizado (19), referente ao ano de 2012, foi trazido a valor presente por meio do índice CPI (do inglês, *consumer price index*) norte-americano (27).

2.3.4 Determinação do custo de desenvolvimento

O custo de desenvolvimento foi iniciado determinando o número de homens-hora (HH) de projeto, produção e manufatura da aeronave. Segundo o modelo de *Eastlake*, as equações são dadas por:

$$H_{ENG}(i) = 0.0396 * W_0(i)^{0.791} * V_H^{1.526} * N^{0.183} \\ F_{CERT} * F_{CF} * (1 + f_{COMP}) * F_{PRES_1} \quad (2.16)$$

$$H_{DES}(i) = 1.0032 * W_0(i)^{0.764} * V_H^{0.899} * N^{0.178} \left(\frac{N}{60}\right)^{0.066} * F_{TAP} * F_{CF} * (1 + f_{COMP}) * F_{PRES_2} \quad (2.17)$$

$$H_{MAN}(i) = 9.6613 * W_0(i)^{0.74} * V_H^{0.543} * N^{0.524} F_{CERT} * F_{CF} * (1 + 0.25f_{COMP}) \quad (2.18)$$

Quadro 2 – Valor das variáveis para cálculo de homem-hora (continua).

Símbolo	Descrição	Valor	Referência
H_{ENG}	Número de HH de engenheiros necessários para projetar a aeronave	N/A	N/A
H_{DES}	Número de HH mão de obra necessários para fabricar as ferramentas, moldes, acessórios e gabaritos da aeronave	N/A	N/A
H_{MAN}	Número de HH mão de obra necessários para construir a aeronave	N/A	N/A
f_{COMP}	Percentual da aeronave fabricada em composto	0 = (<i>Full</i> Alumínio)	(19)
F_{CERT}	Parâmetro da equação relativo ao tipo de certificação	1 = (FAR-23)	(19)
F_{CF}	Parâmetro da equação relativo à complexidade dos <i>flaps</i>	1 = (Simples)	(19)
F_{PRES_1}	Parâmetro da equação relativo à pressurização da aeronave	1.03 = (Pressurizado)	(19)
F_{PRES_2}	Parâmetro da equação relativo à pressurização da aeronave	1.02 = (Pressurizado)	(19)
F_{TAP}	Parâmetro da equação relativo ao afilamento da asa	1 = (Afilada)	(19)
W_0	Peso vazio da aeronave	Variável	Equação 2.15
V_H	Velocidade TAS de cruzeiro	430 [knots]	(24)

Valor das variáveis para cálculo de homem-hora (continuação).

N	Número de aeronaves produzidas em 5 anos	60 [und.]	(28)
---	--	-----------	------

Fonte: produção do próprio autor.

De posse do número de homem-hora necessário em cada etapa, os custos específicos e total da aeronave foram calculados, de acordo com as equações:

$$C_{ENG}(i) = 2.0969 * H_{ENG}(i) * R_{ENG} * CPI_{2012} \quad (2.19)$$

$$C_{DES}(i) = 2.0969 * H_{DES}(i) * R_{DES} * CPI_{2012} \quad (2.20)$$

$$C_{MAN}(i) = 2.0969 * H_{MAN}(i) * R_{MAN} * CPI_{2012} \quad (2.21)$$

$$C_{SUP}(i) = 0.06458 * W_0(i)^{0.873} * V_H^{1.89} * N_P^{0.346} * CPI_{2012} * F_{CERT} * F_{CF} * (1 + 0.5f_{COMP}) * F_{PRES_1} \quad (2.22)$$

$$C_{TEST}(i) = 0.009646 * W_0(i)^{1.16} * V_H^{1.3718} * N_P^{1.281} * CPI_{2012} * F_{CERT} \quad (2.23)$$

$$C_{CERT}(i) = 0.13 * C_{MAN}(i) * F_{CERT} * (1 + 0.5f_{COMP}) \quad (2.24)$$

$$C_{MAT}(i) = 24.896 * W_0(i)^{0.689} * V_H^{0.624} * N^{0.792} * CPI_{2012} * F_{CERT} * F_{CF} * F_{PRES_3} \quad (2.25)$$

$$C_{MOT} = 868.1 * N_{MOT} * T^{0.8356} * CPI_{2012} \quad (2.26)$$

$$C_{AVI} = 15000 \quad (2.27)$$

$$C_{TOT}(i) = C_{ENG}(i) + C_{DES}(i) + C_{MAN}(i) + C_{SUP}(i) + C_{TEST}(i) + C_{CERT}(i) + C_{MAT}(i) + C_{MOT} + C_{AVI} \quad (2.28)$$

$$C_{UND}(i) = \frac{C_{TOT}(i)}{N} \quad (2.29)$$

Quadro 3 – Valor das variáveis para cálculo dos custos de produção (continua).

Símbolo	Descrição	Valor	Referência
C_{ENG}	Custo de engenheiros necessários para projetar a aeronave	N/A	N/A
C_{DES}	Custo de mão de obra destinada à fabricação de moldes, acessórios e gabaritos da aeronave	N/A	N/A
C_{MAN}	Custo de mão de obra necessários para construir a aeronave	N/A	N/A
C_{SUP}	Custo das atividades de suporte, relativas à logística e administração	N/A	N/A
C_{TEST}	Custo dos ensaios e testes necessários para certificação	N/A	N/A
C_{CERT}	Custo de certificação e controle de qualidade	N/A	N/A
C_{MAT}	Custo de aquisição de materiais para manufatura	N/A	N/A
C_{MOT}	Custo de aquisição de motores	N/A	N/A
C_{AVI}	Custo de aquisição de aviônicos	N/A	N/A
C_{TOT}	Custo total	N/A	N/A
C_{UND}	Custo por unidade produzida	N/A	N/A
H_{ENG}	Número de HH de engenheiros necessários para projetar a aeronave	Variável	Equação 2.16
H_{DES}	Número de HH mão de obra necessários para fabricar as ferramentas, moldes, acessórios e gabaritos da aeronave	Variável	Equação 2.17
H_{MAN}	Número de HH mão de obra necessários para construir a aeronave	Variável	Equação 2.18
R_{ENG}	Salário médio dos engenheiros	90 [US\$/h]	(29)
R_{DES}	Salário médio ferramenteiros	60 [US\$/h]	(30)

Valor das variáveis para cálculo dos custos de produção (continuação).

R_{MAN}	Salário médio dos manufatureiros	50 [US\$/h]	(31)
CPI_{2012}	<i>Consumer price index</i> norte-americano de 2012 até 2020 (presente)	1.14	(27)
f_{COMP}	Percentual da aeronave fabricada em compósito	0 = (<i>Full</i> Alumínio)	(19)
F_{CERT}	Parâmetro da equação relativo ao tipo de certificação	1 = (FAR-23)	(19)
F_{CF}	Parâmetro da equação relativo à complexidade dos <i>flaps</i>	1 = (Simples)	(19)
F_{PRES_1}	Parâmetro da equação relativo à pressurização da aeronave	1.03 = (Pressurizado)	(19)
F_{PRES_3}	Parâmetro da equação relativo à pressurização da aeronave	1.01 = (Pressurizado)	(19)
W_0	Peso vazio da aeronave	Variável	Equação 2.15
V_H	Velocidade TAS de cruzeiro	430 [knots]	(24)
N	Número de aeronaves produzidas em 5 anos	60 [und.]	(28)
N_P	Número de protótipos produzidos na fase de projeto	3	(32)
N_{MOT}	Número de motores da aeronave	2	(20, 26)
T	Tração máxima	15000 [lb]	(33)

2.3.5 Determinação dos custos de impactos

O custo de cada impacto foi calculado baseado no percentual da asa danificada, D , e no custo associado as atividades de reconstrução da asa (FCM). Utilizou-se como critério de falha a plastificação

dos elementos estruturais, de modo que:

$$D(i) = \frac{\left(\frac{NPP(i)}{NPT}\right) WW_P(i) + \left(\frac{NNP(i)}{NNT}\right) WW_N(i)}{WW(i)} \quad (2.30)$$

Ademais, o custo de cada impacto é dado por:

$$C_{IMP}(i) = \underbrace{\left(\frac{C_{DES}(i) + C_{MAN}(i) + C_{SUP}(i) + C_{MAT}(i)}{N}\right)}_{FCM} * D(i) * \left(\frac{WW(i)}{W_0(i)}\right) \quad (2.31)$$

Quadro 4 – Valor das variáveis para cálculo do custo de impacto (continua).

Símbolo	Descrição	Valor	Referência
D	Dano percentual causado pelo impacto	N/A	N/A
C_{IMP}	Custo do <i>bird strike</i>	N/A	N/A
WW	Peso total da asa	Variável	Equação 2.13
WW_P	Peso total dos painéis da asa	Variável	via integração (código)
WW_N	Peso total das nervuras da asa	Variável	via integração (código)
W_0	Peso total da aeronave	Variável	Equação 2.15
NPP	Número de painéis plastificados	Variável	via pós-processamento (<i>Abaqus</i>)
NNP	Número de nervuras plastificadas	Variável	via pós-processamento (<i>Abaqus</i>)
NPT	Número total de painéis	216 [und.]	via pós-processamento (<i>Abaqus</i>)
NNT	Número total de nervuras	20 [und.]	via pós-processamento (<i>Abaqus</i>)
C_{DES}	Custo de mão de obra destinada à fabricação de moldes, acessórios e gabaritos da aeronave	Variável	Equação 2.20

Valor das variáveis para cálculo do custo de impacto (continuação).

C_{MAN}	Custo de mão de obra necessários para construir a aeronave	Variável	Equação 2.21
C_{SUP}	Custo das atividades de suporte, relativas à logística e administração	Variável	Equação 2.22
C_{MAT}	Custo de aquisição de materiais para manufatura	Variável	Equação 2.25
N	Número de aeronaves produzidas em 5 anos	60 [und.]	(28)

Fonte: produção do próprio autor.

2.3.6 Determinação dos custos de operação

Os custos de operação considerados foram: manutenção, seguro, armazenamento, inspeção e combustível. As equações ajustadas são dadas por:

$$F_{MF} = 0.3 + F_1 + F_2 + F_3 + F_4 + F_5 + F_6 + F_7 + F_8 \quad (2.32)$$

$$C_{AP} = F_{MF} * R_{AP} * Q_{FLGT} \quad (2.33)$$

$$C_{STOR} = 12 * R_{STOR} \quad (2.34)$$

$$C_{FUEL} = \frac{BHP_{CR} * SFC_{CR} * Q_{FLGT} * R_{FUEL}}{6.5} \quad (2.35)$$

$$C_{INS} = 0.015 * C_{AC} \quad (2.36)$$

$$C_{OVER} = 500 * Q_{FLGT} \quad (2.37)$$

Quadro 5 – Valor das variáveis para cálculo dos custos de operação (continua).

Símbolo	Descrição	Valor	Referência
F_{MF}	Razão entre o tempo de oficina e o tempo de voo	N/A	N/A
C_{AP}	Custo de mão de obra de manutenção	N/A	N/A

Valor das variáveis para cálculo dos custos de operação (continuação).

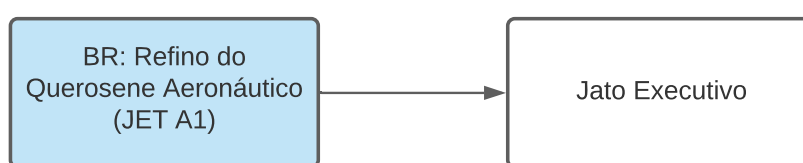
C_{STOR}	Custo de armazenamento	N/A	N/A
C_{FUEL}	Custo de combustível	N/A	N/A
C_{INS}	Custo de seguro	N/A	N/A
C_{OVER}	Custo de oficina	N/A	N/A
Q_{FLGT}	Número de horas de voo por ano	300 [h]	Hipótese
C_{AC}	Valor total da aeronave coberto pelo seguro	21 [mi US\$]	(34)
F_1	Parâmetro da equação relativo ao local de manutenção	0 = (Feita em oficina)	(19)
F_2	Parâmetro da equação relativo à facilidade de acesso aos motores	0 = (Fácil acesso)	(19)
F_3	Parâmetro da equação relativo ao tipo de trem de pouso	0.02 = (Retrátil)	(19)
F_4	Parâmetro da equação relativo à presença de rádios VFR	0.02 = (Instalados)	(19)
F_5	Parâmetro da equação relativo à presença de rádios IFR	0.04 = (Instalados)	(19)
F_6	Parâmetro da equação relativo ao tipo de tanque de combustível	0 = (Não integrado)	(19)
F_7	Parâmetro da equação relativo à complexidade do sistema de <i>flap</i>	0 = (Simples)	(19)
F_8	Parâmetro da equação relativo ao tipo de certificação	0 = (FAR-23)	(19)
R_{AP}	Custo da hora de uma oficina de manutenção certificada	67 [US\$/h]	(30)
R_{STOR}	Custo mensal de armazenamento da aeronave	3500 [US\$/mês]	(35)
R_{FUEL}	Custo do galão de combustível	7.5 [US\$/gal]	(19)
SFC_{CR}	Consumo específico de combustível	0.42 [l/h]	(33)
BHP_{CR}	Potência típica em cruzeiro	2256.3 [hp]	$BEP \approx TEP$

Fonte: produção do próprio autor.

2.4 ANÁLISE AMBIENTAL

Para a análise ambiental foi utilizado o *software GaBi ts* em sua versão estudantil. As etapas do processo consideradas foram as de extração e refino do querosene (*Jet A1*) e a etapa de queima do combustível em transporte, *vide* Figura 9. A etapa de extração e refino de querosene foi propositalmente escolhida como um processo brasileiro, coletado entre 2008 e 2017, em diversas refinarias pela base de dados (36, 37). As principais diferenças desse processo para o mesmo processo realizado em outros países são a procedência e a qualidade do óleo cru utilizado, alterando algumas características como custo energético e emissão de óxidos de enxofre (sulfatos, sulfetos e sulfitos).

Figura 9 – Descrição do processo modelado.



Fonte: produção do próprio autor.

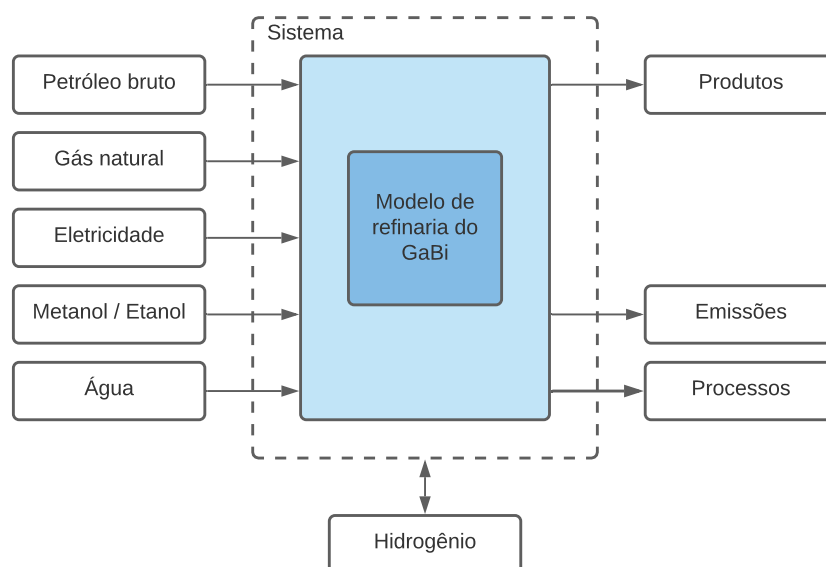
O primeiro bloco, de extração e refino, foi importado da biblioteca disponível no *software*, enquanto o segundo foi criado a partir de processos pré-existentes de aeronaves cargueiras na base de dados do *GaBi ts* (38). Para a sua criação levou-se em consideração os dados disponíveis para aeronaves similares, e as características de desempenho da aeronave proposta para estudo. Vale ressaltar que cada um desses blocos corresponde a soma de efeitos dos diversos subprocessos consequentes da referida atividade.

Em particular, o primeiro bloco modela o processo completo de extração, refino e transporte de combustível, em especial o querosene aeronáutico, utilizando o modelo de refinaria (36).

As refinarias de óleo são plantas complexas e a sua modelagem é feita através de vários processos. Os impactos ambientais das refinarias são altamente dependentes da qualidade exigida e da demanda do mercado pelos produtos (36). Para um caso de produção geral, o petróleo bruto inicia o processo, e logo na sequência ocorre a dessalinização por um processo de destilação atmosférica. Em seguida, os gases e vapores sobem até o topo da coluna e são despachados para o sistema de gás líquido para recuperar metano e etano para uso como combustível de refinaria e GLP (propano e butano) (36).

O querosene é obtido diretamente da destilação atmosférica e tratado separadamente do restante da fração de destilados médios. A operação requer energia (calor, vapor e eletricidade) e uma grande quantidade de combustível (36). O combustível queimado nas refinarias e nos incineradores podem ser gás de refinaria, óleo combustível leve, óleo combustível pesado (óleo residual), coque de petróleo e, às vezes, GLP. Além disso, a compra natural e a eletricidade também são empregadas. O diagrama reduzido do processo é apresentado na Figura 10 (36).

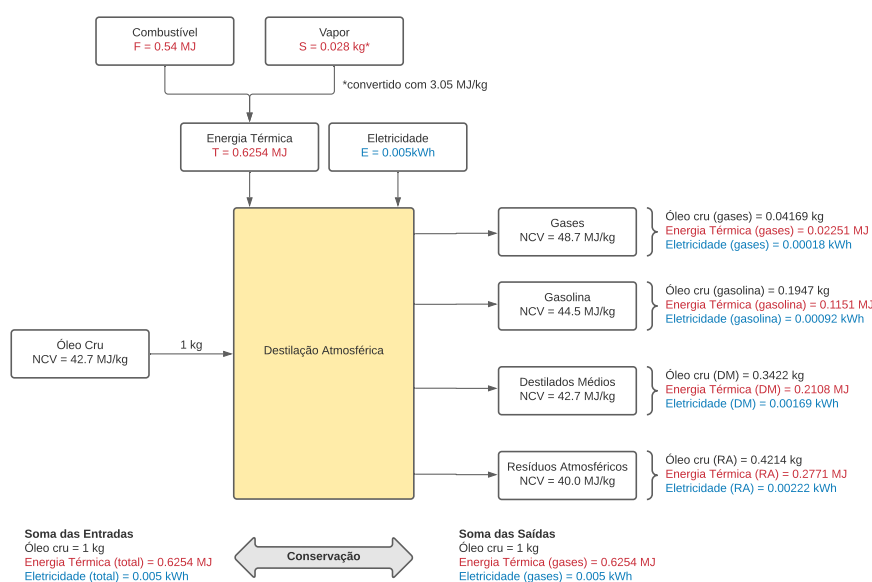
Figura 10 – Diagrama do processo de refino do querosene.



Fonte: produção do próprio autor.

Quase todas as operações de refinaria são processos multifuncionais, criando dois ou mais produtos simultâneos (co-produtos). O desafio é alocar as cargas individuais de material e insumo energético, bem como as emissões liberadas pelo processo para cada produto. Os padrões ISO 14040 e 14044 definem a alocação como “particionar os fluxos de entrada ou saída de um processo ou sistema de produto entre o sistema de produto em estudo e um ou mais outros sistemas de produto.” (36).

Figura 11 – Exemplo de processo.



Fonte: adaptado de (36).

O segundo bloco relaciona à etapa de consumo, por sua vez, foi adaptada de uma base de dados pré-existente para o processo de utilização de uma aeronave cargueira com MTOW de 22000 kg, coletado em 2017 por diversas empresas e processos de pesquisas encontrado em (38).

Utilizando essa modelagem no *software*, os indicadores de impacto ambiental *midpoint* consideradas para análise foram: GWP em 100 anos; potencial de acidificação; depleção abiótica fóssil; potencial de ecotoxicidade à água; potencial de toxicidade ao homem; e ecotoxicidade ao ambiente marinho.

De acordo com a ISO 14044 (39), um indicador de impacto ambiental pode ser escolhido em qualquer ponto no ciclo do mecanismo desse impacto ambiental, e vincula os dados do inventário do ciclo de vida aos impactos nas diferentes Área de Proteção (do inglês, *Areas of Protection* – AoPs). Quando uma modelagem é realizada num ponto qualquer ao longo do ciclo de um mecanismo de impacto ambiental, mas antes de seu final, ele é chamado de um impacto do tipo *midpoint*. Do contrário, quando a caracterização do impacto é feita até o fim do mecanismo descrito pelas AoPs, caracterizando o impacto em humanos e ecossistemas, é chamado de um impacto do tipo *endpoint*.

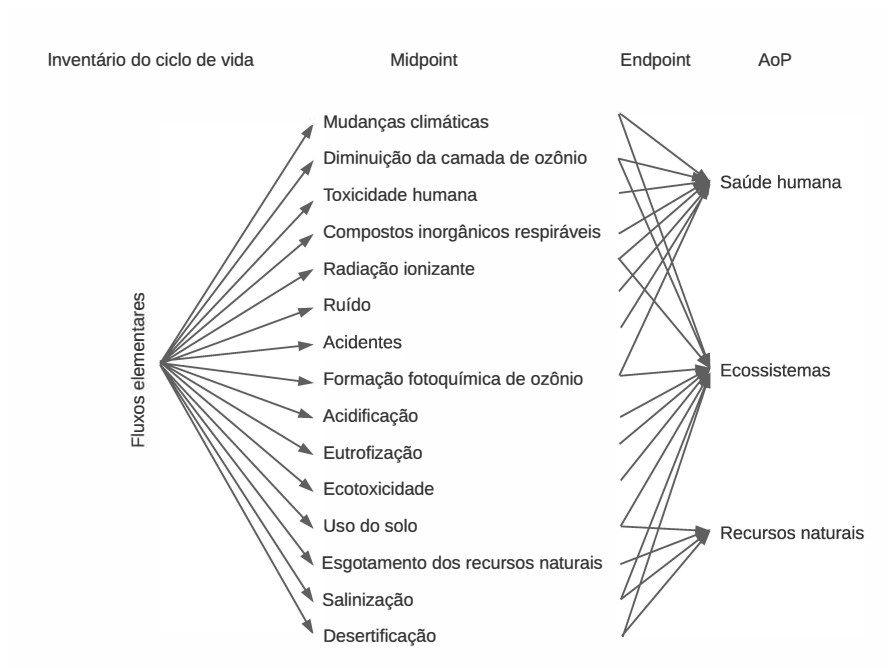
As categorias de impacto *midpoint* podem ser mais especificamente definidas como um ponto dentro do ciclo de um dado mecanismo de impacto ambiental no qual existe um mecanismo comum para um dado grupo de substâncias. Por exemplo, os impactos do tipo “Aquecimento Global” envolvem uma série de etapas, começando com a liberação de gases de efeito estufa e terminando com os impactos em humanos e ecossistemas. Dentro desse ciclo, existe um ponto no qual a concentração de gases na atmosfera começa a afetar o forçamento radiativo da região. Anteriormente a esse ponto os mecanismos de aquecimento global variam dependendo das substâncias, mas posteriormente a esse ponto os mecanismos se tornam iguais. Esse ponto então é uma métrica de impacto ambiental *midpoint* que é bem condicionada a caracterizar aquecimento global.

Outras categorias de impacto ambiental podem não apresentar pontos distintos de uniformidade entre diferentes substâncias, não existindo uma categoria *midpoint* real; nesses casos o impacto *midpoint* é definido de maneira estatística e média em relação a AoP associada. Nesses casos a modelagem *endpoint* consiste em caracterizar a gravidade ou consequências do impacto posteriores a esse ponto médio estatístico. Dessa forma pode-se dizer que ambas as abordagens possuem prós e contras: por um lado as abordagens *midpoint* não consideram o ciclo completo de cada mecanismo, gerando incertezas, por outro lado, a dificuldade da obtenção de dados necessária para as abordagens *endpoint* também são um fator de incerteza (40).

Devido à dificuldade na obtenção de dados e a necessidade adicional de dados necessários para análises *endpoint*, e após verificar o *ILCD Handbook* (41), considerou-se que o modelo mais adequado para execução dessa análise era o CML 2016, por considerar os impactos de *midpoint*.

A Figura 12 mostra a relação entre algumas categorias de impacto ambiental *mid* e *endpoint*.

Figura 12 – Impactos ambientais *midpoint* e *endpoint*.



Fonte: adaptado de (40).

3 RESULTADOS E DISCUSSÕES

A metodologia do trabalho foi separada em atividades com realização sequencial: inicialmente foram realizadas as análises mecânicas, uma vez que seus resultados são entradas para as análises econômicas e ambientais, em seguida foram realizadas as análises econômicas, já que seus resultados também são entradas para as análises ambientais. Para as análises mecânicas, inicialmente foram escolhidas as ligas de alumínio que seriam atacadas nesse estudo como três diferentes estudos de caso. Os tópicos do capítulo “Resultados e discussões” também são exibidos de forma sequencial cronológica.

3.1 ESCOLHA DA LIGA E GEOMETRIA

As ligas 2024-T3 e 7075-T6 foram escolhidas por serem ligas clássicas e de ampla utilização na aeronáutica; a liga 2090-T83 foi escolhida por ser promissora, ter boas características mecânicas, ter densidade relativamente menor que as ligas clássicas, e por algumas aparições recentes na indústria aeronáutica, como no *Airbus A350*, por exemplo. As propriedades mecânicas de cada uma das ligas foram obtidas de livros (13), artigos (42–44) e *handbooks* (45) afamados na literatura e podem ser verificadas na Tabela 1. Deve-se notar que a obtenção dos constantes de Hollomon utilizadas na equação de Ramberg-Osgood foi feita através do algoritmo recursivo proposto por (43). Todos os materiais foram considerados como isotrópicos.

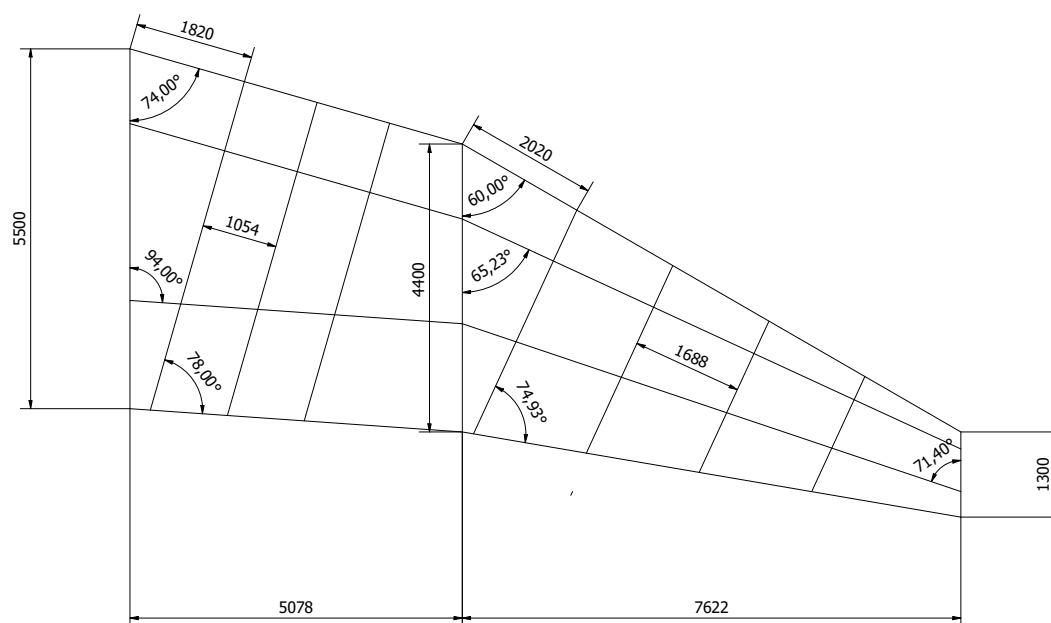
Tabela 1 – Propriedades mecânicas das ligas de alumínio propostas.

Liga	E [GPa]	ν []	σ_u [MPa]	σ_y [MPa]	n	K [MPa]	ρ_m [g/cm ³]
2024-T3	74.46	0.33	461.9	406.8	12.00	655.0	2.78
7075-T6	71.01	0.33	524.0	482.6	15.00	977.0	2.81
2090-T83	84.30	0.33	531.0	483.4	16.63	622.6	2.59

Fonte: produção do próprio autor.

A definição geométrica foi realizada verificando e mantendo as características mais comuns e desejadas em asas de aeronaves executivas, dentre elas: a área de asa; o alongamento; o comportamento de estol; o afilamento; e o enflechamento. Dessa forma, propôs-se estudar a asa disposta na Figura 13.

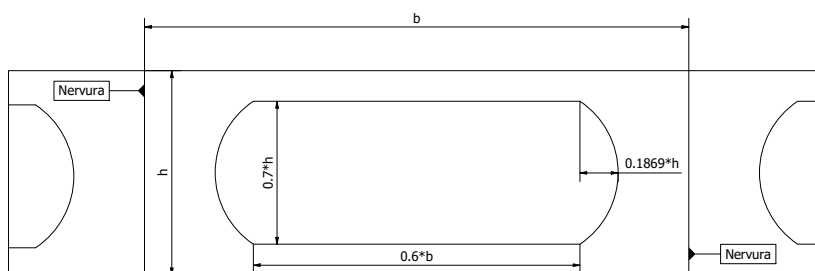
Figura 13 – Asa proposta para o projeto.



Fonte: produção do próprio autor.

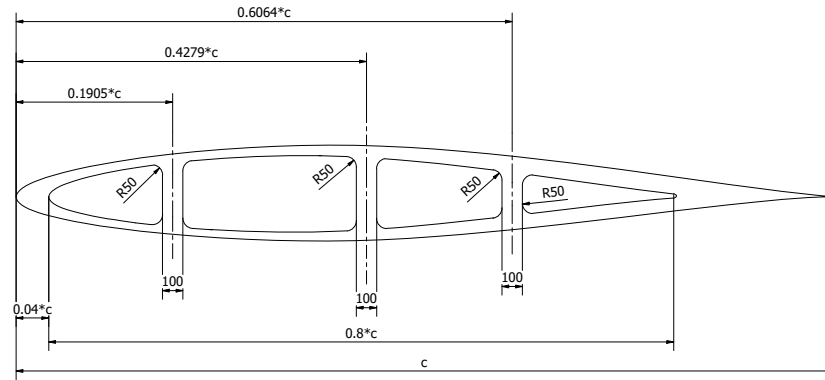
Para reduzir o peso da asa, bem como remover elementos desnecessários para a manutenção da estrutura, foram inseridos alguns furos de alívio nas longarinas e nervuras. Como as dimensões desses elementos variam ao longo da envergadura, determinou-se que a geometria dos furos também deveria variar com a posição da asa para preservar as proporções características. As dimensões dos furos podem ser verificadas nas Figuras 14 e 15.

Figura 14 – Furo de alívio da longarina.



Fonte: produção do próprio autor.

Figura 15 – Furo de alívio da nervura.



Fonte: produção do próprio autor.

A espessura de cada elemento foi definida de acordo com a Tabela 2. No local de impacto, e para todo o bordo de ataque, a espessura é constante e igual 2 mm. Após a primeira longarina, a espessura reduz para 1.5 mm, na região do painel, e após a segunda longarina reduz novamente para 1.2 mm, na região do bordo de fuga. A espessura das nervuras e das longarinas foram mantidas fixas e iguais a 2 e 4 mm, respectivamente.

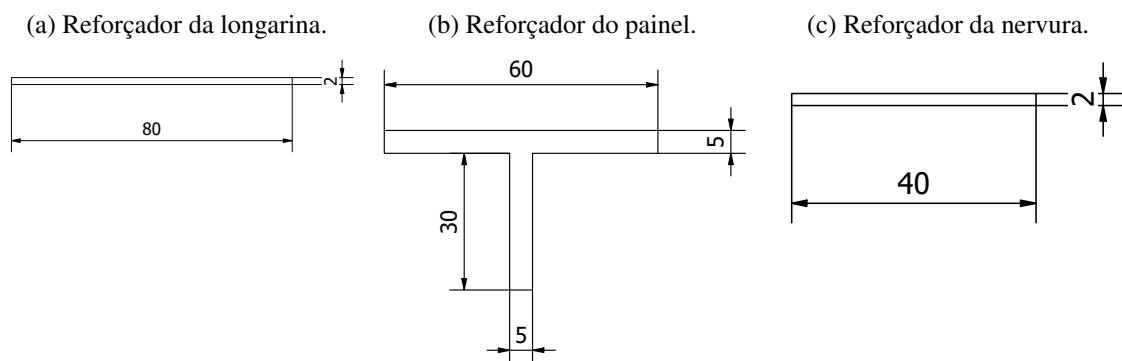
Tabela 2 – Espessura de cada elemento.

	BA	Painel	BF	Nervura	Longarina
Espessura [mm]	2	1.5	1.2	2	4

Fonte: produção do próprio autor.

Além dos elementos já apresentados, inseriram-se alguns reforçadores de modo a reduzir a deformação dos componentes estruturais. Os reforçadores foram posicionados ao longo das nervuras; ao longo das longarinas e ao longo dos painéis, distribuídos simetricamente em três fileiras, entre às duas longarinas.

Figura 16 – Reforçadores da asa.



Fonte: produção do próprio autor.

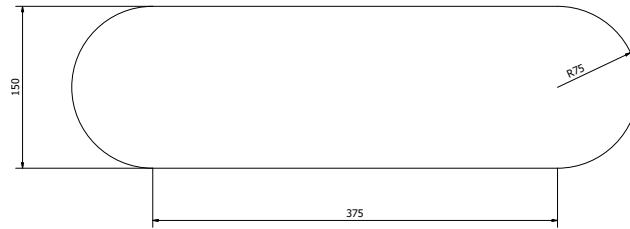
A geometria escolhida para o pássaro foi a de corpo cilíndrico com extremidade esférica por resultar nas maiores tensões, de acordo com (4). Para o dimensionamento, foi calculado o volume do pássaro com os dados de densidade e com a massa, dispostos na norma de aviação 14-CFR parte 25 (5). Além disso, a dimensão do corpo foi estimada como sendo 5 vezes maior que a dimensão da cabeça e da cauda. O procedimento é descrito pelas Equações 3.1 e 3.2.

$$V = \frac{M}{\rho_p} = \frac{1.814}{216} = 0.008398\text{m}^3 \quad (3.1)$$

$$V = 5\pi R^3 + \frac{4}{3}\pi R^3 = 0.008398\text{m}^3 \quad (3.2)$$

$$R = 0.075\text{m} = 75\text{mm}$$

Figura 17 – Dimensões finais do pássaro.



Fonte: produção do próprio autor.

3.2 CARGAS ESTÁTICAS

A velocidade de decolagem e impacto foram igualadas e determinadas de acordo com a equação proposta por Anderson (17). Os dados faltantes relativos à aeronave foram considerados iguais a do *Praetor 600*, catalogado pela Embraer (46). De modo que:

$$V_{LO} = V_{IMP} = 1.2 * V_S = 1.2 * \sqrt{\frac{2 * W_{TO}}{\rho * S_W * C_{L_{MAX}}}} \quad (3.3)$$

$$V_{LO} = V_{IMP} = 91.47\text{m/s} \approx 90\text{m/s}$$

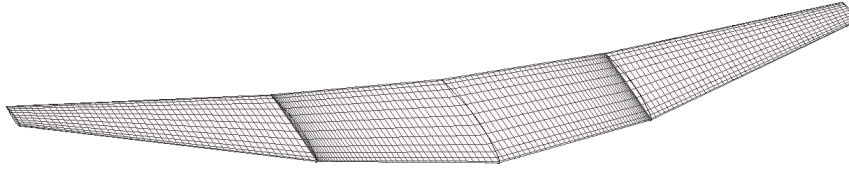
Conhecendo a razão de subida aproximada, disponível em uma revista de aviação conceituada (47), e estimando a velocidade horizontal média, o ângulo de ataque no momento da decolagem foi calculado aproximando o ângulo de ataque pelo ângulo de atitude. Dessa forma:

$$\alpha \approx \theta_a = \tan^{-1} \left(\frac{\overline{V_Z}}{\overline{V_X}} \right) = 5.35^\circ \approx 5.5^\circ \quad (3.4)$$

Com isso, as curvas de sustentação, arrasto e momento de arfagem em função da envergadura para 90 m/s e AoA de 5.5° foram determinadas utilizando o *XFLR5*. Como parâmetros de simulação, utilizou-se o método clássico *Vortex Lattice 2* com 45 painéis na direção de Z, 13 painéis na direção de X, verificando a convergência. Esse método considera como hipóteses escoamento incompressível,

irrotacional e invíscido, podendo ser bem aplicado em condições de altos números de Reynolds e para superfícies sustentadores finas, como no caso apresentado. O resultado está disposto na Figura 19.

Figura 18 – Malha para o método VLM2.



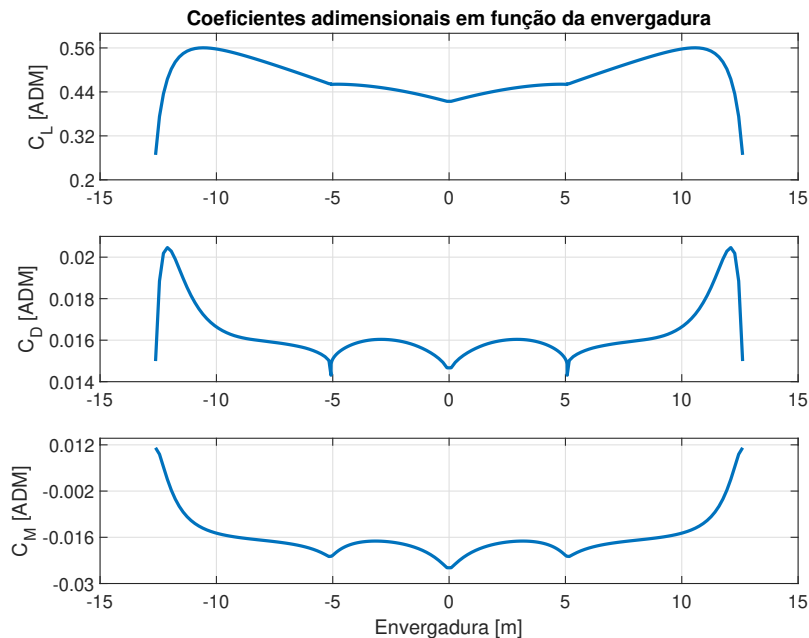
Fonte: produção do próprio autor.

As cargas inerciais, por sua vez, foram determinadas a partir da área da seção transversal e da densidade de cada elemento estrutural da asa. A condição matemática pode ser expressa pelas Equações 3.5 e 3.6 e o resultado pode ser visualizado graficamente através da Figura 20. Salienta-se que os picos da curva representam as cargas inerciais adicionadas pontualmente devido as nervuras.

$$W(i) = \rho_m(i) * g * A_s(i) \quad (3.5)$$

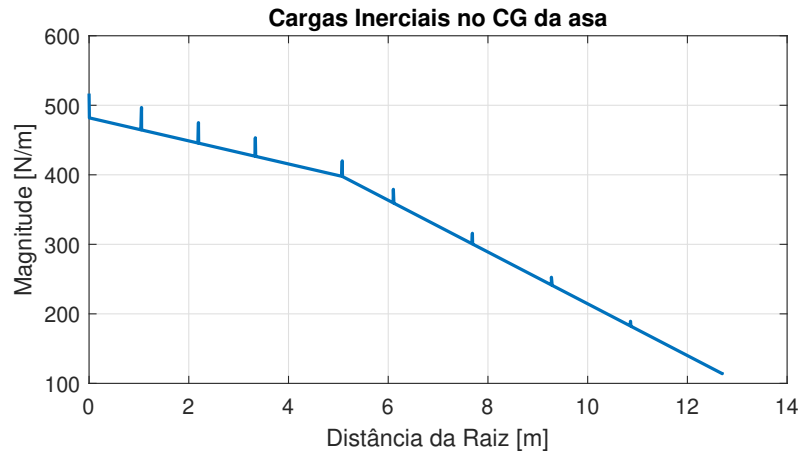
$$W_{INC} = \sum_{i=1}^n W(i) \quad (3.6)$$

Figura 19 – Coeficientes adimensionais em função da envergadura.



Fonte: produção do próprio autor.

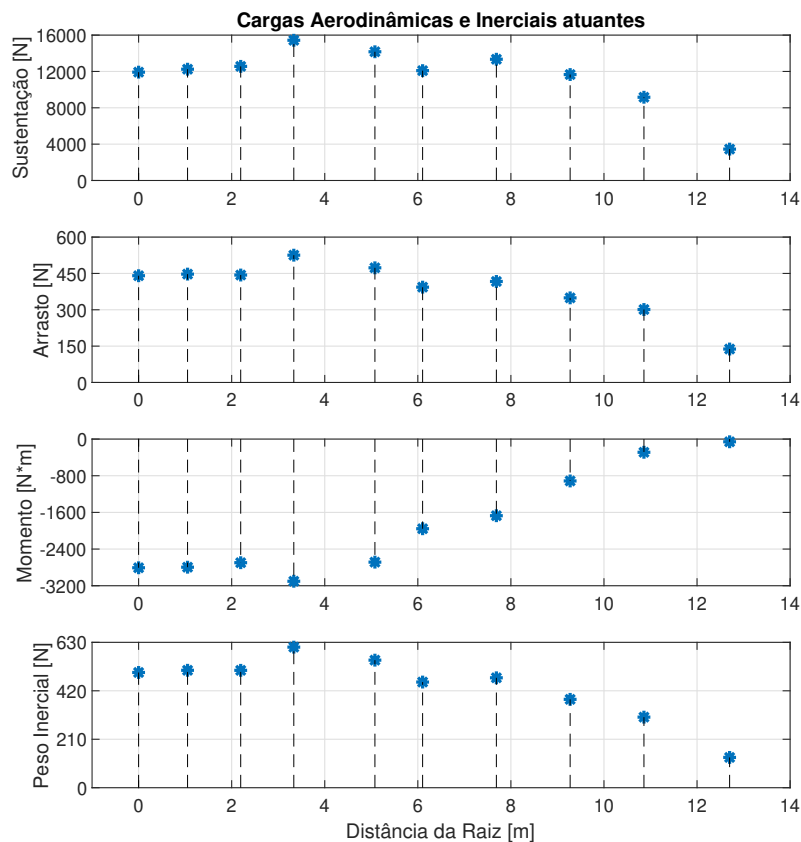
Figura 20 – Cargas inerciais em função da envergadura.



Fonte: produção do próprio autor.

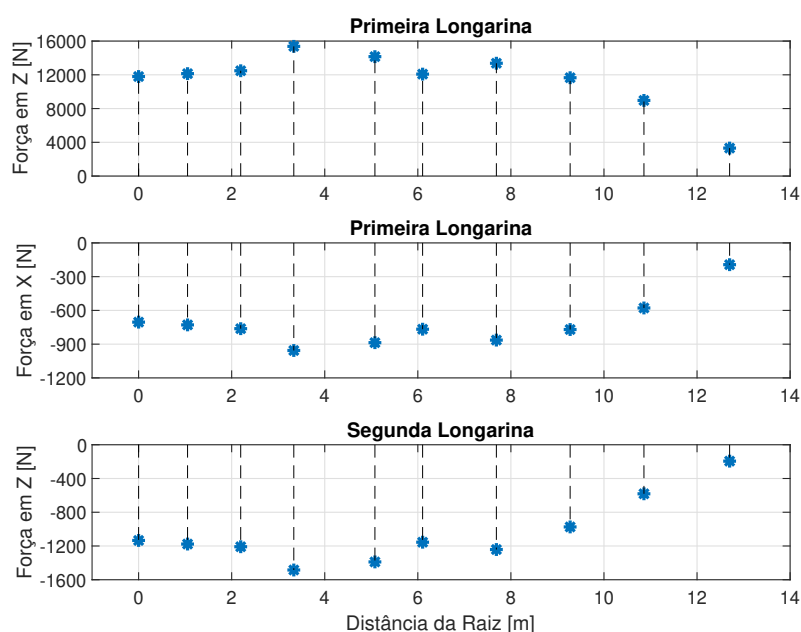
Finalmente, após integrar as curvas de sustentação, arrasto, momento e carga inercial entre os centroides de cada subintervalo, obtiveram-se as cargas pontuais atuantes em cada plano de nervura, *vide* Figura 21. Essas cargas foram transportadas para as longarinas ao resolver o sistema de equilíbrio isostático apresentado na Subseção 2.2.1. As cargas finais estão dispostas na Figura 22.

Figura 21 – Cargas atuantes em cada plano de nervura.



Fonte: produção do próprio autor.

Figura 22 – Cargas totais atuantes nas interseções nervura-longarina.



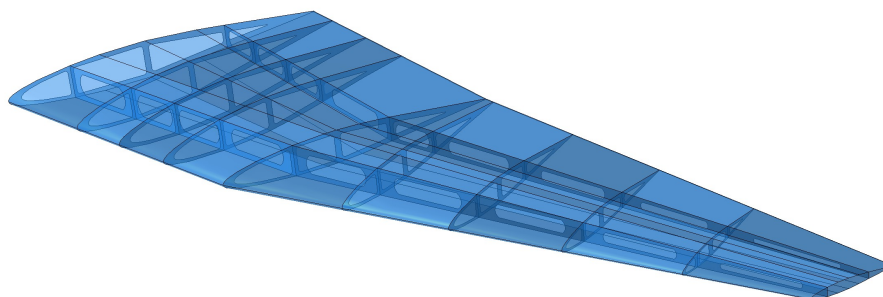
Fonte: produção do próprio autor.

Como visto, a abordagem utilizada despreza a força em X atuante na segunda longarina. O objetivo disso é tornar o problema isostático e possibilitar a solução utilizando um conjunto simples de equações de equilíbrio. Do contrário, seria necessário utilizar abordagens mais robustas, como as de Castigliano. Destaca-se que a hipótese considerada é pouco restritiva, visto que as forças de arrasto atuantes na segunda longarina são de ordem menor que as demais forças envolvidas no problema.

3.3 ANÁLISE ESTATICA

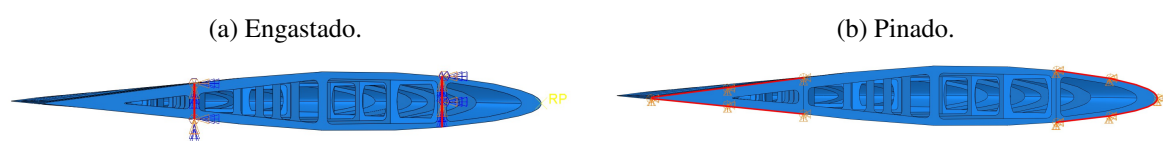
A asa inteira foi desenhada no *software*, incluindo os bordos de ataque e de fuga (que geralmente são desprezados em análises simplificadas) devido a influência das massas na análise dinâmica. O modelo final pode ser observado na Figura 23. Além disso, nas Figuras 24 e 25 observam-se as condições de contorno adotadas, bem como as cargas calculadas na Seção 3.2. Como condição de contorno escolheu-se engastar as longarinas na raiz, simulando uma junta do tipo *lug-pin* dupla, comum em aeronaves da categoria, e simplesmente apoiar os painéis na raiz, simulando o cravamento da asa na fuselagem através de rebites.

Figura 23 – Geometria completa da asa.



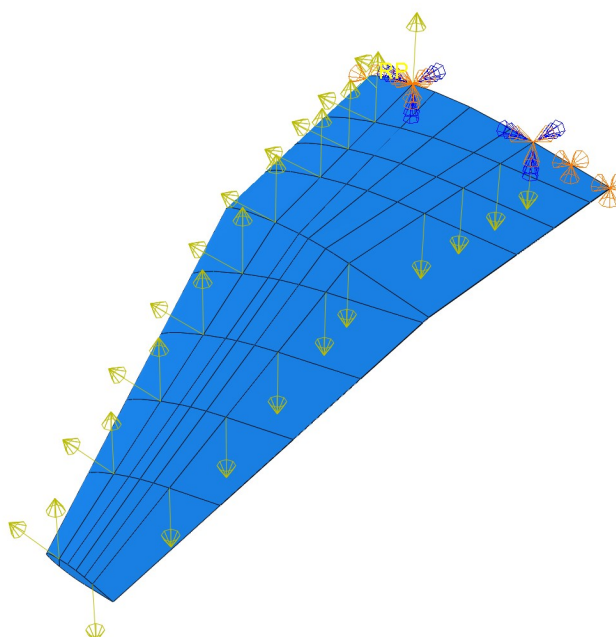
Fonte: produção do próprio autor.

Figura 24 – Condições de contorno.



Fonte: produção do próprio autor.

Figura 25 – Modelo final utilizado.



Fonte: produção do próprio autor.

Após a inserção das cargas pontuais nas interseções nervura-longarina, a simulação estática foi executada. As distribuições de tensão de Von Mises e o deslocamento para cada uma das ligas (em suas configurações de referência, com $\Delta t = 0\%$) estão dispostas nas Figuras 26, 27 e 28.

Das figuras, é possível observar que na condição crítica de pouso, com fator de carga 2.5, todas as asas de referência, fabricadas nas ligas 2024-T3 e 7075-T6 e 2090-T83, plastificaram nas proximidades da junção asa-fuselagem. Nota-se que esse é um resultado esperado e contemplado pelas bases de certificação para cargas críticas como as apresentadas.

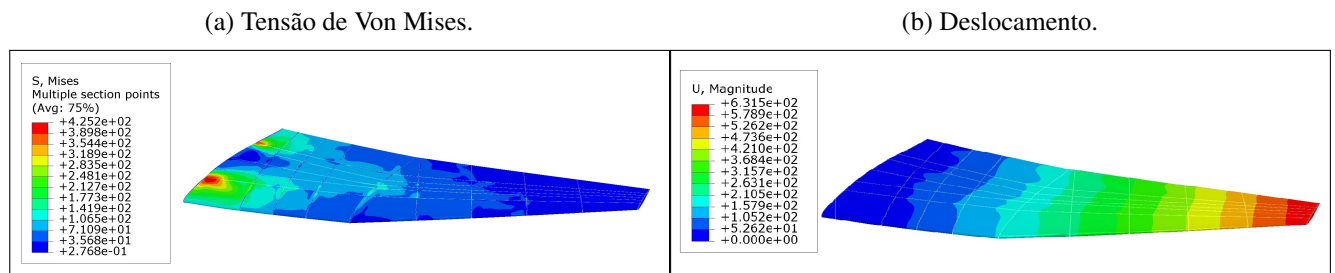
Tabela 3 – Número de painéis plastificados por liga em um pouso crítico para cada configuração de referência ($\Delta t = 0\%$).

	2024-T3	7075-T6	2090-T83
Número de painéis plastificados (NPP) [und.]	8	8	8

Fonte: produção do próprio autor.

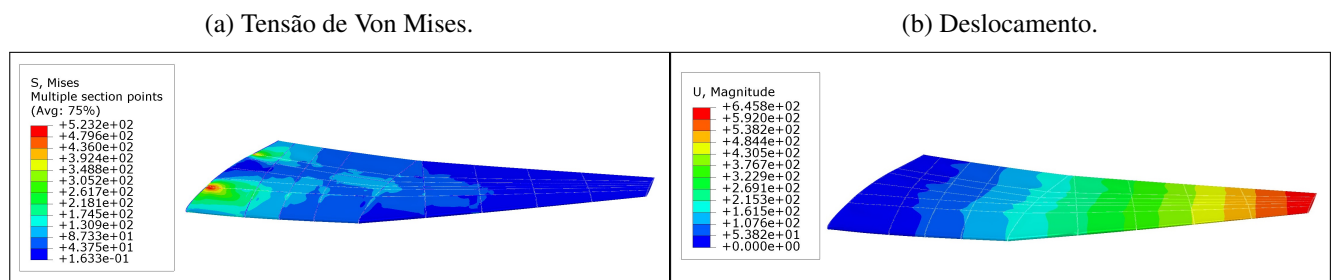
Com relação aos deslocamentos, a liga 2090-T83 se sobressaiu ao apresentar as menores deformações ao longo da envergadura (-18.19% e -15.48% em relação as ligas 2024-T3 e 7075-T6, respectivamente). A asa composta pela liga 7075-T6, por sua vez, foi a que mais se deformou (+2.21% e +15.39% em relação as ligas 2024-T3 e 2090-T83, respectivamente), seguida pela liga de deslocamento intermediário 2024-T3.

Figura 26 – Liga 2024-T3 ($\Delta t = 0\%$).

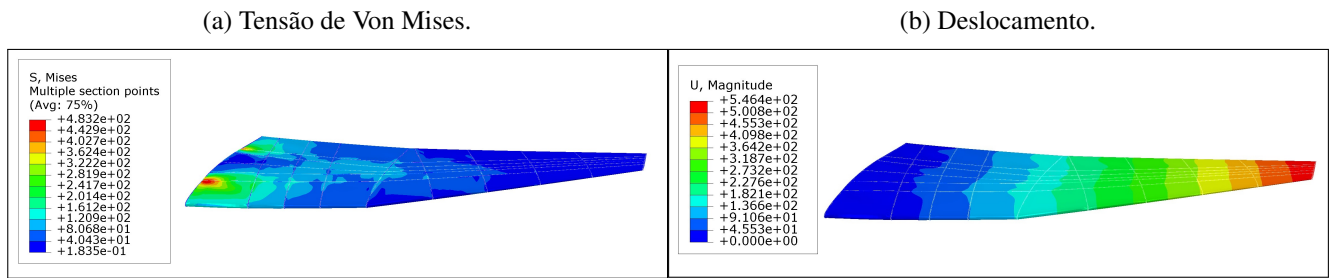


Fonte: produção do próprio autor.

Figura 27 – Liga 7075-T6 ($\Delta t = 0\%$).



Fonte: produção do próprio autor.

Figura 28 – Liga 2090-T83 ($\Delta t = 0\%$).

Fonte: produção do próprio autor.

3.4 ANÁLISE DINÂMICA

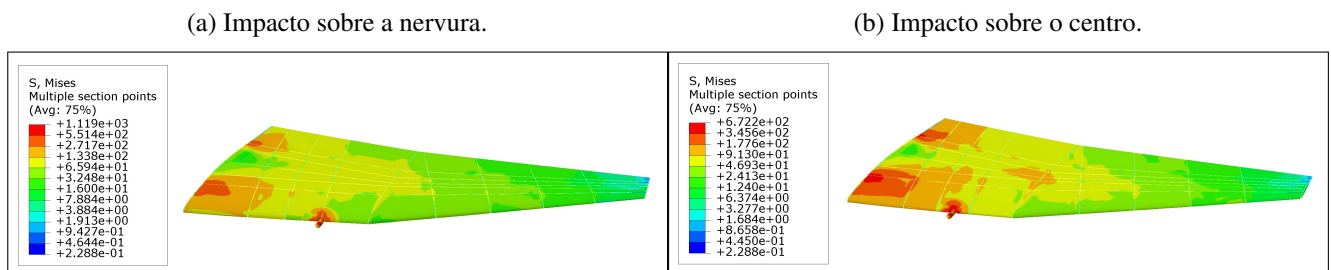
Após a inserção do campo de tensões e deslocamentos da análise estática como condições iniciais, a simulação dinâmica foi executada. As imagens do instante final, para os impactos sobre a nervura e sobre o centro das configurações de referência, estão dispostas nas Figuras 29, 30 e 31.

Das figuras, é possível observar que independente da liga e da localização do impacto, todas as asas plastificaram. O percentual de dano das asas de referência, calculados de acordo com a Equação 2.30, estão dispostos na Tabela 4.

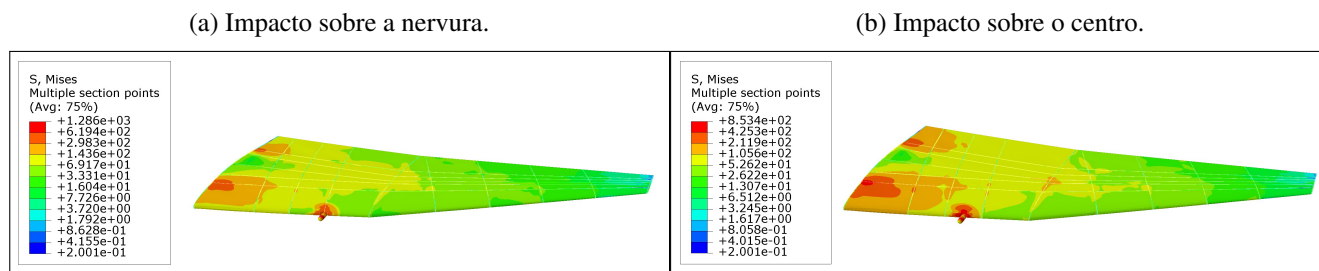
Tabela 4 – Dano causado por liga em um pouso crítico com impacto ($\Delta t = 0\%$).

	2024-T3		7075-T6		2090-T83	
	Nervura	Centro	Nervura	Centro	Nervura	Centro
Dano [%]	5.04	4.59	4.84	4.23	4.62	3.86

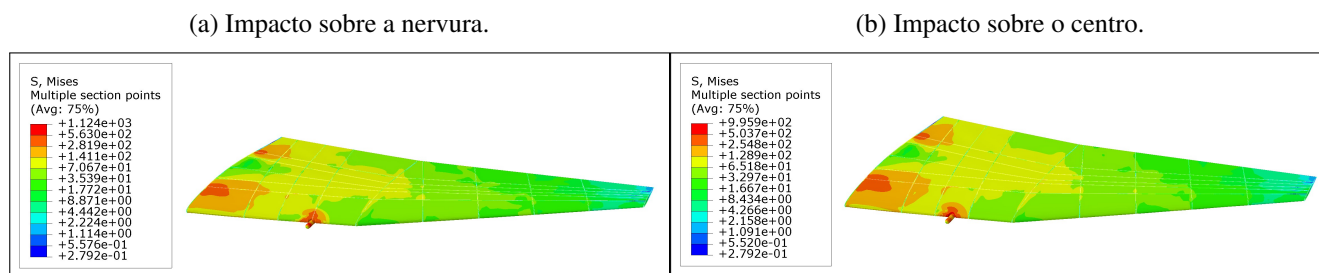
Fonte: produção do próprio autor.

Figura 29 – Liga 2024-T3 ($\Delta t = 0\%$).

Fonte: produção do próprio autor.

Figura 30 – Liga 7075-T6 ($\Delta t = 0\%$).

Fonte: produção do próprio autor.

Figura 31 – Liga 2090-T83 ($\Delta t = 0\%$).

Fonte: produção do próprio autor.

Para as demais configurações de asa, considerando as variações de espessura, as simulações foram executadas e os percentuais de dano também foram determinados. As imagens foram suprimidas, mas os resultados são apresentados nas Tabelas 5, 6, 7.

Tabela 5 – Dano na asa fabricada em 2024-T3.

Varição da espessura	-20%	-10%	0	10%	20%
Painéis danificados p/ pouso crítico [und.]	12	8	8	8	8
Nervuras danificadas p/ pouso crítico [und.]	6	6	3	2	2
Dano em pouso crítico [%]	6.70	4.43	3.42	2.94	2.71
Painéis danificados p/ impacto na nervura [und.]	16	12	12	12	12
Nervuras danificadas p/ impacto na nervura [und.]	7	6	4	4	3
Dano em impacto na nervura [%]	8.68	5.99	5.04	4.59	4.07
Painéis danificados p/ impacto no centro [und.]	14	10	10	10	10
Nervuras danificadas p/ impacto no centro [und.]	6	6	3	3	2
Dano em impacto no centro [%]	8.69	6.22	4.59	4.18	3.56

Fonte: produção do próprio autor.

Tabela 6 – Dano na asa fabricada em 7075-T6.

Variação da espessura	-20%	-10%	0	10%	20%
Painéis danificados p/ pouso crítico [und.]	8	8	8	8	5
Nervuras danificadas p/ pouso crítico [und.]	4	4	2	1	1
Dano em pouso crítico [%]	4.47	4.01	3.23	2.76	1.65
Painéis danificados p/ impacto na nervura [und.]	12	12	12	12	9
Nervuras danificadas p/ impacto na nervura [und.]	5	5	3	2	2
Dano em impacto na nervura [%]	6.46	5.79	4.84	4.24	3.01
Painéis danificados p/ impacto no centro [und.]	10	10	10	10	7
Nervuras danificadas p/ impacto no centro [und.]	4	4	2	1	1
Dano em impacto no centro [%]	6.09	5.46	4.23	3.55	2.37

Fonte: produção do próprio autor.

Tabela 7 – Dano na asa fabricada em 2090-T83.

Variação da espessura	-20%	-10%	0	10%	20%
Painéis danificados p/ pouso crítico [und.]	8	8	8	8	7
Nervuras danificadas p/ pouso crítico [und.]	4	2	1	1	1
Dano em pouso crítico [%]	4.45	3.54	3.01	2.75	2.24
Painéis danificados p/ impacto na nervura [und.]	12	12	12	12	10
Nervuras danificadas p/ impacto na nervura [und.]	5	3	2	2	2
Dano em impacto na nervura [%]	6.42	5.32	4.62	4.22	3.29
Painéis danificados p/ impacto no centro [und.]	10	10	10	10	8
Nervuras danificadas p/ impacto no centro [und.]	4	2	1	1	1
Dano em impacto no centro [%]	6.06	4.65	3.86	3.53	2.66

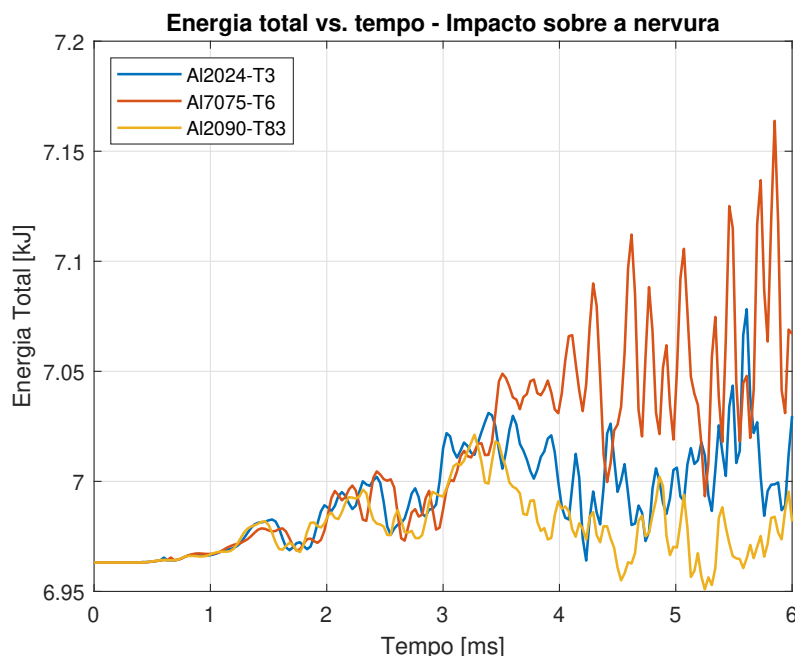
Fonte: produção do próprio autor.

Verifica-se que a liga 2090-T83 foi a que apresentou o menor percentual de dano para as mesmas condições de impacto, seguida pela liga 7075-T6 e 2024-T3. Esse resultado já era esperado, tendo em vista a resistência mecânica de cada uma das ligas. Outra forma, mais interessante, de avaliar o desempenho é considerar o custo de cada impacto, já que o preço de aquisição de cada liga é inversamente proporcional às propriedades mecânicas.

Ademais, estudando-se os gráficos de energia total em função do tempo (*vide* Figuras 32 e 33), verifica-se que a partir de 3 ms a simulação começa a perder estabilidade. Esse fato ocorre pela escolha de um modelo de material misto, contendo uma região de plasticidade perfeita, que a partir de níveis de tensão altos, próximos ou superiores à tensão última, encontrados no ponto de impacto, causa deformações extremas. Embora esse fato não diminua o mérito da simulação, as análises qualitativas das parcelas de energia foram realizadas até 3 ms, antes da perda de estabilidade. Modelos

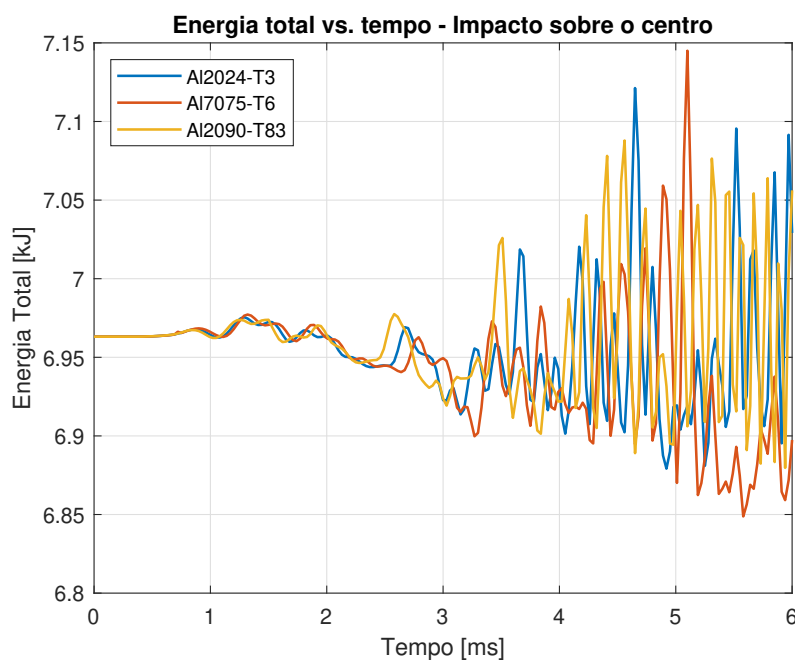
de material e de elementos finitos mais fidedignos podem resolver esse problema, como a utilização de modelos penetrativos ou modelos de falha com ruptura do tipo *element deletion*, e uma avaliação do custo-benefício de sua aplicação poderá ser realizada em trabalhos futuros.

Figura 32 – Energia total em função do tempo para um impacto na nervura ($\Delta t = 0\%$).



Fonte: produção do próprio autor.

Figura 33 – Energia total em função do tempo para um impacto no centro ($\Delta t = 0\%$).

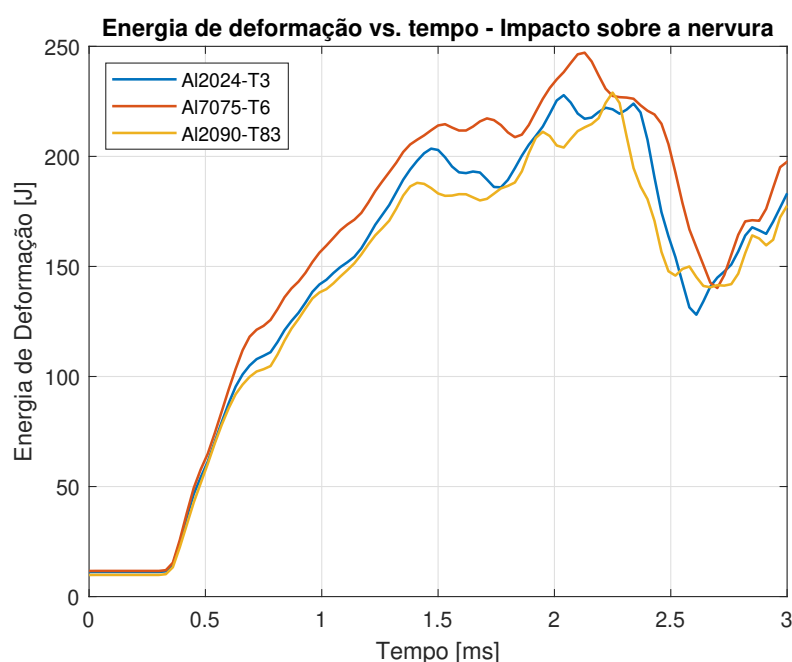


Fonte: produção do próprio autor.

Seguindo, nas Figuras 34 e 35 pode-se observar a capacidade do modelo implementado de prever as energias de absorção, uma vez que é possível claramente identificar no gráfico o pico de energia de

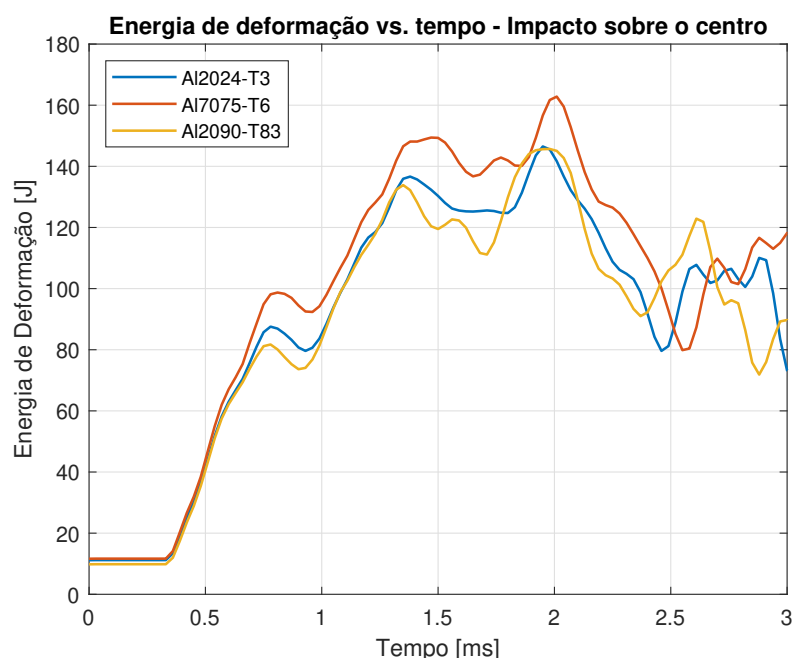
deformação bem como o vale posterior, podendo-se assim obter a taxa de energia dissipada e absorvida com o impacto (através da Equação 2.8).

Figura 34 – Energia de deformação em função do tempo para um impacto na nervura ($\Delta t = 0\%$).



Fonte: produção do próprio autor.

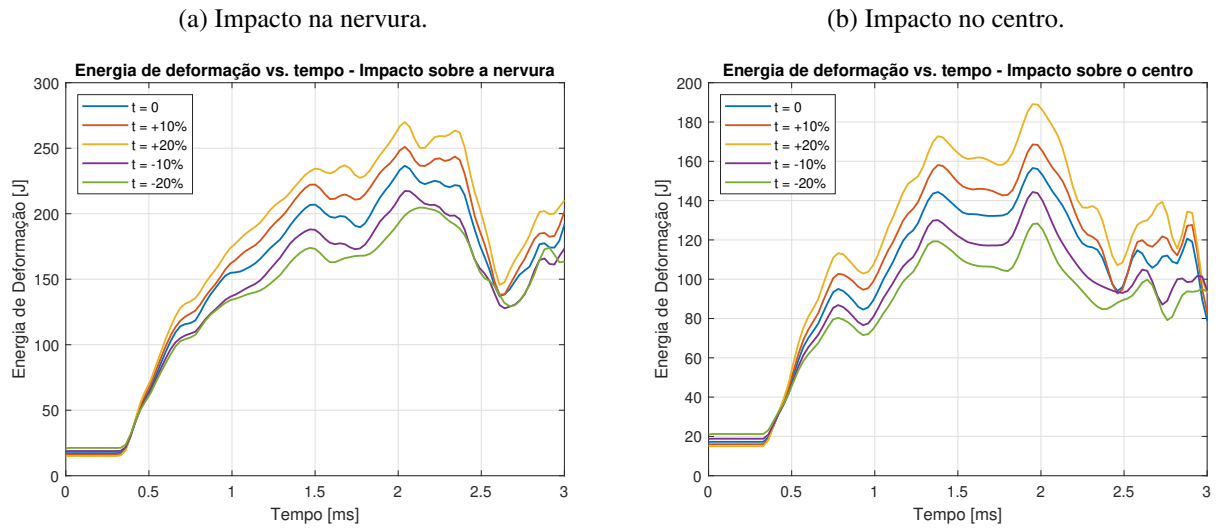
Figura 35 – Energia de deformação em função do tempo para um impacto no centro ($\Delta t = 0\%$).



Fonte: produção do próprio autor.

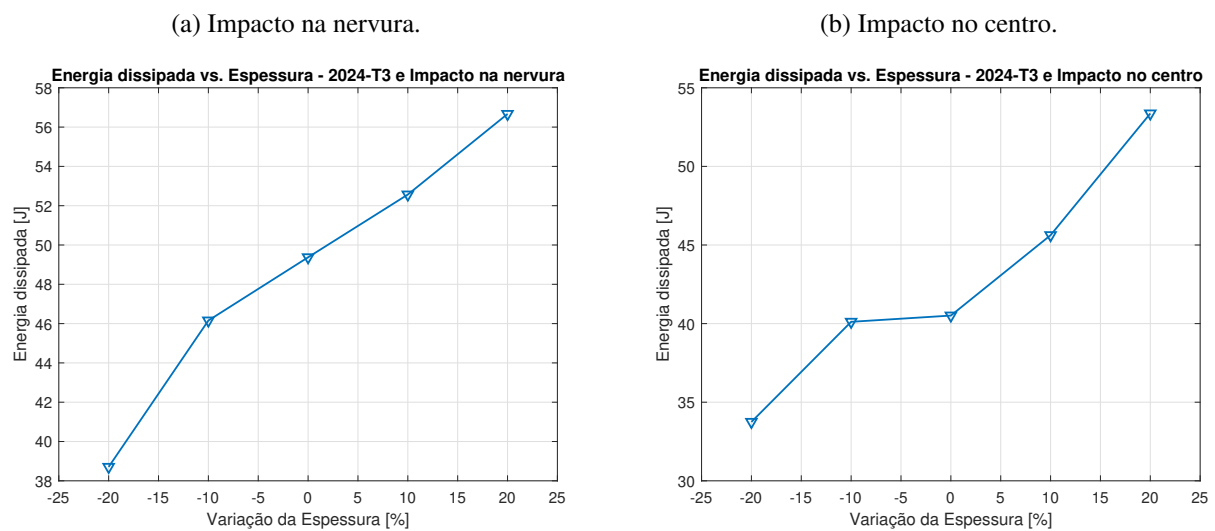
O procedimento foi realizado novamente, levando-se em consideração as diferentes ligas e espessuras dos elementos. Os gráficos de energia de deformação vs. tempo e energia dissipada vs. variação da espessura para as ligas 2024-T3, 7075-T6 e 2090-T83 são apresentados a seguir.

Figura 36 – Energia dissipada em função do tempo para liga 2024-T3.



Fonte: produção do próprio autor.

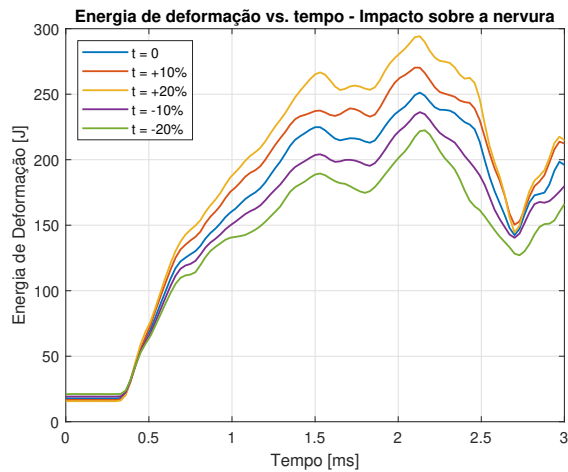
Figura 37 – Energia dissipada em função da variação da espessura para liga 2024-T3.



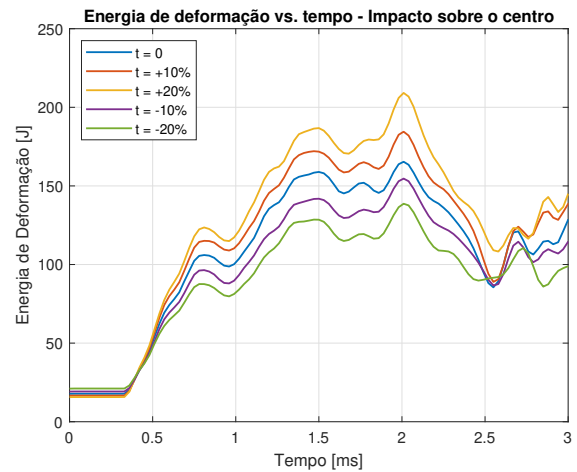
Fonte: produção do próprio autor.

Figura 38 – Energia dissipada em função do tempo para liga 7075-T6.

(a) Impacto na nervura.



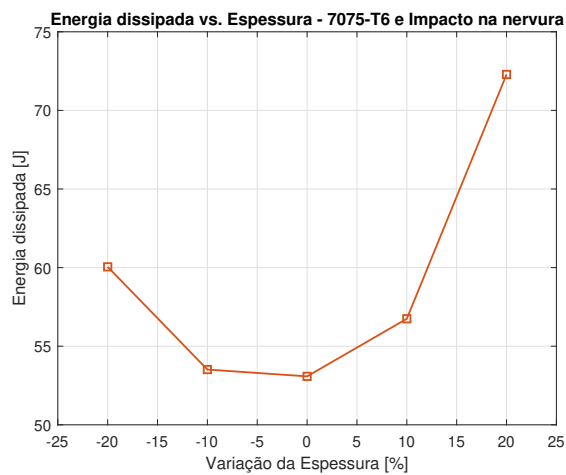
(b) Impacto no centro.



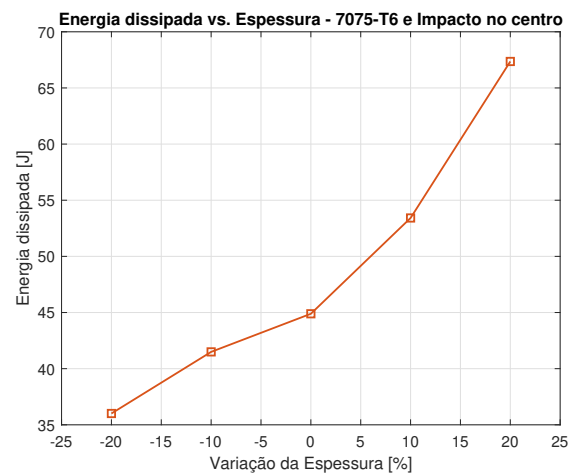
Fonte: produção do próprio autor.

Figura 39 – Energia dissipada em função da variação da espessura para liga 7075-T6.

(a) Impacto na nervura.



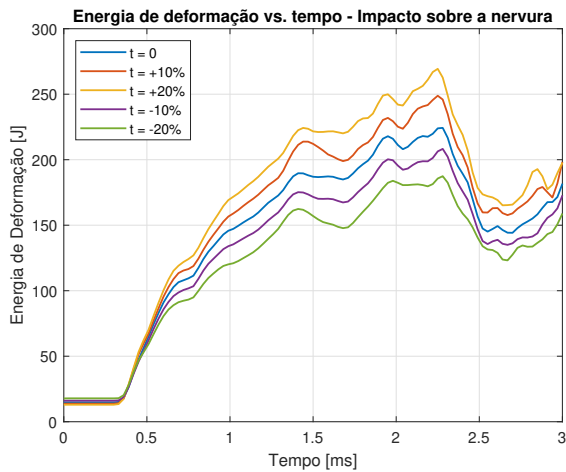
(b) Impacto no centro.



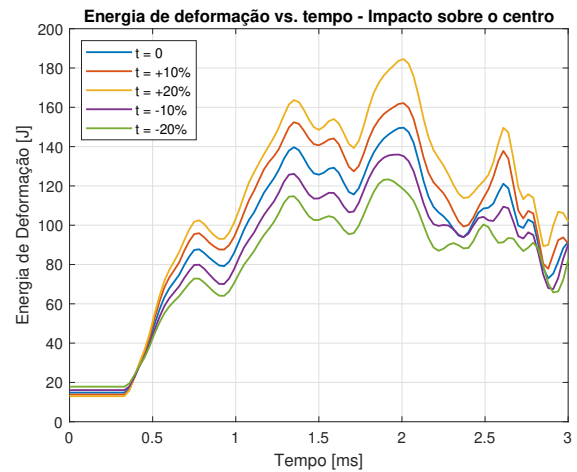
Fonte: produção do próprio autor.

Figura 40 – Energia dissipada em função do tempo para liga 2090-T83.

(a) Impacto na nervura.



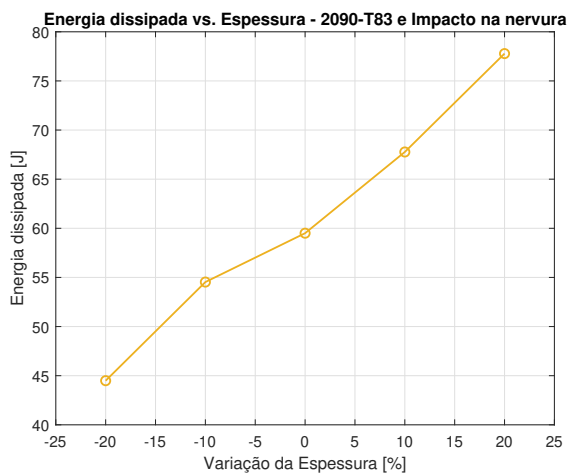
(b) Impacto no centro.



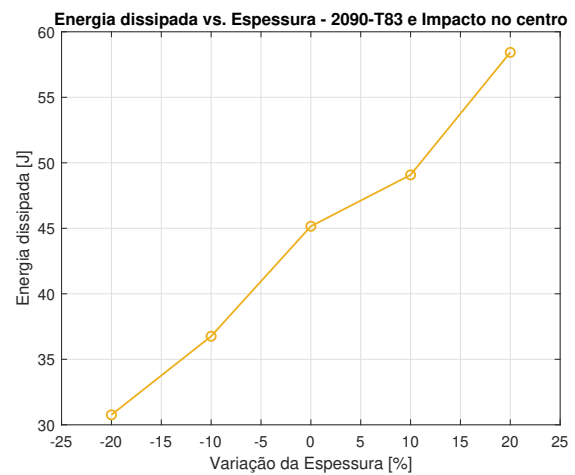
Fonte: produção do próprio autor.

Figura 41 – Energia dissipada em função da variação da espessura para liga 2090-T83.

(a) Impacto na nervura.

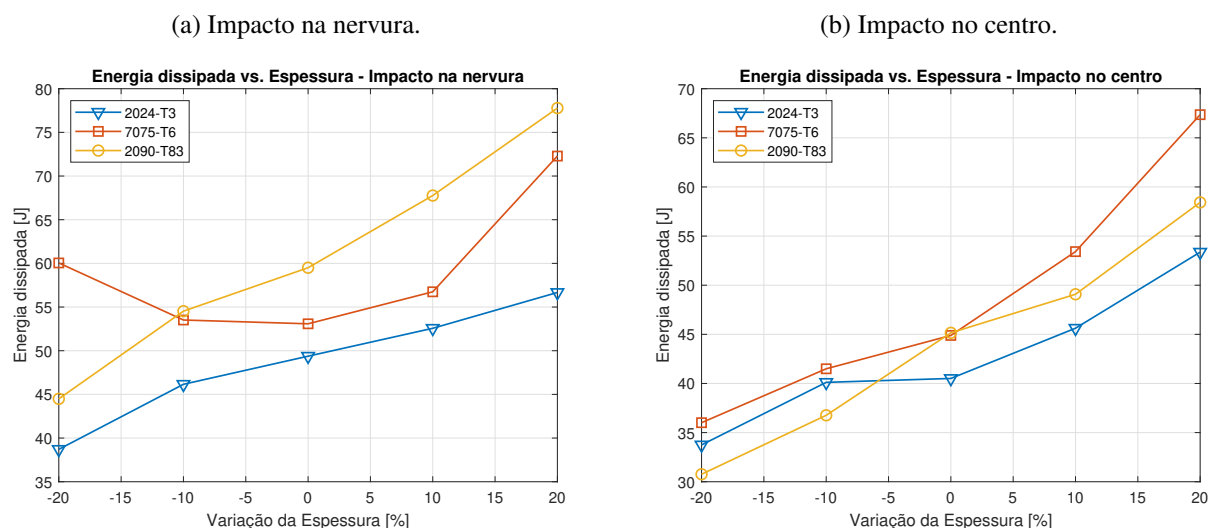


(b) Impacto no centro.



Fonte: produção do próprio autor.

Figura 42 – Comparação da energia dissipada em função da variação de espessura.



Fonte: produção do próprio autor.

Nota-se também que, como esperado, um impacto ocorrendo sobre a nervura causará uma maior energia de absorção e dissipação. Comparando-se às três ligas, verifica-se que, em geral, a energia de absorção das três ligas ficaram próximas, sendo que a liga 7075-T6 se mostrou com maiores taxas de energia dissipada em impactos no centro, enquanto a liga 2090-T83 se mostrou com as maiores taxas de energia dissipada para impactos na nervura. Esse é um fato interessante haja visto que se tomando apenas as análises estáticas como base, a liga de alumínio-lítio seria claramente superior, mostrando a importância de outros critérios para seleção de materiais em casos extremos.

Adicionalmente, destaca-se que para a maioria dos casos apresentados, o comportamento foi quase linear, aumentando a energia de deformação com o aumento da espessura. A liga 7075-T6, no entanto, teve um comportamento um pouco diferente para impactos na nervura, como é observado na Figura 42. A discussão e explanação é complexa devido ao grande número de interações entre os elementos estruturais do problema e hipóteses específicas poderão ser levantadas em trabalhos futuros.

3.5 ANÁLISE DE CUSTOS DE PRODUÇÃO E IMPACTO

Com base nas equações apresentadas na Subseção 2.3.3, as Tabelas 8, 9 e 10 foram construídas. Na sequência, o custo dos pousos críticos e dos impactos foram traçados em função da variação de espessura, visando identificar comportamentos característicos – *vide* Figura 43.

Destaca-se que o valor obtido para o custo unitário da aeronave proposta está próximo do preço médio das aeronaves da categoria. O *Praetor 600*, por exemplo, é negociado a US\$ 21 mi (34). Considerando uma margem de lucro de 15%, calcula-se seu custo médio em US\$ 17,85 mi. Já para a aeronave proposta no estudo, os valores calculados pelas regressões variam entre aproximadamente US\$ 16.80 e 17.40 mi, indicando representatividade nos resultados.

Tabela 8 – Custos absolutos referentes a configuração em 2024-T3.

Variação da espessura	-20%	-10%	0	10%	20%
Massa estrutural da asa [lbf]	1,810.00	2,040.00	2,260.00	2,490.00	2,710.00
Massa total da asa [lbf]	1,960.66	2,190.66	2,410.66	2,640.66	2,860.66
Massa total do avião [lbf]	24,550.00	24,780.00	25,000.00	25,230.00	25,450.00
Custo por pouso crítico [US\$]	59,411.47	39,657.50	30,863.28	26,713.96	24,826.09
Custo por impacto na nervura [US\$]	77,023.89	53,559.58	45,391.12	41,732.86	37,239.14
Custo por impacto no centro [US\$]	77,105.05	55,608.30	41,340.73	38,008.91	32,605.70
Custo unitário total do avião [US\$]	16,878,170.00	17,000,625.00	17,117,528.00	17,239,509.00	17,355,966.00
Lucro por venda [US\$]	4,121,830.00	3,999,375.00	3,882,472.00	3,760,491.00	3,644,034.00

Fonte: produção do próprio autor.

Tabela 9 – Custos absolutos referentes a configuração em 7075-T6.

Variação da espessura	-20%	-10%	0	10%	20%
Massa estrutural da asa [lbf]	1,828.40	2,057.00	2,285.60	2,514.10	2,742.70
Massa total da asa [lbf]	1,979.06	2,207.66	2,436.26	2,664.76	2,893.36
Massa total do avião [lbf]	24,568.40	24,797.00	25,025.60	25,254.10	25,482.70
Custo por pouso crítico [US\$]	38,891.29	35,115.37	28,492.62	24,597.08	14,827.04
Custo por impacto na nervura [US\$]	56,179.86	50,725.41	42,738.93	37,713.90	26,992.23
Custo por impacto no centro [US\$]	52,960.23	47,818.37	37,406.44	31,570.69	21,294.72
Custo unitário total do avião [US\$]	16,887,976.00	17,009,666.00	17,131,117.00	17,252,277.00	17,373,257.00
Lucro por venda [US\$]	4,112,024.00	3,990,334.00	3,868,883.00	3,747,723.00	3,626,743.00

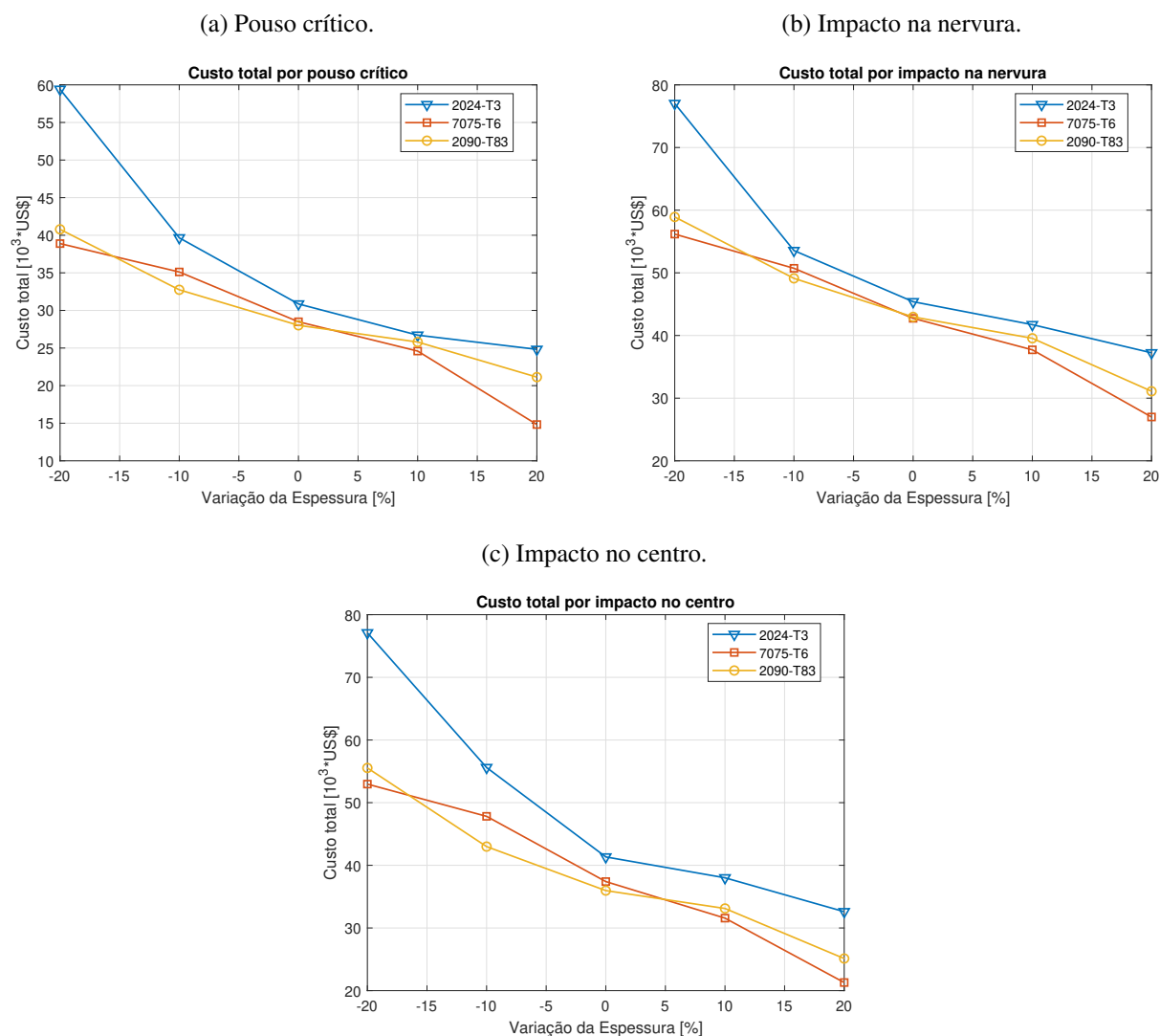
Fonte: produção do próprio autor.

Tabela 10 – Custos absolutos referentes a configuração em 2090-T83.

Variação da espessura	-20%	-10%	0	10%	20%
Massa estrutural da asa [lbf]	1,685.30	1,896.00	2,106.60	2,317.30	2,527.90
Massa total da asa [lbf]	1,835.96	2,046.66	2,257.26	2,467.96	2,678.56
Massa total do avião [lbf]	24,425.30	24,636.00	24,846.60	25,057.30	25,267.90
Custo por pouso crítico [US\$]	40,786.00	32,745.80	28,022.68	25,798.62	21,133.35
Custo por impacto na nervura [US\$]	58,916.78	49,118.70	42,966.29	39,556.21	31,100.15
Custo por impacto no centro [US\$]	55,539.95	42,990.04	35,967.42	33,112.82	25,124.71
Custo unitário total do avião [US\$]	16,811,676.69	16,923,986.67	17,036,038.21	17,147,939.89	17,259,587.60
Lucro por venda [US\$]	4,188,323.31	4,076,013.33	3,963,961.79	3,852,060.11	3,740,412.40

Fonte: produção do próprio autor.

Figura 43 – Custo dos incidentes vs. variação de espessura.



Fonte: produção do próprio autor.

Com base nos gráficos, observa-se que a liga 2024-T3 apresenta os maiores custos de incidentes, independente da espessura considerada. Além disso, verifica-se que, do ponto de vista financeiro, as ligas 7075-T6 e 2090-T83 são praticamente equivalentes, com uma pequena vantagem para a liga 2090-T83. Novamente, ressalta-se que esse é um resultado interessante, já que o custo de aquisição das ligas segue a ordem inversa, explicitando a necessidade de análises complementares na tomada de decisão.

Outro ponto observado é que as configurações mais finas apresentam os maiores custos de reparo, uma vez que o percentual da asa danificada é maior quando comparado as configurações mais espessas. Por si só, isso justificaria a escolha de asas mais robustas, entretanto, do ponto de vista projeto, é importante considerar outras métricas, tais como, manutenibilidade, disponibilidade, manufaturabilidade, etc. A análise de um projeto aeronáutico é multidisciplinar e iterativa, buscando fundamentar a tomada de decisão. Nesse sentido, destaca-se a necessidade de outras análises para concluir assertivamente a melhor configuração em termos eficiência de projeto.

3.6 ANÁLISE DOS CUSTOS DE OPERAÇÃO

Da mesma forma, as equações apresentadas na Subseção 2.3.3 foram utilizadas na construção das Tabelas 11, 12 e 13. Além disso, visando melhor elucidar os comportamentos característicos, foram traçados os gráficos de custo por hora de voo e de consumo de combustível por hora de voo em função da variação da espessura – *vide* Figura 44.

Tabela 11 – Custos de operação referentes as configurações em 2024-T3.

Variação da espessura	-20%	-10%	0	10%	20%
Ângulo de ataque em cruzeiro [°]	0.048	0.055	0.062	0.069	0.075
Empuxo necessário [lbf]	2,257.10	2,258.70	2,260.30	2,261.90	2,263.50
Potência requerida em cruzeiro [hp]	2,962.10	2,964.20	2,966.30	2,968.40	2,970.50
Consumo de combustível [lb/h]	947.98	948.65	949.33	950.00	950.67
Custo de combustível anual [US\$/ano]	328,147.62	328,380.23	328,612.85	328,845.46	329,078.08
Custo operacional anual [US\$/ano]	658,266.82	658,499.43	658,688.43	658,964.66	659,197.28
Custo por hora de voo [US\$/h]	2,194.22	2,195.00	2,195.63	2,196.55	2,197.32

Fonte: produção do próprio autor.

Tabela 12 – Custos de operação referentes as configurações em 7075-T6.

Variação da espessura	-20%	-10%	0	10%	20%
Ângulo de ataque em cruzeiro [°]	0.049	0.056	0.063	0.069	0.076
Empuxo necessário [lbf]	2,257.30	2,258.90	2,260.00	2,262.10	2,263.70
Potência requerida em cruzeiro [hp]	2,962.30	2,964.40	2,966.50	2,968.60	2,970.80
Consumo de combustível [lb/h]	948.07	948.74	949.41	950.08	950.75
Custo de combustível anual [US\$/ano]	328,176.69	328,409.31	328,641.92	328,874.54	329,107.15
Custo operacional anual [US\$/ano]	658,295.89	658,528.51	658,761.12	658,993.74	659,226.35
Custo por hora de voo [US\$/h]	2,194.32	2,195.09	2,195.87	2,196.65	2,197.42

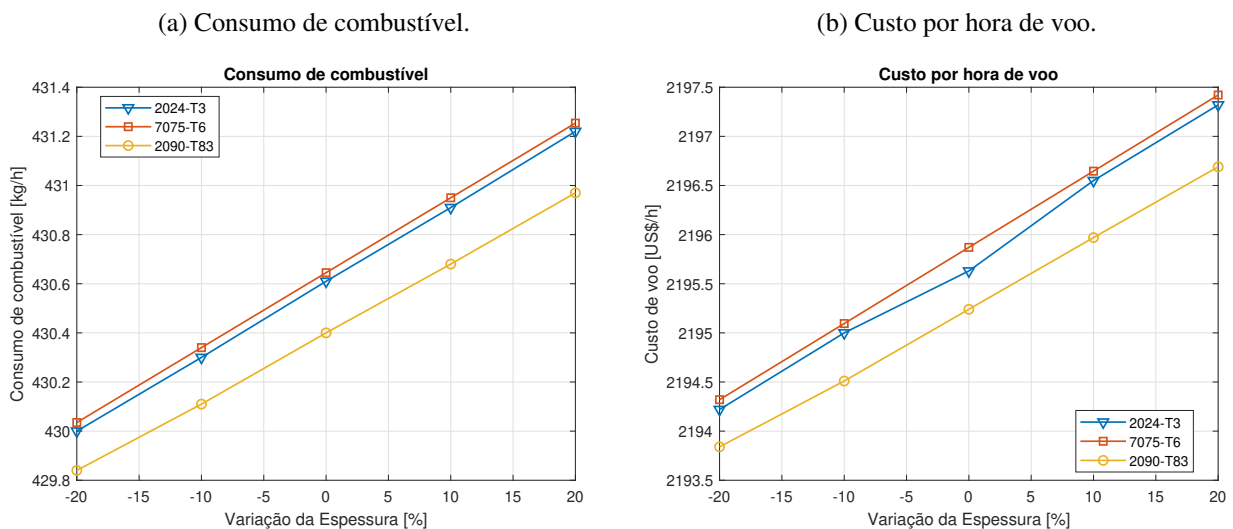
Fonte: produção do próprio autor.

Tabela 13 – Custos de operação referentes as configurações em 2090-T83.

Variação da espessura	-20%	-10%	0	10%	20%
Ângulo de ataque em cruzeiro [°]	0.045	0.051	0.057	0.064	0.070
Empuxo necessário [lbf]	2,256.30	2,257.70	2,259.20	2,260.70	2,262.20
Potência requerida em cruzeiro [hp]	2,961.00	2,962.90	2,964.80	2,966.80	2,968.80
Consumo de combustível [lb/h]	947.65	948.23	948.86	949.49	950.12
Custo de combustível anual [US\$/ano]	328,031.31	328,234.85	328,452.92	328,671.00	328,889.08
Custo operacional anual [US\$/ano]	658,150.51	658,354.05	658,572.12	658,790.20	659,008.28
Custo por hora de voo [US\$/h]	2,193.84	2,194.51	2,195.24	2,195.97	2,196.69

Fonte: produção do próprio autor.

Figura 44 – Custos operacionais vs. variação de espessura.



Fonte: produção do próprio autor.

Da figura, observa-se que tanto o consumo de combustível, quanto o custo de operação da aeronave aumentam com a espessura. Esse é um resultado intuitivo e esperado, uma vez que aeronaves mais pesadas e superdimensionadas perdem eficiência em seu ciclo de operação. Entretanto, ao observar os gráficos, percebe-se que uma variação enorme na espessura dos elementos da asa produz uma variação relativamente pequena nos custos de operação.

A primeira vista esse resultado parece surpreendente, mas é necessário lembrar que a asa, segundo dados históricos e de acordo com as estimativas realizadas, corresponde a cerca de 10% do peso total da aeronave. Nesse sentido, a alteração de 20% do peso da asa corresponde a uma alteração de apenas 2% do peso total da aeronave. Como visto, essa alteração de peso, e consequentemente de ângulo de ataque, não representa variação significativa no arrasto e no consumo de combustível da aeronave em questão.

É importante destacar que o resultado poderia ser completamente diferente ao considerar outro perfil aerodinâmico; ou ainda, uma aeronave comercial, com milhares de horas de voo anuais ao invés

das 300h consideradas para o suposto jato executivo. Nesse caso, mesmo uma pequena diferença na relação de consumo por hora, a longo prazo, poderia causar uma grande diferença nos custos de operação e no lucro da companhia aérea.

3.7 ANÁLISE AMBIENTAL

Para a execução da análise ambiental, utilizou-se o *software Gabi ts* em sua versão estudantil. Isso porque sua base de dados contemplava o bloco de extração e refino do combustível (*Jet A1*), bem como dados de aviões similares, passíveis de adaptação. Já de início, apenas comparando o processo de extração e refino brasileiro com o restante do mundo, foi verificada uma grande ineficácia no processo, sobretudo na emissão de impactantes e compostos de enxofre, em especial os reduzidos. Com relação à etapa de transporte, o bloco disponível na biblioteca foi copiado e adaptado as proporções e dados de consumo da aeronave proposta para estudo.

Para isso, alguns parâmetros de entrada do bloco foram calculados, em especial, o consumo de combustível por unidade de carga paga e distância percorrida (kg/kg/km). Recorreu-se a dados de revistas conceituadas, do fornecedor, e das certificações do *Praetor 600* para estimar parâmetros como alcance, velocidade de cruzeiro e altitude de voo em máximo alcance do jato executivo proposto. Dessa forma, foi considerado um alcance, R_{MAX} , de 4018 nm (ou 7441,33 km), uma velocidade de cruzeiro, V_{CR} , de 430 knots (ou 796.36 km/h) e uma altitude de voo em máximo alcance, h , de 33000 ft (47).

O cálculo do consumo de combustível por carga paga e distância, KPK, seguiu o procedimento descrito: determinação do tempo total de voo, T_{VOO} ; determinação do consumo total de combustível, C , a partir dos dados de consumo por hora, c , determinados na Seção 3.6; e finalmente, o cálculo de KPK. Em todo o processo, considerou-se um peso médio de aeronave de 10 toneladas, ou seja, a média aritmética prevista entre a decolagem (aproximadamente 12 toneladas) e o pouso (aproximadamente 8 toneladas).

Para a configuração 2024-T3 de referência (*vide* Tabela 11), $c = 430.61$ kg/h, então:

$$T_{VOO} = \frac{R_{MAX}}{V_{CR}} = \frac{7441,33}{796.36} = 9.34h \quad (3.7)$$

$$C = T_{VOO} * c = 9.34 * 430.61 = 4021.89kg \quad (3.8)$$

$$KPK = \frac{C}{R_{MAX} * \overline{M}} = \frac{4021.89}{7441.33 * 10000} = 5.4 * 10^{-5} kg/kgkm \quad (3.9)$$

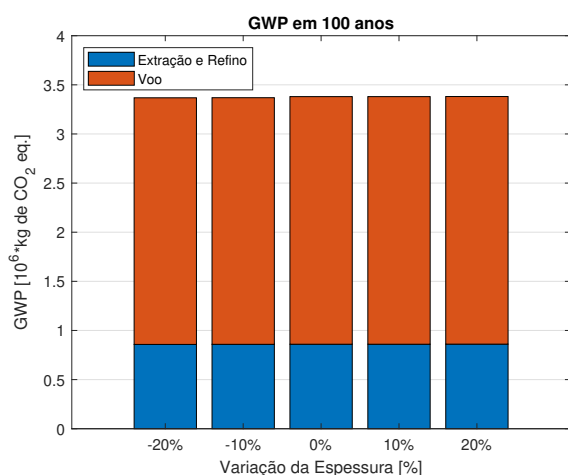
Tipicamente, o valor de KPK deveria ser atualizado para cada liga e asa. Entretanto, como a diferença de consumo é pequena entre as configurações, cerca de 0,3% comparando os casos extremos, conclui-se que o valor KPK não se altera significativamente entre as simulações. Além disso, a rigor, uma análise completa desse parâmetro deveria considerar a variação de peso médio e a variação do alcance das configurações. Claramente essas considerações prolongariam demasiadamente a discussão

acerca de um parâmetro que pouco varia entre as configurações. Por esse motivo, o parâmetro foi calculado para a configuração de referência da liga 2024-T3 e mantido constante ao longo do estudo.

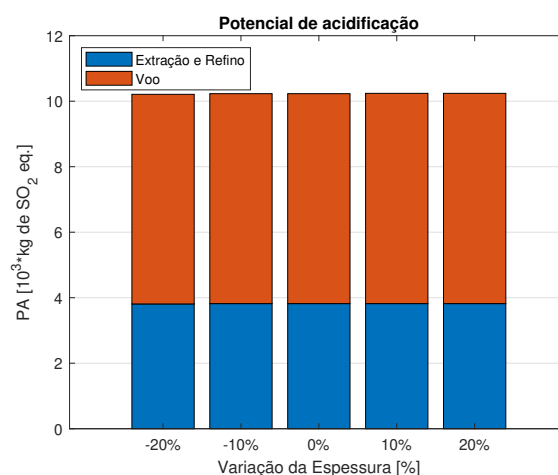
Dito isso, o bloco de transporte foi alterado para considerar o parâmetro KPK calculado, representativo do consumo de combustível da aeronave considerada. O bloco de extração e refino de querosene *Jet A1* brasileiro não foi modificado. Em seguida, para a execução das simulações, variou-se quantidade de combustível consumida e refinada ao longo da vida, considerada como 20 anos, para cada configuração de espessura e liga. Os resultados dos impactos mais significativos são apresentados na sequência.

Figura 45 – Impactos ambientais da liga 2024-T3.

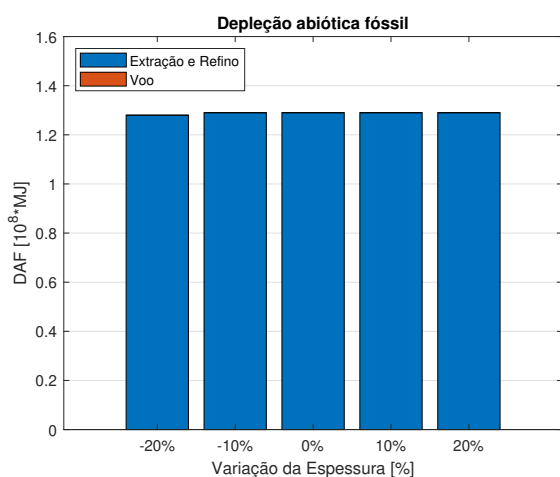
(a) GWP em 100 anos.



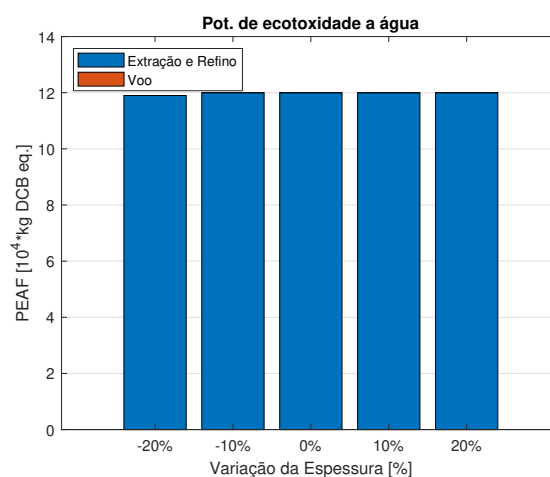
(b) Potencial de acidificação.



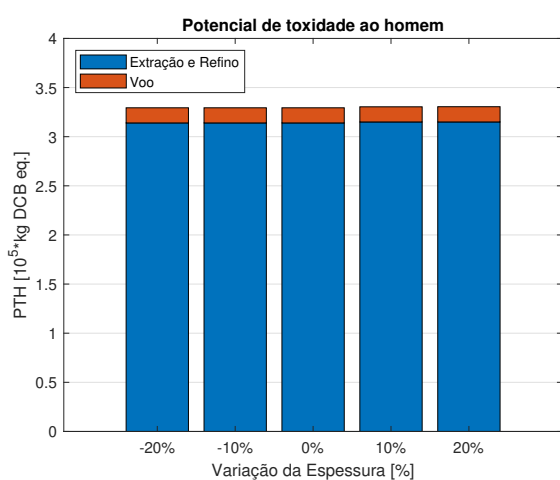
(c) Depleção abiótica fóssil.



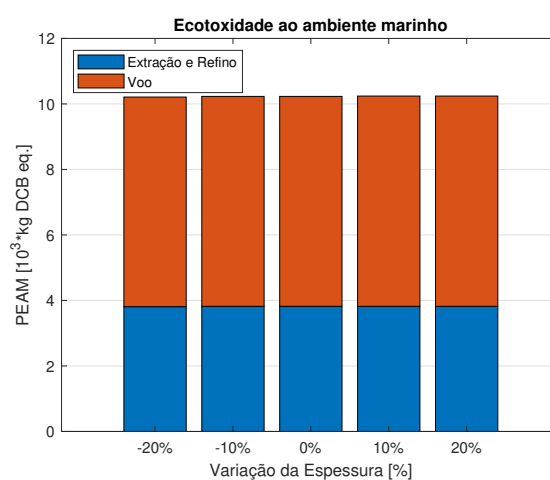
(d) Pot. de ecotoxicidade a água.



(e) Potencial de toxicidade ao homem.



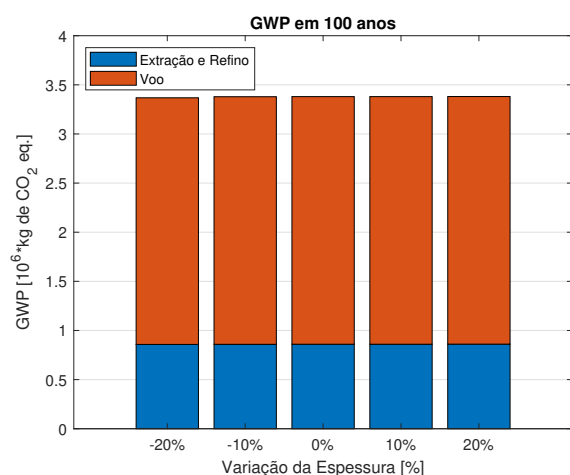
(f) Ecotoxicidade ao ambiente marinho.



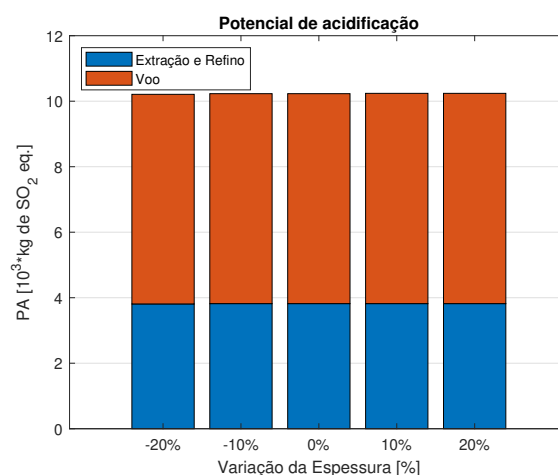
Fonte: produção do próprio autor.

Figura 46 – Impactos ambientais da liga 7075-T6.

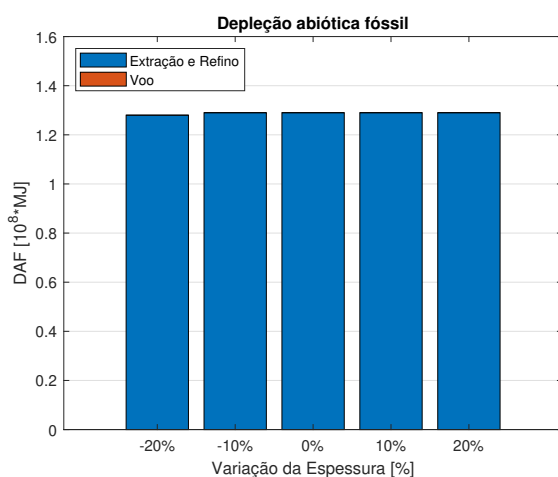
(a) GWP em 100 anos.



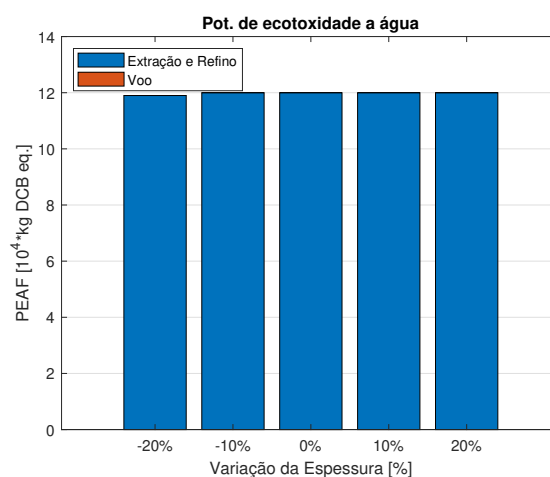
(b) Potencial de acidificação.



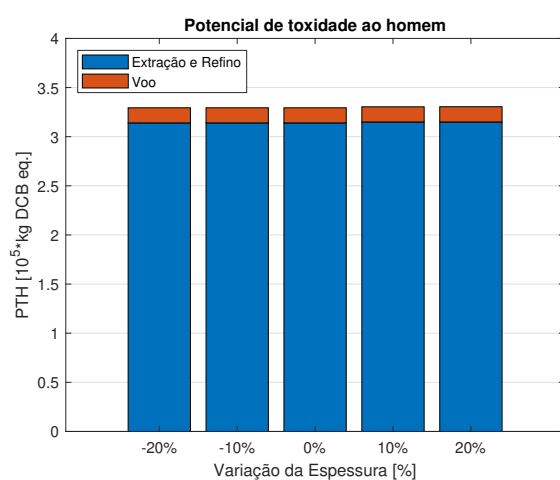
(c) Depleção abiótica fóssil.



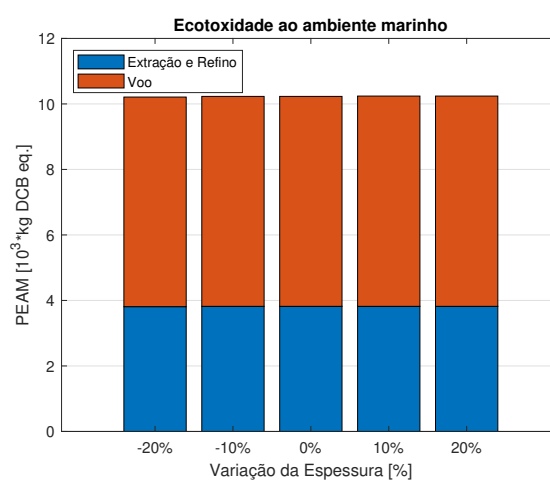
(d) Pot. de ecotoxicidade a água.



(e) Potencial de toxicidade ao homem.



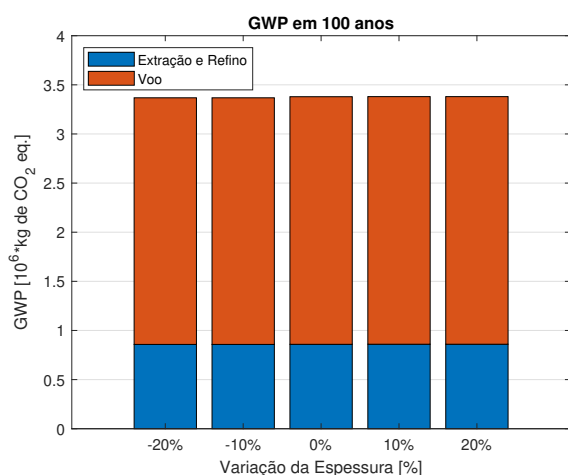
(f) Ecotoxicidade ao ambiente marinho.



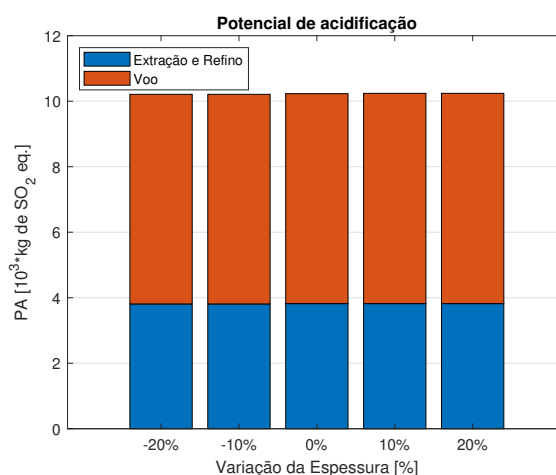
Fonte: produção do próprio autor.

Figura 47 – Impactos ambientais da liga 2090-T83.

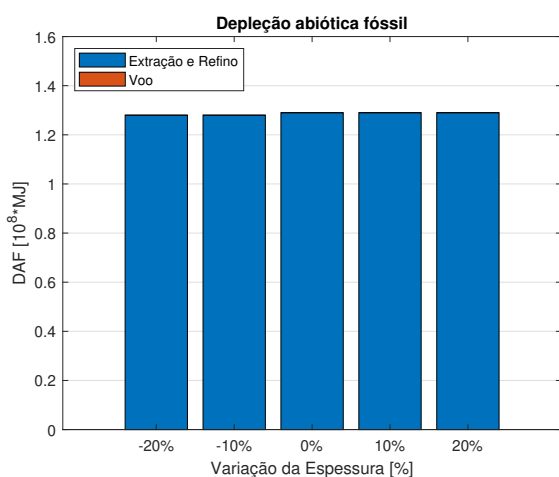
(a) GWP em 100 anos.



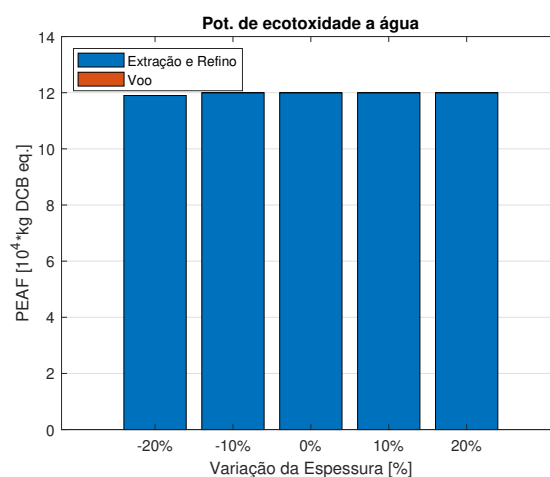
(b) Potencial de acidificação.



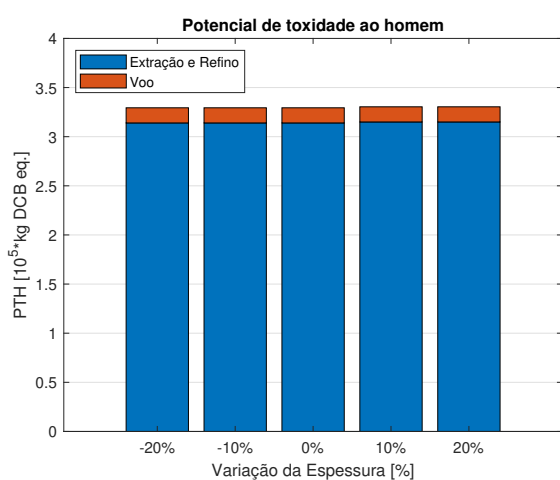
(c) Depleção abiótica fóssil.



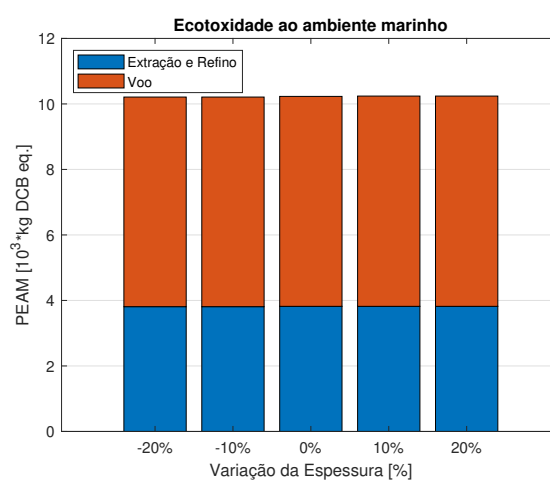
(d) Pot. de ecotoxicidade a água.



(e) Potencial de toxicidade ao homem.



(f) Ecotoxicidade ao ambiente marinho.

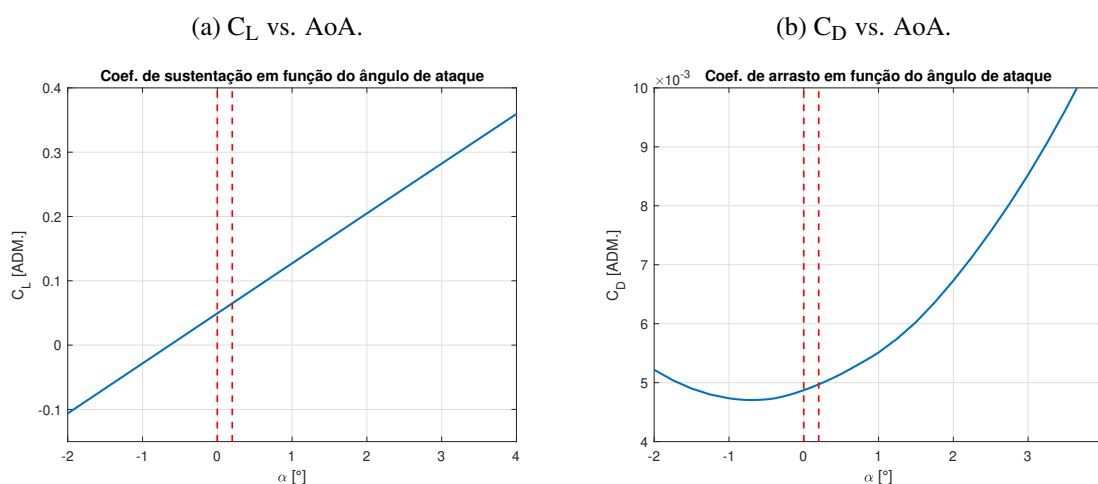


Fonte: produção do próprio autor.

Com base nos gráficos apresentados, verifica-se que independente da liga e da espessura, os impactos ambientais são praticamente equivalentes. Isso pode ser explicado pela pequena diferença de combustível consumida pelas aeronaves ao longo da vida. Toda a discussão realizada na Seção 3.6 permanece válida e categórica na explanação do fenômeno observado.

Embora as geometrias e ligas tenham sido consideravelmente alteradas, um aumento/redução de 20% da massa da asa corresponde a um aumento/redução de apenas 2% do peso total da aeronave. Outro ponto importante nessa discussão é a aerodinâmica da asa considerada: a curva de arrasto vs. ângulo de ataque (AoA) é sutil enquanto a curva de sustentação vs. AoA é abrupta na região de cruzeiro. Dessa forma, quaisquer alterações no peso da aeronave são rapidamente compensadas com pequenas alterações no ângulo de ataque. Como a curva de arrasto é sutil, a mudança de AoA pouco altera o arrasto total da aeronave, o que se traduz em consumos de combustíveis similares entre as configurações.

Figura 48 – Curvas aerodinâmicas da asa.



Fonte: produção do próprio autor.

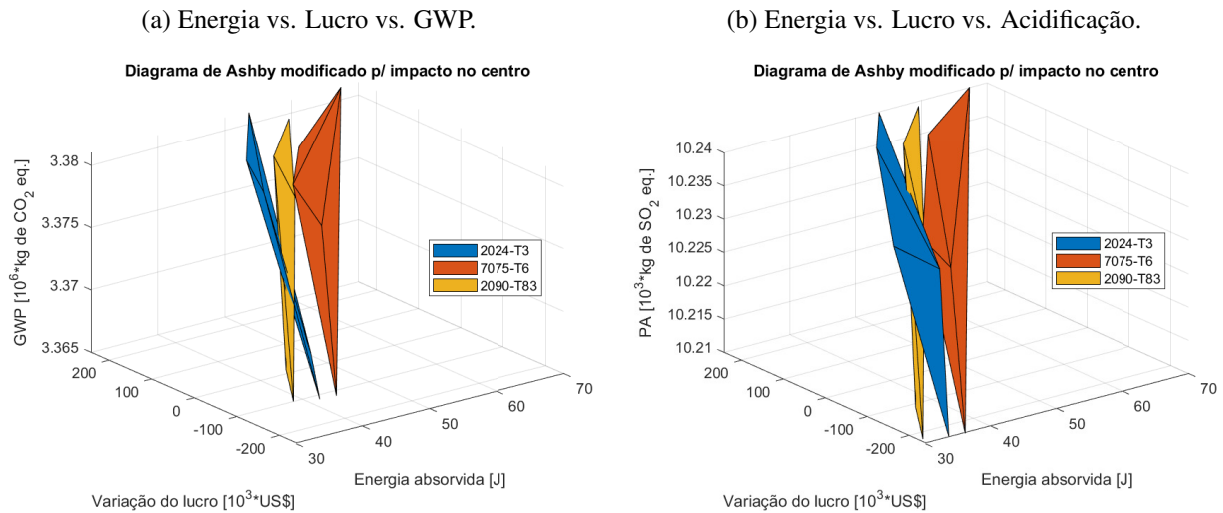
As pequenas variações do consumo entre as configurações poderiam ser compensada, no longo prazo, ao realizar o mesmo estudo para uma aeronave que tivesse uma carga horária de voo anual demasiada, como as aeronaves comerciais, ou ainda, uma vida útil muito longa. Um jato executivo, como o proposto no início do projeto, não apresenta nenhuma dessas duas características. Para a análise foi considerada uma vida útil de 20 anos e 300h de voo por ano. Com isso, ao comparar as configurações de maior e menor consumo, *vide* Tabelas 11, 12 e 13, tem-se um acréscimo de consumo absoluto de 18624 lb, que em termos relativos corresponde a apenas 0.33%, mais uma vez justificando a pequena sensibilidade da análise ambiental.

Como última discussão dessa análise, destaca-se a importância do processo de extração e refino do combustível nos impactos ambientais totais. Alguns estudos anteriores, que utilizavam diferentes localidades e metodologias mais antigas previam uma importância mínima da fase de extração e refino quando comparada a combustão em voo (48). Isso não foi observado nesse estudo, sendo os impactos de ambas as fases praticamente equivalentes em significância.

3.8 COMPILAÇÃO DOS RESULTADOS EM GRÁFICO DE ASHBY ADAPTADO

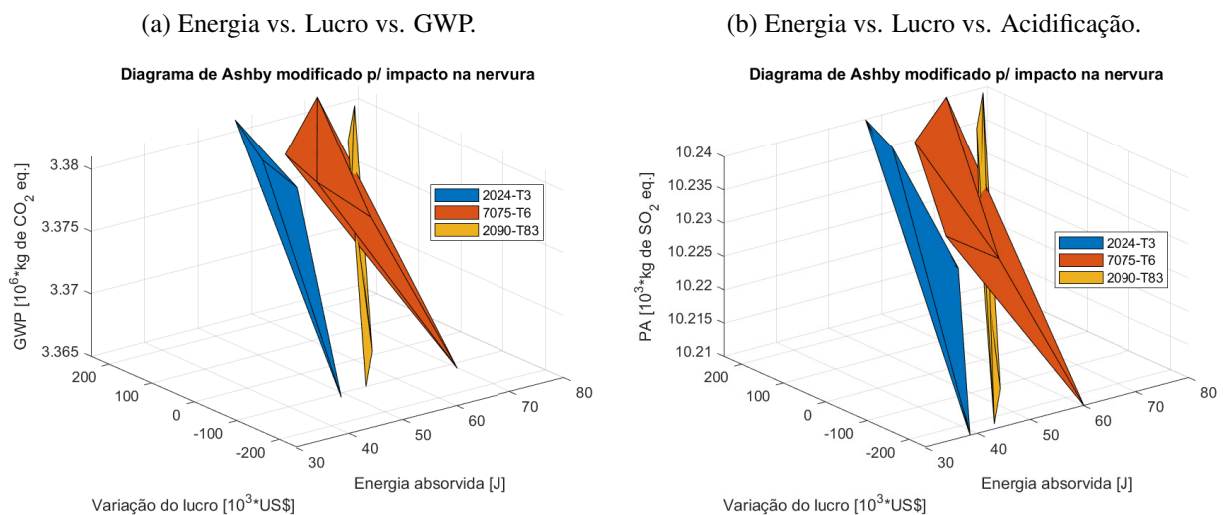
Dada todas as análises realizadas, os resultados foram compilados num gráfico três-eixos, análogo a um gráfico de tomada de decisão do tipo Ashby, no qual cada eixo corresponde a uma métrica gerada por uma condição diferente das análises mecânica, econômica e ambiental, e neles foram geradas regiões volumétricas correspondentes as capacidades de cada liga. Seguem nas figuras abaixo os gráficos traçados para as permutações de diferentes métricas.

Figura 49 – Diagrama de Ashby modificado para um impacto no centro.



Fonte: produção do próprio autor.

Figura 50 – Diagrama de Ashby modificado para um impacto na nervura.



Fonte: produção do próprio autor.

4 CONCLUSÃO

Foi apresentada uma metodologia para tomada de decisão na escolha de material em projetos aeronáuticos, baseada em critérios mecânicos, econômicos e ambientais. Através das diferentes análises foram criados gráficos adaptados de Ashby que auxiliam na tomada de decisão.

De maneira geral, o trabalho mostrou que os estudos de caso adotados serviram como prova de conceito da metodologia, que embora tenha utilizado uma quantidade de opções de material, análises e pontos reduzidos devido ao tempo disponível, mostrou a capacidade de gerar resultados pertinentes ao projeto, e comparações que interconectam diferentes áreas do conhecimento. Em especial as análises econômicas e ambientais, que geralmente não são discutidas profundamente e se baseiam em dados puramente técnicos, e a utilização de análises mais profundas mecânicas, utilizando resultados não-lineares que se provaram pertinentes na escolha de materiais próximos no regime linear como diferentes ligas de alumínio, tornando essa uma análise qualitativa ao invés das análises quantitativas mais comuns.

De maneira mais específica, de acordo com os resultados encontrados e com base na discussão apresentada na Seção 3.4, é possível concluir que as ligas 7075-T6 e 2090-T83 se sobressaíram em relação à liga 2024-T3 do ponto de vista mecânico. Esse resultado era esperado, visto que as duas primeiras são mais modernas. Ressalta-se que as duas ligas nobres se comportaram de maneira distinta, de acordo com a região de ocorrência do impacto. Enquanto a 7075-T6 foi capaz de dissipar mais energia em impactos centrais, a 2090-T83 foi capaz de dissipar mais energia em impactos sobre a nervura.

Ao considerar apenas os custos de impacto, as asas compostas de ligas 7075-T6 e 2090-T83 possuem custos de reparo reduzidos devido ao menor percentual de asa danificada. Apesar disso, deve-se ter cuidado com a interpretação desse resultado. Como discutido anteriormente, a tomada de decisão em um projeto aeronáutico é multidisciplinar e iterativa, tomando diversas análises, sobretudo aquelas que consideram eventos mais recorrentes ao longo da vida da aeronave, para concluir assertivamente a melhor configuração a ser adotada.

Do ponto de vista de projeto, verificou-se que o custo inicial na aquisição de ligas mais nobres é compensado lentamente ao longo do ciclo de vida da aeronave, visto que ao comparar geometrias idênticas, a alteração do material (entre as ligas propostas) pouco impacta no peso final da aeronave. Isso de certa forma justifica o uso extensivo de ligas mais tradicionais, como a 2024-T3. Espera-se que no futuro, com evoluções nos processos de tratamento e manufatura, as ligas mais eficientes se tornem atrativas para vasta utilização.

Com relação à análise ambiental, concluiu-se que a alteração das ligas e das espessuras provocam variações pouco significativas nos impactos ambientais causados na fase de uso da aeronave. Valendo-se da mesma discussão, observa-se que a alteração de cerca de 220 kg entre as configurações extremas não resulta em incremento ou redução expressiva na quantidade de combustível consumida ao longo da vida da aeronave, justificando a pequena sensibilidade no estudo. Apesar disso, na Seção 3.7, fica clara a necessidade do desenvolvimento de aeronaves e processos de refino menos poluentes.

Para trabalhos futuros, sugere-se o estudo de uma aeronave comercial, com maior carga anual de

voo; a utilização de um perfil aerodinâmico mais sensível às variações de ângulo de ataque; o cálculo dos custos pela consideração direta dos processos, ao invés de regressões estatísticas; a variação da geometria da aeronave como um todo, ao invés da alteração apenas da asa; e a consideração de toda a missão típica da aeronave, não apenas da fase de cruzeiro. Com essas melhorias, acredita-se que seja possível avaliar os custos de maneira mais precisa, além ampliar os horizontes de discussão na análise ambiental.

REFERÊNCIAS

- (1) BLACKWELL, B. F.; DEVAULT, T. L.; FERNÁNDEZ, J. E.; DOLBEER, R. A., **“Wildlife collisions with aircraft: A missing component of land-use planning for airports,”** Landscape and Urban Planning, vol. 93, no. 1, pp. 1–9, 2009.
- (2) GEORGIADIS, S.; GUNNION, A. J.; THOMSON, R. S.; CARTWRIGHT, B. K., **“Bird-strike simulation for certification of the Boeing 787 composite moveable trailing edge,”** Composite Structures, vol. 86, no. 1-3, pp. 258–268, 2008.
- (3) ANDERSON, A.; CARPENTER, D. S.; BEGIER, M. J.; BLACKWELL, B. F.; DEVAULT, T. L.; SHWIFF, S. A., **“Modeling the cost of bird strikes to US civil aircraft,”** Transportation Research Part D: Transport and Environment, vol. 38, pp. 49–58, 2015.
- (4) HOU, N.; LI, Y.; LIU, J., **“Numerical simulation of bird impact on hollow blades of titanium fan assembly,”** Journal of Aerospace Engineering, vol. 32, no. 4, pp. 1–15, 2019.
- (5) REGULATIONS, F. A., **“Code of Federal Regulations. Washington: Federal Aviation Administration. Title 14, chapter I, subchapter C, part 25. Airworthiness standards: transport category airplanes,”** 2018. Disponível em: < https://www.ecfr.gov/cgi-bin/retrieveECFR?gp=&SID=6afbfc815302ae63f40eae02b46c3360&mc=true&r=PART&n=pt14.1.25#se14.1.25_11>. Acesso em: 7/2021.
- (6) ANAC, **“RBHA – Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica,”** 2020. Disponível em: < <http://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac>>. Acesso em: 7/2021.
- (7) SMITH, M., **ABAQUS/Standard user’s manual, version 6.14.** United States: Dassault Systèmes Simulia Corp, 2016. Disponível em: < <http://130.149.89.49:2080/v6.14>>. Acesso em: 7/2021.
- (8) SIMÕES, C. L.; COSTA PINTO, L. M.; SIMOES, R.; BERNARDO, C. A., **“Integrating environmental and economic life cycle analysis in product development: a material selection case study,”** International Journal of Life Cycle Assessment, vol. 18, no. 9, pp. 1734–1746, 2013.
- (9) SCHWAB, C. P.; BLANC, I.; GOMEZ, F. M.; ECABERT, B. *et al.*, **“Integrating life cycle costs and environmental impacts of composite rail car-bodies for a korean train,”** International Journal of Life Cycle Assessment, vol. 14, no. 5, pp. 429–442, 2009.
- (10) CALADO, E. A.; LEITE, M.; SILVA, A., **“Integrating life cycle assessment (LCA) and life cycle costing (LCC) in the early phases of aircraft structural design: an elevator case study,”** International Journal of Life Cycle Assessment, vol. 24, no. 12, pp. 2091–2110, 2019.
- (11) REGULATIONS, F. A., **“Code of Federal Regulations. Washington: Federal Aviation Administration. Title 14, chapter I, subchapter C, part 23. Airworthiness standards: normal category airplanes,”** 2016. Disponível em: < <https://www.ecfr.gov/cgi-bin/retrieveECFR?gp=&SID=6afbfc815302ae63f40eae02b46c3360&mc=true&r=PART&n=pt14.1.23>>. Acesso em: 7/2021.

- (12) RAYMER, D., **Aircraft design: a conceptual approach**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- (13) DOWLING, N. E., **Mechanical behavior of materials: engineering methods for deformation, fracture, and fatigue**. Pearson, 2012.
- (14) BLACK, J.T.; KOHSER, R.A., **DeGarmo's materials and processes in manufacturing, tenth edition**. John Wiley & Sons, Ltd., 2007.
- (15) WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E., **Introduction to aircraft aeroelasticity and loads, second edition**. John Wiley & Sons, Ltd., 2014.
- (16) DEPERROIS, A., "**XFLR5**," 2019. Disponível em: < <http://www.xflr5.tech/>>. Acesso em: 7/2021.
- (17) ANDERSON JR, J. D., **Fundamentos de engenharia aeronáutica**. AMGH Editora, 2015.
- (18) TITA, V.; DE CARVALHO, J.; VANDEPITTE, D., "**Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: experimental and numerical approaches**," Composite Structures, vol. 83, no. 4, pp. 413–428, 2008.
- (19) GUDMUNDSSON, S., **General aviation aircraft design: applied methods and procedures**. Butterworth-Heinemann, 2013.
- (20) EASA, "**N. EASA.IM.A.526**," 2019. Disponível em: < https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EMB-550_EASA-TCDS-CS-25%20Issue-09.pdf>. Acesso em: 7/2021.
- (21) NICOLAI, L. M.; CARICHNER, G. E., **Fundamentals of aircraft and airship design, volume 1 – aircraft design**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- (22) CASAGRANDE, V., "**Voamos no novo jato executivo da Embraer**," 2018. Disponível em: < <https://todosabordo.blogosfera.uol.com.br/2018/11/05/novos-jatos-executivos-embraer-praetor-500-praetor-600/#:~:text=Logo%20ap%C3%B3s%20deixar%20a%20pista,do%20voo%20C%20de%202.750%20metros>>. Acesso em: 7/2021.
- (23) CAVCAR, M., "**The international standard atmosphere (ISA)**," Anadolu University, Turkey, vol. 30, no. 9, pp. 1–6, 2000.
- (24) ANAC, "**ANAC certifica o Praetor 600, nova aeronave da Embraer**," 2019. Disponível em: < <https://www.anac.gov.br/noticias/2019/anac-certifica-o-praetor-600-nova-aeronave-da-embraer>>. Acesso em: 7/2021.
- (25) FAA, "**14 CFR part. 23**," 2009. Disponível em: < https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/air/directorates_field/small_airplanes/media/CPS_Part_23.pdf>. Acesso em: 7/2021.
- (26) FAA, "**Type certificate data sheet N. TC00062IB**," 2020. Disponível em: < https://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/c8f0542b215c4444862585960056880b/\protect\T1\textdollarFILE/TC00062IB_Rev12.pdf>. Acesso em: 7/2021.
- (27) BUREAU OF LABOR STATISTICS, U.S., "**CPI inflation calculator**," 2021. Disponível em: < https://www.bls.gov/data/inflation_calculator.htm>. Acesso em: 7/2021.
- (28) EMBRAER, "**Embraer delivers 198 total jets in 2019**," 2020. Disponível em: < <https://www.prnewswire.com/news-releases/embraer-sa-embraer-delivers-198-total-jets-in-2>>

- 019-301007476.html>. Acesso em: 7/2021.
- (29) BUREAU OF LABOR STATISTICS, U. S., “**Occupational outlook handbook, aerospace engineers**,” 2020. Disponível em: < <https://www.bls.gov/ooh/architecture-and-engineering/aerospace-engineers.htm#tab-5>>. Acesso em: 7/2021.
- (30) BUREAU OF LABOR STATISTICS, U. S., “**Occupational outlook handbook, aircraft and avionics equipment mechanics and technicians**,” 2020. Disponível em: < <https://www.bls.gov/ooh/installation-maintenance-and-repair/aircraft-and-avionics-equipment-mechanics-and-technicians.htm#tab-5>>. Acesso em: 7/2021.
- (31) BUREAU OF LABOR STATISTICS, U. S., “**Occupational outlook handbook, aerospace engineering and operations technicians**,” 2020. Disponível em: < <https://www.bls.gov/ooh/architecture-and-engineering/aerospace-engineering-and-operations-technicians.htm#tab-5>>. Acesso em: 7/2021.
- (32) EMBRAER, “**Embraer introduces the most disruptive and technologically advanced aircraft into the midsize and super-midsize categories**,” 2018. Disponível em: < <https://embraer.com/global/en/news?slug=1206455-embraer-introduces-the-most-disruptive-and-technologically-advanced-aircraft-into-the-midsize-and-super-midsize-categories-the-praetor-500-and-praetor-600-business-jets>>. Acesso em: 7/2021.
- (33) ROUX, E., **Turbofan and turbojet engines: database handbook**. Elodie Roux, 2007.
- (34) BARBOSA, M., “**Conheça o Praetor 600, o novo jato super midsize da Embraer**,” 2019. Disponível em: < <https://braziljournal.com/conheca-o-praetor-600-o-novo-jato-super-midsize-da-embraer>>. Acesso em: 7/2021.
- (35) MOTOTOK, “**The real airplane hangar cost: buy, build, or rent**,” 2017. Disponível em: < <https://www.mototok.com/blog/the-real-airplane-hangar-cost-buy-build-or-rent#:~:text=The%20best%20estimate%20of%20building,overall%20cost%20of%20the%20lease>>. Acesso em: 7/2021.
- (36) SCHULLER, O., “**The GaBi refinery model**,” 2019. Disponível em: < https://www.gabi-software.com/fileadmin/gabi/The_GaBi_Refinery_Model_2019.pdf>. Acesso em: 7/2021.
- (37) THINKSTEP, “**Process data set: kerosene / Jet A1 at refinery; from crude oil; production mix, at refinery; 0.25 wt. % sulphur (en)**,” 2014. Disponível em: < <http://gabi-documentation-2018.gabi-software.com/xml-data/processes/67e6a87c-36b8-4f97-9d32-d265df6e1cb2.xml>>. Acesso em: 7/2021.
- (38) THINKSTEP, “**Process data set: cargo plane, 22 t payload; technology mix, kerosene driven, cargo; consumption mix; 22 t payload (en)**,” 2017. Disponível em: < <http://gabi-documentation-2018.gabi-software.com/xml-data/processes/454897c8-5700-4d6e-8745-d7416f0f06b4.xml>>. Acesso em: 7/2021.
- (39) ISO, “**Environmental management — Life cycle assessment — requirements and guidelines**,” standard, ISO, 2006.

- (40) ENVIRONMENT AND SUSTAINABILITY, J. R. C. I., “**ILCD handbook: framework and requirements for LCIA models and indicators**,” 2010. Disponível em: < <https://eplca.jrc.ec.europa.eu/uploads/ILCD-Handbook-LCIA-Framework-Requirements-ONLINE-March-2010-ISBN-fin-v1.0-EN.pdf>>. Acesso em: 7/2021.
- (41) ENVIRONMENT AND SUSTAINABILITY, J. R. C. I., “**ILCD Handbook: Analysing of existing environmental impact assessment methodologies for use in life cycle assessment**,” 2010. Disponível em: < <https://eplca.jrc.ec.europa.eu/uploads/ILCD-Handbook-LCIA-Background-analysis-online-12March2010.pdf>>. Acesso em: 7/2021.
- (42) SRIVATSAN, T. S., “**Microstructure, tensile properties and fracture behaviour of an Al-Cu-Li-Mg-Zr alloy 8090**,” Journal of Materials Science, vol. 24, pp. 1543–1551, 1999.
- (43) MOSTAGHEL, N.; BYRD, R. A., “**Inversion of Ramberg–Osgood equation and description of hysteresis loops**,” International Journal of Non-Linear Mechanics, vol. 37, no. 8, pp. 1319–1335, 2002.
- (44) EL-ATY, A. A.; XU, Y.; GUO, X.; ZHANG, S.; MA, Y.; CHEN, D., “**Strengthening mechanisms, deformation behavior, and anisotropic mechanical properties of Al-Li alloys: A review**,” Journal of Advanced Research, vol. 10, pp. 49–67, 2018.
- (45) SAE INTERNATIONAL, **Metallic materials properties development and standardization (MMPDS) handbook - 12 B-984**. Battelle Memorial Institute, 2017.
- (46) EMBRAER, “**Praetor 600**,” 2020. Disponível em: < <https://executive.embraer.com/global/en/praetor-600>>. Acesso em: 7/2021.
- (47) MILANI, F., “**Embraer Praetor 600**,” 2019. Disponível em: < https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/embraer-praetor-600_4676.html>. Acesso em: 7/2021.
- (48) KORONEOS, C.; DOMPROS, A.; ROUMBAS, G.; MOUSSIOPOULOS, N., “**Life cycle assessment of kerosene used in aviation (8 pp)**,” The International Journal of Life Cycle Assessment, vol. 10, no. 6, pp. 417–424, 2005.

APÊNDICE A – CÓDIGO DE INTEGRAÇÃO ESTRUTURAL

Código em MATLAB® desenvolvido para integração estrutural da asa.

```

1  clc; close all; clear all;
2
3  %% Entrada dos dados
4  b = 12.7;
5  x = 0:0.0001:b;
6  U = 90;
7  rho = 1.225;
8  g = 9.81;
9  nerv = [0 1052 2194 3335 5078 6103 7688 9273 10859 12700]/1000;
10 c = [[5500 + (4400 - 5500)/5078*x*1000].*(x < 5.078) + [4400 +
      (1300 - 4400)/7622*(x*1000 - 5078)].*(x >= 5.078)]*1e-3;
11
12 %% Procura das nervuras
13
14 for i = 1:1:(length(nerv)-1)
15     n1 = find(abs(x - nerv(i)) <= 1e-5);
16     n2 = find(abs(x - nerv(i+1)) <= 1e-5);
17
18     m(i,:) = [n1 n2];
19 end
20
21 %% Cálculo das Forças inerciais
22
23 t_l = 4e-3;
24 dens_l = 2600;
25 t_ba = 1.5e-3;
26 dens_ba = 2600;
27 t_bf = 1e-3;
28 dens_bf = 2600;
29 t_pa = 1.5e-3;
30 dens_pa = 2600;
31 t_n = 2e-3;
32 dens_n = 2600;
33
34 A_l1 = @(x) [[563.96 + (492.84 - 563.96)/5078*x*1000].*(x < 5.078)
      + [492.84 + (133.3 - 492.84)/7622*(x*1000 - 5078)].*(x >= 5.078)

```

```

    ]*1e-3*t_l;
35 A_l2 = @(x) [[394.24 + (392.37 - 394.24)/5078*x*1000].*(x < 5.078)
    + [392.37 + (92.95 - 392.37)/7622*(x*1000 - 5078)].*(x >= 5.078)
    ]*1e-3*t_l;
36 A_ba = @(x) [[3.463e3 + (2.771e3 - 3.463e3)/5078*x*1000].*(x <
    5.078) + [2.771e3 + (818.59 - 2.771e3)/7622*(x*1000 - 5078)].*(x
    >= 5.078)]*1e-3*t_ba;
37 A_bf = @(x) [[3.343e3 + (2.674e3 - 3.343e3)/5078*x*1000].*(x <
    5.078) + [2.674e3 + (790.18 - 2.674e3)/7622*(x*1000 - 5078)].*(x
    >= 5.078)]*1e-3*t_bf;
38 A_pa = @(x) [[4.351e3 + (3.481e3 - 4.351e3)/5078*x*1000].*(x <
    5.078) + [3.481e3 + (1029.40 - 3.481e3)/7622*(x*1000 - 5078)].*(
    x >= 5.078)]*1e-3*t_pa;
39 A_n = @(x) [[6.837e5 + (4.375e5 - 6.837e5)/5078*x*1000].*(x <
    5.078) + [4.375e5 + (3.819e4 - 4.375e5)/7622*(x*1000 - 5078)].*(
    x >= 5.078)]*1e-6;
40
41 k = 1;
42
43 for i = 1:length(x)
44     W_l(i) = [A_l1(x(i)) + A_l2(x(i))]*dens_l*g;
45     W_ba(i) = A_ba(x(i))*dens_ba*g;
46     W_bf(i) = A_bf(x(i))*dens_bf*g;
47     W_pa(i) = A_pa(x(i))*dens_pa*g;
48
49     if i == 1
50         W_n(i) = A_n(x(i))*dens_n*g*t_n;
51
52     elseif i == m(k,2)
53         W_n(i) = A_n(x(i))*dens_n*g*t_n;
54         k = k+1;
55     end
56 end
57
58 W = W_l + W_ba + W_bf + W_pa + W_n;
59 % figure(1)
60 % plot(x,W,'LineWidth',1.5)
61 % grid on
62 % title("Cargas Inerciais no CG da asa")
63 % ylabel("Magnitude [N/m]")

```

```

64 % xlabel("Distância da Raiz [m]")
65
66 %% Leitura das curvas
67 Cl = load("Cl_env_55.txt");
68 Cd = load("Cd_env_55.txt");
69 Cm = load("Cm_env_55.txt");
70
71 y1 = polyfit(Cl(:,1),Cl(:,2),5);
72 z1 = polyval(y1,x);
73 f1 = 0.5*rho*U^2*c.*z1;
74 %plot(Cl(:,1),Cl(:,2),x,z1)
75
76 y2 = polyfit(Cd(:,1),Cd(:,2),5);
77 z2 = polyval(y2,x);
78 f2 = 0.5*rho*U^2*c.*z2;
79 %plot(Cd(:,1),Cd(:,2),x,z2)
80
81 y3 = polyfit(Cm(:,1),Cm(:,2),5);
82 z3 = polyval(y3,x);
83 f3 = 0.5*rho*U^2*c.^2.*z3;
84 %plot(Cm(:,1),Cm(:,2),x,z3)
85
86 %% Cálculo e procura dos centróides
87
88 for i=1:1:length(m)
89     centroide_L(i) = trapz(x(m(i,1):m(i,2)),f1(m(i,1):m(i,2)).*x(m(
        i,1):m(i,2)))/trapz(x(m(i,1):m(i,2)),f1(m(i,1):m(i,2)));
90     centroide_D(i) = trapz(x(m(i,1):m(i,2)),f2(m(i,1):m(i,2)).*x(m(
        i,1):m(i,2)))/trapz(x(m(i,1):m(i,2)),f2(m(i,1):m(i,2)));
91     centroide_M(i) = trapz(x(m(i,1):m(i,2)),f3(m(i,1):m(i,2)).*x(m(
        i,1):m(i,2)))/trapz(x(m(i,1):m(i,2)),f3(m(i,1):m(i,2)));
92     centroide_w(i) = trapz(x(m(i,1):m(i,2)),W(m(i,1):m(i,2)).*x(m(i
        ,1):m(i,2)))/trapz(x(m(i,1):m(i,2)),W(m(i,1):m(i,2)));
93 end
94
95 for i = 1:1:length(centroide_L)
96
97     if i < (length(nerv)-1)
98         n1 = find(abs(x - centroide_L(i)) < 5e-5);
99         n2 = find(abs(x - centroide_L(i+1)) < 5e-5);

```

```

100
101     l_1(i,:) = [n1 n2];
102
103     n1 = find(abs(x - centroide_D(i)) < 5e-5);
104     n2 = find(abs(x - centroide_D(i+1)) < 5e-5);
105
106     l_2(i,:) = [n1 n2];
107
108     n1 = find(abs(x - centroide_M(i)) < 5e-5);
109     n2 = find(abs(x - centroide_M(i+1)) < 5e-5);
110
111     l_3(i,:) = [n1 n2];
112
113     n1 = find(abs(x - centroide_w(i)) <= 5e-5);
114     n2 = find(abs(x - centroide_w(i+1)) <= 5e-5);
115     l_4(i,:) = [n1 n2];
116
117     else
118         n2 = length(x);
119
120         n1 = find(abs(x - centroide_L(i)) <= 5e-5);
121         l_1(i,:) = [n1 n2];
122
123         n1 = find(abs(x - centroide_D(i)) <= 5e-5);
124         l_2(i,:) = [n1 n2];
125
126         n1 = find(abs(x - centroide_M(i)) < 5e-5);
127         l_3(i,:) = [n1 n2];
128
129         n1 = find(abs(x - centroide_w(i)) <= 5e-5);
130         l_4(i,:) = [n1 n2];
131
132     end
133 end
134
135 for i = 1:length(centroide_L)
136     if i == 1
137         L(i) = 2*trapz(x(1:l_1(i,1)), f1(1:l_1(i,1)));
138         D(i) = 2*trapz(x(1:l_2(i,1)), f2(1:l_2(i,1)));
139         M(i) = 2*trapz(x(1:l_3(i,1)), f3(1:l_3(i,1)));

```

```

140         W_p(i) = 2*trapz(x(l_4(i,1):l_4(i,2)),W(l_4(i,1):l_4(i,2)));
141     end
142
143     L(i+1) = trapz(x(l_1(i,1):l_1(i,2)),f1(l_1(i,1):l_1(i,2)));
144     D(i+1) = trapz(x(l_2(i,1):l_2(i,2)),f2(l_2(i,1):l_2(i,2)));
145     M(i+1) = trapz(x(l_3(i,1):l_3(i,2)),f3(l_3(i,1):l_3(i,2)));
146     W_p(i+1) = trapz(x(l_4(i,1):l_4(i,2)),W(l_4(i,1):l_4(i,2)));
147
148 end
149
150 for i = 1:length(m)
151     mm(1) = m(1,1);
152     mm(i+1) = m(i,2);
153 end
154 figure(2)
155 subplot(4,1,1)
156 plot(x(mm(1:length(mm))),L,'*','LineWidth',1.5)
157 hold on
158 for i = 1:length(mm)
159     plot([x(mm(i)) x(mm(i))], [0 L(i)],'k--','LineWidth',0.3)
160 end
161 xlim([-1 14])
162 ylim([0 16000])
163 yticks(0:4000:16000)
164 ylabel('Sustentação [N]')
165 title('Cargas Aerodinâmicas e Inerciais atuantes')
166 grid on
167
168 subplot(4,1,2)
169 plot(x(mm(1:length(mm))),D,'*','LineWidth',1.5)
170 hold on
171 for i = 1:length(mm)
172     plot([x(mm(i)) x(mm(i))], [0 D(i)],'k--','LineWidth',0.3)
173 end
174 xlim([-1 14])
175 ylim([0 600])
176 yticks(0:150:600)
177 ylabel('Arrasto [N]')
178 grid on
179

```

```

180 subplot(4,1,3)
181 plot(x(mm(1:length(mm))),M,'*','LineWidth',1.5)
182 hold on
183 for i = 1:length(mm)
184     plot([x(mm(i)) x(mm(i))], [0 M(i)],'k--','LineWidth',0.3)
185 end
186 xlim([-1 14])
187 ylim([-3200 0])
188 yticks(-3200:800:0)
189 ylabel('Momento [N*m]')
190 grid on
191
192 subplot(4,1,4)
193 plot(x(mm(1:length(mm))),W_p,'*','LineWidth',1.5)
194 hold on
195 for i = 1:length(mm)
196     plot([x(mm(i)) x(mm(i))], [0 W_p(i)],'k--','LineWidth',0.3)
197 end
198 xlim([-1 14])
199 ylim([0 630])
200 yticks(0:210:630)
201 ylabel('Peso Inercial [N]')
202 xlabel('Distância da Raiz [m]')
203 grid on
204
205 %% Condição de Voo
206
207 alpha = 5.5*(pi/180); %ângulo de ataque
208 n = 2.5; %fator de carga crítico
209 L_1 = 0.20; %distância da primeira longarina em relação ao bordo de
    ataque
210 L_2 = 0.70; %distância da segunda longarina ao bordo de ataque
211 hn = 0.2; %distância entre o cg e o ca
212 theta = 0*(pi/180); %ângulo entre a força de inercia e a vertical
213
214 %% Cálculo das Forças Totais
215
216 for i = 1:1:length(mm)
217     hn_dist(i) = hn*c(mm(i));
218     Dist(i) = c(mm(i))/4 - L_1*c(mm(i));

```

```

219 end
220
221 for i = 1:length(L)
222     K(:,i) = [cos(alpha) sin(alpha); -sin(alpha) cos(alpha)]*[L(i);
                D(i)];
223 end
224
225 K(3,:) = M(1,:);
226
227 for i = 1:length(mm)
228     F(3,i) = [K(3,i) + n*W_p(i)*cos(theta)*(Dist(i)+hn_dist(i)) - K
                (1,i)*Dist(i)]/(L_2*c(mm(i)));
229     F(2,i) = K(2,i) + n*W_p(i)*sin(theta);
230     F(1,i) = K(1,i) - n*W_p(i)*cos(theta) - F(3,i);
231 end
232
233 figure(3)
234 subplot(3,1,1)
235 plot(x(mm(1:length(mm))),F(1,:), '*','LineWidth',1.5)
236 hold on
237 for i = 1:length(mm)
238     plot([x(mm(i)) x(mm(i))], [0 F(1,i)], 'k--','LineWidth',0.3)
239 end
240 title('Primeira Longarina')
241 xlim([-1 14])
242 ylim([0 16000])
243 ylabel('Força em Z [N]')
244 yticks(0:4000:16000)
245 grid on
246
247 subplot(3,1,2)
248 plot(x(mm(1:length(mm))),F(2,:), '*','LineWidth',1.5)
249 hold on
250 for i = 1:length(mm)
251     plot([x(mm(i)) x(mm(i))], [0 F(2,i)], 'k--','LineWidth',0.3)
252 end
253 title('Primeira Longarina')
254 xlim([-1 14])
255 ylim([-1200 0])
256 ylabel('Força em X [N]')

```

```
257 yticks(-1200:300:0)
258 grid on
259
260 subplot(3,1,3)
261 plot(x(mm(1:length(mm))),F(3,:), '*','LineWidth',1.5)
262 hold on
263 for i = 1:length(mm)
264     plot([x(mm(i)) x(mm(i))], [0 F(3,i)], 'k--','LineWidth',0.3)
265 end
266 title('Segunda Longarina')
267 xlim([-1 14])
268 ylim([-1600 0])
269 yticks(-1600:400:0)
270 ylabel('Força em Z [N]')
271 xlabel('Distância da Raiz [m]')
272 grid on
```