

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

ESTUDO DO FENÔMENO BIRD STRIKE UTILIZANDO O SOFTWARE ANSYS

Autor: Klyssmann Henrique Ferreira de Oliveira
Orientador: Profa. Dra. Rita de Cássia Silva

Brasília, DF
2020



Klyssmann Henrique Ferreira de Oliveira

ESTUDO DO FENÔMENO BIRD STRIKE UTILIZANDO O SOFTWARE ANSYS

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Profa. Dra. Rita de Cássia Silva

Brasília, DF

2020

Klyssmann Henrique Ferreira de Oliveira
ESTUDO DO FENÔMENO BIRD STRIKE UTILIZANDO O SOFTWARE
ANSYS/ Klyssmann Henrique Ferreira de Oliveira. – Brasília, DF, 2020-
110 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Profa. Dra. Rita de Cássia Silva

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2020.

1. Bird Strike. 2. Simulação Numérica. I. Profa. Dra. Rita de Cássia Silva.
II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. ESTUDO DO
FENÔMENO BIRD STRIKE UTILIZANDO O SOFTWARE ANSYS

CDU 02:141:005.6

Klyssmann Henrique Ferreira de Oliveira

ESTUDO DO FENÔMENO BIRD STRIKE UTILIZANDO O SOFTWARE ANSYS

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, Definir a data aqui:

Profa. Dra. Rita de Cássia Silva
Orientador

**Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias
Barcelos Júnior**
Convidado 1

**Prof. Dr. Alessandro Borges de Sousa
Oliveira**
Convidado 2

Brasília, DF
2020

Agradecimentos

Agradeço, primeiramente, aos meus pais, irmãos e minha namorada por todo apoio durante essa trajetória acadêmica, por aguentarem todos os estresses, por manterem um ambiente adequado de estudos (até mesmo nas diversas noites mal dormidas estudando na sala com a luz acesa) e por todo incentivo para eu continuar batalhando pelo curso que sempre quis fazer.

Agradeço à todos os professores por me proporcionarem, por meio de diversas aulas e atividades, o conhecimento necessário para elaboração deste trabalho de conclusão de curso. Agradeço por tanto que se dedicaram ao ensino de centenas de alunos. Em especial, minha orientadora, por todo suporte, correções e orientações. Tenho a plena certeza que cresci muito academicamente desde o dia em que começamos a trabalhar juntos.

Agradeço também aos meus professores da escola de ensino médio e fundamental (ambas públicas) que mesmo em um ambiente e em uma sociedade que não os valorizam enquanto profissionais, dedicam-se ao máximo para ver seus alunos disputando vagas em universidades federais e, acima de tudo, buscam formar cidadãos responsáveis.

Agradeço à Universidade de Brasília e seus funcionários por todo apoio e por proporcionarem um ambiente propício para o desenvolvimento do meu trabalho de conclusão de curso.

Agradeço aos meus amigos da "panela" que apoiaram e sofreram junto comigo para a conclusão dos nossos trabalhos finais.

*"Lembro de quando eu era novo e planejava dominar o mundo com o pessoal da creche."
(Supercombo, Soldadinho 2014)*

Resumo

O número crescente de impacto entre aves e aeronaves nos últimos anos vem sendo um fator importante para o projeto de componentes estruturais que sejam capazes de suportar impactos dessa magnitude. Esse impacto é chamado de *Bird Strike*. O presente trabalho teve como objetivo o estudo do fenômeno *Bird Strike* utilizando o software ANSYS. O estudo da modelagem deste assunto vem sendo pesquisado desde a metade da década de 1970 até os dias atuais. A modelagem deste evento se torna interessante por se tratar de um impacto de curta duração, cargas transientes, grandes deformações e severa distorção nos elementos. Desta forma, há a necessidade de uma solução explícita, aqui utilizado com o software workbench e autodyn da ANSYS. O trabalho buscou, por meio de simulações auxiliares, as influências que as condições de contorno da placa tem nos resultados. E, por fim, foi modelado o impacto do pássaro adulto da espécie *Vanellus chilensis* (quero-quero) de 277 g, onde atinge 29,04% dos casos de *Bird Strike* no Brasil, por meio do impacto de uma esfera e uma placa metálica. Assim, com objetivo de estabelecer a melhor forma de modelagem, foi comparado duas técnicas numérica: Lagrangeana e SPH. Com a melhor técnica numérica definida, foi aplicado um planejamento de experimento (DoE) por meio de um planejamento fatorial para a definição da influência dos fatores de interesse (velocidade, espessura e tipo de material da placa) nos resultados de interesse, bem como, os deslocamentos e tensões máximos atuantes na placa.

Palavras-chaves: Bird Strike. Análise Explícita. Planejamento Fatorial.

Abstract

The increasing number of bird and aircraft impacts in recent years has been an important factor in designing structural components that are capable of withstanding impacts of this magnitude. This impact is called Bird Strike. The present work had the objective of studying the Bird Strike phenomenon using ANSYS software. The study of the modeling of this subject has been researched from the mid-1970s to the present day. The modeling of this event becomes interesting because it is a short duration impact, transient loads, large deformations and severe distortion in the elements. In this way, there is a need for an explicit solution, used here with the ANSYS workbench and autodyn software. The work sought, through auxiliary simulations, the influences that the boundary conditions of the plate have on the results. Finally, the impact of the adult bird of the species *Vanellus chilensis* (quero-quero) of 277 g, where it reaches 29.04% of the cases of Bird Strike in Brazil, was modeled by means of the impact of a sphere and a metal plate. Thus, in order to establish the best form of modeling, two numerical techniques were compared: Lagrangian and SPH. With the best defined numerical technique, an experimental design (DoE) was applied through a factorial design to define the influence of the factors of interest (speed, thickness and type of plate material in the results of interest), as well the maximum displacement and maximum tension acting on the plate.

Key-words: Bird Strike. Impact. Explicit Analysis.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Pouso no Rio Hudson devido a um <i>Bird Strike</i> (GLOBO, 2009)	16
Figura 2 – Estatística de impactos por ano (OLIVEIRA et al., 2015)	17
Figura 3 – Estatística de identificação de espécies no ano de 2015 (OLIVEIRA et al., 2015)	18
Figura 4 – Estatística de impactos em componentes no ano de 2015 (OLIVEIRA et al., 2015)	19
Figura 5 – Metodologia e organização do trabalho	22
Figura 6 – Processo geral de análise por Elementos Finitos (BATHE, 2014)	25
Figura 7 – Fontes de não linearidades (FILHO, 2012)	26
Figura 8 – Relação entre tensão e deformação dos metais em geral (FILHO, 2012)	27
Figura 9 – Aplicação dos métodos implícitos e explícitos (ANSYS, 2017b)	28
Figura 10 – Elemento distorcido utilizando o método Lagrangeno (OLIVEIRA; SILVA, 2018)	31
Figura 11 – Geometria utilizada nas simulações iniciais	33
Figura 12 – Curva descrevendo a região não linear do material alumínio aeronáutico	34
Figura 13 – Curva descrevendo a região não linear do Aço 1010	35
Figura 14 – Vista lateral da geometria utilizada	36
Figura 15 – Mecanismo de detecção de contato por meio do <i>Trajectory</i> (ANSYS, 2017a)	37
Figura 16 – Mecanismo de detecção de contato por meio do <i>Proximity Based</i> (ANSYS, 2017a)	37
Figura 17 – Passo de tempo de cada ciclo da simulação	39
Figura 18 – Descrição do elemento tetraedro do SOLID185 (ANSYS, 2017c)	42
Figura 19 – Descrição do elemento PLANE42 (ANSYS, 2017c)	42
Figura 20 – Gráficos de convergência	43
Figura 21 – Qualidade dos elementos utilizados em simulação	43
Figura 22 – Qualidade dos elementos utilizados em simulação via <i>Skewness</i>	44
Figura 23 – Ilustração da interpolação de Kernel (HAYHURST; CLEGG, 1997)	45
Figura 24 – Estimativa de Kernel para as partículas vizinhas (WANG et al., 2012)	46
Figura 25 – Projeto esquemático do Autodyn	47
Figura 26 – Malha com o SPH no módulo Autodyn	47
Figura 27 – Condição inicial da esfera	48
Figura 28 – Definição da direção das dimensões	49
Figura 29 – Deslocamento Máximo na condição 1	50
Figura 30 – Deformação na condição 1	51
Figura 31 – Tensão na condição 1	51

Figura 32 – Deslocamento Máximo na condição 2	52
Figura 33 – Deformação na condição 2	52
Figura 34 – Tensão na condição 2	53
Figura 35 – Deslocamento Máximo na condição 3	53
Figura 36 – Deformação na condição 3	54
Figura 37 – Tensão na condição 3	54
Figura 38 – Deslocamento Máximo na condição 4	55
Figura 39 – Deformação na condição 4	55
Figura 40 – Tensão na condição 4	56
Figura 41 – Deslocamento com todas as condições	57
Figura 42 – Deformação com todas as condições	58
Figura 43 – Tensão com todas as condições	59
Figura 44 – Deslocamento do modelo Lagrangeano	61
Figura 45 – Deslocamento do modelo SPH	62
Figura 46 – Deslocamento máximo na placa dos dois modelos	63
Figura 47 – Tensão Máxima no centro da placa dos dois modelos	64
Figura 48 – Energias no modelo lagrangeano	65
Figura 49 – Energia no modelo SPH	65
Figura 50 – Esquemático do tubo de choque.	67
Figura 51 – Esquemático do tubo de choque adaptado para o impacto de pássaros.	68
Figura 52 – Renderização do esquemático do tubo de choque	71
Figura 53 – Geometria representando o pássaro como um cilindro com extremidades esféricas	73
Figura 54 – Influência da velocidade inicial	77
Figura 55 – Influência da espessura da placa	77
Figura 56 – Influência do tipo de material da placa	78
Figura 57 – Influência da velocidade e espessura	79
Figura 58 – Influência da velocidade e tipo do material	79
Figura 59 – Influência da espessura e tipo do material	80

Lista de tabelas

Tabela 1 – Propriedades mecânicas do material alumínio aeronáutico	33
Tabela 2 – Propriedades mecânicas do Aço 1010	34
Tabela 3 – Propriedades mecânicas do Gel Balístico	35
Tabela 4 – Avaliação do valor do <i>Erosion</i>	41
Tabela 5 – Classificação da ferramenta <i>Skewness</i>	44
Tabela 6 – Condições de contorno da placa	49
Tabela 7 – Variação da área da placa	50
Tabela 8 – Configurações dos modelos	61
Tabela 9 – Fatores de interesse.	74
Tabela 10 – Disposição dos fatores de interesse para cada ensaio.	74
Tabela 11 – Deslocamento e tensão máxima para cada ensaio.	76

Lista de abreviaturas e siglas

A	Área da seção transversal
ALE	Arbitrary Lagrangian Eulerian
C	Amortecimento
c	Velocidade do som no material
DoE	Design of Experiments
E	Módulo de Elasticidade
F	Força
f(t)	Força em função do tempo
FE	Finite Element
H	Comprimento ao longo do eixo x da placa
h	Dimensão do menor elemento
K	Rigidez
km/h	Quilômetros por hora
L	Comprimento ao longo do eixo z da placa
M	Massa
m/s	Metros por segundo
MAGMA	Materially And Geometrically Nonlinear Analysis (Análise Materialmente e Geometricamente Não Linear)
MEF	Método dos Elementos Finitos
mm	Milímetros
MPa	Mega Pascal
SPH	Smoothed Particle Hydrodynamics
t	Tempo
U	Deslocamento

\dot{U} Velocidade

\ddot{U} Aceleração

Lista de símbolos

$US\$$	Unidade monetária de dólar
ω_{maximo}	Frequência máxima
T_{maximo}	Período máximo
δt	Incremento de tempo
ρ	Densidade
ν	Coefficiente de poisson
\dot{U}	Símbolo de derivada temporal
\dot{i}	Símbolo de derivada segunda temporal

Sumário

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	PROBLEMÁTICA	16
1.2	MOTIVAÇÃO	19
1.3	OBJETIVO	20
1.3.1	Objetivos Específicos	20
1.4	METODOLOGIA E ORGANIZAÇÃO	20
2	BIRD STRIKE: UMA VISÃO GERAL	23
2.1	HISTÓRICO DE MODELAGEM EM ELEMENTOS FINITOS DE <i>BIRD STRIKES</i>	23
2.2	MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS	24
2.3	ABORDAGEM NÃO LINEAR	26
2.4	ESTUDO NUMÉRICO PARA SOLUÇÃO DE PROBLEMAS EN- VOLVENDO <i>BIRD STRIKE</i>	29
3	CONFIGURAÇÕES PRINCIPAIS DO MODELO NUMÉRICO INI- CIAL	32
3.1	GEOMETRIA DOS CORPOS ENVOLVIDOS	32
3.2	MATERIAIS UTILIZADOS NAS SIMULAÇÕES	33
3.2.1	Material da placa	33
3.2.2	Material da esfera	34
3.3	INTERAÇÃO ENTRE OS CORPOS	35
3.3.1	Posição inicial dos corpos	36
3.3.2	Deteção de contato	36
3.4	CONFIGURAÇÃO PARA ANÁLISE COMPUTACIONAL	37
3.4.1	<i>Step Controls</i>	38
3.4.2	<i>Erosion Controls</i>	40
3.5	MALHA LAGRANGEANA	41
3.6	SMOOTHED PARTICLE HYDRODYNAMICS	44
3.6.1	Autodyn	46
4	SIMULAÇÕES AUXILIARES	48
4.1	CONSIDERAÇÕES INICIAIS	48
4.2	CONDIÇÃO 1	50
4.3	CONDIÇÃO 2	52
4.4	CONDIÇÃO 3	53

4.5	CONDIÇÃO 4	55
4.6	CONCLUSÃO DAS SIMULAÇÕES AUXILIARES	56
5	COMPARAÇÃO LAGRANGEANO X SPH	60
5.1	MODELO EM COMPARAÇÃO	60
5.2	RESULTADOS	61
5.2.1	Deslocamento máximo	62
5.2.2	Tensão máxima	63
5.2.3	Energia	64
6	TUBO DE CHOQUE	67
6.1	APLICAÇÕES DO TUBO DE CHOQUE	67
6.2	TEORIA DE PROPAGAÇÃO DA ONDA DE CHOQUE	68
6.3	CONDIÇÕES ACESSÍVEIS	70
7	PLANEJAMENTO DE EXPERIMENTOS (DOE)	72
7.1	MODIFICAÇÃO DA GEOMETRIA DO PÁSSARO	72
7.2	PLANEJAMENTO FATORIAL	73
7.3	IMPLEMENTAÇÃO DO PLANEJAMENTO FATORIAL	75
7.4	RESULTADOS DO PLANEJAMENTO FATORIAL	76
8	CONSIDERAÇÕES FINAIS	81
8.1	CONCLUSÃO	81
	REFERÊNCIAS	83
	APÊNDICES	88
	APÊNDICE A – ANÁLISE MODAL	89
	APÊNDICE B – DESENHO TÉCNICO	94
	APÊNDICE C – PLANEJAMENTO FATORIAL EM PYTHON	104

1 INTRODUÇÃO

1.1 PROBLEMÁTICA

Fisicamente, o fenômeno do impacto pode ser definido como uma colisão que ocorre entre dois corpos em um curto espaço de tempo, normalmente, na ordem de milissegundos. Nesse lapso de tempo, o breve contato entre os corpos pode causar efeitos mecânicos como tensões e deformações de grande relevância na configuração final dos corpos envolvidos. Há uma infinidade de eventos físicos envolvendo impacto e, um deles é o *bird strike*, que é o cerne do presente estudo.

Segundo EASA (2008), um *Bird Strike* é definido como uma colisão entre um pássaro, ou entre um bando de pássaros, contra uma aeronave que pode estar em condição de voo, decolagem ou pouso. Tudo que pode ser feito na gestão do risco deste evento está na fase de projeto e teste da aeronave ou também pode ser feita pelo ajuste da rota da aeronave e, em certo ponto, pelas estatísticas das populações de aves próximas aos aeroportos, com dispositivos sonoros para o afastamento do animal da pista do aeroporto.

O caso mais conhecido do impacto de pássaros e aeronaves é o "Milagre do Rio Hudson". O acidente aconteceu no dia 16 de janeiro de 2009, onde foi detectado o duplo impacto de pássaros nas turbinas da aeronave Airbus A-320, que havia decolado do aeroporto de *La Guardia* nos Estados Unidos (GLOBO, 2009). A Fig. (1) mostra o momento em que os passageiros foram resgatados. O piloto, devido à manobra, foi aclamado como herói gerando até mesmo um filme sobre o acidente.



Figura 1 – Pouso no Rio Hudson devido a um *Bird Strike* (GLOBO, 2009)

O Brasil tem a segunda maior frota de aeronaves do mundo e o segundo maior número de variedade de espécies de pássaros (CIVIL, 2016), assim, torna-se um alvo frequente de impactos entre pássaros e aeronaves.

O número de impactos registrado pelo CENIPA (Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos) vem crescendo a cada ano. Conforme a Fig. (2), em 2015 houve 16630 aeronaves registradas na ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) e 1824 casos de *Bird Strikes*, enquanto em 1996, ano de início da pesquisa, houve 9768 aeronaves registradas e 127 casos de *Bird Srtkes*.

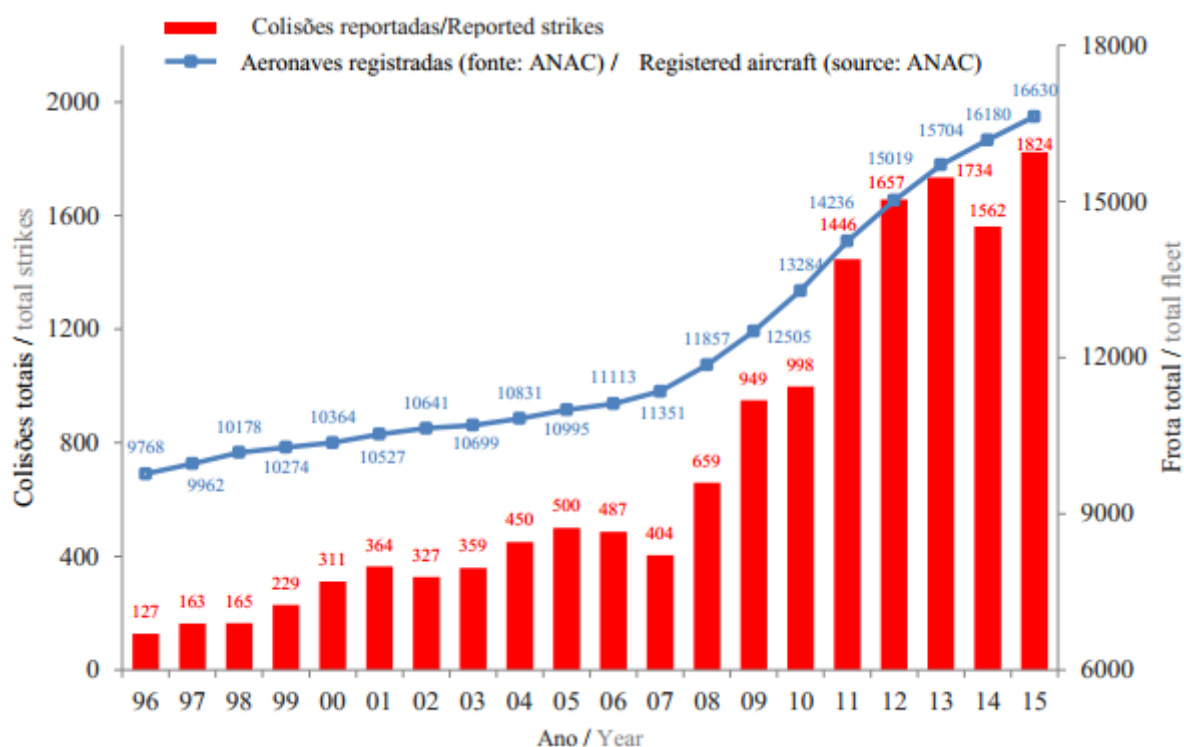


Figura 2 – Estatística de impactos por ano (OLIVEIRA et al., 2015)

A maior dificuldade no levantamento de dados de impactos entre pássaros e aeronaves, segundo o relatório do CENIPA pelo trabalho de Oliveira et al. (2015), é a identificação da espécie envolvida no evento. A Fig. (3) mostra que 43,03% dos casos registrados em 2015 não foi possível identificar a espécie envolvida, com 29,04% o pássaro Quero-Quero da família *Charadriidae* aparece em primeiro lugar nas ocorrências registradas em que foi possível identificar a espécie.

Ordem/Família	Espécie	Porcentagem
	Não identificado	43,03%
Charadriidae	Quero-Quero	29,04%
	Outros	1,75%
Falconidae	Caracará	11,84%
	Outros	0,51%
	Quiriquiri	0,51%
Strigiformes	Coruja-Buraqueira	3,91%
	Coruja-da-igreja	2,78%
	Outros	0,72%
Cathartidae	Urubu-de-cabeça-preta	5,97%
	Gênero Cathartes	0,93%
	Não identificados	5,46%
Columbidae	Pombo-doméstico	2,06%
	Pombão	1,85%
	Pomba-de-bando	1,85%
	Outros	2,27%
Pelecaniformes	Garça-branca-grande	0,72%
	Savacu	0,72%
	Garça-vaqueira	0,51%
	Outros	1,65%
Passeriformes	--	11,64%
Caprimulgidae	Coruçã	3,09%
	Outros	0,51 %
Chiroptera	Não identificados	1,96%
Accipitridae	Gaviões	2,68%
Suliformes	--	1,34%
Anatidae	--	1,24%
Apodiformes	--	0,62%
Gruiformes	--	0,31%
Tinamiformes	Codornas	0,31%
Outras	--	1,24%

Figura 3 – Estatística de identificação de espécies no ano de 2015 (OLIVEIRA et al., 2015)

Diante do número crescente de aeronaves afetadas por impactos de pássaros (*Bird Strike*), pode-se perceber que tal evento é um risco contínuo no sistema aeroviário brasileiro. À vista disso, faz-se necessário a busca de meios para evitar ou minimizar os danos causados, bem como, prevenção em aeroportos, manutenção e projeto de componentes que sejam capazes de suportar o impacto. Este último será explorado por esse trabalho através da modelagem numérica e experimental com o projeto básico de adaptação um tubo de choque existente em um lançador de projéteis.

1.2 MOTIVAÇÃO

A maioria dos impactos de pássaros não causam quedas de aeronaves, exceto em casos extremos. Porém, os danos do impacto são, em sua maioria, em componentes importantes para a segurança de uma aeronave e de seus passageiros. A Fig. (4) mostra as porcentagens de impactos de pássaros no ano de 2015 em componentes como fuselagem (15,4%), motor (12,7%) e asa (8,9%).

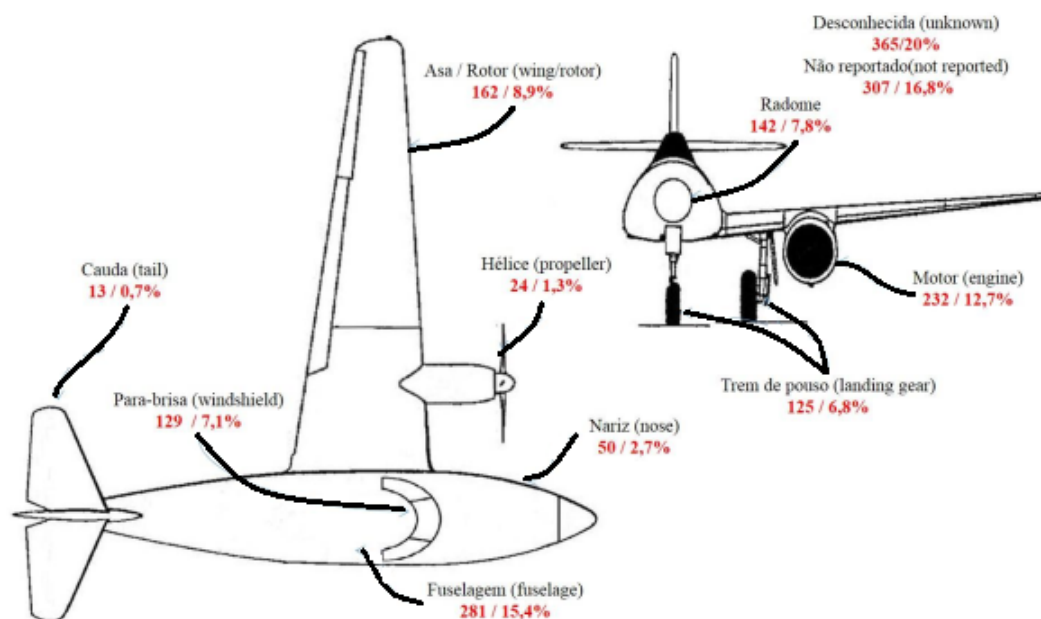


Figura 4 – Estatística de impactos em componentes no ano de 2015 (OLIVEIRA et al., 2015)

Tais danos podem prejudicar economicamente uma empresa de aviação por meio do cancelamento ou adiamento do voo, além do custo para o reparo da aeronave. Segundo o trabalho de Allan (2000), um cancelamento ou adiamento de um voo pode gerar um custo para uma companhia aérea cerca de US\$ 75.000,00.

De acordo com essas informações e dos dados estatísticos na Seção (1.1), pode ser visto que o número de impactos em componentes estruturais, bem como, fuselagem, asa, hélice e para-brisas e o custo de um adiamento de voo são relevantes para a busca de formas de diminuir os danos que esse impacto pode gerar. A modelagem numérica do *bird strike* pode economizar tempo e dinheiro nas etapas de concepção dos componentes, pois, possibilita simulações de várias situações e com diferentes materiais. Além disso, qualquer componente estrutural pode ser desenhado por meio do computador sem a necessidade de compra ou teste de materiais, gastando apenas em processamento computacional.

Dito isso, a motivação deste trabalho é modelar o evento do impacto de pássaros a partir do caso mais simples de impacto de uma esfera e uma placa e, posteriormente, investigar quais são os fatores que mais influenciam os danos na aeronave. Dessa forma,

pode-se entender o mecanismo de modelagem do fenômeno *bird strike* para estudos futuros com geometrias mais complexas.

Sabendo-se que a simulação numérica é apenas um dos passos para a investigação do problema, testes experimentais são necessários para validar tais modelos. Nesse sentido o presente trabalho também propõe o projeto básico de uma adaptação de um tubo de choque existente para ser aplicado em investigações de *bird strike*.

1.3 OBJETIVO

Compreender, preliminarmente, o fenômeno do *bird strike*, a partir da modelagem do impacto de uma esfera contra uma placa.

1.3.1 Objetivos Específicos

- Estabelecer as técnicas numéricas para a modelagem do *bird strike*;
- Simulações auxiliares para avaliar a influência das condições de contorno e tamanho da placa na modelagem do impacto;
- Verificar a técnica numérica mais adequada para a avaliação, visto que é um problema que tem grandes velocidades, curta duração e de grande deformação;
- Propor um projeto básico para a avaliação experimental e comparação com os resultados em elementos finitos do *bird strike*;
- Avaliar quais fatores mais influenciam os danos no componente da aeronave, representado pela placa;

1.4 METODOLOGIA E ORGANIZAÇÃO

O primeiro passo para atingir os objetivos expostos na Seção (1.3) será o estabelecimento da base teórica para o entendimento da modelagem de eventos com impactos. Para isso, o capítulo (2) apresentará a visão geral para o entendimento do evento *Bird Strike*. Iniciando com um histórico de modelagem na seção (2.1), onde é mostrado estudos anteriores que modelaram este fenômeno. Na seção (2.2), é apresentado a teoria básica do método dos elementos finitos, que dá a base para o entendimento de como o software funciona. Por se tratar de um fenômeno não linear com curta duração, alta deformação (pulverização do pássaro) e grandes deslocamentos, a seção (2.3) visa apresentar conceitos da abordagem não linear. Assim, na seção (2.4) é apresentado as principais técnicas utilizadas no estudo numérico para solução de problemas que envolvem o *Bird Strike*.

O capítulo (3) mostrará as configurações principais para um modelo inicial no software ANSYS®. Neste capítulo, será mostrada a geometria simplificada para o estudo inicial do evento (seção 3.1) e, na seção (3.2), os materiais utilizados nas simulações. Na seção (3.3) será explicado como funcionam as ferramentas de detecção de contato e qual foi escolhida para as simulações. As configurações de análise serão explicadas na Seção (3.4), onde se dá atenção especial ao passo de tempo utilizado nas simulações e a ferramenta *Erosion Controls*, que é a ferramenta utilizada para a remoção de elementos distorcidos no método lagrangeano. A seção (3.5), mostra como funciona a malha na técnica lagrangeana, apresentando uma análise de convergência e análise de qualidade da malha. Finalizando o capítulo, a seção (3.6) será explicado com mais detalhes o método *smoothed particle hydrodynamics* (SPH), sintetizando uma metodologia de estudo de impacto utilizando a técnica SPH no software AUTODYN da ANSYS®.

A partir das observações nas condições de contorno na placa e da influência do apoio e dimensão da placa nos resultados, foi necessário simulações auxiliares para o melhor entendimento do *Bird Strike*. As simulações estarão apresentadas no capítulo (4).

No capítulo (5), apresentará a comparação das duas técnicas de modelagem: Técnica Lagrangeana e Técnica SPH. Contudo, a modelagem se baseará na ave com maior ocorrência de *Bird Strike* no Brasil, mostrado no item (1.1). Assim, ajustando-se a geometria da esfera para a mesma massa da ave, será analisado, em termos de deslocamento máximo da placa, tensão máxima e energia do sistema, as diferenças entre as duas técnicas.

O capítulo (6) mostrará o mecanismo de funcionamento de um tubo de choque e a adaptação feita para que o tubo existente possa realizar a função de lançamento de projéteis, para que se possa realizar o lançamento de uma esfera, simulando o pássaro. O capítulo também mostrará a formulação matemática de uma onda de choque e quais as condições que estão acessíveis no laboratório do grupo de modelagem e simulação de sistemas automotivos (GMSSA).

Também é aplicado o conceito de planejamento de experimentos (DoE), que estará apresentado no capítulo (7). Na primeira seção, tem-se os motivos da adequação da geometria com o tubo de choque disponível, seguido da definição dos fatores e resultados de interesse, bem como a esquematização dos ensaios para o cálculo da influência dos fatores de interesse nos resultados de interesse. Ainda neste capítulo, é mostrado a implementação do modelo matemático do planejamento fatorial em linguagem python, gerando os gráficos para a interpretação da influência dos fatores nos resultados.

Por fim, o capítulo (8) apresentará uma discussão sobre os comportamentos mais importantes observados nos resultados das simulações e ensaios propostos no presente trabalho. A Fig. (5) apresenta o esquemático da metodologia e a organização do trabalho.

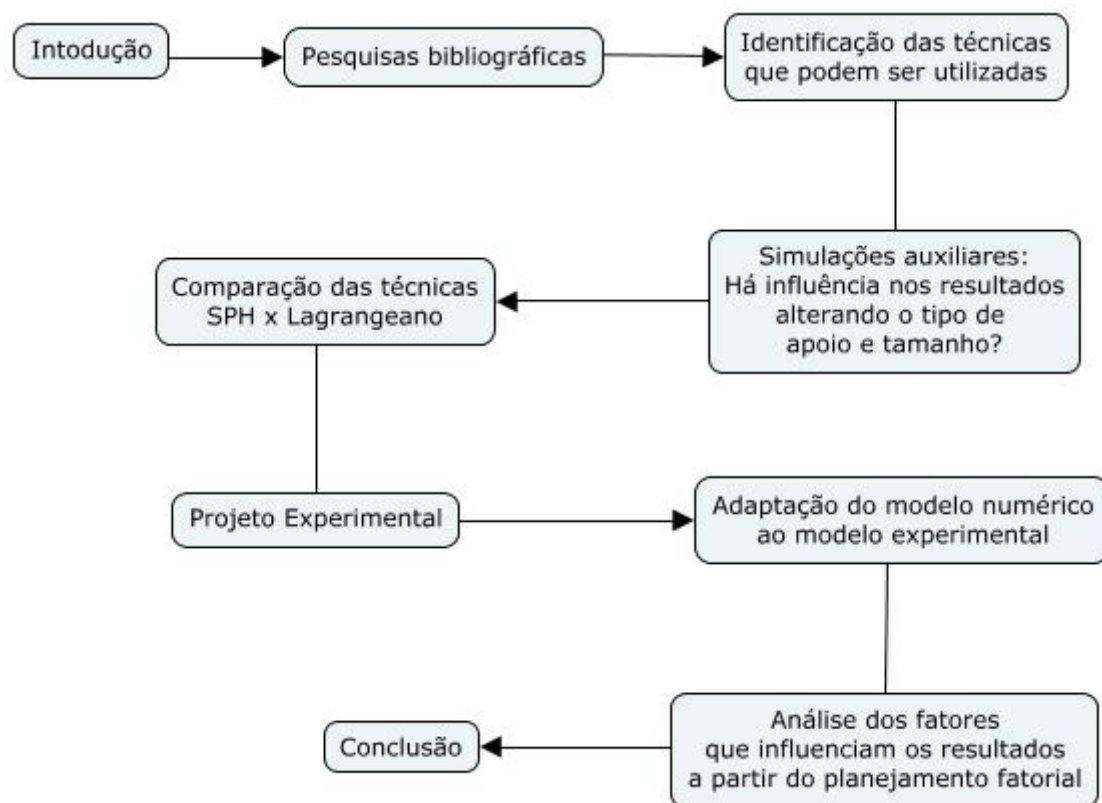


Figura 5 – Metodologia e organização do trabalho

2 *BIRD STRIKE*: UMA VISÃO GERAL

Este capítulo apresenta a revisão bibliográfica utilizada como fundamentação teórica para o trabalho. O leitor encontrará neste capítulo informações acerca do histórico de modelagem do *bird strike* em elementos finitos (Sec. 2.1). Uma breve introdução aos conceitos do Método dos Elementos Finitos (Sec. 2.2), bem como, a explanação dos conceitos dos métodos de integração implícita e explícita (Sec. 2.3). Em sequência, na Seção (2.4), está exposto as abordagens numéricas mais utilizadas para a modelagem do *bird strike* em softwares baseados em elementos finitos.

2.1 HISTÓRICO DE MODELAGEM EM ELEMENTOS FINITOS DE *BIRD STRIKES*

Historicamente, a certificação de componentes aeronáuticos para suportar o impacto de pássaros (*Bird Strike*) se dava através de testes experimentais e o projeto destes componentes era realizada através da empiria (GUIDA et al., 2013). Com o surgimento de novas ferramentas tecnológicas como o computador, por exemplo, houve uma possibilidade de se estudar de forma mais realista. Sabendo-se que o custo para a realização de testes experimentais é extremamente alto, a análise computacional permite a variação de geometria e material sem custos significativos (HEDAYATI; SADIGHI, 2016). A disponibilidade de resultados como tensões, deformações e visualização tridimensional é uma vantagem bastante interessante para que um projetista de componentes estruturais aeronáuticos possa ter conhecimento de como funciona o comportamento da estrutura ao ser submetida ao impacto de pássaros.

Em 1975, Sun (1975) investigou o impacto em compósitos laminados, mas não houve o objetivo de modelar o impacto de pássaros contra aeronaves. A modelagem do *bird strike* em elementos finitos começou no final da década de 1970, quando algumas pesquisas foram realizadas para examinar a resposta de impactos de pássaros em canopi e para-brisas. O código de FE Linear IMPACT, desenvolvido em 1977, não foi capaz de produzir resultados aceitáveis para o bird strike (HEIMBS, 2011). O programa de computador MAGMA - *Materially And Geometrically Nonlinear Analysis* (Análise Materialmente e Geometricamente Não Linear) foi desenvolvido em 1978 e dois anos depois foi aplicado para impactos de pássaros em componentes transparentes de aeronaves (MCCARTY, 1980). Nos meados da década de 1980, MCCARTY, JOHNSON e WILSON (1982) investigou a capacidade de proteção contra pássaros de outras peças de aeronaves, incluindo estabilizadores horizontais e HIRSCHBEIN (1982) e STORACE, NIMMER e

RAVENHALL (1984) investigaram o impacto em pás do motor de turbina.

Com o avanço das tecnologias computacionais muitos trabalhos surgiram com o tema *Bird Strike* com o objetivo de investigar as técnicas adequadas para modelagem do pássaro, como por exemplo o trabalho de Goyal et al. (2006a) que visa a modelagem pelo técnica *Arbitrary Lagrangian Eulerian* e, o trabalho de Goyal et al. (2006b) visando a modelagem pela técnica *Smoothed Particle Hydrodynamics*. Em 2010 os trabalhos de Wang e Yue (2010) e Salehi, Ziaei-Rad e Vaziri-Zanjani (2010) buscaram a análise de impacto em pára-brisas e janelas de aeronaves. Hedayati e Ziaei-Rad (2012) investigou o efeito da orientação do alvo do impacto utilizando a técnica *Smoothed Particle Hydrodynamics*. E, recentemente, Hedayati e Sadighi (2016) apresentou um livro que reúne diversas informações a respeito da teoria e experimentação do *bird strike*.

2.2 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

O Método dos Elementos Finitos, também conhecido por sua abreviação "MEF", é atualmente um dos métodos mais utilizados para soluções de problemas de engenharia. Entretanto, este método só se tornou popular devido a evolução dos computadores.

Não se sabe ao certo o ano exato da criação do MEF mas, de certa forma, foi desenvolvido através de vários trabalhos, como por exemplo os matemáticos, no trabalho de Courant (1943), físicos, no trabalho de Synge e Rheinboldt (1957) e engenheiros, nos trabalhos de Argyris J.H.; Kelsey (1954).

Reddy (1993) diz que o método dos elementos finitos consiste na divisão de um domínio contínuo em conjuntos de subdomínios chamados elementos finitos. Em outras palavras, o método dos elementos finitos resolve um problema físico com a composição das soluções de subproblemas físicos menores a partir da discretização do problema físico. Desta forma, pode-se representar equações diferenciais governantes de um problema físico real como várias equações algébricas simples e, diante disso, resolve-las simplificadamente.

Assim, Filho (2000) define dois caminhos para a solução de um problema estrutural de Engenharia:

- Os métodos analíticos clássicos que permitem o cálculo da resposta exata dos deslocamentos, deformações e tensões na estrutura em todos os seus pontos, ou seja, nos seus infinitos pontos. Porém essas soluções são somente conhecidas para alguns casos, que fogem da maioria das aplicações práticas que se encontra no dia a dia.
- Procedimentos aproximados, que podem ser aplicados em caráter geral, independentemente da forma geral da estrutura e das condições de carregamento e contorno, no qual consiste o MEF.

A Figura (6) apresenta o processo geral de análise de um problema físico por meio dos elementos finitos segundo Bathe (2014). O problema físico envolve um componente estrutural sujeito a um determinado carregamento. Deste modo, o problema físico pode ser modelado por um modelo matemático governado por equações diferenciais. O passo seguinte é a solução por elementos finitos através da discretização do domínio utilizando técnicas numéricas e, por se tratar de uma solução numérica, há a necessidade do estudo da sensibilidade da malha a fim de estabelecer a melhor solução. E por fim, o operador parte para a interpretação dos resultados, onde pode ser definido um refinamento na análise ou uma melhoria no projeto, bem como uma otimização estrutural.

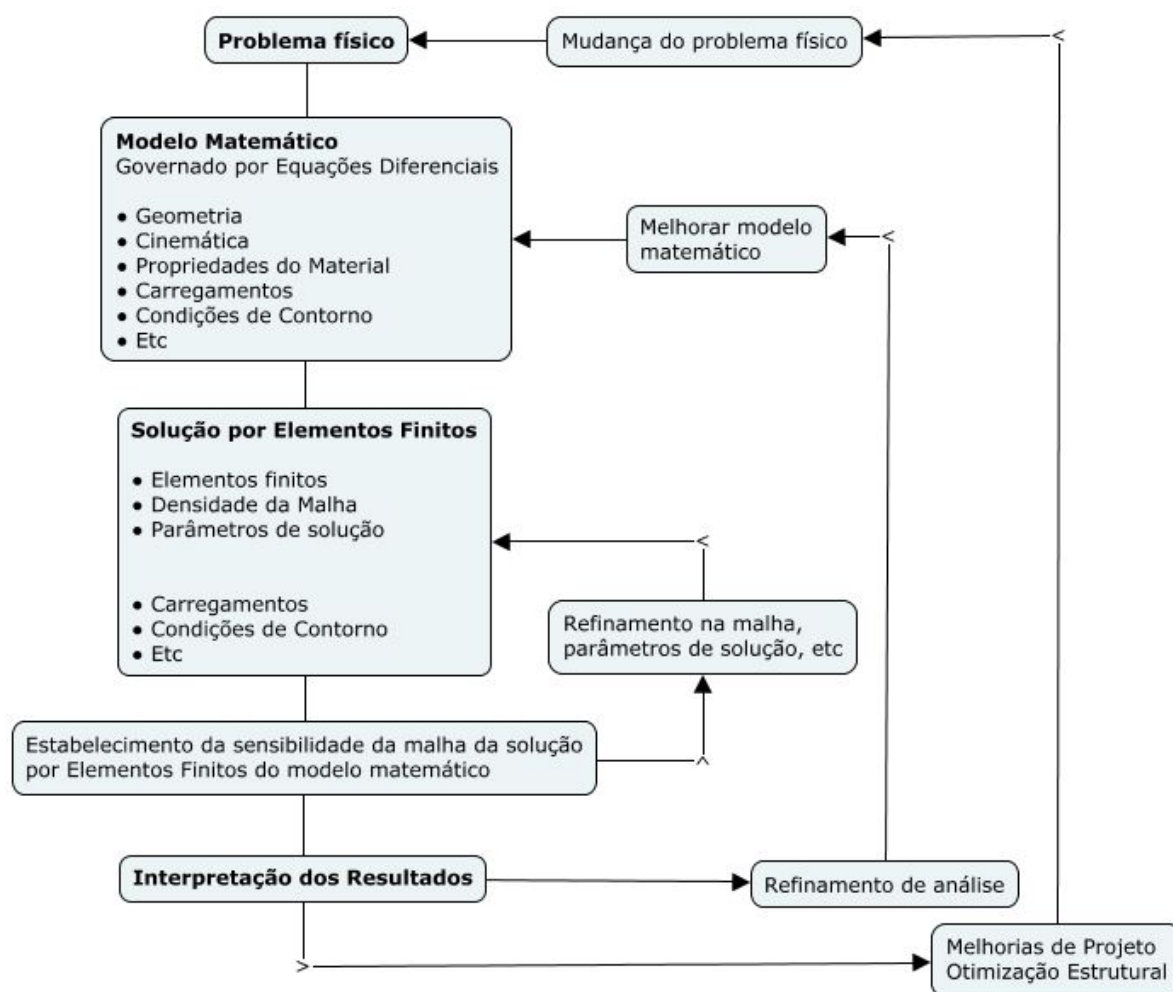


Figura 6 – Processo geral de análise por Elementos Finitos (BATHE, 2014)

A maioria das análises estruturais estão focadas em modelos lineares, onde, destaca-se a característica da proporcionalidade entre causa e efeito (FILHO, 2012), isto é, há uma dependência entre um valor de carga aplicada à estrutura e o valor de sua resposta na deformação. Dentro do modelo linear pode-se destacar duas classes de análise: Análise estática e análise dinâmica.

Em uma análise estática não há dependência do tempo, ou seja, a aplicação da carga independe do tempo ou tem variação muito pequena em relação ao tempo. Outra característica importante da análise estática é que toda a energia causada pelas forças externas são armazenadas na estrutura como energia de deformação, dessa forma, a força externa $[\mathbf{f}]$ é equilibrada internamente por forças elásticas $[\mathbf{k}\cdot\mathbf{u}]$, onde \mathbf{k} é a rigidez e \mathbf{u} é o deslocamento (FILHO, 2012). Assim, podemos representar uma análise linear estática pela Eq. (2.1).

$$\{\mathbf{F}\} = [\mathbf{K}] \cdot \{\mathbf{U}\} \quad (2.1)$$

Já a análise dinâmica se tem a dependência do tempo, ou seja, há a necessidade de conhecer a magnitude e duração da força aplicada. Neste tipo de análise as forças inerciais são consideradas no sistema, fazendo com que toda energia realizada pelas forças externas seja transferida a estrutura como energia de deformação, energia cinética e energia de amortecimento (FILHO, 2012). Assim, as forças externas $[\mathbf{f}(\mathbf{t})]$ são equilibradas pelas forças elásticas $[\mathbf{k}\cdot\mathbf{u}]$, pelas forças de amortecimento $[\mathbf{c}\cdot\dot{\mathbf{u}}]$ e pelas forças inerciais $[\mathbf{m}\cdot\ddot{\mathbf{u}}]$, assim chega-se a Eq. (2.2).

$$[\mathbf{M}] \cdot \{\ddot{\mathbf{U}}\} + [\mathbf{C}] \cdot \{\dot{\mathbf{U}}\} + [\mathbf{K}] \cdot \{\mathbf{U}\} = \{\mathbf{F}(\mathbf{t})\} \quad (2.2)$$

A Equação (2.2) é um sistema de equações diferenciais não lineares homogêneas de segunda ordem no formato matricial para simplificar o armazenamento. Onde, $[\mathbf{M}]$ é a matriz de massa, $[\mathbf{C}]$ a matriz de amortecimento e $[\mathbf{K}]$ a matriz de rigidez. \mathbf{U} é o deslocamento e suas derivadas são velocidade $\{\dot{\mathbf{U}}\}$ e aceleração $\{\ddot{\mathbf{U}}\}$.

2.3 ABORDAGEM NÃO LINEAR

Filho (2012) diz que a não linearidade se manifesta em decorrência à variação da rigidez da estrutura à medida que o carregamento atua. Desta forma, é necessário identificar como essa rigidez varia conforme o carregamento é aplicado. Assim, a Fig. (7) apresenta três principais fontes de não linearidades.

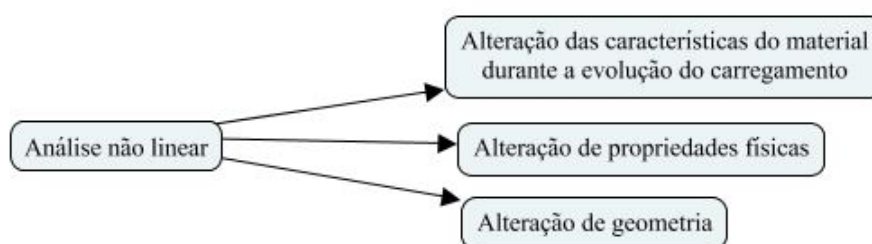


Figura 7 – Fontes de não linearidades (FILHO, 2012)

Sabe-se que a relação entre tensão e deformação de alguns materiais, em boa parte dos metais, pode ser apresentado segundo a Fig. (8). Pode-se caracterizar um material, em regime elástico, através do módulo de elasticidade $[E]$ e do coeficiente de Poisson $[\nu]$. Entretanto, a não linearidade se apresenta no regime plástico do material, após o limite de proporcionalidade mostrado na Fig. (8), onde não é válido a Lei de Hooke (CALLISTER, 2008). Ou seja, há uma variação no módulo de elasticidade do material, variando assim a rigidez do componente.

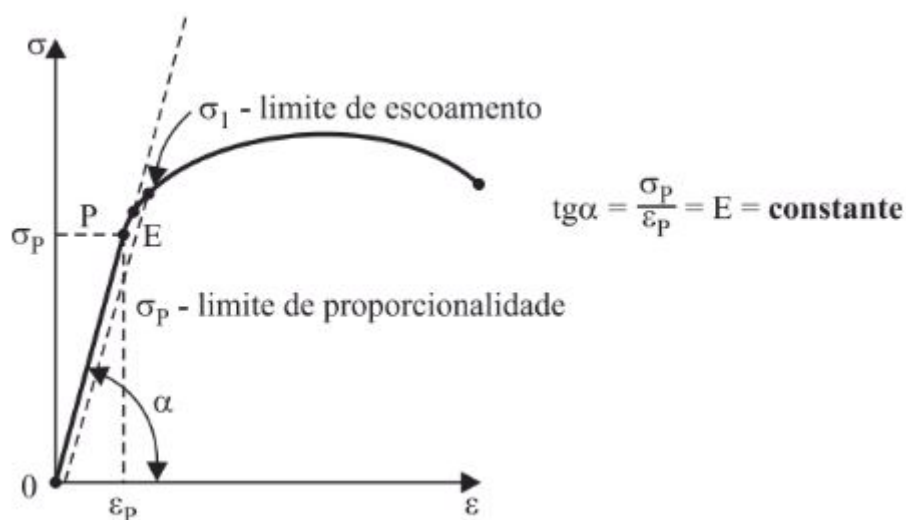


Figura 8 – Relação entre tensão e deformação dos metais em geral (FILHO, 2012)

Seguindo o diagrama da Fig. (7), a rigidez pode variar através das alterações de propriedades físicas do componente, ou seja, através de mudanças significativas de qualquer dimensão do componente. Filho (2012) apresenta como exemplo o processo de trefilação, onde a área da seção transversal $[A]$ muda de dimensão significativamente. Assim, a presença de não linearidade surge na necessidade de atualização da rigidez que é diretamente ligada com as dimensões do componente.

A não linearidade através das alterações geométricas do componente pode ser apresentada através de grandes deformações. Segundo Filho (2012), a relação entre força e deslocamento submetido a um componente estrutural é um importante gerador de não linearidade, ou seja, a partir do momento em que um componente estrutural sofre uma grande deformação, há a necessidade da atualização do equilíbrio entre as forças externas e internas do sistema. Assim, necessita-se de uma nova condição de equilíbrio e, conseqüentemente, uma nova rigidez do sistema para o componente deformado.

Diante das dificuldades ocasionadas pela atualização da rigidez, surge a necessidade da utilização dos métodos de integração direta. Os métodos de integração direta são aplicados diretamente na Eq. (2.2). Tendo em mente que os deslocamentos, velocidades e acelerações são funções dependentes do tempo, deve-se determinar estes parâmetros em

tempos definidos. Para isso, utiliza-se a ferramenta da série de Taylor mostrada na Eq. (2.3).

$$f(t + \Delta t) = f(t) + \frac{f'(t)}{1!} \cdot \Delta t + \frac{f''(t)}{2!} \cdot \Delta t^2 + \frac{f'''(t)}{3!} \cdot \Delta t^3 + \dots + \frac{f^n(t)}{n!} \cdot \Delta t^n \quad (2.3)$$

Dentro dos métodos de integração direta, destacam-se dois tipos de integração: explícita e implícita. A principal diferença entre esses métodos consiste na utilização do procedimento da diferença central para o caso explícito e o procedimento de aceleração média ou método trapezoidal caso implícito. Tais métodos podem ser consultados e melhor explicado através da referência: Filho (2012).

A Figura (9), apresenta a variedade de áreas que podem ser aplicados os métodos implícitos e explícitos de acordo com o manual do software ANSYS®, (ANSYS, 2017b). Como pode ser visto, o fenômeno de impacto é melhor abordado com os métodos explícitos pois envolve um curto tempo de duração do evento.

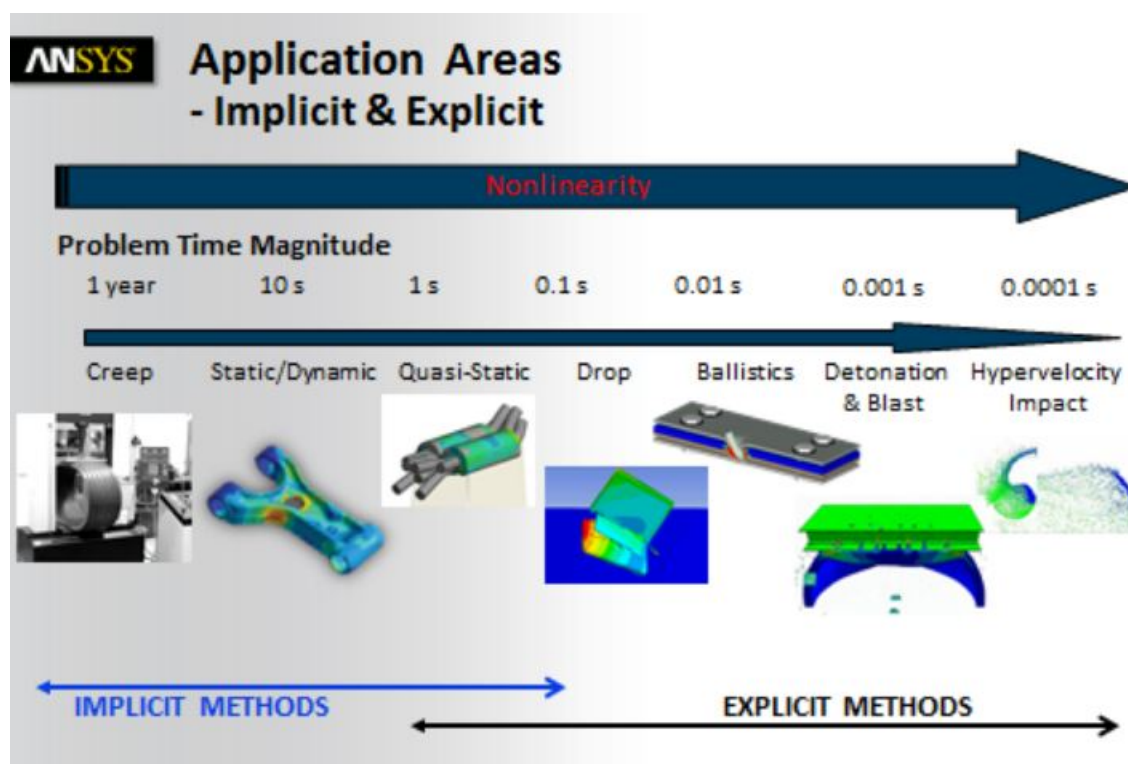


Figura 9 – Aplicação dos métodos implícitos e explícitos (ANSYS, 2017b)

O método explícito é demonstrado através da expansão da série de Taylor do deslocamento no instante $(t + \Delta t)$ e no instante $(t - \Delta t)$, conforme as Equações (2.4) e (2.5).

$$\{U(t + \Delta t)\} = \{U(t)\} + \{\dot{U}(t)\} \cdot \Delta t + \{\ddot{U}(t)\} \cdot \frac{\Delta t^2}{2} + \{\ddot{\ddot{U}}(t)\} \cdot \frac{\Delta t^3}{6} + \dots \quad (2.4)$$

$$\{U(t - \Delta t)\} = \{U(t)\} - \{\dot{U}(t)\} \cdot \Delta t + \{\ddot{U}(t)\} \cdot \frac{\Delta t^2}{2} - \{\ddot{\ddot{U}}(t)\} \cdot \frac{\Delta t^3}{6} + \dots \quad (2.5)$$

Eliminando os termos de maiores graus e subtraindo a Eq. (2.4) da Eq. (2.5), obtém-se a Eq. (2.6).

$$\{\dot{U}(t)\} = \frac{1}{2\Delta t} (\{U(t + \Delta t)\} - \{U(t - \Delta t)\}) \quad (2.6)$$

Somando a Eq. (2.4) e Eq. (2.5), obtém-se a Eq. (2.7).

$$\{\ddot{U}(t)\} = \frac{1}{\Delta t^2} (\{U(t + \Delta t)\} - 2 \cdot \{U(t)\} + \{U(t - \Delta t)\}) \quad (2.7)$$

Observe que as velocidades e acelerações são determinadas no instante central t a partir dos deslocamentos nos instantes igualmente separados por Δt , isto é, $(t - \Delta t)$ e $(t + \Delta t)$, por isso é chamado de método da diferença central (FILHO, 2012, p. 266).

Substituindo a velocidade (Eq. 2.6) e aceleração (Eq. 2.7) na equação de equilíbrio dinâmico (Eq. 2.2) pode-se obter a equação que dita o método de integração explícita que é mostrado na Eq. (2.8).

$$\left(\frac{1}{\Delta t^2} \cdot M + \frac{1}{2\Delta t} \cdot C\right) \cdot U(t + \Delta t) = F(t) - K \cdot U(t) + \frac{1}{\Delta t^2} \cdot M (2 \cdot U(t) - U(t - \Delta t)) + \frac{1}{2\Delta t} \cdot C \cdot U(t - \Delta t) \quad (2.8)$$

Pode-se observar que o deslocamento no instante $(t + \Delta t)$, é totalmente definido pelo conhecimento dos deslocamentos nos instantes anteriores t e $(t - \Delta t)$. A solução do deslocamento em um dado instante é baseada na condição de equilíbrio dos instantes anteriores, devido a isso o método é denominado explícito (FILHO, 2012, p. 266).

2.4 ESTUDO NUMÉRICO PARA SOLUÇÃO DE PROBLEMAS ENVOLVENDO *BIRD STRIKE*

O fenômeno de impacto de um pássaro em uma aeronave é um evento que tem magnitude de milissegundos ou microsegundos (WANG; YUE, 2010). Uma modelagem de *bird strike* compreende diversas complexidades que não são aplicáveis a análises estáticas convencionais, como cargas intensas e transientes, interação fluido-estrutura, taxas de deformações, grandes deformações, severa distorção de elementos e, etc (HEDAYATI; SADIGHI, 2016). O que implica na necessidade de uma análise não linear através do método explícito.

Devido a velocidade de impacto, o pássaro se comporta como um fluido e em situações agressivas, o corpo do pássaro pode ser fragmentado em pequenos detritos. Obter informações desse comportamento da ave com precisão aceitável e, simultaneamente, evitar instabilidades numéricas provou ser um grande desafio (HEDAYATI; ZIAEI-RAD, 2012).

A técnica numérica mais comum nos softwares de elementos finitos é o método Lagrangeano. Essa técnica tem como característica o uso das coordenadas do material como referência para descrever as equações governantes e o movimento do corpo (GOYAL et al., 2006b). Salehi, Ziaei-Rad e Vaziri-Zanjani (2010) fala sobre a vantagem de utilizar a técnica lagrangeana:

Os nós da malha Lagrangeana estão associados às partículas no material sob análise, portanto, cada nó da malha segue uma partícula individual em movimento. Como os nós da fronteira sempre permanecem na fronteira do material, a imposição da condição de contorno é simplificada. Outra vantagem do método Lagrangeano é a capacidade de rastrear facilmente o histórico temporal dos materiais. (Salehi, Ziaei-Rad e Vaziri-Zanjani (2010, p.3), adaptado).

A maior desvantagem do método lagrangeano é que, quando submetido à grandes deformações, a malha se torna demasiadamente distorcida causando imprecisão nos resultados, conforme a Fig. (10) constatado no trabalho de Oliveira e Silva (2018). Existem algumas soluções para o problema de distorção dos elementos no método lagrangeano, uma delas é o *Erosion Controls*, que é uma ferramenta numérica que remove automaticamente os elementos durante uma simulação. A principal razão do seu uso é a remoção de elementos muito distorcidos, isso garante que a estabilidade no intervalo de tempo permaneça em um nível razoável e que as soluções possam continuar até o tempo de término desejado (ANSYS, 2017b). Esta solução será explorada no presente trabalho, na subseção (3.4.2) e no Capítulo (5), com o intuito de investigar as consequências da remoção dos elementos durante a simulação e comparar com a técnica numérica SPH.

O método Euleriano é comumente utilizada em problemas de dinâmica dos fluidos. Neste método, ao invés do material, o espaço é discretizado. Uma malha euleriana consiste em várias células empilhadas e fixadas no espaço (HEDAYATI; SADIGHI, 2016). Algumas das células da malha são inicialmente preenchidas por fluido e algumas são deixadas vazias. Conforme o fluido flui no espaço, ele deixa algumas células e preenche outras células inicialmente vazias. Como a malha não segue a deformação do fluido, não existem distorções severas na malha. Diferentemente do método lagrangeano, é muito difícil realizar o rastreamento do histórico temporal de pontos materiais e de interfaces de materiais no método euleriano (SALEHI; ZIAEI-RAD; VAZIRI-ZANJANI, 2010).

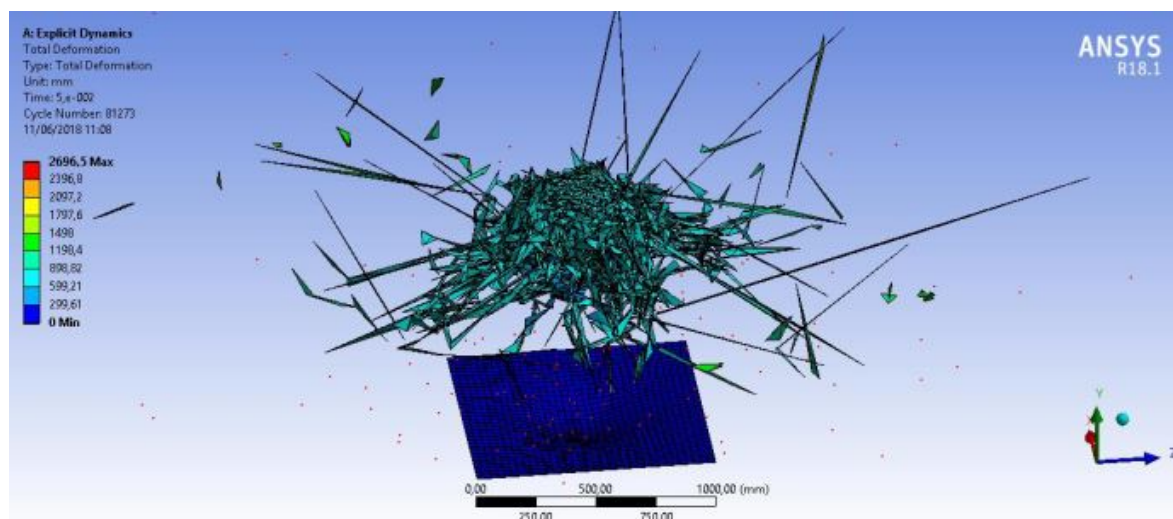


Figura 10 – Elemento distorcido utilizando o método Lagrangeno (OLIVEIRA; SILVA, 2018)

Com base na breve explicação do método Euleriano, temos a técnica numérica *Arbitrary Lagrangian Eulerian* (ALE). O ALE é a combinação dos métodos Lagrangeano e Euleriano. A diferença da técnica ALE para o Euleriano é que, dependendo do movimento, a malha pode ser fixa no espaço e o material se move através da malha, ou então, a malha pode se mover juntamente com o material (GOYAL et al., 2006a), assim a maior desvantagem da técnica ALE é que o usuário deve especificar o movimento de malha ideal. Desta forma, um grande número de elementos pode ser eliminado e o tempo de cálculo reduzido usando o método ALE, proporcionando assim uma economia de tempo computacional (JENQ et al., 2007). Entretanto, este método é relativamente difícil de utilizar e o usuário deve estar familiarizado com a quantidade de parâmetros de controle para alcançar resultados aceitáveis.

Por último, temos o método *Smoothed Particles Hydrodynamics* (SPH), que é uma técnica Lagrangeana sem malha para modelar o movimento de um fluido transitório, usando um método de interpolação de pseudo-partículas (HEDAYATI; ZIAEI-RAD, 2012). O fluido é representado por uma nuvem de pequenas partículas em movimento, onde cada partícula se torna um ponto de interpolação e todas as características do fluido são conhecidas. Uma função de interpolação é usada para encontrar as quantidades desejadas para todas as partículas. O valor das variáveis de estado de cada nó é calculado com base na massa de cada partícula e nas distâncias das partículas vizinhas (HEDAYATI; SADIGHI, 2016). Como o método SPH não tem malha, as dificuldades associadas às distorções de elementos não são encontradas. Além disso, nenhum elemento adicional deve ser definido para representar o espaço vazio, como nos métodos Eulerianos e ALE, o que permite uma diminuição no tempo computacional. Este método será explorado neste trabalho.

3 CONFIGURAÇÕES PRINCIPAIS DO MODELO NUMÉRICO INICIAL

Este capítulo apresenta as configurações necessárias para um modelo lagrangeano no software ANSYS®. O leitor encontrará na seção (3.1) informações acerca da geometria simplificada do *bird strike* com esfera e placa. Primeiramente, informações dimensionais dos dois corpos e, em seguida, o tipo de configuração para tratar da interação entre estes corpos, bem como a posição inicial e detecção de contato. Já a seção (3.2) abordará os materiais utilizados nas simulações do presente trabalho. Na seção (3.3) está apresentado a interação entre a esfera e a placa, bem como, a posição inicial e o mecanismo de detecção de contato durante o impacto. Após isso, na seção (3.4), há uma breve explicação acerca das ferramentas para a configuração de análise, com atenção especial ao passo de tempo e o *Erosion Controls*. Na seção (3.5), está presente os tipos de elementos utilizados e ferramentas de análise de qualidade de malha. Na seção (3.6) o leitor encontrará neste capítulo a inserção do elemento *smoothed particle hydrodynamics* (SPH) na simulação em elementos finitos. Visto que, tal elemento não enfrenta o problema de distorção de malha, devido à alta velocidade de impacto submetida. O leitor encontrará também uma apresentação breve da plataforma Autodyn do software ANSYS®. Em sequência, é apresentado os resultados em termos de deslocamento máximo e tensão da simulação utilizando os elementos SPH.

3.1 GEOMETRIA DOS CORPOS ENVOLVIDOS

A geometria utilizada nas simulações iniciais foi baseada na referência Micheli (2008). Deste modo, a Fig. (11) mostra as dimensões da placa e da esfera. A placa tem 350 mm de lado, ela tem um espaço de 50 mm em cada lado para a fixação do tipo de apoio. A placa tem espessura de 1,6 mm. Já a esfera tem, inicialmente, 20 mm de diâmetro. A principal vantagem de uma geometria simplificada é a facilidade em entender como o *bird strike* pode ser modelado em termos numéricos. Assim, uma geometria pequena gera uma malha mais simples e uma simulação mais rápida, ou seja, com um custo computacional baixo.

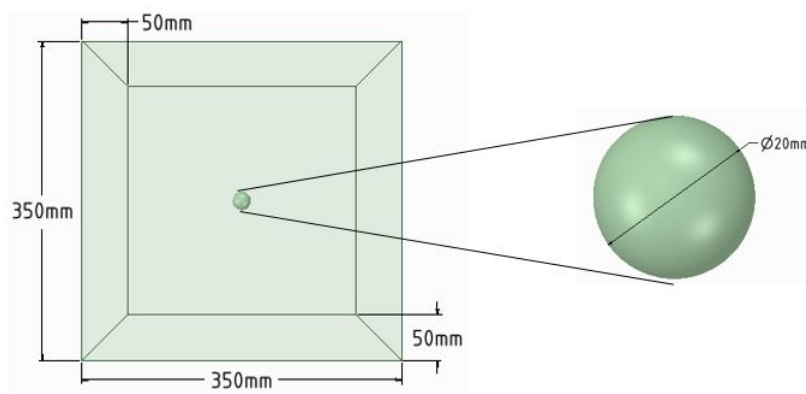


Figura 11 – Geometria utilizada nas simulações iniciais

3.2 MATERIAIS UTILIZADOS NAS SIMULAÇÕES

A caracterização do comportamento do material é de suma importância para uma simulação numérica bem sucedida. Aqui, no presente trabalho, foi realizada uma pesquisa bibliográfica de trabalhos, os quais traziam informações sobre os materiais utilizados em simulação, como Micheli (2008), Teles, Silva e Oliveira (2017) e Wen et al. (2016). A princípio, a geometria das simulações está em um contexto simplificado, onde é tratado uma esfera para a representação do pássaro e uma placa representando um componente estrutural de uma aeronave.

3.2.1 Material da placa

O trabalho de Micheli (2008) com o tema de análise numérico-experimental do impacto em chapas de alumínio aeronáutico, traz informações sobre o material utilizado no trabalho que é o alumínio aeronáutico. Assim, a Tab. (1) descreve o regime linear do material aplicado.

Tabela 1 – Propriedades mecânicas do material alumínio aeronáutico

Propriedade	Valor
Módulo de Elasticidade (E)	73,385 [GPa]
Densidade (ρ)	2700 [$\frac{kg}{m^3}$]
Coefficiente de Poisson (ν)	0,31

A caracterização não linear é, também, muito importante. A Fig. (12) mostra a configuração da curva não linear no software ANSYS®. Os pontos foram obtidos através da referência Micheli (2008), onde foi necessário uma simplificação na quantidade de pontos na curva, pois o software só comporta no máximo 10 pontos, dessa forma, optou-se por adicionar apenas 5 pontos com objetivo de diminuir o custo computacional, visto

que, cada reta adicionada no modelo é adicionado também uma nova variação do módulo de elasticidade e, conseqüentemente, uma nova atualização da matriz de rigidez.

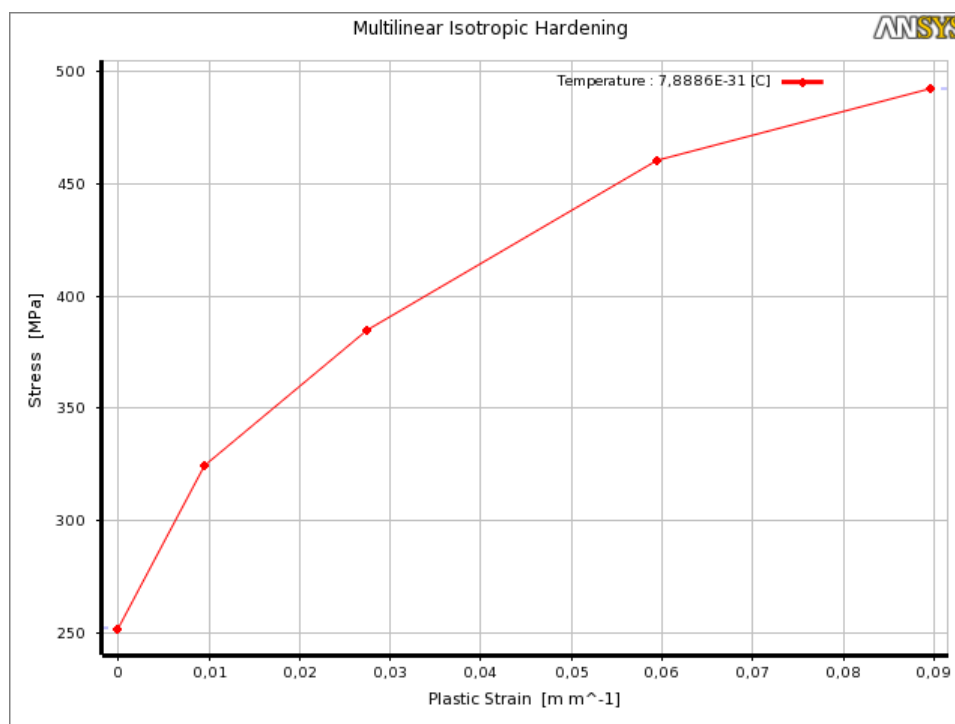


Figura 12 – Curva descrevendo a região não linear do material alumínio aeronáutico

3.2.2 Material da esfera

A caracterização do material do pássaro ainda é um desafio. Isso se deve ao fato da quantidade baixa de pesquisas com objetivo de caracterização mecânica do tecido orgânico do pássaro, sobretudo, pesquisas relacionadas com a espécie que mais aparece envolvida em impactos com aeronaves no Brasil, que é o quero-quero. Deste modo, iniciam-se as simulações numéricas considerando um corpo rígido com um material mais rígido, evitando o uso do *Erosion Controls* para conseguir determinar algumas características do comportamento do impacto, como mostrado no Cap. (4). Com base nos dados do trabalho Teles, Silva e Oliveira (2017), pode-se caracterizar a região plástica do Aço 1010, a Tab. (2) mostra tais propriedades.

Tabela 2 – Propriedades mecânicas do Aço 1010

Propriedade	Valor
Módulo de Elasticidade (E)	194 [GPa]
Densidade (ρ)	7850 [$\frac{kg}{m^3}$]
Coefficiente de Poisson (ν)	0,3

A Figura (13) mostra a caracterização da região plástica para o Aço 1010.

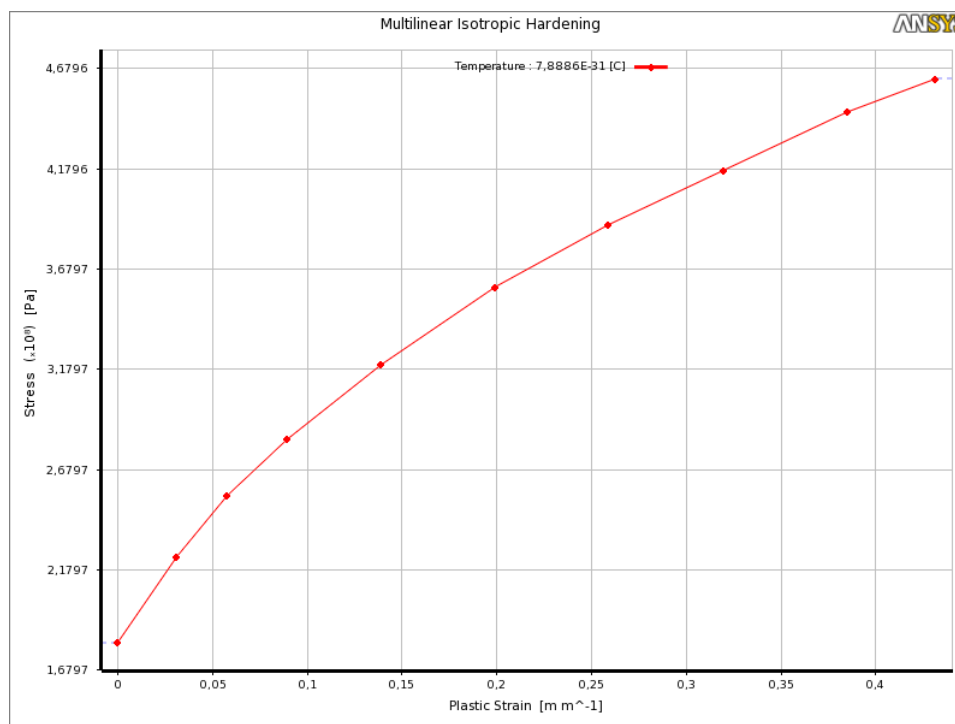


Figura 13 – Curva descrevendo a região não linear do Aço 1010

Seguindo a ideia de obter um material que se aproxime da condição de impacto do pássaro, a referência Lavoie et al. (2009) sugere o uso de uma mistura gelatinosa. Sabendo que, durante o impacto de alta velocidade, o pássaro se comporta como um fluido, a aproximação das características mecânicas do gel balístico pode ser válida. Dessa maneira, a Tab. (3) apresenta as propriedades mecânicas do gel balístico baseado no trabalho de Wen et al. (2016).

Tabela 3 – Propriedades mecânicas do Gel Balístico

Propriedade	Valor
Módulo de Elasticidade (E)	0,85 [MPa]
Densidade (ρ)	1030 [$\frac{kg}{m^3}$]
Coefficiente de Poisson (ν)	0,34

3.3 INTERAÇÃO ENTRE OS CORPOS

As simulações nesta etapa do trabalho foram realizadas no software ANSYS® Workbench na plataforma *Explicit Dynamics*. É importante ressaltar que, nesta plataforma, o método utilizado para a abordagem do impacto é o método Lagrangeano.

3.3.1 Posição inicial dos corpos

Por se tratar de dois corpos, uma esfera e uma placa, é necessário indicar no software qual é a conexão entre os corpos. Por meio de experiências com a altura da esfera em relação a placa, optou-se em deixar a esfera a uma altura de 0 [mm] da placa, como na Fig. (14), com a finalidade de reduzir o custo computacional durante uma simulação. Desta forma, pode-se reduzir o tempo total de simulação, a esfera não precisará percorrer um percurso preliminar antes de impactar contra a placa. Entretanto, é necessário indicar dentro do software que a esfera não está em contato com a placa, isso deve ser feito desabilitando o item de contato no software.

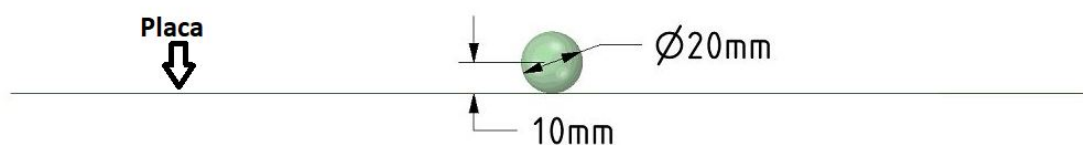


Figura 14 – Vista lateral da geometria utilizada

3.3.2 Detecção de contato

Como a esfera vai colidir com a placa, é necessário um mecanismo de detecção para saber se a esfera está realmente em contato com a placa. Na plataforma *Explicit Dynamics* do Ansys Workbench, há duas formas de detecção de contato: *Trajectory* e *Proximity Based*.

O algoritmo de detecção de contato *Trajectory* é baseada na trajetória dos nós e faces que são rastreadas durante o ciclo computacional. Se a trajetória de um nó ou uma face se cruzarem durante o ciclo, um evento de contato é detectado (ANSYS, 2017a). Isto pode ser visto na Fig. (15).

Já o algoritmo *Proximity Based* é caracterizado pelo envolvimento das faces, bordas e nós externos de uma malha por uma zona de detecção de contato, como visto na Fig. (16). Se, durante a análise, um nó entrar nesta zona de detecção, será repellido por uma força baseada em penalidades, que é uma função da profundidade de penetração, massa do nó ou face penetrada e do passo de tempo de simulação. Quando este algoritmo de detecção de contato é selecionado, há uma restrição adicional ao passo de tempo de análise. Assim, o passo de tempo é limitado de tal forma que, um nó não pode se deslocar através de uma fração do tamanho da zona de detecção de contato em um ciclo previamente selecionada (ANSYS, 2017a). A fração é definida pelo item *Time Step Safety Factor* que pode variar de 0,1 a 0,5. Para análises que envolvem altas velocidades, o tempo utilizado é muitas vezes controlado pelo algoritmo de contato, o que pode acarreta em um período de simulação muito grande.

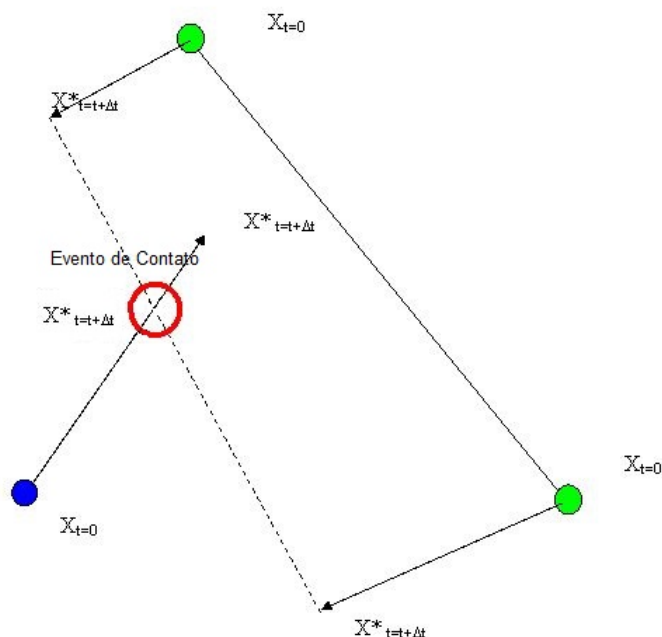


Figura 15 – Mecanismo de detecção de contato por meio do *Trajectory* (ANSYS, 2017a)

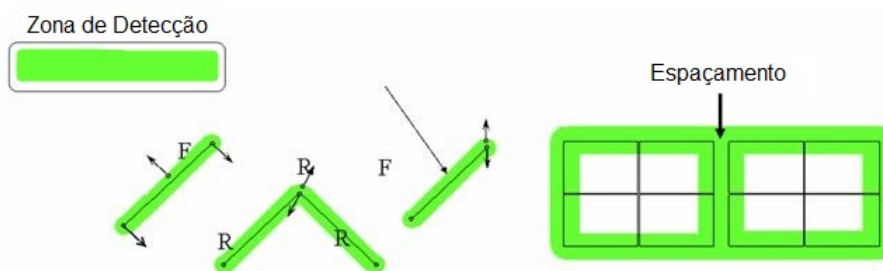


Figura 16 – Mecanismo de detecção de contato por meio do *Proximity Based* (ANSYS, 2017a)

Para as simulações presentes neste trabalho, optou-se pelo algoritmo *Trajectory* pela não necessidade de especificar uma zona de contato ou deixar um espaço físico entre os corpos no começo da simulação. E, também, pela não restrição do passo de tempo devido ao contato, como ocorre na detecção de contato por meio do *Proximity Based*.

3.4 CONFIGURAÇÃO PARA ANÁLISE COMPUTACIONAL

A configuração de análise é o local onde deve ser disposto todas as condições necessárias para a descrição correta do evento a ser simulado. Neste caso, é necessário ajustar alguns parâmetros para que o software saiba o que deve ser feito.

3.4.1 Step Controls

A área de *Step Controls* é destinada para o controle de tempo do evento. Aqui, a entrada principal é o tempo de duração total do evento, desse modo, o software pode ajustar todos os outros campos. A seguir, descreve-se cada campo com base nas informações do manual do software (ANSYS, 2017b).

- *Resumed From Cycle* - Permite selecionar o ciclo de integração, a partir do qual deve iniciar a solução. Um ciclo com valor zero (configuração padrão) indica que a solução será limpa de simulações anteriores e começará do tempo zero. Um ciclo diferente de zero, por outro lado, permite revisitar uma solução anterior e estender ainda mais no tempo. A solução obtida, a partir de um ciclo diferente de zero é considerada como “*resumed*” ou “*restarted*”. O presente trabalho utilizou a configuração padrão;
- *Maximum Number of Cycles* - O número máximo de ciclos permitido durante a análise, que será parada uma vez que alcançado o valor especificado. Sugere-se a entrada de um número grande para que a análise alcance o definido *End Time*. O presente trabalho utilizou o número máximo de ciclos de 10^7 ;
- *End Time* - A duração máxima de tempo (iniciando a partir do tempo zero) para ser simulado por uma análise explícita. Deve-se entrar com um valor razoável estimado para cobrir o fenômeno de interesse. Utilizou-se, inicialmente, um *End Time* de $5 \cdot 10^{-3}$ para cobrir o instante em que a esfera colide com a placa;
- *Maximum Energy Error* - É uma medida de qualidade da conservação de energia de uma análise de dinâmica explícita. Este parâmetro permite parar automaticamente a solução se o desvio da conservação de energia se tornar inaceitável. Aqui foi utilizado uma margem de 10% de erro máximo de energia, que é o sugerido como padrão no software;
- *Reference Energy Cycle* - Define o ciclo no qual você quer que o solver calcule a energia de referência, com o qual calculará o erro da energia. No presente trabalho utilizou-se o ciclo de partida (*cycle* = 0);
- *Initial Time Step* - Define o valor inicial de passo de tempo que você quer usar. Aqui, foi utilizado o *Program Controlled default*. Assim, o passo de tempo inicial será configurado automaticamente para ser 1/2 do passo de tempo do menor elemento em análise. Como o Software calcula esse passo de tempo a cada ciclo será explicado abaixo;
- *Minimum Time Step* - Define o menor passo de tempo permitido na análise. Foi utilizado o padrão de 1/10 do passo de tempo inicial;

- *Maximum Time Step* - Define o máximo passo de tempo permitido para a análise. Foi usado o *Program Controlled default*;
- *Time Step Safety Factor* - Define um de fator de segurança limite que é aplicado para calcular o passo de tempo para ajudar a manter a solução estável, ou seja, manter passos de tempo com o mesmo tamanho a cada ciclo. Utilizou-se o valor padrão de 0,9.

Uma solução explícita é dividida por ciclos, ou seja, a partir da definição do tempo final (*End Time*) o software realiza passos de tempo a cada ciclo para alcançar o tempo final, por exemplo, se o tempo final é de 2 segundos, pode-se alcançar esse tempo final com 4 passos de tempo de 0,5 segundos. Desta forma, o manual do software constado em (ANSYS, 2017b), mostra que o passo de tempo é calculado a cada ciclo a partir da Eq. (3.1).

$$\Delta t \leq f * \left[\frac{h}{c} \right] \quad (3.1)$$

Onde f é o fator de segurança do passo de tempo, h é a dimensão do menor elemento em análise e c é a velocidade do som no material do elemento. Assim sendo, mostra-se na Fig. (17) que a ordem do passo de tempo a cada ciclo nas simulações é de 10^{-8} em todos os ciclos da simulação.

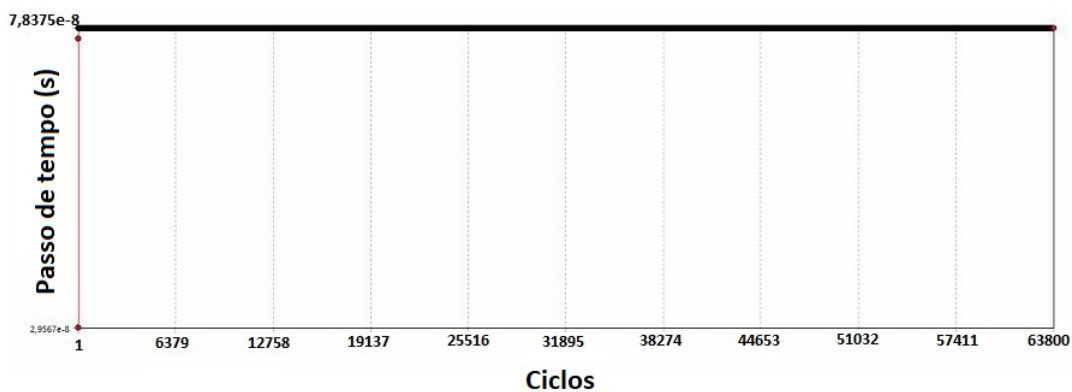


Figura 17 – Passo de tempo de cada ciclo da simulação

Quando procurado na teoria, o resultado da Fig. (17) é aceitável, os estudos de Filho (2012) diz que um passo de tempo estável deve respeitar a Eq. (3.2).

$$\Delta t \leq \frac{2}{\omega_{max}} = \frac{2}{2 \cdot \pi \cdot f} = \frac{T_{mínimo}}{\pi} \quad (3.2)$$

Onde ω_{max} é a frequência natural máxima da estrutura em radianos, f é a frequência em Hertz e $T_{mínimo}$ é o período mínimo da estrutura.

Seguindo a teoria, foi realizado uma análise modal com a geometria do problema e foi comparado o passo de tempo teórico com o computacional. Segundo a planilha do apêndice (A), vê-se que a ordem de grandeza do passo de tempo teórico é de 10^{-4} , concluindo assim que, o passo de tempo calculado pelo software está abaixo do nível máximo do passo de tempo teórico.

3.4.2 *Erosion Controls*

Como introduzido no Capítulo (2) na subseção (2.4), o *Erosion* é uma ferramenta numérica que deleta automaticamente os elementos durante a simulação, com objetivo de remover os elementos com excesso de distorção e garantir a estabilidade do passo de tempo durante a simulação. Existem vários mecanismos disponíveis para iniciar o *Erosion* dos elementos. As opções podem ser usadas em qualquer combinação.

- Geometric Strain - Deleta os elementos a partir da distorção do elemento, ou seja, é inserido um determinado valor no qual a distorção é aceitável;
- Timestep - Deleta os elementos que tem um passo de tempo local acima do valor especificado;
- Material Failure - Deleta os elementos se o valor de falha do material é alcançado;
- Retained Inertia - Configura se os nós desconectados da malha contém um valor de inércia para posterior contato, ou seja, essa ferramenta permite que os nós possam entrar em contato (impactar) outros corpos após o seus desprendimentos da malha da geometria inicial. Esta opção é configurada com *YES* no presente trabalho;

Desta forma, buscou-se a utilização do *Erosion* para estabilizar a distorção nos elementos lagrangeanos, como citado no trabalho de (OLIVEIRA; SILVA, 2018). No capítulo (5), foi explorado as consequências que a remoção desses elementos durante a simulação podem causar nos resultados.

A opção escolhida para o início do *Erosion* foi o *Geometric Strain*, pois existe uma dificuldade em encontrar e caracterizar as propriedades da zona plástica dos materiais como o gel balístico, exposto no capítulo (3) na seção (3.2). O valor para o *Geometric Strain* foi obtido através da elaboração de várias simulações e analisando a deformação dos elementos visualmente. Conforme a Tab. (4), onde a primeira coluna indica o valor do *Geometric Strain* e na segunda coluna há a análise visual dos elementos distorcidos durante a simulação, quando a resposta é "SIM", um novo valor de *Geometric Strain* é configurado. Observe que no *Geometric Strain* de 0,5 não há a presença de elementos distorcidos, desta forma, passou-se a avaliar a segunda cada decimal. Assim, o valor do

Geometric Strain é de 0.51 para todas as simulações deste trabalho, no qual foi utilizada a remoção de elementos distorcido.

Tabela 4 – Avaliação do valor do *Erosion*

<i>Geometric Strain</i>	Há elementos distorcidos?
1	Sim
0,9	Sim
0,8	Sim
0,7	Sim
0,6	Sim
0,5	Não
0,55	Sim
0,54	Sim
0,53	Sim
0,52	Sim
0,51	Não

3.5 MALHA LAGRANGEANA

Segundo (ANSYS, 2017c), a plataforma *workbench* de dinâmica explícita no software ANSYS® só suporta alguns tipos de elementos de malha. Para as malhas do tipo placa são aceitáveis apenas os elementos de primeira ordem: Triângulos e Quadriláteros. Já a malha do tipo sólido são aceitáveis elementos de primeira e segunda ordem:

- Primeira Ordem: Tetraedros, pirâmides, cunhas, hexaedros, vigas;
- Segunda Ordem: Tetraedros

Assim, foram utilizados nas análises feitas na plataforma *workbench* dois tipos de elementos, no qual a esfera é composto por elemento sólido e a placa com elemento placa. Para a esfera, foi utilizado o elemento Tetraedro Tet4, que tem equivalência com a descrição do SOLID185 onde é usado para modelagem de estruturas sólidas com três dimensões. É definido por oito nós com três graus de liberdade em cada nó: translações nas direções nodais x, y e z. A Fig. (18) ilustra o SOLID185.

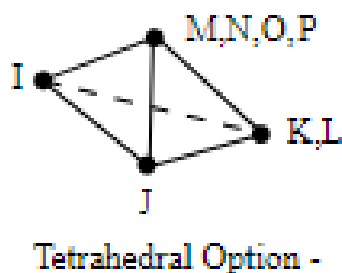


Figura 18 – Descrição do elemento tetraedro do SOLID185 (ANSYS, 2017c)

O elemento utilizado para a placa foi o quadrilátero Quad4, que tem equivalência com a descrição do PLANE42 que é usado para modelagem em estruturas sólidas com duas dimensões. É definido por quatro nós com dois graus de liberdade em cada nó: translações nas direções nodais x e y, conforme a Fig. (19)

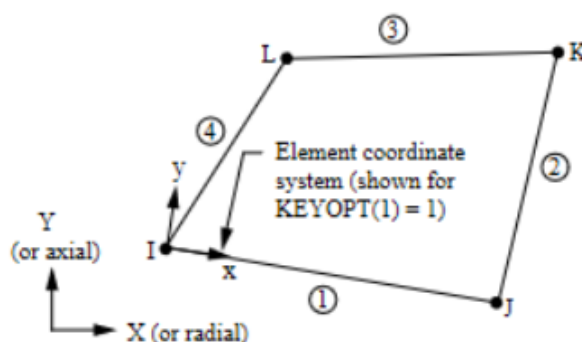
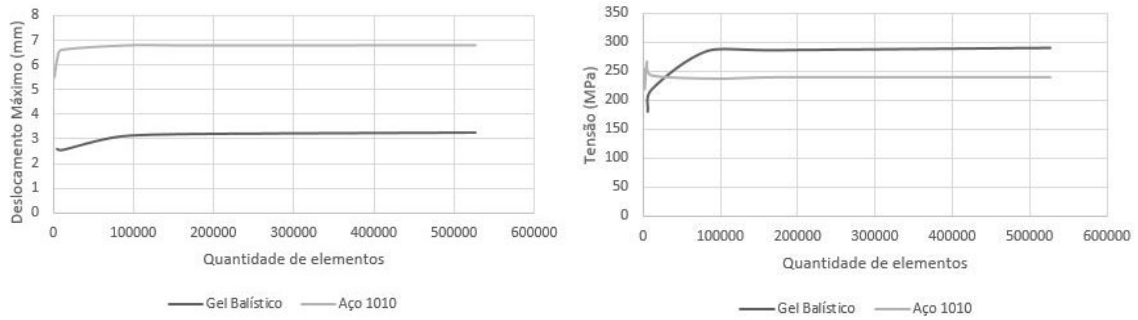


Figura 19 – Descrição do elemento PLANE42 (ANSYS, 2017c)

Para análise de qualidade de malha, realizou-se um estudo de convergência. Na análise de convergência é possível identificar o melhor refinamento da malha (otimização tipo h) e o melhor grau do polinômio interpolador (otimização tipo p) (WERNKE et al., 2016). Dessa forma, é possível garantir que não haja flutuações de resultados devido à malha nem a exigência excessiva dos recursos computacionais.

A Fig. (20) mostra que a convergência para os resultados de deslocamento máximo e em tensão na placa ocorre a partir de 100000 elementos. Observa-se que, o deslocamento e tensão atuante máximo utilizando o Gel balístico, convergem para os valores de 3 mm e 300 MPa, respectivamente. Já para o Aço 1010, converge para 7 mm para o deslocamento máximo e 250 MPa para a tensão máxima atuante.



(a) Convergência no Deslocamento Máximo (b) Convergência na Tensão Máxima da placa

Figura 20 – Gráficos de convergência

Uma outra ferramenta de avaliação da qualidade de malha é o *Mesh Metrics*. O *Mesh Metrics* possui diversas ferramentas que auxiliam na elaboração de uma boa malha. Uma das principais ferramentas é o *Element Quality*. A qualidade do elemento é calculado pelo software através da Eq. (3.3).

$$Qualidade = C \left[\frac{Volume}{\sqrt{[\sum(Comprimento\ do\ elemento)^2]^3}} \right] \quad (3.3)$$

Onde, C é uma constante definida pelo software. A qualidade tem uma escala de avaliação de 0 a 1, onde 1 é o melhor valor. Assim, a Fig. (21) mostra a qualidade dos elementos na malha deste trabalho, percebe-se que a maioria dos elementos estão próximos de 1.

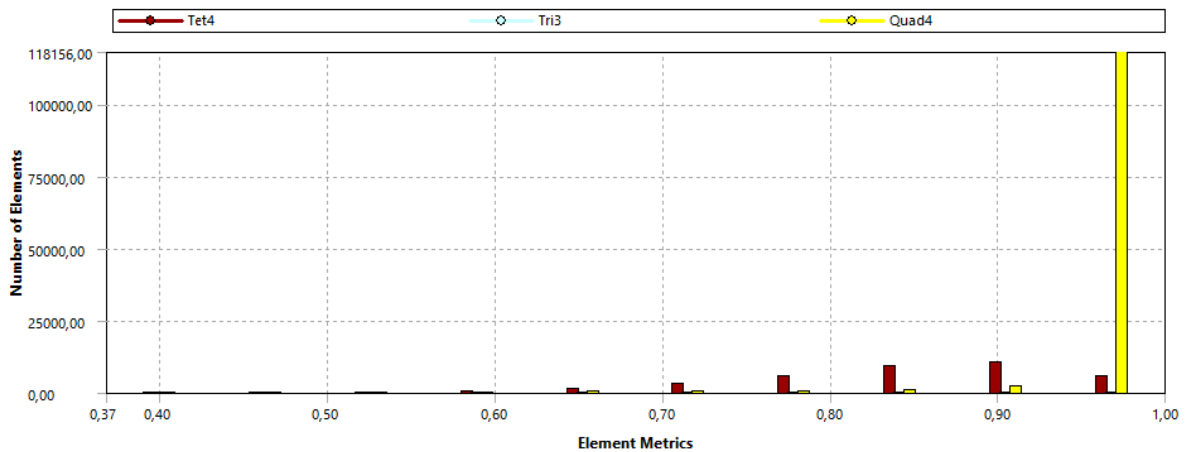


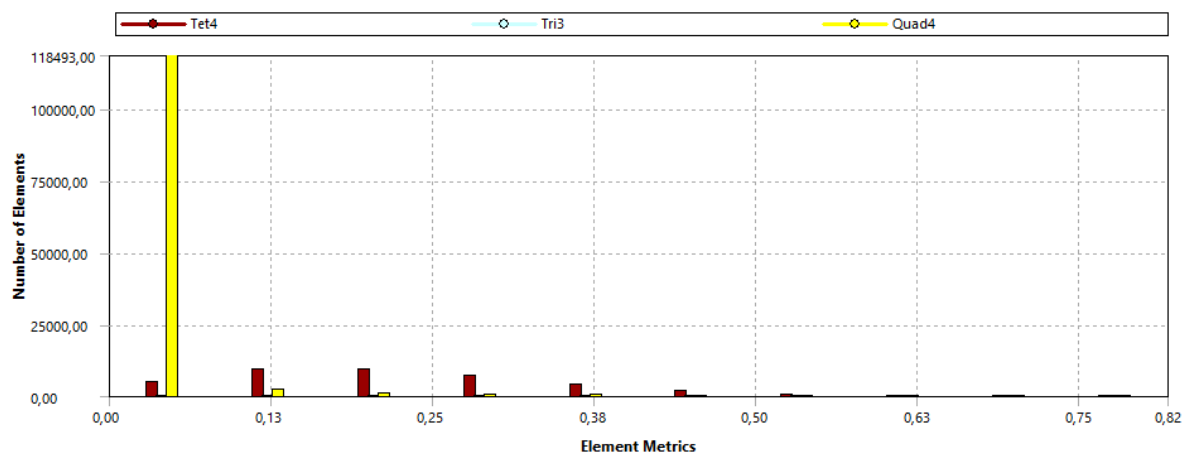
Figura 21 – Qualidade dos elementos utilizados em simulação

Outra ferramenta bastante utilizada é o *Skewness*. A ferramenta compara cada elemento da malha com um suposto elemento "ótimo", onde não há nenhum tipo de distorção no elemento. A Tab. (5) mostra a classificação no qual esta ferramenta avalia a qualidade dos elementos na malha.

Tabela 5 – Classificação da ferramenta *Skewness*

Qualidade	Valor <i>Skewness</i>
Degenerado	1
Ruim	0,9 - < 1
Pobre	0,75 - 0.9
Razoável	0,5 - 0.75
Bom	0,25 - 0,5
Excelente	> 0 - 0,25
Equilateral	0

Assim, a Fig. (22) mostra a qualidade dos elementos via *Skewness* nas simulações do presente trabalho. Onde é mostrado que a maioria dos elementos estão próximos a 0.

Figura 22 – Qualidade dos elementos utilizados em simulação via *Skewness*

3.6 SMOOTHED PARTICLE HYDRODYNAMICS

Como introduzido na subseção (2.4), o elemento *smoothed particle hydrodynamics* (SPH) utilizada para modelar o movimento de um fluido usando um método de interpolação de pseudo-partículas (HEDAYATI; ZIAEI-RAD, 2012). Inicialmente, o SPH foi desenvolvido para problemas da astrofísica mas, devido a ausência de malha, percebeu-se a capacidade de resolução de problemas com geometrias irregulares, grandes impactos de deformações, distorções na malha que normalmente ocorrem em malhas lagrangeanas e eventos de cargas explosivas (LACOME, 2002).

Os métodos baseados em malha, como o Lagrange e Euler, assume uma conectividade entre os nós para estabelecer as derivadas parciais. O SPH utiliza uma aproximação chamada de *Kernel Aproximation*, no qual é baseada na interpolação aleatória de pontos discretos (partículas) distribuídos, para calcular as derivadas parciais (HAYHURST; CLEGG, 1997). A razão pelo o qual não há a necessidade de uma malha é que, tais derivadas são calculadas usando valores nos seus respectivos pontos discretos e, utilizando a *Kernel Aproximation*, consegue interagir com os outros pontos discretos (LIBERSKY et al., 1993), como ilustrado na Fig. (23).

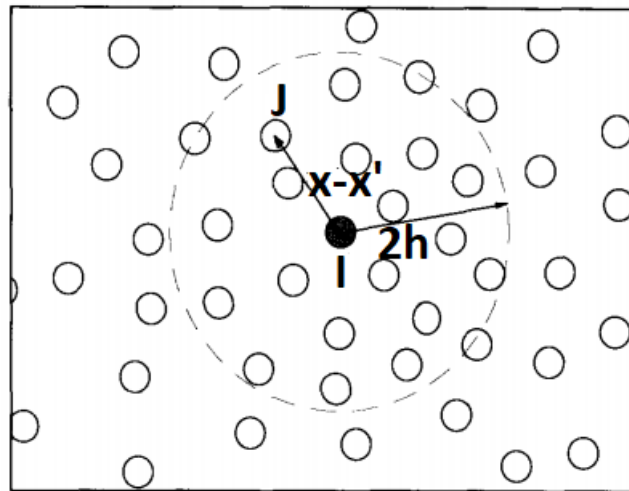


Figura 23 – Ilustração da interpolação de Kernel (HAYHURST; CLEGG, 1997)

Cada partícula 'I' interage com todas as outras partículas 'J' que estão dentro de uma determinada distância $2h$, onde h é chamado de comprimento de suavização. A interação é ponderada pela função $W(x-x', h)$ que é chamada de função de *smoothing* (ou kernel) (HAYHURST; CLEGG, 1997).

Usando este princípio, o valor de uma função contínua, ou sua derivada, pode ser estimado em qualquer partícula "I" baseada em valores conhecidos nas partículas adjacentes "J" usando as seguintes estimativas do kernel (Eq. 3.4 e Eq. 3.5).

$$f(\mathbf{x}) \approx \int f(\mathbf{x}')W(\mathbf{x} - \mathbf{x}', h)d\mathbf{x}' \quad (3.4)$$

$$\nabla \cdot f(\mathbf{x}) \approx \int \nabla \cdot f(\mathbf{x}')W(\mathbf{x} - \mathbf{x}', h)d\mathbf{x}' \quad (3.5)$$

onde, f é uma função da posição tridimensional do vetor \mathbf{x} e $d\mathbf{x}'$ é um volume.

Após vários passos da derivação e convertendo as integrais de volume em somas discretas nos pontos interpolados, as equações (3.4) e (3.5) podem ser melhor representadas na Eq. (3.6). Os detalhes matemáticos estão além do escopo deste trabalho e pode ser consultado no trabalho de Swegle et al. (1994).

$$\nabla \cdot f(\mathbf{x}^I) \approx -\rho^I \sum_{J=1}^N m^J \left[\frac{f(\mathbf{x}^I)}{(\rho^I)^2} + \frac{f(\mathbf{x}^J)}{(\rho^J)^2} \right] \cdot \nabla W(\mathbf{x}^I - \mathbf{x}^J, h) \quad (3.6)$$

Onde, ∇W é com respeito a \mathbf{x}^J , m é a massa e ρ é a densidade.

Observe que não há conectividade ou relação espacial na interpolação dos pontos. Entretanto, a distância h entre as partículas é estimada a partir de uma distribuição normal de probabilidade (WANG et al., 2012), mostrado na Fig. (24).

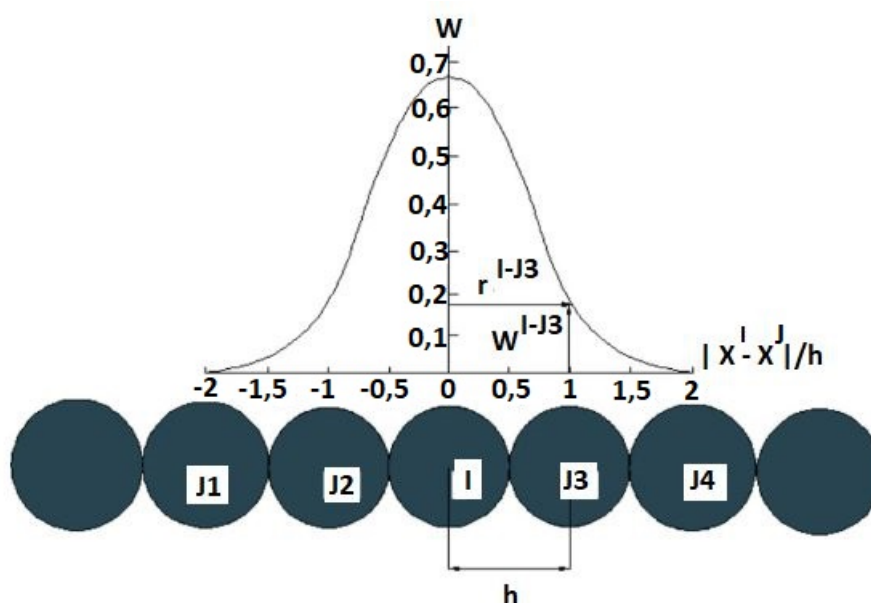


Figura 24 – Estimativa de Kernel para as partículas vizinhas (WANG et al., 2012)

3.6.1 Autodyn

Conforme dito no item 3.6, uma alternativa ao método Lagrangeano, é o método SPH. A plataforma ANSYS® Workbench não possui o elemento SPH. Desta forma, foi necessária a utilização de outro módulo para implementar tal elemento.

ANSYS® Autodyn é uma ferramenta de análise explícita para modelar dinâmicas não-lineares de sólidos, fluidos, gases e suas interações. Com uma interface gráfica totalmente integrada, permite-se a configuração, execução e pós-processamento de problemas de impacto, por exemplo. A Fig. (25) apresenta o projeto esquemático que transfere as configurações do módulo de Dinâmica Explícita para o módulo Autodyn.

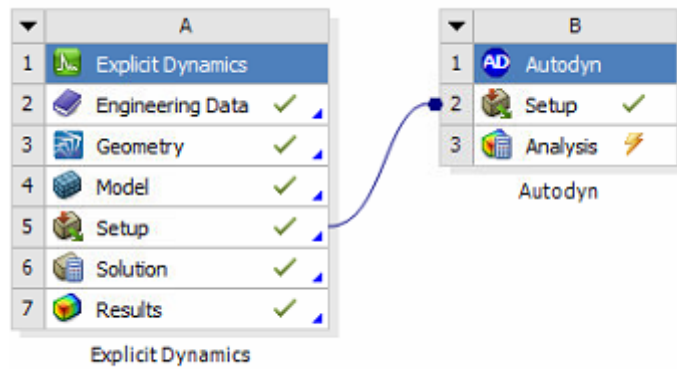


Figura 25 – Projeto esquemático do Autodyn

Como mostrado na Fig. (26), os elementos SPH não tem semelhança com as malhas tradicionais como a malha lagrangeana por exemplo. Pode-se notar que os elementos não estão interligados uns aos outros, deixando a comunicação entre os elementos pela função kernel citada anteriormente.

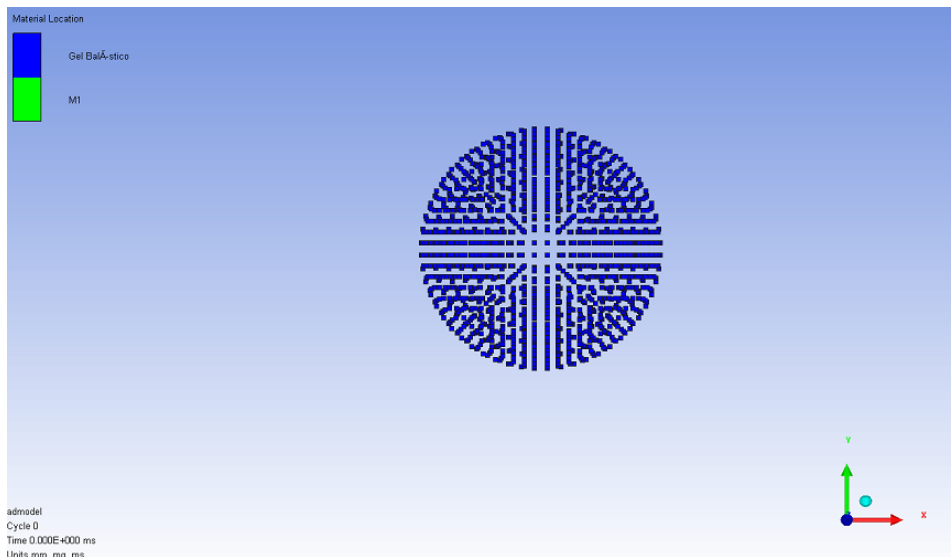


Figura 26 – Malha com o SPH no módulo Autodyn

4 SIMULAÇÕES AUXILIARES

Neste capítulo, haverá a apresentação de simulações auxiliares para entender melhor a influência das condições de contorno aplicáveis a placa, nos resultados de um impacto. A seção (4.1) mostrará as condições iniciais, variação de condição de contorno e variação de área da geometria utilizadas nas simulações. Nas outras seções, será mostrado os resultados para cada condição implicando nas conclusões expostas na seção (4.6).

4.1 CONSIDERAÇÕES INICIAIS

No Capítulo (3), apresentou-se as configurações para a realização das simulações deste trabalho. A condição inicial da esfera foi baseada em um caso do trabalho de Micheli (2008) de velocidade na direção Y de 80 m/s que equivale a 288 km/h, que é uma velocidade comum de aterrissagem de uma aeronave, assim a Fig. (27) mostra essa condição inicial para a esfera. A massa da esfera, com o material gel balístico, equivale à 4,59 g e com aço 1010, a esfera tem a massa de 263,06 g.

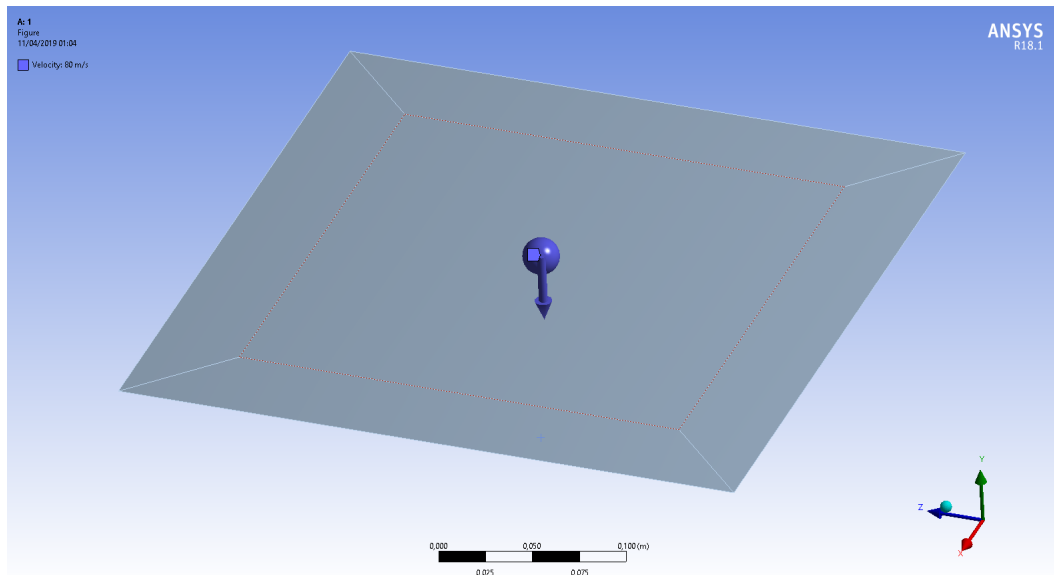










Figura 27 – Condição inicial da esfera

A placa, deve-se permanecer em repouso no tempo igual a zero da simulação. Os apoios são aplicados nas bordas da placa, entretanto, a pergunta é: O tipo de apoio ou o tamanho da placa tem influência nos deslocamento máximo ou tensão máxima da placa?

Essa pergunta será respondida através de várias simulações alterando as condições de contorno da placa. Assim, a Tab. (6), mostra os diferentes tipos de variações das condições de contorno da placa.

Tabela 6 – Condições de contorno da placa

Condição	Ao longo de Z (Fig. 28)	Ilustração	Ao longo de X (Fig. 28)	Ilustração
1	Engastado		Engastado	
2	Engastado		Apoiado	
3	Apoiado		Engastado	
4	Apoiado		Apoiado	

O tamanho da placa em relação ao tipo de condição de contorno também foi avaliado. Como na Fig. (28), definiu-se o como **H** o comprimento ao longo de do eixo X e **L** o comprimento ao longo do eixo Z.

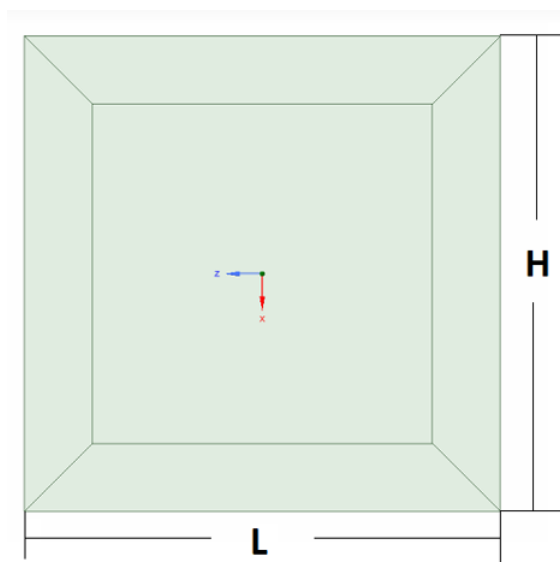


Figura 28 – Definição da direção das dimensões

A variação da área está mostrada na Tab. (7), onde foi considerado a menor área com razão entre comprimentos L/H de 0,25 até a maior área onde a razão entre os comprimentos L/H é de 2. Como explicado na seção (3.2) do Capítulo (2), foi abordado dois tipos de materiais para a esfera, o Aço 1010 e a Gel Balístico, assim podemos comparar a influência das condições de contorno na placa com os dois tipos de materiais.

Tabela 7 – Variação da área da placa

$\frac{L}{H}$	Área [mm ²]
0.25	30625
0.5	61250
0.75	91875
1	122500
1.25	153125
1.5	183750
1.75	214375
2	245000

4.2 CONDIÇÃO 1

A condição 1, conforme a Tab. (6) é a condição no qual todos os lados estão engastados. A Fig. (29) mostra o resultado do impacto na placa com a variação do tamanho. Observe que quanto menor a placa, menor o deslocamento máximo. Este parâmetro se estabiliza à medida que área da placa aumenta. Para a menor área, com o Gel Balístico, o deslocamento máximo é de 1 mm e à medida que a área é aumentada o valor de deslocamento máximo se estabiliza em 3 mm. Já para o Aço 1010, o deslocamento máximo para a menor área é de 10 mm e se estabiliza em um deslocamento máximo de 13 mm à medida que a área é aumentada.

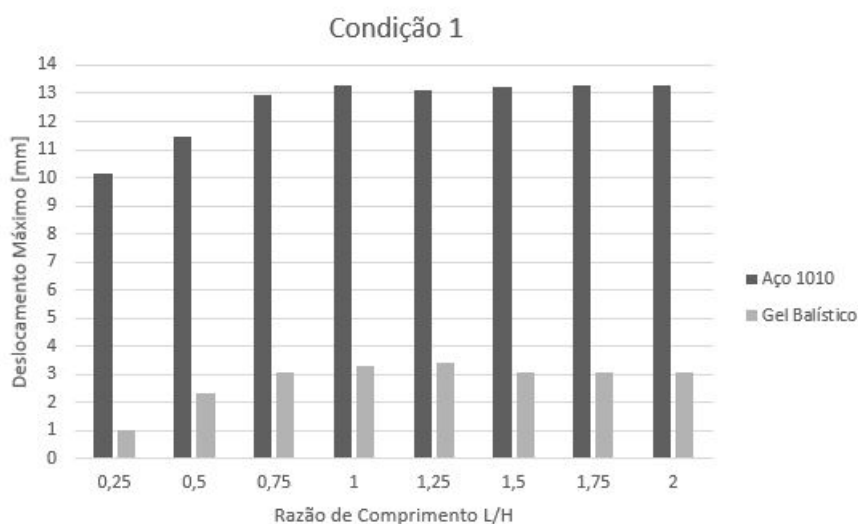


Figura 29 – Deslocamento Máximo na condição 1

Já a deformação é maior na menor área e este parâmetro vai diminuindo a medida que a área aumenta. Como é mostrado na Fig. (30). Devido aos baixos valores de deformação no Gel Balístico não é percebida variação expressiva, logo, se mantém estabilizada.

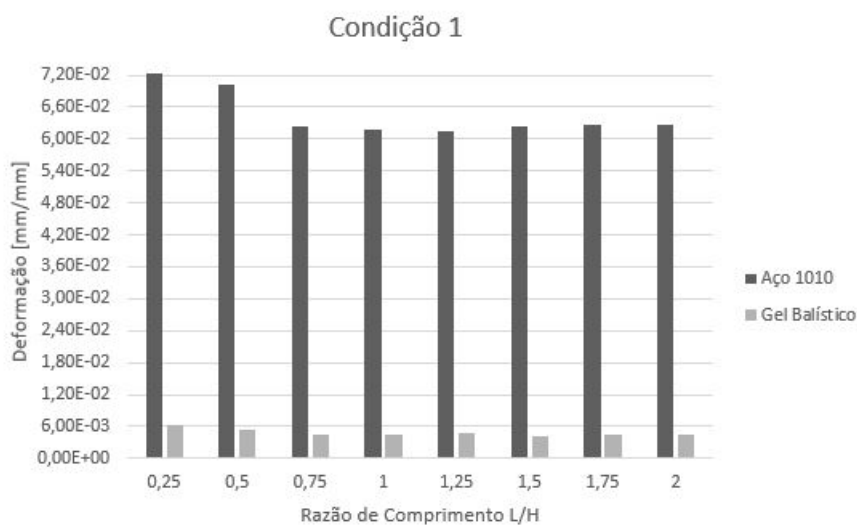


Figura 30 – Deformação na condição 1

A tensão na placa, mostrado na Fig. (31) é praticamente estável na marca de 300 MPa para o Gel Balístico. Já para o Aço 1010, o valor estável é de 500 MPa. Isso porque os valores de deformação são praticamente constantes para ambos os materiais.

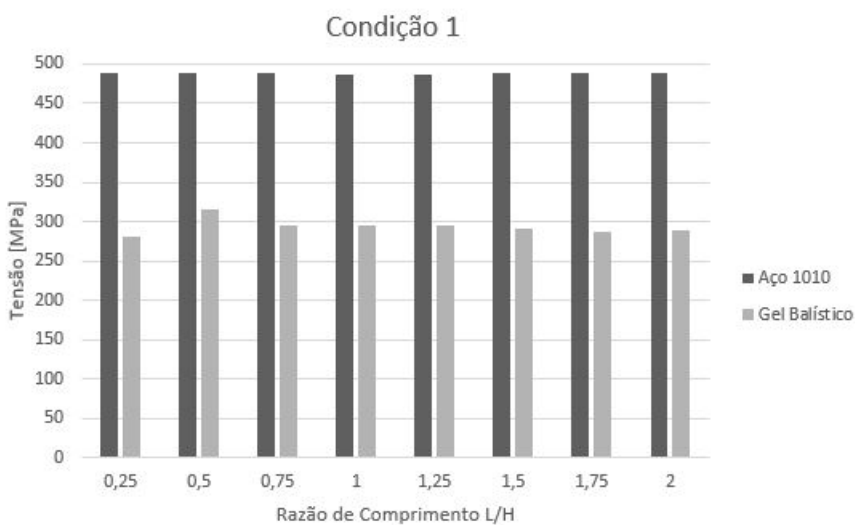


Figura 31 – Tensão na condição 1

4.3 CONDIÇÃO 2

Semelhante à condição 1 na seção (4.2), o deslocamento máximo é menor na razão de comprimento L/H menor, e nas áreas maiores o deslocamento máximo vai se estabilizando em 3 mm para o Gel Balístico e em 13 mm para o Aço 1010, como mostrado na Fig. (32).

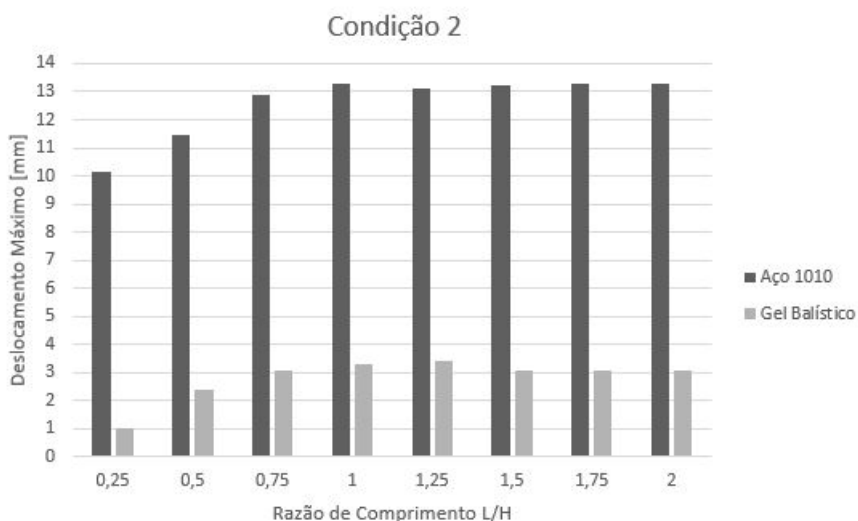


Figura 32 – Deslocamento Máximo na condição 2

O mesmo comportamento da condição 1 pode ser percebido na Fig. (33).

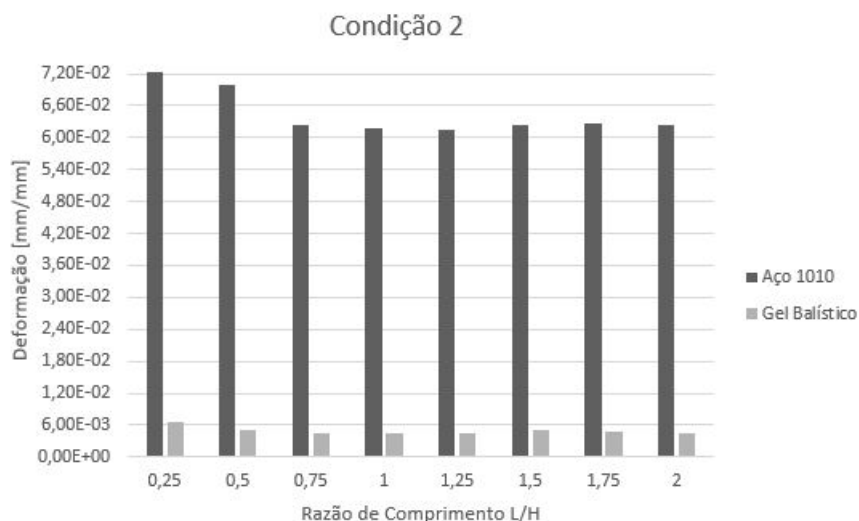


Figura 33 – Deformação na condição 2

Da mesma forma a tensão máxima atuante na Fig. (34).

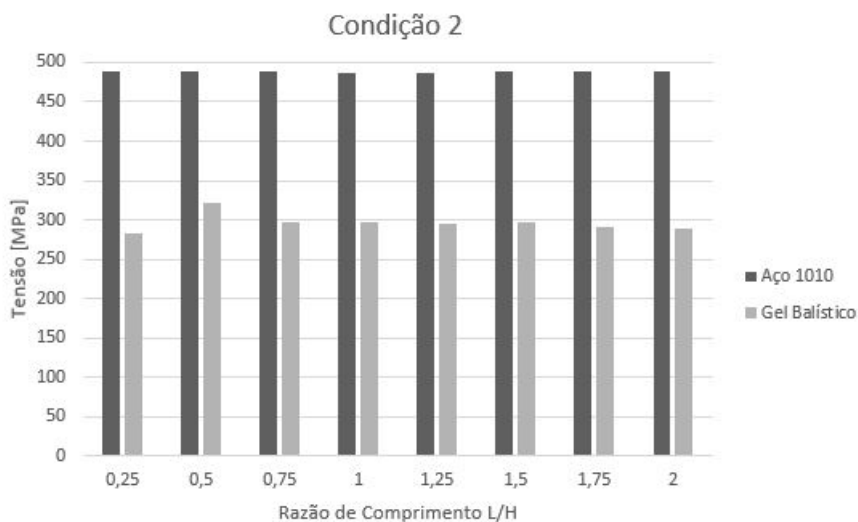


Figura 34 – Tensão na condição 2

4.4 CONDIÇÃO 3

Assim como nas condições 1 e 2, o mesmo comportamento se capta na condição 3. Como mostrado na Fig. (35).

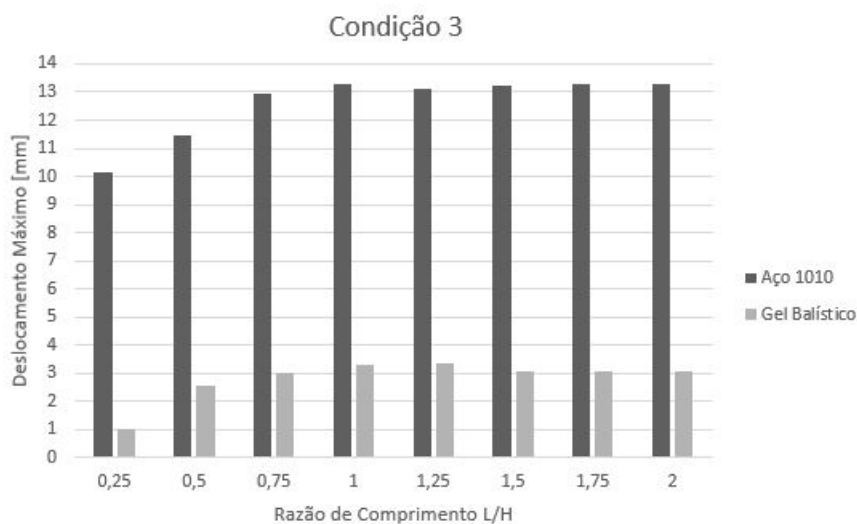


Figura 35 – Deslocamento Máximo na condição 3

Igualmente para a deformação na condição 3, conforme Fig. (36).

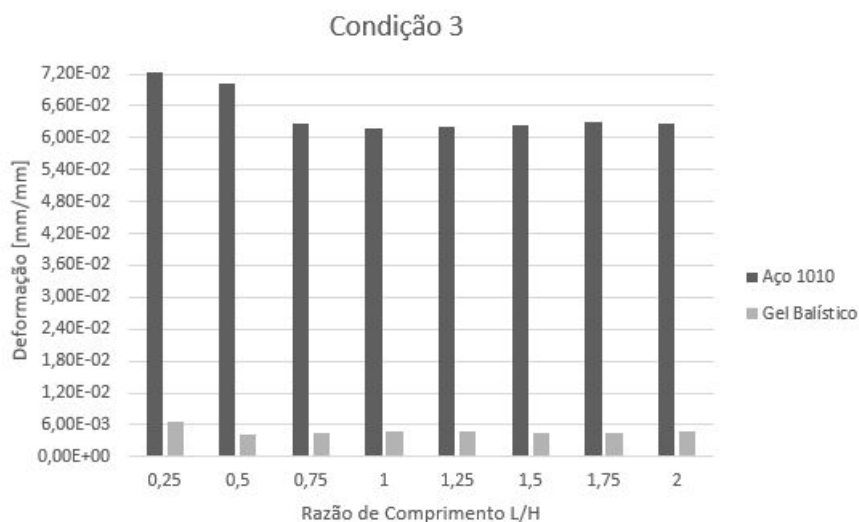


Figura 36 – Deformação na condição 3

Idem para a tensão máxima atuante, destacado na Fig. (37).

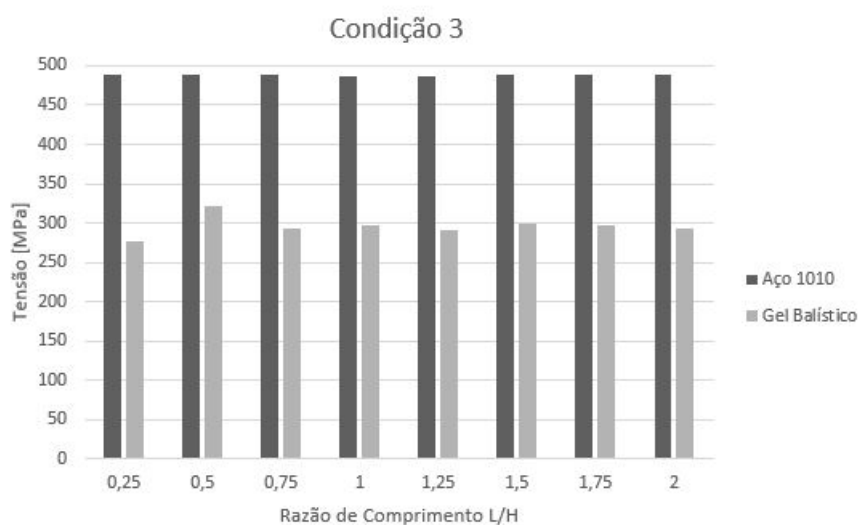


Figura 37 – Tensão na condição 3

4.5 CONDIÇÃO 4

Assim como nas condições 1, 2 e 3, o mesmo comportamento é percebido na condição 3. Como mostrado na Fig. (38).

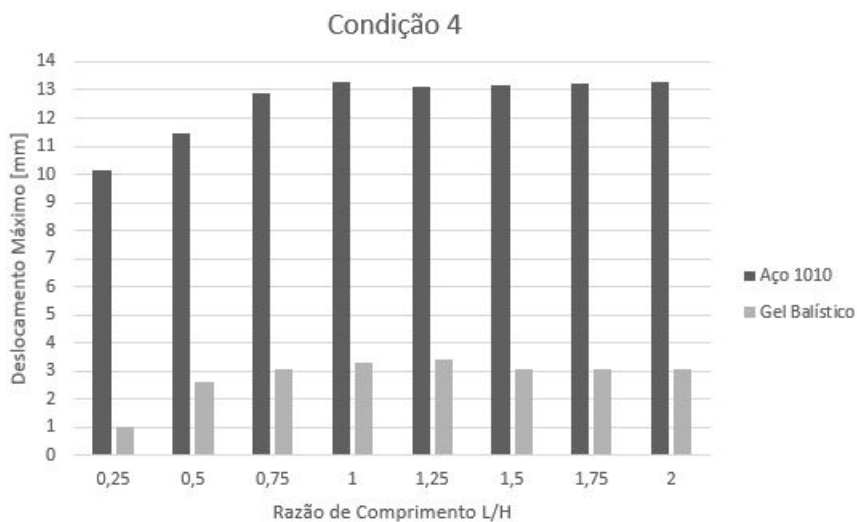


Figura 38 – Deslocamento Máximo na condição 4

Assim como na Fig. (39) que mostra a deformação na condição 4.

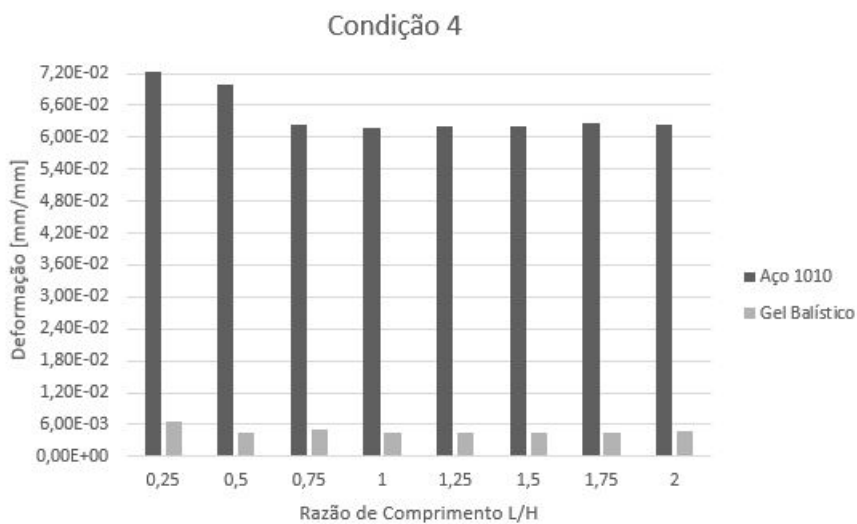


Figura 39 – Deformação na condição 4

Da mesma forma a tensão na Fig. (40).

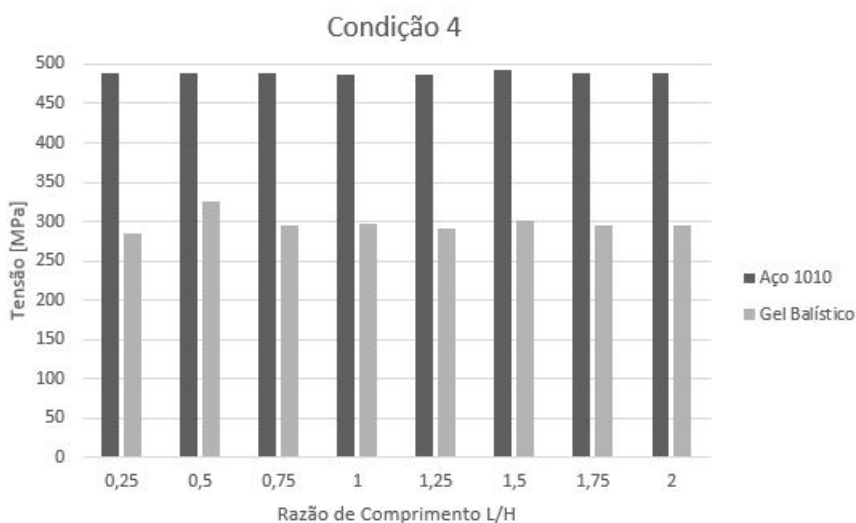
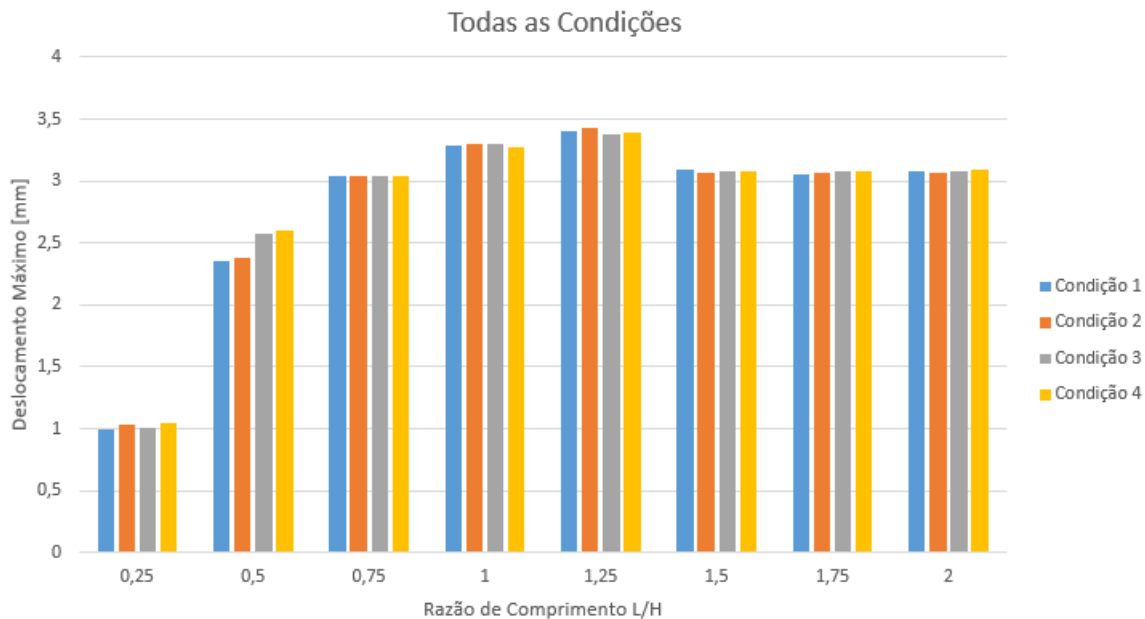


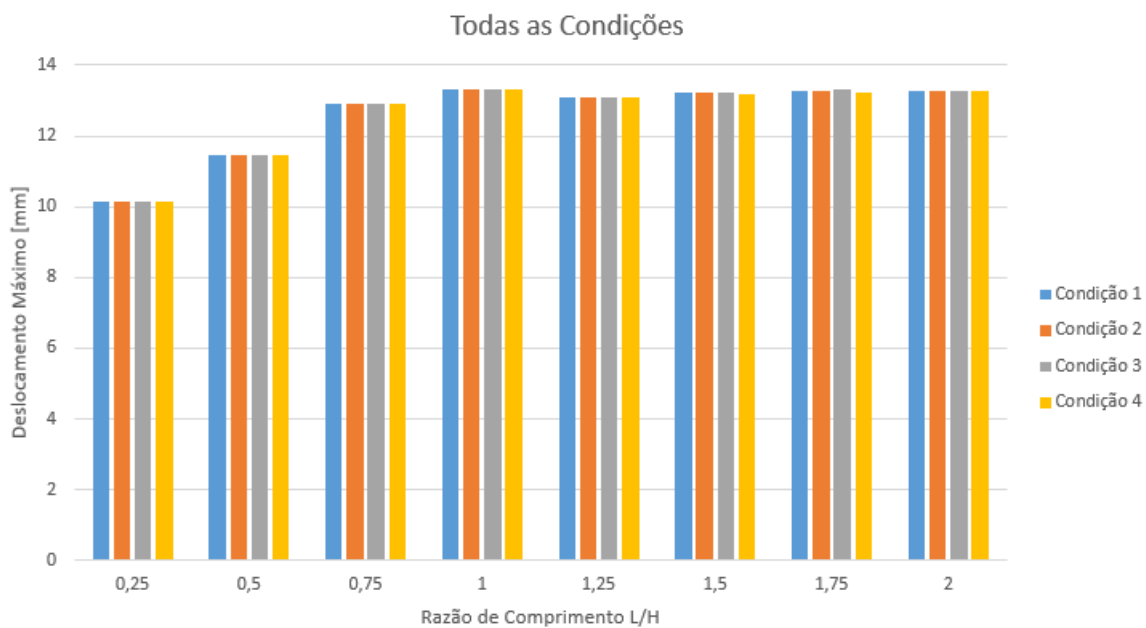
Figura 40 – Tensão na condição 4

4.6 CONCLUSÃO DAS SIMULAÇÕES AUXILIARES

A Figura (41) mostra todas as condições em um mesmo gráfico. Pode-se, a partir desta figura, esclarecer algumas dúvidas. A primeira delas é que o tipo de condição de contorno não influencia na resposta da simulação. Entretanto, a área tem uma influência nos resultados. O deslocamento máximo para as razões de comprimento menores são baixas, devido à proximidade do ponto de impacto da esfera e as condições de contorno, ou seja, o deslocamento está sendo amenizado pelos apoios nas laterais da placa que estão muito próximo do ponto de impacto. Isto é válido tanto para o Gel Balístico (Fig. 41(a)) como para o Aço 1010 (Fig. 41(b)).



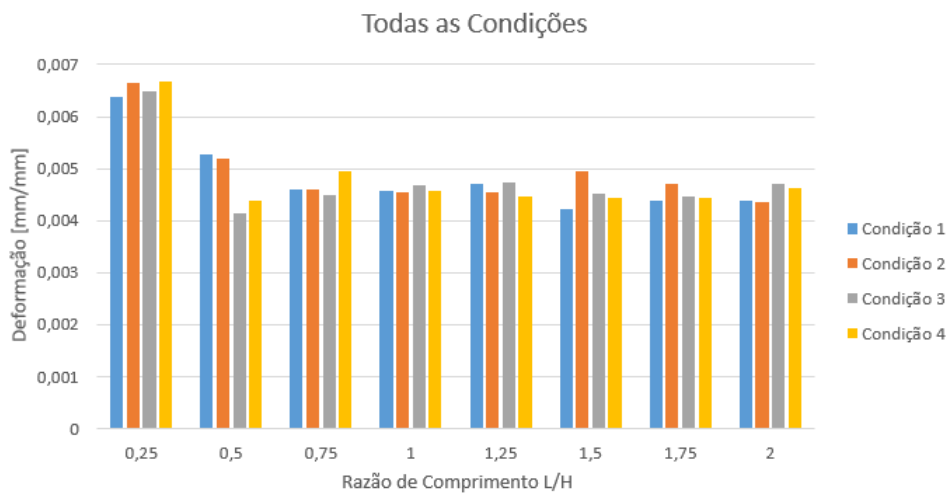
(a) Gel Balístico



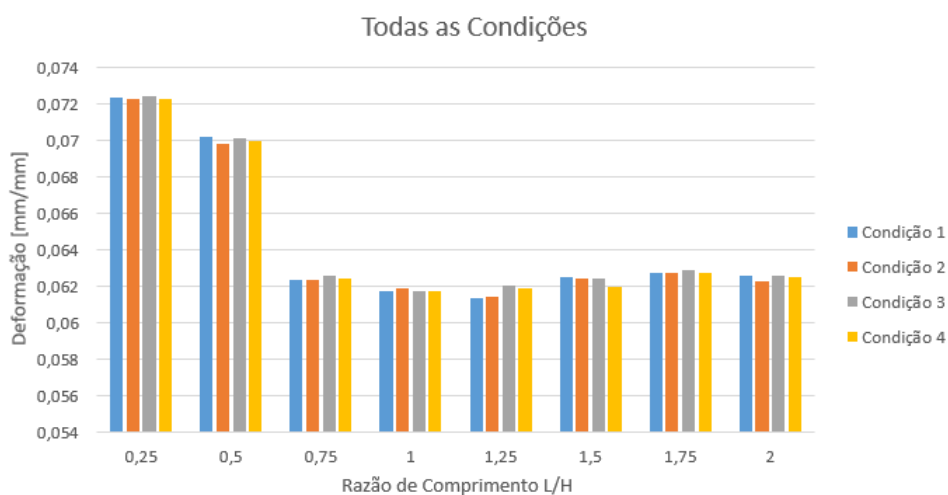
(b) Aço 1010

Figura 41 – Deslocamento com todas as condições

Da mesma forma, a deformação é maior nas razões de comprimento menores, ou seja, a área também influencia os resultados em termos de deformação. A Fig. (42) ilustra esta situação.



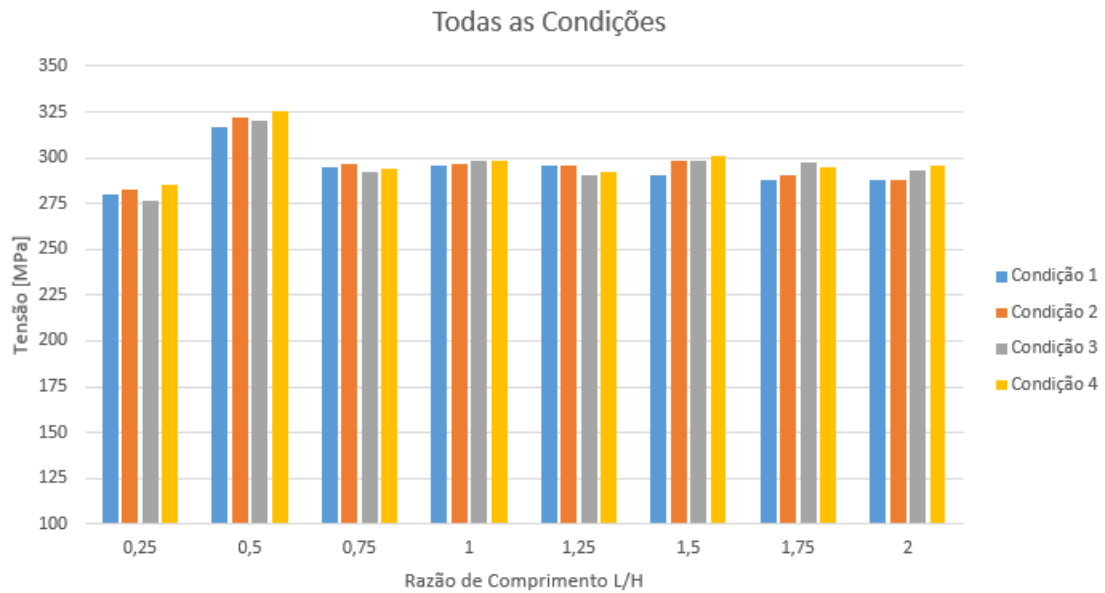
(a) Gel Balístico



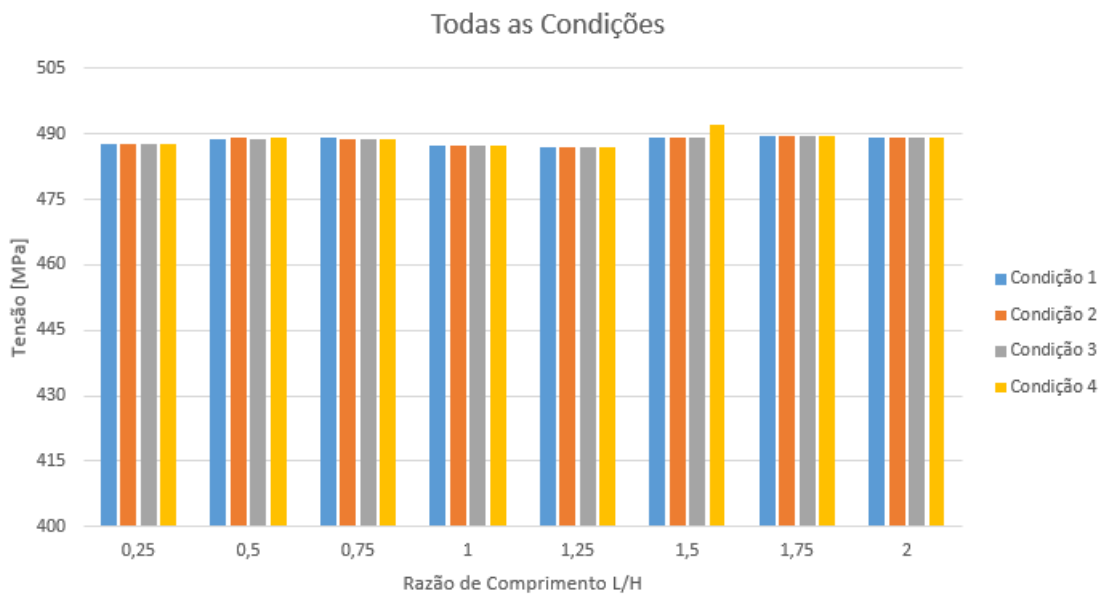
(b) Aço 1010

Figura 42 – Deformação com todas as condições

A Figura (43) mostra os dados de tensão atuante durante o impacto. A tensão em todas as condições e razões de comprimento são bem próximas, o que faz sentido pelo fato da condição inicial da esfera ser de 80 m/s (Seção 4.1). O que leva a entender que apenas o material da esfera é o fator determinante para o valor de tensão durante o impacto.



(a) Gel Balístico



(b) Aço 1010

Figura 43 – Tensão com todas as condições

5 COMPARAÇÃO LAGRANGEANO X SPH

O capítulo apresenta o objetivo principal deste trabalho, a comparação dos dois modelos de aproximação do *bird strike*. Assim, a Sec. (5.1) apresenta as configurações principais de ambos os modelos. A Seção (5.2) mostra e compara os resultados em termos de deslocamento máximo da placa (5.2.1), tensão máxima na placa (5.2.2) e em termos de energia (5.2.3) dos corpos envolvidos no impacto.

5.1 MODELO EM COMPARAÇÃO

Para comparar o método SPH e o método Lagrangeano, vamos partir de uma aproximação de um caso real, o qual foi tomado uma esfera com a massa de um pássaro verdadeiro com utilização do Gel Balístico. Como dito no Capítulo (1) no item (1.1), a maior dificuldade no levantamento dos dados de impactos entre pássaros e aeronaves é a identificação da espécie envolvida mas, conforme os dados obtidos na Fig. (3), dentro dos reportamentos onde foi identificado a espécie, o pássaro quero-quero da família Charadriidae aparece em 29,04% dos casos de *Bird Strike* nos aeroportos brasileiros. Assim, adaptou-se o raio da esfera, com o material Gel Balístico, para ter a mesma massa que o quero-quero através da Eq. (5.1).

$$r = \sqrt[3]{\frac{3m}{4\rho\pi}} \quad (5.1)$$

O trabalho da Embrapa (2019) diz que a massa média do pássaro quero-quero adulto é de 277 gramas. Tomando a densidade (ρ) do Gel balístico de 1030 kg/m^3 , determina-se o novo raio de 40 mm.

O objetivo deste capítulo é comparar os dois métodos no intuito de investigar as alterações nos resultados que a ferramenta *Erosion Controls* pode provocar na modelagem. A Tabela (8) mostra as configurações de ambos os modelos. A diferença de massa entre os dois modelos se dá pela distribuição das partículas SPH na esfera de 40 mm de raio, o modelo mais otimizado trouxe uma diferença de 5 g entre as massas.

Tabela 8 – Configurações dos modelos

Opção	SPH	Lagrangeano
Dimensão: Placa	350x350 mm^2	350x350 mm^2
Raio: Esfera	40 mm	40 mm
Massa: Placa	529,2 g	529,2 g
Massa: Esfera	281,04 g	276,13 g
Condição Inicial	80 m/s	80 m/s
Condição de Apoio	Condição 1 (Sec. 4.1)	Condição 1 (Sec. 4.1)
Deteção de Contato	<i>Trajectory - Penalty</i>	<i>Trajectory - Penalty</i>
<i>Erosion Controls</i>	Não Aplicado	0,51
<i>End Time</i>	5 ms	5 ms

5.2 RESULTADOS

Como dito na Sec. (2.1), a disponibilidade da visualização dos resultados em gráficos tridimensionais é uma vantagem para identificar pontos importantes após o impacto. As Figuras (44) e (45) mostra a condição final da placa após o impacto da esfera. A graduação de cores é de vermelho para o maior deslocamento e o azul para o menor deslocamento, isto no tempo final. Observa-se que o maior deslocamento ocorre exatamente no centro da placa.

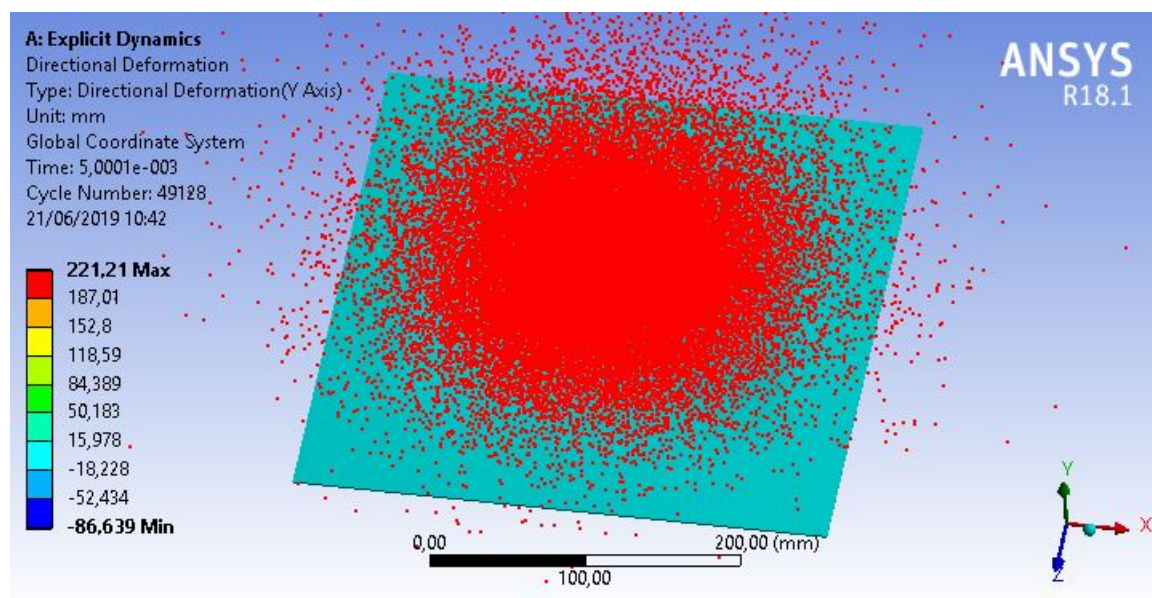


Figura 44 – Deslocamento do modelo Lagrangeano

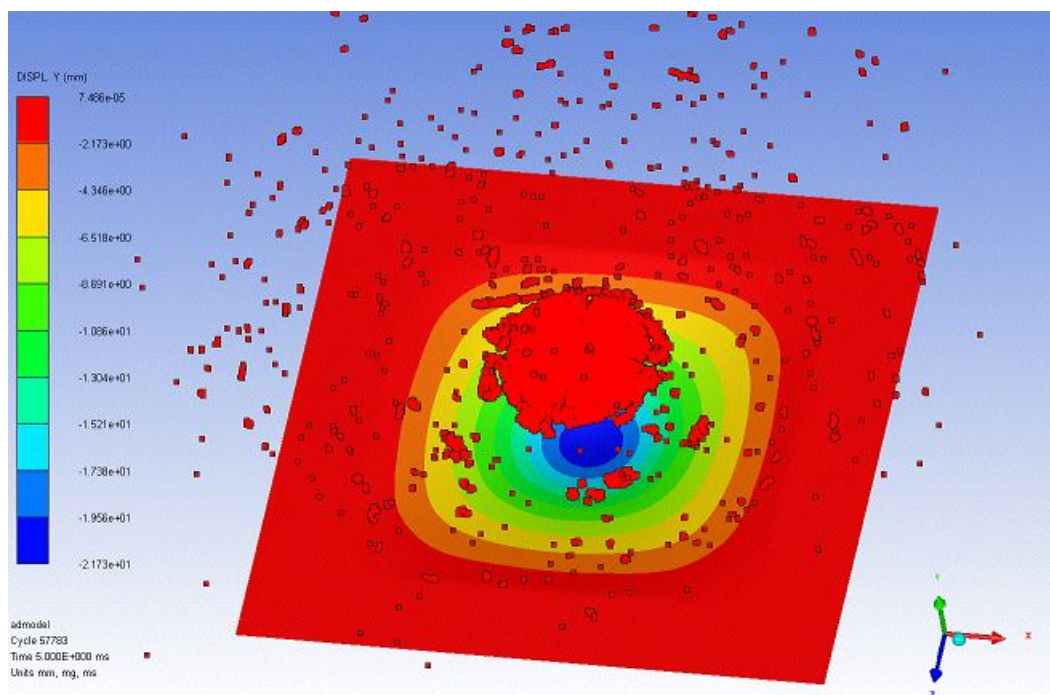


Figura 45 – Deslocamento do modelo SPH

5.2.1 Deslocamento máximo

Como falado anteriormente, o ponto com maior deslocamento é no centro da placa. Dessa forma, a Fig. (46) mostra o deslocamento em milímetros pelo tempo total de duração do impacto, é importante salientar que os valores encontrados com modelo SPH e o modelo Lagrangeano são bem próximos. O deslocamento máximo no modelo SPH é de -22,76 mm, enquanto no modelo lagrangeano o valor máximo é de -22,11 mm. Uma diferença percentual de 2,86%.

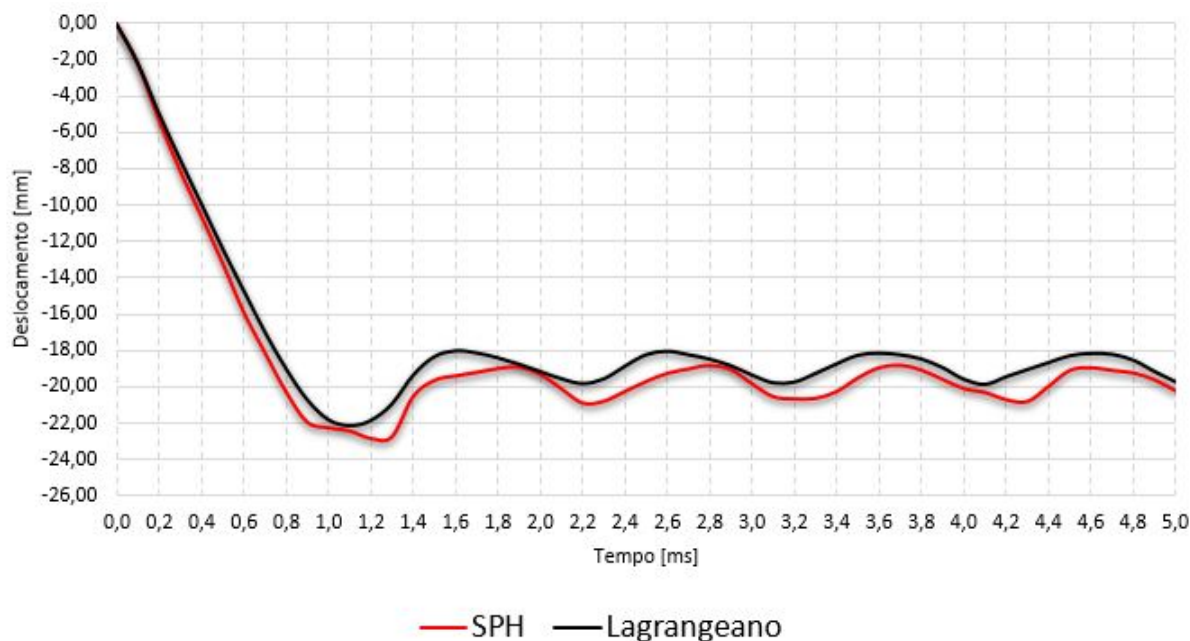


Figura 46 – Deslocamento máximo na placa dos dois modelos

5.2.2 Tensão máxima

A Figura (47) mostra a Tensão Equivalente de Von-Mises da placa, a tensão máxima no modelo SPH é de 454,50 MPa e no modelo Lagrangeano é de 455,04 MPa, logo a diferença percentual é de 0,12% no valor máximo. A estabilização da tensão ao decorrer do eixo do tempo em termos de SPH é em torno de 125 MPa, já para o Lagrangeano é em torno do valor de 250 MPa e apresenta picos até 350 MPa, dando a interpretação de que ainda há deformações plásticas, visto que, o limite de escoamento do alumínio aeronáutico é de 250 MPa, conforme a Fig. (12) na Seção (3.2) do Capítulo (3).

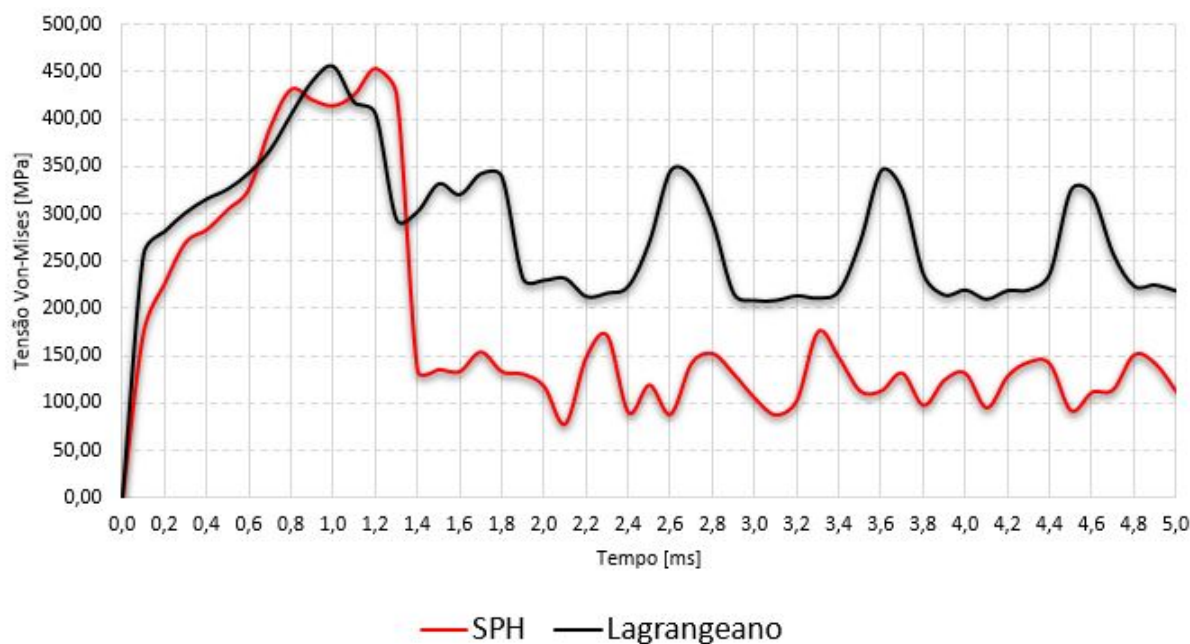


Figura 47 – Tensão Máxima no centro da placa dos dois modelos

5.2.3 Energia

Foram avaliadas as seguintes energias: cinética, interna, contato e *hourglass*. A energia cinética está relacionada com o movimento do corpo e a energia interna está relacionada com as energias da partícula do corpo. Por se tratar de um impacto, haverá uma troca de energia cinética e energia interna. A energia cinética está presente no movimento da esfera, a partir do instante que a esfera começa a tocar a placa, a energia cinética é transformada em energia interna na placa.

O efeito *hourglassing* acontece quando uma malha deformada gera elementos distorcidos que alteram a resposta estrutural. A energia *hourglass* está ligada com a força gerada pelo solucionador (*solver*) para ajustar elementos distorcidos durante a deformação. Já a energia de contato está ligada com a força de penalidade utilizado no método de detecção de contato para manter o nó na posição de contato. A detecção de contato utilizada nas simulações é explicada na subseção (3.3.2).

Considerando a massa de 276,13 g e a velocidade de 80 m/s para o modelo lagrangeano, temos uma energia cinética inicial de 883,616 J. A Fig. (48) mostra que a energia cinética é praticamente a mesma que a calculada, 882,61 J. A energia cinética decai na ordem de 100 J. Já a energia interna sobe e converge na ordem de 300 J. Não houve uma variação expressiva da energia *hourglass*, o que indica que não houve o efeito *hourglassing*, ou seja, não houve distorção excessiva dos elementos presentes na simulação, o que aponta que a ferramenta de remoção dos elementos distorcido foi ativada. A energia de contato é de, aproximadamente, -288 J, o sinal negativo se dá pelo sentido da força que faz o nó

retornar ao ponto de contato, evitando a penetração.

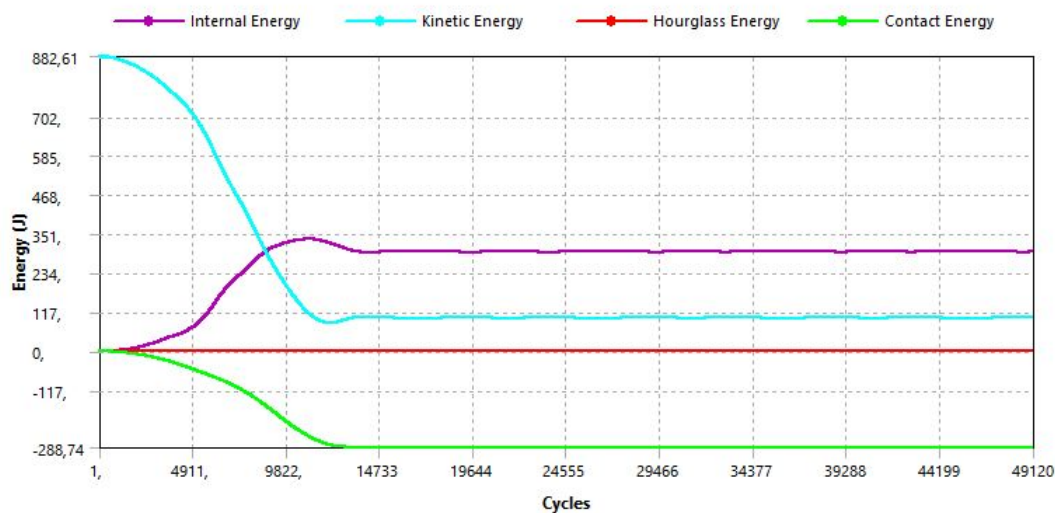


Figura 48 – Energias no modelo lagrangeano

Já para o modelo SPH, a energia cinética inicial calculada analiticamente é de 899,33 J, que é a mesma mostrada computacionalmente, conforme a Fig. (49) comprova este resultado. Também não há variações na energia *hourglass*, pois não há distorção em nenhum elemento durante a simulação. A energia de contato é por volta de -44 J. Já energia cinética decai e converge para 100 J e a energia interna cresce e converge para o valor de 580 J.

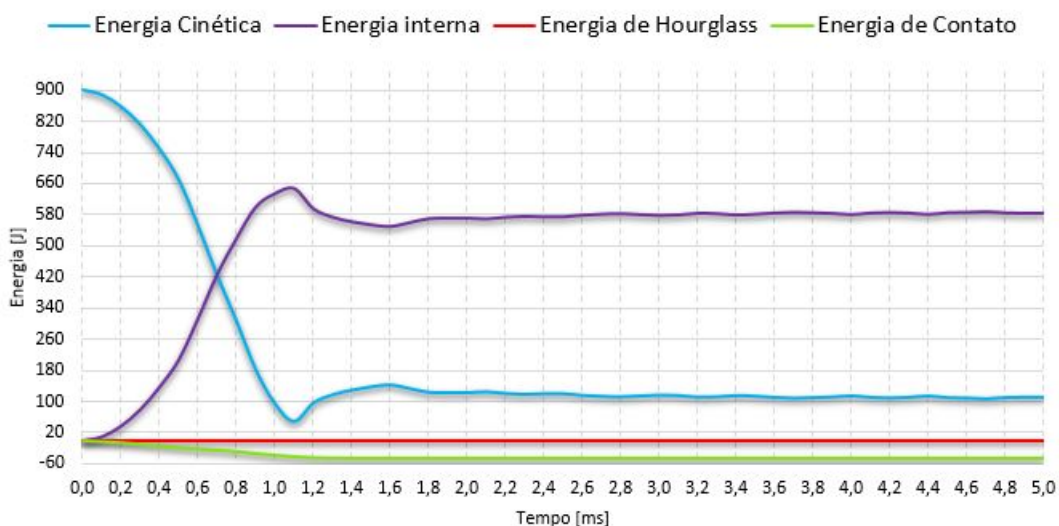


Figura 49 – Energia no modelo SPH

Pode-se perceber que há diferenças nas energias dos dois modelos. A energia cinética inicialmente tem uma diferença de 1,75% devido a massa dos dois modelos, que são ligeiramente distintas. Quando a energia cinética decai e se estabiliza, apresenta-se

na mesma ordem de 100 J. Já a energia interna tem uma diferença de 48,28%, ou seja, a utilização da ferramenta *Erosion Controls* reduz a energia interna do modelo lagrangeano pela metade.

Assim, pode-se afirmar que o *Erosion Controls* deve ser utilizado com cuidado por não se tratar de um processo físico, o uso desta ferramenta deve se limitar em situações o qual não ocorre distorção em muitos elementos, evitando assim a remoção excessiva de elementos e, conseqüentemente, da energia interna do sistema. Diferentemente da recomendação da utilização da ferramenta, no *Bird Strike*, há uma grande remoção de elementos, onde o pássaro inteiro (representado pela esfera) tem elementos distorcidos e o uso do *Erosion Controls* prejudica a energia interna da simulação, tendo uma diferença de cerca de 48,28% na energia interna. Em termos de tensão máxima e deslocamento máximo na placa, a diferença é muito baixa, uma diferença de 2,86% no deslocamento máximo e de 0,12% na tensão máxima.

6 TUBO DE CHOQUE

O presente capítulo tem como objetivo apresentar de forma sucinta o funcionamento de um tubo de choque, bem como, a adaptação do tubo existente para o lançamento do projétil. A Seção (6.1) mostra um breve resumo do primeiro tubo de choque no âmbito da mecânica dos fluídos, apresentando como geralmente funciona um tubo de choque e a adaptação feita para o lançamento do projétil. Na Seção (6.2), apresenta o conceito de onda de choque e a formulação matemática para alcançar as propriedades do fluído devido a onda de choque. E por fim, a Seção (6.3) mostra as condições acessíveis, ou seja, mostra as dimensões do tubo de choque disponível do laboratório. Também, nessa seção, foi elaborado o desenho técnico das peças do tubo de choque.

6.1 APLICAÇÕES DO TUBO DE CHOQUE

Como muitos dispositivos científicos, o desenvolvimento do tubo de choque foi primeiramente utilizado em estudos de propagação de explosão de gases. Entretanto, o primeiro trabalho no âmbito da mecânica dos fluidos foi em 1899 por Paul Vielle na França, no qual tinha um tubo com 22 milímetros de diâmetro e 6 metros de comprimento e o tubo de alta pressão com 270 milímetros de comprimento (GLASS; MARTIN; PATTERSON, 1956). Dessa forma, Paul Vielle alcançou uma velocidade de choque teórica de quase duas vezes a velocidade do som no ar a uma razão de pressão do diafragma de 27 (CREDE, 1965).

O tubo de choque é um dispositivo que gera ondas de choque de curta duração, seu funcionamento consiste em uma seção de alta pressão e uma seção de baixa pressão dividida por um diafragma. Na seção de alta pressão, há a presença de um gás sob alta pressão, já a segunda seção apresenta um gás sob uma pressão menor do que a seção de alta pressão. A Fig. (50) mostra um desenho esquemático de um tubo de choque, onde a seção AB indica a seção de alta pressão, a seção BC é a localização do diafragma que separa as duas seções, já a seção CD é a seção de baixa pressão.

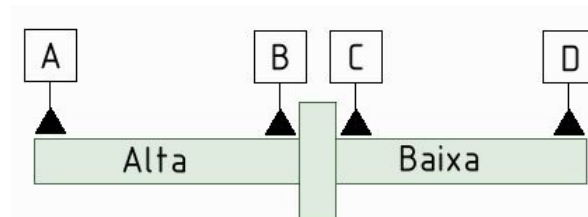


Figura 50 – Esquemático do tubo de choque.

Após o rompimento do diafragma, o gás da seção de alta pressão produz uma onda de choque que se desloca em direção à extremidade da seção de baixa pressão (seção CD). A aplicação do tubo de choque para análises experimentais do impacto de pássaros se dá pelo aproveitamento da velocidade da massa de gás produzida pelo rompimento do diafragma, dessa forma, pode-se colocar um projétil no início da seção de baixa pressão (ponto C) com intuito de fazer com que tal projétil chegue a uma velocidade desejada para o impacto em placas metálicas.

Diferentemente do tubo de choque tradicional, onde o final da seção de baixa pressão (ponto D) é totalmente fechada com objetivo de se obter ondas de choque refletidas, o presente trabalho propõe que o final dessa seção seja aberta, para que o projétil seja lançado como em um canhão com objetivo de impactar o alvo de placa metálica, como ilustrado didaticamente na Fig. (51).



Figura 51 – Esquemático do tubo de choque adaptado para o impacto de pássaros.

6.2 TEORIA DE PROPAGAÇÃO DA ONDA DE CHOQUE

Uma onda de choque é definida como uma onda de compressão com grande amplitude que pode ser produzida através de uma explosão ou devido à velocidade supersônica de um corpo em um meio. Desse modo, a velocidade supersônica do corpo provoca pulsos de pressão no qual aumenta a pressão das moléculas do ar, formando uma onda de choque. Uma outra maneira em que se produz a onda de choque é por meio de túneis de vento, tubo de choque ou tubeira (bocais) de foguetes, no qual é estabelecido um fluxo supersônico onde a pressão é alta o suficiente para formar a onda de choque.

O mecanismo de propagação do som em um gás é baseado no movimento molecular. Anderson (2010) esclarece por meio do exemplo da queima de um fogo de artifício em uma sala, onde as moléculas do gás adjacente ao objeto recebe a transferência da energia química da reação à queima do objeto. Essas moléculas entram em movimentos aleatórios o qual, eventualmente se colidem com outras moléculas vizinhas, que colidem com as próximas moléculas vizinhas, transferindo a energia de um para outro como uma onda de

energia. E, olhando para uma perspectiva macroscópica, há a variação da temperatura (T), densidade (ρ) e pressão (p) do gás. Essa onda de energia quando passa perto dos nossos ouvidos, é percebido a variação de pressão que é denominado som. Assim, define-se que a onda de som é simplesmente a propagação da onda de energia provocada pela propagação das colisões moleculares, a velocidade dessa propagação é que se determina a velocidade da onda de som, ou simplesmente, velocidade do som (ANDERSON, 2010). A equação (6.1) é a expressão da velocidade do som de um gás caloricamente perfeito em função apenas da temperatura.

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (6.1)$$

Onde, γ é o coeficiente de expansão adiabática, R é constante universal dos gases e T é a temperatura.

Conforme mencionado anteriormente, a onda de choque parte de uma condição de fluxo supersônico, que significa que a velocidade do fluxo está acima da velocidade do som. Assim, pode-se determinar uma medida adimensional para definir quando o fluxo é supersônico ou não. Essa medida é chamada de Número de Mach (M), descrita pela Eq. (6.2).

$$M = \frac{V}{a} \quad (6.2)$$

Onde, V é a velocidade do fluxo ou do corpo e a é a velocidade do som. Com essa medida, pode-se definir que $M > 1$ é uma velocidade supersônica, $M = 1$ uma velocidade sônica e $M < 1$ uma velocidade subsônica.

As equações de continuidade (6.3), momento (6.4), energia (6.5), entalpia (6.6) e equação de estado (6.7) são as equações governantes de uma onda de choque normal, considerando um fluxo permanente ($\frac{\partial}{\partial t} = 0$), fluxo adiabático ($\dot{q} = 0$), não há forças de corpo ($f = 0$) e efeitos viscosos.

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad (6.3)$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad (6.4)$$

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (6.5)$$

$$h_2 = c_p T_2 \quad (6.6)$$

$$p_2 = \rho_2 RT_2 \quad (6.7)$$

Manipulando as equações acima, pode-se encontrar as propriedades do fluxo após a onda de choque em função do número de Mach, bem como mostrado nas equações (6.8), (6.9), (6.10) e (6.11). As manipulações dessas equações podem ser encontradas na referência: Anderson (2010).

$$M_2^2 = \frac{1 + [(\gamma - 1)/2]M_1^2}{\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)/2} \quad (6.8)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{u_1}{u_2} = \frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2 + (\gamma - 1)M_1^2} \quad (6.9)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1) \quad (6.10)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{h_2}{h_1} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1) \right] \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2} \quad (6.11)$$

Assim, pode-se calcular as condições do fluxo após a onda de choque (todas as propriedades com índice 2) a partir do valor experimental do número de mach (M_1), Temperatura (T_1) e Pressão (P_1) antes da onda de choque.

6.3 CONDIÇÕES ACESSÍVEIS

O tubo de choque existente no laboratório do grupo de modelagem e simulação de sistemas automotivos (GMSSA) foi dimensionado e construído durante o trabalho de Viegas (2007) com objetivo alcançar baixas frequências (100 a 300 Hz) para calibração de transdutores de pressão. À vista disso, foi feito um dimensionamento para que o tubo suportasse o valor máximo de 100 bar (1 GPa), tendo como material o aço SAE 1020 brunido e trefilado a frio com diâmetro interno de 50 milímetros e comprimento de 3 metros.

Como explicado anteriormente, o tubo de choque deve ter uma saída para que o projétil saia com a velocidade para o impacto na placa, isto posto, foi elaborado desenhos técnicos de cada parte utilizada do tubo de choque disponível no laboratório, no Apêndice B. Devido à pandemia, não foi possível realizar a adaptação do tubo, entretanto, a Fig. (52) apresenta um esquemático por meio de uma renderização de um desenho técnico do tubo de choque, com 3 metros de comprimento na seção de alta pressão e, na seção de baixa pressão, uma junção de dois tubos somando 6 metros de comprimento.

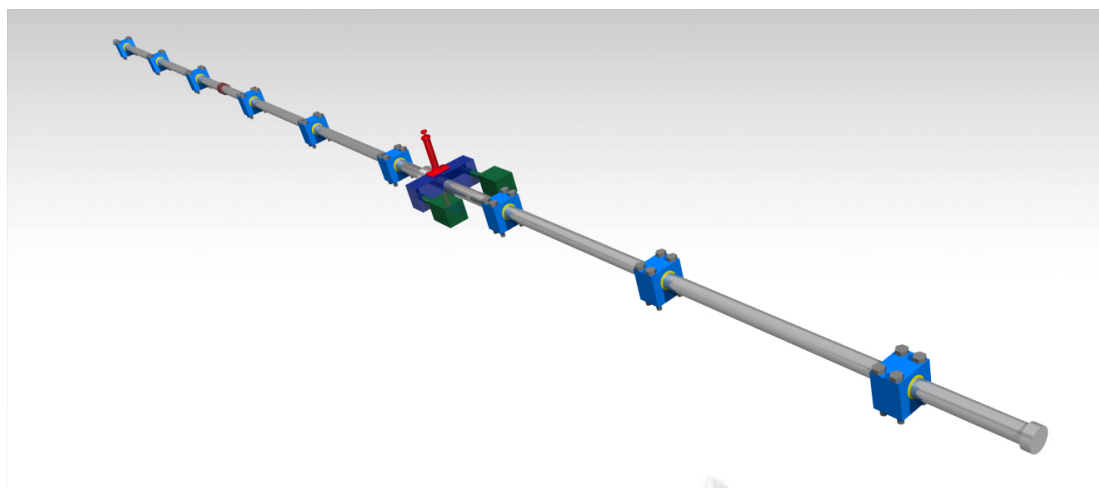


Figura 52 – Renderização do esquemático do tubo de choque

7 PLANEJAMENTO DE EXPERIMENTOS (DOE)

Neste capítulo, o leitor encontrará a aplicação do planejamento fatorial nos experimentos realizados neste trabalho, encontrando a influência dos fatores de interesse nos resultados de interesse. Primeiramente, há uma explicação na Seção (7.1) da mudança na geometria do pássaro devido às dimensões do tubo de choque acessível no laboratório. Na Seção (7.2) há uma explicação do planejamento fatorial utilizado, bem como, definição dos fatores de interesse e seus valores máximos e mínimos, definição dos resultados de interesse e a disposição dos fatores em cada ensaio. A Seção (7.3) mostra a formulação matemática para o cálculo dos efeitos dos fatores nos resultados e, a partir da formulação matemática, foi elaborado um código em linguagem python para calcular e mostrar graficamente a influência dos fatores de interesse nos resultados. Por fim, na Seção (7.4) mostra os resultados dos experimentos esquematizado nas seções anteriores, bem como os gráficos do planejamento fatorial.

7.1 MODIFICAÇÃO DA GEOMETRIA DO PÁSSARO

Como esclarecido na Sec. (6.3), existe um fator limitante no laboratório que são as dimensões do tubo de choque existente. Assim, como mostrado detalhadamente nos desenhos técnicos no Apêndice B, o diâmetro do tubo de choque é de 50mm e a esfera utilizada nas simulações do Cap. (5) tem o diâmetro de 80 mm. Desta forma, pensou-se em uma maneira de representar o pássaro com uma massa média do quero-quero adulto através de uma nova geometria para pudéssemos utilizar o tubo de choque como um lançador para ensaios experimentais. Essa nova geometria escolhida é um cilindro com extremidades esféricas, ou seja, duas metades de esferas nas extremidades de um cilindro, assim nós podemos configurar um raio para todo o conjunto, colocando a altura do cilindro como fator que pode ser alterado para compensar a massa do sistema. Os trabalhos de Wang e Yue (2010) já apresentam uma geometria cilíndrica com extremidades esféricas, partindo do princípio que a altura de um pássaro, geralmente, é maior do que sua largura.

Tomando como consideração que o diâmetro do tubo é um parâmetro limitante, que a massa do pássaro é de 277 g e que o material utilizado para representar o pássaro é o gel balístico, podemos definir que são valores fixos: $r = 25$ mm, $m = 277$ g e $\rho = 1030$ kg/m³. Assim, calcula-se o valor da altura do cilindro (H) com base na Eq. (7.1), obtida através do isolamento do volume de $\rho = \frac{m}{V}$. O volume do cilindro com extremidade esférica é obtido através da soma do volume da esfera (duas metades) e o volume do

cilindro.

$$H = \frac{m}{\rho\pi r^2} - \frac{4}{3}r \quad (7.1)$$

A Fig. (53) mostra as dimensões da nova geometria proposta. Vale ressaltar que a placa continua com as mesmas dimensões utilizadas nas simulações anteriores e a posição inicial dos corpos segue o mesmo raciocínio proposto na Sec. (3.3.1). As condições de contorno em todos os lados da placa é de engastamento, conforme as conclusões do capítulo 4, na seção 4.6 que diz que as condições de contorno não tem uma influência na resposta da simulação, desde que esteja a uma distância considerável do centro da placa.

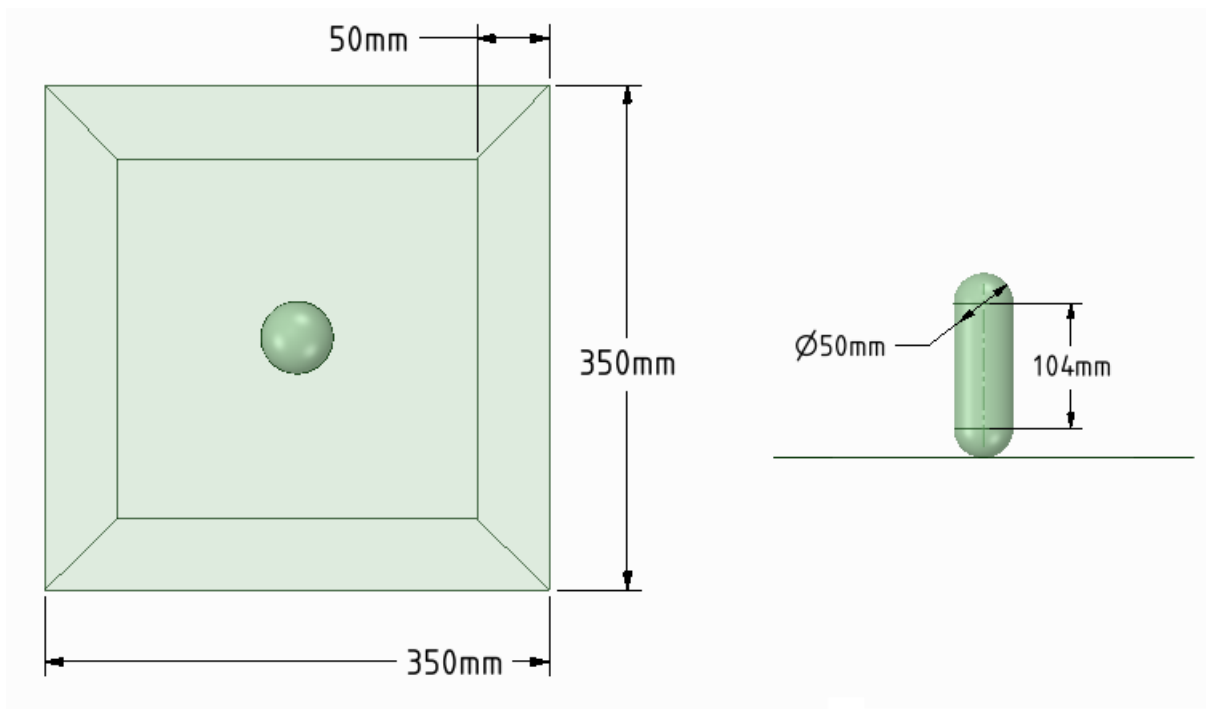


Figura 53 – Geometria representando o pássaro como um cilindro com extremidades esféricas

7.2 PLANEJAMENTO FATORIAL

Ao se fazer um planejamento experimental baseado em princípios estatísticos, o pesquisador pode fazer o mínimo de experimentos possíveis para obter o máximo de informação útil do sistema analisado (NETO; SCARMINIO; BRUNS, 2001). Desta maneira, neste trabalho, buscou-se utilizar um planejamento experimental para a comparação dos resultados experimentais e computacionais utilizando o mínimo de experimentos possíveis com objetivo de avaliar a influência de alguns fatores no comportamento da placa.

Segundo Neto, Scarminio e Bruns (2001), o primeiro passo que deve ser feito no planejamento de um experimento é definir os fatores e respostas de interesse. Assim, as respostas de interesses são: deslocamento máximo da placa e tensão máxima atuante na placa. Para os fatores de interesse, é interessante que sejam fatores que possam ser controlados a cada experimento, dessa forma, os fatores de interesses são: velocidade inicial da esfera, espessura e material da placa. A Tab. (9) apresenta os valores mínimos e máximos que são variados no planejamento.

Tabela 9 – Fatores de interesse.

Fator de interesse	Mínimo (-)	Máximo (+)
A: velocidade inicial	80 [m/s]	160 [m/s]
B: espessura da placa	1,6 [mm]	3,2 [mm]
C: tipo de material	Alumínio Aeronáutico (Sec. 3.2)	Aço SAE 1010 (Sec. 3.2)

Por se tratar de uma variação de três fatores de interesse, é considerado um planejamento fatorial 2^3 , assim, é necessário produzir 8 ensaios (experimentos) para que possa ser analisado a influência desses fatores de interesse nas respostas da placa. A variação dos valores mínimos (-) e máximos (+) a cada ensaio é mostrado na Tab. (10). A variação dos valores segue uma ordem de tal forma que não se repita as mesmas condições em ensaios distintos, desse modo, todas as colunas começam com os valores mínimos (-) e depois há a alternância dos sinais, um a um na primeira coluna (- + - + ...), depois dois a dois na segunda coluna (- - + + ...) e, finalmente, quatro sinais negativos e quatro positivos, na terceira coluna.

Tabela 10 – Disposição dos fatores de interesse para cada ensaio.

Ensaio	A: Velocidade	B: Espessura	C: Tipo de material
1	-	-	-
2	+	-	-
3	-	+	-
4	+	+	-
5	-	-	+
6	+	-	+
7	-	+	+
8	+	+	+

Devido à pandemia do covid-19 no ano de 2020, não foi possível realizar os ensaios experimentais, entretanto, fez-se simulações numéricas para que possam ser utilizados como referência computacional para futuros trabalhos experimentais.

7.3 IMPLEMENTAÇÃO DO PLANEJAMENTO FATORIAL

O primeiro passo para a implementação do planejamento fatorial é a construção da matriz de coeficientes de contraste (\mathbf{X}). Forma-se uma matriz de ordem 8 que é constituída a partir da Tab. (10), acrescentando na primeira coluna um conjunto de sinais positivos, conforme a Eq. (7.2). Completando a matriz, tem-se a interação entre os fatores a partir da multiplicação entre os respectivos sinais.

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} M & A & B & C & AB & AC & BC & ABC \\ +1 & -1 & -1 & -1 & +1 & +1 & +1 & -1 \\ +1 & +1 & -1 & -1 & -1 & -1 & +1 & +1 \\ +1 & -1 & +1 & -1 & -1 & +1 & -1 & +1 \\ +1 & +1 & +1 & -1 & +1 & -1 & -1 & -1 \\ +1 & -1 & -1 & +1 & +1 & -1 & -1 & +1 \\ +1 & +1 & -1 & +1 & -1 & +1 & -1 & -1 \\ +1 & -1 & +1 & +1 & -1 & -1 & +1 & -1 \\ +1 & +1 & +1 & +1 & +1 & +1 & +1 & +1 \end{bmatrix} \quad (7.2)$$

Posto isto, a multiplicação da matriz transposta da matriz de coeficientes de contrastes com o vetor de resultados dos ensaios traz resultados de avaliação dos ensaios, como a média dos resultados, o efeito de cada fator e a interação entre os fatores. A partir da Eq. (7.3), temos que a primeira linha apresenta a média multiplicando pelo vetor de resultados, dividindo por 8 (quantidade de resultados). Já, da segunda linha até a quarta linha, apresenta-se o efeito de cada fator no resultado. Da quinta linha até a oitava linha, apresenta-se a interação entre os fatores. Tanto os efeitos dos fatores quanto as interações entre os fatores, obtém-se o resultado a partir de multiplicação com o vetor resultados dividindo por 2^{k-1} , como é um planejamento com 3 fatores de interesse, 2^{3-1} , conforme indicado no trabalho de Neto, Scarminio e Bruns (2001).

$$\begin{bmatrix} +1 & +1 & +1 & +1 & +1 & +1 & +1 & +1 \\ -1 & +1 & -1 & +1 & -1 & +1 & -1 & +1 \\ -1 & -1 & +1 & +1 & -1 & -1 & +1 & +1 \\ -1 & -1 & -1 & -1 & +1 & +1 & +1 & +1 \\ +1 & -1 & -1 & +1 & +1 & -1 & -1 & +1 \\ +1 & -1 & +1 & -1 & -1 & +1 & -1 & +1 \\ +1 & +1 & -1 & -1 & -1 & -1 & +1 & +1 \\ -1 & +1 & +1 & -1 & +1 & -1 & -1 & +1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \\ y_4 \\ y_5 \\ y_6 \\ y_7 \\ y_8 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{y} \\ A \\ B \\ C \\ AB \\ AC \\ BC \\ ABC \end{bmatrix} \quad (7.3)$$

Pode-se dizer que a Eq. (7.4) apresenta a média dos resultados.

$$\bar{y} = \frac{1}{8} \mathbf{X}_y^t \mathbf{y} \quad (7.4)$$

E, a Eq. (7.5) apresenta o efeito dos fatores nos resultados obtidos.

$$A = \frac{1}{4} \mathbf{X}_{A\mathbf{y}}^t \quad B = \frac{1}{4} \mathbf{X}_{B\mathbf{y}}^t \quad C = \frac{1}{4} \mathbf{X}_{C\mathbf{y}}^t \quad (7.5)$$

Por fim, a Eq. (7.6) apresenta o efeito com a interação entre os fatores de interesse.

$$AB = \frac{1}{4} \mathbf{X}_{AB\mathbf{y}}^t \quad AC = \frac{1}{4} \mathbf{X}_{AC\mathbf{y}}^t \quad BC = \frac{1}{4} \mathbf{X}_{BC\mathbf{y}}^t \quad ABC = \frac{1}{4} \mathbf{X}_{ABC\mathbf{y}}^t \quad (7.6)$$

Os efeitos principais e de interação nada mais é do que a média dos efeitos de cada fator nos dois níveis dos outros fatores. Para realização dos cálculos expostos acima, foi implementado um código em python, apresentado no Apêndice C, que pode ser utilizado para qualquer quantidade de fatores de interesse.

7.4 RESULTADOS DO PLANEJAMENTO FATORIAL

As simulações para obtenção dos resultados para o planejamento fatorial foram baseados no que foi elaborado nas seções (7.1) e (7.2) deste capítulo. Sendo isto posto, a Tab.(11) apresenta o deslocamento máximo e a tensão máxima para a configuração dos fatores de interesse de cada ensaio e, com base nestes resultados, foi implementado no código python, exposto no Apêndice C, para a obtenção da influência ou efeito de cada fator na tensão e no deslocamento, conforme evidenciado nas equações (7.5) e (7.6).

Tabela 11 – Deslocamento e tensão máxima para cada ensaio.

Ensaio	A	B	C	Deslocamento [mm]	Tensão [MPa]
1	-	-	-	-15,604	396,35
2	+	-	-	-32,428	492,4
3	-	+	-	-10,459	310,93
4	+	+	-	-23,745	480,92
5	-	-	+	-20,759	263,37
6	+	-	+	-51,906	399,62
7	-	+	+	-11,228	222,56
8	+	+	+	-31,388	289,96

Com o código, pode-se analisar graficamente a influência dos fatores no deslocamento máximo e tensão máxima atuante na placa. Assim, a Fig. (54) apresenta a influência da velocidade inicial nos resultados de interesse, onde é traçado uma reta interligando a

média dos resultados com os valores correspondentes à condição do fator de interesse, a diferença percentual entre os dois pontos da reta apresenta o valor da influência do fator no resultado de interesse. Neste caso, a velocidade inicial tem uma influência de 20,35 mm no deslocamento máximo, ou seja, a diferença entre a média de deslocamento das velocidades de 80 e 160 m/s é de 20,35 mm. Já para a tensão máxima a influência é de 117,42 MPa com a menor tensão na velocidade de 80 m/s.

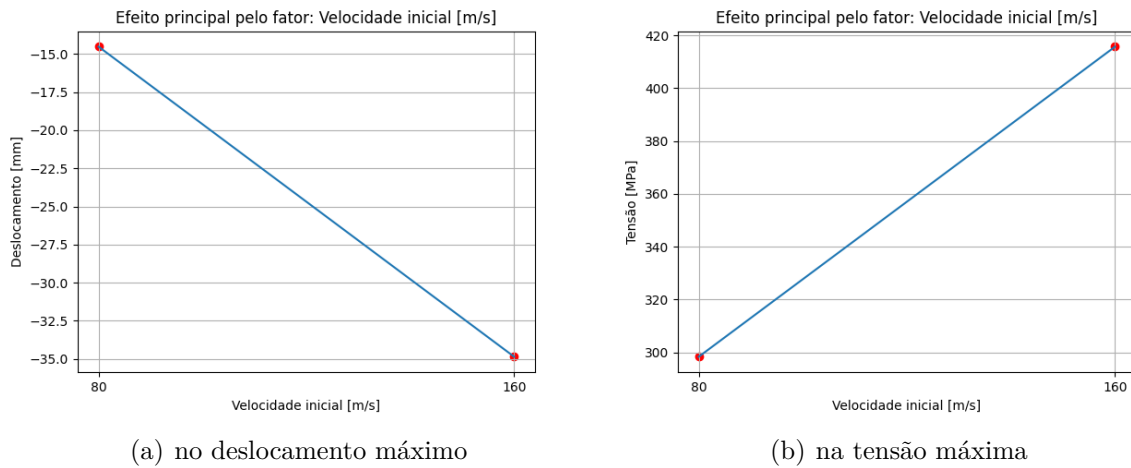


Figura 54 – Influência da velocidade inicial

A espessura tem uma influência de 10,97 mm no deslocamento máximo, apresentando um deslocamento médio de -30,17 mm para a espessura de 1,6 mm e um deslocamento médio de -19,21 mm para a espessura de 3,2 mm. O valor da tensão atuante cai de 387,94 MPa na menor espessura para 326,09 MPa na maior espessura, assim a espessura tem uma influência de 61,84 MPa na tensão máxima da placa, conforme Fig. (55).

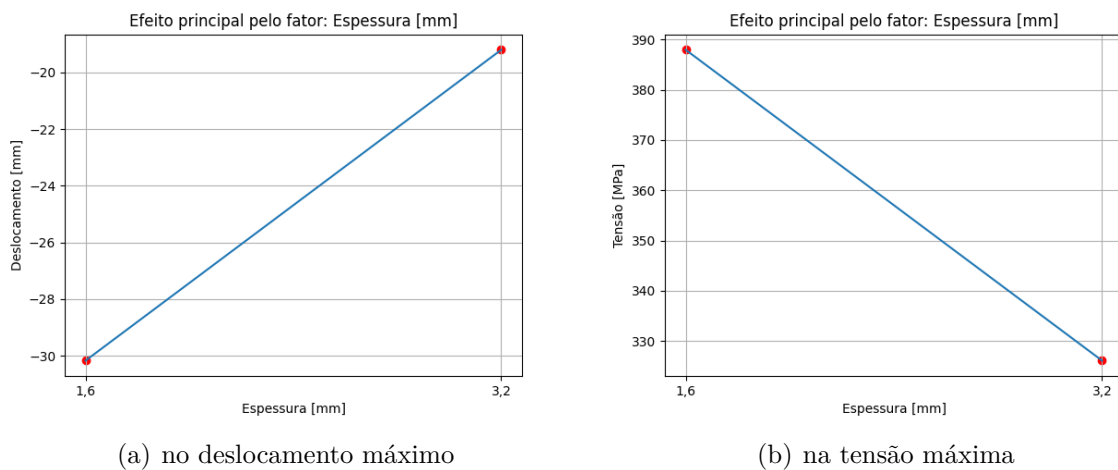


Figura 55 – Influência da espessura da placa

Mostrado na Fig.(56), o valor do deslocamento máximo da placa aumenta de -20,56 mm para -28,82 mm quando há a troca do tipo de material da placa de alumínio aeronáutico para o aço, representando uma influência do tipo de material de 8,26 mm no deslocamento máximo da placa. Em termos de tensão, a influência do tipo de material é de 126,27 MPa, com a tensão diminuindo de 420,15 MPa com o alumínio aeronáutico para 293,88 MPa com o aço.

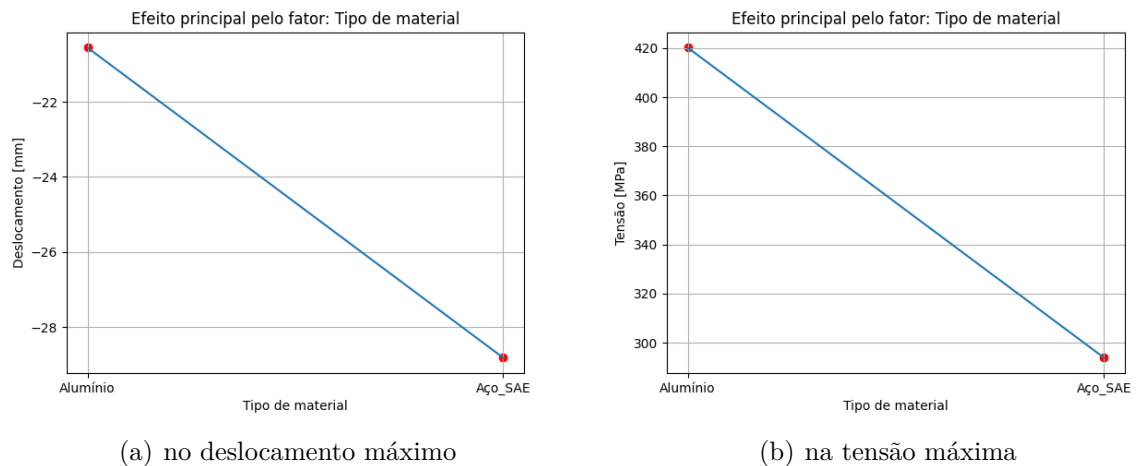


Figura 56 – Influência do tipo de material da placa

Como esperado e mostrado na Fig.(57), o deslocamento máximo aumenta em qualquer espessura quando é alterado a velocidade do projétil. É observado que na espessura de 1,6 mm o deslocamento máximo é mais afetado quando alterado a velocidade inicial do que o deslocamento encontrado na espessura de 3,2 mm, o efeito da interação entre a espessura e a velocidade no deslocamento máximo é de 3,63 mm. Para a tensão atuante a influência da velocidade e da espessura é de 1,27 MPa. Observa-se que há um aumento na tensão máxima atuante quando se altera a velocidade do projétil. Os resultados fazem sentido, pois quando dobrado a espessura a resistência da placa aumenta e quando aumentado a velocidade do projétil a energia cinética absorvida pela placa também é aumentado.

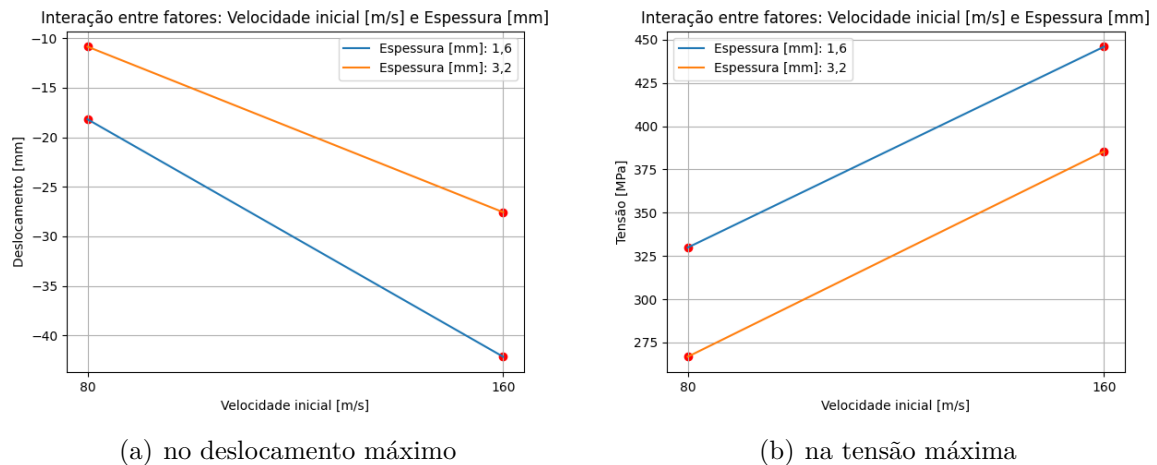


Figura 57 – Influência da velocidade e espessura

A influência da velocidade e o tipo de material no deslocamento máximo e na tensão máxima da placa é apresentado na Fig.(58). Mostra-se que o deslocamento máximo aumenta independentemente do tipo de material com influência de 5,30 mm, entretanto, o aumento maior quando o material é o aço, o deslocamento aumenta de -15,99 mm para -41,65 mm. Na tensão máxima da placa esse influência é de 15,60 MPa, onde há um aumento no valor da tensão quando é alterado a velocidade do projétil, independente do material. Observa-se que a tensão é maior com alumínio, conforme apresentado anteriormente na Fig. (56), contudo, o aumento da tensão com o alumínio e com o aço é similar quando se é alterado a velocidade do projétil.

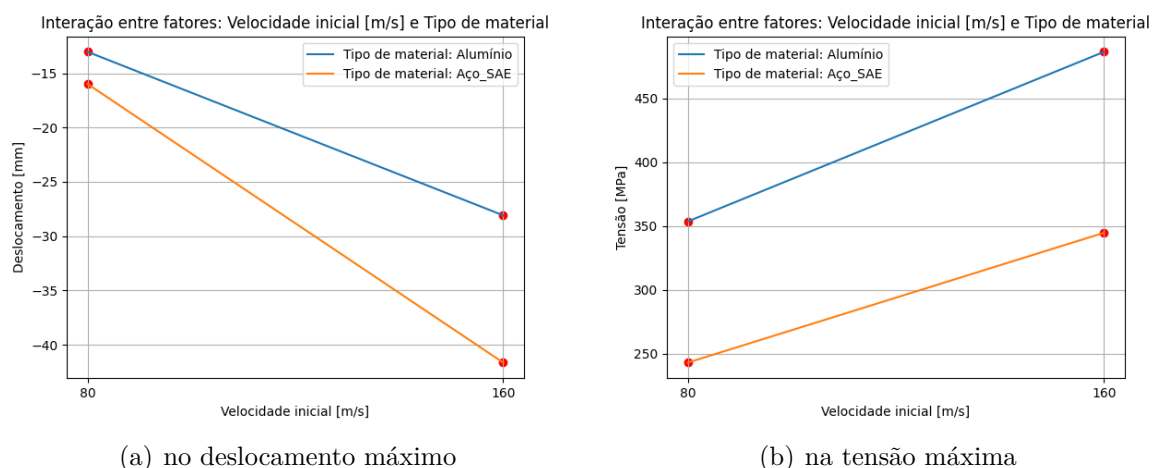


Figura 58 – Influência da velocidade e tipo do material

Por fim, a Fig.(59) apresenta a influência da interação da espessura e do tipo de material no deslocamento e tensão máxima atuante na placa. A influência dessa interação no deslocamento máximo da placa é de 4,06 mm e na tensão máxima atuante na placa é

de 13,40 MPa. Como esperado, quando a espessura é alterada de 1,6 mm para 3,6 mm, o deslocamento máximo da placa diminui para qualquer tipo de material. E, em termos de tensão, há uma diminuição na tensão máxima atuante quando alterado a espessura para ambos os materiais.

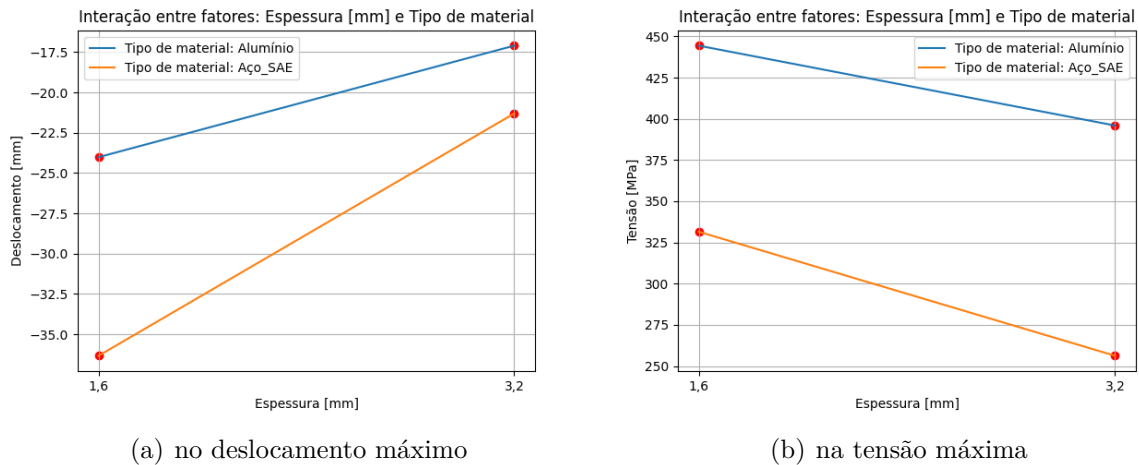


Figura 59 – Influência da espessura e tipo do material

Em síntese, o fator que mais tem influência nos resultados de interesse é a velocidade. É importante lembrar que, a velocidade de 80 m/s foi escolhida por ser uma velocidade média de pouso e decolagem de uma aeronave comercial, quando esse valor é dobrado para 160 m/s expressa uma velocidade muito superior da condição de decolagem e aterrissagem de uma aeronave. Em termos de tipo de material da placa, o alumínio apresenta melhor resultado quando se fala de deslocamento máximo após o impacto, todavia, a tensão é superior quando se comparado com o aço mas, em nenhum dos ensaios realizados o valor da tensão na placa de alumínio ultrapassa o limite de ruptura. Esse resultado é previsível pois, a indústria aeronáutica já utiliza o alumínio aeronáutico em grande parte das aeronaves. Pela lógica, a placa com espessura de 3,2 mm apresenta menores deslocamentos máximos e menores tensões na placa, apesar disso, o comportamento destes resultados para a placa com espessura de 1,6 mm estão dentro do limite de ruptura da placa.

8 CONSIDERAÇÕES FINAIS

8.1 CONCLUSÃO

O objetivo do presente trabalho era estudar a modelagem do fenômeno *bird strike* a partir de uma simplificação como, por exemplo, o impacto de uma esfera contra uma placa. Por meio dos objetivos específicos, no qual foi necessário estabelecer quais são as aproximações numéricas disponíveis para a modelagem. Também foi necessário simulações auxiliares para o entender a influência das condições de contorno e do tamanho da placa na modelagem do impacto. E, assim, avaliar qual a técnica mais adequada para a avaliação do *bird strike*, visto que é um problema com grandes velocidades, curta duração e de grandes deformações. E, por fim, avaliar a influência de um fator de interesse em um resultado de interesse aplicando o planejamento de experimento (DoE), bem como, a esquematização do projeto experimental do impacto de pássaros.

A Seção (2.4) do Capítulo (2), esclarece as principais técnicas numéricas para a modelagem do *bird strike*. A Seção (3.6) do Capítulo (3) mostra, com maior profundidade, a técnica SPH. Já o Capítulo (4), obteve-se como resultado das simulações auxiliares a influência da área de impacto da placa, ou seja, quanto maior a distância do ponto de impacto da placa para as condições de contorno, menor é a influência nos resultados em termos de deslocamento máximo e deformação. Já os resultados de tensão são subordinados as condições iniciais (velocidade de impacto) e material do impactante.

Desta maneira, no Capítulo (5) foi comparado o modelo SPH com o modelo Lagrangeano com a ferramenta *Erosion Controls*. Chega-se a conclusão de que a remoção dos elementos distorcidos no modelo lagrangeano afeta pouco os resultados da simulação em termos do valor máximo de deformação (Subseção 5.2.1) com uma diferença de 2,86%, em termos do valor máximo da tensão (Subseção 5.2.2) atingindo 0,12% de diferença entres os modelos e em termos de energia (Subseção 5.2.3), onde é notório, pelas Figuras (48) e (49), que a remoção dos elementos atinge a energia interna do sistema, reduzindo-se quase pela metade (48,28%). Contudo, chega-se a conclusão de que, o uso do *Erosion Controls* limita-se a situações com geometria menores e com pouco elementos removidos no sistema. Para modelagem do *Bird Strike*, por meio deste trabalho, observou-se pelas simulações que é um evento em que o pássaro apresenta uma condição final com demasiada deformação (dilaceramento do pássaro) e, portanto, recomenda-se o uso do método SPH, independentemente do tamanho do pássaro.

A esquematização do projeto experimental do impacto de pássaros foi realizado no Capítulo (6), fazendo-se a adaptação de um tubo de choque para realizar um lançamento

de projétil aproveitando a onda de choque que é gerada pelo equipamento. A formulação e os desenhos técnicos foram disponibilizados nesse capítulo para que futuros trabalhos possam utilizá-los, pois, não foi possível realizar os ensaios experimentais devido à pandemia do COVID-19. Entretanto, o leitor que quiser utilizar o trabalho como referência pode utilizar o planejamento de experimentos realizado no Capítulo (7). Neste mesmo capítulo, há o código com a formulação para a análise fatorial para a quantidade de fatores desejado.

Neste trabalho foi analisado um planejamento fatorial de 2^3 , ou seja, variando-se três fatores de interesse, totalizando oito ensaios. Analisando as figuras (54), (55) e (56), podemos observar que a velocidade é o fator que mais influencia os resultados de interesse (deslocamento e tensão máximos da placa), como explicado no Capítulo (7), a velocidade de 160 m/s é uma velocidade muito superior à media de velocidade de decolagem e aterrissagem de uma aeronave comercial que é em torno de 80 m/s, visto que, a maioria dos impactos de pássaros ocorrem nessa etapa de um ciclo de voo. Ainda assim, o alumínio aeronáutico apresentou o melhor desempenho quando comparado com o aço, pois os deslocamentos e tensões não alcançam o limite de ruptura do material, independentemente da espessura da placa ou velocidade do projétil, conforme visto nas figuras (58) e (59). O valor do limite de ruptura e limite de escoamento do alumínio e do aço são mostrados nas figuras (12) e (13) do Capítulo (3), a zona plástica é alcançado em ambos os materiais. Em conclusão, a melhor configuração para a velocidade de 80 m/s é o alumínio aeronáutico com espessura de 1,6 mm, para velocidades maiores vale a pena investigar outros tipos de materiais que possam absorver melhor o impacto, como compósitos com kevlar, fibra de vidro ou carbono.

Referências

ALLAN, J. R. The costs of bird strikes and bird strike prevention. *Human Conflicts with Wildlife: Economic Considerations*, USDA National Wildlife Research Center Symposia, 2000. Citado na página 19.

ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5th. ed. McGraw-Hill, 2010. ISBN 0073398101 9780073398105 9780071289085 0071289089. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=91716ca10da8346e5b67aed21f78b8e2>. Citado 3 vezes nas páginas 68, 69 e 70.

ANSYS. *Body Interactions Workbench Guide*. 2017. https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/wb_sim/ds_body_interaction_grp_o_r.html. Acessado: 31/03/2019. Citado 3 vezes nas páginas 8, 36 e 37.

ANSYS. *Explicit Dynamics Analysis Guide*. 2017. https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/17.0/en-us/help/exd_ag/exd_ag.html. Acessado: 06/03/2019. Citado 5 vezes nas páginas 8, 28, 30, 38 e 39.

ANSYS. *Mesh Controls Guide*. 2017. https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/17.0/en-us/help/exd_ag/exd_ag_wf_mesh.html. Acessado: 01/04/2019. Citado 3 vezes nas páginas 8, 41 e 42.

ARGYRIS J.H.; KELSEY, S. Energy theorems and structural analysis. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Emerald Group Publishing Limited, v. 26, p. 410–422, 1954. ISSN 0002-2667. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1108%2Feb032502>. Citado na página 24.

BATHE, K. J. *Finite Element Procedures*. 2. ed. Massachusetts: Prentice Hal, 2014. ISBN 978-0-9790049-5-7. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 25.

CALLISTER, J. W. D. *Ciência e Engenharia de Materiais Uma Introdução*. 7ª. ed. LTC - Livros Técnicos e Científicos Editoras S.A., 2008. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=7f449b8b3a3b19bc365f25278d70b9a8>. Citado na página 27.

CIVIL, A. Agência Nacional de A. *Dados e estatísticas da frota brasileira*. 2016. <https://www.anac.gov.br/assuntos/dados-e-estatisticas/aeronaves>. Acessado: 10/06/2019. Citado na página 17.

COURANT, R. Variational methods for the solution of problems of equilibrium and vibrations. *Bulletin of the American Mathematical Society*, American Mathematical Society, v. 49, p. 1–24, 1943. ISSN 0273-0979,1088-9485. Disponível em: <http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1090%2Fs0002-9904-1943-07818-4>. Citado na página 24.

CREDE, W. A. The design and construction of a shock tube facility. University of Missouri at Rolla, p. 13, 1965. Citado na página 67.

EASA. *Bird Strike Damage and Windshield Bird Strike*. [S.l.]: European Aviation Safety Agency and Atkins, 2008. Citado na página 16.

EMBRAPA, E. B. de P. A. *Quero-quero (Vanellus chilensis) Família Charadriidae*. 2019. <<http://www.faunacps.cnpm.embrapa.br/ave/queroq.html>>. Acessado: 31/05/2019. Citado na página 60.

FILHO, A. A. *Elementos Finitos: A Base da Tecnologia CAE*. 1. ed. São Paulo: ÉRICA, 2000. ISBN 85-7194-7414. Citado na página 24.

FILHO, A. A. *Elementos Finitos: A Base da Tecnologia CAE - Análise Não Linear*. 1. ed. São Paulo: ÉRICA, 2012. ISBN 978-85-365-1872-2. Citado 7 vezes nas páginas 8, 25, 26, 27, 28, 29 e 39.

GLASS, I. I.; MARTIN, W.; PATTERSON, G. N. A theoretical and experimental study of the shock tube. Institute of aerophysics, University of Toronto, p. 11, 1956. Citado na página 67.

GLOBO. *Pouso de avião no rio foi um milagre, diz governador de Nova York*. 2009. <<http://g1.globo.com/Noticias/Mundo/0,,MUL958028-5602,00-POUSO+DE+AVIAO+NO+RIO+FOI+UM+MILAGRE+DIZ+GOVERNADOR+DE+NOVA+YORK.html>>. Acessado: 11/04/2019. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 16.

GOYAL, V. et al. Robust bird-strike modeling based on ALE formulation using LS-DYNA. In: *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference & 14th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference & 7th*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2006-1759>>. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 31.

GOYAL, V. et al. Robust bird-strike modeling based on SPH formulation using LS-DYNA. In: *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 14th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2006-1878>>. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 30.

GUIDA, M. et al. Certification by birdstrike analysis on c27j fullscale ribless composite leading edge. *International Journal of Impact Engineering*, Elsevier Science, v. 54, 4 2013. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/scimag/index.php?s=10.1016/j.ijimpeng.2012.10.002>>. Citado na página 23.

HAYHURST, C. J.; CLEGG, R. A. Cylindrically symmetric sph simulations of hypervelocity impacts on thin plates. *International Journal of Impact Engineering*, Elsevier Science, v. 20, p. 337–348, 1997. ISSN 0734-743X. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1016/0734-743x%2897%2987505-7>>. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 45.

HEDAYATI, R.; SADIGHI, M. *Bird strike: An experimental, theoretical, and numerical investigation*. Woodhead Publishing, 2016. ISBN 978-0-08-100093-9, 978-0-08-100113-4. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=a1a83b773d94c00b55e149e4c7d2e445>>. Citado 5 vezes nas páginas 23, 24, 29, 30 e 31.

HEDAYATI, R.; ZIAEI-RAD, S. Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using sph method. *International Journal of Crashworthiness*, Taylor and Francis Group, v. 17, p. 445–459, 2012. ISSN 1358-8265, 1754-2111. Disponível em:

<<http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1080%2F13588265.2012.674333>>. Citado 4 vezes nas páginas 24, 30, 31 e 44.

HEIMBS, S. Computational methods for bird strike simulations: A review. *Computers Structures*, Elsevier Science, v. 89, p. 2093–2112, 2011. ISSN 0045-7949. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1016%2Fj.compstruc.2011.08.007>>. Citado na página 23.

HIRSCHBEIN, M. Bird impact analysis package for turbine engine fan blades. In: *23rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1982. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514%2F6.1982-696>>. Citado na página 23.

JENQ, S. et al. Simulation of a rigid plate hit by a cylindrical hemi-spherical tip-ended soft impactor. *Computational Materials Science*, Elsevier Science, v. 39, p. 0–526, 2007. ISSN 0927-0256. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1016%2Fj.commatsci.2006.08.008>>. Citado na página 31.

LACOME, J. L. Smooth particle hydrodynamics (sph): a new feature in ls-dyna. *Proceedings of the 7th International LS-DYNA Users Conference*, p. 1–6, 2002. Citado na página 44.

LAVOIE, M. et al. Bird's substitute tests results and evaluation of available numerical methods. *International Journal of Impact Engineering*, Elsevier Science, v. 36, p. 1276–1287, 2009. ISSN 0734-743X. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1016%2Fj.ijimpeng.2009.03.009>>. Citado na página 35.

LIBERSKY, L. D. et al. High strain lagrangian hydrodynamics. *Journal of Computational Physics*, Elsevier BV, v. 109, n. 1, p. 67–75, nov 1993. Disponível em: <<https://doi.org/10.1006%2Fjcp.1993.1199>>. Citado na página 45.

MCCARTY, J.; JOHNSON, R.; WILSON, D. 737 graphite-epoxy horizontal stabilizer certification. In: *23rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1982. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514%2F6.1982-745>>. Citado na página 23.

MCCARTY, R. Finite element analysis of f-16 aircraft canopy dynamic response to bird impact loading. In: *21st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1980. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514%2F6.1980-804>>. Citado na página 23.

MICHELI, G. B. *Análise Numérico-Experimental do Impacto em Chapas de Alumínio Aeronáutico*. Tese (Doutorado) — Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, 2008. Citado 3 vezes nas páginas 32, 33 e 48.

NETO, B.; SCARMINIO, I.; BRUNS, R. *Como fazer experimentos: pesquisa e desenvolvimento na ciência e na indústria*. 2nd. ed. [S.l.]: Editora da Unicamp, 2001. ISBN 85-268-0544-4. Citado 3 vezes nas páginas 73, 74 e 75.

OLIVEIRA, H. R. et al. Anuário de risco de fauna. Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), 2015. Citado 4 vezes nas páginas 8, 17, 18 e 19.

OLIVEIRA, K. H.; SILVA, R. C. Análise de impacto entre uma esfera e uma placa a partir da simplificação de um bird strike via dinâmica explícita. XXV Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica, 2018. Citado 4 vezes nas páginas 8, 30, 31 e 40.

REDDY, J. N. *An introduction to the Finite Element Method*. 2. ed. Texas: McGraw-Hill, 1993. ISBN 0-07-051355-4. Citado na página 24.

SALEHI, H.; ZIAEI-RAD, S.; VAZIRI-ZANJANI, M. A. Bird impact effects on different types of aircraft bubble windows using numerical and experimental methods. *International Journal of Crashworthiness*, Taylor and Francis Group, v. 15, p. 93–106, 2010. ISSN 1358-8265,1754-2111. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1080%2F13588260903047689>>. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 30.

STORACE, A. F.; NIMMER, R. P.; RAVENHALL, R. Analytical and experimental investigation of bird impact on fan and compressor blading. *Journal of Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 21, n. 7, p. 520–527, jul 1984. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514%2F3.45002>>. Citado na página 24.

SUN, S. T. An analytical method for evaluation of impact damage energy of laminated composites. *In Composite Materials: Testing and Design*, ASTM STP, v. 617, 1975. Citado na página 23.

SWEGLE, J. et al. An analysis of smoothed particle hydrodynamics. Sandia Report SAND93-2513, p. 4–17, Mar 1994. Disponível em: <<https://www.osti.gov/servlets/purl/10159839>>. Citado na página 46.

SYNGE, J. L.; RHEINBOLDT, W. C. The hypercircle in mathematical physics. *Physics Today*, American Institute of Physics, v. 10, p. 45–46, 1957. ISSN 0031-9228,1945-0699. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1063%2F1.3060143>>. Citado na página 24.

TELES, J. C. S.; SILVA, R. C.; OLIVEIRA, A. B. S. Numerical study on the performance of square tubes as energy absorbers. 24th ABCM International Congress of Mechanical Engineering, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 33 e 34.

VIEGAS, G. C. Construção de um tubo de choque longo para calibração dinâmica de transdutores de pressão. Universidade de Brasília, 2007. Citado na página 70.

WANG, F.; YUE, Z. Numerical simulation of damage and failure in aircraft windshield structure against bird strike. *Materials Design*, Elsevier Science, v. 31, p. 687–695, 2010. ISSN 0261-3069. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1016%2Fj.matdes.2009.08.029>>. Citado 3 vezes nas páginas 24, 29 e 72.

WANG, X. et al. Numerical study of the mechanism of explosive/impact welding using smoothed particle hydrodynamics method. *Materials Design*, Elsevier Science, v. 35, p. 210–219, 2012. ISSN 0261-3069. Disponível em: <<http://doi.org/10.1016/j.matdes.2011.09.047>>. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 46.

WEN, Y. et al. Rifle bullet penetration into ballistic gelatin. *Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials*, p. S175161611630412X, 2016. ISSN 1751-6161. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/scimag/10.1016%2Fj.jmbbm.2016.11.021>>. Citado 2 vezes nas páginas 33 e 35.

WERNKE, A. P. et al. Análise de convergência do protótipo da fuselagem tubular de um avião aerodesign de competição sob uma abordagem estática. Encontro de Ciência e Tecnologia, 2016. Citado na página 42.

Apêndices

APÊNDICE A – Análise Modal

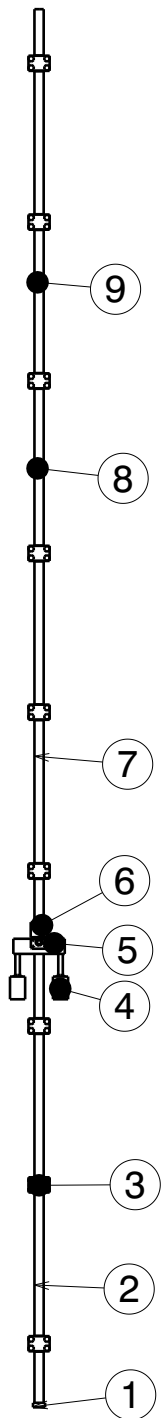
Mode	Frequency [Hz]	Time Step	Mode	Frequency [Hz]	Time Step	Mode	Frequency [Hz]	Time Step
1	0	#DIV/0!	46	158,23	1,26E-02	91	362,07	5,52E-03
2	0	#DIV/0!	47	167,57	1,19E-02	92	362,07	5,52E-03
3	0	#DIV/0!	48	167,57	1,19E-02	93	364,14	5,49E-03
4	0	#DIV/0!	49	168,75	1,19E-02	94	369,33	5,42E-03
5	0	#DIV/0!	50	172,97	1,16E-02	95	371,21	5,39E-03
6	0	#DIV/0!	51	181,17	1,10E-02	96	373,01	5,36E-03
7	5,3917	3,71E-01	52	184,41	1,08E-02	97	377,76	5,29E-03
8	7,8545	2,55E-01	53	184,41	1,08E-02	98	389,25	5,14E-03
9	9,8027	2,04E-01	54	185,54	1,08E-02	99	392,18	5,10E-03
10	13,958	1,43E-01	55	188,18	1,06E-02	100	395,88	5,05E-03
11	13,958	1,43E-01	56	204,29	9,79E-03	101	395,88	5,05E-03
12	24,611	8,13E-02	57	207,52	9,64E-03	102	421,43	4,75E-03
13	24,611	8,13E-02	58	221,5	9,03E-03	103	421,43	4,75E-03
14	25,555	7,83E-02	59	221,99	9,01E-03	104	423,71	4,72E-03
15	27,782	7,20E-02	60	221,99	9,01E-03	105	426,97	4,68E-03
16	31,085	6,43E-02	61	224,3	8,92E-03	106	434,86	4,60E-03
17	42,353	4,72E-02	62	226,39	8,83E-03	107	434,86	4,60E-03
18	42,353	4,72E-02	63	226,39	8,83E-03	108	438,38	4,56E-03
19	47,136	4,24E-02	64	235,16	8,50E-03	109	438,38	4,56E-03
20	49,376	4,05E-02	65	235,16	8,50E-03	110	438,45	4,56E-03
21	52,915	3,78E-02	66	238,07	8,40E-03	111	443,68	4,51E-03
22	52,915	3,78E-02	67	241,66	8,28E-03	112	454,06	4,40E-03
23	61,406	3,26E-02	68	261,12	7,66E-03	113	454,06	4,40E-03
24	64,903	3,08E-02	69	261,12	7,66E-03	114	462,79	4,32E-03
25	67,807	2,95E-02	70	264,61	7,56E-03	115	462,79	4,32E-03
26	79,898	2,50E-02	71	269,49	7,42E-03	116	473,8	4,22E-03
27	79,898	2,50E-02	72	271,92	7,36E-03	117	476,89	4,19E-03
28	82,125	2,44E-02	73	286,75	6,97E-03	118	479,66	4,17E-03
29	86,241	2,32E-02	74	286,75	6,97E-03	119	485,14	4,12E-03
30	86,61	2,31E-02	75	287,51	6,96E-03	120	488,37	4,10E-03
31	86,61	2,31E-02	76	288,87	6,92E-03	121	504,59	3,96E-03
32	97,774	2,05E-02	77	291,95	6,85E-03	122	504,59	3,96E-03
33	97,774	2,05E-02	78	292,61	6,84E-03	123	505,46	3,96E-03
34	113,03	1,77E-02	79	303,08	6,60E-03	124	508,14	3,94E-03
35	117,38	1,70E-02	80	303,08	6,60E-03	125	524,12	3,82E-03
36	118,35	1,69E-02	81	313,91	6,37E-03	126	527,71	3,79E-03
37	120,14	1,66E-02	82	313,91	6,37E-03	127	528,89	3,78E-03
38	120,98	1,65E-02	83	322,93	6,19E-03	128	528,89	3,78E-03
39	123,63	1,62E-02	84	326,33	6,13E-03	129	540,26	3,70E-03
40	123,63	1,62E-02	85	327,08	6,11E-03	130	540,39	3,70E-03
41	135,45	1,48E-02	86	327,08	6,11E-03	131	543,52	3,68E-03
42	138,92	1,44E-02	87	353,4	5,66E-03	132	544,24	3,67E-03
43	146,42	1,37E-02	88	353,4	5,66E-03	133	545,16	3,67E-03
44	146,42	1,37E-02	89	356,67	5,61E-03	134	545,16	3,67E-03
45	158,23	1,26E-02	90	359,58	5,56E-03	135	558,8	3,58E-03

Mode	Frequency [Hz]	Time Step	Mode	Frequency [Hz]	Time Step	Mode	Frequency [Hz]	Time Step
136	558,8	3,58E-03	181	770,73	2,59E-03	226	986,19	2,03E-03
137	563,24	3,55E-03	182	770,73	2,59E-03	227	989,58	2,02E-03
138	563,24	3,55E-03	183	785,72	2,55E-03	228	995,41	2,01E-03
139	586,92	3,41E-03	184	787,8	2,54E-03	229	995,41	2,01E-03
140	586,92	3,41E-03	185	790,29	2,53E-03	230	1012,3	1,98E-03
141	590,71	3,39E-03	186	794,86	2,52E-03	231	1012,3	1,98E-03
142	593,94	3,37E-03	187	821,47	2,43E-03	232	1022,5	1,96E-03
143	611,07	3,27E-03	188	824,17	2,43E-03	233	1026,3	1,95E-03
144	616,87	3,24E-03	189	828,54	2,41E-03	234	1026,8	1,95E-03
145	619,75	3,23E-03	190	828,54	2,41E-03	235	1026,8	1,95E-03
146	621,68	3,22E-03	191	837,67	2,39E-03	236	1037,5	1,93E-03
147	621,69	3,22E-03	192	838,06	2,39E-03	237	1040,5	1,92E-03
148	621,69	3,22E-03	193	838,06	2,39E-03	238	1055,6	1,89E-03
149	627,06	3,19E-03	194	840,89	2,38E-03	239	1055,6	1,89E-03
150	629,55	3,18E-03	195	840,89	2,38E-03	240	1061,2	1,88E-03
151	629,55	3,18E-03	196	843,93	2,37E-03	241	1061,2	1,88E-03
152	637,69	3,14E-03	197	853,05	2,34E-03	242	1086,3	1,84E-03
153	638,19	3,13E-03	198	853,05	2,34E-03	243	1087,7	1,84E-03
154	638,19	3,13E-03	199	856,06	2,34E-03	244	1087,7	1,84E-03
155	640,75	3,12E-03	200	856,06	2,34E-03	245	1092,4	1,83E-03
156	657,17	3,04E-03	201	872,58	2,29E-03	246	1099,8	1,82E-03
157	661,15	3,03E-03	202	873,17	2,29E-03	247	1099,8	1,82E-03
158	672,98	2,97E-03	203	875,69	2,28E-03	248	1101,9	1,82E-03
159	675,98	2,96E-03	204	876,92	2,28E-03	249	1103,3	1,81E-03
160	684,41	2,92E-03	205	883,46	2,26E-03	250	1103,4	1,81E-03
161	684,41	2,92E-03	206	883,46	2,26E-03	251	1104,8	1,81E-03
162	688,18	2,91E-03	207	903,85	2,21E-03	252	1108,3	1,80E-03
163	688,18	2,91E-03	208	903,85	2,21E-03	253	1108,3	1,80E-03
164	698,86	2,86E-03	209	922,49	2,17E-03	254	1110,9	1,80E-03
165	698,86	2,86E-03	210	927,19	2,16E-03	255	1122,1	1,78E-03
166	723,64	2,76E-03	211	927,19	2,16E-03	256	1126,2	1,78E-03
167	723,9	2,76E-03	212	928,41	2,15E-03	257	1130,1	1,77E-03
168	726,75	2,75E-03	213	930,89	2,15E-03	258	1133,2	1,76E-03
169	726,75	2,75E-03	214	939,41	2,13E-03	259	1152,3	1,74E-03
170	726,83	2,75E-03	215	942,39	2,12E-03	260	1152,3	1,74E-03
171	727,71	2,75E-03	216	949,93	2,11E-03	261	1159,8	1,72E-03
172	729,2	2,74E-03	217	953,44	2,10E-03	262	1159,8	1,72E-03
173	729,2	2,74E-03	218	956,33	2,09E-03	263	1166,7	1,71E-03
174	740,1	2,70E-03	219	960,64	2,08E-03	264	1169,6	1,71E-03
175	743,75	2,69E-03	220	960,97	2,08E-03	265	1188,1	1,68E-03
176	759,01	2,64E-03	221	960,97	2,08E-03	266	1191,9	1,68E-03
177	762,46	2,62E-03	222	972,69	2,06E-03	267	1200	1,67E-03
178	762,46	2,62E-03	223	976,22	2,05E-03	268	1200	1,67E-03
179	764,62	2,62E-03	224	985,99	2,03E-03	269	1214,7	1,65E-03
180	767,33	2,61E-03	225	985,99	2,03E-03	270	1214,7	1,65E-03

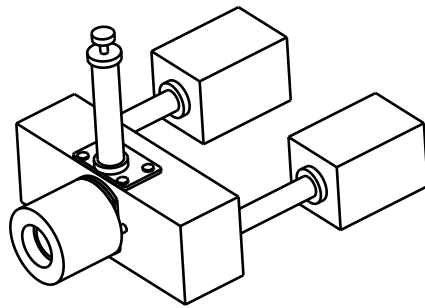
Mode	Frequency [Hz]	Time Step	Mode	Frequency [Hz]	Time Step	Mode	Frequency [Hz]	Time Step
271	1218,1	1,64E-03	316	1418,7	1,41E-03	361	1639,7	1,22E-03
272	1220,7	1,64E-03	317	1419,4	1,41E-03	362	1639,7	1,22E-03
273	1222,2	1,64E-03	318	1424,7	1,40E-03	363	1668,4	1,20E-03
274	1225,9	1,63E-03	319	1424,7	1,40E-03	364	1669,5	1,20E-03
275	1225,9	1,63E-03	320	1435	1,39E-03	365	1669,5	1,20E-03
276	1227,2	1,63E-03	321	1435	1,39E-03	366	1672	1,20E-03
277	1235,3	1,62E-03	322	1449	1,38E-03	367	1683,1	1,19E-03
278	1235,3	1,62E-03	323	1449	1,38E-03	368	1685,5	1,19E-03
279	1238,5	1,61E-03	324	1470	1,36E-03	369	1685,5	1,19E-03
280	1242,4	1,61E-03	325	1473,6	1,36E-03	370	1689,8	1,18E-03
281	1244,4	1,61E-03	326	1483,8	1,35E-03	371	1697,8	1,18E-03
282	1244,4	1,61E-03	327	1486,7	1,35E-03	372	1701,1	1,18E-03
283	1261	1,59E-03	328	1493,5	1,34E-03	373	1701,1	1,18E-03
284	1261	1,59E-03	329	1493,5	1,34E-03	374	1701,1	1,18E-03
285	1286,2	1,55E-03	330	1510,2	1,32E-03	375	1714,9	1,17E-03
286	1287,9	1,55E-03	331	1515,9	1,32E-03	376	1714,9	1,17E-03
287	1288,7	1,55E-03	332	1515,9	1,32E-03	377	1720,1	1,16E-03
288	1288,7	1,55E-03	333	1516,5	1,32E-03	378	1723,3	1,16E-03
289	1289	1,55E-03	334	1519,2	1,32E-03	379	1723,3	1,16E-03
290	1291,2	1,55E-03	335	1520,4	1,32E-03	380	1723,7	1,16E-03
291	1298,5	1,54E-03	336	1525,6	1,31E-03	381	1738,9	1,15E-03
292	1304,3	1,53E-03	337	1526	1,31E-03	382	1744,9	1,15E-03
293	1307,4	1,53E-03	338	1526	1,31E-03	383	1747,5	1,14E-03
294	1326,4	1,51E-03	339	1537,4	1,30E-03	384	1750,5	1,14E-03
295	1326,4	1,51E-03	340	1539	1,30E-03	385	1750,5	1,14E-03
296	1326,4	1,51E-03	341	1539,1	1,30E-03	386	1767,5	1,13E-03
297	1329,2	1,50E-03	342	1544,2	1,30E-03	387	1770,3	1,13E-03
298	1348,8	1,48E-03	343	1554,1	1,29E-03	388	1775,8	1,13E-03
299	1348,8	1,48E-03	344	1554,1	1,29E-03	389	1775,8	1,13E-03
300	1363,4	1,47E-03	345	1559,8	1,28E-03	390	1782,2	1,12E-03
301	1365,7	1,46E-03	346	1559,8	1,28E-03	391	1785,3	1,12E-03
302	1368	1,46E-03	347	1567,9	1,28E-03	392	1785,4	1,12E-03
303	1369,8	1,46E-03	348	1570,7	1,27E-03	393	1789,5	1,12E-03
304	1369,8	1,46E-03	349	1576,3	1,27E-03	394	1805,3	1,11E-03
305	1370	1,46E-03	350	1579,9	1,27E-03	395	1808,3	1,11E-03
306	1374,2	1,46E-03	351	1586,6	1,26E-03	396	1831,6	1,09E-03
307	1374,9	1,45E-03	352	1590,4	1,26E-03	397	1831,6	1,09E-03
308	1385,3	1,44E-03	353	1623,5	1,23E-03	398	1852,5	1,08E-03
309	1385,3	1,44E-03	354	1623,5	1,23E-03	399	1852,5	1,08E-03
310	1404,1	1,42E-03	355	1625,1	1,23E-03	400	1852,7	1,08E-03
311	1404,1	1,42E-03	356	1625,1	1,23E-03	401	1857,1	1,08E-03
312	1404,2	1,42E-03	357	1629,1	1,23E-03	402	1857,1	1,08E-03
313	1407,6	1,42E-03	358	1630,9	1,23E-03	403	1858,6	1,08E-03
314	1415,9	1,41E-03	359	1630,9	1,23E-03	404	1858,7	1,08E-03
315	1418,7	1,41E-03	360	1632,2	1,23E-03	405	1861,4	1,07E-03

Mode	Frequency [Hz]	Time Step	Mode	Frequency [Hz]	Time Step	Mode	Frequency [Hz]	Time Step
406	1861,4	1,07E-03	451	2073,9	9,64E-04	496	2276,7	8,78E-04
407	1861,5	1,07E-03	452	2091	9,56E-04	497	2277,5	8,78E-04
408	1870,4	1,07E-03	453	2091	9,56E-04	498	2285,9	8,75E-04
409	1874	1,07E-03	454	2099,9	9,52E-04	499	2289,7	8,73E-04
410	1876,2	1,07E-03	455	2099,9	9,52E-04	500	2294,9	8,71E-04
411	1876,2	1,07E-03	456	2104,4	9,50E-04			
412	1883,2	1,06E-03	457	2106,9	9,49E-04			
413	1886,9	1,06E-03	458	2113,6	9,46E-04			
414	1892,4	1,06E-03	459	2113,6	9,46E-04			
415	1892,4	1,06E-03	460	2114,4	9,46E-04			
416	1906,5	1,05E-03	461	2118,2	9,44E-04			
417	1906,5	1,05E-03	462	2129,1	9,39E-04			
418	1919	1,04E-03	463	2129,1	9,39E-04			
419	1922,3	1,04E-03	464	2134,8	9,37E-04			
420	1927,9	1,04E-03	465	2138,5	9,35E-04			
421	1931,5	1,04E-03	466	2148,2	9,31E-04			
422	1945,5	1,03E-03	467	2148,2	9,31E-04			
423	1945,5	1,03E-03	468	2159,6	9,26E-04			
424	1952	1,02E-03	469	2159,6	9,26E-04			
425	1952	1,02E-03	470	2174,1	9,20E-04			
426	1958,3	1,02E-03	471	2177,2	9,19E-04			
427	1958,3	1,02E-03	472	2180,5	9,17E-04			
428	1983,2	1,01E-03	473	2180,5	9,17E-04			
429	1989,5	1,01E-03	474	2185,5	9,15E-04			
430	1991,9	1,00E-03	475	2185,5	9,15E-04			
431	2000,7	1,00E-03	476	2206	9,07E-04			
432	2003,9	9,98E-04	477	2206	9,07E-04			
433	2011,4	9,94E-04	478	2219	9,01E-04			
434	2012,4	9,94E-04	479	2224,3	8,99E-04			
435	2012,7	9,94E-04	480	2224,3	8,99E-04			
436	2013,5	9,93E-04	481	2225,2	8,99E-04			
437	2013,5	9,93E-04	482	2232,3	8,96E-04			
438	2015,7	9,92E-04	483	2235,5	8,95E-04			
439	2015,9	9,92E-04	484	2237,3	8,94E-04			
440	2032,5	9,84E-04	485	2240,2	8,93E-04			
441	2035,1	9,83E-04	486	2244,5	8,91E-04			
442	2035,1	9,83E-04	487	2250,5	8,89E-04			
443	2039,9	9,80E-04	488	2252,9	8,88E-04			
444	2050,5	9,75E-04	489	2258,8	8,85E-04			
445	2050,5	9,75E-04	490	2258,8	8,85E-04			
446	2050,6	9,75E-04	491	2259,8	8,85E-04			
447	2054,1	9,74E-04	492	2263,7	8,84E-04			
448	2055,9	9,73E-04	493	2268,2	8,82E-04			
449	2055,9	9,73E-04	494	2268,2	8,82E-04			
450	2069,7	9,66E-04	495	2273,6	8,80E-04			

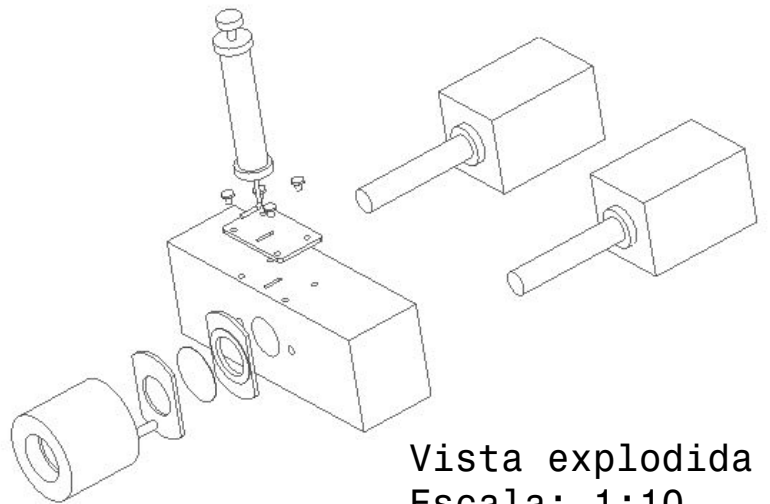
APÊNDICE B – Desenho Técnico



Vista superior
Escala: 1:50



Vista isométrica da conexão do suporte
com a porta membrana
Escala: 1:10



Vista explodida
Escala: 1:10

Nº	Nome da peça/conjunto
1	Fundo do tubo indutor
2	Tubo indutor
3	Suporte do tubo
4	Representação dos pistões
5	Conexão entre tubos e suporte da membrana
6	Porta membrana
7	Tubo induzido
8	Conexão entre tubos
9	Seção 2 do tubo induzido

UnB

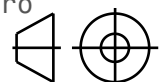
TCC 2

FGA

1:50

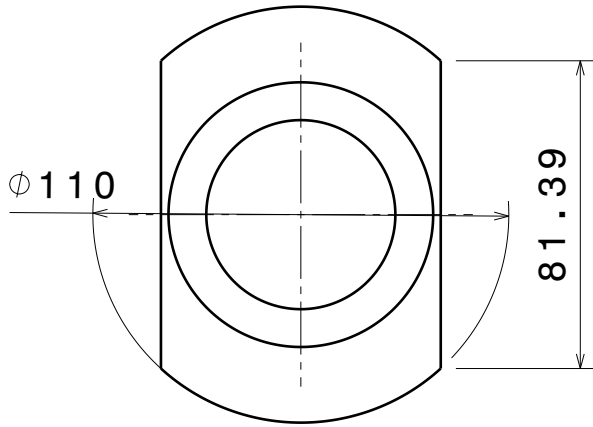
Tubo de choque

Diedro

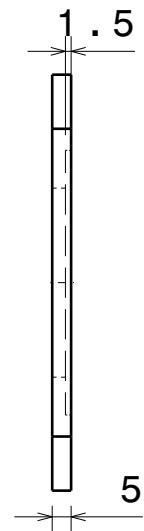


21/10/2020

Klyssmann de Oliveira

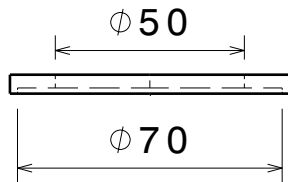


Vista frontal
Escala: 1:2

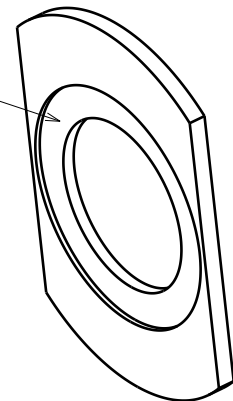


Vista lateral
Escala: 1:2

Local da membrana

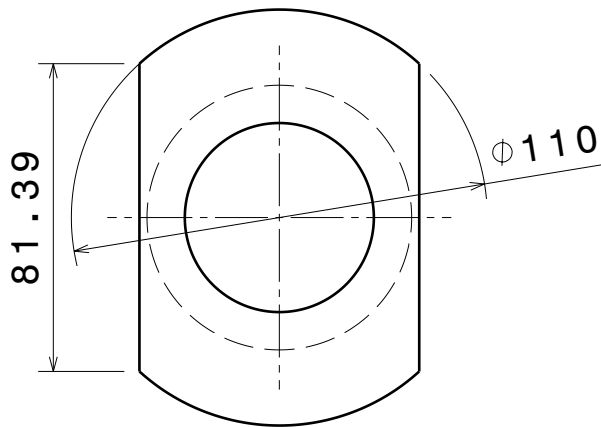


Vista superior
Escala: 1:2

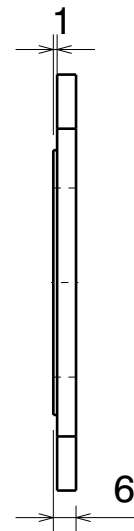


Vista isométrica
Escala: 1:2

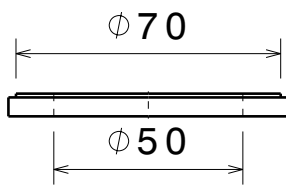
UnB	TCC 2	FGA
1:2	Porta Membrana	Diedro 
21/10/2020	Klyssmann de Oliveira	Unidade: mm



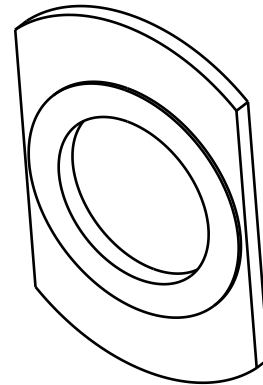
Vista frontal
Escala: 1:2



Vista lateral
Escala: 1:2

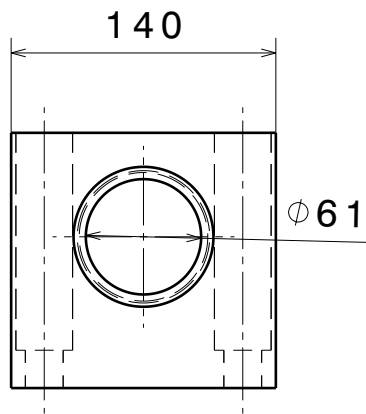


Vista superior
Escala: 1:2

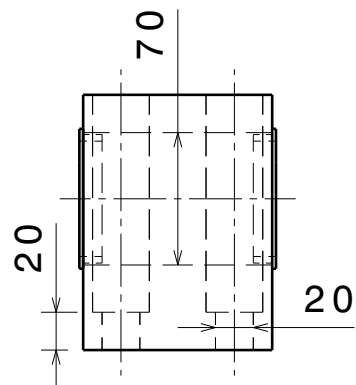


Vista isométrica
Escala: 1:2

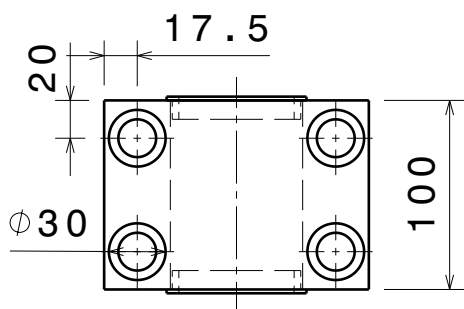
UnB	TCC 2	FGA
1:2	Porta membrana superior	Diedro 
21/10/2020	Klyssmann de Oliveira	Unidade: mm



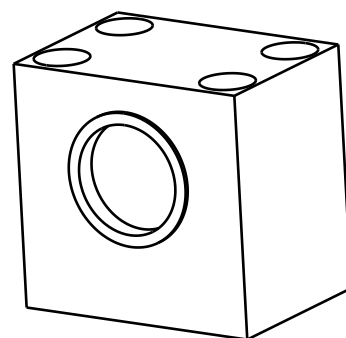
Vista frontal
Escala: 1:4



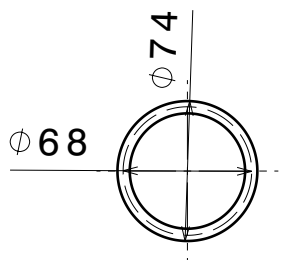
Vista lateral
Escala: 1:4



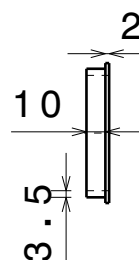
Vista superior
Escala: 1:4



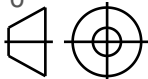
Vista isométrica
Escala: 1:4

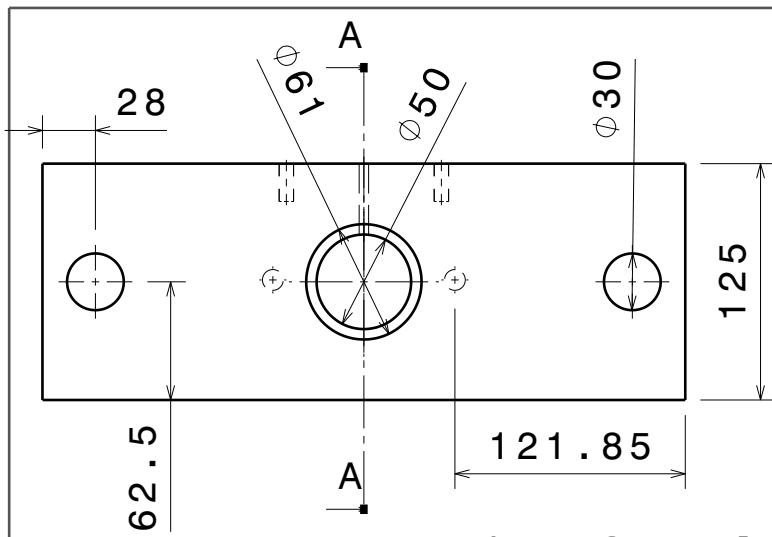


Vista frontal
Escala: 1:4

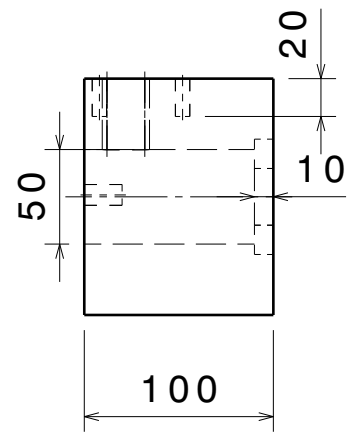


Vista lateral
Escala: 1:4

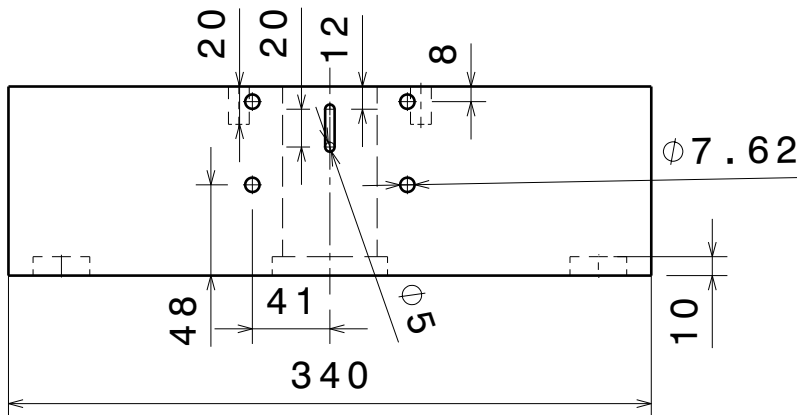
UnB	IDA	FGA
1:4	Anel e suporte para os tubos	Diedro 
21/10/2020	Klyssmann de Oliveira	Unidade: mm



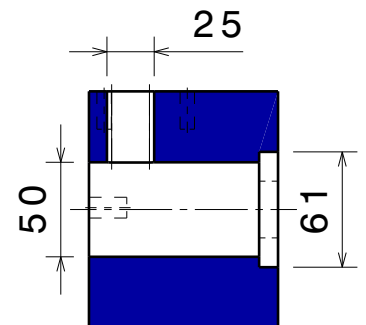
Vista frontal
Escala: 1:4



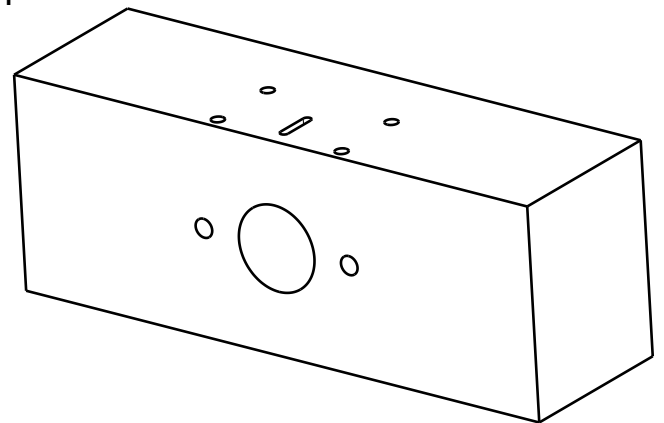
Vista lateral
Escala: 1:4



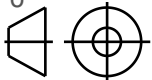
Vista superior
Escala: 1:4



Vista do corte A-A
Escala: 1:4

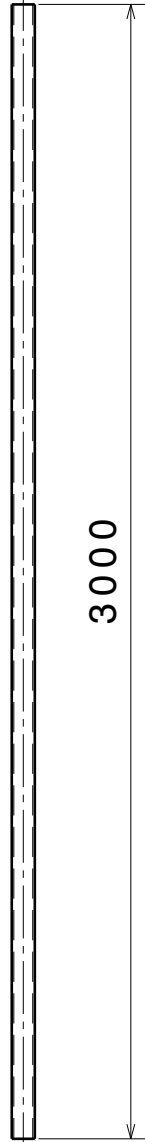


Vista isométrica
Escala: 1:4

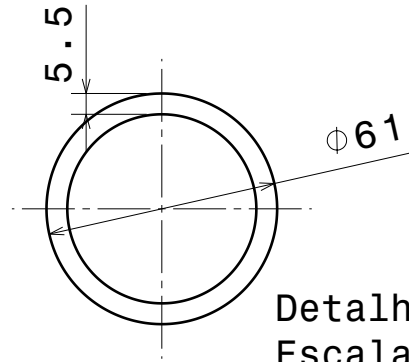
UnB	TCC 2	FGA
1:4	Conexão tubo-suporte da membrana	Diedro 
21/10/2020	Klyssmann de Oliveira	Unidade: mm



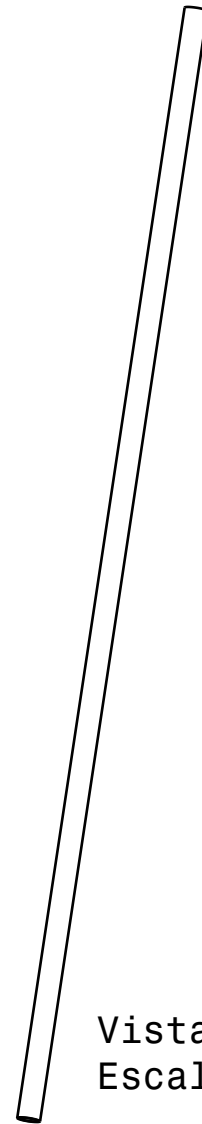
Vista frontal
Escala: 1:20



Vista superior
Escala: 1:20

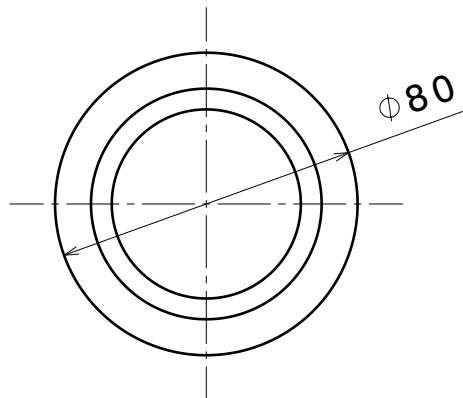


Detalhe A
Escala 1:2

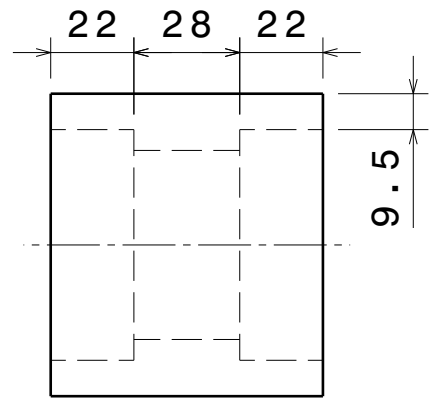


Vista isométrica
Escala: 1:20

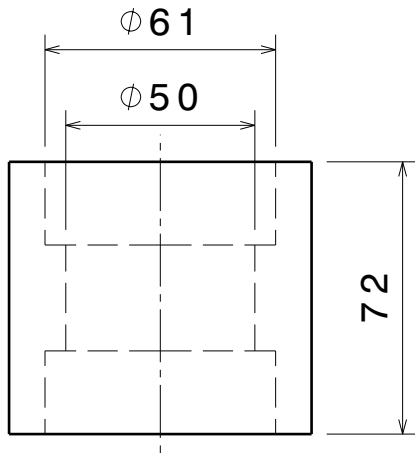
UnB	TCC 2	FGA
1:20	Tubo	Diedro 
21/10/2020	Klyssmann de Oliveira	Unidade: mm



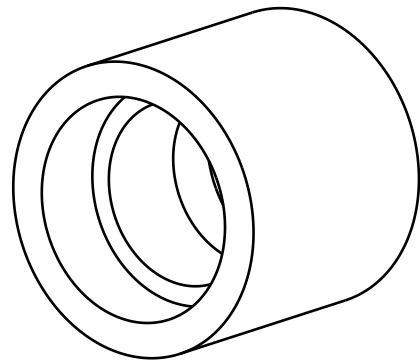
Vista frontal
Escala: 1:2



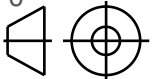
Vista lateral
Escala: 1:2

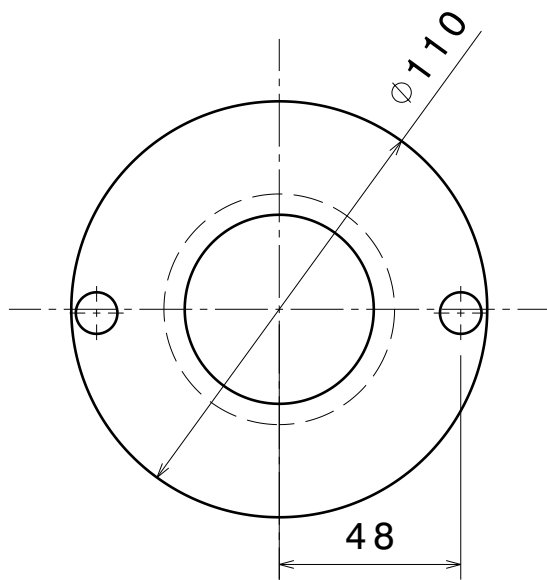


Vista superior
Escala: 1:2

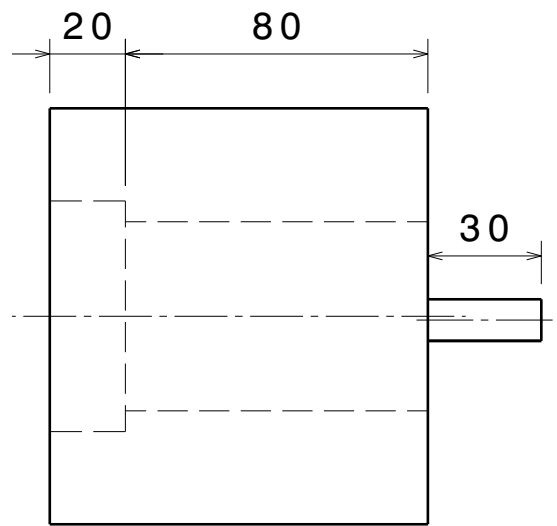


Vista isométrica
Escala: 1:2

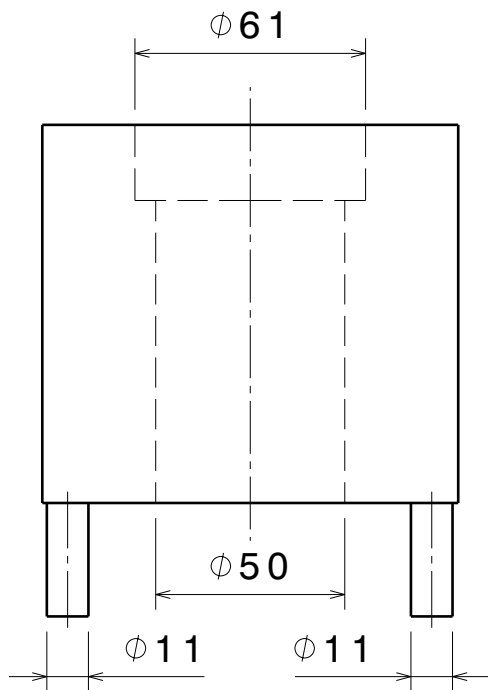
UnB	TCC 2	FGA
1:2	Conexão entre tubos	Diedro 
21/10/2020	Klyssmann de Oliveira	Unidade: mm



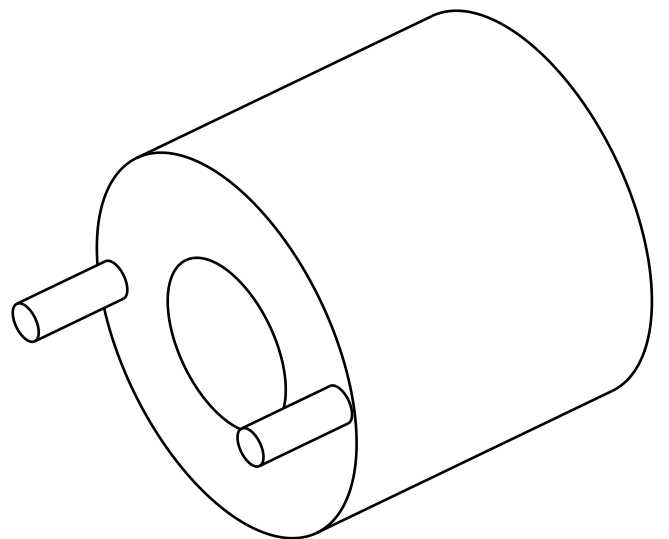
Vista frontal
Escala: 1:2



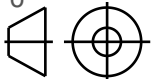
Vista lateral
Escala: 1:2

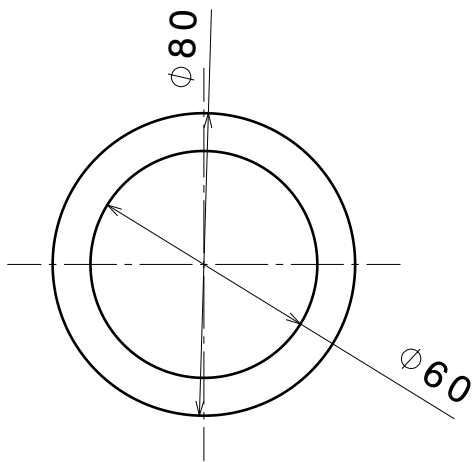


Vista Superior
Escala: 1:2

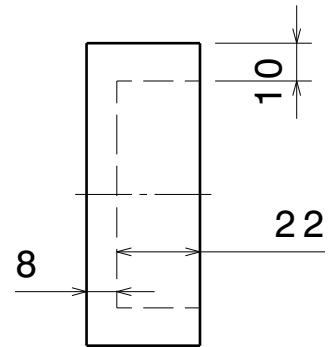


Vista isométrica
Escala: 1:2

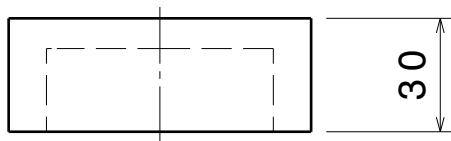
UnB	TCC 2	FGA
1:2	Conexão dos tubos com porta membrana	Diedro 
21/10/2020	Klyssmann de Oliveira	Unidade: mm



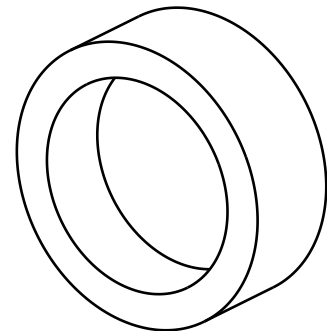
Vista frontal
Escala: 1:2



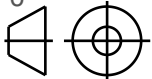
Vista lateral
Escala: 1:2



Vista superior
Escala: 1:2



Vista isométrica
Escala: 1:2

UnB	TCC 2	FGA
1:2	Fundo do tubo indutor	Diedro 
21/10/2020	Klyssmann de Oliveira	Unidade: mm

APÊNDICE C – Planejamento Fatorial em Python

```
1 ##### Preenche a coluna da matriz de coeficientes
2 def preenche_lista(lista):
3     entrada = input().split()
4     for i in range( len(entrada) ):
5         lista.append( float(entrada[i]) )
6
7 def preenche_lista_string(lista):
8     entrada = input().split()
9     for i in range( len(entrada) ):
10        lista.append( entrada[i] )
11
12    return lista
13
14 ##### aloca, automaticamente as outras colunas da matriz
15 def multiplica_lista(lista1, lista2, tamanho):
16    lista = []
17    for i in range( tamanho ):
18        lista.append( lista1[i]*lista2[i])
19
20    return lista
21
22 ##### Calcula o efeito de cada fator
23 def efeitos(coluna, resultado, tamanho):
24    soma = 0
25    for i in range(0, tamanho):
26        soma += coluna[i]*resultado[i]
27    return soma/(tamanho/2)
28
29 ##### Imprime na tela os efeitos
30 def imprime_efeitos(list_efeitos, fatores):
31    print()
32    print('C lculo dos efeitos:')
33    print(f'M dia: {list_efeitos[0]:.2f}')
34    print(f'Efeito A: {list_efeitos[1]}')
35    print(f'Efeito B: {list_efeitos[2]}')
```

```
36     if(fatores == 3):
37         print(f'Efeito C: {list_efeitos[3]}')
38         print(f'Efeito AB: {list_efeitos[4]}')
39         print(f'Efeito AC: {list_efeitos[5]}')
40         print(f'Efeito BC: {list_efeitos[6]}')
41         print(f'Efeito ABC: {list_efeitos[7]}')
42         print()
43     else:
44         print(f'Efeito AB: {list_efeitos[3]}')
45         print()
46
47 ##### Calcula a media dos fatores (positivos e negativos) para
48     plotar em um gr fico
49 def principal(coluna, resultado, tamanho):
50     p1 = 0
51     p2 = 0
52     for i in range(0, tamanho):
53         if coluna[i] < 0:
54             p1 += resultado[i]
55         elif coluna[i] > 0:
56             p2 += resultado[i]
57
58     p1 = p1/(tamanho/2)
59     p2 = p2/(tamanho/2)
60     return p1, p2
61
62 ##### Calcula intera o
63 def interacao(coluna1, coluna2, resultado, tamanho):
64     p1 = p2 = p3 = p4 = 0
65     for i in range(0, tamanho):
66         if coluna1[i] < 0 and coluna2[i] < 0:
67             p1 += resultado[i]
68         elif coluna1[i] > 0 and coluna2[i] < 0:
69             p2 += resultado[i]
70         elif coluna1[i] < 0 and coluna2[i] > 0:
71             p3 += resultado[i]
72         elif coluna1[i] > 0 and coluna2[i] > 0:
73             p4 += resultado[i]
74
75     p1 = p1/(tamanho/4)
76     p2 = p2/(tamanho/4)
77     p3 = p3/(tamanho/4)
```

```
77     p4 = p4/(tamanho/4)
78     return p1, p2, p3, p4
79
80 ##### CALCULA A M DIA
81 def media(coluna, tamanho):
82     soma = 0
83     for i in range(0, tamanho):
84         soma += coluna[i]
85
86     return soma/tamanho
87
88 ##### IMPRIME OS GR FICOS
89 import matplotlib.pyplot
90 def mostra_graph(valores, lista_max_min, nome, nome_resultado,
91                 titulo):
92     if( len(valores) == 2):
93         matplotlib.pyplot.plot(lista_max_min, valores)
94         matplotlib.pyplot.title(f'{titulo[0]}')
95         matplotlib.pyplot.xlabel(f'{nome[0]}')
96         matplotlib.pyplot.ylabel(f'{nome_resultado[0]}')
97         matplotlib.pyplot.scatter(lista_max_min, valores, color='
98             red')
99         matplotlib.pyplot.grid(True)
100         matplotlib.pyplot.show()
101     else:
102         #print(lista_max_min[3], lista_max_min[4])
103         matplotlib.pyplot.plot(lista_max_min[0:2], valores[0:2],
104             label = (f'{nome[1]}: {lista_max_min[2]}'))
105         matplotlib.pyplot.plot(lista_max_min[0:2], valores[2:],
106             label = (f'{nome[1]}: {lista_max_min[3]}'))
107         matplotlib.pyplot.title(f'{titulo[0]}')
108         matplotlib.pyplot.xlabel(f'{nome[0]}')
109         matplotlib.pyplot.ylabel(f'{nome_resultado[0]}')
110         matplotlib.pyplot.scatter(lista_max_min[0:2], valores
111             [0:2], color='red')
112         matplotlib.pyplot.scatter(lista_max_min[0:2], valores
113             [2:], color='red')
114         matplotlib.pyplot.grid(True)
115         matplotlib.pyplot.legend()
116         matplotlib.pyplot.show()
```

```
113 ##### Função que preenche os gráficos
114 def informacoes_fatores(efeito, lista, nome):
115     nome.append(input(f'Insira o nome do fator correspondente ao
116                     {efeito}:\n'))
117     print(f'Insira o valor mínimo (-) e o máximo (+) do {efeito
118           }: ')
119     preenche_lista_string(lista)
120
121 def graph_fatores_principais(coluna, resultados, tamanho,
122                             lista_max_min, nome, nome_resultado):
123     (p1, p2) = principal(coluna, resultados, tamanho)
124     valores = [p1, p2]
125     titulo = []
126     titulo.append(f'Efeito principal pelo fator: {nome[0]}')
127     mostra_graph(valores, lista_max_min, nome, nome_resultado,
128                 titulo)
129
130 def graph_fatores_interacoes(coluna1, coluna2, resultados,
131                             tamanho, lista_max_min1, lista_max_min2, nome1, nome2,
132                             nome_resultado):
133     (p1, p2, p3, p4) = interacao(coluna1, coluna2, resultados,
134                                 tamanho)
135     valores = [p1, p2, p3, p4]
136     nome = []
137     titulo = []
138     lista_max_min = []
139     titulo.append(f'Interação entre fatores: {nome1[0]} e {
140                 nome2[0]}')
141     lista_max_min.append(lista_max_min1[0])
142     lista_max_min.append(lista_max_min1[1])
143     lista_max_min.append(lista_max_min2[0])
144     lista_max_min.append(lista_max_min2[1])
145     nome.append(nome1[0])
146     nome.append(nome2[0])
147     mostra_graph(valores, lista_max_min, nome, nome_resultado,
148                 titulo)
149
150 #####
151 inicializa o
152 #####
153 fatores = input('Digite a quantidade de fatores: ')
154 fatores = int(fatores)
```

```
144 qtd_ensaios = 2 ** fatores
145
146 colunaR = []
147 colunaA = []
148 colunaB = []
149 colunaAB = []
150 list_efeitos = []
151 nome_fator_A = []
152 maximos_minimos_A = []
153 nome_fator_B = []
154 maximos_minimos_B = []
155 nome_resultado = []
156
157 if(fatores == 3):
158     colunaC = []
159     colunaAC = []
160     colunaBC = []
161     colunaABC = []
162     nome_fator_C = []
163     maximos_minimos_C = []
164
165 nome_resultado.append(input('Insira o nome do resultado com a
    unidade (ex: Tens o [MPa]):\n'))
166 informacoes_fatores('Efeito A', maximos_minimos_A, nome_fator_A)
167 informacoes_fatores('Efeito B', maximos_minimos_B, nome_fator_B)
168 if(fatores == 3):
169     informacoes_fatores('Efeito C', maximos_minimos_C,
        nome_fator_C)
170
171
172 ##### Preenche
    Colunas #####
173 print('Insira a coluna de resultados: ')
174 preenche_lista(colunaR)
175 print(f'Voc inseriu a coluna: {colunaR}')
176
177 print('Insira a coluna A: ')
178 preenche_lista(colunaA)
179 print(f'Voc inseriu a coluna: {colunaA}')
180
181 print('Insira a coluna B: ')
182 preenche_lista(colunaB)
```

```
183 print(f'Voc inseriu a coluna: {colunaB}')
```

```
184
```

```
185
```

```
186
```

```
187 if(fatores == 3):
```

```
188     print('Insira a coluna C: ')
```

```
189     preenche_lista(colunaC)
```

```
190     print(f'Voc inseriu a coluna: {colunaC}')
```

```
191
```

```
192
```

```
193 #####
```

```
194     preenchimento das outras colunas
```

```
195     #####
```

```
196 colunaAB = multiplica_lista(colunaA, colunaB, qtd_ensaios)
```

```
197 if(fatores == 3):
```

```
198     colunaAC = multiplica_lista(colunaA, colunaC, qtd_ensaios)
```

```
199     colunaBC = multiplica_lista(colunaB, colunaC, qtd_ensaios)
```

```
200     colunaABC = multiplica_lista(colunaABC, colunaA, qtd_ensaios)
```

```
201
```

```
202 ##### Calculo dos
```

```
203     efeitos #####
```

```
204 list_efeitos.append( media( colunaR, qtd_ensaios) )
```

```
205 list_efeitos.append( efeitos(colunaA, colunaR, qtd_ensaios) )
```

```
206 list_efeitos.append( efeitos(colunaB, colunaR, qtd_ensaios) )
```

```
207 if(fatores == 3):
```

```
208     list_efeitos.append( efeitos(colunaC, colunaR, qtd_ensaios) )
```

```
209 list_efeitos.append( efeitos(colunaAB, colunaR, qtd_ensaios) )
```

```
210 if(fatores == 3):
```

```
211     list_efeitos.append( efeitos(colunaAC, colunaR, qtd_ensaios)
```

```
212         )
```

```
213     list_efeitos.append( efeitos(colunaBC, colunaR, qtd_ensaios)
```

```
214         )
```

```
215     list_efeitos.append( efeitos(colunaABC, colunaR, qtd_ensaios)
```

```
216         )
```

```
217
```

```
218 ##### IMPRIME O
```

```
219     RESULTADO DOS EFEITOS
```

```
220     #####
```

```
221 imprime_efeitos(list_efeitos, fatores)
```

```
222
```

```
223 #####
```

```
PREENCHIMENTO DOS GR FICOS
#####
217 #matplotlib.pyplot.subplots(nrows=1, ncols=3)
218 graph_fatores_principais(colunaA, colunaR, qtd_ensaios,
    maximos_minimos_A, nome_fator_A, nome_resultado)
219 graph_fatores_principais(colunaB, colunaR, qtd_ensaios,
    maximos_minimos_B, nome_fator_B, nome_resultado)
220 if(fatores == 3):
221     graph_fatores_principais(colunaC, colunaR, qtd_ensaios,
        maximos_minimos_C, nome_fator_C, nome_resultado)
222
223 graph_fatores_interacoes(colunaA, colunaB, colunaR, qtd_ensaios,
    maximos_minimos_A, maximos_minimos_B, nome_fator_A,
    nome_fator_B, nome_resultado)
224 if(fatores == 3):
225     graph_fatores_interacoes(colunaA, colunaC, colunaR,
        qtd_ensaios, maximos_minimos_A, maximos_minimos_C,
        nome_fator_A, nome_fator_C, nome_resultado)
226     graph_fatores_interacoes(colunaB, colunaC, colunaR,
        qtd_ensaios, maximos_minimos_B, maximos_minimos_C,
        nome_fator_B, nome_fator_C, nome_resultado)
```