

Universidade de Brasília – UnB
Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE
Engenharia Aeroespacial

Análise Estrutural Dinâmica de Trem de Pouso de Aeronave de Asa Fixa

Autor: Vinicius Dionisio da Cruz Ferreira Alves
Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro
Coorientador: Profa. Dra. Polliana Cândida Oliveira Martins

Brasília, DF
2025



Vinicius Dionisio da Cruz Ferreira Alves

Análise Estrutural Dinâmica de Trem de Pouso de Aeronave de Asa Fixa

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 de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE

Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Coorientador: Profa. Dra. Polliana Cândida Oliveira Martins

Brasília, DF

2025

Vinicius Dionisio da Cruz Ferreira Alves

Análise Estrutural Dinâmica de Trem de Pouso de Aeronave de Asa Fixa/
Vinicius Dionisio da Cruz Ferreira Alves. – Brasília, DF, 2025-
99 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB
Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE , 2025.

1. Dinâmica Estrutural. 2. Trem de pouso. I. Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise Estrutural Dinâmica de Trem de Pouso de Aeronave de Asa Fixa

CDU 02:141:005.6

Vinicius Dionisio da Cruz Ferreira Alves

Análise Estrutural Dinâmica de Trem de Pouso de Aeronave de Asa Fixa

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, 17 de Julho de 2025:

**Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva
Carneiro**
Orientador

**Profa. Dra. Polliana Cândida Oliveira
Martins**
Coorientador

**Profa. Dra. Maria Alzira
de Araújo Nunes**
Convidado 1

**Profa. Dra. Maura Angélica Milfont
Shzu**
Convidado 2

Brasília, DF
2025

*Dedico este trabalho à minha família, que sempre demonstrou apoio incondicional à
minha trajetória de formação como engenheiro aeroespacial.*

Agradecimentos

Dou início a este trabalho agradecendo a todos os professores, técnicos e funcionários da Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharias, os quais sempre me receberam com muita atenção e me permitiram viver os melhores anos da minha breve vida.

Agradeço os meus orientadores, Polliana Martins e Sergio Carneiro, que me deram suporte durante esse longo período de finalização do curso, sempre oferecendo feedbacks construtivos para a vida acadêmica, pessoal e profissional.

Agradeço à equipe de competição Capital Rocket Team, a qual me apaixonou ainda mais pela engenharia aeroespacial e trouxe grandes amizades que lembrarei para toda a vida.

Um agradecimento especial aos meus colegas da universidade, Cláudio Benvenho, Júlia de Macêdo, Pedro Novaes, Fernando Mendes, Íria Borges e Filipe Daltro, que me acompanharam ao longo desta jornada e forneceram apoio quando eu mais precisava.

Por fim, agradeço à minha namorada, Carolina Gois, que sempre me motivou e me apoiou, e também à minha mãe, Maria de Lourdes da Cruz Alves, ao meu pai, José Marcos Ferreira Alves e à minha irmã, Victoria Alves, que sempre torceram, me motivaram e permitiram que eu tivesse uma vida acadêmica com as melhores condições possíveis.

Resumo

Este trabalho concentra-se na análise computacional do comportamento vibratório de duas modelagens de trem de pouso de uma aeronave comercial do tipo *narrowbody*. Para tanto, inicialmente será apresentada uma fundamentação teórica sobre o mecanismo e o funcionamento desse componente.

Na sequência, serão expostos os parâmetros considerados para a realização da análise dinâmica computacional. Esta análise utilizará um modelo estrutural preliminar e um modelo multicorpos do trem de pouso, cujas dimensões foram estabelecidas com base na aeronave escolhida. O desenvolvimento da análise dinâmica foi conduzido no software *Adams View*, onde foram criados cenários para simular situações de pouso tanto em condições normais quanto em condições anormais.

Os resultados obtidos permitirão determinar a deformação, tensão de *von mises*, deflexão da mola e a velocidade alcançada pelo sistema no momento do pouso, decorrentes da aplicação da força de impacto da aterrissagem. Adicionalmente, será realizada uma comparação rigorosa entre os resultados de deflexão e velocidade obtidos no software *Adams View* e os resultados analíticos desenvolvidos no software *Matlab*.

Palavras-chave: Trem de Pouso, Aeronave Comercial, Dinâmica Estrutural.

Abstract

This study focuses on the computational analysis of the vibrational behavior of two landing gear models for a narrowbody commercial aircraft. To this end, we'll first present a theoretical foundation of the mechanism and operation of this component.

Next, we will present the parameters considered for the computational dynamic analysis. This analysis will utilize a preliminary structural model and a multibody model of the landing gear, with dimensions established based on the chosen aircraft. The development of the dynamic analysis was conducted in the Adams View software, where scenarios were created to simulate landing situations under both normal and abnormal conditions.

The obtained results will allow us to determine the deformation, Von Mises stress, spring deflection, and velocity achieved by the system at the moment of landing, resulting from the application of the landing's impact force. Additionally, a rigorous comparison will be made between the deflection and velocity results obtained from the Adams View software and the analytical results developed using Matlab software.

Key-words: *Landing Gear, Commercial Aircraft, Structural Dynamics.*

Lista de ilustrações

Figura 1 – Suspensão do tipo óleo-pneumático. Adaptado de (LI et al., 2017) . . .	26
Figura 2 – <i>Airbus A320 Neo</i>	27
Figura 3 – Trem de pouso frontal do <i>Airbus A320 Neo</i>	27
Figura 4 – Classificações de trem de pouso.	30
Figura 5 – Classificação quanto à mobilidade	31
Figura 6 – Classificação quanto à operação	32
Figura 7 – Trem de pouso convencional	33
Figura 8 – Trem de pouso triciclo	33
Figura 9 – Componentes de um trem de pouso. Adaptado de (AIRBUS, 2020) . .	34
Figura 10 – <i>Shimmy vibration</i> e <i>Gear walk</i> . Adaptado de (KRUGER; MORAN- DINI, 2011)	35
Figura 11 – Modelagem para um sistema massa-mola-amortecedor. Adaptado de (KHAN; GANESH, 2020)	37
Figura 12 – Modelo de simulação - <i>Simpack</i> . Adaptado de (KRÜGER; MORAN- DINI, 2008)	40
Figura 13 – <i>Airbus A320 Neo</i>	42
Figura 14 – Modelo preliminar no <i>SolidWorks</i>	43
Figura 15 – Componentes do trem de pouso	45
Figura 16 – Modelo multicorpos no <i>SolidWorks</i>	45
Figura 17 – Modelo preliminar no <i>Adams View</i>	46
Figura 18 – Configuração do bloco de massa	48
Figura 19 – Locais de aplicação das juntas de <i>hooke</i>	49
Figura 20 – Configuração da mola no <i>Adams View</i>	50
Figura 21 – Força aplicada no modelo multicorpos	50
Figura 22 – Modelo multicorpos no <i>Adams View</i>	51
Figura 23 – Massa-mola-amortecedor representando um trem de pouso no <i>Matlab</i> .	52
Figura 24 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utili- zando a função seno - <i>Adams View</i>	54
Figura 25 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - <i>Adams View</i>	55
Figura 26 – Comportamento da força utilizando a função seno em condições nor- mais de pouso	55
Figura 27 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utili- zando a função <i>STEP</i> - <i>Adams View</i>	56
Figura 28 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - <i>Adams View</i>	56

Figura 29 – Comportamento da força utilizando a função <i>STEP</i> em condições normais de pouso	57
Figura 30 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - <i>Adams View</i>	58
Figura 31 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - <i>Adams View</i>	58
Figura 32 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - <i>Adams View</i>	59
Figura 33 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - <i>Adams View</i>	59
Figura 34 – Deflexão da mola em condições normais de pouso - <i>Adams View</i>	60
Figura 35 – Deflexão da mola em condições normais de pouso - <i>Matlab</i>	61
Figura 36 – Sobreposição dos gráficos deflexão encontrados no <i>Adams</i> e <i>Matlab</i> . .	62
Figura 37 – Velocidade do sistema em condições normais de pouso - <i>Adams View</i> .	63
Figura 38 – Velocidade do sistema em condições normais de pouso - <i>Matlab</i>	63
Figura 39 – Deflexão da mola em condições anormais de pouso - <i>Adams View</i> . . .	64
Figura 40 – Deflexão da mola em condições anormais de pouso - <i>Matlab</i>	65
Figura 41 – Velocidade do sistema em condições anormais de pouso - <i>Adams View</i> .	66
Figura 42 – Velocidade do sistema em condições anormais de pouso - <i>Matlab</i>	66
Figura 43 – Deflexão da mola para diferentes valores de K - <i>Adams</i>	67
Figura 44 – Deflexão da mola para diferentes valores de K - <i>Matlab</i>	68
Figura 45 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - fator de 2,0 g	76
Figura 46 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - fator de 2,0 g	77
Figura 47 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - fator de 2,5 g	78
Figura 48 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - fator de 2,5 g	78
Figura 49 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - fator de 2,0 g	79
Figura 50 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - fator de 2,0 g	79
Figura 51 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - fator de 2,5 g	80
Figura 52 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - fator de 2,5 g	81
Figura 53 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - fator de 3,5 g	82

Figura 54 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - fator de 3,5 g	82
Figura 55 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - fator de 4,0 g	83
Figura 56 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - fator de 4,0 g	84
Figura 57 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - fator de 3,5 g	85
Figura 58 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - fator de 3,5 g	85
Figura 59 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - fator de 4,0 g	86
Figura 60 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função <i>STEP</i> - fator de 4,0 g	86
Figura 61 – Configurações iniciais do <i>Adams</i>	94
Figura 62 – Importação de arquivos	94
Figura 63 – Conexão de fixação	95
Figura 64 – Conexão de translação entre camisa e pistão	95
Figura 65 – Configuração do <i>geometry marker</i>	96
Figura 66 – Elemento de massa	97
Figura 67 – Configurações da mola	97
Figura 68 – Configuração da força	98
Figura 69 – Configurando a janela de simulação	98
Figura 70 – Pós-processador	99
Figura 71 – Exportação de resultados	99

Lista de tabelas

Tabela 1 – Dimensões do modelo preliminar de trem de pouso - Camisa do pistão	44
Tabela 2 – Dimensões do modelo preliminar de trem de pouso - Pistão	44
Tabela 3 – Configuração da malha.	46
Tabela 4 – Valores das forças simuladas.	47
Tabela 5 – Juntas implementadas no modelo	49
Tabela 6 – Comparação entre as deflexões máximas registradas no <i>Adams</i> e <i>Matlab</i> em condições normais de pouso	62
Tabela 7 – Comparação entre as velocidades máximas registradas no <i>Adams</i> e <i>Matlab</i> em condições normais de pouso	64
Tabela 8 – Comparação entre as deflexões máximas registradas no <i>Adams</i> e <i>Matlab</i> em condições anormais de pouso	65
Tabela 9 – Comparação entre as velocidades máximas registradas no <i>Adams</i> e <i>Matlab</i> em condições anormais de pouso	67
Tabela 10 – Comparação entre as deflexões máximas registradas no <i>Adams</i> e <i>Matlab</i> utilizando diferentes coeficientes de rigidez	68
Tabela 11 – Valores das forças simuladas.	76
Tabela 12 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 2,0 g em condições normais de pouso	77
Tabela 13 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 2,5 g em condições normais de pouso	78
Tabela 14 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 2,0 g em condições normais de pouso utilizando a função <i>STEP</i>	80
Tabela 15 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 2,5 g em condições normais de pouso utilizando a função <i>STEP</i>	81
Tabela 16 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 3,5 g em condições anormais de pouso utilizando a função seno	83
Tabela 17 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 4,0 g em condições de <i>hard landing</i> utilizando a função seno	84
Tabela 18 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 3,5 g em condições anormais de pouso utilizando a função <i>STEP</i>	85
Tabela 19 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 4,0 g em condições anormais de pouso utilizando a função <i>STEP</i>	87

Lista de abreviaturas e siglas

CG	Centro de gravidade
ζ	Razão de amortecimento
K	Rigidez da mola
g	Aceleração da gravidade
MHS	Movimento Harmônico Simples
MEF	Método de Elementos Finitos

Sumário

1	INTRODUÇÃO	25
1.1	Contextualização	25
1.2	Justificativa	26
1.3	Objetivos Geral e Específicos	28
1.3.1	Objetivos específicos	28
1.4	Metodologia	28
1.5	Organização do trabalho	29
2	ASPECTOS GERAIS	30
2.1	O sistema de trem de pouso	30
2.1.1	Classificação quanto à mobilidade	30
2.1.1.1	Trem de pouso fixo	30
2.1.1.2	Trem de pouso retrátil	31
2.1.1.3	Trem de pouso escamoteável	31
2.1.2	Classificação quanto à operação	31
2.1.2.1	Hidroavião	31
2.1.2.2	Avião terrestre	31
2.1.2.3	Avião anfíbio	32
2.1.3	Classificação quanto à posição	32
2.1.3.1	Trem de pouso convencional	32
2.1.3.2	Trem de pouso triciclo	33
2.1.4	Sistema de suspensão em um trem de pouso	33
2.2	Modelagem do sistema de trem de pouso	35
2.2.1	Força de impacto	36
2.2.2	Rigidez da mola	36
2.2.3	Amortecimento	38
2.2.4	Deflexão e velocidade da mola	38
2.3	Estado da arte	40
2.3.1	Introdução ao estado da arte	40
2.3.2	Trabalhos com modelos multicorpos	40
2.3.3	Modelo massa-mola-amortecedor	40
2.3.4	Comparação de resultados teóricos e computacionais	41
2.3.5	Lacunas encontradas na literatura	41
3	METODOLOGIA	42
3.1	Trem de pouso de aeronave comercial	42

3.2	Modelo <i>SolidWorks</i>	43
3.2.1	Modelo preliminar	43
3.2.2	Modelo multicorpos	44
3.3	Modelo <i>Adams View</i>	44
3.3.1	Modelo preliminar	44
3.3.2	Modelo multicorpos	47
3.4	Modelo <i>Matlab</i>	51
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	54
4.1	Modelo preliminar	54
4.1.1	Análise dinâmica em condições normais de pouso	54
4.1.1.1	Função seno	54
4.1.1.2	Função <i>STEP</i>	55
4.1.2	Análise dinâmica em condições anormais de pouso	57
4.1.2.1	Função seno	57
4.1.2.2	Função <i>STEP</i>	58
4.2	Modelo multicorpos	59
4.2.1	Análise dinâmica em condições normais de pouso	60
4.2.1.1	Deflexão da mola	60
4.2.1.2	Velocidade do sistema	62
4.2.2	Análise dinâmica em condições anormais de pouso	64
4.2.2.1	Deflexão da mola	64
4.2.2.2	Velocidade do sistema	66
4.3	Variação do coeficiente de rigidez	67
5	CONCLUSÃO	70
5.1	Trabalhos futuros	71
	REFERÊNCIAS	72
	APÊNDICES	75
	APÊNDICE A – RESULTADOS PRELIMINARES	76
A.1	Análise em condições normais de pouso	76
A.1.1	Função seno	76
A.1.1.1	Força de 2,0 g	76
A.1.1.2	Força de 2,5 g	77
A.1.2	Função <i>STEP</i>	79
A.1.2.1	Força de 2,0 g	79

A.1.2.2	Força de 2,5 g	80
A.2	Análise em condições anormais de pouso	82
A.2.1	Função seno	82
A.2.1.1	Força de 3,5 g	82
A.2.1.2	Força de 4,0 g	83
A.2.2	Função <i>STEP</i>	84
A.2.2.1	Força de 3,5 g	84
A.2.2.2	Força de 4,0 g	86
	APÊNDICE B – CÓDIGOS <i>MATLAB</i>	88
B.1	Código de deflexão da mola	88
B.2	Código de velocidade da mola	89
B.3	Código de variação da rigidez	91
B.4	Código de sobreposição dos gráficos	92
	APÊNDICE C – TUTORIAL DE MODELAGEM <i>ADAMS VIEW</i>	94

1 Introdução

1.1 Contextualização

O desenvolvimento de um modelo efetivo de trem de pouso é estudado de forma muito criteriosa com o objetivo de fornecer segurança para a operação da aeronave. Há diversas configurações utilizadas para o trem de pouso, diferenciando-se de maneira geral pela sua operação, mobilidade e também a sua disposição, dentro de cada uma dessas classificações existem diversas configurações possíveis de trem de pouso que, combinadas, oferecem uma característica única para a aeronave, desde mudança na quantidade de trens de pouso e até posicionamentos estratégicos na aeronave.

Em relação à suspensão utilizada no sistema de trem de pouso, é possível explorar as características únicas de cada tipo, que podem ser divididas em três categorias, sendo elas passiva, semi-ativa e ativa. No primeiro cenário são utilizadas molas e amortecedores com valores já especificados de suas constantes, promovendo assim um desempenho favorável para o sistema na maior parte das situações. Uma suspensão ativa faz uso de um atuador, o qual pode interferir no desempenho do sistema conforme o meio em que está inserido e pela situação que se encontra, respondendo assim à influência externa. Esse tipo de suspensão apresenta uma complexidade de construção altamente elevada e por isso uma alternativa para que fosse possível adquirir um desempenho próximo a esse, mas mantendo a simplicidade de um sistema passivo tradicional, foi a elaboração de uma suspensão semi-ativa, na qual fornece elementos dos dois extremos, mas de uma maneira que seja possível formar um modelo funcional (KHAJAVI; ABDOLLAHI, 2018).

Novas técnicas para o desenvolvimento do sistema de suspensões estão sendo estudadas e desenvolvidas, como a utilização de amortecedores magneto-reológicos, os quais podem mudar suas propriedades de maneira reversível e controlada promovendo o amortecimento adequado para o sistema, sendo uma alternativa eficiente e que mostra bons resultados dinâmicos (SHOJAEI; METERED; OYADIJI, 2013). Outras alternativas, como a inserção de um *inertor*, também vem sendo estudadas de maneira ampla, este último trata-se de um componente capaz de fornecer uma aceleração relativa quando forças são aplicadas nos seus respectivos terminais (YANG et al., 2020), este sistema tem sido considerado tanto para modelos de automóveis e aeronaves quanto para a minimização de danos sísmicos em construções, como observado em Djerouni et al. (2022).

Durante o início da década de 1990, carros da Fórmula 1 utilizaram um sistema de suspensão ativa em um determinado período, conseguindo alcançar uma vantagem de desempenho muito grande em relação aos seus rivais na época. O modelo de suspensão

ativa, caracterizada pela presença de controladores que alteram as constantes presentes no sistema, fez com que as respostas em relação às vibrações sofridas fossem adaptadas para cada caso durante as corridas. No modelo fornecido por [Khajavi e Abdollahi \(2018\)](#) há a presença de atuadores para que seja possível fornecer ao veículo o melhor conforto possível, acarretando assim em um aumento de complexidade e da massa.

Em aeronaves comerciais do tipo narrowbody, ou seja, aeronaves que possuem uma fuselagem mais estreita, é comum que sejam encontrados modelos de suspensão do tipo óleo pneumático, que contam como principal característica a presença de uma câmara superior que possui um gás pressurizado e uma câmara inferior com um fluido hidráulico, tendo como única ligação entre as duas câmaras um pequeno orifício que permite a passagem do fluido hidráulico quando o sistema de trem de pouso sofre ação de alguma carga externa, amortecendo a aeronave ([LI et al., 2017](#)). A Figura 1 mostra o esquema deste tipo de suspensão.

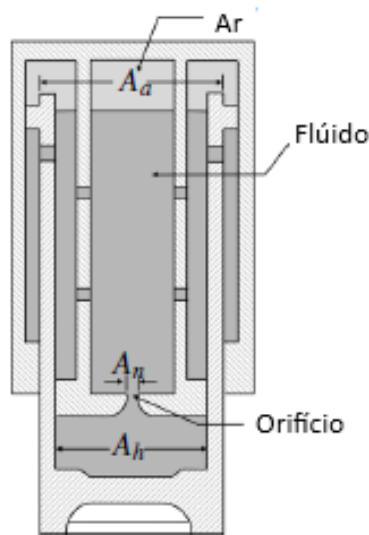


Figura 1 – Suspensão do tipo óleo-pneumático. Adaptado de ([LI et al., 2017](#))

Uma vez exposta a importância do estudo do sistema de suspensões e trens de pouso, este trabalho irá verificar o seu comportamento por meio das operações de pouso e taxiamento de uma aeronave do tipo *narrowbody*, sendo o modelo *Airbus A320 Neo* o escolhido como referência para os parâmetros geométricos da construção do trem de pouso. Esta aeronave e seu trem de pouso frontal são expostos nas Figuras 2 e 3. A classificação deste tipo de configuração será descrita no Capítulo 2.

1.2 Justificativa

A escolha do sistema de trem de pouso como foco principal de desenvolvimento deste trabalho se deve ao fato de que esse sistema tem uma importância vital para que o

Figura 2 – *Airbus A320 Neo*Figura 3 – Trem de pouso frontal do *Airbus A320 Neo*

desempenho da aeronave ocorra de forma segura e ideal, garantindo o conforto daqueles a bordo da aeronave e também a preservação de toda a estrutura nas fases de taxiamento, pouso e decolagem. Dessa forma, entender o comportamento dinâmico do sistema de trem de pouso torna-se um campo de estudo de extremo valor para a segurança da aviação.

O estudo de [Armaan, Keshav e Srinivas \(2020\)](#) mostra a importância da exploração sobre o desenvolvimento correto do trem de pouso para garantir a segurança da aeronave e também de seus passageiros, já que uma parte considerável dos acidentes causados em alguns modelos de aeronave ocorrem por uma falha decorrente do sistema de trem de pouso, evidenciando mais uma vez que o seu desenvolvimento deve ser feito de uma maneira adequada, já que a falha neste sistema pode advir de diversos fatores e ser fatal para os passageiros.

Além disso, a exploração de um *software* capaz de realizar comportamentos dinâmicos de sistemas simples e complexos também pode ser explorada para a construção de modelos preliminares em alguns projetos de engenharia, por isso a escolha do *software MSC Adams View* para realizar as simulações que serão feitas neste trabalho.

1.3 Objetivos Geral e Específicos

Este trabalho tem como objetivo geral realizar a construção de um modelo preliminar de trem de pouso, inspirado na aeronave comercial *Airbus A320 Neo*, onde serão realizadas simulações de elementos finitos utilizando o *software Adams View*. E um modelo multicorpos que será simulado também no *Adams View* e terá seus resultados comparados com um modelo massa-mola-amortecedor inserido no *software Matlab*.

1.3.1 Objetivos específicos

A partir do desdobramento do objetivo geral, seguem-se os seguintes objetivos específicos.

- Identificação da deformação sofrida pelo modelo preliminar em condições normais e anormais de pouso.
- Identificação da tensão sofrida pelo modelo preliminar em condições normais e anormais de pouso.
- Identificação da deflexão sofrida pelo modelo multicorpos em condições normais e anormais de pouso.
- Identificação da velocidade que o modelo multicorpos atingiu em condições normais e anormais de pouso.
- Comparação entre os resultados de simulação encontrados no *Adams* e *Matlab* para o modelo multicorpos.

1.4 Metodologia

Implementação numérica para um modelo preliminar e um multicorpos para uma aeronave comercial da classe *narrowbody* utilizando o *software SolidWorks*. Em seguida, será feita a elaboração do cenário de simulação utilizando o *software Adams View*, frequentemente utilizado para simulações dinâmicas. Neste *software* serão expostas quais foram as considerações para a construção dos modelos preliminar e multicorpos, forças consideradas para a simulação, tempo de simulação e outros. Também será construído

um código de um modelo massa-mola-amortecedor dentro do *software Matlab* visando realizar uma comparação com os resultados encontrados no modelo multicorpos de trem de pouso. Após as simulações será feito um tratamento dos dados fornecidos pelos dois softwares, identificando os valores de interesse para o trabalho e por fim uma conclusão debatendo os resultados observados.

1.5 Organização do trabalho

Os próximos capítulos do trabalho se dividem em Aspectos gerais, expostos no Capítulo 2, dissertando acerca dos conceitos principais sobre trens de pouso e suas diversas classificações, além de outros aspectos importantes sobre as fases de voo da aeronave, juntamente com a exposição da importância de uma sinalização clara e correta durante todas as fases de operação de uma aeronave, discutindo sobre as principais sinalizações presentes nos aeroportos e também as suas respectivas funções.

O Capítulo 3 se dedica à elaboração do modelo 3D de um trem de pouso principal de uma aeronave comercial, mostrando suas dimensões e proporções, além de identificar as ferramentas que foram utilizadas para a construção do modelo dentro do software *MSC Adams View*, responsável pela simulação dinâmica e pelo fornecimento dos resultados do trabalho.

O Capítulo 4 mostra quais foram os resultados encontrados para os modelos de simulação considerados, explorando o caso onde o trem de pouso funcione de maneira completa, ou seja, todo o sistema sendo acionado, ou na situação onde apenas parte do sistema esteja funcional no momento da aterrissagem. Além disso também será explorada o impacto da variação da razão de amortecimento do sistema de trem de pouso e também da força que está aplicada sobre o conjunto, outro resultado exposto será a diferença do que foi obtido nas simulações realizadas no *matlab* e *adams view* mostrando a percentagem de erro entre os softwares.

O Capítulo 5 mostra as conclusões que foram tiradas deste trabalho, expondo quais foram os principais desafios para a sua elaboração e as perspectivas futuras para o que pode ser feito em novos trabalhos que abordarem essa área.

2 Aspectos gerais

2.1 O sistema de trem de pouso

O trem de pouso é um sistema fundamental para o funcionamento de uma aeronave, sendo um componente estudado de maneira assídua durante vários anos, já que o este componente tem o propósito de suportar a aeronave durante a fase de decolagem, pouso e taxiamento. Há diversos tipos e configurações de trem de pouso nas aeronaves atuais, porém é possível realizar uma classificação mais geral acerca de sua operação, mobilidade e posição na aeronave (CURREY, 1988).

A Figura 4 indica as diversas classificações de trem de pouso e mostra a diversidade de opções existentes para este componente da aeronave, a exposição sobre a diferença de cada uma dessas classificações será mostrada nas subseções seguintes.

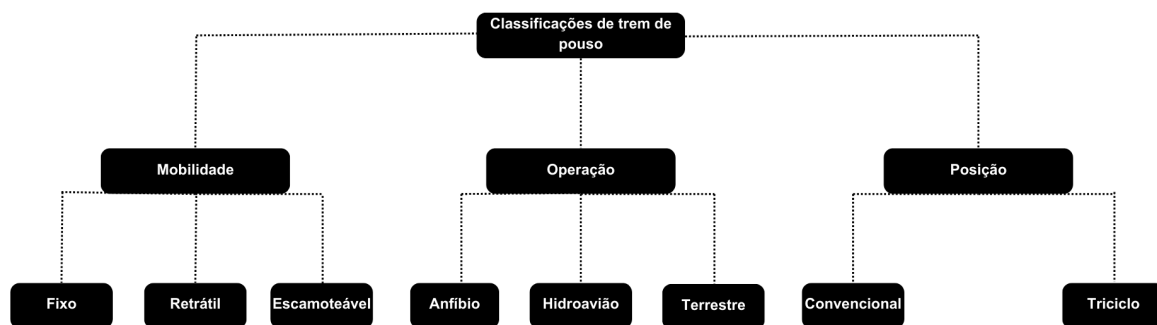


Figura 4 – Classificações de trem de pouso.

2.1.1 Classificação quanto à mobilidade

A mobilidade do trem de pouso também é um fator muito importante para o projeto da aeronave, já que influencia diretamente no desempenho aerodinâmico da aeronave, principalmente no arrasto do avião, esta classificação também pode ser dividida em três categorias: Trem de pouso fixo, trem de pouso retrátil e trem de pouso escamoteável (GURGEN; KUSHAN; SOFUOGLU, 2022).

2.1.1.1 Trem de pouso fixo

O trem de pouso fixo é tradicionalmente encontrado em aeronaves de pequeno porte. É muito importante destacar que esse tipo de trem de pouso faz com que a estrutura do componente sempre fique para fora e não se movimente em nenhum momento durante

as fases voo, gerando um arrasto muito grande na aeronave e influenciando seu consumo de combustível.

2.1.1.2 Trem de pouso retrátil

Nesta classificação apenas uma parte do trem de pouso é recolhida, ainda permanecendo parte da estrutura para fora da aeronave, isso pode ser encontrado em alguns modelos de aeronaves, como por exemplo o modelo DC-3.

2.1.1.3 Trem de pouso escamoteável

Por último na classificação, é evidenciado o tipo de trem de pouso mais vantajoso para a diminuição do arrasto e melhoria no desempenho das aeronaves, trata-se do trem de pouso do tipo escamoteável, o qual se caracteriza por recolher totalmente o trem de pouso da aeronave, muito encontrado em modelos comerciais, de transporte de passageiros e de carga, na Figura 5 temos uma comparação entre os três tipos de trem de pouso conforme a sua mobilidade, evidenciando a diferença existente entre o tipo escamoteável e retrátil (GURGEN; KUSHAN; SOFUOGLU, 2022).

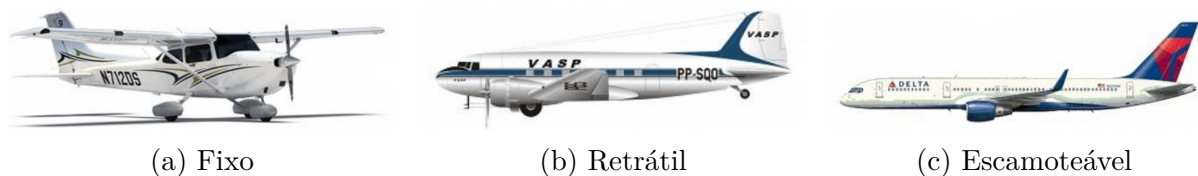


Figura 5 – Classificação quanto à mobilidade

2.1.2 Classificação quanto à operação

A classificação relacionada à operação do trem de pouso está relacionada ao local onde a aeronave pode pousar, decolar e taxiar. Nesse sentido, ele pode ser dividido em 3 tipos de operações: Hidroavião, Avião terrestre e Avião anfíbio.

2.1.2.1 Hidroavião

Um hidroavião se caracteriza por ser uma aeronave capaz de operar na água, essa característica é permitida devido à presença de um flutuador na sua parte inferior, o que confere para estes modelos a sustentação de toda a aeronave no meio aquático (CURREY, 1988). Geralmente são aeronaves de pequeno porte e muito leves, além de comportarem um número pequeno de passageiros para não ocorrer uma sobrecarga.

2.1.2.2 Avião terrestre

Esse é o tipo de aeronave mais tradicional e operante no mundo, caracterizada por suas diferentes funções de missão e uma tecnologia altamente desenvolvida, podendo servir

tanto para operações militares ou civis. É o tipo de aeronave que realiza o transporte entre grandes distâncias para levar passageiros ao seu destino e também transportar cargas elevadas, além de possuírem modelos utilizados para combates aéreos. Por terem sido consolidados de maneira muito sólida durante as últimas décadas, esse será o tipo de avião que será abordado neste trabalho (CURREY, 1988).

2.1.2.3 Avião anfíbio

Trata-se de um tipo de aeronave que possui as características tanto de um avião terrestre quanto de um hidroavião, podendo realizar seus pousos e decolagens tanto na terra quanto na água. São aviões muito importantes para o monitoramento ambiental de grandes florestas e também contribuem para o cenário turístico (CURREY, 1988). A Figura 6 mostra exemplos de aeronave para as três categorias de operação.



(a) Hidroavião



(b) Avião terrestre



(c) Avião anfíbio

Figura 6 – Classificação quanto à operação

2.1.3 Classificação quanto à posição

A posição das rodas do trem de pouso, além de ser um fator estético, ainda possui uma grande influência no projeto e também na característica da pilotagem. Essa classificação possui duas categorias principais, sendo elas: Trem de pouso convencional e Trem de pouso triciclo.

2.1.3.1 Trem de pouso convencional

O trem de pouso convencional é caracterizado por ser uma configuração em que o sistema principal do trem de pouso está localizado à frente do CG da aeronave, esta configuração favorece o taxiamento em solos não pavimentados, aumentando sua vida útil neste tipo de solo. Por outro lado, essa configuração de trem de pouso pode dificultar a visibilidade do piloto em determinadas situações, além de causar um maior risco de um impacto do nariz da aeronave com o solo, esse tipo de incidente é conhecido como pilonagem. A Figura 7 mostra uma aeronave com o modelo convencional.



Figura 7 – Trem de pouso convencional

2.1.3.2 Trem de pouso triciclo

No trem de pouso tipo triciclo, as rodas principais do sistema se localizam atrás do CG da aeronave, por ser o oposto do trem de pouso convencional, esta configuração resolve algumas das desvantagens que estão presentes na classificação 2.1.3.1. Com o trem de pouso triciclo há um maior controle direcional da aeronave, favorecendo seu taxiamento de forma geral, a configuração também permite um maior poder de atuação dos freios da aeronave, além de diminuir o risco de pilonagem do avião, porém este tipo de configuração traz uma complexidade extrema para o projeto da aeronave, exigindo dos engenheiros envolvidos no projeto uma maior cautela no seu design e manutenção. A Figura 8 mostra a aeronave *Airbus A320 Neo* e seu sistema de trem de pouso do tipo triciclo e escamoteável.



Figura 8 – Trem de pouso triciclo

2.1.4 Sistema de suspensão em um trem de pouso

O sistema de suspensão presente em um trem de pouso apresenta características semelhantes ao que é encontrado em outros modelos, como por exemplo um automóvel,

os componentes externos da suspensão em si podem ser exemplificados na Figura 9. As ligações superior e inferior têm como principal função guiar o movimento do trem de pouso e também atuam na distribuição das forças exercidas sobre ele, o amortecedor do sistema será o responsável por fazer com que o movimento do trem de pouso seja controlado durante a aterrissagem e garanta a segurança dos tripulantes e passageiros, além da integridade da aeronave.

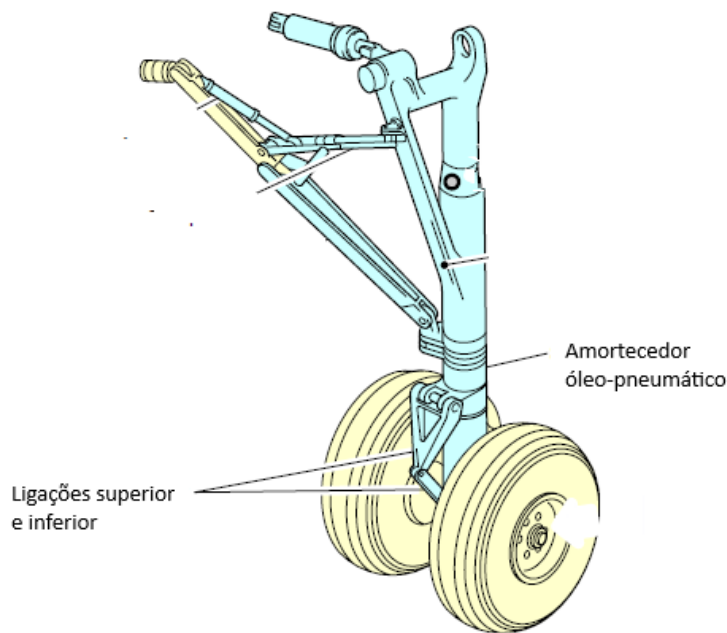


Figura 9 – Componentes de um trem de pouso. Adaptado de (AIRBUS, 2020)

Os pneus também exercem uma função importante, uma vez que os mesmos são o meio de contato do sistema com o solo, devendo suportar todo o peso da aeronave, proporcionar o melhor desempenho possível em relação à tração e o controle da aeronave, além de absorver uma parte do impacto sofrido pelo avião (KRUGER; MORANDINI, 2011).

A vibração sofrida pelo trem de pouso não deve ser somente considerada durante a fase de pouso, sua observação durante o taxiamento da aeronave também é de extrema importância para a preservação do modelo. Duas formas de vibração são de muito interesse acerca desse sistema, trata-se da *shimmy vibration* e do *gear walk*. O primeiro considera as vibrações de torção exercidas no trem de pouso durante a fase de taxiamento, principalmente, porém o fenômeno também pode ocorrer durante a decolagem (KRUGER; MORANDINI, 2011).

O *gear walk* é caracterizado pelo movimento oscilatório devido a utilização dos freios da aeronave, durante a fase de pouso, induzindo a vibração do sistema como um todo. A Figura 10 mostra a caracterização destes movimentos característicos.

Com estes dois tipos de vibração, se faz necessário, no futuro, realizar a investigação sobre o comportamento do sistema de trem de pouso em determinados padrões de perfis de pista, uma vez que isso pode influenciar de maneira significativa o comportamento dinâmico observado no sistema de trem de pouso, conforme exposto por [Sivakumar e Haran \(2015\)](#). Essa investigação pode permitir visualizar qual tipo de suspensão deveria ser utilizado para determinados padrões de pista.

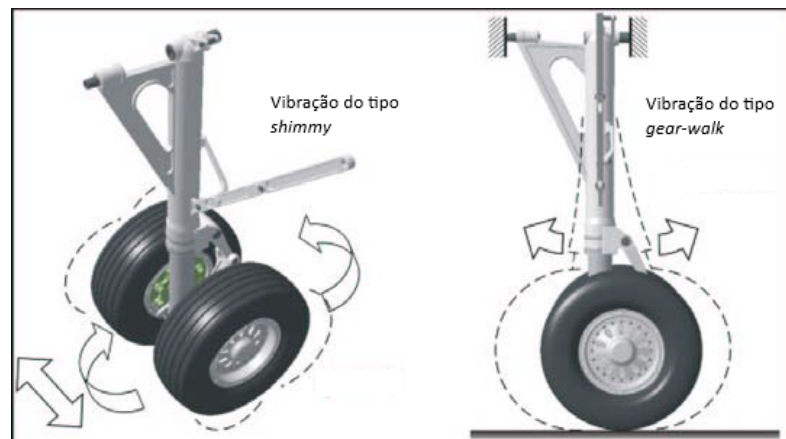


Figura 10 – *Shimmy vibration* e *Gear walk*. Adaptado de ([KRUGER; MORANDINI, 2011](#))

Observando o arranjo interno presente em um sistema de trem de pouso é notado que um dos padrões encontrados em vários modelos é a utilização de um sistema óleo-pneumático. Nesta configuração, conforme exposto por [Li et al. \(2017\)](#), há um fluido na câmara inferior do amortecedor e um gás pressurizado na parte superior, então quando uma força é exercida no sistema o fluido produz amortecimento ao subir através de um pequeno orifício que separa as duas câmaras, trata-se de um modelo mais complexo do que um sistema de suspensão passiva, envolvendo a escolha dos fluidos e dos gases para que o desempenho do sistema seja satisfatório para o requisito da missão.

2.2 Modelagem do sistema de trem de pouso

Realizar a análise do momento de pouso da aeronave e qual o comportamento do trem de pouso é um trabalho feito de maneira extremamente cautelosa, visando assim a melhor obtenção de dados possível do evento. Alguns trabalhos como o de [Kawakame et al. \(2017\)](#) e [Nguyen \(2010\)](#) realizam uma análise estrutural no trem de pouso do nariz de uma aeronave utilizando o *software Ansys*, sendo capazes de extrair a deformação do trem de pouso e analisar as áreas mais críticas.

Alguns aspectos são fundamentais para que seja feita a construção correta da simulação do trem de pouso, o primeiro deles é a construção analítica dos resultados para que seja possível fazer uma comparação com o que foi encontrado analiticamente,

ambos os trabalhos citados anteriormente realizaram essa abordagem utilizando algumas equações básicas para realizar a comparação. Neste trabalho algumas equações conhecidas serão utilizadas para que sejam feitas as corretas comparações entre os resultados obtidos.

2.2.1 Força de impacto

A força de impacto do trem de pouso no momento de aterrissagem é um ponto crítico para a estrutura da aeronave e principalmente para o sistema de trem de pouso, que é o primeiro a receber a carga. Entender e analisar essa força será fundamental para a construção da simulação que será feita posteriormente.

Para realizar a análise sobre a força de impacto no momento de pouso é interessante verificar primeiramente em quais condições aquele pouso está sendo feito, visto que as aeronaves devem projetar o seu trem de pouso para garantir um pouso seguro mesmo com a falha de um dos componentes.

A força de impacto no solo para aeronaves pode ser calculada através da Equação 2.1, a qual relaciona o fator de carga do limite de inércia (n) e também a razão entre a sustentação da asa e o peso da aeronave, ambos os valores possuem valores de projeto definidos pela FAA (2025a), sendo $n=2,67$ e $L=0,67$. A subtração desses valores multiplicada pelo peso da aeronave no momento do pouso fornece o valor da força que estará atuando no sistema de trem de pouso principal da aeronave no momento do contato com o chão.

$$F_{imp} = (n - L) \cdot P_{pouso} \quad (2.1)$$

Uma vez que a segurança de uma aeronave deve garantir a redundância e permitir a segurança do voo, mesmo em condições de falhas de alguns componentes, a falha estrutural ou de acionamento de um dos componentes de trem de pouso, não deve comprometer de maneira catastrófica o desempenho da aeronave, fazendo com que muitas delas sejam capazes de realizar pousos mesmo com a falha parcial ou total do outro trem de pouso principal (FAA, 2025b). Nessa condição toda a força de impacto irá ser concentrada em apenas um dos componentes do trem de pouso, um caso de muito interesse que será explorado nos capítulos posteriores.

2.2.2 Rigidez da mola

Entender o funcionamento de como é feito o amortecimento do sistema de trem de pouso foi explorado anteriormente no texto, outro aspecto que deve ser abordado é fazer com que o sistema óleo-pneumático atualmente utilizado nos trens de pouso de aeronaves comerciais possa ser adaptado para representar um sistema massa mola simples, alguns trabalhos como o de Sivakumar e Haran (2015), o qual relaciona os parâmetros de rigidez

da mola (K) e coeficiente de amortecimento com o funcionamento do trem de pouso real e realiza uma análise utilizando um controlador PID utilizando o *software simulink*.

A Figura 11 mostra como é feita a comparação entre o sistema real e a sua modelagem para o sistema massa-mola-amortecedor.

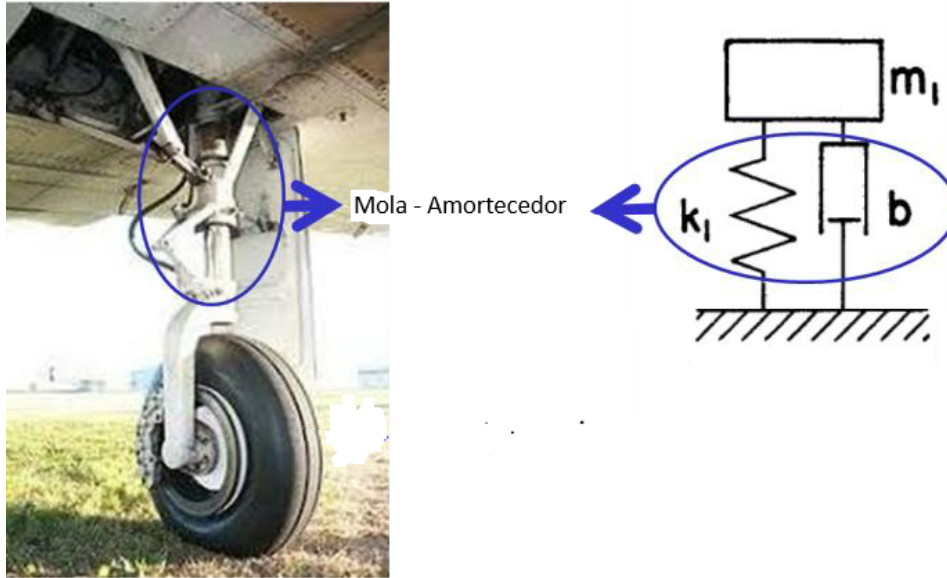


Figura 11 – Modelagem para um sistema massa-mola-amortecedor. Adaptado de (KHAN; GANESH, 2020)

A ideia de relacionar os parâmetros reais de trem de pouso com um sistema massa mola também aparece em outros trabalhos da área aeronáutica, uma parte deles contando com apoio computacional do *software Matlab* para realizar as devidas simulações.

Neste trabalho também será utilizado essa equivalência entre o sistema real e um sistema discreto do tipo massa-mola-amortecedor, porém com a exclusão da rigidez do pneu, por isso a importância de definir cada um desses parâmetros, o sistema terá um grau de liberdade.

A rigidez da mola é inversamente proporcional ao valor de deflexão (x) e também com a força aplicada, conforme descrito pela Lei de Hooke.

Por se tratar de um modelo de um grau de liberdade é importante destacar a Equação 2.2, a qual será crucial para o desenvolvimento dos modelos de simulação criados no *software Matlab*, além de descrever o comportamento do modelo considerado para este trabalho, sendo o primeiro passo para o desenvolvimento das equações a seguir (KRÜGER; MORANDINI, 2008).

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = F(t) \quad (2.2)$$

2.2.3 Amortecimento

Além da rigidez é necessário que a modelagem do sistema de trem de pouso possua um amortecedor, visando assim diminuir gradativamente a amplitude do movimento do sistema. O amortecedor possui alguns parâmetros interessantes para que seu cálculo seja correto, sendo o primeiro deles a razão de amortecimento (ζ), este conceito define qual será o tipo de amortecimento observado no sistema, possuindo ao todo três classificações:

- Sistema subamortecido $0 < \zeta < 1$
- Sistema criticamente amortecido $\zeta = 1$
- Sistema superamortecido $\zeta > 1$

Cada um desses amortecimentos apresenta um comportamento diferente no sistema, ao passo que o sistema superamortecido apresenta um retorno à posição inicial de uma maneira sem oscilações e de forma mais lenta, o sistema criticamente amortecido apresenta um retorno um pouco mais rápido porém sem grandes oscilações, já o sistema subamortecido, encontrado em vários sistemas da engenharia, apresenta um comportamento oscilatório antes de retornar à sua posição de equilíbrio ([INMAN, 2014](#)).

Entender o funcionamento de cada um desses tipos de amortecedores será crucial para que seja feita uma correta exploração e construção das simulações à seguir.

Uma vez definida a razão de amortecimento do sistema é possível realizar a exploração do coeficiente de amortecimento (c), que pode ser obtido através da operação com a rigidez da mola e da massa da aeronave, conforme exposta pela Equação 2.3 ([INMAN, 2014](#)).

$$c = 2 \cdot \zeta \cdot \sqrt{k \cdot m} \quad (2.3)$$

Através dessa equação e com a variação de ζ é possível analisar o sistema de trem de pouso para diferentes valores de coeficiente de amortecimento.

2.2.4 Deflexão e velocidade da mola

Com a obtenção dos valores de rigidez e amortecimento, a modelagem do sistema de trem de pouso pode oferecer algumas análises de interesse para visualizar o seu funcionamento, alguns dos parâmetros de grande interesse são a deflexão e a velocidade da mola.

A deflexão da mola pode ser obtida através da teoria aplicada por [Inman \(2014\)](#), obtendo uma função que mostre qual o comportamento da mola ao longo do tempo para

uma força degrau, a Equação 2.4 mostra o resultado teórico para esse caso, ela foi desenvolvida a partir da Equação 2.2, assumindo que a força F é do tipo degrau, representando o comportamento das forças atuando no trem de pouso no momento da aterrissagem. Considerando ainda que o sistema é subamortecido é possível realizar transformadas de *Laplace* para obter como resultado a deflexão da mola ao longo do tempo.

$$x(t) = \frac{F}{k} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 - \zeta^2}} e^{-\zeta \omega_n t} \sin(\omega_d t + \phi) \right) \quad (2.4)$$

Nesta equação alguns termos são de extrema importância para desenvolver a análise do comportamento do sistema, como por exemplo a frequência natural w_n , a frequência natural amortecida w_d e também o ângulo de fase ϕ . Esses valores podem ser definidos pelas Equações 2.5, 2.6 e 2.7.

$$w_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (2.5)$$

$$w_d = w_n \cdot \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (2.6)$$

$$\phi = \arccos(\zeta) \quad (2.7)$$

Uma vez encontrada a equação de deflexão é possível realizar a sua derivada para encontrar a solução analítica da velocidade da mola ao longo do tempo de simulação, o resultado desta operação resulta na Equação 2.8.

A obtenção da velocidade da mola no momento do pouso é um parâmetro fundamental para a análise dinâmica do trem de pouso, pois está diretamente relacionada à taxa de deformação do sistema e à energia cinética que precisa ser dissipada durante o impacto. Esse valor permite avaliar a severidade do pouso e validar a eficiência do conjunto mola-amortecedor em absorver a energia gerada durante o contato com o solo.

$$v(t) = \frac{F}{k} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \cdot e^{-\zeta \omega_n t} (\zeta \omega_n \sin(\omega_d t + \phi) - \omega_d \cos(\omega_d t + \phi)) \quad (2.8)$$

A equação apresenta os valores que já foram definidos na equação de deflexão da mola.

2.3 Estado da arte

2.3.1 Introdução ao estado da arte

Com a intenção de desenvolver um modelo para simular o comportamento de trem de pouso, houve a necessidade de realizar pesquisas bibliográficas com o objetivo de entender quais tipos de estudos já haviam sido feitos nesta área e quais são suas principais lacunas. Palavras-chaves como "*Landing Gear Simulation*", "*Landing Gear Dynamics*", "*Spring-Damper System*" e outros foram as principais buscas em bases de dados para encontrar boas referências bibliográficas para serem usadas neste trabalho.

2.3.2 Trabalhos com modelos multicorpos

Alguns dos trabalhos encontrados realizaram a análise de trem de pouso com a utilização de *softwares* com simulações de multicorpos, o trabalho realizado por Krüger e Morandini (2008) fez esta análise através do *software Simpack* com o objetivo de entender o comportamento do sistema de trem de pouso e algumas de suas vibrações características durante a fase de taxiamento. A Figura 12 mostra a imagem da simulação realizada neste trabalho.

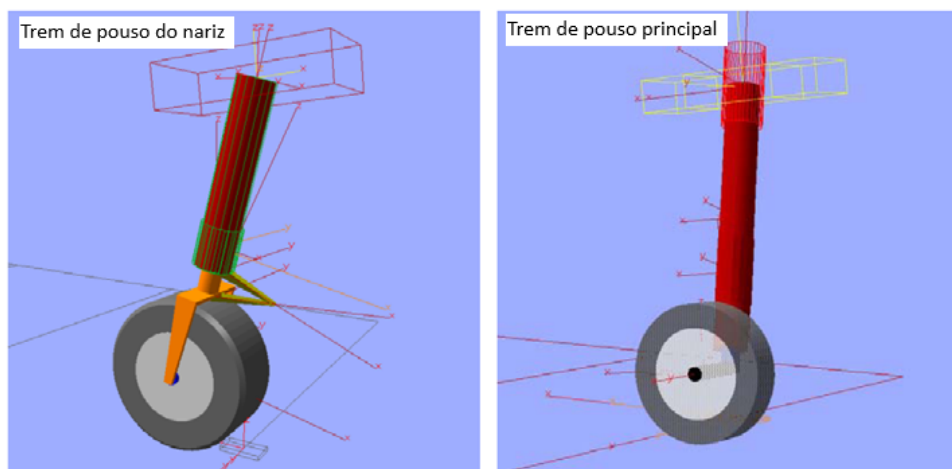


Figura 12 – Modelo de simulação - *Simpack*. Adaptado de (KRÜGER; MORANDINI, 2008)

Este trabalho também citou a utilização do *Adams View* como possível alternativa para realizar simulações dinâmicas.

2.3.3 Modelo massa-mola-amortecedor

A ideia de representar um sistema de suspensão como sendo uma adaptação de um modelo massa-mola-amortecedor é vista com frequência em pesquisas que realizam análises em suspensões veiculares, com isso houve uma pesquisa para verificar a existência de referências que realizem este tipo de adaptação utilizando um modelo de trem de pouso,

sendo um dos artigos que abordou este tipo de comparação o de [Khan e Ganesh \(2020\)](#), onde o trabalho investigou o comportamento do sistema utilizando uma integração entre *Matlab* e *Simulink*, encontrando resultados como a velocidade da aeronave no momento do pouso, a sua desaceleração e também a força atuando sobre a aeronave no momento do pouso, além de analisar o comportamento da mola e dos amortecedores.

Esta investigação foi muito interessante pois mostrou que a adaptação do modelo pode ser realizada através de um sistema massa-mola-amortecedor e que seus resultados, quando são feitos os corretos equacionamentos, podem ser utilizados.

2.3.4 Comparação de resultados teóricos e computacionais

Com a extrema falta de resultados práticos do comportamento do trem de pouso, se fez necessária uma investigação para verificar como os estudos estavam sendo validados pelos autores, através disso foi possível encontrar os trabalhos de [Kawakame et al. \(2017\)](#) e [Tran \(2019\)](#), onde foram feitas análises de Métodos de Elementos Finitos (MEF) para encontrar a deformação sofrida pelo trem de pouso durante a aterrissagem. Estes trabalhos também forneceram informações de muita importância, como por exemplo a exploração das forças de impacto que atuam sobre o trem de pouso e também a comparação dos resultados obtidos utilizando equações teóricas, já que uma vez encontrados os valores de deformação sobre o componente, os autores realizaram cálculos para verificar se aqueles valores da simulação estavam coerentes com a teoria.

2.3.5 Lacunas encontradas na literatura

Uma lacuna relevante identificada na literatura está na pouca quantidade de estudos que utilizam o *Adams View* para realizar análises dinâmicas de trens de pouso. Embora esta ferramenta seja amplamente consolidada em aplicações de suspensão veiculares, sua utilização no contexto aeronáutico ainda é escassa. Diante dessa carência, foi necessário conduzir uma investigação sobre as funcionalidades e rotinas de simulação do *software*, alinhando teoria e prática. Nesse processo, foram estudados aspectos relacionados à modelagem de sistemas multicorpos, com base em trabalhos da área, como [Liu e Wang \(2024\)](#). A partir desse embasamento, foram desenvolvidos dois modelos de trem de pouso para simulação no *Adams View*, os quais serão apresentados no Capítulo seguinte.

3 Metodologia

3.1 Trem de pouso de aeronave comercial

Como exposto no Capítulo 2, fica clara a importância de um bom dimensionamento para a elaboração de um trem de pouso em uma aeronave, bem como a necessidade de entender os níveis de tensão aos quais esse componente está exposto durante as fases de voo. O desenvolvimento principal deste trabalho foi a elaboração de um cenário de simulação buscando entender o comportamento estrutural e dinâmico de cargas aplicadas a um conjunto de trem de pouso através da construção de um modelo preliminar e um modelo multicorpos.

A aeronave escolhida para replicar o modelo foi o *Airbus A320 Neo*, exposto na Figura 13, produzido pela companhia europeia este modelo de aeronave possui características parecidas com os outros modelos *Airbus A320*, mas com algumas particularidades como encontrado em [Airbus \(2020\)](#). Este modelo de aeronave foi escolhido por apresentar uma configuração de trem de pouso triciclo e também por sua grande dominância no mercado de aeronaves comerciais, competindo com aeronaves como o *Boeing 737 Max*.



Figura 13 – *Airbus A320 Neo*

Para a elaboração do modelo foram levadas em conta as dimensões aproximadas do trem de pouso desta aeronave, encontrado em [Airbus \(2020\)](#), já que não foi possível encontrar um desenho técnico mais detalhado do conjunto, uma vez que trata-se de segredos industriais visando a preservação da tecnologia.

A elaboração de um modelo de trem de pouso foi feita seguindo indicações de outros trabalhos pesquisados, como [Nguyen \(2010\)](#) e [Kawakame et al. \(2017\)](#), onde a modelagem 3D pode ser feita em um *software* externo e posteriormente importado para um *software* de análise estrutural ou então para um *software* de análise como dinâmica como o *Adams View* ([SILVA; NUNES, 2014](#)).

Para realizar uma simulação que contemple tanto os casos bem-sucedidos da ativação do componente do trem de pouso quanto os casos em que a aterrissagem ocorre em condições adversas, será necessário considerar dois cenários distintos, a fim de garantir que o comportamento do sistema seja analisado sob diferentes condições. As simulações do modelo preliminar e do modelo multicorpos levarão em conta essas duas situações, com o primeiro cenário representando um pouso em condições normais e o segundo considerando as condições anormais que podem ocorrer em um pouso mais exigente.

No desenvolvimento do modelo preliminar, a análise do pouso em condições anormais está focada na condição de *hard landing*, onde o pouso ocorre de forma abrupta e forçada. Esse tipo de pouso exige um esforço significativamente maior do componente do trem de pouso, pois ele precisa suportar uma carga de impacto muito mais intensa do que em um pouso convencional. Esse cenário é fundamental para avaliar o comportamento do trem de pouso em situações extremas.

Por outro lado, no caso do modelo multicorpos, também será abordada a condição anormal de pouso, mas com uma configuração diferente, nesse modelo a simulação leva em consideração o cenário em que apenas um dos trens de pouso é acionado corretamente, enquanto o outro pode falhar ou não funcionar como esperado. Nesse caso, todo o impacto e a carga são direcionados para o único componente que está funcionando corretamente, o que pode resultar em forças significativamente maiores sobre esse componente específico.

3.2 Modelo SolidWorks

3.2.1 Modelo preliminar

O desenvolvimento do modelo preliminar utilizando o *SolidWorks* foi feito através da criação apenas da camisa e do pistão, conforme exposto na Figura 14. Essa configuração inicial será utilizada para a obtenção dos primeiros resultados utilizando o *Adams View*.

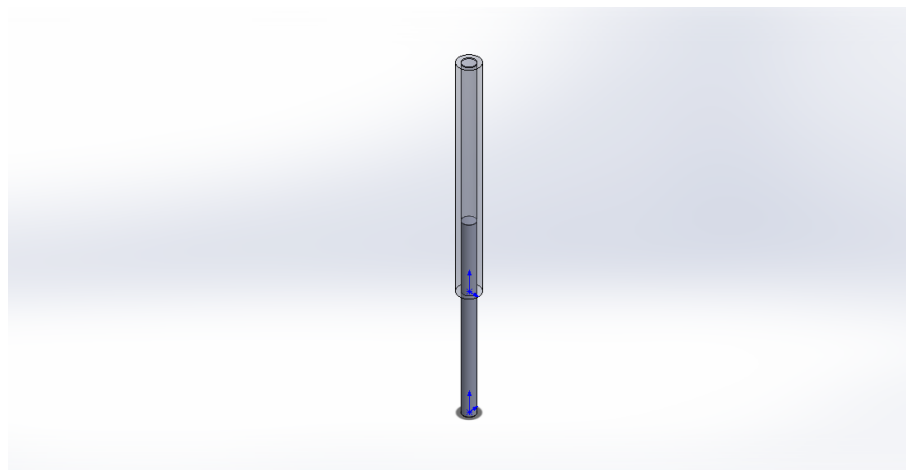


Figura 14 – Modelo preliminar no *SolidWorks*

As dimensões utilizadas para o modelo preliminar basearam-se no comprimento total do modelo do trem de pouso principal do *Airbus A320 Neo*, conforme exposto nas Tabelas 1 e 2 (AIRBUS, 2020).

Tabela 1 – Dimensões do modelo preliminar de trem de pouso - Camisa do pistão

Diâmetro externo da camisa	Diâmetro interno da camisa	Comprimento da camisa
220 mm	130 mm	2265 mm

Tabela 2 – Dimensões do modelo preliminar de trem de pouso - Pistão

Diâmetro do pistão	Comprimento do pistão
130 mm	1900 mm

3.2.2 Modelo multicorpos

A elaboração do modelo multicorpos foi iniciada com a construção isolada dos componentes do trem de pouso, sendo as partes desenvolvidas: camisa do pistão, ligações superior e inferior, eixo de roda, pistão e cubo de roda, cada um desses componentes são exibidos na Figura 15. As dimensões de cada um desses componentes teve como referência o que é fornecido em Airbus (2020), onde algumas dimensões do trem de pouso principal do *Airbus A320 Neo* são fornecidas. Como alguns componentes não possuem suas dimensões disponíveis, foi necessário realizar uma estimativa de tais dimensões.

Uma vez feita a construção desses componentes, foi realizada a montagem (*assembly*) das peças dentro do próprio *SolidWorks*, seguindo critérios de montagem como alinhamento de eixos e contato entre faces específicas, obtendo como resultado um modelo de trem de pouso com diferentes componentes e com dimensões aproximadas do modelo de aeronave abordado. A distância de curso do pistão foi ajustada para que fosse exatamente aquela que é encontrada na aeronave de estudo, 469,9 milímetros. A montagem final é exibida na Figura 16.

Com os ajustes realizados na montagem foi possível fazer com que o modelo ficasse pronto para ser importado para o *software Adams View*.

3.3 Modelo Adams View

3.3.1 Modelo preliminar

O modelo preliminar do trem de pouso foi importado para dentro do *software MSC Adams View* em formato *parasolid*. Uma vez importado, foram definidos alguns parâmetros importantes para a construção da simulação:

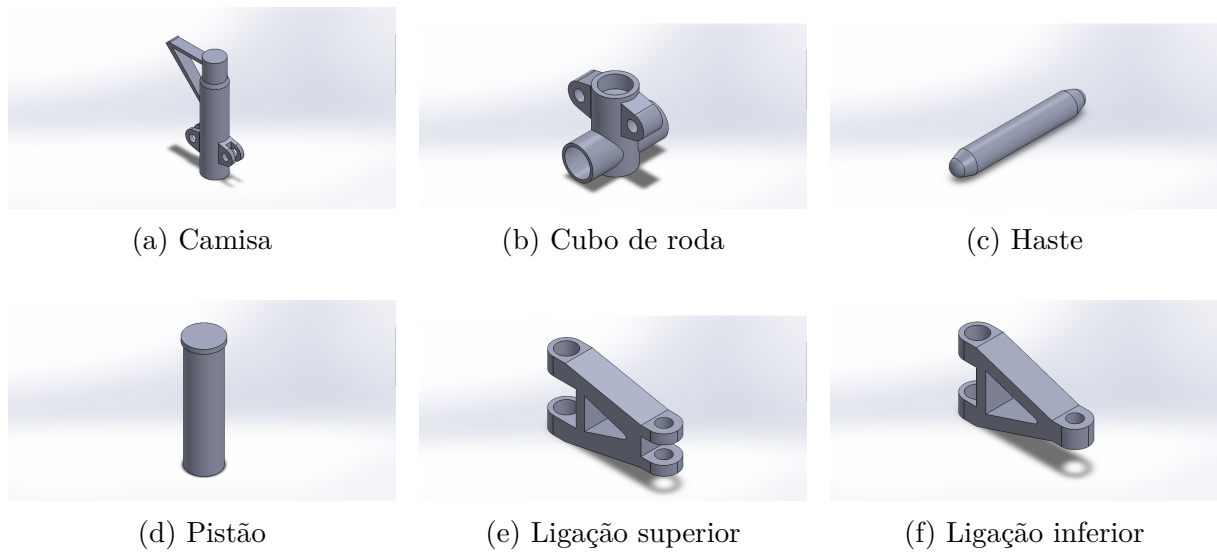
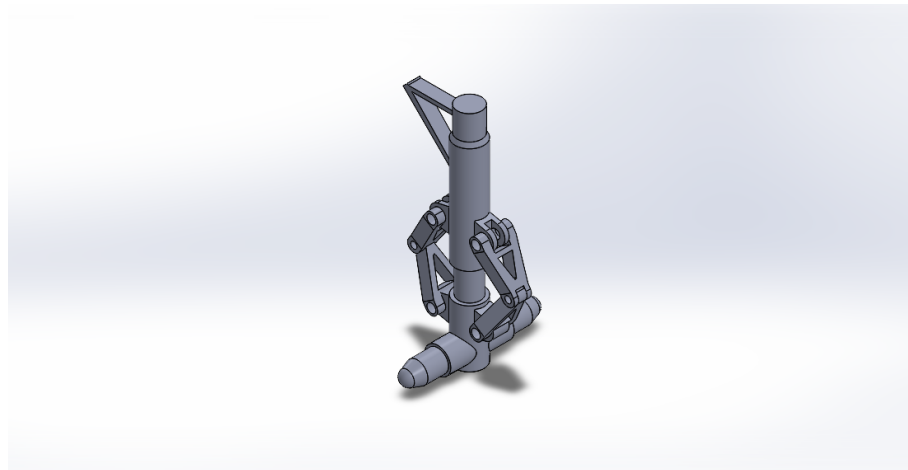


Figura 15 – Componentes do trem de pouso

Figura 16 – Modelo multikorpos no *SolidWorks*

- Escolha do material
- Conexões existentes no modelo
- Tipo de movimento do modelo
- Construção da malha
- Aplicação da força

O material escolhido para o pistão foi aço, ao passo que a camisa teve como material escolhido o titânio. Como observado no modelo, existem pontos de conexão que devem ser utilizados para que a simulação represente a realidade e permita o movimento do conjunto. O *software* permite escolher as conexões presentes no modelo, e desta forma foram alocadas duas conexões: uma fixando o topo da camisa, para que ela não se mova durante a simulação, e outra conexão de translação com a função de ligar o pistão à camisa.

A conexão de fixação não possui nenhum grau de liberdade, ao passo que a conexão de translação possui um grau de liberdade. A Figura 17 mostra uma imagem do trem de pouso no cenário do *software Adams View*.

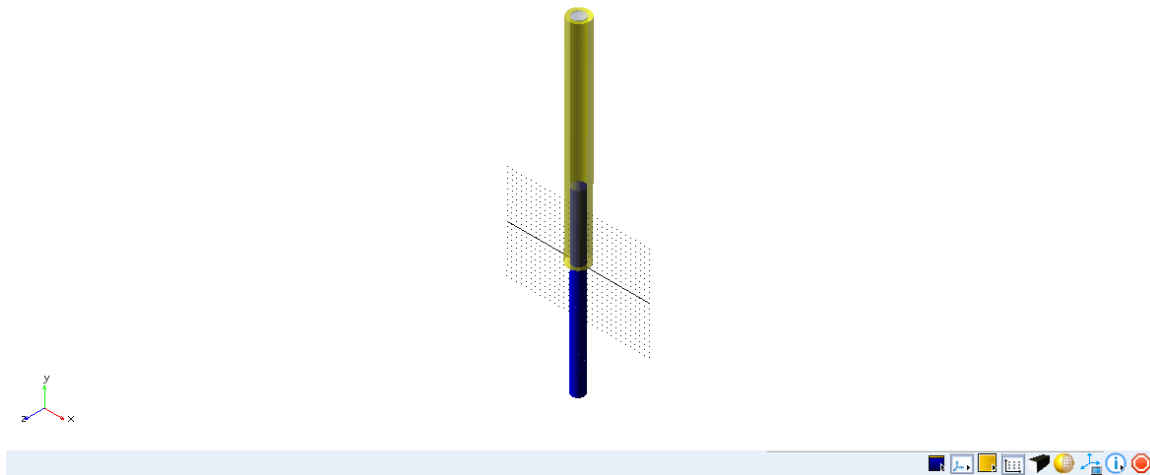


Figura 17 – Modelo preliminar no *Adams View*

O *software* permite escolher qual função será utilizada para representar o movimento do modelo, utilizando várias funções conhecidas, como MHS, funções trigonométricas, funções utilizando série de *Fourier* e outras opções. Para uma representação visual interessante do nosso modelo, foi escolhida uma função seno para representar o movimento do pistão em relação à camisa que, como já indicado anteriormente, permanecerá fixa.

Uma vez definido o movimento do modelo, faz-se necessário transformar o corpo do pistão de rígido em flexível. Este é o momento em que são definidos os parâmetros da malha do modelo. A malha escolhida foi definida seguindo o padrão do *software*, como mostra a Tabela 3.

Tabela 3 – Configuração da malha.

Tipo de elemento	Forma de elemento	Ordem do elemento	Tamanho do elemento	Tamanho mínimo	Taxa de crescimento
Sólido	Tetraédrico	Linear	10 mm	5 mm	1,5

Uma vez transformado em corpo flexível, é necessário definir qual será a força sofrida pelo modelo. Como analisado em Airbus (2020), uma aeronave comercial sofre cerca de 1,5 a 2,5 vezes o valor da aceleração da gravidade (g) no momento de pouso, caracterizando condições comuns, ao passo que, em condições de *hard landing*, este valor supera em 3 vezes a aceleração da gravidade. Por isso, na elaboração da simulação do modelo, foram considerados ao todo 2 valores de força.

Além disso, no caso da aeronave A320 *Neo*, foi considerado que o conjunto de trem de pouso principal suporta cerca de 45550 kg de massa. Sabendo disso, foi feito o

cálculo multiplicando este valor pela aceleração da gravidade, $9,81\text{m/s}^2$, e posteriormente a aceleração foi multiplicada pelos fatores de g, para atender às condições normais e anormais de pouso, como mostrado na Tabela 4.

Tabela 4 – Valores das forças simuladas.

Fator de g	Valor da força
1,5 g	67,0268 kN
3,0 g	134,054 kN

Também se faz necessário identificar qual será a função que representará a força exercida no pistão. Foram escolhidas as funções seno e *STEP*, esta segunda representando um degrau retangular. A função seno será utilizada para representar um movimento oscilatório, o qual é de interesse para este trabalho, verificando assim qual será o comportamento do sistema com a variação constante do valor da força exercida no sistema. Dessa maneira, a função seno foi multiplicada pelo valor da respectiva força em cada caso do fator de g, fornecendo assim a amplitude desejada para a função ao longo da simulação. A variável utilizada no argumento da função seno foi o tempo, mantendo o padrão encontrado no ambiente do *Adams View*.

A função *STEP* deve representar uma função degrau no cenário de simulação proposto. Para isso, os argumentos utilizados nessa função foram: tempo inicial igual a zero, tempo final de 1 segundo para que a força desejada seja aplicada logo nas primeiras interações da simulação, força inicial com valor nulo e força final com o valor respectivo do caso de simulação, além da variável tempo.

3.3.2 Modelo multicorpos

O modelo do trem de pouso foi importado para o *software Adams View* em formato *parasolid*, uma vez importado foram definidos alguns parâmetros importantes para a construção da simulação.

- Inserção da massa da aeronave
- Conexões existentes no modelo
- Tipo de movimento do modelo
- Aplicação da força
- Criação da mola e amortecedor

Para fazer com que a massa da aeronave estudada seja inserida no *software*, além dos componentes importados do *SolidWorks*, foi inserido um bloco para representar a

massa total da aeronave no momento do pouso. Com a massa máxima de pouso para o *Airbus A320 Neo* sendo de 67400 quilogramas (AIRBUS, 2020) e como dentro do *Adams* é possível definir a massa de cada componente de maneira individual, seja pela densidade do material do componente ou então inserindo manualmente o valor, com isso, o bloco teve o valor de massa definido como sendo o máximo da aeronave no momento do pouso, a Figura 18 exibe a configuração do bloco de massa dentro do *Adams View*.

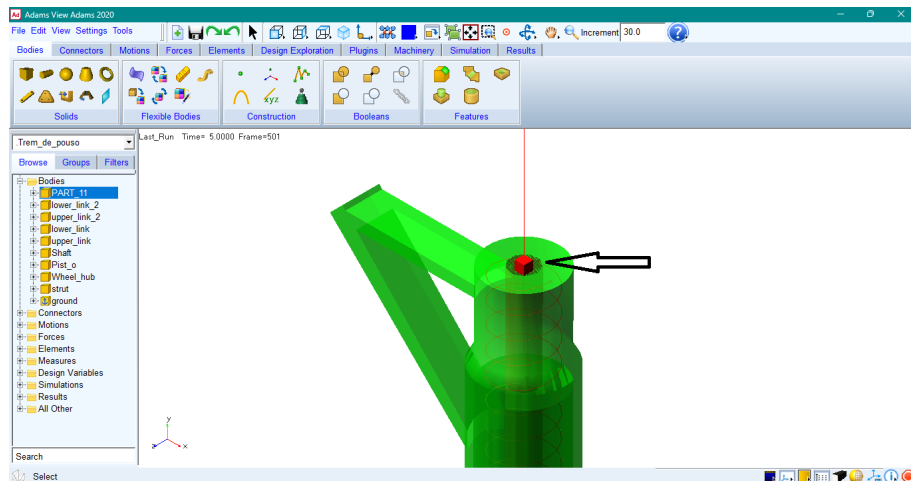


Figura 18 – Configuração do bloco de massa

Para que a simulação dentro do *software* seja feita de uma maneira onde todos os componentes se movimentem sem prejudicar ou gerar uma falha no modelo, é necessário realizar a implementação de algumas restrições entre os componentes. Dentro do *Adams* essas restrições são feitas através de juntas, que permitem a movimentação conjunta dos componentes, desde que sejam selecionadas as juntas corretas para cada parte do modelo.

Dentre as juntas escolhidas para a construção da simulação estão:

- Junta de fixação (*fixed joint*)
- Junta de translação (*translational joints*)
- Junta de *hooke* (*hooke joint*)

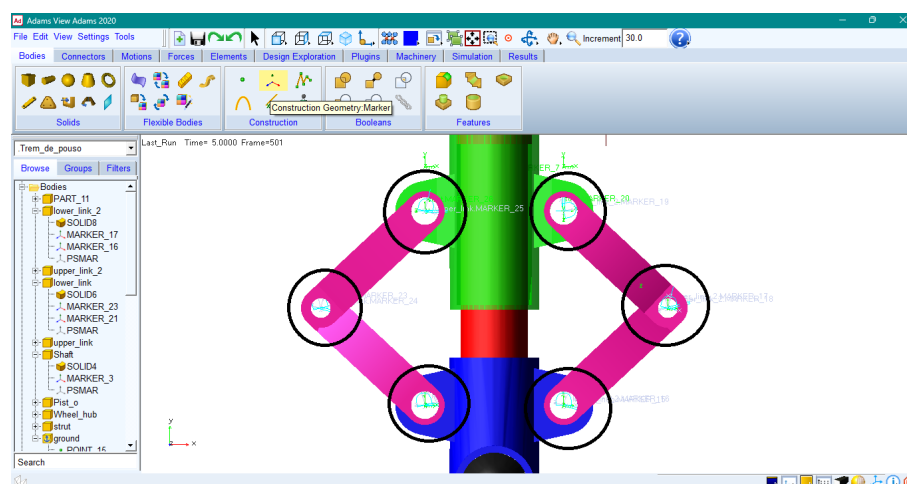
A junta de fixação faz com que determinado componente permaneça fixo a outro, independente do tipo da simulação ou do movimento que será estudado, esta junta não possui nenhum grau de liberdade. A junta de translação permite que exista a movimentação em um eixo entre dois componentes, mantendo esse eixo paralelo entre as duas partes, permitindo, por exemplo, que o pistão se mova dentro da camisa, esse tipo de junta possui apenas um grau de liberdade. Por fim a junta de *hooke* permite que a rotação de um componente seja transferido para outro (SILVA; NUNES, 2014), essa configuração possui

Tabela 5 – Juntas implementadas no modelo

Tipo de junta	Componente 1	Componente 2
Fixa	Cubo de roda	Chão
Fixa	Cubo de roda	Pistão
Fixa	Cubo de roda	Haste
Fixa	Camisa	Bloco de massa
Translação	Pistão	Camisa
<i>Hooke</i>	Ligação superior	Camisa
<i>Hooke</i>	Ligação inferior	Cubo de roda
<i>Hooke</i>	Ligação superior	Ligação inferior

2 graus de liberdade. A Tabela 5 identifica cada uma das juntas que foram utilizadas para a construção do modelo no *Adams*.

As juntas fixas foram utilizadas visando a junção de dois componentes, permitindo que a movimentação de ambos ocorresse de maneira integrada. A junta de translação foi utilizada para permitir o movimento de translação do pistão com a camisa, fazendo com que o pistão pudesse se movimentar dentro da camisa no momento de simulação, já a presença da junta fixa faz com que o cubo de roda possa se movimentar junto com o pistão, fazendo com que ambos se comportem como somente um componente no momento da simulação, além disso o bloco de massa foi fixado na parte superior da camisa, representando a massa de pouso da aeronave. A escolha da junta de *hooke* foi pensando no movimento das ligações superior e inferior, já que ambas deveriam se mover durante a subida e descida do pistão, a Figura 19 mostra os pontos de aplicação das juntas de *hooke*.

Figura 19 – Locais de aplicação das juntas de *hooke*

Após a implementação das juntas, foi inserido uma mola, conectando a parte interna superior da camisa com a parte superior do pistão. A mola dentro do *Adams View* é uma força flexível, tendo como parâmetros os coeficientes de rigidez e amortecimento,

ambos editáveis pelo usuário. A mola foi incluída na simulação para visualizar o amortecimento do movimento do modelo, fundamental para simular o pouso da aeronave e visualizar o comportamento dos componentes.

A força aplicada seguiu a teoria apresentada no Capítulo 2, onde considerando a Equação 2.1 e sabendo que os valores de projeto para n e L são de 2,67 e 0,67, respectivamente, foi possível definir que a força de impacto tem valor igual a 1322388 Newtons, que em condições normais de pouso é dividida entre os dois componentes e em condições anormais um dos trens de pouso assume todo o impacto. Para a representação desta força foi utilizada a função *STEP* dentro do ambiente do *Adams*, sendo essa força aplicada sobre a camisa do pistão e atingindo seu valor máximo no tempo 0,0001 segundos de simulação e com duração de 5 segundos, já a rigidez da mola, sabendo que o deslocamento máximo do trem de pouso da aeronave considerada é de 469,9 milímetros e sabendo o valor da força de impacto, é da ordem de grandeza de 2814190 N/m. A Figura 67 mostra a mola aplicada no sistema e suas respectivas configurações, enquanto que a Figura 21 mostra a força aplicada ao sistema.

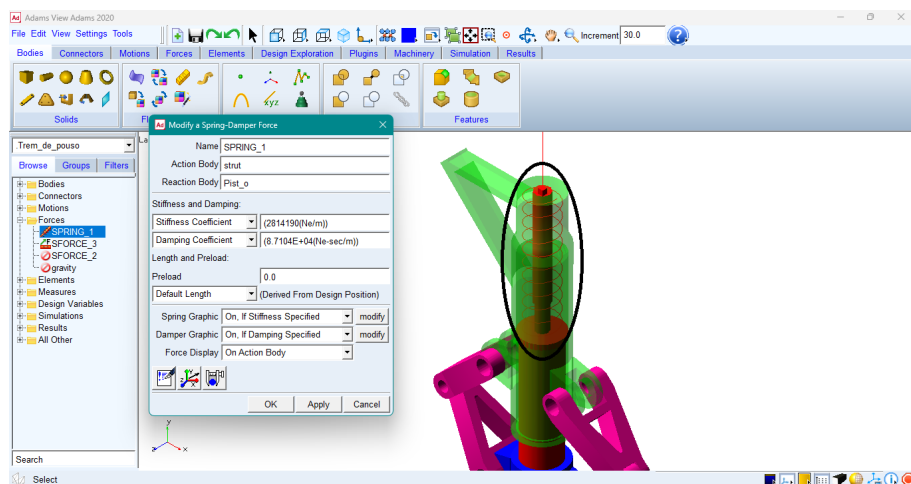


Figura 20 – Configuração da mola no *Adams View*

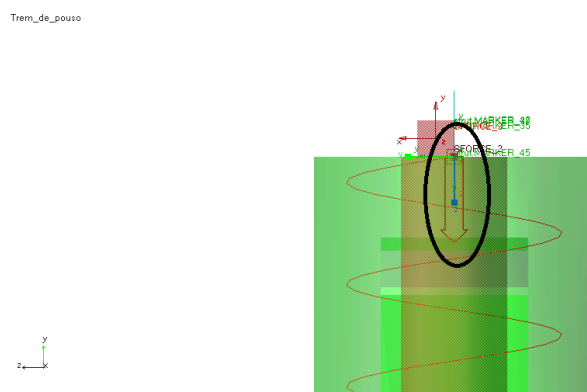


Figura 21 – Força aplicada no modelo multicorpos

A Figura 22 representa o modelo dentro do *Adams View*, após as configurações das juntas, inserção do bloco de massa e também da implementação da mola e do amortecedor.

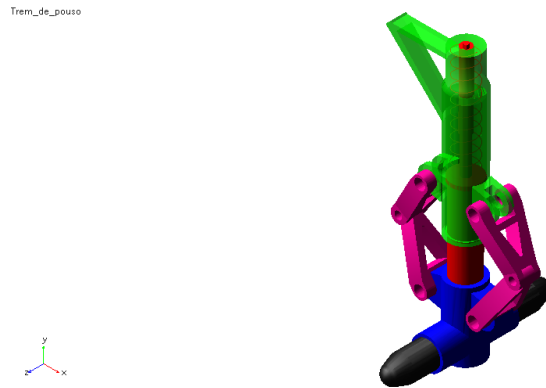


Figura 22 – Modelo multicorpos no *Adams View*

Definidos esses parâmetros, a simulação foi construída considerando 5 valores de razão de amortecimento, variando de 0,1 até 0,5, sendo essa faixa escolhida por melhor representar os resultados do comportamento subamortecido do trem de pouso e mostrar como é a sua oscilação.

Após a construção do modelo deu-se início ao desenvolvimento do ambiente de simulação no *software Adams View*, que se mostrou um *software* de bastante interesse para a realização de modelos de simulação dinâmica, conforme mostrado em Kruger e Morandini (2011). Este *software* é amplamente utilizado para o estudo dinâmico de diversos sistemas, permitindo a construção de um modelo, ou a sua importação, de maneira fiel, com a sua adequação em relação ao tipo de suspensão que será utilizada, podendo-se definir os valores de constantes de componentes característicos, como mola e amortecedores.

A construção do cenário de simulação do trem de pouso no *Adams* pode ser encontrada, de forma resumida, no Apêndice C, onde é possível visualizar o passo a passo com imagens da construção do modelo.

3.4 Modelo Matlab

A adaptação de um modelo de trem de pouso utilizando o *software Matlab* foi feita com a implementação das equações expostas no Capítulo 2. Durante o desenvolvimento no *Matlab* foram construídos 3 códigos de simulação com o intuito de encontrar os resultados teóricos e compara-los com o modelo multicorpos, o primeiro código contém a equação de deflexão da mola, outro com a equação da velocidade do sistema ao longo do tempo de simulação e por fim novamente um código com a deflexão da mola mas com a rigidez variando, em todos os casos foi considerada uma força degrau, sendo o valor desta força

igual ao que foi aplicado no *Adams View*. A Figura 23 mostra a representação do código *Matlab*, onde temos:

- m = Massa da aeronave no momento do pouso
- K = Rigidez da mola
- c = Coeficiente de amortecimento
- F = Força atuando sobre o modelo de trem de pouso

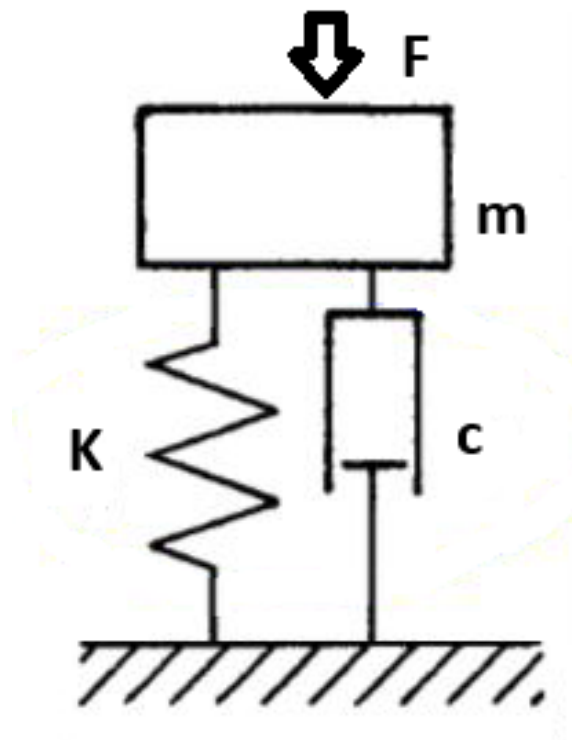


Figura 23 – Massa-mola-amortecedor representando um trem de pouso no *Matlab*

Também foi considerado o passo de simulação igual a 0,01 segundos, fazendo assim com que ambos os *softwares* tenham as mesmas condições de simulação. Em todos os códigos é possível alterar os valores para a força de impacto e também os valores de rigidez da mola, além disso também é possível exibir o gráfico com os resultados agrupados para os diferentes valores de ζ simulados, auxiliando a visualizar o desempenho do sistema nas diversas configurações possíveis. Os 3 códigos consideraram um modelo de um grau de liberdade para representar um sistema massa-mola-amortecedor. Os códigos utilizados estão disponíveis no Apêndice B.

Uma vez obtidos os resultados foi possível analisar e comparar o comportamento teórico encontrado no *Matlab* com o que foi simulado no *Adams*, com os gráficos encontrados é possível visualizar os valores de pico de cada simulação. Uma vez que o *Adams* permite a exportação dos resultados encontrados foi possível realizar uma sobreposição

dos gráficos gerados por ambos os *softwares*, permitindo assim uma visualização do comportamento do sistema, este código que gerou a sobreposição também está presente no Apêndice [B](#).

4 Resultados e discussões

4.1 Modelo preliminar

Os resultados apresentados a seguir foram obtidos por meio de um modelo preliminar de trem de pouso, o qual foi utilizado para compreender as funcionalidades e capacidades básicas do *software Adams View*, permitindo verificar a deformação e a tensão de *von mises* no trem de pouso. A análise realizada focou principalmente em dois cenários distintos de pouso, buscando entender o comportamento do componente em diferentes situações.

Embora os valores de força aplicados durante essas simulações também sejam preliminares, é importante destacar que, por se tratar de uma fase inicial do desenvolvimento, os resultados aqui apresentados servem como uma base para ajustes e refinamentos posteriores.

4.1.1 Análise dinâmica em condições normais de pouso

4.1.1.1 Função seno

Os resultados obtidos utilizando a função seno para condições normais de pouso iniciam as análises realizadas dentro do modelo preliminar de trem de pouso, permitindo visualizar as diferenças entre as funções seno e *STEP* e também os impactos do aumento de força quando for feito o caso de *hard landing*.

A Figura 24 mostra a deformação para esse primeiro caso, enquanto que a Figura 25 evidencia o valor da tensão de *von mises*.

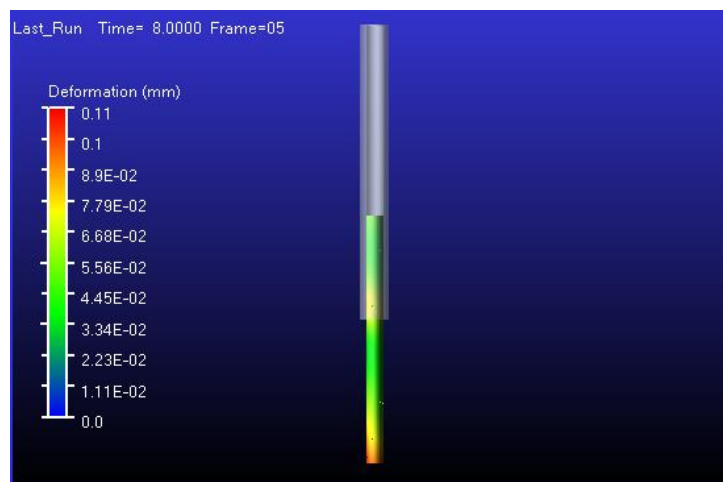


Figura 24 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - *Adams View*

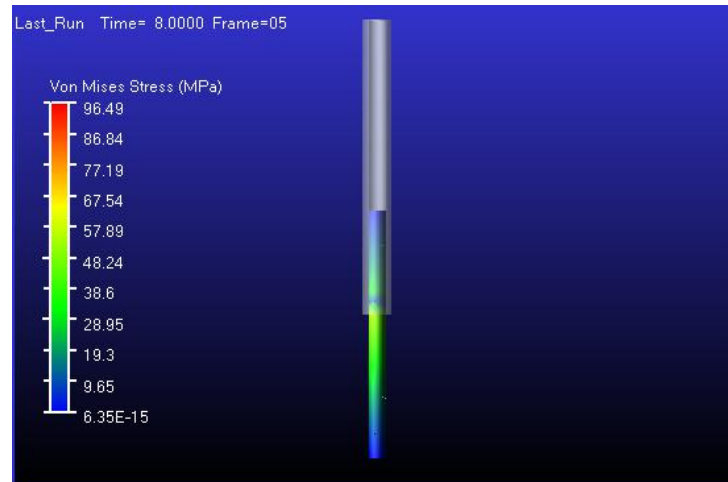


Figura 25 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - *Adams View*

É possível perceber que a deformação alcançou seu máximo na extremidade inferior, com um valor final igual a 0,11 milímetros. Já a tensão teve seu pico máximo localizado na região central do sistema de trem de pouso, onde alguns nós da malha chegaram a sofrer 96,49 MPa de tensão. A Figura 26 mostra como foi a variação da força seno ao longo da simulação.

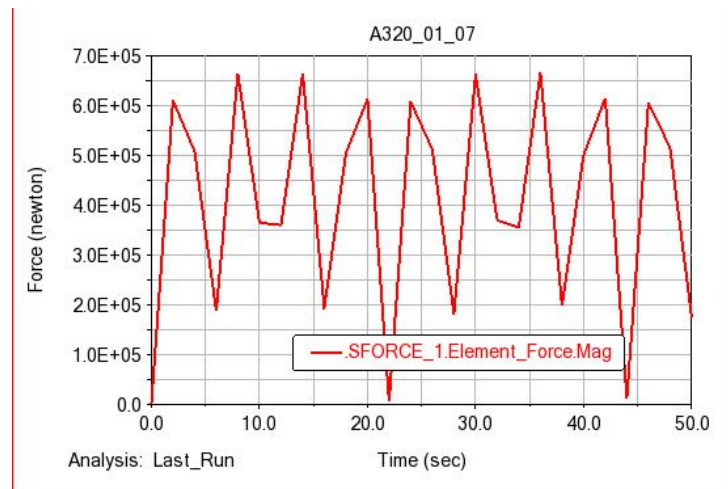


Figura 26 – Comportamento da força utilizando a função seno em condições normais de pouso

A força seno desempenhou seu papel durante a simulação e apresentou o seu comportamento oscilatório com o decorrer da simulação, como esperado.

4.1.1.2 Função *STEP*

Com a utilização da função *STEP* será possível verificar quais as diferenças principais entre os resultados utilizando esses dois tipos de força. As Figuras 27 e 28 exibem

os resultados de deformação e a tensão para este caso, ao passo que a Figura 29 mostra como foi o comportamento desta força durante a simulação.

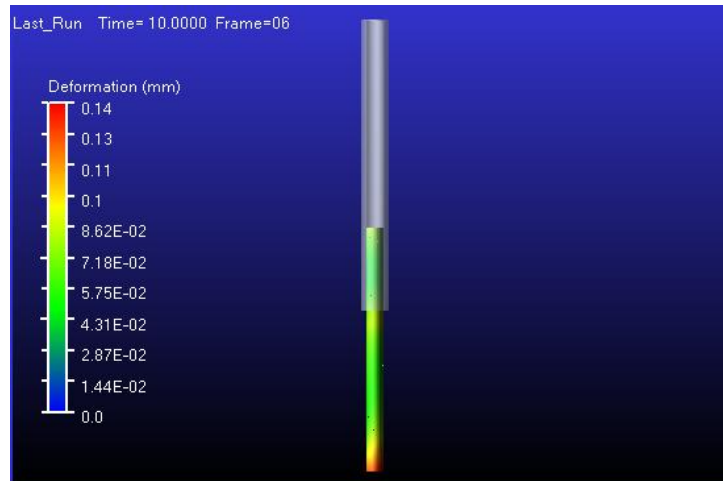


Figura 27 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função *STEP* - *Adams View*

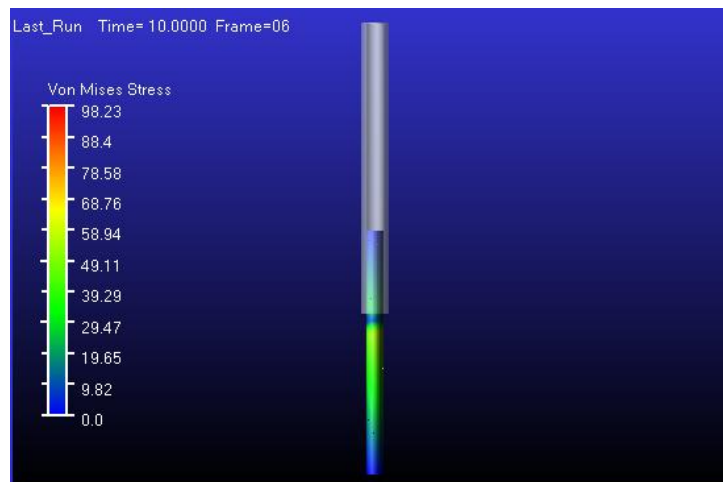


Figura 28 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função *STEP* - *Adams View*

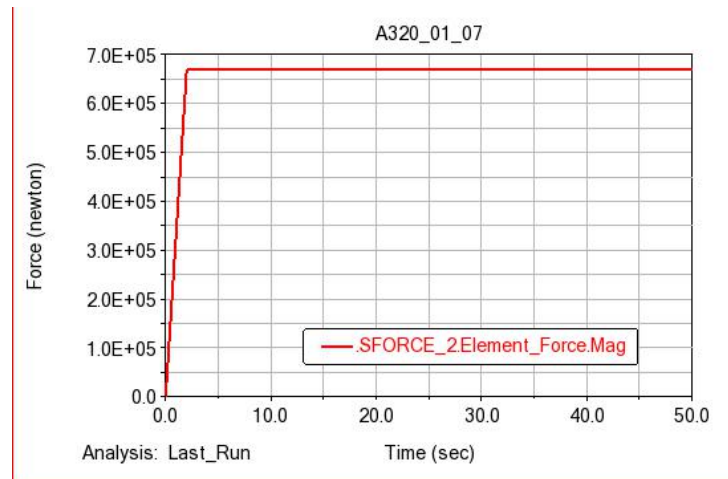


Figura 29 – Comportamento da força utilizando a função *STEP* em condições normais de pouso

Com a utilização da função *STEP* o comportamento encontrado tanto para a deformação quanto para a tensão foi a de um incremento quando comparadas ao caso da força seno. A deformação teve seu valor máximo igual a 0,14 milímetros e a tensão teve seu valor máximo igual a 98,23 MPa. Em ambos os casos as regiões onde os valores máximos foram encontrados permaneceram análogos ao caso da força seno.

4.1.2 Análise dinâmica em condições anormais de pouso

A análise de condições anormais, ou *hard landing*, também foi investigada para encontrar a deformação e a tensão atuando sobre o trem de pouso, novamente com a utilização da função seno e também a função *STEP*.

4.1.2.1 Função seno

A utilização da função seno no caso de condições anormais seguiu com o mesmo padrão de construção da simulação, com a alteração da dimensão do valor da força aplicada, as Figuras 30 e 31 mostram o comportamento do trem de pouso em relação à deformação e à tensão de *von mises*.

Com o caso de condições anormais o valor máximo da deformação no trem de pouso mais do que dobrou quando à mesma função mas em condições normais. Um comportamento parecido aconteceu com o valor da tensão máxima atuando sobre o trem de pouso, este é um comportamento esperado já que existiu uma duplicação da força aplicada sobre o modelo.

Novamente o pico de deformação foi encontrado na extremidade inferior do pistão e a tensão máxima foi encontrada na região central do pistão.

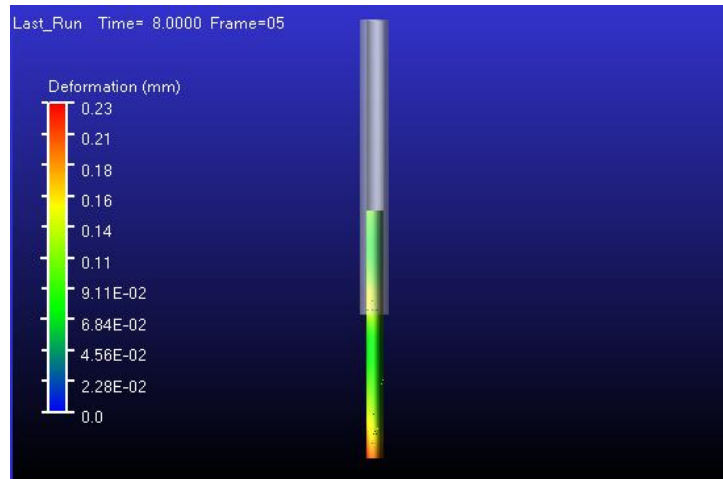


Figura 30 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - *Adams View*

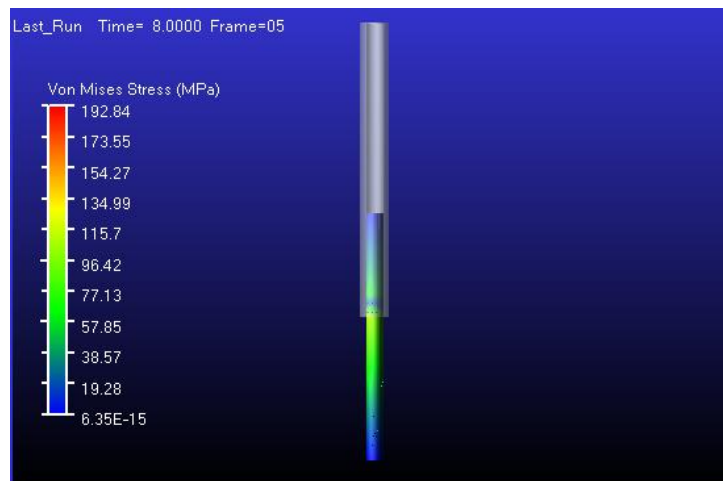


Figura 31 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - *Adams View*

4.1.2.2 Função *STEP*

A função *STEP* também foi simulada para o caso de condições anormais, a fim de verificar a diferença entre os resultados obtidos com a função seno. As Figuras 32 e 33 mostram quais foram os resultados obtidos para essas simulações.

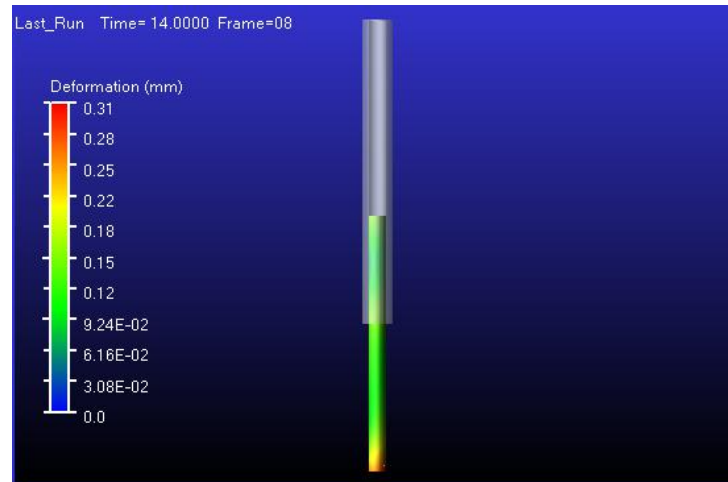


Figura 32 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função *STEP* - *Adams View*

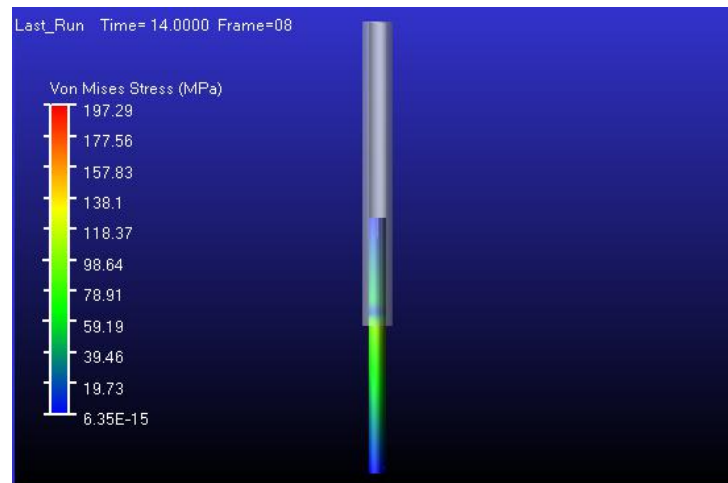


Figura 33 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função *STEP* - *Adams View*

A deformação para esse caso mais crítico alcançou um valor de 0,31 milímetros de deformação, valor superior ao que foi encontrado com a utilização da função seno, e a tensão teve seu pico encontrado no valor de 197,28 MPa, novamente um valor superior quando comparado ao caso da força senoidal.

Os demais resultados encontrados para o modelo preliminar podem ser visualizados no Apêndice A.

4.2 Modelo multicorpos

Os resultados a seguir tratam das simulações realizadas no modelo multicorpos, obtendo como resultados a deflexão da mola inserida no modelo e também a velocidade atingida pelo sistema com a força de impacto atuando sobre ele. A fim de realizar uma

comparação dos resultados obtidos no *Adams View*, também serão apresentados os resultados encontrados por meio do equacionamento de um sistema massa-mola-amortecedor de um grau de liberdade inserido no *software Matlab*, representando um sistema de trem de pouso. Essa comparação serve como uma verificação de que o funcionamento do sistema no *Adams View* está coerente com as equações teóricas expostas no Capítulo 2.

4.2.1 Análise dinâmica em condições normais de pouso

4.2.1.1 Deflexão da mola

A análise das condições normais de pouso trata do desenvolvimento da simulação utilizando um cenário de pouso onde a aeronave foi capaz de realizar corretamente a aterrissagem com os seus dois trens de pouso principais em funcionamento, ou seja, com a força total distribuída pela metade em ambos os trens de pouso.

Como definido no Capítulo 3, onde foi definido o cálculo para encontrar as forças que serão simuladas no *Adams View* e no *Matlab*, foram realizadas ao todo 10 simulações dentro do *software Adams*, obtendo como resultado os gráficos referentes à deflexão e velocidade da mola durante a simulação. O gráfico apresentado na Figura 34 mostra o comportamento da deflexão do sistema de trem de pouso em condições normais utilizando o *Adams*.

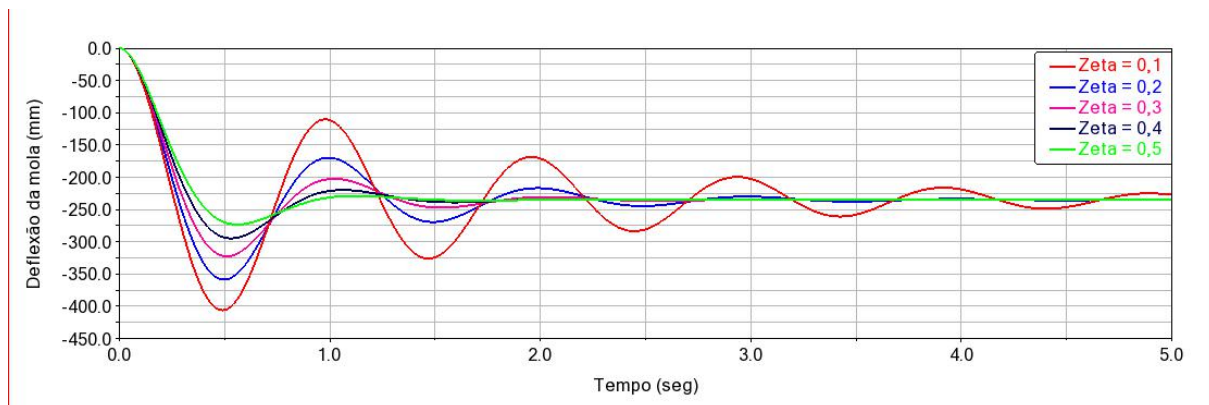


Figura 34 – Deflexão da mola em condições normais de pouso - *Adams View*

Como observado no gráfico, existe um primeiro pico de deflexão que ocorre para todos os valores de ζ próximo ao tempo de 0,5 segundos na simulação, porém com os valores da razão de amortecimento iguais a 0,1 e 0,2 respectivamente, foi observado que o valor máximo da deflexão é atingido em alguns instantes a frente, quando comparados com os outros 3 casos. É observado que a menor razão de amortecimento apresenta maiores oscilações até começar a estabilizar, ao passo que os outros casos apresentam menores oscilações e estabilizam de maneira mais rápida, seguindo a teoria.

Para realizar uma comparação com os resultados obtidos na simulação do *software*

Adams, foram realizadas construções de códigos dentro do *software Matlab* que representam as equações de deflexão e velocidade da mola, ambas definidas no Capítulo 2.

No código foram determinados os valores de rigidez, força aplicada, razão de amortecimento e outros parâmetros de interesse para a construção das equações, os resultados obtidos para a condição onde ambos os trens de pouso estão em funcionamento estão presentes na Figura 35.

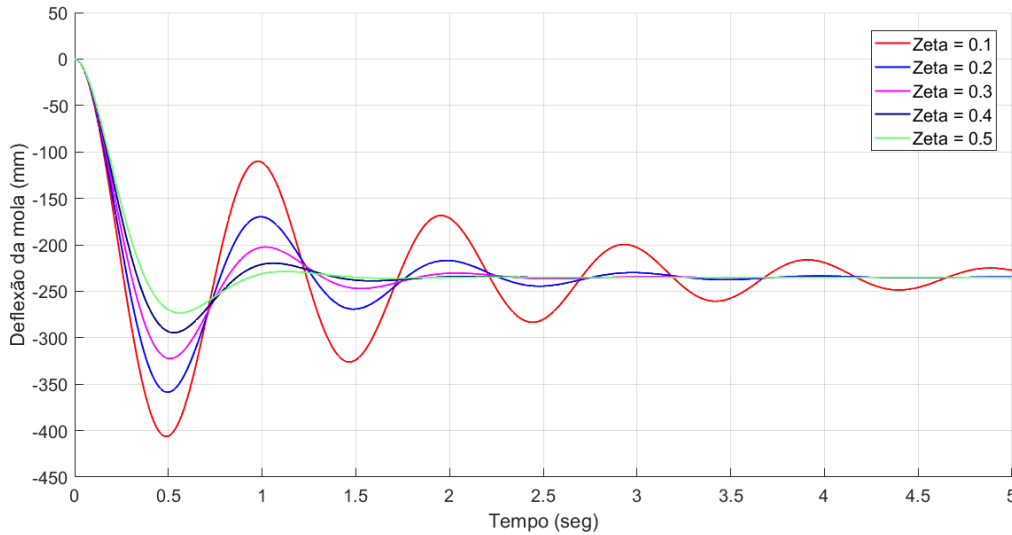


Figura 35 – Deflexão da mola em condições normais de pouso - *Matlab*

O gráfico encontrado no *Matlab* apresenta as simulações para os cinco valores de ζ , assim como no *Adams View*, novamente o comportamento de maior oscilação é encontrado no menor valor de razão de amortecimento e o valor máximo de deflexão da mola é encontrado aproximadamente em 0,5 segundos, com exceção dos casos com maiores valores de razão de amortecimento, de maneira análoga ao *Adams View*.

A Tabela 6 mostra a comparação dos resultados encontrados entre o *Matlab* e o *Adams View*, realizando um cálculo da diferença entre os valores máximos para os gráficos de todos os valores de ζ . O cálculo da diferença foi realizado conforme a Equação 4.1.

$$dif = \left(\frac{Matlab - Adams}{Matlab} \right) \cdot 100 \quad (4.1)$$

Os resultados apresentados para a deflexão mostram um comportamento muito similar da simulação no *Adams* e do código rodado no *Matlab*, com uma diferença menor do que 1% em todos os casos. É possível observar que o comportamento da mola dentro de ambas as simulações acompanhou o que define a teoria.

Quando comparamos o gráfico sobreposto do *Adams* e *Matlab* é possível visualizar que a convergência dos gráficos pode ser exposta não somente na proximidade dos seus valores de pico mas também no seu comportamento, a Figura 36 mostra a sobreposi-

Tabela 6 – Comparação entre as deflexões máximas registradas no *Adams* e *Matlab* em condições normais de pouso

ζ	Valo máximo de deflexão <i>Adams</i> (mm)	Valor máximo de deflexão <i>Matlab</i> (mm)	Diferença (%)
0,1	-406,0354	-406,2800	-0,060
0,2	-358,5806	-358,6430	-0,017
0,3	-322,4572	-322,4280	0,009
0,4	-294,6638	-294,5860	0,026
0,5	-273,1752	-273,2530	-0,028

ção dos gráficos de ambos os *softwares* para um caso normal de pouso com a razão de amortecimento igual a 0,1.

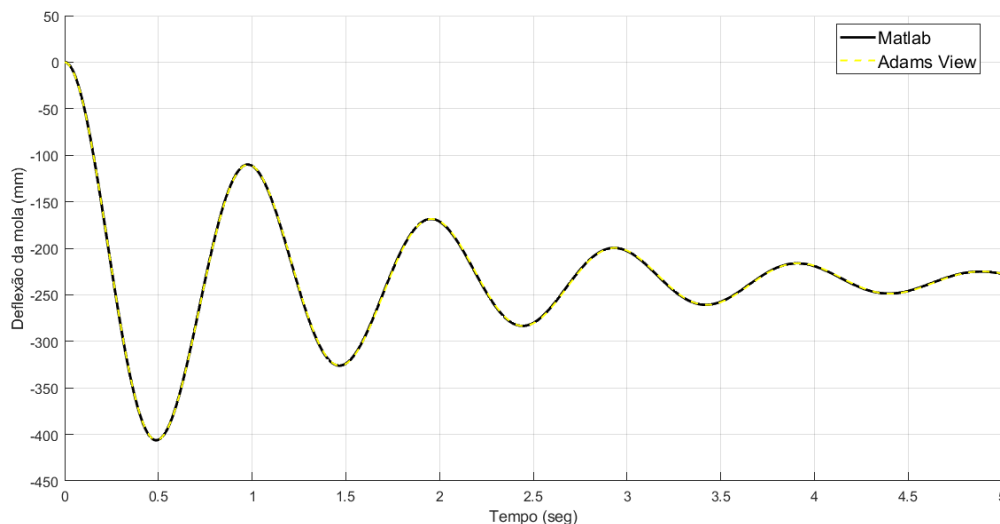


Figura 36 – Sobreposição dos gráficos deflexão encontrados no *Adams* e *Matlab*

4.2.1.2 Velocidade do sistema

Ao passo em que foram construídos cenários de simulação para encontrar a deflexão da mola, também foi possível identificar a velocidade em que o sistema se movimenta no momento do pouso, os resultados obtidos e expostos na Figura 37 mostram quais foram os comportamento do sistema para cada valor diferente de ζ .

O mesmo comportamento oscilatório se mantém para o gráfico da velocidade, com a diferença que os valores máximos de velocidade para cada caso foram encontrados em diferentes momentos da simulação, sendo que para um maior valor de ζ o tempo para chegar ao primeiro pico é menor, isso se deve ao desempenho do amortecedor, com um valor maior do coeficiente de amortecimento as oscilações foram controladas de maneira mais rápida e isso altera o momento deste primeiro pico em algumas unidades de segundo. A exemplo de comparação, o valor máximo de velocidade para ζ igual a 0,1 foi de apro-

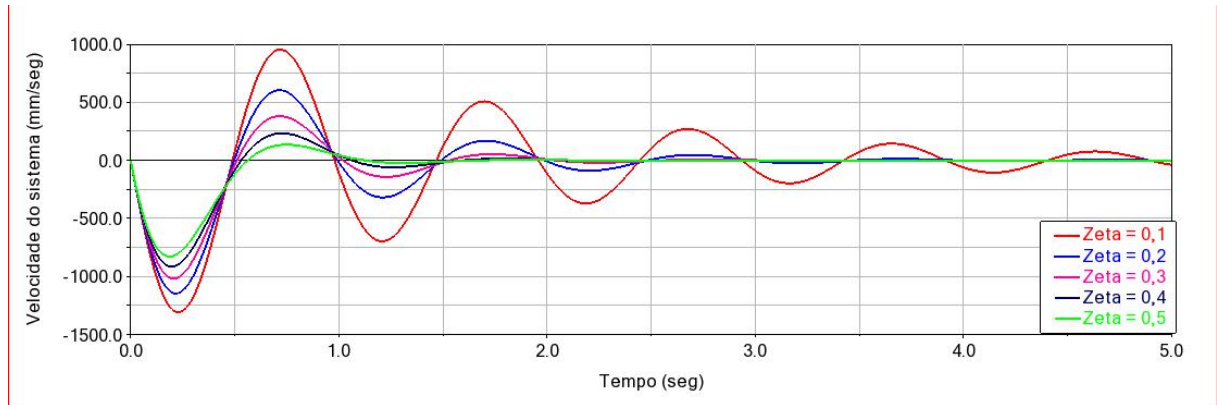


Figura 37 – Velocidade do sistema em condições normais de pouso - *Adams View*

ximadamente 0,25 segundos e para o caso do maior valor de ζ o primeiro pico ocorreu, aproximadamente, aos 0,20 segundos.

Já para a construção da simulação no cenário do *Matlab* foi possível encontrar comportamentos de resultado semelhantes quando comparados à simulação do *Adams*, como exposto na Figura 38.

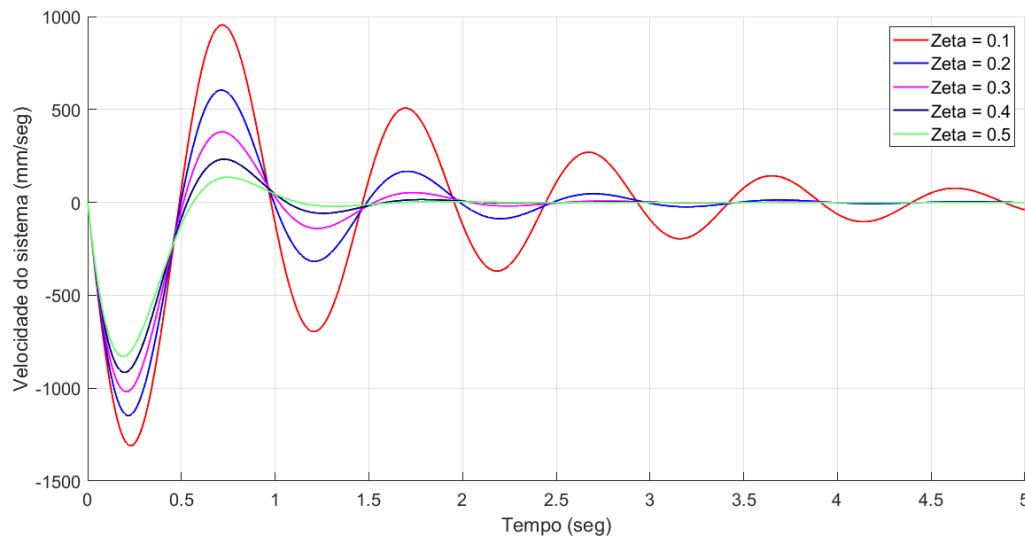


Figura 38 – Velocidade do sistema em condições normais de pouso - *Matlab*

O gráfico apresenta tempos diferentes para atingir o valor máximo de velocidade conforme a variação do ζ , esta diferença parece ser causada pelo aumento da razão de amortecimento que resulta em um tempo menor para chegar até o pico, comportamento análogo ao que foi encontrado no *Adams*.

A Tabela 7 compara os resultados encontrados nos momentos de valor máximo de velocidade do sistema.

Os resultados de valor máximo de velocidade encontrados em ambos os *softwares* apresentaram valores similares e próximos, com a diferença máxima sendo de 0,198%, isso

Tabela 7 – Comparação entre as velocidades máximas registradas no *Adams* e *Matlab* em condições normais de pouso

ζ	Valor máximo de velocidade <i>Adams</i> (mm/s)	Valor máximo de velocidade <i>Matlab</i> (mm/s)	Diferença (%)
0,1	-1307,1844	-1309,6700	-0,190
0,2	-1145,9707	-1147,7700	-0,157
0,3	-1017,9359	-1019,2100	-0,125
0,4	-914,1480	-915,0820	-0,102
0,5	-827,5777	-829,2230	-0,198

mostra que o equacionamento dentro do *Matlab* foi correto, convergindo com o caso do *Adams*. É observado que a diminuição da razão de amortecimento, causa um incremento no valor da diferença encontrada entre os *softwares*.

4.2.2 Análise dinâmica em condições anormais de pouso

4.2.2.1 Deflexão da mola

Também foi possível obter os gráficos relativos à condição onde apenas 1 trem de pouso funciona corretamente e suporta toda a força de aterrissagem no momento que toca o solo. Esta condição, como descrito no Capítulo 2, é fundamental para as análises preliminares do trem de pouso e é de extrema importância para o desenvolvimento de projetos de aeronave. A Figura 39 mostra o comportamento do sistema da simulação para essa condição de pouso.

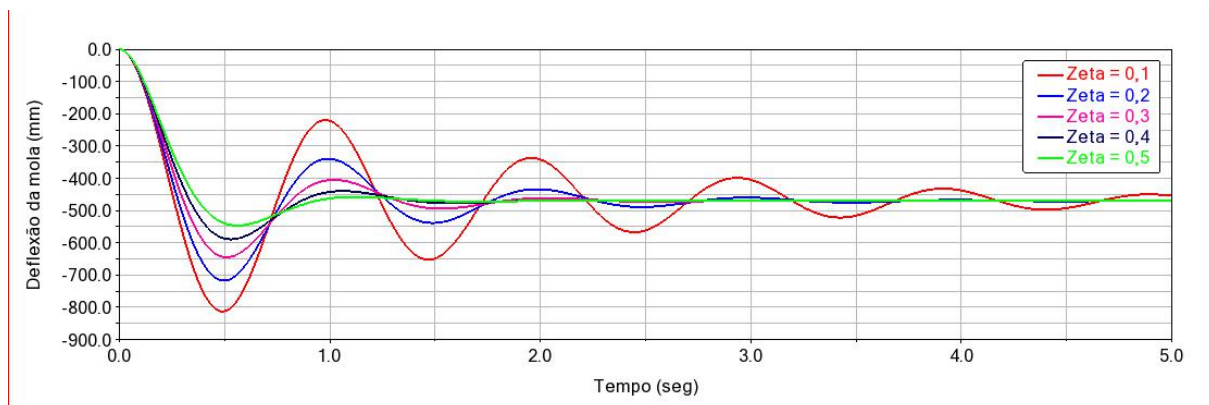


Figura 39 – Deflexão da mola em condições anormais de pouso - *Adams View*

Os valores encontrados para a deflexão da mola fazem sentido com a teoria, ao passo que existe o aumento da razão de amortecimento, ocorre o decréscimo do valor máximo de deflexão. Fica ainda mais perceptível, com essa simulação, que o comportamento oscilatório de maior duração acontece quando está sendo considerado o caso de menor razão de amortecimento, enquanto nos outros casos a estabilidade ocorre próximo aos 3 segundos, o caso de ζ igual a 0,1 continua oscilando até praticamente o fim da simulação.

Também foram realizadas simulações dentro do *Matlab* utilizando as equações definidas no Capítulo 2. Os resultados obtidos podem ser observados na Figura 40.

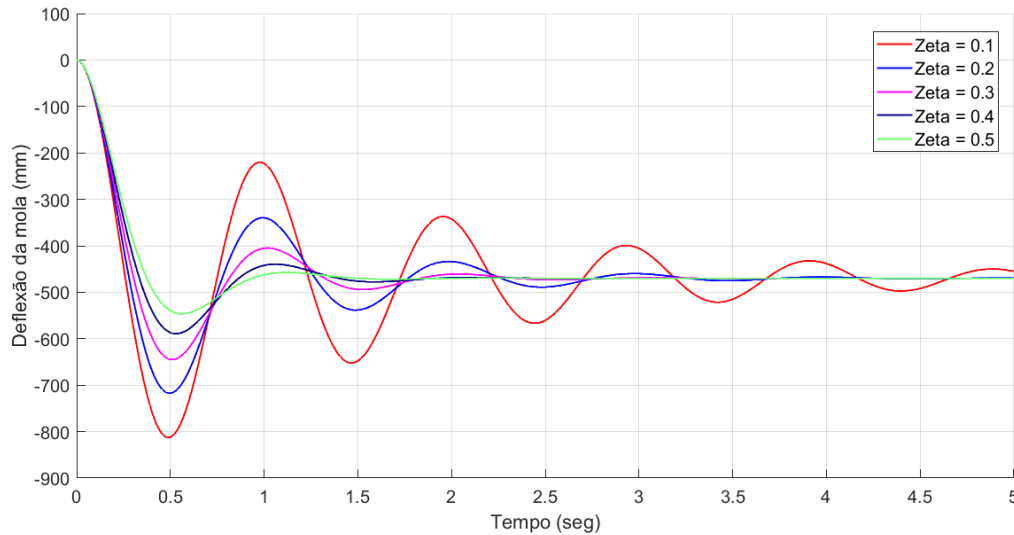


Figura 40 – Deflexão da mola em condições anormais de pouso - *Matlab*

Novamente foi observado um comportamento onde o primeiro pico de deflexão é encontrado em aproximadamente 0,5 segundos. Com uma diferença em que os dois maiores valores de ζ apresentaram um pico alguns instantes após o tempo de 0,5 segundos, algo padrão em todos os outros casos analisados para a deflexão.

A Tabela 8 exibe a comparação dos resultados obtidos entre os dois *softwares* para esse caso de pouso em condições anormais.

Tabela 8 – Comparação entre as deflexões máximas registradas no *Adams* e *Matlab* em condições anormais de pouso

ζ	Valor máximo de deflexão <i>Adams</i> (mm)	Valor máximo de deflexão <i>Matlab</i> (mm)	Diferença (%)
0,1	-812,6859	-812,5600	0,015
0,2	-717,2535	-717,2850	-0,004
0,3	-644,8309	-644,8560	-0,004
0,4	-589,1523	-589,1730	-0,004
0,5	-546,4853	-546,5060	-0,004

Os resultados do *Matlab* apresentaram valores muito similares com o que foi observado no *software* de simulações dinâmicas, com o maior erro sendo inferior à 0,015% enquanto os outros erros tiveram seus valores iguais. É notável que o menor valor de ζ causa um aumento na diferença encontrada em ambos os *softwares* nessa simulação, porém não é algo padrão para os outros casos simulados.

4.2.2.2 Velocidade do sistema

Nesta simulação em condições anormais também foram observados os comportamentos de velocidade dentro do *Adams* e *Matlab*, sendo possível realizar uma comparação entre os dois resultados obtidos, como observado nas Figuras 41 e 42.

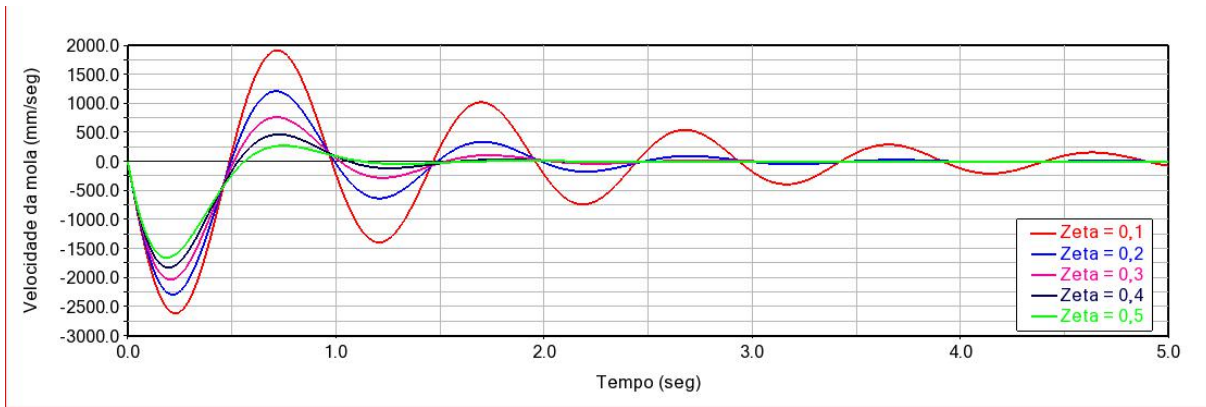


Figura 41 – Velocidade do sistema em condições anormais de pouso - *Adams View*

A velocidade em condições anormais apresentou um comportamento parecido com o que foi encontrado no caso normal, diferenciando-se em seus valores absolutos. Nessa simulação, conforme o aumento da razão de amortecimento novamente ocorreu um decréscimo em relação ao momento em que o gráfico atinge seu primeiro pico.

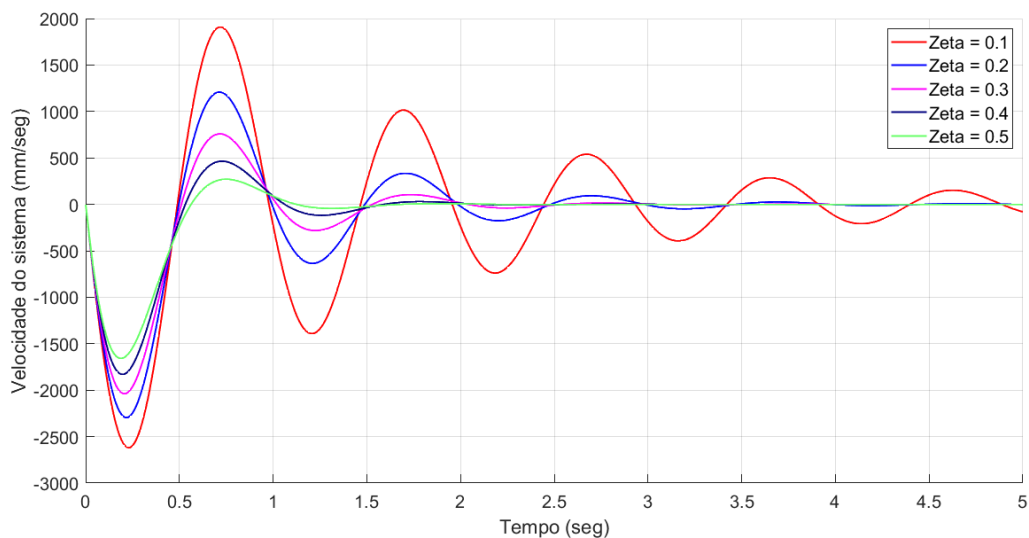


Figura 42 – Velocidade do sistema em condições anormais de pouso - *Matlab*

O comportamento da velocidade no *Matlab* novamente apresentou as mesmas tendências do caso de condições normais de pouso, mostrando uma grande oscilação para o menor valor de ζ , ao passo em que nos outros casos a posição final da mola é encontrada de maneira mais rápida. Também foi observado um aumento considerável do primeiro pico de velocidade quando comparado ao caso normal, onde o valor máximo foi de, aproximadamente, 1250 metros por segundo e neste caso foi superior ao dobro do valor.

A Tabela 9 apresenta as comparações dos valores máximos encontrados nas simulações do *Adams* e do *Matlab* em condições anormais de pouso.

Tabela 9 – Comparação entre as velocidades máximas registradas no *Adams* e *Matlab* em condições anormais de pouso

ζ	Valor máximo de velocidade <i>Adams</i> (mm/s)	Valor máximo de velocidade <i>Matlab</i> (mm/s)	Diferença (%)
0,1	-2619,0675	-2619,3200	-0,010
0,2	-2294,7126	-2295,4700	-0,033
0,3	-2037,6803	-2038,3600	-0,033
0,4	-1829,5769	-1830,1500	-0,031
0,5	-1657,9969	-1658,3700	-0,022

Novamente existiu uma convergência entre os valores encontrados em ambos os *softwares*, resultando em uma diferença máxima de apenas 0,033% entre os *softwares*, evidenciando que as equações da teoria foram bem aplicadas dentro do código do *Matlab*.

4.3 Variação do coeficiente de rigidez

Uma vez que o caso com menor razão de amortecimento no cenário de pouso em condições anormais apresentou um primeiro pico de deflexão superior ao que é esperado para o modelo do trem de pouso, se faz necessário realizar uma análise onde haja a variação da rigidez da mola nas simulações do *Adams* para que seja analisado a partir de qual valor de K o comportamento do sistema estará dentro do aceitável.

As simulações a seguir apresentaram valores de K com aumentos de 50%, 70% e 90% em relação ao K usado nas simulações anteriores, sendo que para todos esses novos valores de K foi utilizado um valor de ζ igual a 0,1. A figura 43 mostra quais foram os resultados encontrados dentro do *Adams* e a Figura 44 mostra os resultados encontrados utilizando o código do *Matlab*.

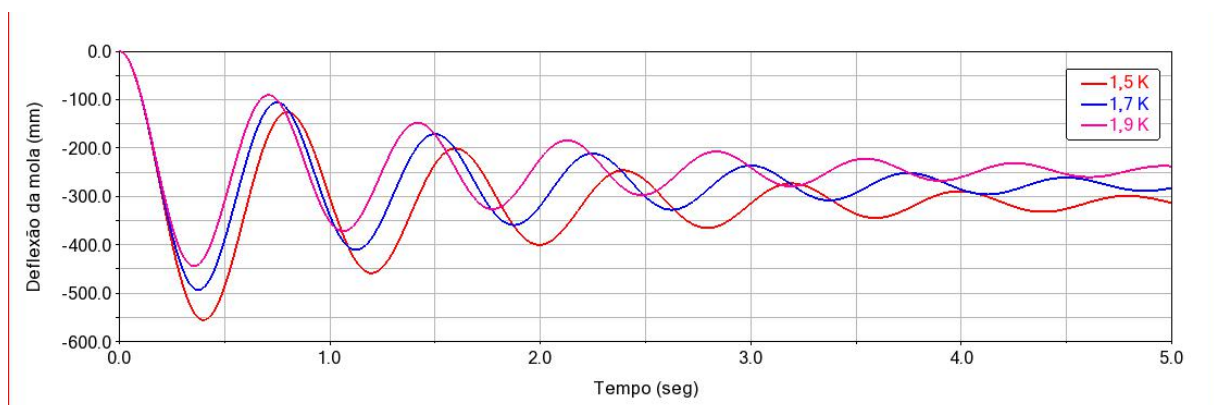


Figura 43 – Deflexão da mola para diferentes valores de K - *Adams*

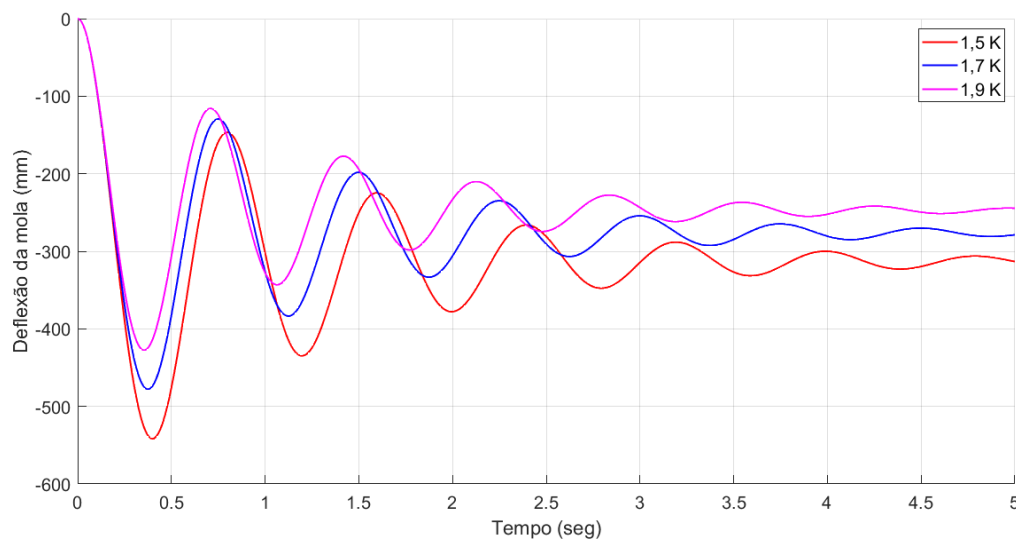


Figura 44 – Deflexão da mola para diferentes valores de K - *Matlab*

Os valores apresentados nos gráficos demonstram o clássico comportamento de um sistema que é submetido a maiores valores de rigidez, uma diminuição no seu valor máximo de deflexão, porém um comportamento oscilatório muito similar mesmo com os diferentes valores de K.

A partir do gráfico fica notável que aumentando o valor de K em 90 % quando comparado ao valor original gera um valor máximo de deflexão que se enquadra para o trem de pouso do modelo, não ultrapassando o limite de deflexão de 469,9 milímetros.

Também é possível visualizar quais foram os valores máximos de deflexão de cada um dos gráficos gerados, conforme mostrado na Tabela 10.

Tabela 10 – Comparação entre as deflexões máximas registradas no *Adams* e *Matlab* utilizando diferentes coeficientes de rigidez

K	Valor máximo de deflexão <i>Adams</i> (mm)	Valor máximo de deflexão <i>Matlab</i> (mm)	Diferença (%)
1,5 K	-555,4902	-541,7080	2,544
1,7 K	-493,3299	-477,8210	3,246
1,9 K	-443,9551	-427,5250	3,843

A tabela evidencia que existiu uma maior diferença entre os picos encontrados no *Adams* e no *Matlab*, essas diferenças foram as maiores quando são comparadas às simulações anteriores nesta seção. No primeiro caso de aumento da rigidez a diferença absoluta entre os resultados foi de aproximadamente 2,5%, ao passo que para o caso de maior ζ essa diferença chega a quase atingir 4% de diferença. Esses resultados podem mostrar que o sistema tende a não convergir em algumas condições de rigidez muito alta.

Uma vez que o caso de aumento de rigidez igual a 90% para um caso anormal

de pouso apresentando o menor valor de razão de amortecimento cumpriu o requisito de ter um pico de deflexão dentro da faixa esperada do modelo, os outros casos de maior razão de amortecimento em condições normais e anormais de pouso também apresentarão valores de deflexão dentro da faixa esperada.

5 Conclusão

Este trabalho tem como principal objetivo realizar a comparação entre um *software* de simulação dinâmica e os resultados analíticos para a deflexão e velocidade do sistema de um trem de pouso no momento imediatamente após a aterrissagem e avaliar como o *software Adams* pode conferir uma confiabilidade de resultados capaz de realizar a análise preliminar de projetos de trens de pouso. Com os resultados de simulação encontrados fica perceptível que a utilização desta ferramenta pode vir a ser muito útil para este conceito, uma vez que os resultados apresentam uma compatibilidade quando comparados ao caso analítico, simulados no ambiente do *Matlab*.

A investigação dentro do *Adams* e suas várias ferramentas é, sem dúvidas, a parte mais complexa deste trabalho, visto que é um *software* não explorado dentro do curso de engenharia aeroespacial na UnB. Suas ferramentas agora podem ser exploradas para o desenvolvimento de trabalhos e simulações mais complexas, que envolvem movimentos de maiores proporções. A montagem do sistema do trem de pouso dentro do *software* e todas as considerações realizadas para que o sistema se movimentasse com as devidas condições impostas abre portas muito boas para o futuro.

Inicialmente, foi realizada uma análise de deformação e tensão por meio do Método dos Elementos Finitos no *software Adams View*, com a intenção de obter uma compreensão preliminar do comportamento estrutural do conjunto durante o momento do pouso. Apesar da não validação desses resultados utilizando outros softwares ou ensaios experimentais, eles permitiram identificar regiões críticas de esforço e a resposta inicial do sistema sob carga.

Com base nessas informações, foi possível direcionar o desenvolvimento de um modelo mais refinado de trem de pouso, no qual se investigaram com maior profundidade os efeitos dinâmicos relacionados à deflexão da mola e à velocidade de resposta do sistema. Assim, a análise inicial serviu como base exploratória, orientando a modelagem subsequente e auxiliando na definição de parâmetros estruturais relevantes para a simulação do comportamento dinâmico do trem de pouso.

Dentre as simulações que não apresentam resultados tão semelhantes, destaca-se para a simulação onde o valor de K teve seu valor incrementado em 90%, onde os resultados obtidos no *Matlab* e *Adams* não convergiram da maneira vista nas simulações anteriores, mesmo com diversas alterações dentro do código de simulação.

A velocidade do sistema apresentou um resultado convergente entre o *Adams View* e o *Matlab*, mostrando como é o seu comportamento com o incremento da razão de amortecimento durante as simulações e evidenciado que a energia do modelo é dissipada

ao longo da simulação, permitindo o funcionamento correto do trem de pouso.

A investigação e escolha da aeronave, mesmo com a escassez de dados técnicos sobre seus componentes, permite identificar alguns pontos relevantes que foram cruciais para a montagem do modelo multicorpos, entre elas as dimensões aproximadas do modelo de trem de pouso do *Airbus A320 neo* e também o seu valor máximo de compressão.

Pode ser observado que grande parte da literatura encontrada para o tema de trem de pouso trata deste tópico com análises de elementos finitos através do *Ansys*, abordando análises de tensões e deformações, ao passo que este trabalho aborda o comportamento de movimentação em conjunto de todos os componentes presentes no modelo.

5.1 Trabalhos futuros

Para trabalhos futuros é esperado que sejam feitas análises com ainda mais detalhes do trem de pouso, como por exemplo a adição de pneus dentro do *Adams* e também a adição de uma pista para simular as condições de solo, também é esperado que sejam adicionados alguns componentes capazes de controlar o valor de amortecimento do sistema conforme as interações das simulações. Por fim uma interação cada vez maior com o *software Adams* para que sejam exploradas as suas diversas ferramentas.

Além de aprimorar a investigação dentro do *Adams*, também é interessante que sejam realizados trabalhos de simulação mais avançados utilizando a ferramenta *simulink*, frequentemente utilizada para trabalhos envolvendo dinâmica, também é possível verificar se a implementação de alguns desses elementos do *simulink* também podem ser simulados no *Adams*, assim realizando uma comparação entre os dois *softwares*.

Outro desenvolvimento interessante é a análise de vida em fadiga com a utilização dos resultados da análise dinâmica, esse tipo de estudo é fundamental para a investigação do sistema de trem de pouso e poderia ser desenvolvido com auxílio dos resultados obtidos no *Adams*, juntamente com uma ferramenta de análise de elementos finitos.

Por fim, uma das ideias mais ambiciosas para futuros trabalhos é a validação experimental através de testes com um modelo físico de um trem de pouso, mesmo que com escalas menores, esse tipo de análise seria extremamente importante para a validação dos dados obtidos, além de permitir a visualização prática do comportamento do sistema.

Referências

AIRBUS. *AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING*. 2020. <https://aircraft.airbus.com/sites/g/files/jlcbta126/files/2025-01/AC_A320_0624.pdf>. [Accessed 08-07-2024]. Citado 6 vezes nas páginas 13, 34, 42, 44, 46 e 48.

ARMAAN, A.; KESHAV, S.; SRINIVAS, G. A step towards safety: Material failure analysis of landing gear. *Materials Today: Proceedings*, v. 27, p. 402–409, 2020. ISSN 2214-7853. First International Conference on Recent Advances in Materials and Manufacturing 2019. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2214785319339318>>. Citado na página 27.

CURREY, N. S. Aircraft landing gear design : principles and practices. In: . [s.n.], 1988. Disponível em: <<https://api.semanticscholar.org/CorpusID:107420191>>. Citado 3 vezes nas páginas 30, 31 e 32.

DJEROUNI, S. et al. Optimal design and performance assessment of multiple tuned mass damper inerters to mitigate seismic pounding of adjacent buildings. *FREEDOM*, v. 48, p. 103994–103994, 2022. Citado na página 25.

FAA. *Title 14: Aeronautics and Space, Part 23 – Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes*. 2025. Special Federal Aviation Regulation No. 23 (se aplicável à sua citação específica). Disponível em: <<https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-23>>. Citado na página 36.

FAA. *Title 14: Aeronautics and Space, Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*. 2025. Consultar seções como §25.1309 (Equipment, systems, and installations) e §25.721 (General) para requisitos de segurança de pouso e falha de sistemas. Disponível em: <<https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-25>>. Citado na página 36.

GURGEN, S.; KUSHAN, M.; SOFUOGLU, A. *Materials, Structures and Manufacturing for Aircraft*. [S.l.: s.n.], 2022. ISBN 10.1007/978-3-030-91873-6. Citado 2 vezes nas páginas 30 e 31.

INMAN, D. J. *Engineering Vibration*. 4. ed. Upper Saddle River, NJ: Pearson, 2014. Citado na página 38.

KAWAKAME, E. K. T. et al. *Análise Simplificada de um Trem de Pouso em Elementos Finitos*. Dissertação (Trabalho de Conclusão de Curso), 2017. Disponível em: <<https://app.uff.br/riuff/handle/1/3594>>. Citado 3 vezes nas páginas 35, 41 e 42.

KHAJAVI, M. N.; ABDOLLAHI, V. Comparison between Optimized Passive Vehicle Suspension System and Semi Active Fuzzy Logic Controlled Suspension System Regarding Ride and Handling. *International Journal of Mechanical, Industrial and Aerospace Sciences*, v. 0.0, n. 1, ago. 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.5281/zenodo.1335494>>. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 26.

- KHAN, M. H.; GANESH, T. R. Design and analysis of landing gear for light weight aircraft. *International Journal of Recent Technology and Engineering (IJRTE)*, Blue Eyes Intelligence Engineering and Sciences Publication (BEIESP), v. 8, n. 5, p. 481–487, 2020. Citado 3 vezes nas páginas 13, 37 e 41.
- KRUGER, W.; MORANDINI, M. Recent developments at the numerical simulation of landing gear dynamics. *CEAS Aeronautical Journal*, Band 1 / 2011, p. 55–68, 08 2011. Citado 4 vezes nas páginas 13, 34, 35 e 51.
- KRÜGER, W.; MORANDINI, M. Numerical simulation of landing gear dynamics: State-of-the-art and recent developments. In: . [S.l.: s.n.], 2008. Citado 3 vezes nas páginas 13, 37 e 40.
- LI, Y. et al. Including inerters in aircraft landing gear shock strut to improve the touch-down performance. *Procedia Engineering*, v. 199, p. 1689–1694, 2017. ISSN 1877-7058. X International Conference on Structural Dynamics, EURODYN 2017. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877705817338560>>. Citado 3 vezes nas páginas 13, 26 e 35.
- LIU, W.; WANG, Y. Improved multi-body dynamic simulation of landing gear drop test incorporating structural flexibility and bearing contact. *Aerospace*, v. 11, n. 7, 2024. ISSN 2226-4310. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/2226-4310/11/7/543>>. Citado na página 41.
- NGUYEN, T. D. *Finite Element Analysis of a Nose Gear During Landing*. Dissertação (Master's thesis) — University of North Florida, 2010. UNF Graduate Theses and Dissertations, Paper 215. Disponível em: <<https://digitalcommons.unf.edu/etd/215>>. Citado 2 vezes nas páginas 35 e 42.
- SHOJAEI, S.; METERED, H.; OYADIJI, O. Theoretical and experimental investigation of magneto-rheological damper based semi-active suspension systems. *International Journal of Vehicle Structures & Systems*, Inderscience Publishers, v. 5, n. 3-4, p. 109–120, 2013. ISSN 1741-5306. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.4273/ijvss.5.3-4.06>>. Citado na página 25.
- SILVA, R. d. C.; NUNES, M. A. d. A. *MSC Adams: guia prático de utilização*. Editora Edgard Blücher, 2014. Disponível em: <<https://doi.org/10.5151/9788580390940>>. Citado 2 vezes nas páginas 42 e 48.
- SIVAKUMAR, S.; HARAN, A. Mathematical model and vibration analysis of aircraft with active landing gears. *Journal of Vibration and Control*, v. 21, n. 2, p. 229–245, 2015. Disponível em: <<https://doi.org/10.1177/1077546313486908>>. Citado 2 vezes nas páginas 35 e 36.
- TRAN, T. H. *Landing-Gear Impact Response: A Non-linear Finite Element Approach*. Dissertação (Master's thesis) — University of North Florida, 2019. UNF Graduate Theses and Dissertations, Paper 896. Disponível em: <<https://digitalcommons.unf.edu/etd/896>>. Citado na página 41.
- YANG, L. et al. Performance analysis of a new hydropneumatic inerter-based suspension system with semi-active control effect. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, v. 234, n. 7, p. 1883–1896, 2020. Disponível em: <<https://doi.org/10.1177/0954407019894189>>. Citado na página 25.

Apêndices

APÊNDICE A – Resultados preliminares

Os resultados encontrados para o modelo preliminar de trem de pouso, dentro do *Adams*, estavam mais voltados à realização de simulações com elementos finitos, cujo objetivo era avaliar o comportamento do sistema de trem de pouso quando uma força equivalente a uma aterrissagem normal e anormal atua sobre o componente. As funções consideradas para essas simulações foram a função seno e a função *STEP*. Neste apêndice, serão expostos outros resultados obtidos na simulação do modelo preliminar.

A Tabela 11 mostra quais foram as forças utilizadas para realizar essas simulações.

Fator de g	Valor da força
2,0 g	89,3691 kN
2,5 g	111,711 kN
3,5 g	156,396 kN
4,0 g	178,738 kN

Tabela 11 – Valores das forças simuladas.

A.1 Análise em condições normais de pouso

A.1.1 Função seno

A.1.1.1 Força de 2,0 g

Aumentado substancialmente o valor da força aplicada na base do pistão, as Figuras 45 e 46 apresentam qual foi a variação dos resultados e a Tabela 12 apresenta os elementos de malha com maiores valores de tensão.

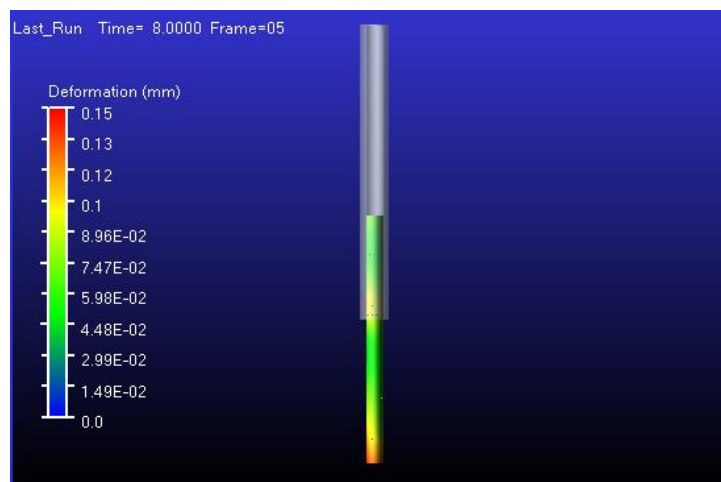


Figura 45 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - fator de 2,0 g

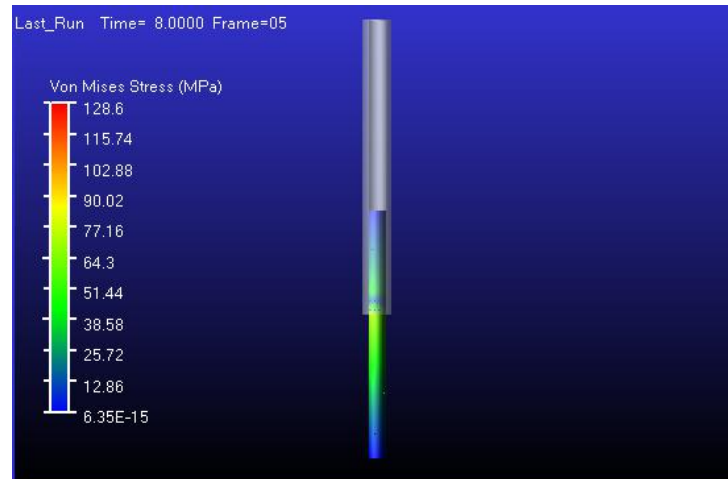


Figura 46 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - fator de 2,0 g

Nesta configuração observou-se um aumento já esperado tanto da tensão de *von mises*, quanto da deformação, uma vez que a força exercida no sistema de trem de pouso teve um incremento. A região em que está concentrada o maior valor de tensão permaneceu o mesmo, assim como o local de maior deformação. A imagem fornecida pelo *software* mostra que grande parte dos nós não se aproxima do valor máximo da tensão de *von mises*, este comportamento se manteve mesmo com o aumento considerável da força, como será exposto nos casos seguintes.

Elemento de malha N ^o	Tensão <i>von mises</i> (MPa)
5019	128,602
4847	122,046
5127	121,078
7093	119,248
5014	118,562

Tabela 12 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 2,0 g em condições normais de pouso

A.1.1.2 Força de 2,5 g

Por fim, temos o caso com a maior força em condições normais de pouso, representando um fator igual a 2,5 g, com os resultados expostas nas Figuras 47 e 48, com a Tabela 13 mostrando os elementos de malha que sofrem o maior valor de tensão.

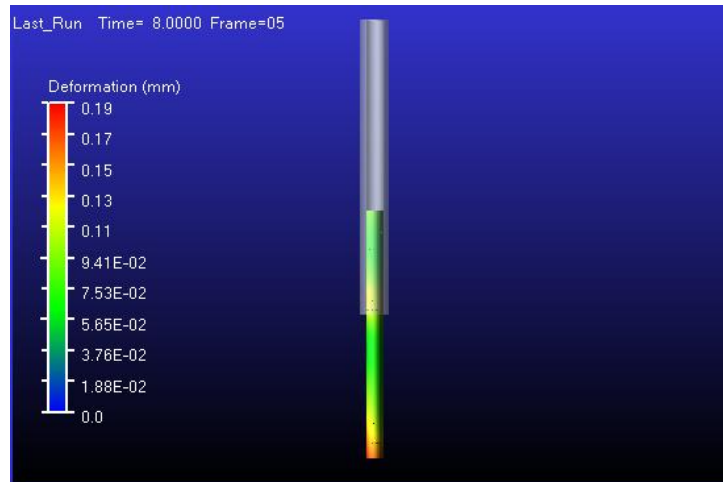


Figura 47 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - fator de 2,5 g

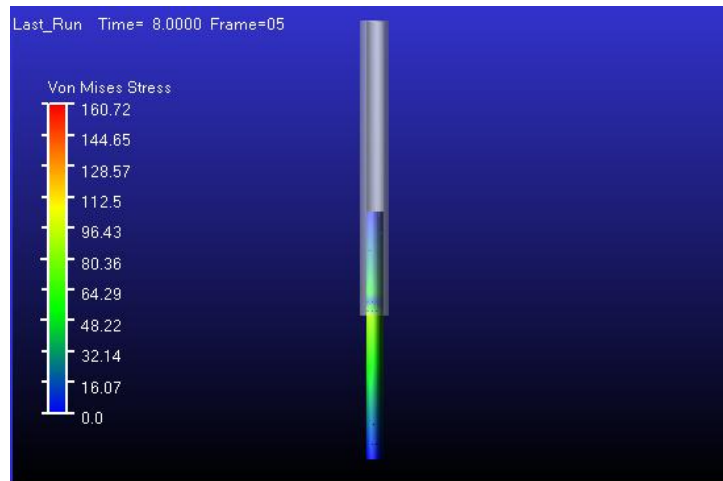


Figura 48 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função seno - fator de 2,5 g

Elemento de malha N°	Tensão <i>von mises</i> (MPa)
5019	160,718
4847	152,562
5127	151,309
7093	149,079
5014	148,233

Tabela 13 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 2,5 g em condições normais de pouso

No caso onde a maior força em condições normais de pouso foi exercida, o aumento do valor máximo da tensão de *von mises* foi observado e seguiu o comportamento das simulações anteriores, com a região central do pistão sofrendo os maiores valores de tensão e com a grande maioria dos nós com aproximadamente metade da tensão máxima. Havia

a expectativa de que outras regiões do pistão apresentassem um aumento do valor de tensão mas este fenômeno não foi observado nesta simulação.

A.1.2 Função *STEP*

A.1.2.1 Força de 2,0 g

Abaixo são encontradas as Figuras 49 e 50 e também a Tabela 14, expondo os resultados para o segundo caso utilizando a função *STEP*.

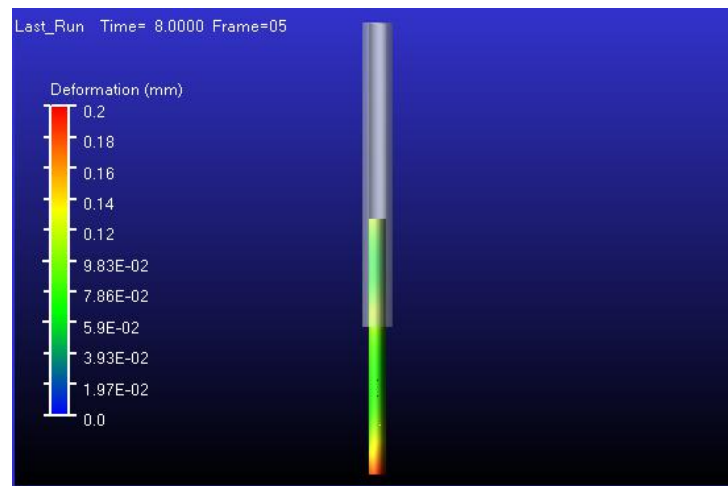


Figura 49 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função *STEP* - fator de 2,0 g

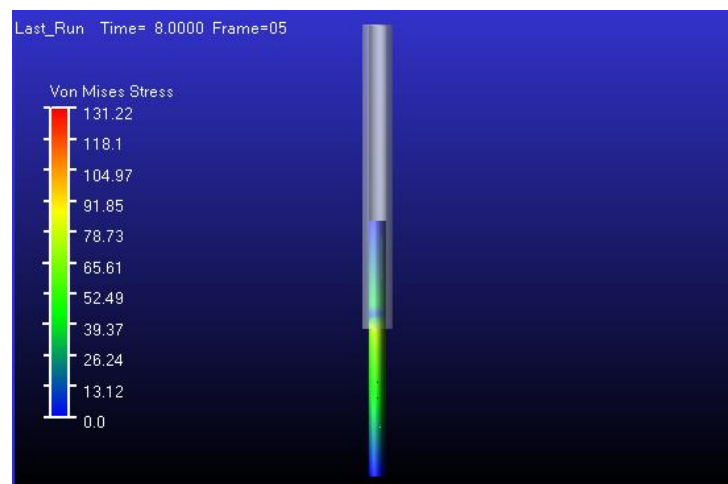


Figura 50 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função *STEP* - fator de 2,0 g

Elemento de malha N°	Tensão <i>von mises</i> (MPa)
5019	131,2180
4847	126,8740
5127	123,9260
7093	122,8140
5014	121,6620

Tabela 14 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 2,0 g em condições normais de pouso utilizando a função *STEP*

Em relação ao mesmo fator de g mas utilizando a função seno, a tensão apresentou valores levemente superiores, esta influência pode ser devido à constância da força na função *STEP*, uma vez que a mesma não apresenta oscilações como a função seno. A deformação máxima também apresentou um incremento em seu valor quando comparado ao caso senoidal.

O elemento de malha N° 5019 continua apresentando o maior valor da tensão de *von mises*, mostrando que deve ser feita uma investigação acerca do motivo deste comportamento onde outros elementos, localizados na extremidade inferior do pistão, sofrem valores extremamente baixos de tensão.

A.1.2.2 Força de 2,5 g

Por fim, as Figuras 51 e 52, e a Tabela 15 mostram o comportamento do pistão para o último caso utilizando a função *STEP* em condições normais de pouso, onde o fator de g considerado foi igual a 2,5.

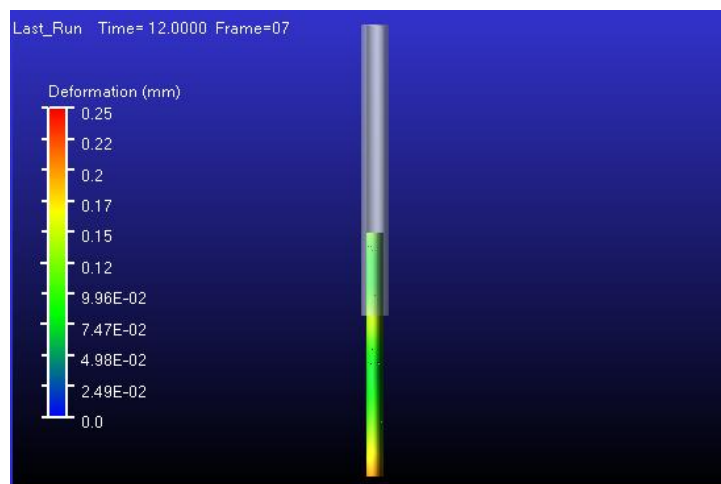


Figura 51 – Deformação do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função *STEP* - fator de 2,5 g

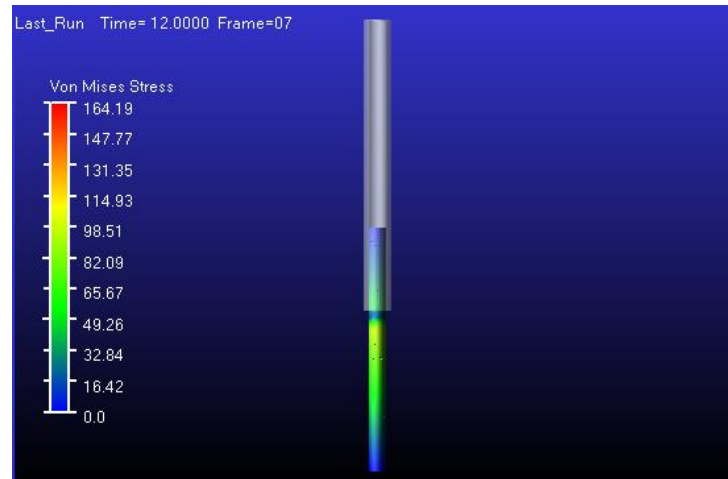


Figura 52 – Tensão do trem de pouso em condições normais de pouso utilizando a função *STEP* - fator de 2,5 g

Elemento de malha Nº	Tensão <i>von mises</i> (MPa)
5019	164,1860
4847	158,9380
5127	155,0930
7093	153,7280
5014	152,1790

Tabela 15 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 2,5 g em condições normais de pouso utilizando a função *STEP*

Finalmente, no caso de maior fator de g utilizando a função *STEP* em condições normais, os resultados novamente apresentaram valores superiores quando comparados às simulações utilizando a função seno, expostas na subseção anterior. Uma das possíveis explicações para esse aumento do valor de deformação e tensão no pistão do modelo de trem de pouso, mesmo que os valores de maior tensão tenham continuado no mesmo elemento de malha, pode ser o comportamento da força na função *STEP*, já que a mesma apresenta como característica a constância do valor da força a partir de um determinado tempo.

O modelo de malha escolhido pode ser uma das razões para o comportamento da deformação e da tensão, onde seus valores máximos ocorrem sempre na mesma região do pistão, ocorrendo uma clara limitação sobre a distribuição da tensão ao longo do restante do pistão, já que outras regiões não apresentam valores acerca de deformação ou tensão.

A.2 Análise em condições anormais de pouso

A.2.1 Função seno

A.2.1.1 Força de 3,5 g

A seguir são apresentadas as Figuras 53 e 54, e também a Tabela 16, que representam os resultados para o segundo caso em uma situação de *hard landing* utilizando a função seno.

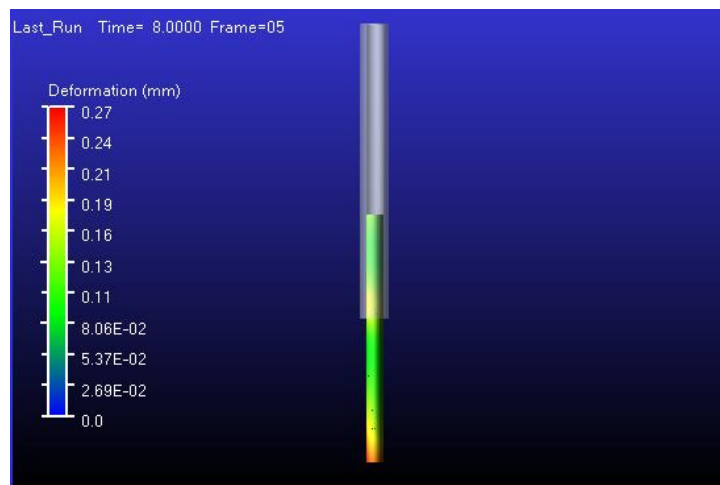


Figura 53 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - fator de 3,5 g

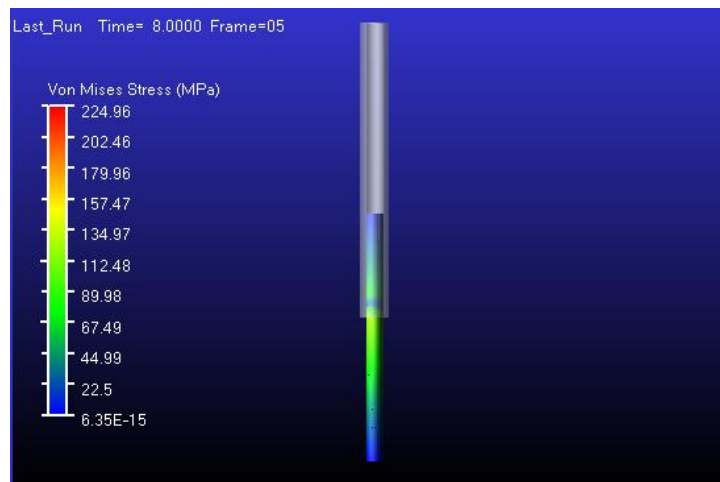


Figura 54 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - fator de 3,5 g

Elemento de malha N ^o	Tensão <i>von mises</i> (MPa)
5019	224,9560
4847	213,6330
5127	211,7700
7093	208,7980
5014	207,6430

Tabela 16 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 3,5 g em condições anormais de pouso utilizando a função seno

Com o aumento da força exercida para um fator de g igual a 3,5, foi observado um aumento da tensão de *von mises* e da deformação, novamente seguindo o comportamento das outras simulações.

Os valores encontrados para a tensão de *von mises* agora superam a magnitude de 220 MPa, ocorrendo um grande aumento quando comparado ao caso senoidal com fator de g igual 2,0, o qual apresentou tensão máxima na ordem de 128 MPa. Mesmo com uma incerteza sobre a distribuição da tensão em outras regiões do pistão, o aumento dos valores da tensão de *von mises* indicam uma coerência nos resultados em relação à ordem de grandeza, já que o esperado em condições de *hard landing* era o incremento da deformação e da tensão.

A.2.1.2 Força de 4,0 g

Por fim, no último caso utilizando a função seno em *hard landing*, as Figuras 55 e 56 e a Tabela 17 mostram qual foi o comportamento do pistão para este cenário.

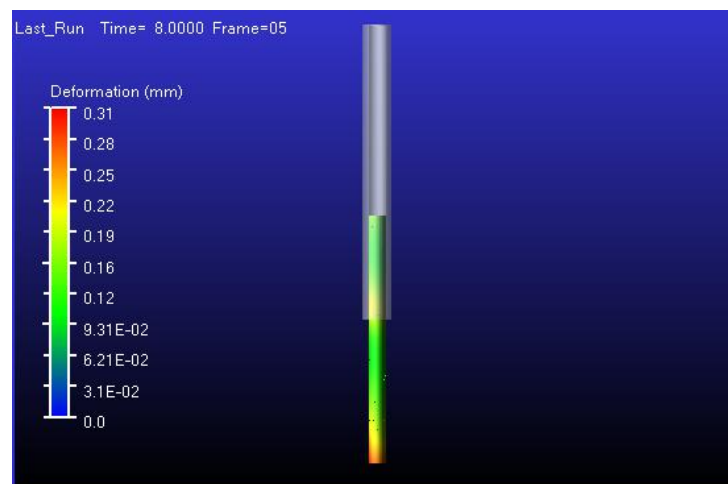


Figura 55 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - fator de 4,0 g

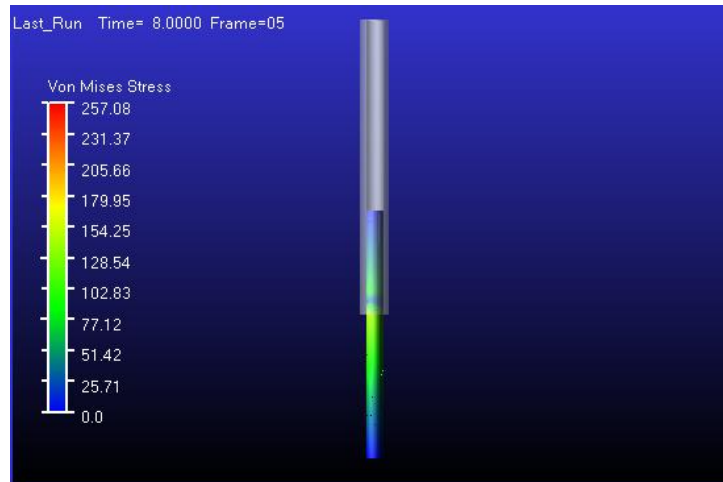


Figura 56 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função seno - fator de 4,0 g

Elemento de malha N ^o	Tensão <i>von mises</i> (MPa)
5019	257,0780
4847	244,1850
5127	242,0000
7093	238,6820
5014	237,3770

Tabela 17 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 4,0 g em condições de *hard landing* utilizando a função seno

No caso de 4,0 g utilizando a função seno o comportamento se manteve padronizado. O pico de tensão alcançado foi superior a 250 MPa, novamente com o elemento de malha número 5019 sofrendo o maior valor de tensão. A deformação também teve um incremento e chegou ao valor máximo de 0,31 milímetros.

Anteriormente, os valores encontrados utilizando a função seno em condições normais foram inferiores quando comparados ao caso utilizando a função *STEP*, a próxima subseção irá verificar se este comportamento se repete para em um cenário de *hard landing*.

A.2.2 Função *STEP*

A.2.2.1 Força de 3,5 g

Para o segundo caso de *hard landing* utilizando a função *STEP*, as Figuras 57 e 58 juntamente com a Tabela 18 representam os resultados encontrados.

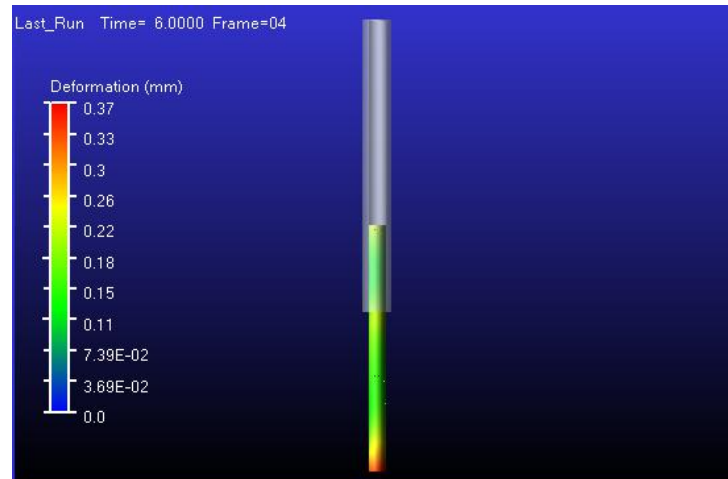


Figura 57 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função *STEP* - fator de 3,5 g

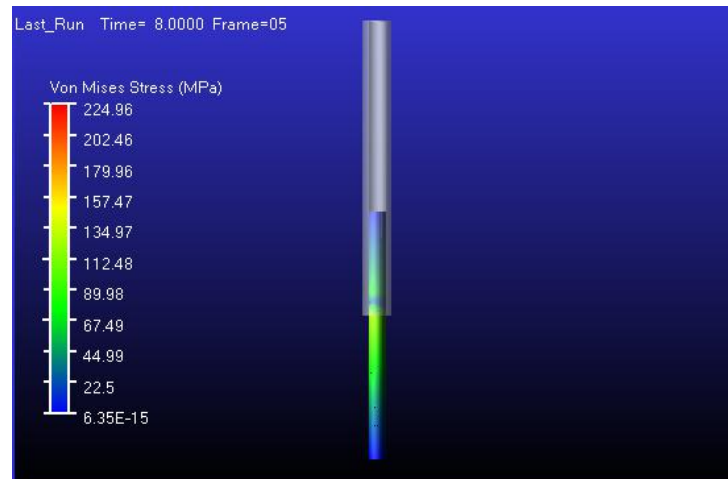


Figura 58 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função *STEP* - fator de 3,5 g

Elemento de malha N°	Tensão <i>von mises</i> (MPa)
5019	230,2990
4847	223,4230
5127	217,6100
7093	215,8720
5014	213,3240

Tabela 18 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 3,5 g em condições anormais de pouso utilizando a função *STEP*

Como já esperado, o resultado obtido com a função *STEP* foi maior do que a função senoidal para o mesmo caso de fator de g, desta vez o valor máximo de tensão apresentado alcançou cerca de 230 MPa no elemento de malha de número 5019, localizado na região central do pistão.

A deformação segue acontecendo apenas na extremidade inferior do pistão, local onde foi aplicada a força em todas as simulações deste trabalho.

Fica exposto que o comportamento em *hard landing* pode provocar altos valores de tensão e deformação quando comparados ao caso normal de pouso, analisando as propriedades estruturais do modelo de trem de pouso é possível realizar uma análise minuciosa acerca dos possíveis danos e de qual seria a tensão máxima que este modelo em específico suportaria.

A.2.2.2 Força de 4,0 g

Como última análise de simulação, tem-se o caso *hard landing* considerando um fator de 4 g utilizando a função *STEP*, os resultados encontrados estão localizados a seguir nas Figuras 59 e 60 e também na Tabela 19.

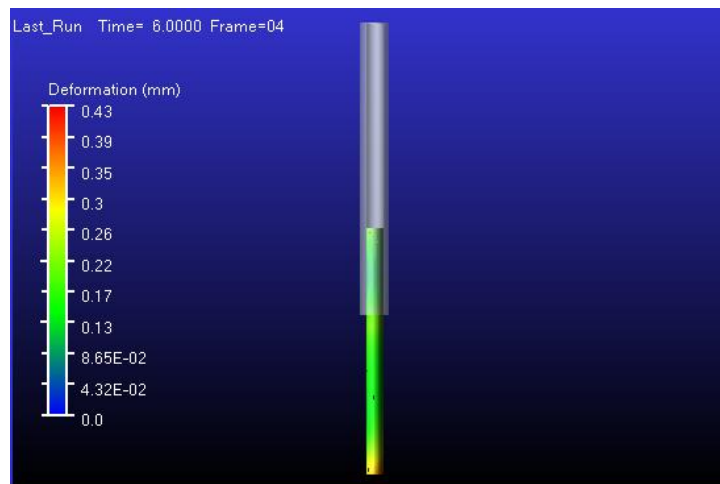


Figura 59 – Deformação do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função *STEP* - fator de 4,0 g

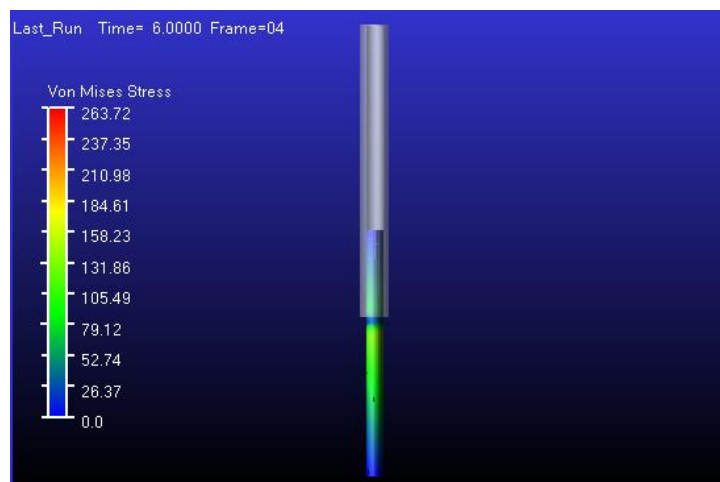


Figura 60 – Tensão do trem de pouso em condições anormais de pouso utilizando a função *STEP* - fator de 4,0 g

Elemento de malha N ^o	Tensão <i>von mises</i> (MPa)
5019	263,7240
4847	255,6140
5127	249,2580
7093	247,2250
5014	243,9870

Tabela 19 – Elementos de malha que sofrem a maior tensão em 4,0 g em condições anormais de pouso utilizando a função *STEP*

Com a exposição deste último resultado de simulação, fica evidente que a utilização de forças maiores sendo aplicadas no pistão influenciam significativamente os valores de tensão sofridos pelo mesmo, representando um aumento de praticamente 100 unidades entre o caso utilizando fator de g igual a 2,5 e 4,0 na função *STEP*.

O comportamento observado para a deformação também foi a ocorrência de um incremento, isso quando comparado aos casos de pouso em condições normais. Mesmo com o comportamento padronizado em relação à região que estava sofrendo a maior tensão e uma falta de distribuição da mesma para os elementos de malha presentes na extremidade do modelo, foi possível verificar que o caso de *hard landing* possui uma influência importante nos materiais presentes da suspensão de trem de pouso.

APÊNDICE B – Códigos *Matlab*

B.1 Código de deflexão da mola

```
1 % Definicao de valores constantes
2 m = 67400;           % Massa (quilogramas)
3 k = 2814190;         % Rigidez da mola (Newtons/metro)
4 F = 1322388;         % Forca (Newtons)
5
6 % Parametros variaveis
7 zeta_values = 0.1:0.1:0.5; % Valores da razao de
   amortecimento (zeta)
8
9 % Calculos de frequencias naturais (independentes de zeta)
10 omega_n = sqrt(k/m); % Frequencia natural nao
   amortecida
11
12 % Tempo
13 t = 0:0.01:5;       % Vetor de tempo com passo de
   0.01 segundos
14
15 % Cores personalizadas para cada zeta (em formato RGB, de 0 a 1)
16 custom_colors = [1 0 0; % vermelho (para zeta = 0.1)
17                  0 0 1; % azul (para zeta = 0.2)
18                  1 0 1; % magenta (para zeta = 0.3)
19                  0 0 0.5; % azul escuro (para zeta = 0.4)
20                  0.4 1.0 0.4]; % verde (para zeta = 0.5)
21
22 % Configuracao inicial do grafico
23 figure;
24 hold on; % Permite adicionar multiplas curvas no mesmo grafico
25 grid on; % Adiciona uma grade ao grafico
26 xlabel('Tempo (segundos)', 'fontsize', 17); % Rotulo do eixo X
27 ylabel('Deflexao da mola (milimetros)', 'fontsize', 17); % Rotulo
   do eixo Y
28 title('Deflexao da Mola para Diferentes Razoes de
   Amortecimento'); % Titulo do grafico
29 ax = gca; % Obtem o objeto dos eixos atuais
```

```

30 ax.FontSize = 15; % Define o tamanho da fonte dos rotulos dos
    eixos
31
32 % Loop para cada valor de zeta
33 for i = 1:length(zeta_values)
34     zeta = zeta_values(i);
35
36     % Calculos dependentes de zeta para a resposta amortecida
37     omega_d = omega_n * sqrt(1 - zeta^2); % Frequencia natural
        amortecida
38     phi = acos(zeta); % Angulo de fase da resposta
39
40     % Funcao de deflexao x(t) para sistema subamortecido
        (resposta a degrau)
41     x = (F/k) * (1 - (1/sqrt(1 - zeta^2)) .* ...
42         exp(-zeta*omega_n*t) .* sin(omega_d*t + phi));
43
44     % Plotagem com a cor personalizada e legenda para cada valor
        de zeta
45     plot(t, -1000*x, 'LineWidth', 1.5, ...
46         'Color', custom_colors(i,:), ...
47         'DisplayName', ['\zeta = ', num2str(zeta)]); % Usa
        \zeta para o simbolo matematico
48 end
49
50 % Finalizacao do grafico
51 legend('show', 'Location', 'best', 'FontSize', 15); % Exibe a
    legenda
52 hold off; % Libera o grafico

```

B.2 Código de velocidade da mola

```

1
2 % Parametros fixos
3 m = 67400; % Massa (kg)
4 k = 2814190; % Constante da mola (N/m)
5 F = 1322388; % Forca degrau (N)
6
7 % Tempo de simulacao
8 t_out = 0:0.01:5; % Passo fixo de 1e-2 (10 ms)

```

```

9
10 % Valores de zeta
11 zetas = 0.1:0.1:0.5;
12
13 % Cores personalizadas para cada zeta
14 custom_colors = [1 0 0;          % vermelho (zeta = 0.1)
15                  0 0 1;          % azul (zeta = 0.2)
16                  1 0 1;          % magenta (zeta = 0.3)
17                  0 0 0.5;        % azul escuro (zeta = 0.4)
18                  0.4 1.0 0.4]; % verde (zeta = 0.5)
19
20 % Figura
21 figure;
22 hold on;
23
24 for i = 1:length(zetas)
25     zeta = zetas(i);
26     c = 2 * zeta * sqrt(k * m); % Coef. de amortecimento
27
28     % Sistema de EDOs
29     f = @(t, y) [y(2);
30                 (t >= 0.001)*F/m - c/m*y(2) - k/m*y(1)];
31
32     y0 = [0; 0]; % Condições iniciais: repouso
33
34     % Resolucao numerica com passo fixo
35     [t, y] = ode45(f, t_out, y0);
36
37     % Plot da velocidade (y(:,2)) com cor personalizada
38     plot(t, -1000*y(:,2), ...
39          'Color', custom_colors(i,:), ...
40          'LineWidth', 1.5, ...
41          'DisplayName', sprintf('\zeta = %.1f', zeta));
42 end
43
44 % Personalizacao do grafico
45 xlabel('Tempo (seg)', 'fontsize', 17);
46 ylabel('Velocidade da mola (mm/seg)', 'fontsize', 17);
47 title('');
48 ax = gca;
49 ax.FontSize = 15;
50 legend('Location', 'northeast', 'fontsize', 15);

```



```

51 grid on;
52 hold off;

```

B.3 Código de variação da rigidez

```

1  % Parametros fixos
2  m = 67400;           % Massa (kg)
3  k_base = 2814190;    % Rigidez base da mola (N/m)
4  F = 1322388;        % Forca aplicada (N)
5  zeta = 0.1;         % Razao de amortecimento fixa
6  k_fatores = [1.5, 1.7, 1.9]; % Aumentos percentuais de rigidez
7  labels = {'1,5 K', '1,7 K', '1,9 K'}; % Rotulos para a legenda
8  cores = [1 0 0;      % vermelho
            0 0 1;      % azul
            1 0 1];     % magenta
9
10 t = 0:0.01:5;        % Tempo
11
12
13 % Criar figura
14 figure;
15 hold on;
16 grid on;
17
18 for j = 1:3
19     k = k_base * k_fatores(j);
20     omega_n = sqrt(k/m);
21     omega_d = omega_n * sqrt(1 - zeta^2);
22     phi = acos(zeta);
23
24     % Deflexao x(t)
25     x = (F/k) * (1 - (1/sqrt(1 - zeta^2)) * ...
26         exp(-zeta*omega_n*t) .* sin(omega_d*t + phi));
27
28     % Plotagem da curva
29     plot(t, -1000*x, 'LineWidth', 1.5, ...
30         'DisplayName', labels{j}, 'Color', cores(j,:));
31 end
32
33 % Ajustes do grafico
34 xlabel('Tempo (seg)', 'FontSize', 17);
35 ylabel('Deflexao da mola (mm)', 'FontSize', 17);

```

```

36 title('', 'FontSize', 16); % Titulo pode ser adicionado aqui
37 legend('Location', 'northeast', 'FontSize', 15); % Legenda
38 ax = gca;
39 ax.FontSize = 15;
40 hold off;

```

B.4 Código de sobreposição dos gráficos

```

1
2 % Definicao dos parametros
3 m = 67400;           % Massa (kg)
4 k = 2814190;         % Rigidez da mola (N/m)
5 F = 1322388/2;       % Forca (N)
6 zeta = 0.1;          % Amortecimento (Mude este valor para
    testar diferentes amortecimentos, ex: 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5)
7 omega_n = sqrt(k/m); % Frequencia natural
8 omega_d = omega_n * sqrt(1 - zeta^2); % Frequencia amortecida
9 phi = acos(zeta);     % Fase
10
11 % Tempo
12 t = 0:0.01:5; % Vetor de tempo para a simulacao teorica
13
14 % Deflexao teorica (em metros inicialmente)
15 x = (F/k) * (1 - (1/sqrt(1 - zeta^2)) .* ...
16     exp(-zeta*omega_n*t) .* sin(omega_d*t + phi));
17 x = -1000 * x; % Converte para mm e inverte o sinal (para
    corresponder a convencao do Adams, se necessario)
18
19 % --- DADOS DO ADAMS ---
20
21 dados = readtable('plota_adams.csv', 'Delimiter', '\t');
22
23 t_adams = dados(:,1);
24 x_adams = dados(:,2);
25
26 % --- PLOTAGEM COMPARATIVA ---
27 figure; % Cria uma nova janela de figura
28 hold on; % Permite que multiplos plots sejam adicionados na
    mesma figura
29 grid on; % Adiciona grade ao grafico

```

```
30
31 % Plota a curva do MATLAB
32 plot(t, x, 'k', 'LineWidth', 2, 'DisplayName', ['Matlab']); %
    <-- Linha modificada aqui!
33
34 % Plota a curva do Adams
35 plot(t_adams, x_adams, 'y--', 'LineWidth', 1.5, 'DisplayName',
    'Adams View'); % <-- Linha modificada aqui!
36
37 xlabel('Tempo (seg)', 'FontSize', 17);
38 ylabel('Deflexao da mola (mm)', 'FontSize', 17);
39 title('', 'FontSize', 15);
40 legend('Location', 'best', 'FontSize', 15); % Adiciona legenda
41
42 ax = gca; % Obtem o handle dos eixos atuais
43 ax.FontSize = 12; % Define o tamanho da fonte dos rotulos dos
    eixos
```

APÊNDICE C – Tutorial de modelagem

Adams View

Para a elaboração da simulação do trem de pouso dentro do *Adams View*, deve ser realizada a criação de um novo modelo, selecionando as unidades, força gravitacional e a pasta onde ficará armazenado o modelo. Após isso deve ser selecionado a opção de importação, para que assim seja possível transferir para dentro do *Adams* o modelo criado no *SolidWorks*, este arquivo de importação deve estar no formato *parasolid*. As imagens 61 e 62 mostram as telas referentes à esses dois passos.

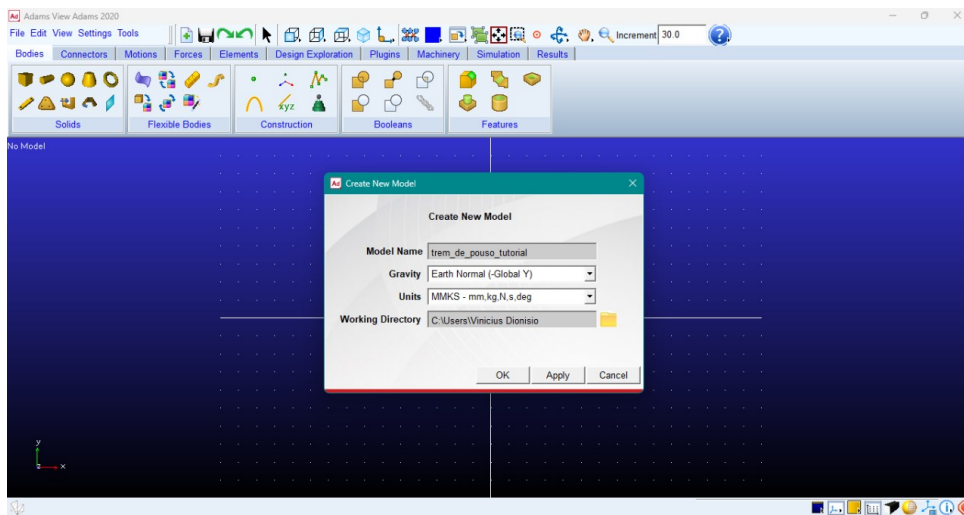


Figura 61 – Configurações iniciais do *Adams*

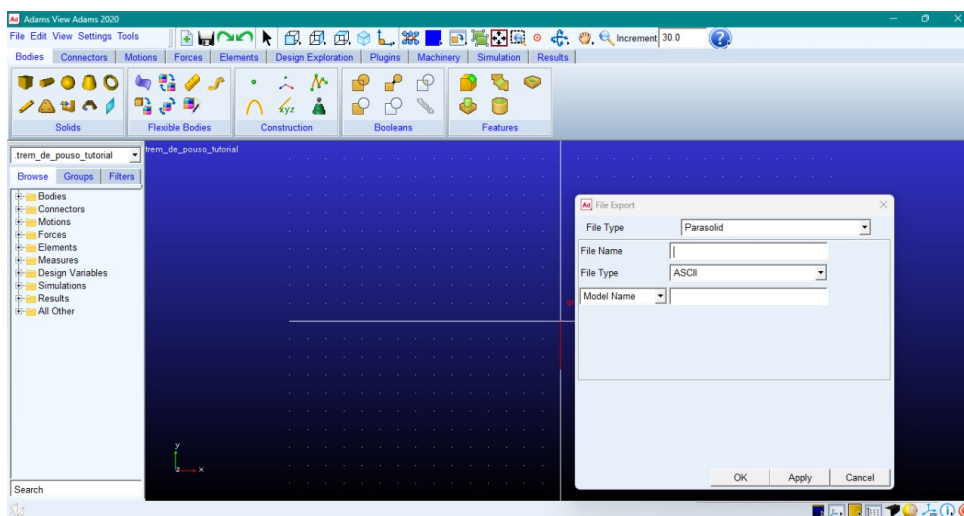


Figura 62 – Importação de arquivos

Uma vez importado o modelo, é importante realizar a criação das conexões, ou jun-

tas, para que todos os componentes se movam de maneira conjunta durante a simulação. As primeiras conexões a serem realizadas devem ser as mais simples, como por exemplo as conexões de fixação, aquelas que ligam dois objetos e faz com que eles permaneçam presos um ao outro. Com esse tipo de conexão devem ser selecionados dois corpos, para esta simulação as conexões fixas foram entre o chão (*ground*) e o cubo de roda, cubo de roda e pistão, cubo de roda e haste e também da camisa do pistão com o bloco de massa, a Figura 63 mostra a configuração deste tipo de conexão.

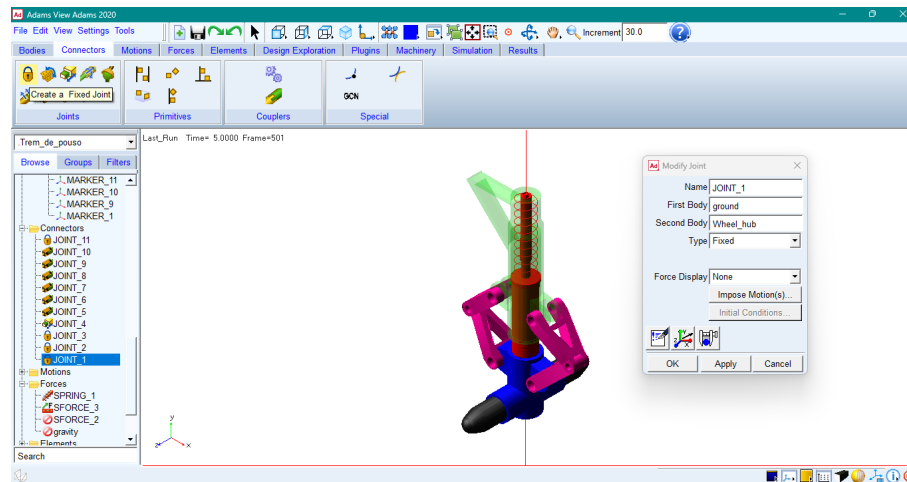


Figura 63 – Conexão de fixação

Após isso será feita a conexão de translação, responsável por fazer com que haja uma movimentação da do pistão dentro da camisa, para isso será selecionada este tipo de conexão e os corpos de interesse, como mostrado na Figura 64.

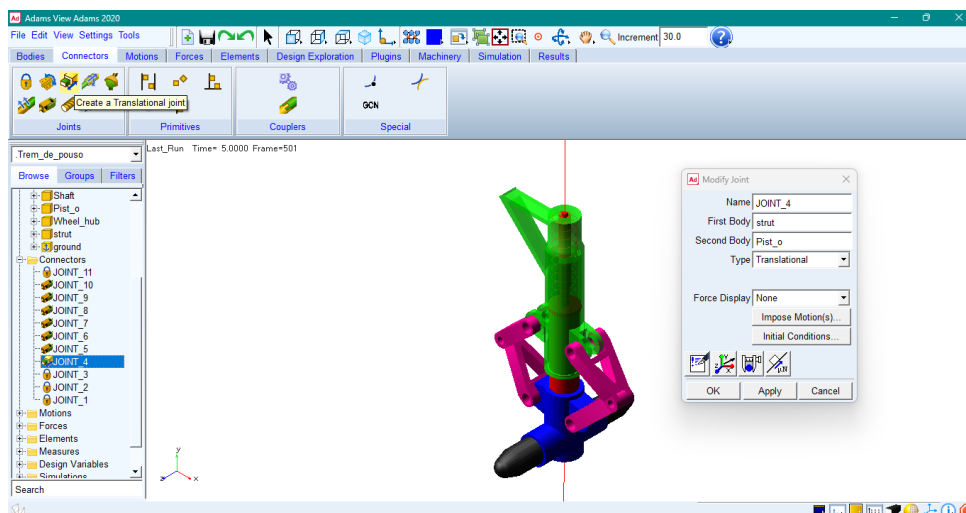


Figura 64 – Conexão de translação entre camisa e pistão

Por fim serão colocadas as juntas de hooke, responsáveis pela movimentação da ligação superior e inferior durante a simulação, este tipo de junta é a mais complexa do modelo, já que ela irá permitir a correta movimentação do conjunto. Antes de definir esta junta deve ser criado um *geometry marker*, um elemento que permite que os eixos x e y

fique bem definidos em um ponto do modelo, no caso esse elemento será colocado na junção da ligação superior com a inferior e também na união das ligações com a camisa e o cubo de roda. Isso permite que a aplicação da conexão de hooke seja feita da forma correta e assim o movimento do conjunto não seja prejudicado, essa configuração pode ser observada na Figura 65

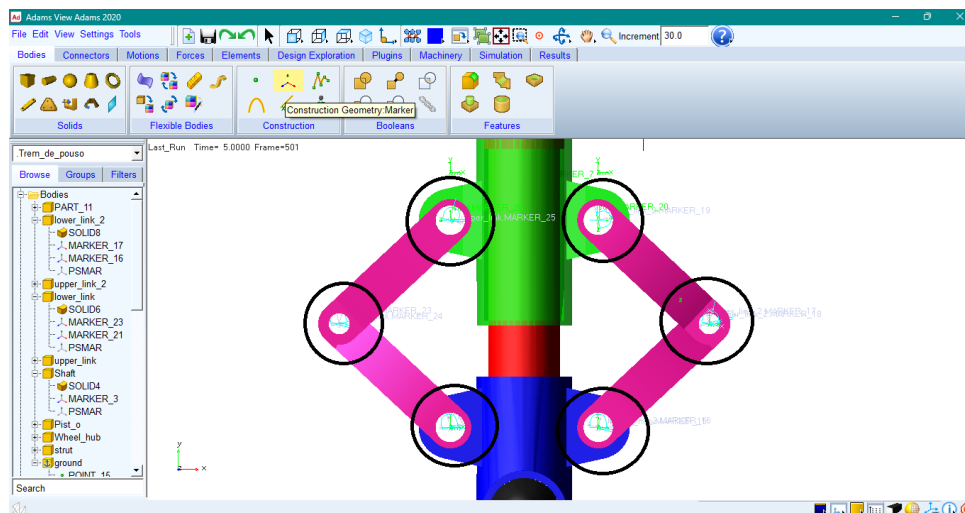


Figura 65 – Configuração do *geometry marker*

Após a inserção do *geometry marker* nos pontos necessários, é possível aplicar as conexões de hooke, para este tipo de conexão, além de colocar quais corpos serão conectados, também será necessário indicar o sentido do movimento desejado, para isso devem ser selecionadas as direções x e y dos *geometry markers* criados anteriormente, isso garante que o sentido do movimento será o correto.

Com a implementação das conexões é necessário criar um elemento de massa dentro do *Adams*, esse elemento será o responsável por representar a massa da aeronave no momento do pouso, para isso deve ser selecionado o elemento *box* e as suas dimensões devem ser especificadas, após a criação é necessário selecionar o local onde esse elemento deve ser alocado, para este trabalho o elemento de caixa ficou em cima da camisa do pistão, após isso é necessário utilizar uma conexão de fixação para conectar o elemento e a camisa.

Após esse processo é necessário inserir o valor da massa desse elemento, apertando o botão direito do *mouse* sobre ele e abrindo a opção *modify*, nessa tela será possível selecionar a opção de utilizar um valor arbitrário de massa. Como a configuração desta simulação está com a unidade de massa em quilogramas, o valor aplicado foi de 67400, representando a massa da aeronave no momento do pouso, a Figura 66 mostra como fica o modelo após essa configuração, o elemento de massa é representado pelo ponto vermelho em cima da camisa..

Agora será necessária a criação da mola do sistema, dentro do *Adams* é possível

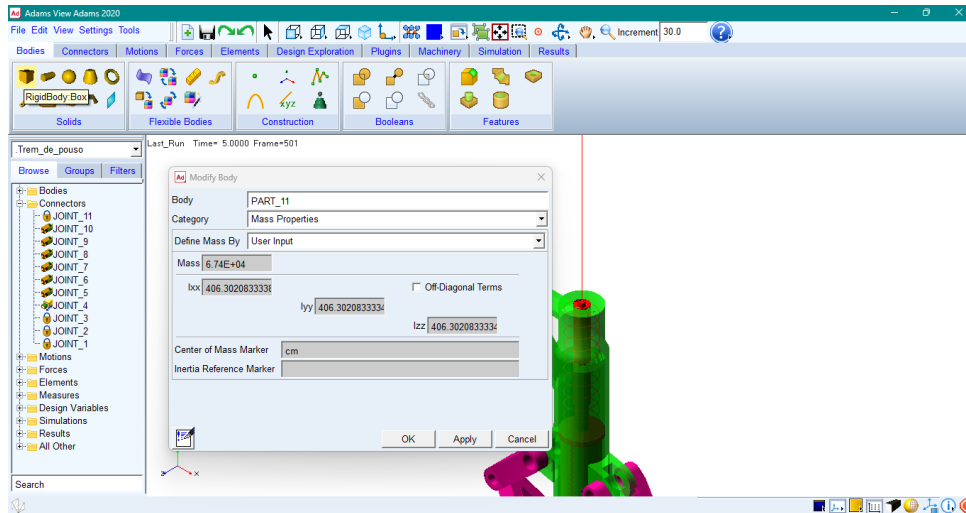


Figura 66 – Elemento de massa

selecionar em qual ponto a mola terá início e fim , além de configurar seu valor de rigidez e amortecimento, para isso basta selecionar o elemento *spring-damper* e selecionar a extremidade superior da região interna da camisa e a extremidade superior do pistão, após isso será possível definir os valores de rigidez e amortecimento, conforme mostrado na Figura 67.

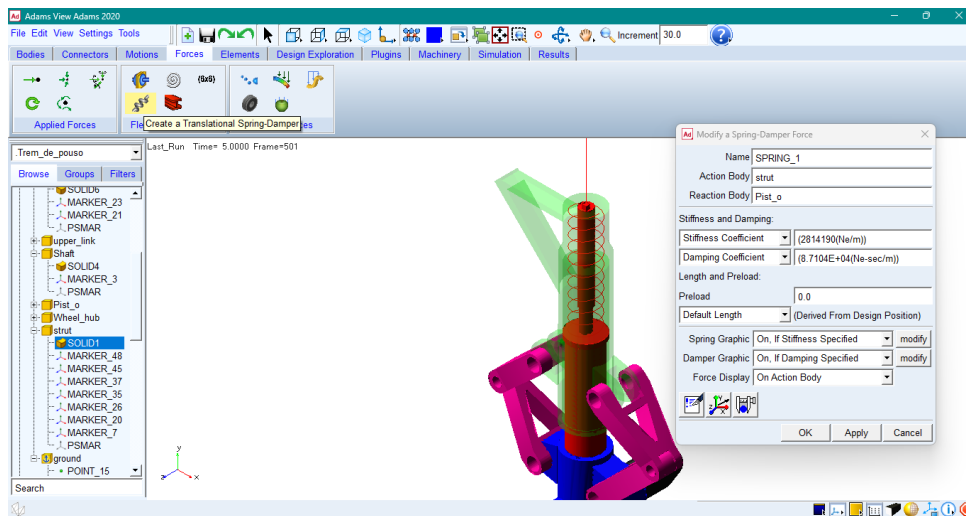


Figura 67 – Configurações da mola

Para a aplicação da força na simulação deve ser selecionado a opção de criar um componente de força e selecionar o ponto onde ela será aplicada, no caso desta simulação a força está atuando sobre a extremidade externa da camisa, conforme exposto na Figura 68. A aplicação da força no *Adams* segue diferentes funções matemáticas, a escolhida para este modelo foi a função *STEP*, para representar uma força degrau que alcança seu valor final em 0,0001 segundos.

Apos essas configurações é possível começar a simulação, clicando sobre o ícone de “run an interactive simulation” é possível realizar as configurações para iniciar a simulação

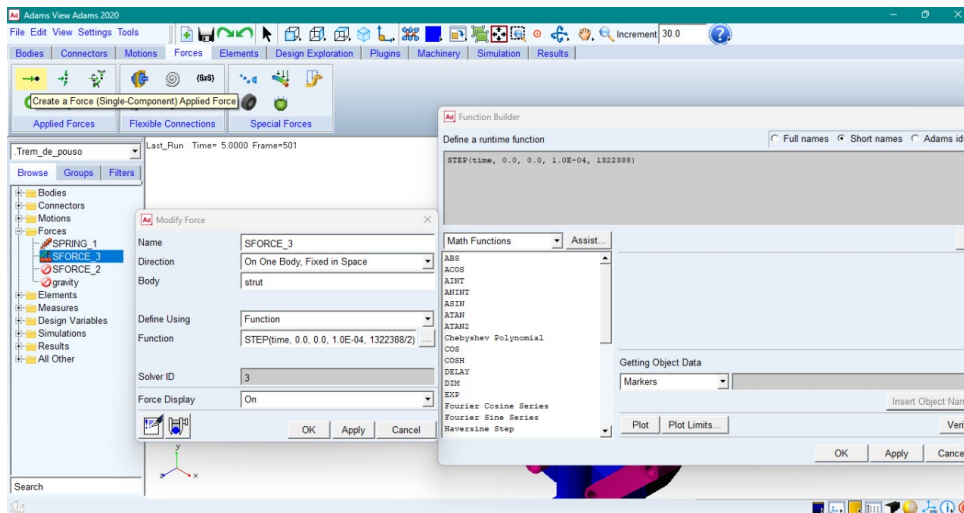


Figura 68 – Configuração da força

dinâmica do *Adams*, para este trabalho foi considerada uma simulação do tipo dinâmica e com um passo de tamanho igual a 0,01, além disso o tempo de simulação foi igual a 5 segundos, a Figura 69 mostra a janela de configuração de simulação.

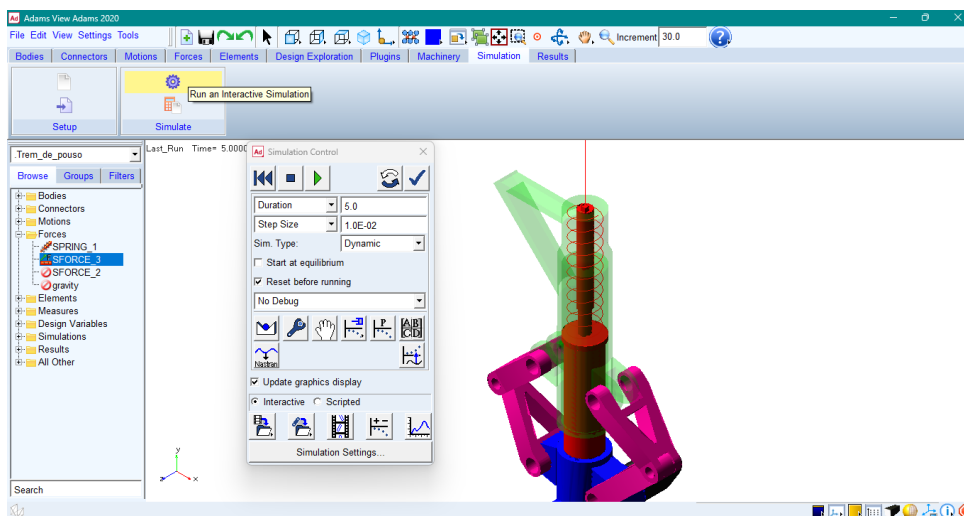


Figura 69 – Configurando a janela de simulação

Com a simulação finalizada é possível analisar seus resultados no botão do pós-processador, onde será possível obter diversos resultados de interesse, como a força e deflexão da mola, o deslocamento de elementos específicos do modelo e outras variáveis. O *Adams* permite visualizar gráficos de diferentes simulações na mesma janela, ou então analisa-los de maneira separada, conforme exposto na Figura 70.

Para a exportação dos dados do *Adams* é necessário acessar a tela de exportação e visualizar os diferentes meios de salvar os dados simulados fora do *Adams*, as opções incluem desde tabelas no excel até relatórios HTML, como exibido na Figura 71.

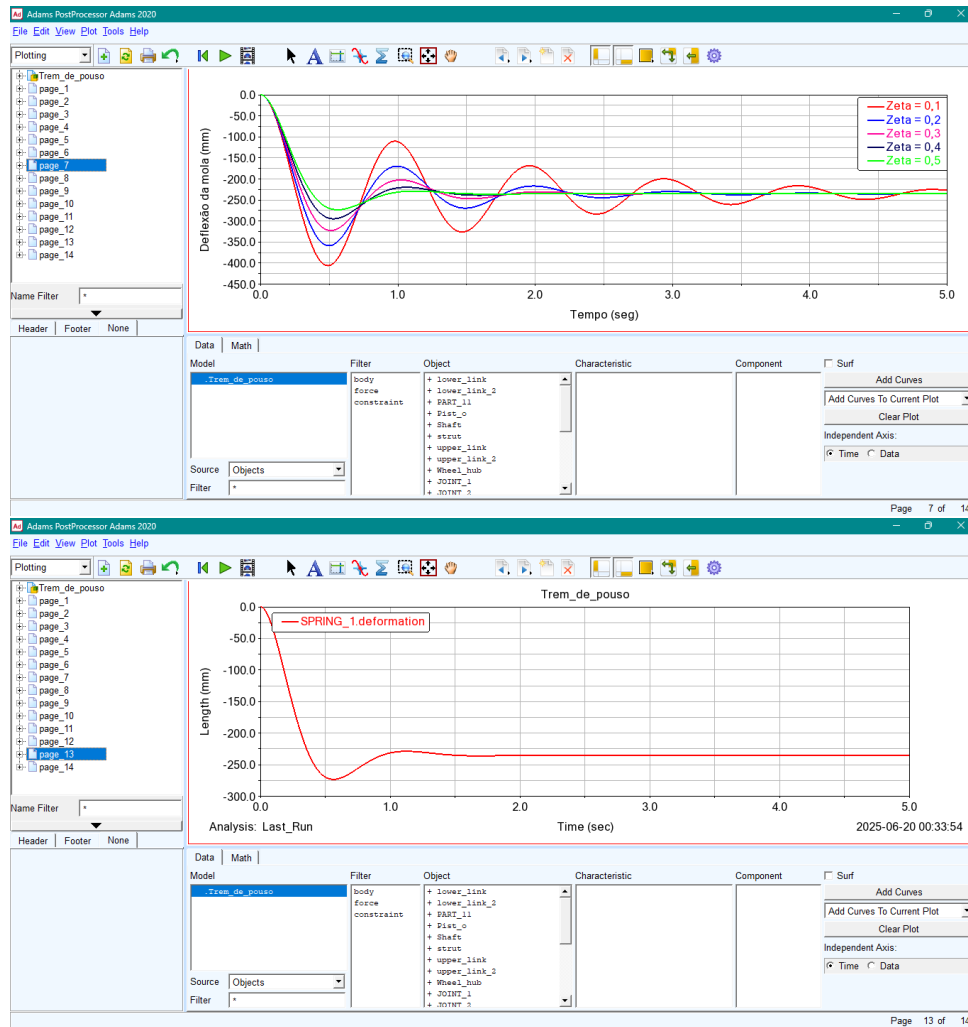


Figura 70 – Pós-processador

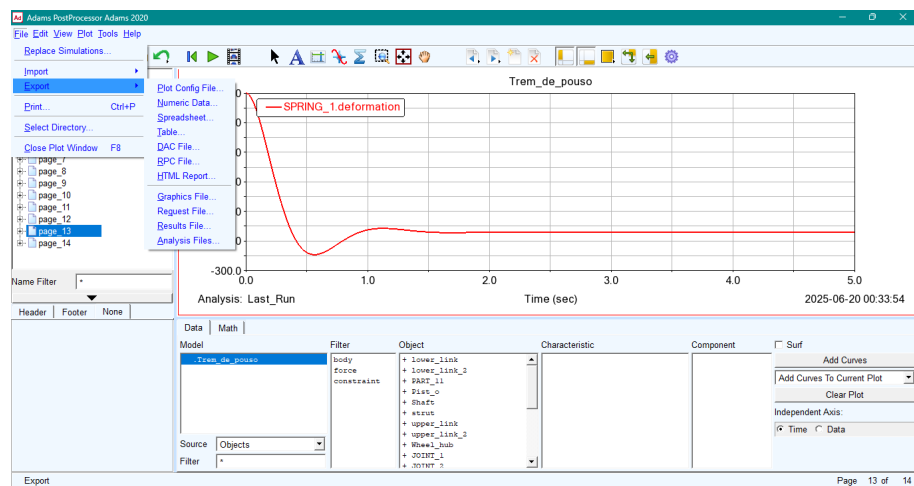


Figura 71 – Exportação de resultados