

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E DA TECNOLOGIA
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

CRISTIAN RODRIGUES BERTIN

DESENVOLVIMENTO DE UM TREM DE POUSO OTIMIZADO
ESTRUTURALMENTE PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO

CAXIAS DO SUL

2014

CRISTIAN RODRIGUES BERTIN

**DESENVOLVIMENTO DE UM TREM DE POUSO OTIMIZADO
ESTRUTURALMENTE PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO**

Trabalho de Estágio II apresentado como requisito para a obtenção do título de Engenheiro Mecânico na Universidade de Caxias do Sul.

Supervisor: Prof. Vagner Grison, MSc Eng.

CAXIAS DO SUL

2014

CRISTIAN RODRIGUES BERTIN

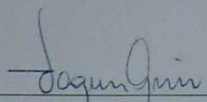
**DESENVOLVIMENTO DE UM TREM DE POUSO OTIMIZADO
ESTRUTURALMENTE PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO**

Trabalho de Estágio II apresentado como requisito para a obtenção do título de Engenheiro Mecânico na Universidade de Caxias do Sul.

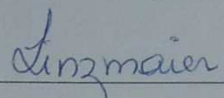
Aprovado em 27/11/2014

Prof. Marcos Alexandre Luciano, Dr. Eng
Coordenador Estágio II em Engenharia Mecânica

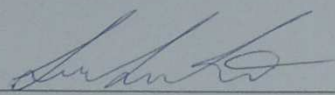
Banca Examinadora



Prof. Vagner Grison, MSc. Eng
Supervisor de Estágio



Prof. Paulo Roberto Linzmaier, MSc Eng
Professor convidado



Prof. Leandro Luis Corso, Dr. Eng
Professor convidado

RESUMO

Este estudo buscou desenvolver um trem de pouso com estrutura otimizada para um veículo aéreo não-tripulado destinado à competição Aerodesign. A importância deste estudo se deu no aperfeiçoamento tecnológico da equipe, desenvolvimento de pesquisa em tecnologias emergentes e o uso de ferramentas computacionais que possibilitam iterações rápidas e eficientes. Em um primeiro momento foi realizado um estudo sobre trabalhos realizados em áreas próximas, a fundamentação teórica necessária para o desenvolvimento do trabalho. Sequencialmente, desenvolveu-se atividades de projeto, as quais foram fundamentadas e se resumem em cálculos e análises. Através do uso de recursos computacionais obteve-se perfis otimizados estruturalmente para posterior modelamento e análises de elementos finitos. Para a obtenção dos perfis, utilizou-se um algoritmo desenvolvido por Sigmund (2001) para otimização topológica de estruturas bidimensionais, enquanto que para o modelamento foi utilizado um programa de desenho computacional e para as análises posteriores de elementos finitos. Foi também realizado análises do pouso de aeronaves e se desenvolveu um índice para projeto. Verificou-se como sendo proveitosos os resultados, sendo que chegaram a ser obtidas reduções de massa em torno de 63%

Palavras-chave: Otimização topológica, trem de pouso, elementos finitos, Aerodesign; análise dinâmica; impacto na aterrissagem;

ABSTRACT

This study developed a landing gear with optimized structure for an unmanned aerial vehicle destined to the Aerodesign competition. The importance of this study was the team's technological improvement, development of research in emerging technologies and the use of computational tools that allow quick and efficient iterations. First, it was made a study on several works in related areas, the theoretical basis needed to build up this work. Sequentially, it was developed design activities, which are based and can be resumed in calculations and analysis. Through use of computational resources it was obtained structurally optimized profiles to later modeling and some finite element analysis. To obtain the profiles, it was used an algorithm developed by Sigmund (2001) for topological optimization of bi-dimensional structures, whereas for the modeling was used a design software and for finite element analysis. It was also made analysis about the landing moment of airplanes and it was developed an index intended for design. It was verified positive results, in a way that it was possible to achieve a mass reduction of about 63%.

Keywords: Topological optimization, landing gear, finite element, Aerodesign; dynamic analysis; landing impact

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Deformação por flexão.....	25
Figura 2 – Elementos de tensões	27
Figura 3 – Elementos estruturais da aeronave	37
Figura 4 – Trem de pouso atual	39
Figura 5 – Domínios para otimização – vista posterior da aeronave.....	41
Figura 6 – Primeira configuração otimizada	46
Figura 7 – Segunda configuração otimizada	47
Figura 8 – Terceira configuração otimizada.....	48
Figura 9 – Quarta configuração otimizada	49
Figura 10 – Quinta configuração otimizada	50
Figura 11 – Topologias Otimizadas 3D.....	51
Figura 12 – Análise pelo MEF da primeira configuração otimizada	52
Figura 13 – Análise pelo MEF da segunda configuração otimizada.....	53
Figura 14 – Análise pelo MEF da terceira configuração otimizada	53
Figura 15– Análise pelo MEF da quarta configuração otimizada.....	54
Figura 16– Análise pelo MEF da quinta configuração otimizada.....	54
Figura 17 – Análise pelo MEF do atual trem de pouso da equipe Aerosul.....	55
Figura 18 - Dimensões configuração 1	74
Figura 19 - Dimensões configuração 2.....	74
Figura 20 - Dimensões configuração 3.....	75
Figura 21 - Dimensões configuração 4.....	75
Figura 22 - Dimensões configuração 5.....	76
Figura 23 – Vista isométrica da aeronave	77

Figura 24 – Vistas projetadas da aeronave	77
---	----

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CAD	<i>Computer Aided Design</i>
FAR	Federal Aviation Regulations
MEF	Método dos elementos finitos
MMA	Método das Assíntotas Móveis
OF	Otimização de forma
OP	Otimização paramétrica
OT	Otimização topológica
PID	Proporcional Integral Derivativo
PTV	Princípio do Trabalho Virtual
PWC	<i>PRINCETON WATERHOUSE COOPERS</i>
SA	<i>Simulated Annealing</i>
SAE	Sociedade dos Engenheiros da Mobilidade
VANT	Veículo aéreo não tripulado

LISTA DE SÍMBOLOS

$\gamma_{m\acute{a}x}$	Deformação angular máxima
γ_{mn}	Deformação angular no plano “m-n”
ϵ	Deformação linear
ϵ_{Lc}	Deformação linear devido compressão longitudinal
ϵ_{Lt}	Deformação linear devido tração longitudinal
ϵ_{nn}	Deformação linear na direção “nn”
ϵ_{Tc}	Deformação linear devido compressão transversal
ϵ_{Tt}	Deformação linear devido tração transversal
ζ	Razão de amortecimento viscoso
θ	Ângulo de orientação da fibra do compósito
σ	Tensão normal
σ'	Tensão equivalente de Von Mises
σ_n	Tensão normal ao eixo “n”
σ_{nn}	Tensão aplicada na direção “nn”
τ	Tensão cisalhante
τ_{LTc}	Tensão cisalhante devido compressão
τ_{LTt}	Tensão cisalhante devido tração
$\tau_{m\acute{a}x}$	Tensão cisalhante máxima
τ_{nm}	Tensão cisalhante na direção “n-m”
τ_{xy}	Tensão cisalhante no plano x-y
ϕ	Ângulo de fase
ω	Velocidade angular
A	Área
c	Raio externo do eixo
d	Deflexão do pneu no momento de impacto
E	Módulo de elasticidade
F_{mn}	Coefficiente de resistência
F_{nx}	Força aplicada na direção x sobre o ponto “n”
F_{ny}	Força aplicada na direção y sobre o ponto “n”
h	Altura de queda
\vec{H}_{CG}	Quantidade de movimento angular

I	Momento de inércia
i	Índice de impacto
J	Momento polar de inércia
K	Fator de concentração de tensão
L	Comprimento do elemento
L	Razão entre sustentação e peso da aeronave
\vec{L}	Quantidade de movimento linear
l_s	Comprimento do elemento na direção x
M	Momento em torno do eixo y
m	Massa
m_s	Comprimento do elemento na direção y
n	Fator de carga
n_j	Fator de aceleração
Q	Momento estático de uma área em torno de um eixo
r	Razão de frequência
S	Área da asa
S_{Lc}	Resistência a compressão longitudinal
S_{Lt}	Resistência a tração longitudinal
S_{LTs}	Resistência ao cisalhamento no plano
S_{nn}	Limite de resistência na direção “nn”
S_{Tc}	Resistência a compressão transversal
S_{Tt}	Resistência a tração transversal
S_y	Limite de resistência ao escoamento
S_{ys}	Limite de resistência ao cisalhamento
t	Largura da área da seção transversal
T	Torque aplicado
u_n	Deslocamento na direção x do ponto “n”
y	Distância perpendicular do eixo neutro ao ponto mais afastado do mesmo
V	Força cortante
\vec{v}_{CG}	Velocidade do centro de gravidade de um corpo
v_n	Deslocamento na direção y do ponto “n”
W	Peso da aeronave
We	Peso efetivo

W_M

Peso medido no trem de pouso principal

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Característica dos elementos	50
Tabela 2 – Frequências naturais das configurações otimizadas	54

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	16
1.1.	JUSTIFICATIVA	17
1.2.	OBJETIVO GERAL	17
2.	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	19
2.1.	TRABALHOS CORRELATOS.....	19
2.2.	ALGORITMOS DE OTIMIZAÇÃO	22
2.2.1.	Abordagens	22
2.2.1.1.	Otimização paramétrica ou de tamanho (OP):.....	23
2.2.1.2.	Otimização de forma (OF):	23
2.2.1.3.	Otimização topológica (OT):	23
2.2.2.	Otimização topológica	24
2.3.	RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS	24
2.3.1.	Flexão	24
2.3.2.	Cisalhamento transversal	25
2.3.3.	Carregamentos combinados	25
2.3.3.1.	Princípio da superposição	26
2.3.4.	Estados de tensão	26
2.4.	CRITÉRIO DE FALHAS	27
2.4.1.	Critérios de falha para materiais dúcteis	28
2.4.1.1.	Tensão equivalente de von Mises	28
2.4.1.2.	Teoria da máxima tensão cisalhante	28
2.5.	MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS.....	29
2.5.1.	Discretização e equações dos elementos	30
2.5.1.1.	Formas forte e fraca (Strong and weak forms)	31
2.5.1.2.	Possíveis erros causados pela Discretização	31
2.5.2.	Montagem das equações de elementos	31
2.5.3.	Condições de contorno e soluções nodais	32
2.6.	DINÂMICA DO MOVIMENTO PLANO DE UM CORPO RÍGIDO	32
2.6.1.	Quantidade de movimento	33
2.6.2.	Momento angular	33

2.6.3.	Princípio do impulso	33
2.7.	NORMAS APLICADAS AO AERODESIGN	34
2.7.1.	FAR 23	34
2.7.2.	SAE BRASIL AERODESIGN 2014	35
3.	OBJETO DE ESTUDO	37
3.1.	A AERONAVE.....	37
3.1.1.	Asa	37
3.1.2.	Lança de cauda.....	38
3.1.3.	Fuselagem	38
3.1.4.	Trem de pouso principal	38
3.1.5.	Trem de pouso frontal	39
3.1.6.	Empenagem	39
4.	METODOLOGIA	41
4.1.	METODOLOGIA	41
4.2.	ANÁLISE DINÂMICA	43
5.	RESULTADOS OBTIDOS	45
5.1.	ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO	45
5.2.	MODELAGEM COMPUTACIONAL	50
5.3.	ANÁLISE DE ELEMENTOS FINITOS	51
5.4.	ANÁLISE DE VIBRAÇÕES.....	56
5.5.	ANÁLISE DINÂMICA	57
6.	CONCLUSÃO	59
6.1.	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	59
	REFERÊNCIAS	60
	APÊNDICE A – FLUXOGRAMA DE ATIVIDADES	62
	APÊNDICE B – ALTERAÇÕES NO ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO.....	66

APÊNDICE C – GRÁFICOS DA ANÁLISE DE DESLOCAMENTO, VELOCIDADE E ACELERAÇÃO VERTICAIS	70
APÊNDICE D – DIMENSÕES DE CADA CONFIGURAÇÃO.....	74
ANEXO I – DESENHOS DA AERONAVE.....	77
ANEXO II – ROTEIRO DE CÁLCULOS PARA DETERMINAÇÃO DE ESFORÇOS NA ATERRISSAGEM.....	78

1. INTRODUÇÃO

A indústria aeronáutica está em um momento de expansão (Relatório Aerospace & defense 2012 year in review and 2013 forecast, PWC) e de altos investimentos, tanto na aviação civil, como militar. Tendo em vista a grande necessidade de aumento no transporte de cargas e de pessoas em longas distâncias, as aeronaves têm se mostrado o meio mais eficaz de transporte. Em um país como o Brasil, onde as ferrovias são quase inexistentes, que as rodovias são precárias e inseguras e que, além disso, não há estrutura hidroviária e portuária para suportar o transporte de pessoas, o transporte aéreo se mostra o mais seguro, rápido e eficaz meio de deslocamento de médias e longas distâncias.

Isso se comprova com o aumento no número de voos e de companhias aéreas atuando no país, dentre as quais se destaca uma companhia “*low-cost*” que utiliza aeronaves de uma empresa brasileira e aeroportos secundários. Complementarmente, existe uma fabricante brasileira de aeronaves já consolidada no mercado a qual está entre as três maiores fabricantes de aeronaves do mundo, sendo líder no seu segmento. Pode-se citar ainda o fato de o governo brasileiro anunciar a compra de diversas aeronaves militares de combate com total transferência de tecnologia para a indústria nacional. Outras situações que podem exemplificar é a renovação das frotas de aviões das empresas de transporte aéreo e a exigência do mercado em transportar mais carga com custo menor. Para atender essas necessidades competitivas e também a demanda por novas aeronaves, que ocorre ao redor do mundo, foi criada uma competição para fomentar o interesse de estudantes de engenharia na área aeronáutica, que necessita de um corpo técnico especializado que no momento é limitado

Uma das competições que visam o público acadêmico é a SAE BRASIL AeroDesign. Durante esta competição, as equipes devem desenvolver o projeto, a viabilidade e produzir uma aeronave radio-controlada (ou veículo aéreo não-tripulado - VANT) que após passará por uma bateria de testes. Elas são aeronaves de asa fixa, autopropeidas e que possuem um compartimento de carga. Se espera que elas sejam leves, de baixo custo e que possam carregar a maior quantidade de carga possível (em massa).

Para poder estar entre os primeiros, é necessário que as características, os conjuntos e os sistemas da aeronave sejam funcionais e seu dimensionamento tenda para o ótimo. Um dos conjuntos mais críticos da aeronave é, sem dúvida, o trem de pouso. Ela é a ligação entre a fuselagem e o solo, sua função é copiar o terreno e absorver a variação do mesmo, evitando, dessa forma, a transferência de vibrações e impactos para a estrutura da aeronave, preservando-a de danos e tornando sua movimentação no solo mais controlável, precisa e segura.

Para que a aeronave da equipe AEROSUL esteja em constante desenvolvimento, se faz necessário o estudo e o controle das variáveis que existem na aeronave. Para tal, foi proposto o desenvolvimento de um estudo aprofundado no conjunto do trem de pouso. A abordagem deste estudo é a otimização estrutural e dinâmica do sistema do trem de pouso de uma aeronave de competição. Trata-se do desenvolvimento de um conjunto de trem de pouso que atenda ao cenário de pior caso dinâmico e estrutural.

1.1. JUSTIFICATIVA

A realização deste trabalho resultará em uma fonte de pesquisa e uma ferramenta para o desenvolvimento de qualquer trem de pouso para a aeronave da equipe AEROSUL. Esse desenvolvimento é importante para melhorar a performance da aeronave no taxiamento, decolagem e principalmente na aterrissagem.

Utilizando métodos computacionais de otimização e análise, tais como otimização topológica (OT), método de elementos finitos (MEF) e análise de vibrações, procura-se encontrar a combinação de parâmetros que proporciona leveza, economia de recursos, controlabilidade e estabilidade com aplicação de conhecimento teórico. Exemplos de aplicação destes métodos supracitados podem ser encontrados em diversos trabalhos, os quais demonstram a utilidade em desenvolver projetos na aplicação desses conceitos. De acordo com SOUZA *et al* (2013) com o processo de otimização topológica foi possível reduzir em torno de 60% a massa da roda de um VANT.

Para este desenvolvimento serão consideradas a norma FAR 23, as normas da competição, os requisitos da equipe e as acelerações nas diversas manobras que necessitam do trem de pouso. Com isso, pretende-se que este trabalho resulte no projeto de um componente aplicável e viável para a equipe.

1.2. OBJETIVO GERAL

Desenvolver um trem de pouso otimizado para um veículo aéreo não-tripulado de competição. Visa-se racionalização na distribuição de material, resistência às cargas aplicadas e mínima transferência de vibrações para a fuselagem. Para atingir os objetivos deste projeto propõe-se utilizar ferramentas computacionais tais como MATLAB® e SolidWorks®.

Direcionado pelo objetivo geral estabelecem-se os seguintes objetivos específicos. São eles:

- a) revisar bibliografia;
- b) revisar as normas aplicáveis;
- c) levantar as características e necessidades da equipe AEROSUL;
- d) levantar as acelerações que o trem de pouso será submetido;
- e) obter a topologia do trem de pouso a partir de algoritmos de otimização;
- f) modelar o componente em *software* CAD;
- g) simular e analisar as características estruturais do trem de pouso no cenário de pior condição;
- h) analisar e simular das características dinâmicas do trem de pouso no cenário de pior condição;
- i) analisar vibrações.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Na revisão bibliográfica serão apresentados trabalhos de diversos autores nas áreas que permeiam o desenvolvimento deste trabalho e embasamento teórico junto à bibliografia clássica. Num primeiro momento serão apresentados trabalhos correlatos a este, em seguida será levantado um estudo sobre diversas áreas da engenharia que fundamenta este projeto. Os estudos serão divididos em: algoritmos de otimização, estado plano de tensões, resistência dos materiais, tensão resultante de Von Mises, critérios de falha, método dos elementos finitos, dinâmica, vibrações e normas de projeto aeronáutico e de competição. Visa-se, com esta revisão, embasar teoricamente os desenvolvimentos deste projeto.

2.1. TRABALHOS CORRELATOS

Alberti, Araújo e Gentili (2007) realizaram uma análise de tensões num trem de pouso de uma aeronave rádio controlada. O intuito da análise foi identificar e quantificar as forças atuantes no trem de pouso que fizeram com que ele se deformasse plasticamente em uma das aterrisagens, durante uma competição. Foi utilizado um software de elementos finitos para identificar as regiões críticas e quantificar as tensões que resultaram na falha estrutural.

Os autores levantaram informações sobre o material através de análise metalográfica. Pesquisaram em um banco de dados a classificação do metal utilizado, uma vez que não era conhecido, confrontando a composição química e a dureza com as dos materiais disponíveis para consulta.

Para efeito de facilitar os cálculos e as análises, algumas restrições foram aplicadas no problema: (i) ambos os apoios do trem de pouso estão apoiados no solo; (ii) a aeronave foi considerada como uma massa homogênea, com rigidez infinita e uniformemente distribuída sobre o trem de pouso; (iii) não foi considerado a absorção do impacto pelos pneus e rodas e (iv) a lâmina estrutural do trem de pouso foi considerada totalmente engastada com a fuselagem da aeronave.

Por fim chegou-se à conclusão das causas da falha plástica no trem de pouso estudado. O excesso de carga, que conforme comprovado através dos cálculos, superaram a resistência do material causando a falha do mesmo.

Assumpção et al (2011) utilizaram um método de otimização determinístico para otimizar as dimensões do trem de pouso de um VANT. O objetivo foi desenvolver um novo

trem de pouso, o qual deveria ser mais leve que o anterior. Para tal, fizeram uso de um *software* de elementos finitos juntamente com o recurso de otimização paramétrica.

Neste projeto, apenas características estruturais foram consideradas para dimensionamento. Durante o estudo foram testados alguns materiais compósitos, com os quais criou-se uma estrutura mista tipo sanduíche. Foi utilizado no núcleo o compósito com fibras de aramida bidirecionais e nas superfícies superior e inferior fibra de carbono unidirecional.

Como resultado, foi obtida uma redução de 73% na massa, comparada com a do trem de pouso anterior.

Goyal (2002) utilizou-se dos mesmos métodos de Assumpção *et al* para desenvolver um trem de pouso para uma aeronave leve. A meta era ter dimensões ótimas para a menor massa possível e que ao mesmo tempo resistisse às solicitações às quais o trem de pouso seria exposto.

O autor analisou o uso de fibra de vidro para a construção do trem de pouso, submetendo-o a análise de elementos finitos. Através da análise verificou-se as tensões e deformações no sistema, tendo considerado quatro configurações. As configurações variaram a força e a orientação das fibras.

O estudo chegou à conclusão de que fibra de vidro pode ser utilizada na construção deste modelo de trem de pouso. Além disso concluiu-se que a perda de massa não influenciou na capacidade de carga da aeronave.

Souza *et al* (2013) realizaram um projeto de uma roda de um VANT. A intenção deste projeto foi de desenvolver uma roda com o mínimo de material possível, racionalizando sua distribuição afim de que se chegasse em uma forma otimizada para os esforços e aplicações em questão. Utilizaram um programa de otimização topológica baseado em algoritmo genético para otimizar a distribuição de material.

Eles buscaram informações sobre o programa, o algoritmo e o material que seria utilizado (neste caso foi o Al 7075-T651). As características mecânicas do material foram levantadas junto ao fabricante. Seus métodos foram apenas computacionais ou seja, a roda, até a conclusão do trabalho apresentado, não tinha sido construída.

Para a realização desta análise foram consideradas algumas restrições: (i) na otimização topológica foi considerada a peça em duas dimensões (2D), simplificando o modelo; (ii) foi indicado para que a otimização reduzisse em 50% a quantidade de elementos e (iii) máximo de 100 iterações.

Finalmente, chegaram a uma redução em torno de 60% da massa, em comparação com o modelo anterior e identificaram que a espessura e os diâmetros interno e externo foram os

parâmetros que mais influenciaram a deformação, tensões de Von Mises e na redução do peso. Esses parâmetros foram alvo de 80% da otimização estrutural.

Rebouças e Kadobayashi (2007) contemplaram em seu estudo uma comparação entre dois métodos de otimização topológica: (i) método das assíntotas móveis (MMA) e (ii) *simulated annealing* (SA). Os autores levantaram as características de cada método, verificaram o custo computacional e identificaram as potencialidades de cada um.

Foram levantadas as informações sobre as características de cada um dos métodos, seus parâmetros de entrada, funcionamento, aplicabilidade, dificuldades e também, encontradas soluções para as mesmas. Além disso, foi feito um aprofundamento e dedução da matemática aplicada nos algoritmos. O método MMA foi comparado diretamente com um outro algoritmo já usado no meio acadêmico, enquanto que o SA, por ter características construtivas diferentes, foi comparado com MMA de forma mais abrangente.

Os autores chegaram à conclusão de que o método MMA foi o mais eficiente nos testes realizados e que para as análises com grande refinamento se mostrou superior aos demais. Entretanto os resultados obtidos pelo método SA foram os menos conservadores, ou seja, tiveram menores valores da função objetivo. Por último, os autores identificaram que todos os métodos chegaram a resultados semelhantes, concluindo assim que foram aplicados e estruturados de forma coerente.

No estudo de Esmailzadeh e Farzaneh (1997) foi analisado o comportamento do trem de pouso do nariz de uma aeronave devido a trepidação. O intuito deste trabalho foi o de desenvolver um modelo dinâmico para investigar como o sistema responde à excitação causada pela rugosidade da pista. Foram utilizadas dedução matemática e simulação numérica para a realização deste estudo.

Foi utilizado um trem de pouso genérico como referência, sendo que as principais dimensões e características do sistema foram levantadas. Neste estudo foram aplicadas simulações com e sem amortecimento, além de demonstrar o comportamento através de cruzamento de autovalores com algumas variações no sistema.

O autor conclui que os resultados obtidos através de dedução matemática condizem com as considerações feitas e com as equações de movimento.

Sivakumar e Haran (2013) estudaram e compararam a resposta dinâmica de um trem de pouso completo do tipo triciclo com sistemas ativo e passivo no referido conjunto durante taxiamento da aeronave. Para esse trabalho foi desenvolvido um modelo matemático de vibração, equações diferenciais dinâmicas para analisar o controlador proporcional integral derivativo (PID), simulações numéricas e comparação com normas referentes a conforto.

Os autores deduziram matematicamente as equações que regem os movimentos abordados e incluíram os valores inerentes do sistema em questão matricialmente. Como referência, foi utilizado uma aeronave Fokker, onde 20% da massa está apoiada sobre o trem de pouso do nariz e 80% no trem de pouso traseiro. Para modelar a ação de atuadores no sistema, foi utilizado um sistema de controle ativo de força PID. Ademais, a simulação foi realizada através do programa MATLAB com a ferramenta Simulink. Foram simulados numa pista com uma saliência para cada trem de pouso e uma pista com rugosidade aleatória e classificada como de qualidade muito pobre.

Eles concluem que com um sistema de controle de vibração ativo é possível reduzir a aceleração e deslocamentos da aeronave causadas pelas vibrações. Também concluem que o controle ativo aumenta o conforto daqueles que estão na aeronave e a vida em fadiga da estrutura da aeronave.

2.2. ALGORITMOS DE OTIMIZAÇÃO

Devido a necessidade do ser humano em se desenvolver, querer mais por menos e sabendo que os recursos disponíveis são limitados, existe a busca por ter produtos que possam fazer mais custando menos. A otimização faz com que essa busca seja acelerada, pois faz-se uso de recursos computacionais que realizam milhares de interações e cálculos matemáticos em pouco tempo, como explicita Hassani e Hinton (1998).

Com o passar dos anos, foi-se criando diversas técnicas (ou algoritmos) de otimização. Alguns se inspiram na natureza, como por exemplo os algoritmos genéticos e os *swarm*. Outros se baseiam somente na matemática, como é o caso da regressão linear, *simulated annealing*, entre outros.

Para fins de estudo, serão apenas explicitados os tipos mais comuns de otimização que poderiam ser utilizados para este projeto.

2.2.1. Abordagens

Grierson (1994) *apud* Hassani e Hinton (1998) mostra que no desenvolvimento de um projeto estrutural devem ser considerados três etapas. A etapa conceitual é considerada como o passo inicial onde deve-se identificar e escolher o sistema e a forma da estrutura. Esta etapa é mais subjetiva, pois demanda do conhecimento, experiências e da criatividade do projetista, sendo difícil o uso de algoritmos para tal. A etapa seguinte ele identifica como etapa de projeto

preliminar, na qual são tomadas as decisões de forma e geometria da estrutura, sistema ou componente. E por último o projeto detalhado.

Para agilizar as etapas supracitadas, mas principalmente a etapa conceitual, utilizam-se ferramentas computacionais, substituindo assim métodos que fazem uso da tentativa e erro. Essas ferramentas, mais conhecidas como otimização estrutural definem a forma e/ou a geometria do componente e para realizar tal atividade, tem-se três principais abordagens. As abordagens mais comuns de otimização para componentes mecânicos e estruturais são:

2.2.1.1. Otimização paramétrica ou de tamanho (OP):

Nesta abordagem, de acordo com Hassani e Hinton (1998), o domínio é definido e as variações ocorrem nas dimensões. Casos que utilizam esta abordagem são os que tentam minimizar áreas, seção transversal, espessura, entre outros. Devido ao advento de outras abordagens, recomenda-se que esta seja utilizada na etapa do detalhamento do projeto.

2.2.1.2. Otimização de forma (OF):

Diferentemente da OP, a OF possui a topologia, ou o perfil, definidos variando apenas a fronteira do domínio, ou seja, o contorno da geometria. Seu leque de aplicações abrange desde variação da geometria para redução de concentração de tensões até a modificação de parâmetros para definição da superfície interna de uma geometria de casca, de acordo com Hassani e Hinton (1998). Recomenda-se sua utilização na etapa preliminar do projeto.

2.2.1.3. Otimização topológica (OT):

O mesmo autor também explica sobre a OT, que é aplicada para descobrir uma topologia ótima, geralmente com uma geometria única. As limitações das otimizações anteriores se baseiam na experiência, conhecimento e criatividade do projetista na definição da geometria ou topologia inicial; na OT a topologia do componente se adapta à necessidade, ou carregamento, do componente em questão. Isso possibilita que, ao invés de ter uma solução ótima para uma determinada topologia, consegue-se uma forma ótima que supera o ótimo local gerado pela OF ou OP. Devido a suas características, a OT é utilizada na etapa conceitual do projeto.

2.2.2. Otimização topológica

A complexidade em se resolver estes problemas torna a OT em um dos maiores desafios da mecânica estrutural, segundo Rozvany *et al* (1995) *apud* Hassani e Hinton (1998). Diferentemente da OP e da OF, a OT utiliza a distribuição de material – a qual engloba adição ou subtração de elementos, criação de furos, nervuras entre outras formas – no domínio, conforme Belengundu e Chandrupatla (1999).

2.3. RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS

Nesta seção serão tratados assuntos relacionados ao comportamento dos materiais quando submetidos ao carregamento. A abordagem se dará através da explanação dos tipos de carregamento – flexão, torção e combinação de carregamentos – juntamente com a caracterização dos efeitos do carregamento no material.

2.3.1. Flexão

A flexão se caracteriza pela aplicação de forças perpendiculares ao eixo longitudinal em estruturas delgadas. Segundo Hibbeler (2010) o comportamento esperado numa condição de flexão para uma viga reta (onde se possa perceber linhas paralelas e perpendiculares ao eixo longitudinal e ao longo de toda a viga) é que as linhas longitudinais se curvam e as transversais sofrem rotação, porém continuam retas conforme ilustra a Figura 1.

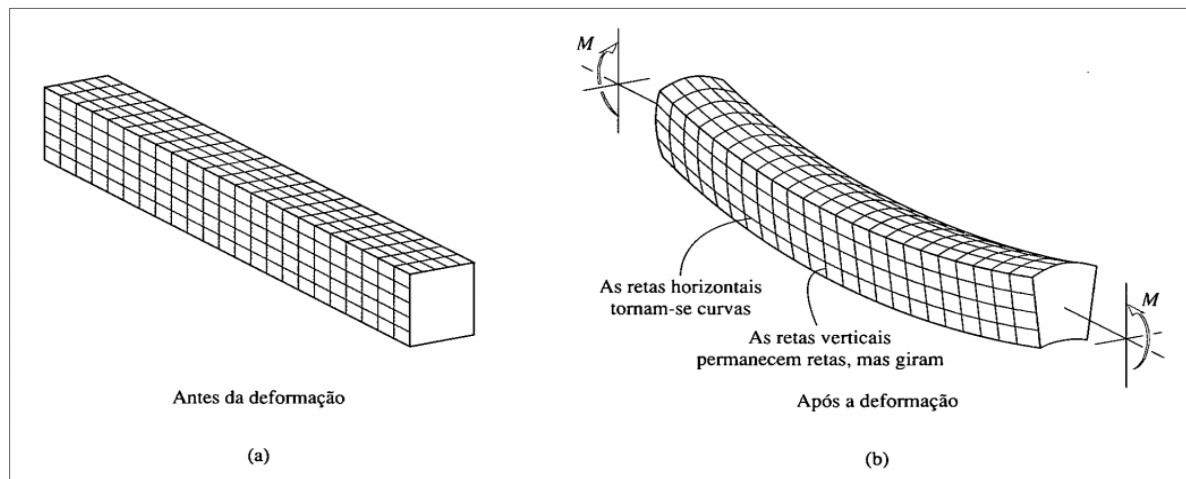
A partir disso Hibbeler (2010) afirma que o eixo longitudinal não sofre deformação, portanto não muda o comprimento, esse eixo também é conhecido como linha neutra. Todas as seções transversais da viga permanecem retas e perpendiculares ao eixo longitudinal. Além disso o autor assume que a deformação na seção transversal será desconsiderada. É importante mencionar que as tensões, em um caso de flexão pura, se encontram somente no eixo longitudinal.

Visto que a tensão é função da geometria da seção transversal e da localização do ponto em relação ao eixo neutro, é possível formular um equacionamento para determinar a tensão em qualquer ponto da viga, como mostra a equação (1).

$$\sigma = -\frac{My}{I} \quad (1)$$

Para determinar o ponto onde a tensão é máxima, considera-se y como sendo a distância perpendicular do eixo neutro ao ponto mais afastado do mesmo.

Figura 1 – Deformação por flexão



Fonte: Hibbeler (2004)

2.3.2. Cisalhamento transversal

A força cisalhante ocorre a partir da distribuição da tensão de cisalhamento transversal, a qual age na seção transversal da viga. O cisalhamento transversal deforma o material, porém da mesma forma como foi classificada na flexão, sua deformação pode ser desconsiderada. Hibbeler (2010, p.263) desenvolve o equacionamento da tensão cisalhante chegando na equação (2).

$$\tau = \frac{VQ}{It} \quad (2)$$

Onde V é a força cisalhante interna do material, Q é o momento estático de uma área, I é o momento de inércia e t é a largura da seção transversal. Esta equação também é conhecida como fórmula do cisalhamento e pode ser empregada para cisalhamento transversal e longitudinal. Segundo Hibbeler (2010) as tensões cisalhantes longitudinais e transversais se comportam de maneira semelhante possuindo características complementares e sendo numericamente iguais.

2.3.3. Carregamentos combinados

Segundo Hibbeler (2010) a maioria das situações encontradas são combinações de carregamentos aplicados simultaneamente, dessa forma pode-se aplicar o princípio da superposição para determinar as tensões e deformações do conjunto de carregamentos.

2.3.3.1. Princípio da superposição

O princípio da superposição é utilizado para resolver situações de carregamentos ou situações complexas, onde seria complicada a solução pela forma usual. Para tal, este princípio afirma que a tensão ou deslocamento finais podem ser calculados a partir das tensões e deslocamentos de cada componente de carga calculado independentemente dos demais componentes. Com isso, basta apenas uma soma algébrica para encontrar a solução da combinação de todos os componentes, conforme explica Hibbeler (2010). Neste princípio, unificam-se as diferentes formas de interação entre as cargas. Assim, pode-se obter os componentes de tensão normal e de cisalhamento atuantes no elemento.

Segundo o mesmo autor, existem condições que as cargas devem atender para que o princípio da superposição seja válido:

- a) A carga deve relacionar-se linearmente com a tensão ou deslocamento correspondente;
- b) A carga não pode mudar significativamente a geometria ou a configuração original do elemento;
- c) Supõe-se que o material em questão seja homogêneo e comporte-se de maneira linear-elástica.

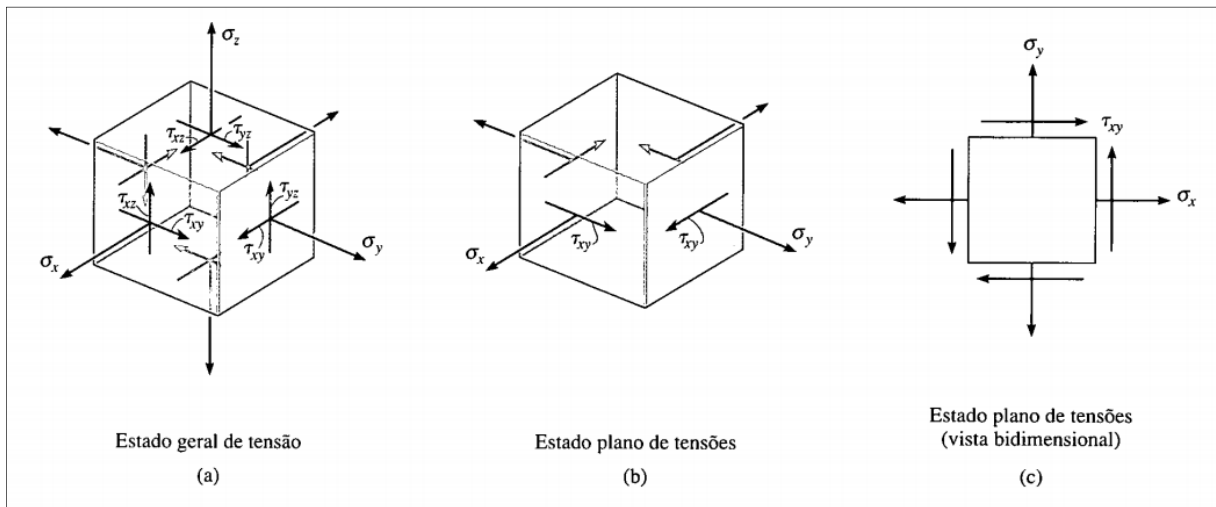
Para a aplicação com tensões, é importante determinar as tensões normal e de cisalhamento para cada carga e após pode-se utilizar do princípio da superposição para calcular as tensões resultantes.

2.3.4. Estados de tensão

A realização e desenvolvimento de projetos de engenharia envolvem a determinação de tensões e deformações em um certo material. Segundo BEER *et al* (2009) apenas seis componentes são necessários para definir a condição de tensão em um dado ponto, este estado é conhecido como estado tri axial, ou geral, de tensões.

De acordo com Hibbeler (2004) na prática da engenharia este estado de tensão não é encontrado com frequência e por isso simplifica-se o contexto de estudo e projeto para um plano, ao invés do espaço. Devido ao fato de que o estado plano de tensões é a configuração de carregamento mais encontrado, as tensões se resumem em dois componentes normais às superfícies, aqui denominadas σ_x e σ_y , e um componente cisalhante τ_{xy} , conforme ilustrado na Figura 2.

Figura 2 – Elementos de tensões



Fonte: Hibbeler (2004)

Para determinar as tensões máximas e mínimas, tanto normais quanto cisalhantes, que estão sendo aplicadas no material, é necessário que seja identificada a orientação do plano onde estas tensões atuam. Para tal foram desenvolvidas equações (3) e (4):

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2} \quad (3)$$

$$\tau_{m\acute{a}x} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2} \quad (4)$$

Com a equação (3) encontra-se as tensões principais mínima e máxima, as quais são apenas tensões de tração ou compressão. Já na equação (4) encontra-se a tensão máxima de cisalhamento, que é a maior tensão cisalhante encontrada no respectivo plano.

2.4. CRITÉRIO DE FALHAS

Sabendo que os materiais metálicos e compósitos possuem características interessantes para serem aplicados no projeto de um trem de pouso, esses materiais serão contemplados para levantamento do critério de falha.

2.4.1. Critérios de falha para materiais dúcteis

Segundo Norton (2011) os materiais dúcteis tais como aço e alumínio falham se tensionados acima do seu limite de resistência a tração, em casos estáticos. Porém considera-se como falha quando alcançam seu limite de tensão ao escoamento. Para isso foram levantadas várias teorias, dentre as quais, serão apresentadas as principais.

2.4.1.1. Tensão equivalente de von Mises

Devido a necessidade de poder comparar resultados de ensaios mecânicos com o que acontece corriqueiramente, foi criado um método para combinar as tensões cisalhantes e tensões multiaxiais de forma a obter resultados equivalentes ao dos ensaios de laboratório, este método é a tensão equivalente de Von Mises. Esta tensão é definida como “*a tensão de tração uniaxial que criaria a mesma energia de distorção que é criada pela combinação atual das tensões aplicadas*”, como explica Norton (2004). Para o caso tridimensional, ela é expressa pela equação (5):

$$\sigma' = \sqrt{\frac{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + (\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)}{2}} \quad (5)$$

2.4.1.2. Teoria da máxima tensão cisalhante

De acordo com Norton (2011) a tensão cisalhante tem um fator relevante no desenvolvimento da abordagem de Von Mises na análise de falhas de materiais dúcteis. A teoria da máxima tensão cisalhante declara que “*a falha ocorre quando a máxima tensão cisalhante em uma peça exceder a tensão cisalhante em uma amostra em escoamento*”, segundo o mesmo autor. Para tal, determinou-se que a resistência ao cisalhamento de um material dúctil se dá conforme a equação (6).

$$S_{ys} = 0,50S_y \quad (6)$$

2.5. MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

Nesta seção será discutido o Método dos Elementos Finitos (MEF). Em um primeiro momento serão apresentados definições e conceitos básico do método em si, embora algumas etapas pertençam à construção do método e não serão aplicadas diretamente neste estudo.

Segundo Alves Filho (2012) as teorias clássicas tais como resistência dos materiais, teoria de vigas, teoria matemática da elasticidade, entre outras apresentam resultados exatos para determinadas situações que podem ser utilizadas satisfatoriamente em um amplo leque de aplicações. Entretanto a maioria das estruturas que possuem utilidade prática possuem formas complexas, as quais, se forem simplificadas para alguma das teorias clássicas, podem apresentar comportamentos divergentes dos alcançados através dos cálculos. Dessa forma, torna-se evidente a necessidade de um modelo de cálculo onde seja possível obter respostas aproximadas e que, além disso, possa ser aplicado em qualquer estrutura, independentemente de sua forma. Para tal, foi desenvolvido o Método dos Elementos Finitos, visando solucionar estes problemas estruturais que a mecânica clássica não apresenta solução exata.

Fish e Belytschko (2007) definem o MEF como uma abordagem numérica para solução de equações diferenciais parciais que descrevem muitos fenômenos físicos no campo da engenharia. Este método apresenta soluções aproximadas para diversos problemas da engenharia, tais como análise de tensões, transferência de calor, fluxo de fluidos, entre outros através de simulação computacional. De uma maneira geral, a ideia principal do MEF é dividir o objeto de estudo em elementos – devido estarem dentro de um domínio finito, são chamados elementos finitos – conectados por nós e obter uma solução aproximada para cada elemento. O conjunto de elementos e nós é chamado de malha. Ainda segundo os autores, o MEF possui aplicações muito abrangentes, desde simulação do funcionamento de uma prótese polimérica para substituição de uma válvula cardíaca, passando por análise de colisão entre automóveis até simulação térmica em circuitos eletrônicos.

A partir do momento que o MEF foi incorporado em algoritmos computacionais na década de 1960, houve uma rápida disseminação do programa entre empresas, laboratórios e universidades. Essa disseminação ajudou a desenvolver a indústria aeroespacial, automotiva e nuclear. Sua aplicação revolucionou a maneira de como as indústrias desenvolvem produtos, uma vez que não é mais necessário realizar quantidades significativas de testes físicos para

analisar os resultados. Isso diminuiu drasticamente o tempo e o custo de desenvolvimento de novos produtos, como é mostrado por Fish e Belytschko (2007).

Para Castro Sobrinho (2006) o método dos elementos finitos consiste na divisão de um domínio, onde é definido um dado problema para domínios menores. A solução para os domínios menores é a interpolação das soluções dos valores do contorno. Dessa forma é obtido um modelo matemático que forma um conjunto de equações cujas incógnitas são os valores das soluções dos contornos das várias subdivisões. O autor também informa que o MEF é geralmente atribuído a problemas estruturais, mas sua aplicação abrange as áreas de transferência de calor, mecânica dos fluídos, dinâmica, entre outras.

O MEF pode ser resumido em seis passos, conforme Bhatti (2005):

- a) Desenvolvimento das equações dos elementos;
- b) Discretização do domínio da solução em uma malha de elementos finitos;
- c) Montagem das equações do elemento;
- d) Introdução das condições de contorno;
- e) Solução para as incógnitas nodais;
- f) Cálculo da solução e quantidades relacionadas para cada elemento.

Divido a ampla utilização do MEF, apenas serão abordadas características que envolvem a análise estrutural.

2.5.1. Discretização e equações dos elementos

Discretização consiste na subdivisão do domínio em elementos finitos. Uma vez que cada elemento cobre uma parte do domínio, o resultado final resulta da soma dos resultados de cada elemento.

De acordo com Bhatti (2005) um passo importante na derivação das equações de elementos é a suposição quanto às soluções das equações que governam o elemento. Para os elementos que suas soluções são incógnitas, dá-se o nome de *nó*. E para as incógnitas dá-se o nome de *graus de liberdade nodal*. Além disso as equações dos elementos expressam relações entre os parâmetros físicos nas equações governantes e os graus de liberdade nodais.

O autor também explica que cada situação analisada, que necessite de uma ou mais equações diferenciais, requer um conjunto de equações de elementos. Essas equações determinam as características e forma de cada elemento, que por sua vez podem assumir formas

diferentes. Tais formas são provenientes de equações lineares, polinômios e interpolações. A única restrição para a escolha da forma é que a forma do elemento resultante possa carregar as diferenciações e integrações para o elemento. A forma dos elementos pode ser uni-, bi- ou tridimensionais.

2.5.1.1. Formas forte e fraca (*Strong and weak forms*)

As formas forte e fraca, de acordo com Fish e Belytschko (2007), são equações que tornam o MEF mais desafiador intelectualmente, uma vez que fazem com que se use métodos diferenciais e integrais para a solução do problema.

Segundo os mesmos autores, a forma forte consiste basicamente nas equações governantes e as condições de contorno para um determinado sistema. Essas equações geralmente são equações diferenciais parciais. Entretanto, a forma fraca consiste nas integrais dessas equações diferenciais, as quais são essenciais para o MEF. A forma fraca é também reconhecida como Princípio do Trabalho Virtual (PTV).

2.5.1.2. Possíveis erros causados pela Discretização

Segundo Kurowski (2004) diversos tipos de erros ocorrem em análises de MEF, entretanto apenas erros de discretização são específicos deste método e apenas este tipo de erro pode ser controlado por ferramentas de MEF.

Alguns erros podem ser evitados pelo correto dimensionamento do tamanho dos elementos, selecionando a ordem do polinômio que caracteriza o elemento e por evitar a singularidade (que é a situação onde se alcança valores muito altos de tensões e que não representam a realidade).

2.5.2. Montagem das equações de elementos

Na fase de discretização o domínio inicial foi dividido em finitas partes, agora nesta etapa é necessário uni-los novamente em ordem de obter a solução. De acordo com Bhatti (2005), para cada elemento podem-se substituir as equações de elementos finitos por valores numéricos através de fórmulas apropriadas para cada tipo de elemento. O conceito central no processo de montagem das equações é que em um nó a solução nodal é compartilhada por todos os elementos adjacentes. Deste modo, as contribuições para o respectivo grau de liberdade

devem ser acrescentadas. Para fins ilustrativos, a equação (7) demonstra um exemplo de equação de elementos para determinação de tensão ou deformação, conforme demonstra o mesmo autor:

$$\frac{EA}{L} \begin{bmatrix} l_s^2 & l_s m_s & -l_s^2 & -l_s m_s \\ l_s m_s & m_s^2 & -l_s m_s & -m_s^2 \\ -l_s^2 & -l_s m_s & l_s^2 & l_s m_s \\ -l_s m_s & -m_s^2 & l_s m_s & m_s^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ u_2 \\ v_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_{1x} \\ F_{1y} \\ F_{2x} \\ F_{2y} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

Após determinar a equação para cada elemento, congregam-se todas as equações da malha para calculá-las matricialmente. O método para a disposição dos valores dos elementos na matriz global pode ser visto em mais detalhes em Bhatti (2005, p. 21).

2.5.3. Condições de contorno e soluções nodais

De acordo com Shames (1991), as condições de contorno são condicionamentos intrínsecos da teoria das equações diferenciais parciais. São condições que restringem ou limitam o problema de forma a obter soluções únicas, desta forma obtém-se resultados propriamente relacionados aos valores das condições de contorno. De acordo com Bhatti (2005) as condições de contorno são classificadas em duas categorias: *condições de contorno naturais*, onde pode-se incluir as cargas aplicadas na superfície e *condições de contorno essenciais* onde os suportes nodais, que tornam o deslocamento nos respectivos nós nulos, estão inseridos.

As condições de contorno são muito importantes para a resolução de problemas que envolvem equações diferenciais, tanto que não deve-se assumir valores a esmo ou arbitrariamente. Caso ocorra de selecionar condições impróprias, o resultado será insignificante, como explica Shames (1991).

Após a incorporação das condições de contorno nas equações da matriz global dos elementos, calculam-se as incógnitas para cada nó. Tendo o valor das incógnitas, pode-se então calcular a solução completa para cada elemento. De uma forma geral, para aplicações estruturais calculam-se a força axial e a tensão.

2.6. DINÂMICA DO MOVIMENTO PLANO DE UM CORPO RÍGIDO

Nesta seção serão discutidos os fenômenos dinâmicos relacionados ao impacto do trem de pouso com o solo no momento da aterrissagem da aeronave. Serão considerados movimentos no plano, ou seja, bidimensionais.

2.6.1. Quantidade de movimento

De acordo com Hibbeler (2005) a quantidade de movimento é determinada a partir da soma das quantidades de movimento dos infinitos pontos constituintes do corpo rígido, conforme demonstra a equação (8).

$$\vec{L} = m\vec{v}_{CG} \quad (8)$$

2.6.2. Momento angular

De acordo com o mesmo autor, o momento angular do corpo em relação a um ponto, é o produto do momento de inércia do corpo relacionado a um eixo que passa pelo respectivo ponto e a velocidade angular do corpo, dessa forma temos:

$$\vec{H}_{CG} = I_{CG}\vec{\omega} \quad (9)$$

2.6.3. Princípio do impulso

Hibbeler (2005) ainda define impulso como sendo o somatório das forças aplicadas em um determinado corpo nos infinitos intervalos de tempo que todas as forças são aplicadas. Com isso o autor demonstra que a quantidade de movimento e o momento angular sofrem mudanças como demonstram as equações que descrevem o movimento plano:

$$m(\vec{v}_{CGx})_1 + \sum \int_{t_1}^{t_2} \vec{F}_x dt = m(\vec{v}_{CGx})_2 \quad (10)$$

$$m(\vec{v}_{CGy})_1 + \sum \int_{t_1}^{t_2} \vec{F}_y dt = m(\vec{v}_{CGy})_2 \quad (11)$$

$$I_{CG}\vec{\omega}_1 + \sum \int_{t_1}^{t_2} \vec{M}_{CG} dt = I_{CG}\vec{\omega}_2 \quad (12)$$

2.7. NORMAS APLICADAS AO AERODESIGN

Nesta seção serão abordados os aspectos que tangem às normas de construção de aeronaves e da competição. Como norma de projeto e teste será estudada a norma da Federal Aviation Regulations seção 23 (FAR 23) além da norma da competição SAE Aerodesign 2014.

2.7.1. FAR 23

A norma FAR 23 determina as condições de carregamento no solo em condições de equilíbrio estático. Com o intuito de manter as informações mais fiéis possível com a norma, somente nesta seção será utilizado o sistema imperial (libra e polegada) de medidas ao invés do sistema internacional. Para tal, algumas condições são especificadas pela norma:

- a) O peso de aterrissagem de projeto deve ser o peso máximo de decolagem menos 25% do combustível;
- b) O limite vertical do fator de carga inercial não pode ser maior que o obtido com uma velocidade de queda numa velocidade representada pela equação (13);

$$\vartheta_v = 4,4 \left(\frac{W}{S} \right)^{1/4} \quad (13)$$

Onde: W é o peso da aeronave e S é a área projetada das asas.

- c) A sustentação da asa não deve passar de 2/3 do peso da aeronave;
- d) O fator de carga inercial não pode ser menor que 2,67, nem o fator de carga no solo ser menor de 2,0.

Para condições de cargas laterais:

- e) O limite do fator de carga vertical deve ser 1,33 com a carga vertical dividida entre as rodas principais;
- f) O fator de inércia lateral deve ser 0,88, sendo dividido 0,55 W no lado interno e 0,33 W no lado externo.

Para teste do trem de pouso:

- g) Os testes devem ser feitos com a aeronave completa e o teste de queda livre deve ser de uma altura h calculada em polegadas pela equação (14), contanto que esteja entre 9,2 e 18,7 polegadas:

$$h = 3,6 \left(\frac{W}{S} \right)^{1/2} \quad (14)$$

- h) Caso haja interferência das asas, é necessário adicionar um peso efetivo que é calculado pela equação (15):

$$W_e = W_M \frac{[h+(1-L)d]}{(h+d)} \quad (15)$$

Onde: W_e é o peso efetivo, W_M é o peso medido no trem de pouso principal sem que o trem sob o nariz esteja no solo, h é a altura de queda, d é a deflexão do pneu no momento do impacto com o solo e L é a razão entre a sustentação e o peso da aeronave (que não deve ser maior que 0,667).

- i) O fator de carga inercial deve ser calculado segundo a equação (16).

$$n = n_j \frac{W_e}{W} + L \quad (16)$$

Onde: n_j é o fator de aceleração em G's mais 1.

2.7.2. SAE BRASIL AERODESIGN 2014

A norma não possui nenhum requisito específico para o dimensionamento do trem de pouso da aeronave, no entanto, há uma restrição no peso total da aeronave, que foi estipulada em 20 kg. Outro requisito é que a aeronave precisa estar em condições de decolar no momento do pouso, ou seja, quando a aeronave pousa, sua estrutura e componentes devem estar em condições de levantar voo imediatamente após a aterrissagem. Dessa forma, ter uma estrutura resistente é de vital importância.

3. OBJETO DE ESTUDO

Este capítulo visa o estudo e esclarecimento mais detalhado sobre a aeronave em estudo e suas partes funcionais.

3.1. A AERONAVE

A aeronave em questão é um veículo aéreo não tripulado (VANT), a qual é controlada remotamente via rádio controle. Esta aeronave é o modelo 2014 da equipe Aerosul da Universidade de Caxias do Sul, a qual irá participar da competição AeroDesign SAE BRASIL.2014 A função principal desta aeronave é transportar carga em via aérea, sendo limitada em um peso bruto total de 20 kg (carga, peso da aeronave e combustível). Sua forma construtiva se assemelha a uma aeronave comercial, tendo quase todas as partes que as aeronaves comerciais possuem. Para melhor apresentar as características da aeronave, ela foi dividida em seis conjuntos que possuem características específicas e participam de maneira peculiar no desempenho da aeronave. Na Figura 3 são mostrados os principais elementos da aeronave.

Figura 3 – Elementos estruturais da aeronave



FONTE: Adaptado de Equipe Aerosul (2014)

3.1.1. Asa

As asas, de acordo com Miranda (2010) são as superfícies sustentadoras que estão unidas a cada lado da fuselagem e são responsáveis pela maior parte da sustentação da aeronave,

na Figura 3 ela é apontada pelo número 1. É na asa que os perfis aerodinâmicos, ou nervuras, são dispostos afim de que haja a melhor configuração de forças para a sustentação da aeronave. A geometria escolhida para a asa foi a de geometria mista, que é o meio termo entre a geometria retangular e trapezoidal. Essa forma é muito utilizada por ser mais fácil de ser construída que uma asa elíptica (asa que possui a maior eficiência), sem ficar distante de sua eficiência. Nas asas também se encontram os *ailerons* e os *flapes*. Os *ailerons* são superfícies de controle que modificam a força de sustentação na asa com a finalidade de girá-la ao longo do eixo da fuselagem. Os *flapes* são elementos de hipersustentação, os quais auxiliam no aumento de sustentação da aeronave, são utilizados no pouso e em situações de baixa sustentação.

3.1.2. Lança de cauda

A lança de cauda é o elemento que liga a empenagem à fuselagem representado pelo índice 2. Esse elemento deve suportar as cargas e momentos tendo mínima deformação para que não interfira nos controles da aeronave. Em aeronaves comerciais esse elemento não existe devido a empenagem ser ligada diretamente à fuselagem.

3.1.3. Fuselagem

A fuselagem é representada na Figura 3 pelo índice 3, este elemento é onde ficam alojadas as cargas da aeronave e também é a ligação entre os demais elementos constituintes da aeronave. Para o modelo 2014 a equipe escolheu ter uma estrutura que assemelha-se a uma estrutura monocoque – onde a carga é sustentada por estruturas conhecidas como cavernas, a diferença é que essa aeronave possui uma caverna longitudinal ao invés de transversal, como essa forma de fuselagem é mais encontrada.

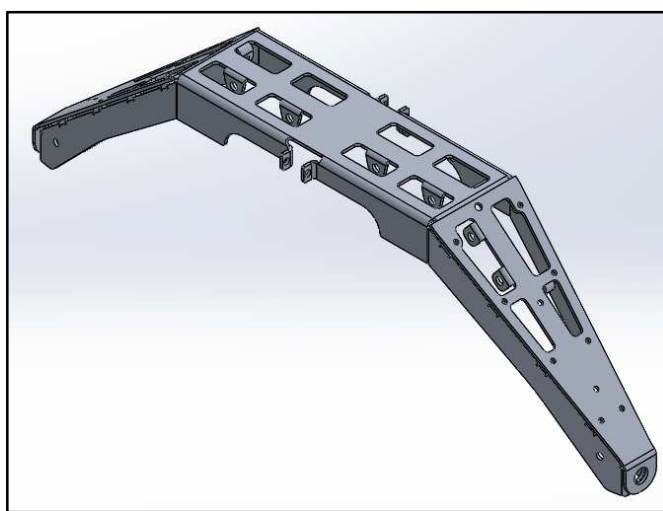
3.1.4. Trem de pouso principal

Este é o conjunto que é responsável pelo desempenho da aeronave durante o taxiamento, decolagem e pouso. É também o responsável por atenuar vibrações da pista enquanto que a aeronave se desloca no solo e por absorver o impacto no momento do pouso. Sua construção deve ser de tal forma que absorva a maior quantidade de energia possível, evitando assim a transferência de carga para a fuselagem – fazendo com que a fuselagem possa

ser menos resistente e conseqüentemente mais leve. Na Figura 3, este conjunto é representado pelo índice 4.

No atual modelo, que pode ser visto na Figura 4, o trem de pouso consiste em uma peça sólida em alumínio. Porém, observou-se durante um teste de voo a necessidade de reforço dessa estrutura, assim duas peças passaram a compor o trem de pouso principal.

Figura 4 – Trem de pouso atual



Fonte: Adaptado de Equipe Aerosul (2014)

3.1.5. Trem de pouso frontal

Este elemento possui a função de direcionar a aeronave durante o movimento em solo. É controlado por servo-motores afim de que a aeronave seja conduzida conforme os comandos do piloto. Este componente absorve uma pequena parte do impacto da aeronave com o solo. Na Figura 5, este conjunto é representado pelo índice 5.

3.1.6. Empenagem

Este conjunto é formado, na sua parte horizontal pelo profundor e pelo estabilizador horizontal (que neste modelo é uma peça única) e na sua parte vertical pelo leme de direção e estabilizador vertical. Este conjunto é responsável pela estabilidade da aeronave durante o voo, pelo seu direcionamento e manobrabilidade da aeronave. Neste modelo, ela se encontra em um nível acima da asa da aeronave para que possa receber um fluxo de ar “limpo” e assim ter maior

eficiência nas manobras. Este conjunto, assim como as outras superfícies de controle são acionadas por servo-motores. Na Figura 3, este conjunto é representado pelo índice 6.

4. METODOLOGIA

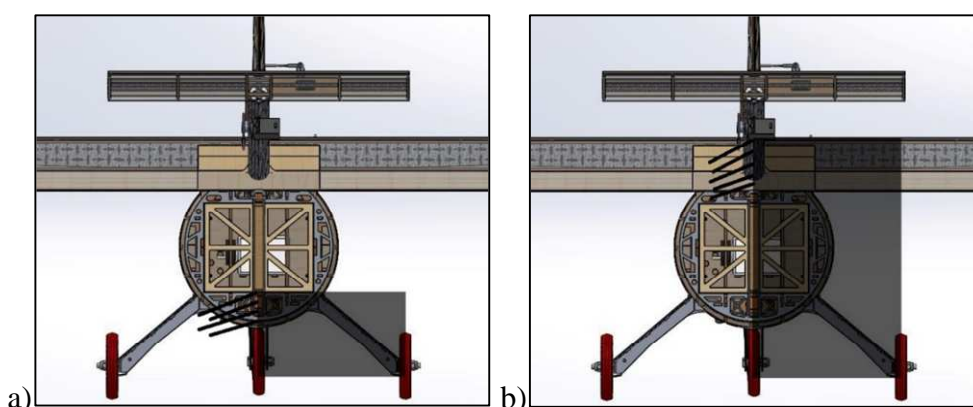
Esta seção apresenta o relato das atividades realizadas para se chegar nos resultados finais. Estas atividades seguiram o que foi proposto na fase de planejamento, contudo devido a algumas limitações, alguns parâmetros foram alterados. Além disso, são apresentados os dados referentes aos materiais utilizados nas análises.

4.1. METODOLOGIA

Inicialmente foram levantadas as informações dos pontos espaciais onde se aplicam as cargas no trem de pouso. Os pontos utilizados foram os calculados pela equipe Aerosul para a aeronave do ano 2014. Preferiu-se utilizar os mesmos valores para fins de se obter uma comparação mais acurada e, a partir dali, compreender a influência das modificações. Com os valores em mão, foi adaptado o algoritmo de Sigmund (2011) para chegar em uma geometria otimizada topologicamente. Optou-se por aproximar o tamanho do domínio para obter mais agilidade no processamento do algoritmo e nas análises de elementos finitos.

Após a análise da configuração semelhante à configuração atual, foi também analisado outro domínio, dessa forma a primeira configuração compreende as dimensões do atual trem de pouso e a outra variando somente a altura, que foi considerada a altura até a asa.

Figura 5 – Domínios para otimização – vista posterior da aeronave



Fonte: Adaptado de Equipe Aerosul (2014)

Na Figura 5 é possível ver os domínios utilizados para a otimização topológica. Para este estudo será considerado apenas a metade do trem de pouso, pois como é um elemento

simétrico geometricamente e estruturalmente escolheu-se em apenas utilizar metade para facilitar a programação e diminuir os tempos de simulação computacional.

No primeiro domínio (a), foi utilizada a área equivalente às dimensões existentes na geometria do atual trem de pouso. Isso significa que foi considerada a ligação da fuselagem com o trem de pouso no mesmo local e com a mesma configuração utilizada pela equipe Aerosul. Essa ligação consiste em unir o trem de pouso pela parte inferior da fuselagem, fazendo com que todo o peso da aeronave seja distribuído em uma pequena área de contato. Neste caso, foi considerado como pontos de engaste a dimensão equivalente da seção transversal do atual trem de pouso, isso possibilitaria ao trem de pouso se movimentar verticalmente.

Já no segundo caso (b), foi considerado um domínio maior, onde apenas a altura do domínio varia – sendo agora até a altura da asa. Isso proporciona a possibilidade de usar o trem de pouso como meio estrutural para a fuselagem e também para parte da asa. Dessa forma as cargas residuais da aterrissagem serão distribuídas ao longo da estrutura. Entende-se por cargas residuais as cargas provenientes da aterrissagem que não foram absorvidas pelo trem de pouso. Para este caso, foi considerado como ponto de apoio a parte superior da fuselagem (podendo se estender para a lateral da mesma) tornando o peso da fuselagem sustentado pela parte interna do trem de pouso.

Para cada configuração, foi utilizado um percentual de redução de massa. O percentual de manutenção de massa foi determinado para fixar a quantidade de massa que o algoritmo deve manter. O percentual mantido ficou na faixa de 20 a 50%, isso foi necessário para que não ficassem estruturas com grandes gradientes, ou ainda, com tons intermediários onde não deveria haver massa.

Com o domínio definido, o passo subsequente foi o de posicionar o ponto de atuação da carga. Para ambos os domínios o ponto de aplicação da carga é no ponto do canto inferior direito. Esse ponto foi escolhido devido ser o local da aplicação da força transmitida pela roda ao trem de pouso. É importante salientar que dessa forma é possível ter uma comparação mais fiel entre as configurações. O segundo domínio, ao contrário do que acontece no primeiro, está numa região que possui outros componentes. Isso implica em restringir o domínio para que respeite o espaço destinado aos componentes que não podem ser considerados parte do trem de pouso. Assim, foi retirado do domínio, por meio de uma sub-rotina no algoritmo, a área destinada a outros componentes, como por exemplo a caixa de carga.

Para a inicialização do algoritmo, foi utilizado um comando de função. Este comando inicia a função e resolve o algoritmo conforme os parâmetros indicados: top88_XX(nelx,nely,volfrac,penal,rmin). Cada parte do comando possui uma finalidade:

- a) top88_XX: é o nome do arquivo onde está escrito o algoritmo. O XX representa o número da configuração;
- b) nely: Número de elementos em y;
- c) nelx: Número de elementos em x;
- d) volfrac: Fração restante do volume do domínio;
- e) penal: índice de penalização;
- f) rmin: raio de interação entre os elementos.

Com as topologias definidas, o passo seguinte foi o de modelar computacionalmente um sólido para a análise de elementos finitos. Para a realização desta etapa, foi utilizado o programa *SolidWorks*. O método empregado foi o de importar a imagem gerada através do algoritmo de otimização para o ambiente de esboço no módulo de desenho de peças. A partir disso, foi contornado manualmente cada imagem. O sólido gerado não possui exatamente a mesma forma que o algoritmo de otimização gerou, isso se deu pelo fato de que existe um gradiente para a definição da topologia. Para cada parte de cada configuração o algoritmo apresentou um gradiente mais ou menos intenso, isso dificultou a definição da forma final pois ora era fácil a definição do contorno, ora a percepção era mais sutil. Entretanto, pode-se dizer que a modelagem reproduz a forma otimizada. Foram adicionados raios em todos os cantos, isso foi necessário para aproximar o modelo à imagem e também para eliminar cantos vivos, que por sua vez são concentradores de tensão.

A análise de elementos finitos se deu no programa *SolidWorks*, mas em seu pacote *Simulation*. Preferiu-se a utilização deste programa, pela facilidade e disponibilidade ao acesso do programa. Devido ao sólido ser gerado no próprio ambiente do programa, o pré-processamento foi muito simples, apenas definir o ponto de engaste, o ponto de aplicação da força e gerar a malha de elementos. Foi determinado, para todas as configurações a mesma face como ponto de engaste, a face da espessura localizada na parte superior do lado esquerdo. Para a análise estática de tensões, a linha de aplicação da força é a linha tangente à face inferior e o raio da ponta inferior direita, essa força tem como direção o eixo Y positivo. Já para a análise de vibrações, somente foi utilizado o ponto de engaste na peça.

4.2. ANÁLISE DINÂMICA

A equipe Aerosul, em voos realizados na competição Aerodesign 2014, gravou em vídeo diversos pousos executados pelos participantes. Os vídeos gravados possibilitaram que

através do programa *Tracker Video Analysis* fossem determinadas a velocidade e aceleração da aeronave no momento do pouso. Após a obtenção dos valores de deslocamento, velocidade e aceleração verticais, estes dados foram compilados e analisados. A aceleração de pouso foi considerada como a aceleração máxima nos instantes que estão próximos à mudança abrupta da tendência de descida da aeronave. O intervalo de tempo, para o cálculo da força de impacto, foi considerado como sendo o intervalo padrão do programa de análise.

Para a vídeo análise, determinou-se uma linha vertical, a qual foi dada aproximadamente o valor real. Após foi determinado um ponto na aeronave, o qual deslocava-se da mesma forma que o centro de massa da aeronave. Com o deslocamento proporcional na imagem e o tempo do quando, é possível calcular a velocidade e a partir dali a aceleração

Para o cálculo da força de impacto (ou impulso) na aeronave, foram utilizadas as equações (8) e (11), uma vez que será desconsiderado o movimento rotacional e a aeronave será considerada um ponto com massa concentrada no seu centro de gravidade. Para fins de comparação e de não possuir os dados de outros participantes da competição, foi utilizado a massa da aeronave da equipe Aerosul como a massa de todas as amostras. A massa considerada foi a de 6,5 kg, sendo 2,5 kg da aeronave e 4 kg de carga útil. A massa da carga útil utilizada corresponde ao mínimo permitido para decolagem durante a competição. Para o cálculo da quantidade de movimento, a equação (8) foi suficiente, entretanto para a determinação da força atuante no impacto da aterrissagem da aeronave foi necessário adaptar a equação para o caso em questão. Dessa forma, a equação (11) teve de ser integrada e resultou na equação (17):

$$\vec{F}_y = \frac{L_2 - L_1}{t_2 - t_1} \quad (17)$$

Com o intuito de se ter um índice que possa caracterizar os esforços da aterrissagem independente da massa ou da configuração da aeronave, foi utilizada a equação (18).

$$i = \frac{\vec{F}_y \cdot g}{m} \quad (18)$$

Esta equação origina um índice de impacto, um valor adimensional que explicita quantas vezes maior (ou menor) é a força de impacto aplicada no trem de pouso com relação à massa da aeronave.

5. RESULTADOS OBTIDOS

Neste capítulo serão apresentados os resultados obtidos durante todo o desenvolvimento do projeto. Primeiramente serão dispostos os resultados do algoritmo de otimização, juntamente com a configuração proposta para cada caso. Após serão mostradas as configurações modeladas como sólidos e a análise de elementos finitos. Por fim serão mostrados os dados cinemáticos e dinâmicos, tais como velocidade, aceleração e forças encontrados juntamente com os cálculos desenvolvidos.

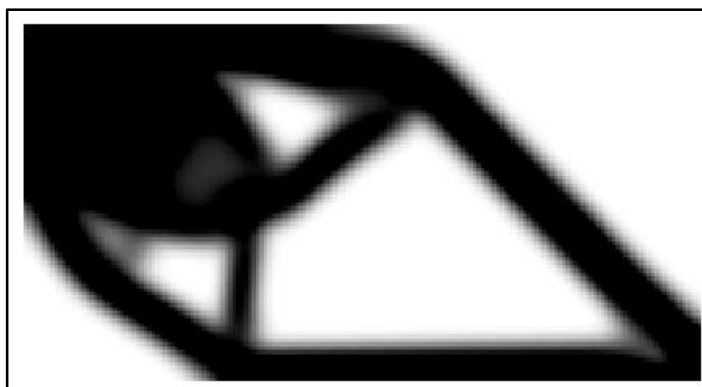
5.1. ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO

O algoritmo de otimização de Sigmund (2001) foi adaptado para um domínio que representasse a área da qual poderia ser alocado o trem de pouso na aeronave em estudo. Para tal, foi utilizado o domínio representado na Figura 5, onde o primeiro domínio (a) representa uma área (altura x largura) de 60 x 92 mm e o segundo domínio (b) 175 x 92 mm. Utilizou-se esses domínios, pois melhor representaram as abstrações e inspirações de possibilidades de geometrias para o trem de pouso. Devido a algumas restrições ocorridas durante as análises, o volume residual final varia em algumas configurações, porém esse detalhe será melhor descrito no relato de cada configuração.

A primeira configuração está ilustrada na Figura 6, a qual teve o domínio todo, neste caso 60 x 92 mm, para ser incorporado pelo algoritmo. É importante salientar que este algoritmo considera como uma área que necessita de mais material quanto mais escuro for o pixel, consequentemente as regiões brancas são as regiões “vazias” ou sem material. Nesta figura, é possível observar que o canto superior esquerdo, que é o canto onde o domínio possui o engaste, está densamente escura, isso significa que nessa região é importantíssima a existência de material. Partindo desta região densa, percebe-se uma semelhança com uma treliça mostrando, de forma evidente, as regiões vazias no canto superior direito, inferior esquerdo e região central da configuração. Na região do quadrante superior esquerdo é possível notar que existem regiões vazias, mas divididas do “vazio principal” – localizado mais à direita. Essas regiões mostram que a massa existente pouco antes do início do último elemento entre o engaste e o ponto de atuação da força, não realiza esforço significativo, o que se repete com o lado oposto. Observa-se também que existe uma região intermediária entre essas duas regiões secundárias. Ali percebe-se que o material não sofre grandes esforços, mas mesmo assim é exigido. Nesta

primeira configuração, definiu-se manter 50% do volume inicial do domínio, isso significa que, de toda a área existente no início do algoritmo, apenas metade restou.

Figura 6 – Primeira configuração otimizada



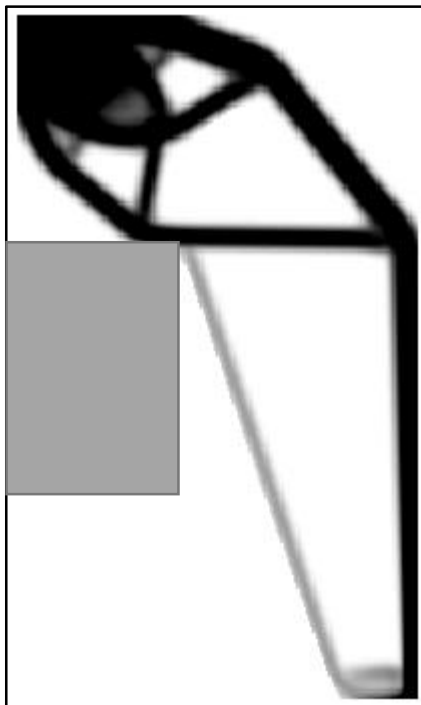
Fonte: AUTOR (2014)

Outra configuração testada é a apresentada na Figura 7. Nesta configuração foi utilizado o domínio ilustrado na Figura 3b com uma restrição (campo onde o algoritmo é forçado a manter uma área vazia) retangular na parte central do lado esquerdo representando o espaço ocupado pela caixa de carga. A ideia desta configuração foi poder utilizar o espaço sobre e ao redor da fuselagem como parte do trem de pouso. Isso faria com que a fuselagem não necessitasse ser reforçada estruturalmente, pois não haveriam esforços nela. Outro ponto levantado foi o de usar parte da estrutura da asa como fixação do trem de pouso, de modo a deixar a aeronave mais próxima do chão.

Aqui se percebe a repetição da estrutura da primeira configuração otimizada mostrada na Figura 6, porém com duas extensões, uma partindo da extremidade direita e outra do canto superior direito da restrição do volume da caixa de carga. O elemento vertical faz com que a carga seja transferida para um ponto equivalente ao ponto de aplicação de carga na primeira configuração, além de que o outro elemento não realiza muitos esforços, constatando-se pela tonalidade clara do elemento. Ambas extensões se direcionam para o ponto de aplicação da carga. Observa-se também que o elemento que chega no ponto de aplicação de carga pela esquerda não chega diretamente sobre o ponto, como ocorre com o elemento vertical situado na direita. Isso faz com que haja um momento na extremidade do elemento à esquerda mas que é atenuado pela carga compressiva no elemento vertical. Para esta configuração, escolheu-se retirar 50% do volume da peça contabilizando a restrição pelo volume da caixa de carga. Esta

configuração tem uma pequena aresta de engaste, assim como a configuração anterior que é equivalente à altura da seção transversal no plano de simetria do trem de pouso atual.

Figura 7 – Segunda configuração otimizada

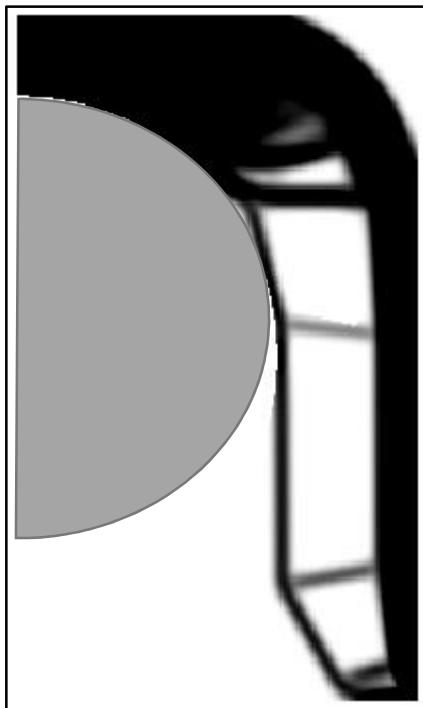


Fonte: AUTOR (2014)

Da mesma forma que na configuração anterior, a terceira configuração também foi construída no domínio de maior altura. Entretanto escolheu-se utilizar como restrição de volume a própria fuselagem. Essa configuração atenta para a possibilidade de ter um trem de pouso ao redor da fuselagem, o que permitiria a troca da fuselagem sem a troca do trem de pouso e também sua independência estrutural. A configuração anterior adentraria a estrutura da aeronave e também parte da asa, para depois partir em direção à roda, neste caso o trem de pouso participa da estrutura da asa, principalmente sobre a fuselagem. A Figura 8 ilustra os resultados obtidos para esta configuração. Esta configuração assemelha-se com a segunda configuração apenas no que diz respeito aos elementos que se direcionam para o ponto de aplicação da carga no ponto direito inferior e nos elementos transversais que unem os elementos principais. Pode-se observar também que existe uma grande densidade na parte superior, embora o engaste não seja maior que os outros, neste caso a parte densa se estende mais. É possível perceber que no canto superior direito não há a necessidade de massa, pelo canto arredondado no quadrante do mesmo ponto. É possível também distinguir claramente o contorno arredondado da fuselagem. Outra peculiaridade desta configuração são os elementos que ligam os dois elementos verticais,

isso mostra a interdependência desses elementos e a impossibilidade de ignorar qualquer um deles.

Figura 8 – Terceira configuração otimizada



Fonte: AUTOR (2014)

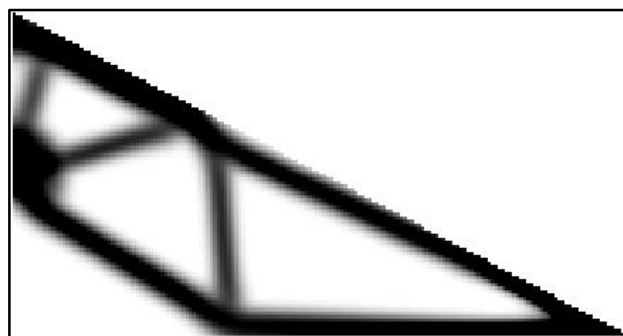
Na quarta configuração, foi determinado um domínio derivado do domínio da Figura 5a. Este domínio foi dividido ao meio, mantendo a área que fica sob a linha que parte do ponto superior esquerdo até o ponto inferior direito, formando um triângulo retângulo e possuindo a metade de sua área original. Preferiu-se criar esta restrição de domínio a fim de emular o domínio de uma suspensão *trailing-arm*. Esse tipo de suspensão é utilizado em veículos leves terrestres, tais como carros.

O trem de pouso derivado desta configuração foi inicialmente pensado para ser utilizado como a suspensão *trailing-arm*, ou seja, onde os braços do trem de pouso seriam paralelos entre si e ao plano vertical no sentido longitudinal da fuselagem. Isso seria perpendicular ao que se tem no momento. Por isso, optou-se em manter as medidas de altura e largura do domínio padronizado. Isso também proporciona uma comparação mais fiel ao que essa configuração possui de comportamento característico em relação às demais configurações.

Na Figura 9, pode-se observar claramente a semelhança entre o resultado obtido pelo algoritmo e uma treliça, ao contrário do que ocorre em outras configurações, onde existe apenas uma semelhança superficial. Chama também a atenção o fato de que no canto inferior esquerdo

não existe massa. Isso indica que nessa região não existem esforços e que, portanto, não é necessário tê-la na configuração. Outra particularidade desta configuração é o fato de que a região de maior densidade de pontos não é o canto superior esquerdo, mas sim um ponto localizado no meio horizontal do domínio na lateral esquerda. Essa geometria proporciona que o ponto de engaste que fica no ponto superior esquerdo aumente sua aplicação de força e momento nessa estrutura. Para essa configuração foi solicitado ao algoritmo que mantivesse 20% da massa inicial do domínio. Isso se fez necessário pois o algoritmo tem que eliminar 50% devido à restrição de geometria e a restrição é considerada área de domínio, assim como as demais.

Figura 9 – Quarta configuração otimizada

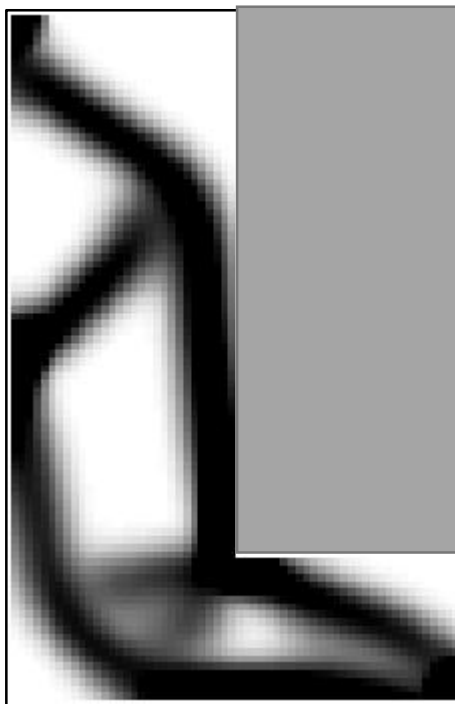


Fonte: AUTOR (2014)

A última configuração gerada foi uma configuração que utilizou o domínio apresentado na Figura 5b. Para esta configuração pensou-se em reproduzir a geometria encontrada em próteses de pernas humanas. Entretanto, esse domínio foi limitado apenas por um retângulo que ocupa o quadrante superior direito e parte do inferior direito, assemelhando-se mais à geometria de uma letra “L” do que à prótese propriamente dita.

Esta configuração difere das demais pelo fato de que não possui pontos de concentração de massa. O algoritmo distribuiu a massa, praticamente, de forma igualitária por todo o contorno gerado. Isso mostra que a distribuição de tensões na estrutura é, de certa forma, constante em todo o contorno. Outra peculiaridade desta configuração é que o ponto de engaste na estrutura se dá em dois locais: no canto superior esquerdo e em um ponto localizado mais abaixo, distante aproximadamente um terço da altura total. Essa configuração pode ser observada na Figura 10. Assim como na configuração anterior, foi mantido um percentual final de 20% da massa inicial do domínio.

Figura 10 – Quinta configuração otimizada



Fonte: AUTOR (2014)

Essas são as topologias geradas pelo algoritmo de otimização adaptado de Sigmund (2001). É importante ressaltar que essas topologias são inéditas e exclusivas, uma vez que os pontos de engaste, de aplicação de força e as dimensões são oriundas do projeto da equipe Aerosul. Não se pode afirmar que utilizando essas configurações em outros projetos sem adaptá-las, garantam os mesmos resultados obtidos neste trabalho.

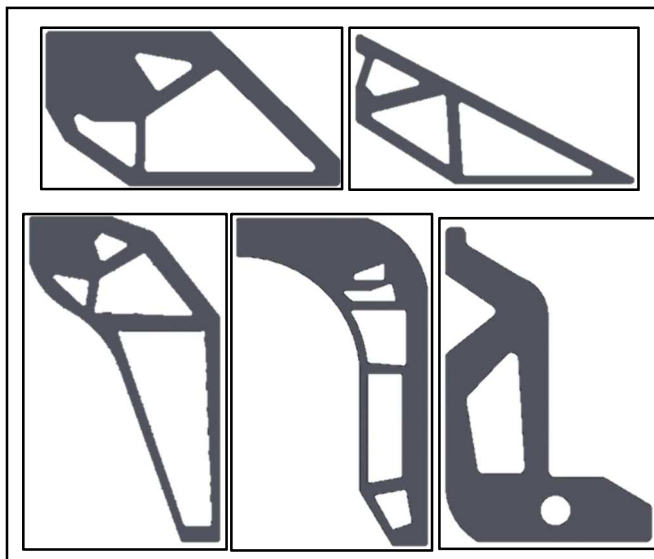
As linhas de comando e as alterações necessárias no algoritmo para se adequar à necessidade apresentada neste trabalho podem ser encontradas no APÊNDICE B.

5.2. MODELAGEM COMPUTACIONAL

Finalizada a etapa de geração das topologias das configurações, iniciou-se a etapa de modelagem dessas topologias em um software de modelamento computacional 3D. Nessa etapa as configurações geradas foram “traduzidas” para que pudessem ser utilizadas em uma análise de elementos finitos. Não foi possível ir diretamente do algoritmo de otimização para a análise pois o arquivo gerado pelo algoritmo era apenas uma imagem e para se fazer a análise é necessário se ter um arquivo compatível.

Na Figura 11 é possível observar as diferentes configurações modeladas. Entretanto, é necessário informar que devido à característica do gradiente da topologia, o sólido gerado não é exatamente como o algoritmo gerou, mas sim uma aproximação.

Figura 11 – Topologias Otimizadas 3D



Fonte: AUTOR (2014)

Além disso, através da modelagem computacional foi possível estimar a massa de cada configuração:

- a) Primeira configuração: 58 g;
- b) Segunda configuração: 117 g;
- c) Terceira configuração: 131 g;
- d) Quarta configuração: 26 g;
- e) Quinta configuração: 18 g.

Para o atual trem de pouso, a massa é de 97 g.

5.3. ANÁLISE DE ELEMENTOS FINITOS

Na análise de elementos finitos foram simuladas todas as configurações desenvolvidas. Em todas as configurações o ponto de engaste foram as superfícies verticais da face esquerda, com exceção da última configuração, a qual foi engastada apenas a face superior dentre as duas possíveis faces. As figuras de 12 a 16 apresentam os resultados obtidos. Em todas as análises manteve-se o mesmo padrão na geração das malhas e aplicação de forças, que é de 374 N na roda. Entretanto, como nesse projeto não há o furo para fixação da roda, a força foi aplicada na

tangência da face inferior com o raio onde possivelmente esteja na região da roda. Essa carga foi definida pela equipe Aerosul e seu roteiro de cálculo está apresentado no ANEXO I.

Para o presente estudo, foram considerados as configurações indicadas na Tabela 1, tendo como material a liga de alumínio Al-5052-O.

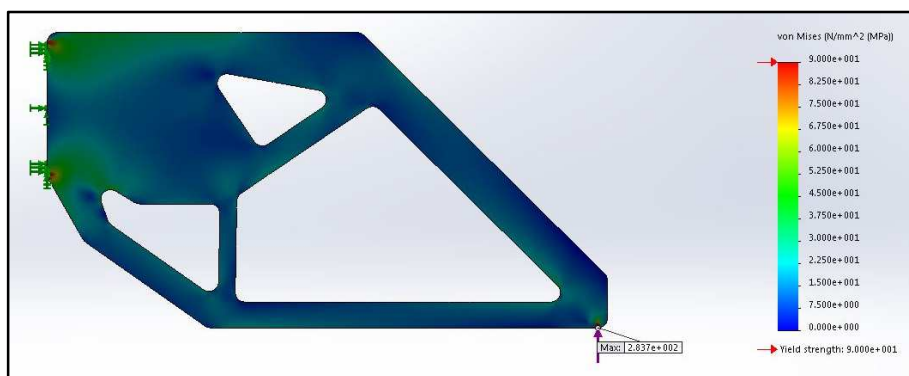
Tabela 1 - Característica dos elementos

	Número de nós	Número de elementos
Configuração 1	33017	18814
Configuração 2	16739	8112
Configuração 3	16831	8205
Configuração 4	15282	8245
Configuração 5	14175	7944

Fonte: (Autor 2014)

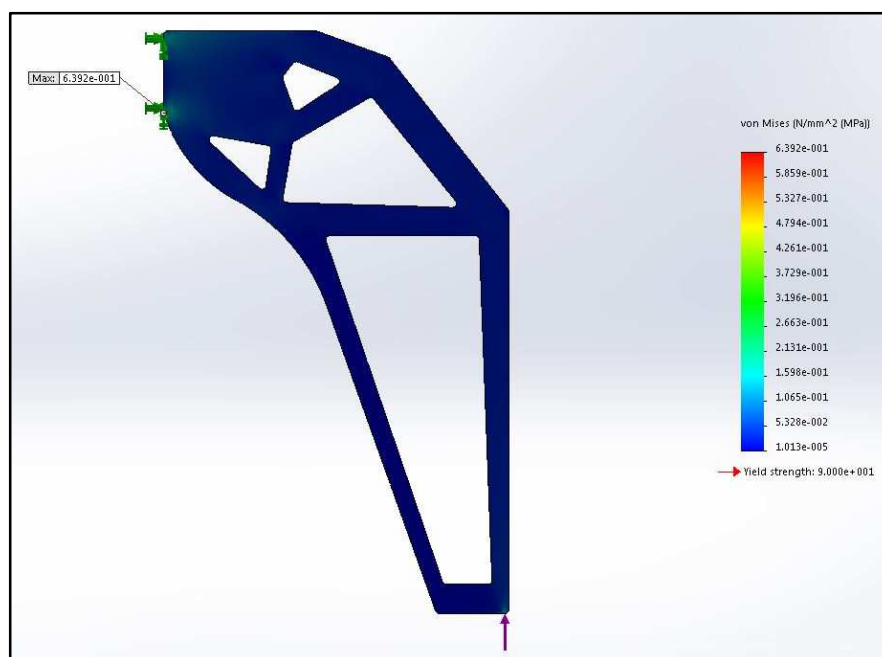
A partir dessas análises é possível perceber a homogeneidade das tensões ao longo de todo o comprimento nas configurações que utilizam o domínio mais alto. Em contrapartida, observa-se que as configurações que ficam dispostas abaixo da fuselagem possuem tensões distribuídas ao longo de toda a geometria da peça. Isso pode-se dar pelo fato de que nas configurações que possuem o domínio alto a própria peça amortize a força, devido ao seu comprimento, fazendo com que apenas o momento gerado no engaste seja percebido de maneira mais óbvia. Além disso, todas as configurações foram consideradas com 3mm de espessura nesta análise.

Figura 12 – Análise pelo MEF da primeira configuração otimizada



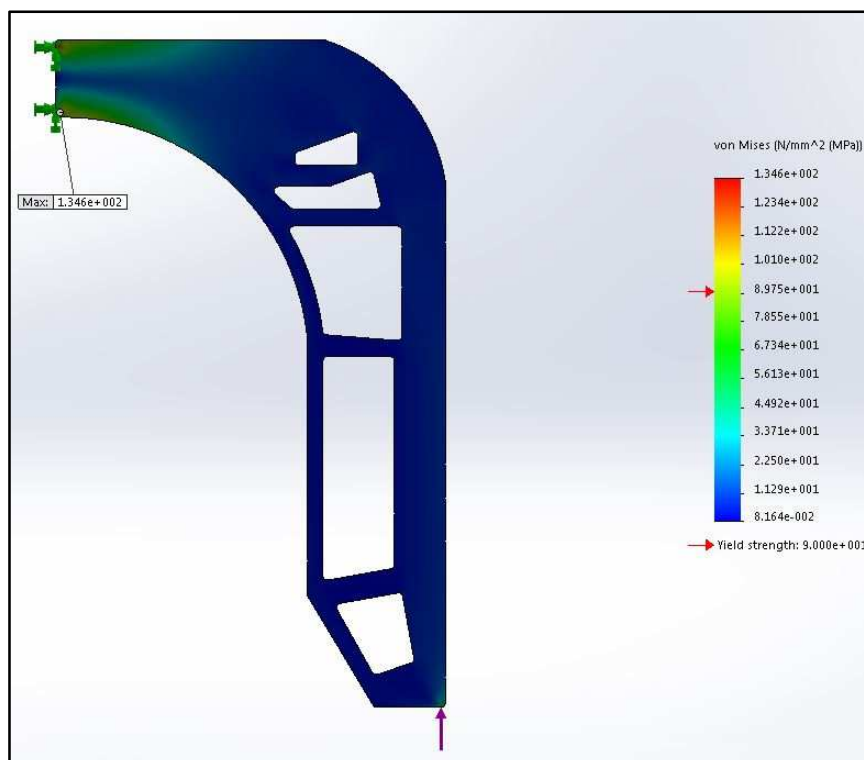
Fonte: AUTOR (2014)

Figura 13 – Análise pelo MEF da segunda configuração otimizada



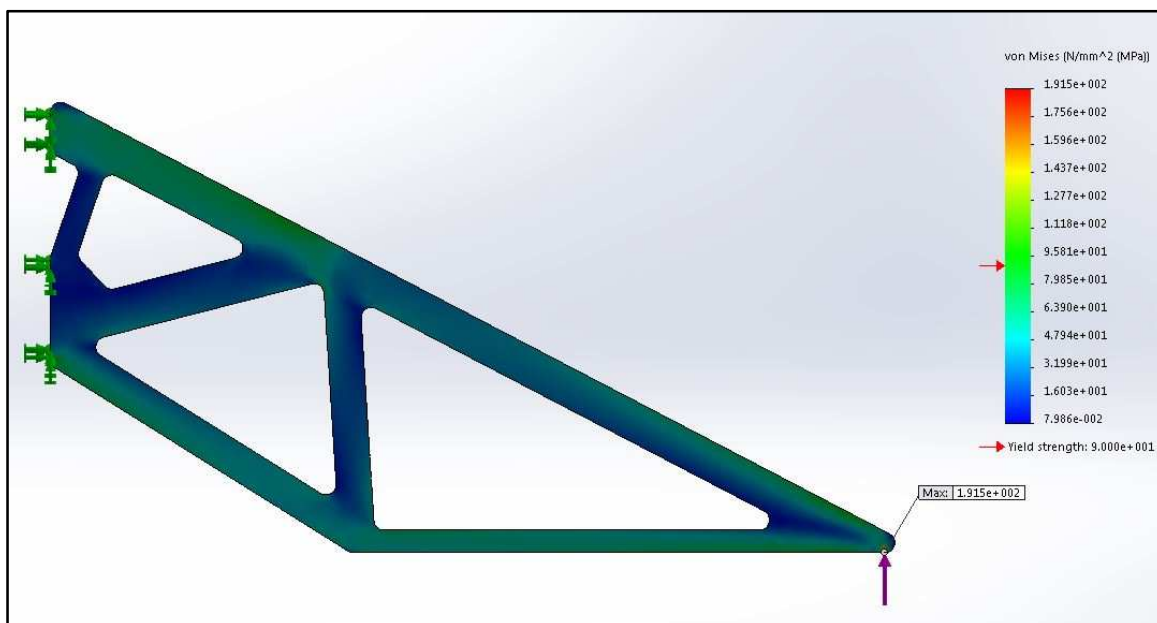
Fonte: AUTOR (2014)

Figura 14 – Análise pelo MEF da terceira configuração otimizada



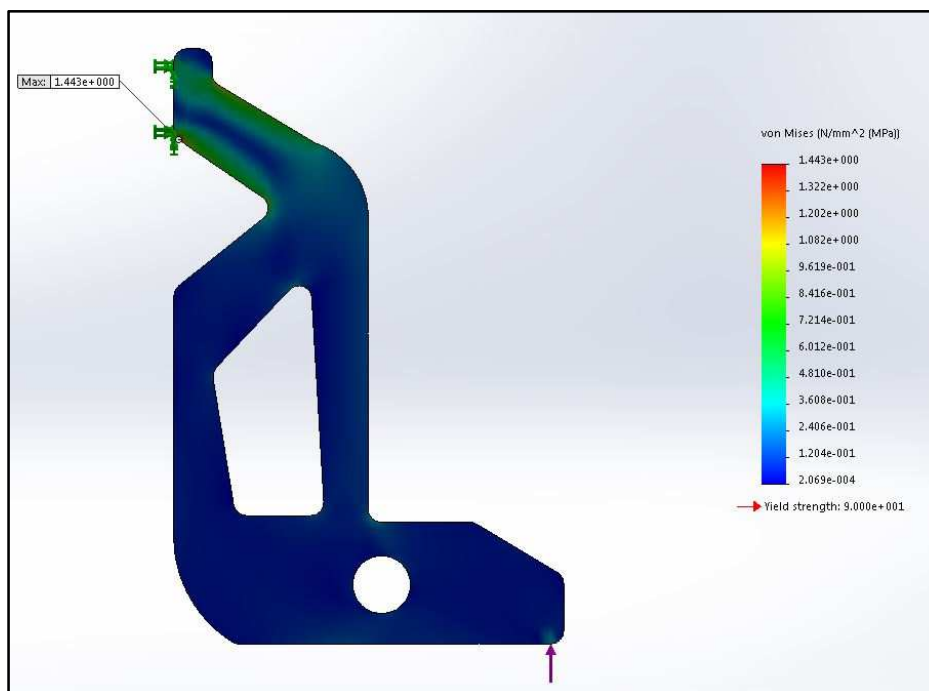
Fonte: AUTOR (2014)

Figura 15– Análise pelo MEF da quarta configuração otimizada



Fonte Autor (2014)

Figura 16– Análise pelo MEF da quinta configuração otimizada



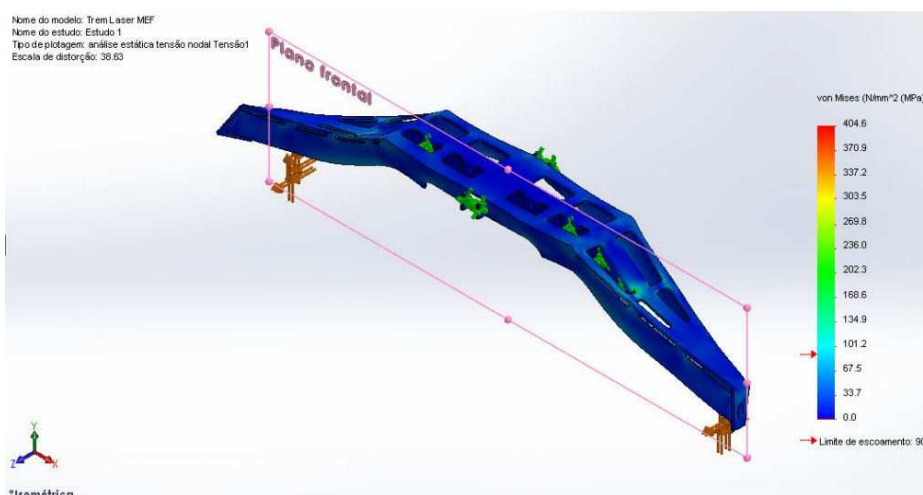
Fonte: AUTOR (2014)

O material escolhido para as análises foi a liga de alumínio 5052-O. Optou-se por esse material para fins de comparação com os resultados obtidos pela equipe Aerosul, uma vez que

este é o material utilizado no trem de pouso atual, conforme mostra a Figura 17. Este material, segundo ASM INTERNACIONAL (1985) é uma liga de alumínio com, majoritariamente, magnésio, manganês e cromo. Suas aplicações variam desde linhas de combustível de aeronaves, uso marinho e no setor de transporte. Também apresenta uma boa resistência à fadiga, boa soldabilidade, boa resistência a corrosão e moderada resistência mecânica estática. Possui um limite de escoamento a tração de 90MPa e um limite de resistência a tração de 195 MPa.

É possível observar que as configurações otimizadas 1, 3 e 4 tiveram tensões que ultrapassariam o limite de escoamento do material. E desses três casos, apenas a primeira configuração apresenta uma tensão superior ao limite de resistência do material. Entretanto, a quantidade de volume que está acima do limite de escoamento é pequena em relação ao restante. Outro motivo de resultar em tensões altas e concentradas é a possibilidade de singularidade no programa. É possível afirmar que, como a região de maior tensão é pequena, ela não influencia no comportamento do material ou a peça como um todo. Dessa forma, todas as configurações estariam aptas a serem incorporadas em uma nova aeronave.

Figura 17 – Análise pelo MEF do atual trem de pouso da equipe Aerosul



Fonte: Equipe Aerosul (2014)

No atual trem de pouso da equipe Aerosul, onde a análise MEF pode ser vista na Figura 17, é possível identificar regiões onde as tensões ultrapassam o limite de resistência ao escoamento. Entretanto, como a região afetada é pequena, assim como ocorreu nas configurações otimizadas. Nesta análise, a equipe aplicou duas forças, sendo uma delas ortogonal ao plano mostrado na figura, todavia, diferentemente da análise realizada pela equipe Aerosul, as análises realizadas neste trabalho foram realizadas apenas nas direções do plano da

geometria desenvolvida. Evitou-se o uso de componentes tridimensionais pelo fato de que o algoritmo gera um resultado bidimensional e não é possível, no formato utilizado, ter topologias tridimensionais.

5.4. ANÁLISE DE VIBRAÇÕES

Neste trabalho, foi realizado um breve estudo das frequências de ressonância de cada configuração. Foi utilizado o programa *SolidWorks* para determiná-las. O estudo das frequências de ressonância foi executado com a finalidade de descobrir as faixas de frequência que as configurações otimizadas não podem operar. Saber as frequências de ressonância, possibilita a adaptação da configuração otimizada para o perfil de pista que a aeronave percorrerá. Dessa forma evita-se de que, no momento da decolagem, o trem de pouso entre em ressonância prejudicando a estabilidade da corrida de aceleração ou ainda desviando a aeronave de sua trajetória. Em uma hipótese possível, durante o pouso, a ressonância no trem de pouso pode prejudicar a aderência das rodas à pista e conseqüentemente fazendo com que a aeronave leve mais tempo para parar. Outra hipótese é que mesmo em voo é possível do trem de pouso entrar em ressonância. Isso é possível se uma das frequências de ressonância coincida com a frequência com que o motor gira, por exemplo. Isso acarretaria em oscilações na fuselagem e dificuldades no controle da aeronave.

Tabela 2 – Frequências naturais das configurações otimizadas

Frequência natural	1 ^a configuração	2 ^a configuração	3 ^a configuração	4 ^a configuração	5 ^a configuração
1 ^a	103,3Hz	30,4 Hz	23 Hz	111,2 Hz	174,2 Hz
2 ^a	352 Hz	90,1 Hz	67,3 Hz	514,9 Hz	576,7 Hz
3 ^a	473,2 Hz	203,8 Hz	213,4 Hz	663 Hz	626 Hz
4 ^a	1051,1 Hz	256,4 Hz	249,9 Hz	1335 Hz	1441,7 Hz
5 ^a	1159,9 Hz	430 Hz	294,4 Hz	1388,4 Hz	2659,2 Hz

Fonte: Autor(2014)

Entretanto, tendo em vista a hipótese de que o tempo para que o trem de pouso entrar em ressonância seja maior que o tempo de corrida de decolagem da aeronave, a força de impacto

oriunda da rugosidade da pista pode vir a fazer com que as rodas percam o contato com o solo e conseqüentemente a perda do controle da aeronave.

As análises foram feitas da mesma forma que a análise de elementos finitos, porém sem a força atuante, apenas com o engaste. A Tabela 1 contém os valores das frequências das cinco primeiras frequências naturais de cada configuração.

5.5. ANÁLISE DINÂMICA

Os dados obtidos a partir dos vídeos das aterrissagens das aeronaves na competição SAE Aerodesign 2014 refletem a heterogeneidade dos projetos e condução das aeronaves. Foram escolhidas quatro amostras de aeronaves que, no pouso, demonstraram aproximações diferenciadas, variando de pousos suaves a pousos bruscos que chegaram a danificar a aeronave. A intenção desta análise é a de prover acelerações para o cálculo das forças atuantes no trem de pouso no momento da aterrissagem.

Na amostra 1 a aeronave desenvolve uma aproximação pouco estável, com variações bruscas de velocidade causadas por picos de aceleração. Esses picos de aceleração são oriundos, provavelmente, da aceleração do motor da aeronave comandadas pelo piloto. A exceção fica para o maior pico de aceleração causado pelo pouso. A aceleração máxima, aqui considerada como a de pouso, foi de $35,5 \text{ m/s}^2$. Além disso, o maior impacto foi de 346 N e um índice de impacto (i) de 5,4.

Na amostra 2 a aeronave também possui oscilações na aceleração e velocidade verticais. No momento do pouso observa-se que a aeronave perde um pouco de seu controle, mas mesmo assim retorna ao normal. No seu pouso, foi observado uma aceleração máxima de $12,2 \text{ m/s}^2$ com um impacto de 98 N e i de 1,5.

A aeronave da amostra 3 demonstra o pouso com maior aceleração no momento do pouso: $87,6 \text{ m/s}^2$. Isso se deu pois na aterrissagem a aeronave se aproxima em alta velocidade horizontal, oscilando suas asas e com o nariz direcionado para baixo. Essas podem ter sido as causas principais do ganho de velocidade vertical. O impacto foi muito maior do que a estrutura foi projetada para suportar, que chegou a destruir o trem de pouso e destaca-lo da fuselagem. Para este caso, o impacto foi de 640 N e i de 10.

Finalmente, a amostra 4 foi aquela com o pouso mais suave das aeronaves analisadas. Sua aproximação foi estável, com poucas oscilações das asas e da velocidade. A aeronave aproximou-se com uma velocidade média, em relação às outras análises, porém, com a

manutenção da proximidade com o solo por um período de tempo maior que os demais. Sua aceleração máxima no momento do pouso foi de $7,7 \text{ m/s}^2$ com um impacto de $56,2 \text{ N}$ e i de $0,9$.

Embora a maior parte dos valores calculados sejam de velocidades das aeronaves ainda voando, isso não impede de que velocidades assim se repitam na aterrissagem. Para isso foi escolhida a maior força como o padrão e por si só já engloba a força de impacto.

Os gráficos com os valores analisados de deslocamento, velocidade e aceleração verticais além dos gráficos do índice de impacto ao longo de todas as varreduras, encontram-se no APÊNDICE C.

6. CONCLUSÃO

Com a realização deste trabalho concluiu-se que a utilização de otimização topológica pode ajudar a desenvolver novos trens de pouso para veículos aéreos não-tripulados de maneira a atender aos requisitos de projeto e redução de massa.

O estudo realizado apresentou configurações que podem ser utilizadas na construção do trem de pouso de VANTs. As cinco configurações atendem as exigências de projeto para uma aeronave da competição Aerodesign da SAE BRASIL. Algumas configurações podem apresentar dificuldades aerodinâmicas, mas é possível adapta-los para cada caso.

Neste estudo foi possível desenvolver trens de pouso leves, chegando a configurações que pesassem 37% do peso total, isso significaria uma redução de 63% no peso do trem de pouso.

A partir deste estudo, será possível que a equipe Aerosul utilize alguns destas configurações para teste e posteriormente para a competição. Um ponto importante é que este trabalho possibilitou uma nova abordagem para a solução de problemas de projeto.

Da mesma forma, é possível seguir um roteiro que não era explorado e que agora pode ser utilizado e desenvolvido. A utilização de softwares para otimização topológica pode garantir uma utilização mais racional dos materiais.

É possível, também, contar com um índice (i) para o projeto e/ou testes estáticos, os quais possibilitariam respostas e parâmetros ainda na fase de desenvolvimento, sem precisar ter um protótipo ou ainda um produto em mãos.

Em comparação com o trem de pouso atual, todas as configurações tiveram comportamentos próximos ao observado no trem de pouso atual. Porém algumas configurações apresentaram uma queda muito brusca na massa.

6.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

- a) Estudo estatístico para aprimorar o índice de impacto (i);
- b) Ampliação do uso de algoritmos de otimização

REFERÊNCIAS

- ALBERTI, Felício Junior; ARAÚJO, Fernando R.; GENTILI, Rafael A. **Análise linear de tensões em trem de pouso de uma aeronave da competição aerodesign da SAE Brasil**. 2007. 63 p. Monografia. (Graduação) – Centro Universitário Positivo, Curitiba, 2007
- ALVES FILHO, Avelino. **Elementos finitos: a base da tecnologia CAE**. 5.ed. São Paulo: Érica, 2007. [18], 294 p. ISBN 97887571947412.
- ASM INTERNATIONAL. **Metals Handbook**. 9.ed. Metals Park: ASM, 1985-1989. 17 v.
- ASSUMPCÃO, Marcos E. et al. **Determinação das dimensões ótimas do trem de pouso para uma aeronave radiocontrolada**. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA, METALURGICA E INDUSTRIAL, 11., 2011, Porto Alegre. **Anais...** Porto Alegre: FENEMI, 2011.
- AZZI, V.D.; TSAI, S.W. Anisotropic strength of composites, *Exp. Mech.*, 5:283 (1965).
- BEER, Ferdinand et al. **Mechanics of materials**. 5.ed. rev. Nova York: McGraw-Hill, 2009
- BELEGUNDU, Ashok D.; CHANDRUPATLA, Tirupathi R. **Optimization concepts and applications in engineering**. Upper Saddle River, N.J.: Prentice Hall, c1999. xi, 432 p. ISBN 0130312797.
- BHATTI, M. Asghar. **Fundamental finite element analysis and applications: with mathematica and matlab computations**. New Jersey: John Wiley & Sons, c2005. 700 p. ISBN 0471648086.
- CASTRO SOBRINHO, Antonio da Silva. **Introdução ao método dos elementos finitos**. Rio de Janeiro: Ciência Moderna, 2006. x, 403 p. ISBN 8573935227.
- COMISSÃO TÉCNICA DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN. **REGULAMENTO DA COMPETIÇÃO: 16a Competição SAE BRASIL Aerodesign 2014**. Brasil: Sae Brasil, 2014. 105 p.
- ESMAILZADEH, E.; FARZANEH, K. A. Shimmy vibration analysis of aircraft landing gears. **Journal of Vibration and Control**. 1 jan. 1999.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **FEDERAL AVIATION REGULATIONS 23: Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes**. Eua: Faa, 19--. 139 p.
- FISH, Jacob; BELYTSCHKO, Ted. **A first course in finite elements**. Chichester, England; John Wiley & Sons, 2007. 319 p. ISBN 9780470035801.
- GOYAL, Amit. Light aircraft main landing gear design and development. **Sastech Journal**, Índia, mar. 2002.
- HASSANI, Behrooz; HINTON, Ernest. **Homogenization and structural topology optimization: theory practice and software**. London: Springer, c1999. 268 p. ISBN 3540762116.

HIBBELER, Russell Charles. **Resistência dos materiais** 5.ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2004. viii, 670 p. ISBN 8587918672.

HIBBELER, Russell Charles; CUNHA JR., Sebastião Simões da. **Resistência dos materiais**. 7.ed. São Paulo: Pearson, 2010. xiv, 641 p. ISBN 9788576053736.

KUROWSKI, Paul M. **Finite element analysis for design engineers**. Warrendale, PA: SAE International, 2004. xi, 185 p. ISBN 076801140X .

MALLICK, P. K. **Fiber-reinforced Composites: Materials, Manufacturing and design**. 3.ed. Boca Raton, US: CRC, 2008. 640 p. ISBN 9780849342059.

MATERIALS SCIENCES CORPORATION; TECHNOMIC PUBLISHING COMPANY. **The composite materials Handbook-MIL 17**. Pennsylvania, USA: Technomic, 1999. 3 v

NORTON, Robert Lawrence. **Machine design: an integrated approach**. 4.ed. Boston, US: Prentice Hall, c2011. xxvii, 1027 p. ISBN 9780136123705.

PRINCETON WATERHOUSE COOPERS LLP. **Aerospace & defense 2012 year in review and 2013 forecast: relatório**. Nova York, 2003.

RAO, S. S. **Vibrações mecânicas**. 4.ed. São Paulo: Pearson, c2009. xxi, 424 p. ISBN 9788576052005.

REBOUÇAS, Gilberto Neto; KADOBAYASHI, Shindi Junior. **Otimização Topológica de Estruturas via Método das Assíntotas Móveis e Simulated Annealing**. 2007. 125f. Trabalho de Conclusão de Curso. (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

SHAMES, I. H.; DYM, Clive L. **Energy and finite element methods in structural mechanics**. Bristol: Taylor & Francis Group, 1991. xviii, 757 p. ISBN 0891169423.

SIVAKUMAR, S.; HARAN, A. P. Mathematical model and vibration analysis of aircraft with active landing gears. **Journal of Vibration and Control**. 2 jul. 2013.

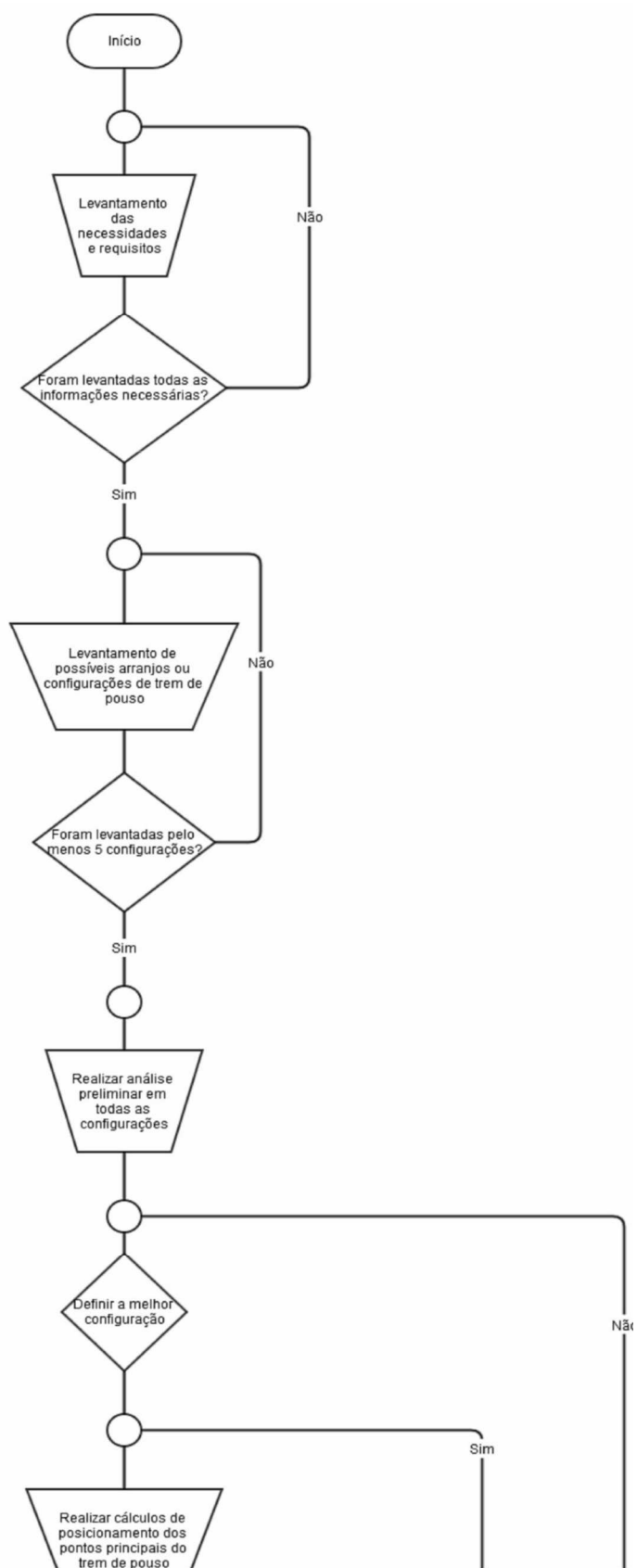
SIGMUND, Ole. A 99 line topology optimization code written in Matlab. **Struct Multidisc Optim 21**, Alemanha, p. 120–127, 2001

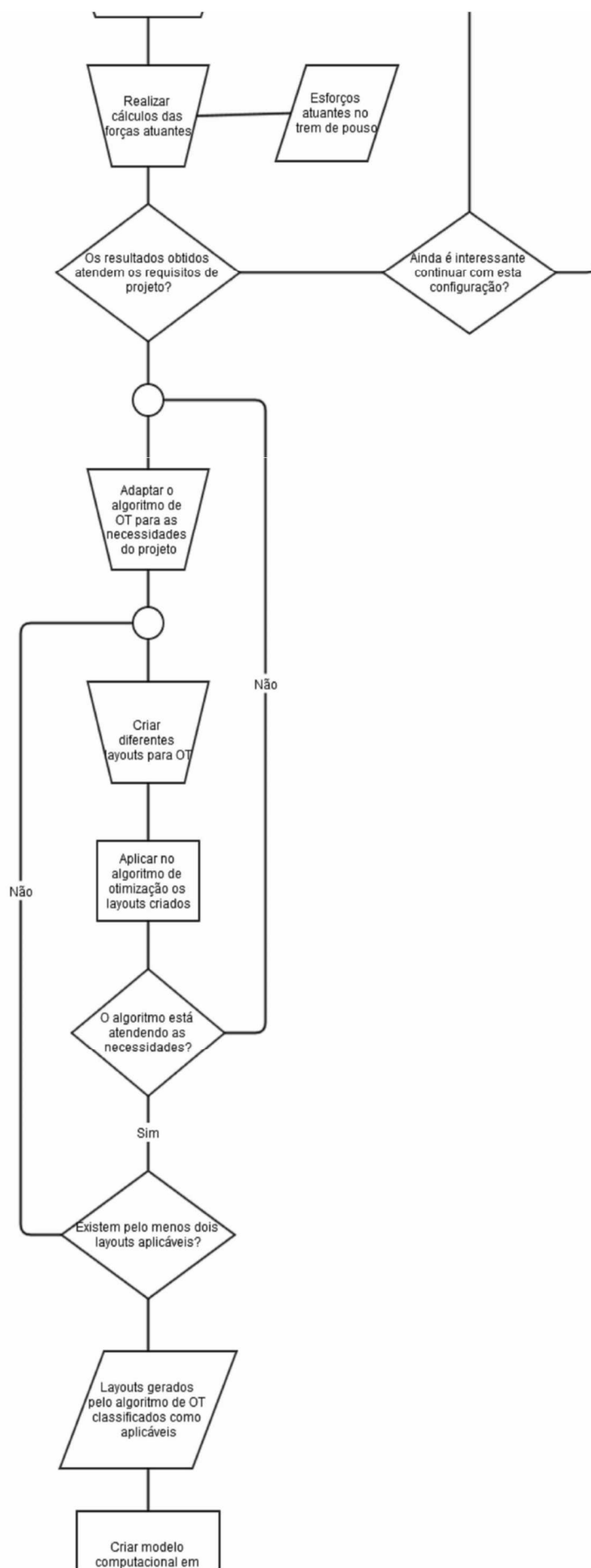
SIGMUND, Ole.; ANDREASSEN, E.; CLAUSEN, A.; SCHEVENELS, M.; LAZAROV, B. S.; Efficient topology optimization in MATLAB using 88 lines of code. **Struct Multidisc Optim 21**, Alemanha, p. 1–16, 2011

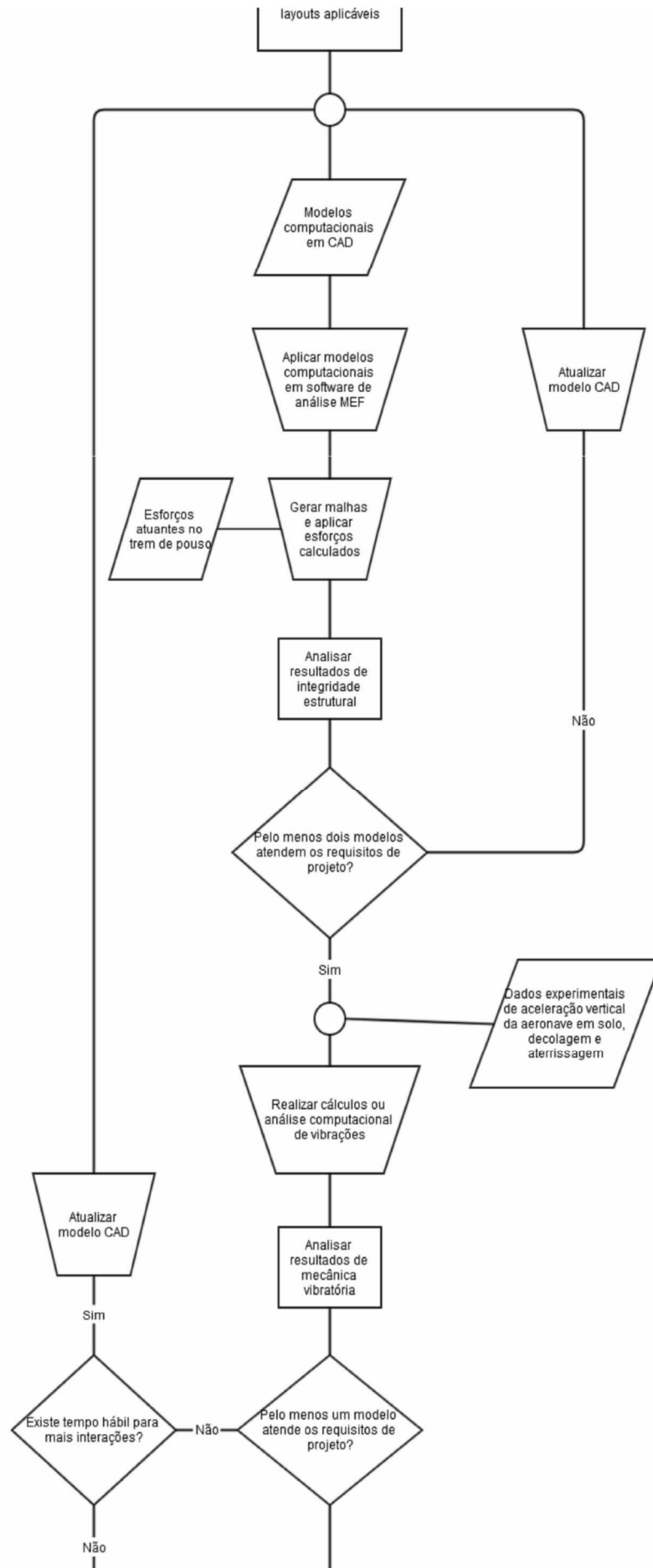
SOUZA, D. A. C.; RIBEIRO, S. L. M.; CARVALHO, A. L. C.; SILVA, N. S.; BARCELOS, S. M.; CHRISTOFORO, A. L.; Topological optimization and genetic algorithms used in a wheel project for a drone. **International Journal of Statistics and Applications**. 2013.

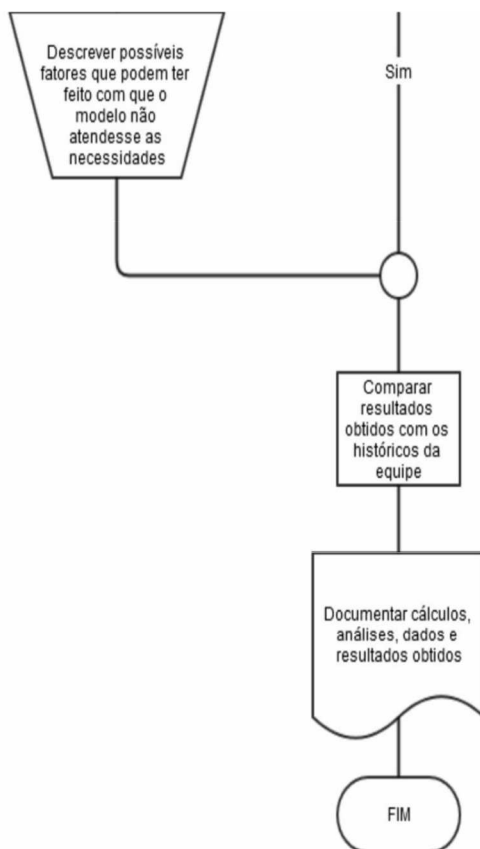
TSAI, S.W. e WU, E.M.; A general theory of strength for anisotropic materials, **J. Compos. Mater.**, 5:58 (1971).

APÊNDICE A – FLUXOGRAMA DE ATIVIDADES









APÊNDICE B – ALTERAÇÕES NO ALGORITMO DE OTIMIZAÇÃO

Primeira configuração otimizada

Nome do arquivo: *top88_01*

Linha de chamada: *top88_1(175,92,0.5,3,6,1)*

Modificações:

Na linha 21:

```
fixeddofs = union([1:2:(11/92)*(nely+1)], [2*(nelx+1)*(nely+1)]);
```

Segunda configuração otimizada

Nome do arquivo: *top88_02*

Linha de chamada: *top88_02(175,300,0.5,3,5,1)*

Modificações:

Entre as linhas 18 e 19:

```
passive = zeros(nely,nelx);
```

```
    for i = 1:nelx
```

```
        for j = 1:nely
```

```
            if j > (100/nely)*(nely+1) && j < (nely-(100/nely)*(nely+1)) &&
```

```
                i < (0.5*137 22
```

```
                    passive(j,i) = 1;
```

```
                end
```

```
            end
```

```
    end
```

Na linha 21:

```
fixeddofs = union([1:2:(nely+1)], [2*(nelx+1)*(nely+1)]);
```

Entre as linhas 42 e 43:

```
xnew(find(passive)) = 0.001;
```

Entre as linhas 78 e 79:

```
xPhys(passive==1) = 0;
```

```
xPhys(passive==2) = 1;
```

Terceira configuração otimizada

Nome do arquivo: top88_03

Linha de chamada: top88_03(175,300,0.3,3,5,1)

Modificações:

Entre as linhas 18 e 19:

```
passive = zeros(nely,nelx);
    for i = 1:nelx
        for j = 1:nely
            if sqrt((j-nely/2)^2+(i)^2) < (1-2*(11/92))*nely/2
                passive(j,i) = 1;
            end
        end
    end
end
```

Na linha 21:

```
fixeddofs = union([1:2:(11/92)*(nely+1)], [2*(nelx+1)*(nely+1)]);
```

Entre as linhas 42 e 43:

```
xnew(find(passive)) = 0.001;
```

Entre as linhas 78 e 79:

```
xPhys(passive==1) = 0;
```

```
xPhys(passive==2) = 1;
```

Quarta configuração otimizada

Nome do arquivo: top88_04

Linha de chamada: top88_04(175,92,0.2,3,5,1)

Modificações:

Entre as linhas 18 e 19:

```
passive = zeros(nely,nelx);
```

```

    for i = 1:nelx
        for j = 1:nely
            if (92/175)*i > j
                passive(j,i) = 1;
            end
        end
    end
end

```

Na linha 21:

```
fixeddofs = union([1:2:(11/92)*(nely+1)], [2*(nelx+1)*(nely+1)]);
```

Entre as linhas 42 e 43:

```
xnew(find(passive)) = 0.001;
```

Entre as linhas 78 e 79:

```
xPhys(passive==1) = 0;
```

```
xPhys(passive==2) = 1;
```

Quinta configuração otimizada

Nome do arquivo: top88_05

Linha de chamada: top88_05(60,92,0.3,3,5,1)

Modificações:

Entre as linhas 18 e 19:

```

passive = zeros(nely,nelx);
    for i = 1:nelx
        for j = 1:nely
            if (nelx/2) < i && 4*(nely/5) > j
                passive(j,i) = 1;
            end
        end
    end
end

```

Na linha 21:

```
fixeddofs = union([1:2:(11/92)*(nely+1)], [2*(nelx+1)*(nely+1)]);
```

Entre as linhas 42 e 43:

```
xnew(find(passive)) = 0.001;
```

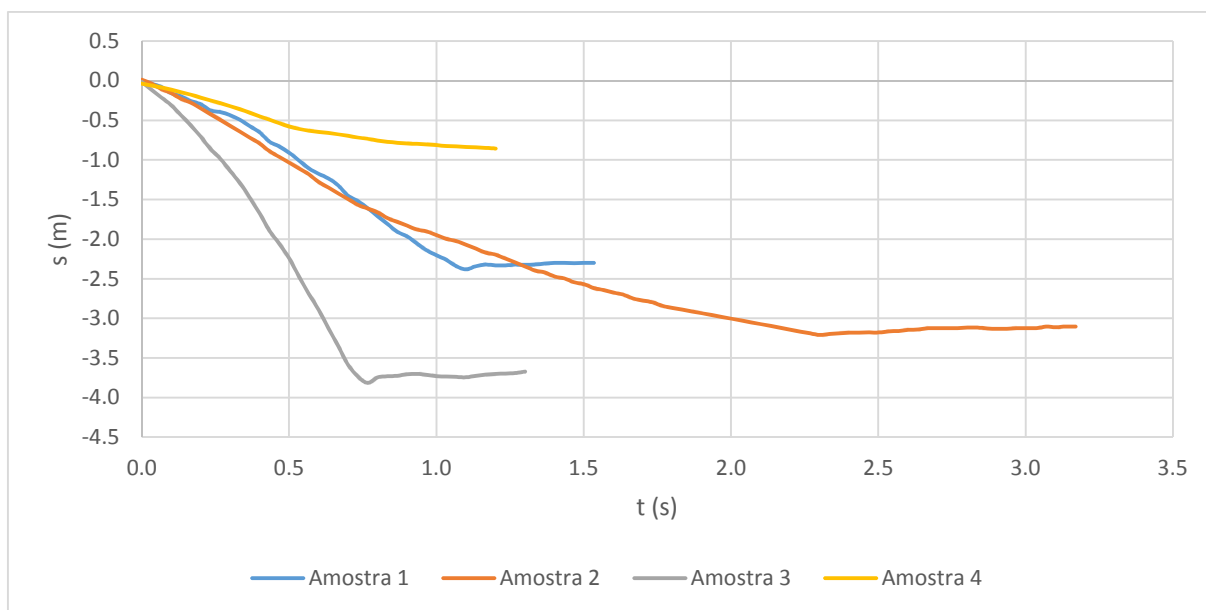
Entre as linhas 78 e 79:

```
xPhys(passive==1) = 0;
```

```
xPhys(passive==2) = 1;
```

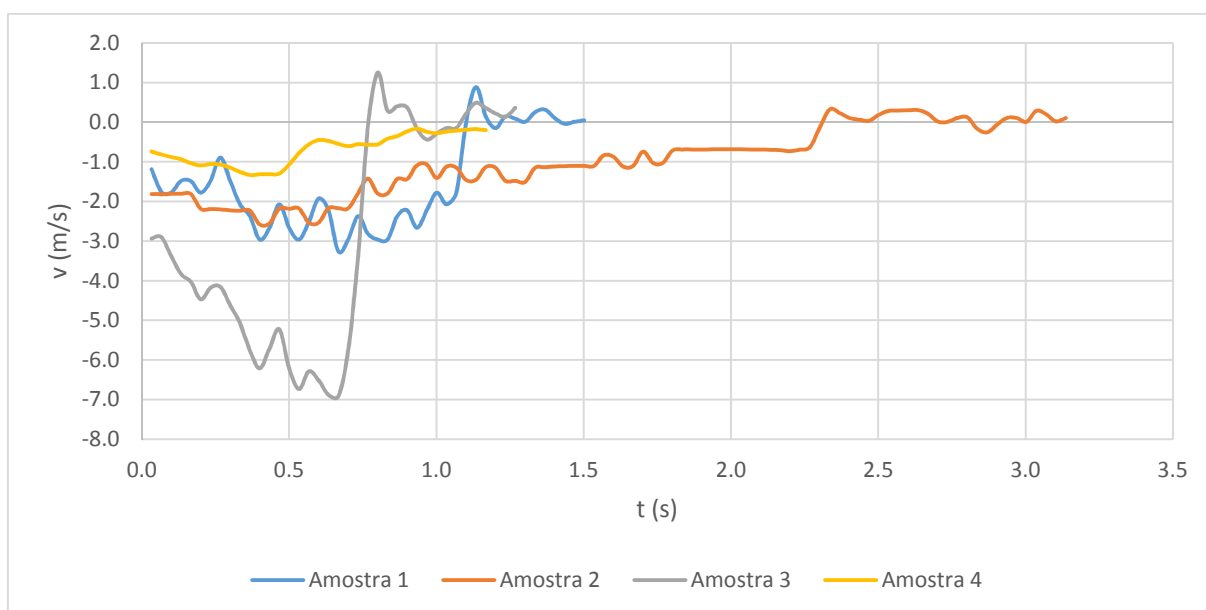
APÊNDICE C – GRÁFICOS DA ANÁLISE DE DESLOCAMENTO, VELOCIDADE E ACELERAÇÃO VERTICAIS

Gráfico C3 – Valores de deslocamento vertical das amostras



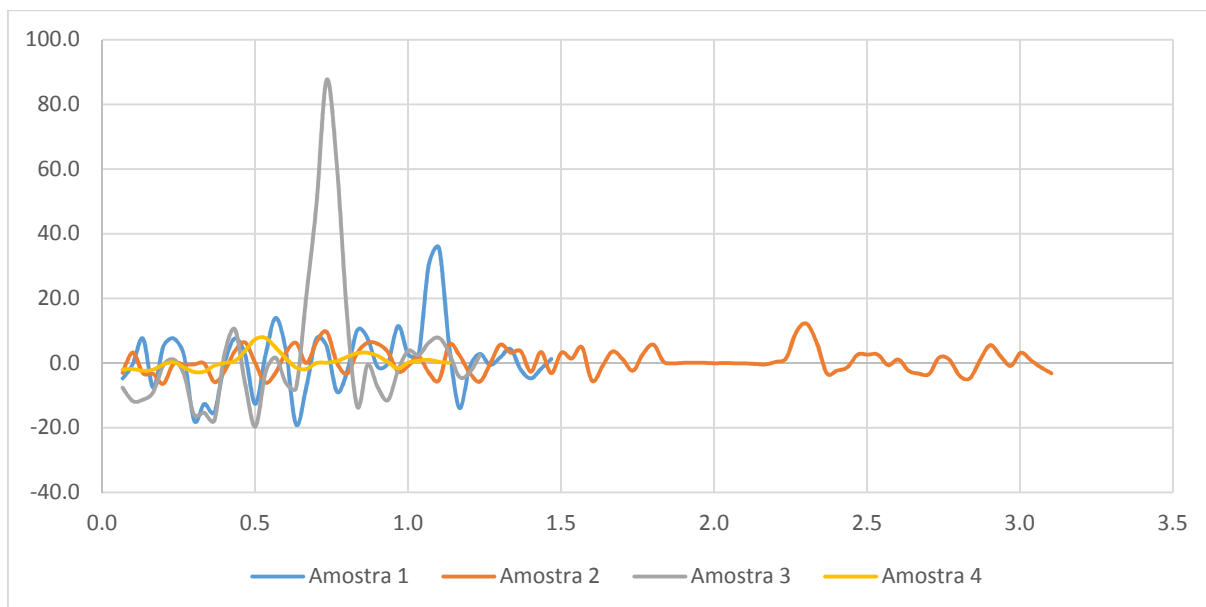
Fonte: Autor (2014)

Gráfico C4 – Valores de velocidade vertical das amostras



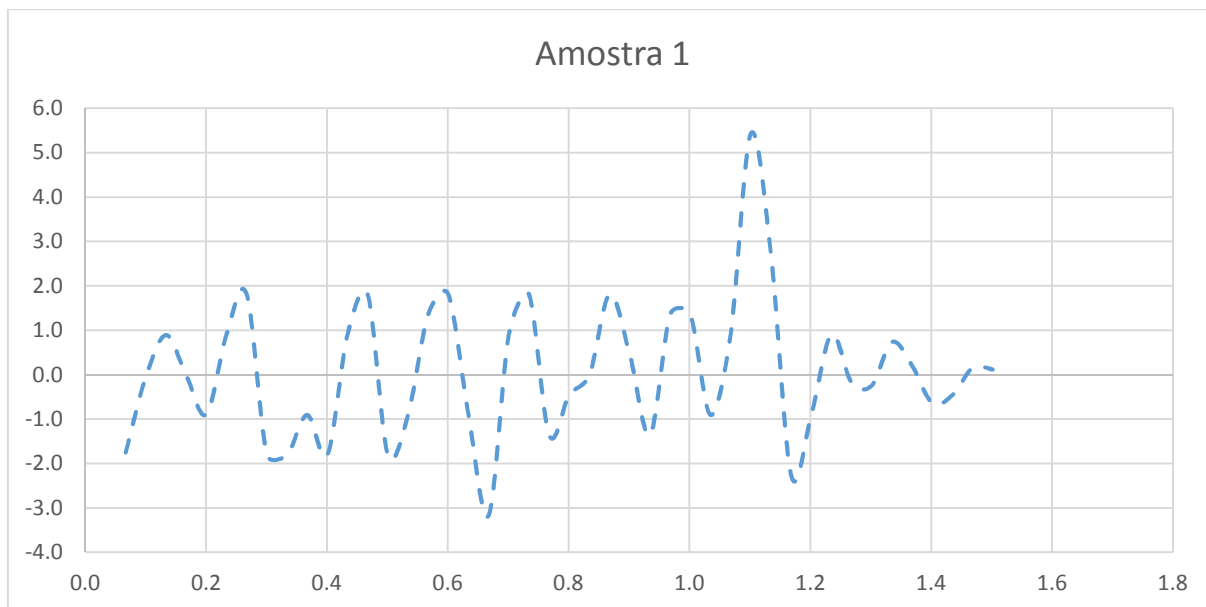
Fonte: Autor (2014)

Gráfico C5 – Valores de aceleração vertical das amostras



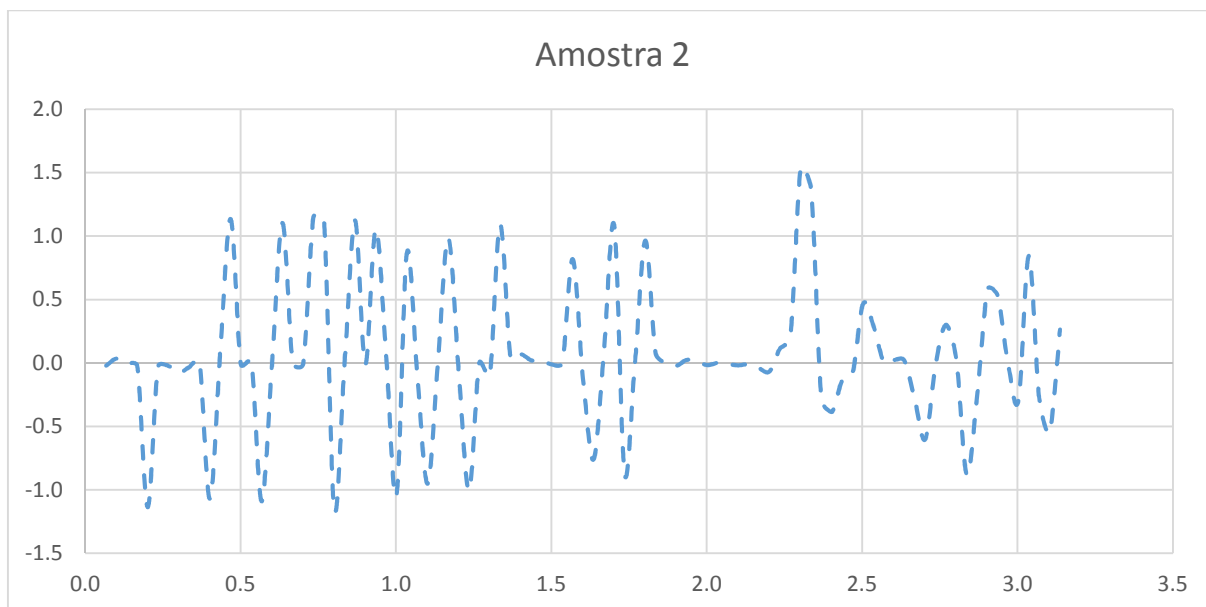
Fonte: Autor (2014)

Gráfico 6 – Índice de impacto para a amostra 1



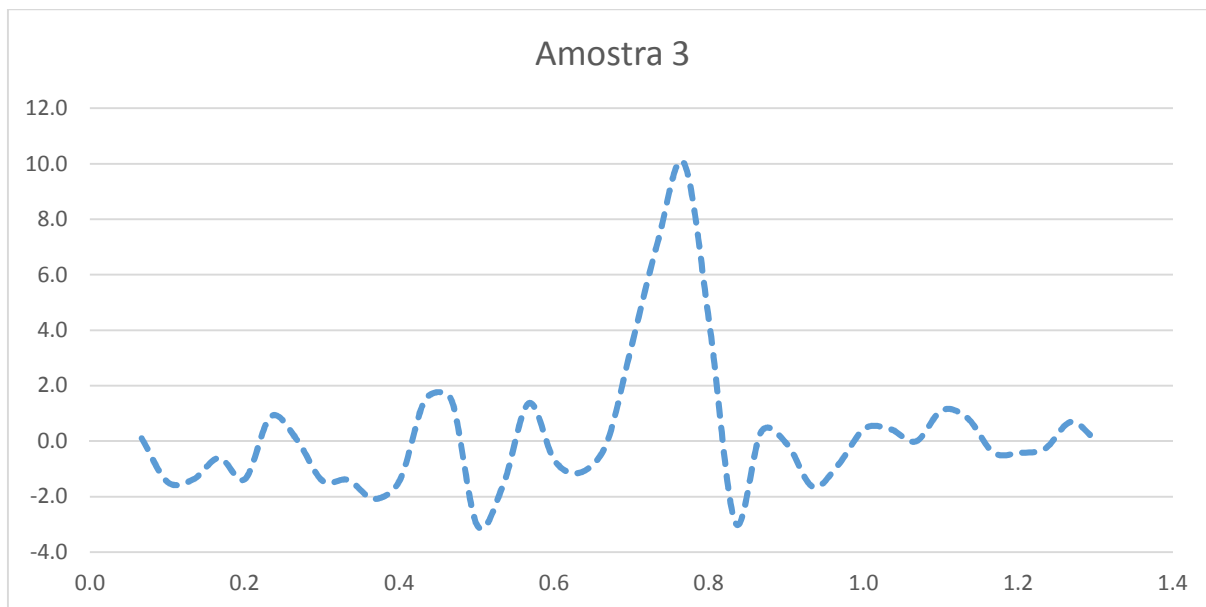
Fonte: Autor (2014)

Gráfico 7 – Índice de impacto para a amostra 2



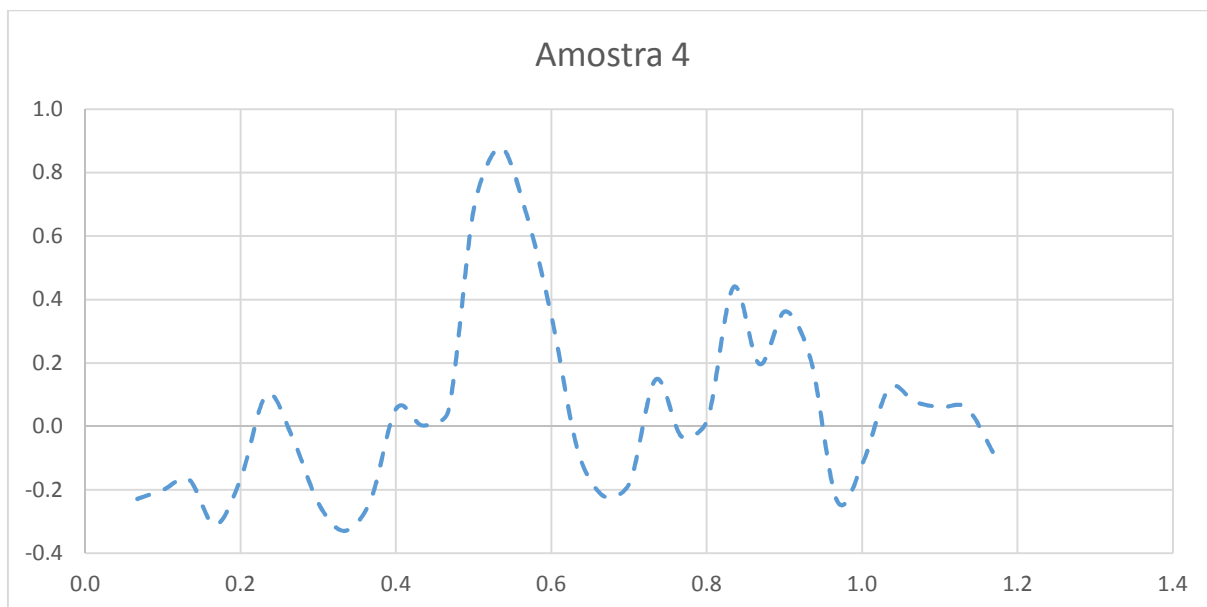
Fonte: Autor (2014)

Gráfico 8 – Índice de impacto para a amostra 3



Fonte: Autor (2014)

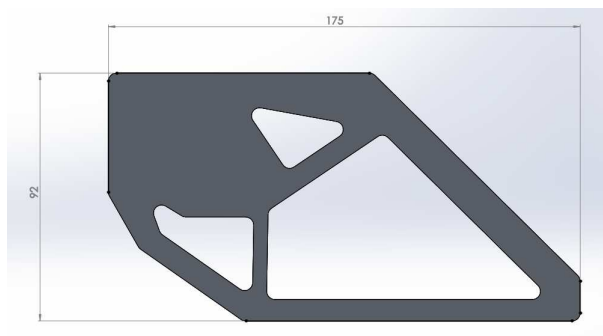
Gráfico 9 – Índice de impacto para a amostra 4



Fonte: Autor (2014)

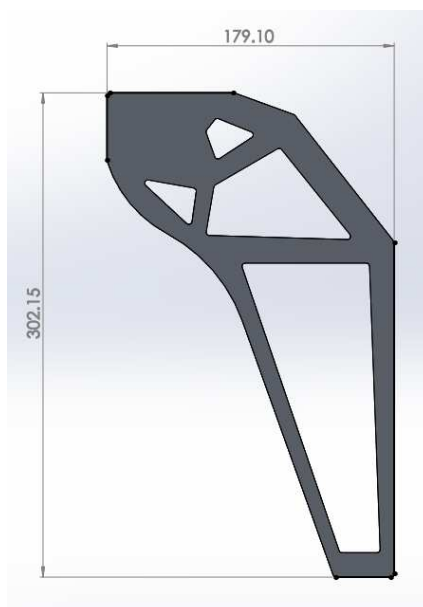
APÊNDICE D – DIMENSÕES DE CADA CONFIGURAÇÃO

Figura 18 - Dimensões configuração 1



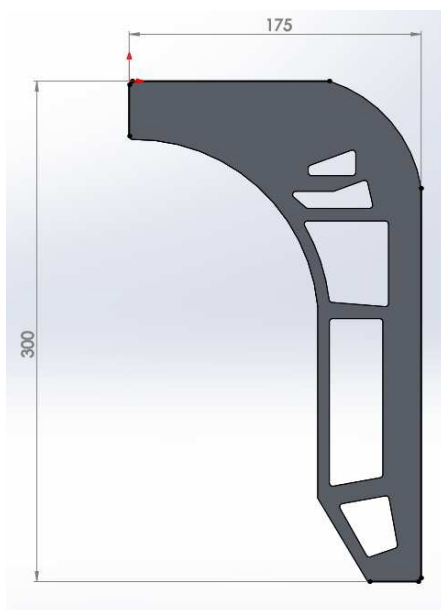
Fonte: (Autor 2014)

Figura 19 - Dimensões configuração 2



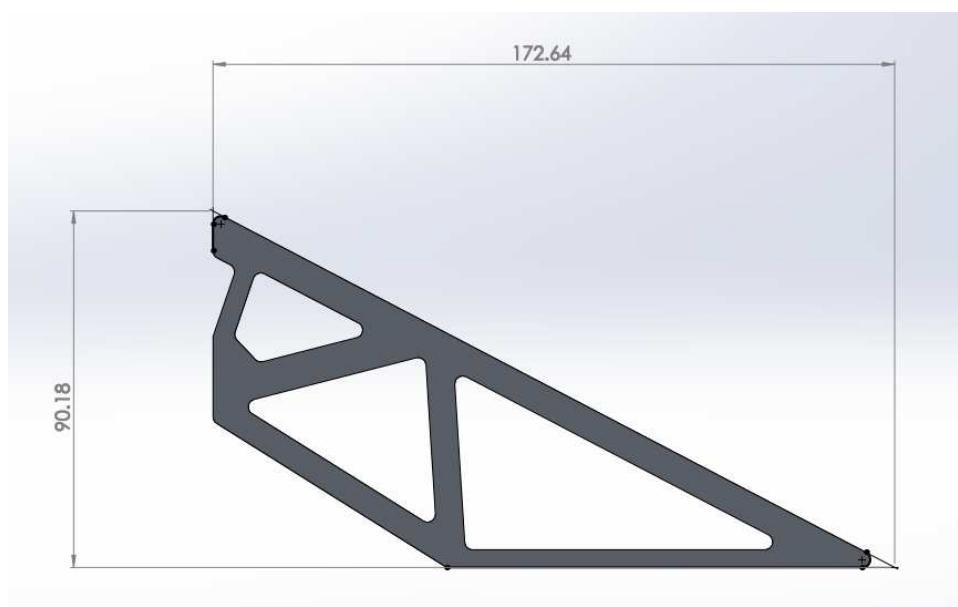
Fonte: (Autor 2014)

Figura 20 - Dimensões configuração 3



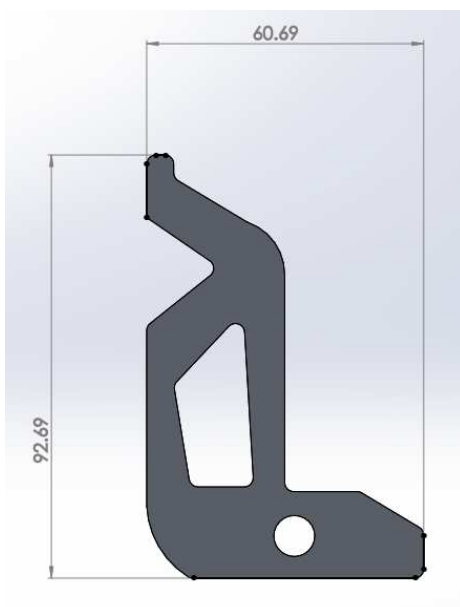
Fonte: (Autor 2014)

Figura 21 - Dimensões configuração 4



Fonte: (Autor 2014)

Figura 22 - Dimensões configuração 5



Fonte: (Autor 2014)

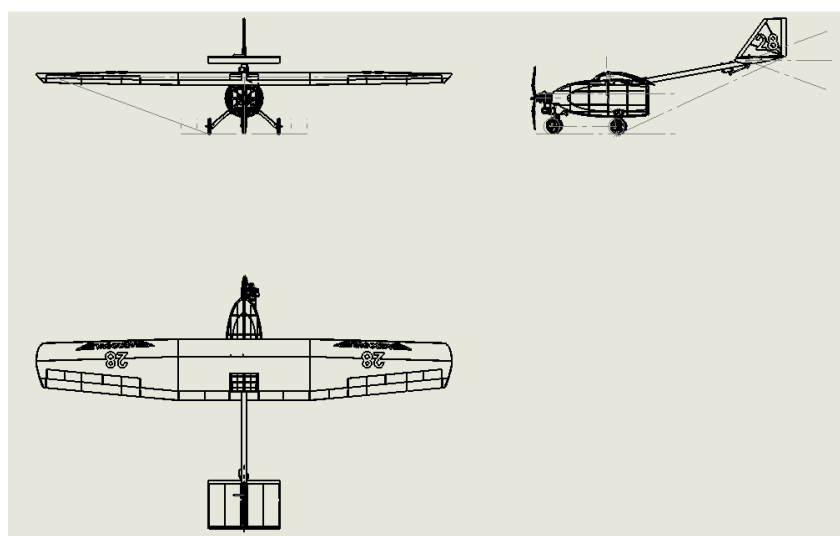
ANEXO I – DESENHOS DA AERONAVE

Figura 23 – Vista isométrica da aeronave



Fonte: Adaptado de Equipe Aerosul (2014)

Figura 24 – Vistas projetadas da aeronave



Fonte: Adaptado de Equipe Aerosul (2014)

**ANEXO II – ROTEIRO DE CÁLCULOS PARA DETERMINAÇÃO DE ESFORÇOS
NA ATERRISSAGEM**

$$V_R = \left(n \cdot \frac{2}{3}\right) \cdot W \quad (19)$$

$$L = 1,5 \cdot V_R \quad (20)$$