

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

MARCOS VINÍCIUS BARROS GREGÓRIO

**ESTUDO COMPARATIVO ENTRE MODELAGENS DE PRENEDORES PARA
JUNTAS TRIPLAS AERONÁUTICAS**

**UBERLÂNDIA
2024**

MARCOS VINÍCIUS BARROS GREGÓRIO

**ESTUDO COMPARATIVO ENTRE MODELAGENS DE PRENEDEORES PARA
JUNTAS TRIPLAS AERONÁUTICAS**

Trabalho de Conclusão de Curso submetido ao Curso de Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Prof. Dr. Fernando Lourenço de Souza.

Coorientador: Eng. Marcelo Ricardo Bertoni Rodrigues.

Área do Conhecimento: Estruturas Aeronáuticas.

**UBERLÂNDIA
2024**

MARCOS VINÍCIUS BARROS GREGÓRIO

**ESTUDO COMPARATIVO ENTRE MODELAGENS DE PRENEDORES PARA
JUNTAS TRIPLAS AERONÁUTICAS**

Trabalho de Conclusão de Curso
submetido ao Curso de Engenharia
Aeronáutica da Faculdade de Engenharia
Mecânica da Universidade Federal de
Uberlândia como requisito parcial para
obtenção do título de Bacharel em
Engenharia Aeronáutica.

Uberlândia, ____ de _____ 2024.

Orientador: _____
Prof. Dr. Fernando Lourenço de Souza
FEMEC/UFU

Examinador: _____
Prof. Me. Thiago Gomes Cardoso
CEFET-MG

Examinador: _____
Eng. Wagner Rissardo
EMBRAER

Dedico este trabalho a todas as pessoas que fizeram e fazem parte da minha caminhada durante meus vinte e cinco anos, que contribuíram maravilhosamente para meu desenvolvimento pessoal e profissional, às quais sou extremamente grato.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, por ter caminhado comigo todo o tempo dessa minha caminhada que foi a graduação; aos meus pais, por terem me dado todas as condições necessárias para que eu pudesse me formar no curso de graduação que eu sempre almejei; aos meus avós, por todo o apoio e carinho que me forneceram durante todas as etapas da minha vida; à minha família.

Agradeço especialmente à minha mãe, por sempre ter ficado do meu lado, seja nos momentos ruins ou até mesmo nos momentos bons, me dando força e apoiando a seguir o meu sonho.

Também agradeço aos meus amigos que participaram de toda minha jornada até aqui; aos amigos que fiz em Uberaba; à minha família de Ituiutaba, da República Ufuracão; aos meus amigos de Guaíra, que nunca deixaram de estar presente na minha vida; aos meus amigos de Uberlândia, que me acompanharam em todo o desenvolvimento de minha formação em Engenharia Aeronáutica, em especial o grupo Tonhers, que acompanhou todos os meus surtos; e, por fim, mas não menos importante, aos meus amigos de São José dos Campos, que estão me acompanhando nessa etapa final da graduação, e que a EMBRAER e São José dos Campos me deram como presente. Sem eles, tudo teria sido muito mais árduo.

Agradeço aos professores, por todos os ensinamentos; em especial, ao Professor Doutor Fernando Lourenço, por ter me dado a oportunidade de ser orientado por ele durante a realização deste trabalho. Agradeço ao Marcelo Ricardo Bertoni Rodrigues, por ter aceitado a proposta de me acompanhar no desenvolvimento desse trabalho, me ajudando em todas as dificuldades encontrada pelo caminho e a equipe de estruturas, a qual faço parte dentro da EMBRAER, que sempre estavam disponíveis para tirar todas minhas dúvidas e me auxiliar nesse processo. Agradeço aos avaliadores da Banca, por gentilmente aceitarem o convite e me ajudarem a melhorar este trabalho cada vez mais.

“O sucesso é a soma de pequenos esforços repetidos dia após dia”.

Robert Collier

RESUMO

A necessidade de construir aeronaves extremamente seguras e que demonstrem essa segurança por meio de análises e ensaios é muito importante dentro do mercado aeronáutico. Dessa forma, este trabalho realizou um estudo comparativo entre três diferentes metodologias para a modelagem de prendedores em juntas, de modo que as juntas possuem, entre si, composições diferentes: a primeira sendo composta por placa/placa/placa, e a segunda por sólido/placa/sólido.

O objetivo principal é avaliar a transferência de carga total para cada peça que compõe o modelo desenvolvido, considerando a porcentagem de carga total aplicada nas duas primeiras peças superiores, em seu lado direito, além da carga no prendedor crítico, e assim entender qual dos três tipos de modelagem é mais conservativo, em relação aos resultados.

Dessa maneira, será adotado a obtenção de dados analisando a carga em cada um dos prendedores desenvolvidos, comparando-se a semelhança entre eles e a efetividade de cada um, para que assim, seja possível entender qual é o prendedor mais conservador em cada um dos casos estudados. Além disso, será analisado também a efetividade das cargas na extremidade esquerda do modelo, entendendo o comportamento entre cada caso e por fim, será desenvolvido o estudo de sensibilidade com a variação da rigidez dos prendedores, para entender melhor a influência dessa componente no modelo.

Após realizar todos esses procedimentos, pode-se entender qual modelo é mais aplicável em cada uma das situações, levando em consideração tempo de trabalho e nível de dificuldade de modelagem.

Palavras-chave: Aeronave; análise; modelagem; metodologias; juntas; prendedor.

ABSTRACT

The need to build extremely safe aircraft and demonstrate it through analysis and testing is crucial within the aeronautical market. Therefore, this work aims to conduct a comparative study among three different methodologies for modeling fasteners in joints. These joints have different compositions the first composed of plate/plate/plate and the second of solid/plate/solid.

Considering the main objective of evaluating the total load transfer for each component in the developed model, including the percentage of total load applied to the first two upper pieces on their right side, in addition to the load on the critical fastener. The goal is to understand which of the three modeling types is more conservative in relation to the results.

Additionally, data will be collected to analyze the load on each of the fasteners developed, comparing their similarities and effectiveness. This will help identify the most conservative fastener in each of the scenarios studied. Furthermore, the effectiveness of the loads at the left end of the model will be analyzed to understand the behavior across different cases. Finally, a sensitivity study will be conducted to assess the influence of fastener weakness on the model by varying its strength.

After completing these procedures, it will be possible to determine which model is most suitable for each situation, considering factors such as working time and the level of modeling complexity.

Keywords: Aircraft; analysis; modeling; methodologies; joints; fastener.

LISTA DE SÍMBOLOS

M_{1a}	Momento fletor A, no plano 1 da modelagem com CBAR
M_{1b}	Momento fletor B, no plano 1 da modelagem com CBAR
M_{2a}	Momento fletor A, no plano 2 da modelagem com CBAR
M_{2b}	Momento fletor B, no plano 2 da modelagem com CBAR
V_1	Força de cisalhamento, plano 1, da modelagem com CBAR
V_2	Força de cisalhamento, plano 2, da modelagem com CBAR
F_x	Força axial média
T	Torque em torno do eixo X
K	Rigidez
d	Distância entre as placas
E	Módulo de elasticidade
$E_{_cpi}$	Módulo de compressão do material na placa i
$E_{_cf}$	Módulo de compressão do material do prendedor
$t_{_pi}$	Espessura da placa
PBr	Carga aplicada na primeira placa/sólido, do lado direito do modelo
Pc	Carga aplicada na terceira placa/sólido, do lado direito do modelo
PA	Carga de reação na extremidade esquerda da placa 2
PBI	Carga de reação na extremidade esquerda da placa/sólido 1

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Representação de uma junta dupla rebitada, da fuselagem de uma aeronave não identificada	13
Figura 2 – Junta Tripla Rebitada	13
Figura 3 - Croqui de junta dupla e junta tripla.....	14
Figura 4 – Rascunho da aeronave desenvolvida por Emanuel Swedenborg	14
Figura 5 – Aeronave “14 Bis”, desenvolvida por Santos Dumont.....	15
Figura 6 – Aeronave “195 - E2”, desenvolvida pela Embraer.....	16
Figura 7 – Aeronave “Phenom - 300”, desenvolvida pela Embraer.....	17
Figura 8 – “AM-1”, desenvolvida pela Embraer	17
Figura 9 – Representação de um planador	18
Figura 10 – eVTOL, que está em desenvolvimento	18
Figura 11 – Projeto feito por Gustave Eiffel, construção da Torre Eiffel, em Paris....	20
Figura 12 – Representação de como é realizada a separação de toda a aeronave e as partes que são estudadas individualmente.....	22
Figura 13 – Acidente do voo 243, da Aloha Airlines	23
Figura 14 – Representação de juntas mecânicas	24
Figura 15 – Representação de juntas geométrica.....	25
Figura 16 – Demonstração dos tipos de falhas que podem aparecer em juntas, devido à tensão aplicada.....	28
Figura 17 – Sistema de coordenada do elemento CBAR.....	30
Figura 18 – Forças e momentos internos do elemento CBAR (plano X-Y)	30
Figura 19 – Forças e momentos internos do elemento CBAR (plano X-Z)	31
Figura 20 – Tipos de seções para elementos CBAR.....	31
Figura 21 – Coordenadas do elemento CBUSH.....	33
Figura 22 – Coordenadas do elemento CBUSH.....	33
Figura 23 – Comportamento de uma junta com prendedor.....	35
Figura 24 – Estruturas que aceitam bem a modelagem de RUTMAN.....	37
Figura 25 – Vista 2D do modelo escolhido	39
Figura 26 – Vista 3D do modelo escolhido	39
Figura 27 – Demonstrativo do modelo estudado em relação ao caso real.....	40

Figura 28 – Demonstrativo da simetria do modelo estudado em relação ao caso real	41
Figura 29 – Representação das condições de contorno na extremidade esquerda do modelo	43
Figura 30 – Representação das condições de contorno, na extremidade direita do modelo	44
Figura 31 – Representação do modelo todo preso no grau de liberdade 3.....	45
Figura 32 – Vista do CAD da junta com as medidas	47
Figura 33 – Gráfico representativo do estudo de malha.....	48
Figura 34 – Demonstração da malha 2D de tamanho 10 para placa	49
Figura 35 – Demonstração da malha 2D de tamanho 4 para placa	50
Figura 36 – Demonstração da malha 3D para sólidos	50
Figura 37 – Modelo importado para o HYPERMESH.....	51
Figura 38 – Representação dos dados de entrada para a criação da propriedade de barra.....	52
Figura 39 – Demonstração da aplicação da propriedade de barra no modelo	52
Figura 40 – Modelagem final do elemento de barra	53
Figura 41 – Representação dos dados de entrada para a criação da propriedade de mola para três placas	54
Figura 42 – Representação dos dados de entrada para a criação da propriedade de mola para duas placas	55
Figura 43 – Demonstração do elemento de RBE3	56
Figura 44 – Modelagem final do elemento de CBUSH + RBE3	56
Figura 45 – Modelagem final do elemento CBUSH.....	57
Figura 46 – Valores encontrados para rigidez na modelagem de RUTMAN	58
Figura 47 – Representação da modelagem do prendedor de RUTMAN.....	59
Figura 48 – Modelagem final do elemento de RUTMAN	59
Figura 49 – Representação da criação do elemento de casca sólida no modelo sólido.....	60
Figura 50 – Demonstração dos dados de entrada da propriedade de casca	61
Figura 51 – Entrada de dados para a criação da propriedade de placa	62
Figura 52 – Entrada de dados para a criação da propriedade de casca	62
Figura 53 – Demonstração do comportamento do elemento RBE2 no sólido	63

Figura 54 – Modelagem final do elemento de barra para modelo sólido	64
Figura 55 – Modelagem final do elemento de mola para modelo sólido	65
Figura 56 – Representação da modelagem do prendedor de RUTMAN para sólido	66
Figura 57 – Modelagem final do elemento de RUTMAN	67
Figura 58 – Modelagem final do elemento de CBAR placa/placa/placa	67
Figura 59 – Modelagem final do elemento de CBAR sólido/placa/sólido	68
Figura 60 – Modelo de barra, solto em 3.....	70
Figura 61 – Modelo de barra em sólido, solto em 3	70
Figura 62 – modelo de barra em placa, preso em 3.....	71
Figura 63 – modelo de barra em sólido, preso em 3.....	71

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Demonstrativo dos modelos desenvolvidos neste trabalho, para modelo solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)	41
Tabela 2 – Demonstrativo dos modelos desenvolvidos neste trabalho, para modelo preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z).	42
Tabela 3 – Propriedade do Alumínio 7050 – T7451	45
Tabela 4 – Propriedade do Titânio Ti-6Al-4V	46
Tabela 5 – Carga por prendedor e por placa para elemento BAR	72
Tabela 6 – Carga por prendedor e por placa para elemento BUSH.....	72
Tabela 7 – Carga por prendedor e por placa para elemento RUTMAN	72
Tabela 8 – Resultado de placa/placa/placa solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z).....	73
Tabela 9 – Carga por prendedor e por placa para elemento BAR	74
Tabela 10 – Carga por prendedor e por placa para elemento BUSH.....	74
Tabela 11 – Carga por prendedor e por placa para elemento RUTMAN	74
Tabela 12 – Resultado de placa/placa/placa preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z).....	75
Tabela 13 – Carga por prendedor e por placa para elemento CBUSH + RBE3.....	76
Tabela 14 – Carga por prendedor e por placa para elemento CBUSH	76
Tabela 15 – Carga por prendedor e por placa para elemento RUTMAN	76
Tabela 16 – Carga por prendedor e por placa para elemento BARRA	77
Tabela 17 – Resultado de placa/placa/placa solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z), com bush+rbe3 e malha 10	77
Tabela 18 – Carga por prendedor e por placa para elemento CBUSH + RBE3.....	78
Tabela 19 – Carga por prendedor e por placa para elemento CBUSH	78
Tabela 20 – Carga por prendedor e por placa para elemento RUTMAN	78
Tabela 21 – Carga por prendedor e por placa para elemento BARRA	79
Tabela 22 – Resultado de placa/placa/placa solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z), com bush+rbe3 e malha 4	79
Tabela 23 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento BARRA	80
Tabela 24 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento CBUSH.....	81
Tabela 25 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento RUTMAN	81

Tabela 26– Resultado de sólido/placa/sólido solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z).....	81
Tabela 27 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento BARRA	82
Tabela 28 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento CBUSH	82
Tabela 29 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento RUTMAN	83
Tabela 30 – Resultado de sólido/placa/sólido preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z).....	83
Tabela 31 – Média de todos os modelos que foram apresentados acima	84
Tabela 32 – Desvio Padrão de todos os modelos que foram apresentados acima...	84
Tabela 33 – Gráficos comparativos entre as médias dos modelos	85
Tabela 34 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para BAR preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z).....	87
Tabela 35 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para BUSH preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z)	87
Tabela 36 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para RUTMAN preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z).....	87
Tabela 37 – Resultado de carga na extremidade esquerda para sólido/placa solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z).....	88
Tabela 38 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para BAR solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)	88
Tabela 39 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para BUSH solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)	88
Tabela 40 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para RUTMAN solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)	88
Tabela 41 – Resultado de carga na extremidade esquerda para sólido/placa preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z).....	88
Tabela 42 – Valores da carga na extremidade para BUSH + RBE3	89
Tabela 43 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de BUSH em placa/placa/placa solto em 3	90
Tabela 44 – Valores para aumento rigidez na modelagem de RUTMAN em placa/placa/placa solto em 3	90
Tabela 45 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de BUSH em placa/placa/placa solto em 3	90

Tabela 46 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de RUTMAN em placa/placa/placa solto em 3	91
Tabela 47 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de BUSH em placa/placa/placa preso em 3.....	91
Tabela 48 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de RUTMAN em placa/placa/placa preso em 3.....	91
Tabela 49 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de BUSH em placa/placa/placa preso em 3.....	91
Tabela 50 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de RUTMAN em placa/placa/placa preso em 3.....	92
Tabela 51 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de BUSH em sólido/placa/sólido solto em 3.....	92
Tabela 52 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de RUTMAN em sólido/placa/sólido solto em 3.....	92
Tabela 53 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de BUSH em sólido/placa/sólido solto em 3.....	92
Tabela 54 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de RUTMAN em sólido/placa/sólido solto em 3.....	93
Tabela 55 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de BUSH em sólido/placa/sólido preso em 3	93
Tabela 56 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de RUTMAN em sólido/placa/sólido preso em 3	93
Tabela 57 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de BUSH em sólido/placa/sólido preso em 3	93
Tabela 58 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de RUTMAN em sólido/placa/sólido preso em 3	94

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
CBAR	Elemento de barra
PBAR	Propriedade de barra
CBUSH	Elemento de mola
PBUSH	Propriedade de mola
DOF	<i>Degrees of freedom</i> (“graus de Liberdade”)
MEF	Método dos elementos finitos
RBE2	Tipo de elemento de corpo rígido 2
RBE3	Tipo de elemento de corpo rígido 3

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	10
1.1	<i>Objetivos</i>	11
1.1.1	Objetivo geral.....	11
1.1.2	Objetivos específicos.....	11
1.1.3	Justificativa	11
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	14
2.1	<i>Mercado</i>	14
2.2	<i>Resumo histórico das análises estruturais</i>	19
2.3	<i>Componentes estruturais</i>	23
2.3.1	Materiais empregados em juntas aeronáuticas	27
2.3.2	Falhas em juntas aeronáuticas	27
2.4	<i>Tipos de modelagem de prendedores.....</i>	28
2.4.1	Modelagem com elemento de barra	28
2.4.2	Modelagem com elemento de bush.....	32
2.4.3	Modelagem com elemento de RUTMAN	34
2.5	<i>Método dos elementos finitos.....</i>	37
3	ESTUDO DE CASO E MOTIVAÇÃO	38
4	MODELAGEM COMPUTACIONAL	46
4.1	<i>Criação da Geometria</i>	47
4.2	<i>Definição da Malha.....</i>	47
4.3	<i>Modo de carregamento de força no eixo X e definição das condições de contorno</i>	50
4.4	<i>Modelagem</i>	50
4.4.1	CBAR (Placa/placa/placa)	50
4.4.2	CBUSH + RBE3 (Placa/placa/placa)	53
4.4.3	CBUSH (Placa/placa/placa).....	56
4.4.4	RUTMAN (placa/placa/placa)	57
4.4.5	CBAR (Sólido/placa/sólido)	60
4.4.6	CBUSH (Sólido/placa/sólido).....	64

4.4.7	RUTMAN (Sólido/placa/sólido)	65
4.5	<i>Modelos preso na condição de contorno 3 (translacional em Z)</i>	<i>67</i>
5	SIMULAÇÕES E RESULTADO	69
5.1	<i>Simulações no FEMAP</i>	<i>69</i>
5.1.1	Simulações solicitadas ao FEMAP	69
5.2	<i>Resultados referentes à carga aplicada em cada prendedor</i>	<i>71</i>
5.2.1	Resultados para análise com placa e grau de liberdade solto em 3 (translacional em Z)	72
5.2.2	Resultados para análise com placa e grau de liberdade preso em 3 (translacional em Z)	74
5.2.3	Resultados para análise com placa e grau de liberdade solto em 3 (translacional em Z)	76
5.2.4	Resultados para análise com placa e grau de liberdade solto em 3 (translacional em Z), comparativo com CBUSH + RBE3 e todos os modelos em malha 4 mm	78
5.2.5	Resultados para análise com sólido e grau de liberdade solto em 3 (translacional em Z)	80
5.2.6	Resultados para análise com sólido e grau de liberdade preso em 3 (translacional em Z)	82
5.2.7	Resultados obtidos após realização da média entre os resultados de todos os modelos obtidos e o desvio padrão	84
5.3	<i>Resultados referentes aos valores de carga na extremidade esquerda do placa</i>	<i>86</i>
5.4	<i>Resultados referente a variação de rigidez</i>	<i>89</i>
6	CONCLUSÕES	95
7	REFERÊNCIAS	97

1 INTRODUÇÃO

Com o desenvolvimento do primeiro avião, ficou cada vez mais próxima a possibilidade de criar um transporte que conseguisse percorrer grandes distâncias. A partir do momento em que esse primeiro passo foi dado, a aviação teve uma evolução característica durante o século XX, levando em consideração o avanço da tecnologia como um dos fatores principais.

Assim, o mercado aeronáutico evolui a cada ano que passa, e, paralelamente a esse crescimento, os estudos que envolvem análises estruturais de aeronaves também se desenvolvem consideravelmente. Dessa maneira, considerando a competitividade dentro do mercado, é importante que as empresas que produzem esse tipo de produto sempre procurem a opção mais otimizada, e que, ao mesmo tempo, entreguem um resultado mais preciso a seu cliente.

Além disso, é importante ressaltar que o estudo de análise estrutural realizado em aeronaves é importante porque garante a segurança e a confiabilidade das estruturas que compõem essas máquinas. Dessa forma, sempre que é realizado um estudo, os engenheiros desenvolvem o modelo analítico que será utilizado na análise teórica e definem o material que será utilizado para o momento experimental, proporcionando, assim, resultados precisos e próximos à realidade do produto.

Neste Trabalho de Conclusão de Curso, apresenta-se um estudo comparativo entre diferentes aplicações para análise de juntas triplas com prendedores. Esse tipo de junção ocorre em um conjunto de duas peças que trabalham de maneira solidária, em que uma é interrompida por razões construtivas, demandando uma peça adicional como emenda, chamada de Splice, e que visa a melhor distribuição entre as cargas aplicadas.

Seguindo a ordem cronológica de aplicação de cada modelo trabalhado, a primeira aplicação foi desenvolvida por Tom Swift, que adota um elemento de mola (PBUSH/CBUSH); a segunda metodologia é a aplicada por NASTRAN, que adota um elemento de barra (PBAR/CBAR); e, por fim, a metodologia de RUTMAN, que considera a composição de elementos de mola, de barra e alguns elementos rígidos em sua composição.

Ademais, também será trabalhada a mudança dessas juntas; a primeira sendo composta todas por chapas, e a segunda sendo representada por um sanduíche sólido, placa e sólido. Fazer essa diferenciação é necessário, pois as diferentes

metodologias possuem comportamentos distintos para cada tipo de composição da junta. Além disso, ainda será analisado e estudado o comportamento da somatória de carga na extremidade esquerda do modelo, para cada tipo de aplicação.

É importante ressaltar que todo o estudo descrito adiante foi desenvolvido do zero, começando pela pesquisa de todas as três metodologias que estão sendo utilizadas no Trabalho de Conclusão de Curso, passando pela criação do modelo representativo de uma situação real utilizada em aeronaves, até a adaptação das características de uma metodologia sobre o próprio modelo, com aplicação de carga, análise do resultado obtido, estudo dos resultados e comparação entre as metodologias.

1.1 Objetivos

1.1.1 Objetivo geral

O objetivo principal é avaliar a transferência de carga total para cada peça que compõe o modelo desenvolvido, em porcentagem da carga total aplicada nas duas primeiras peças superiores, além da carga do prendedor crítico, considerando diferentes tipos de modelagem e espessura.

1.1.2 Objetivos específicos

- Desenvolver um modelo próximo a uma situação real, de juntas composta por placas e sólidos, com presença de prendedores, utilizando SolidWorks;
- Simular, com auxílio de softwares como Hypermesh, Femap e plataformas disponibilizadas pela Embraer, considerando as cargas aplicadas e as condições de contorno que foram pré-determinadas, para chegar ao resultado mais preciso;
- Realizar a comparação dos resultados do modelo desenvolvido para estudo.

1.1.3 Justificativa

Dentro do mercado aeronáutico, é notável que as juntas e os prendedores desempenham um papel importante e são cruciais para o desenvolvimento das aeronaves. Eles são necessários na conexão e montagem de diferentes componentes

e estruturas dos aviões, permitindo uma união segura e confiável das peças, nas asas, fuselagem, estabilizadores, entre outros.

Contribuem também significativamente para a distribuição de cargas, porque ocorre a passagem ao longo das conexões realizadas, reduzindo assim os pontos de concentração de tensão, que é um quesito bastante utilizado em estudos de análise estrutural, evitando, dessa forma, o aparecimento de falhas ou rupturas nas estruturas da aeronave.

Além disso, as juntas também proporcionam uma boa tolerância às vibrações e fadigas, porque absorvem com mais facilidade as vibrações e minimizam diretamente a propagação de fadiga nas peças. E, por fim, contribuem para a segurança e a confiabilidade, porque são projetadas e fabricadas de acordo com rigorosos padrões de segurança e qualidade na indústria aeronáutica.

Para que esse índice de segurança seja atingido, existe todo um procedimento que deve ser realizado antes de finalizar a comprovação da funcionalidade de uma junta. Portanto, é importante que um modelo bem próximo à realidade seja desenvolvido e, a partir desse modelo, todos os testes necessários sejam feitos para diferentes situações, comprovando, assim, sua eficácia.

Por fim, os tipos de análises vão se desenvolvendo com o passar dos anos e se aprimorando em questão de resultados. Assim, é recomendável que se desenvolva a comparação entre as atuais e as novas tecnologias, para entregar melhores e mais precisos resultados a um produto. Dessa forma, este trabalho apresenta um estudo aprofundado e comparativo entre diferentes metodologias, para verificar qual possui a melhor aplicabilidade dentro do modelo escolhido, conforme seus comportamentos.

É importante se atentar para o fato de que a disposição da junta também pode influenciar diretamente no resultado, pois, conforme muda a sua disposição, cada uma delas tem um objetivo específico a desenvolver dentro da análise. Nas Figura 1 e 2, pode ser observado um exemplo de junta dupla e um exemplo de junta tripla, aplicado em um caso real. E na Figura 3, é possível observar uma junta dupla e uma junta tripla, com utilização de splice para o esquemático.

Figura 1 – Representação de uma junta dupla rebitada, da fuselagem de uma aeronave não identificada



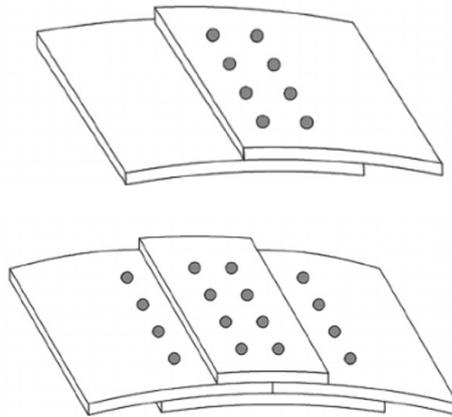
Fonte: "teste de tração e análise de qualidade, 2018."

Figura 2 – Junta Tripla Rebitada



Fonte: "teste de tração e análise de qualidade, 2018."

Figura 3 - Croqui de junta dupla e junta tripla



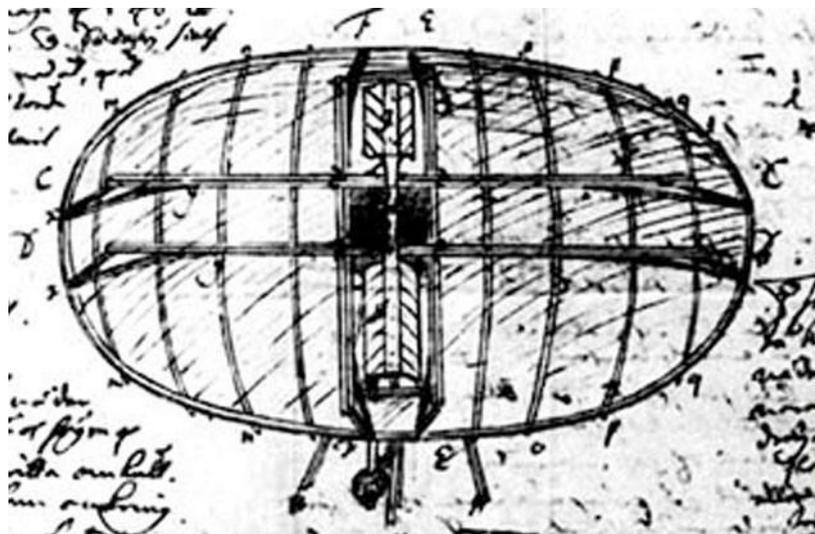
Fonte: “teste de tração e análise de qualidade, 2018”.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Mercado

É notável que o mercado aeronáutico vem passando por melhorias há muitos anos. Temos como base o primeiro estudo, que foi realizado aproximadamente em 1714, por Emanuel Swedenborg, que desenvolveu um protótipo de uma “máquina de voar”. Essa máquina tinha como principais componentes a sua fuselagem e uma asa, que se movimentaria na horizontal da aeronave, pode-se perceber na Figura 4.

Figura 4 – Rascunho da aeronave desenvolvida por Emanuel Swedenborg



Fonte: “precursores aviação mais perto sol, n.d.”

Já em 1799, temos como segundo precursor o francês George Caley, que desenvolveu um planador que tem uma grande semelhança com os aviões de hoje em dia, e foi um belo projeto utilizado para dedução de muitas leis aerodinâmicas que hoje são utilizadas. O protótipo tinha como ponto principal de funcionalidade a cauda, para ajudar no controle da aeronave e asas fixas. Com o pontapé inicial de estudo desses cientistas, vários outros estudos foram realizados para desenvolver uma aeronave que de fato conseguiria voar (David McCullough, 2016).

Dessa maneira, o primeiro pesquisador que conseguiu realizar o primeiro voo de sucesso, sem a ajuda de instrumentos externos para auxiliar no momento da decolagem, foi Santos Dumont, por volta de 1906. A aeronave construída por Dumont, mas conhecida como “14 Bis”, era composta por um aeroplano unido ao balão 14 (que tinha como função reduzir o peso efetivo do aeroplano e facilitar a decolagem) e um motor náutico Antoinette de 50 cavalos-vapor, como pode ser observado na Figura 5. (David McCullough, 2016)

Figura 5 – Aeronave “14 Bis”, desenvolvida por Santos Dumont



Fonte: “conheça a história do 14 bis, n.d”

Depois que a primeira aeronave decolou, vários estudos e melhorias foram realizados para que esses produtos pudessem chegar ao que hoje é vendido no

mercado mundial. Estudos como a evolução dos motores aeronáuticos, que se desenvolveu paralelamente à sua própria criação; sobre a disponibilidade de como seria a montagem das aeronaves, considerando asas, estabilizadores e a própria fuselagem; acerca dos instrumentos que iriam compor o interior dessas aeronaves conforme a necessidade dos passageiros; estudos estruturais e aerodinâmicos; sobre os materiais que seriam utilizados para realizar a construção e qual a funcionalidade de cada um deles perante as necessidades que deveriam ser supridas, entre outros avanços.

A partir de todo esse desenvolvimento e dos estudos que ocorreram com o passar dos anos, é possível chegar ao que se tem hoje como mercado aeronáutico, que pode ser separado em diferentes tipos, modelos e áreas de aplicação.

Uma das divisões que se tem hoje no mercado é a aviação comercial, que está contribuindo para suprir a necessidade de locomoção da população, seja em viagens internacionais ou nacionais, com aviões de diferentes tamanhos e com diferentes capacidades de passageiros. Na Figura 6, é apresentada uma aeronave comercial que é utilizada no mercado atualmente e que está em funcionamento.

Figura 6 – Aeronave “195 - E2”, desenvolvida pela Embraer



Fonte: “search, n.d.”

Tem-se também a aviação executiva, composta por aeronaves com capacidade menor de passageiros, que têm como principal objetivo atender os voos particulares

existentes no mercado, que normalmente precisam de rotas e horários flexíveis, que não são disponibilizados pelas companhias aéreas. Na Figura 7, é apresentada uma aeronave executiva desenvolvida pela EMBRAER e que está em uso.

Figura 7 – Aeronave “Phenom - 300”, desenvolvida pela Embraer



Fonte: “haute jet of the week Embraer phenom, n.d.”

Além disso, também está presente no mercado aeronáutico a defesa, que é representada pelos aviões utilizados em guerras, como os caças e outros com velocidades altas e uma performance maior. Ainda dentro dessa categoria, tem-se também aviões de cargas, que são utilizados em missões, utilizados para transporte de alimento, alguns com funcionalidade de abastecimento em voo, transporte de médicos, entre várias outras funcionalidades existentes. Na Figura 8, estão sendo representados dois aviões caças.

Figura 8 – “AM-1”, desenvolvida pela Embraer



Fonte: “Embraer entrega um caça modernizado, n.d”

E, não menos importante, existem os planadores e os carros voadores, que estão em fase de desenvolvimento e são conhecidos hoje no mercado como (eVTOLs). Os planadores são aeronaves que não possuem motor e que têm a configuração semelhante à de um avião, mas voam somente com a ajuda da aerodinâmica do ar. Já os eVTOLs são aeronaves que possuem decolagem e aterrissagem vertical elétrica. Esse tipo de aeronave está sendo implementado no mercado para fazer transporte dentro de grandes cidades, com funcionalidade semelhante à dos “Ubers” de hoje em dia. Nas Figura 9 e 10, estão sendo demonstrados exemplos de um planador e de um eVTOL.

Figura 9 – Representação de um planador



Fonte: “aviação experimental aprovação de planadores, n.d”.

Figura 10 – eVTOL, que está em desenvolvimento



Fonte: “this newly unveiled eVTOL is the quiet solution to future air travels, n.d”.

Além dos grupos que foram apresentados anteriormente, podem existir alguns outros tipos de aeronaves que se diferenciam por outros detalhes, criando assim um leque de variações, mas que não os tornam menos importante que as outras, como temos também os helicópteros, satélites, entre outros.

Por fim, é possível observar que todo o desenvolvimento que o mundo aeronáutico passou, de anos atrás até hoje, tem importância no que atualmente chama-se de aviões e que transportam milhares de pessoas pelo mundo todo, com velocidade relativamente agradável e com ótimo conforto que é fornecido aos passageiros.

2.2 Resumo histórico das análises estruturais

O desenvolvimento de aeronaves não é tão simples quanto parece. Os estudos para se desenvolver um avião são muito mais complexos do que imaginamos, e pode surgir uma ramificação de soluções e problemas diferentes um dos outros. Estudos envolvendo estruturas, aerodinâmica, desempenho, materiais, propulsão, vibração e fadiga, estabilidade e controle, sistemas, segurança, custos são alguns trabalhos que podem ser realizados durante o processo de desenvolvimento de uma aeronave.

Em relação à análise estrutural, é possível notar que ela evoluiu significativamente com o passar dos séculos, junto com o avanço da tecnologia. Na antiguidade e Idade Média, a análise estrutural era baseada em princípios empíricos e observacionais, ou seja, as pessoas que construía pontes utilizavam todo o seu conhecimento para projetar estruturas que pareciam funcionar bem, perante o conhecimento que possuíam.

Já no renascimento e na era moderna inicial, começaram a ser desenvolvidos alguns estudos frente a essa disciplina. Um dos cientistas que acabou contribuindo para o desenvolvimento dessa área foi Leonardo da Vinci, que começou a aplicar princípios matemáticos à engenharia. Porém, permanecia um déficit de aprofundamento nesses estudos. Entretanto, no século XVII, Galileu Galilei desenvolveu estudos sobre a resistência dos materiais, que contribuíram significativamente para o decorrer dos trabalhos que envolviam análise estrutural (Callister, 2006).

Por volta do século XIX, com o grande avanço da matemática e da mecânica, alguns engenheiros, como Gustave Eiffel e Isambard Kingdom, desenvolveram teorias mais avançadas, referentes ao estudo da análise estrutural, construindo estruturas jamais construídas e que impulsionaram diretamente o desenvolvimento dessa tecnologia. Na Figura 11, pode-se observar a criação de Eiffel.

Figura 11 – Projeto feito por Gustave Eiffel, construção da Torre Eiffel, em Paris



Fonte: “A história tumultuosa da construção da torre Eiffel, n.d.”

Hoje em dia, o desenvolvimento da tecnologia relacionada à análise estrutural se tornou parte crucial de todo o ambiente industrial, como o mercado aeronáutico, civil, naval, construção, entre outros. E, ao levar em consideração o avanço da tecnologia, é importante ressaltar o surgimento dos computadores, que permitem a realização de análises mais complexas e realistas, contribuindo para o desenvolvimento de produtos com maior segurança e confiabilidade.

A análise estrutural, em si, é um procedimento em que é realizada a avaliação e o estudo das características mecânicas, comportamentais e de resistência das estruturas de determinado produto. Ao se referir às aeronaves, a análise estrutural tem uma grande importância para garantir segurança, confiabilidade, e que elas sejam capazes de suportar as cargas externas e internas a que serão submetidas durante todo o voo.

Dentro deste tipo de análise, existem vários tópicos que devem ser realizados para realmente chegar ao resultado de uma análise final completa. A definição das cargas é um desses tópicos, pois essas cargas incluem forças aerodinâmicas,

gravidade, cargas inerciais e outros fatores que podem influenciar diretamente no resultado.

Outro tópico importante é a modelagem, que utiliza técnicas como elementos finitos, que têm o principal objetivo de representar com precisão a geometria e as propriedades dos materiais que são utilizados. Essa etapa é necessária porque a partir dela é possível simular o comportamento da estrutura sob diferentes condições (Niu Airframe, 2006).

A partir do momento em que a modelagem é realizada, são feitas simulações, que têm o intuito de calcular as tensões e deformações nas diferentes localizações da estrutura em si, o que possibilita verificar se os materiais que estão sendo utilizados são capazes de suportar as cargas aplicadas na estrutura ou não.

Além disso, tem-se a análise de fadiga, que traz como resultado o modo como a estrutura reage a cargas cíclicas ao longo do tempo. Isso é importante porque, com esse tipo de análise, é possível entender qual o comportamento frente a cargas cíclicas e evitar problemas prematuros devido à repetição dessas cargas e assegurando a operação segura ao longo de toda a vida útil da aeronave.

A análise de estabilidade existe para comprovar que a aeronave não está sofrendo deformações excessivas, garantindo assim uma estrutura mais segura. Por fim, com a obtenção desses resultados é possível realizar uma otimização, incluindo a verificação de conformidade com as regulamentações e padrões da indústria de aviação. Essa etapa é importante, pois garante que a aeronave está cumprindo com os requisitos estabelecidos pelas autoridades aeronáuticas (Niu Airframe, 2006).

Dessa maneira, concluímos que desenvolver uma análise estrutural não é um procedimento simples e demanda bastante atenção por parte de todos os profissionais que estarão envolvidos em um projeto. Deve-se atentar aos possíveis erros que podem surgir, e às melhores escolhas que podem ser tomadas, para representar de uma maneira mais realista o produto.

É importante ressaltar que todo o procedimento descrito anteriormente é adotado quando se refere a um modelo macro e generalizado de uma aeronave inteira, mas, ao se realizar uma análise, esse produto é dividido em partes menores, até mesmo micro, e cada uma delas tem o seu próprio estudo e seus próprios resultados.

Isso acontece porque, na maioria das vezes, as estruturas inteiras são bastante complexas e, além disso, elas possuem diferentes componentes que são

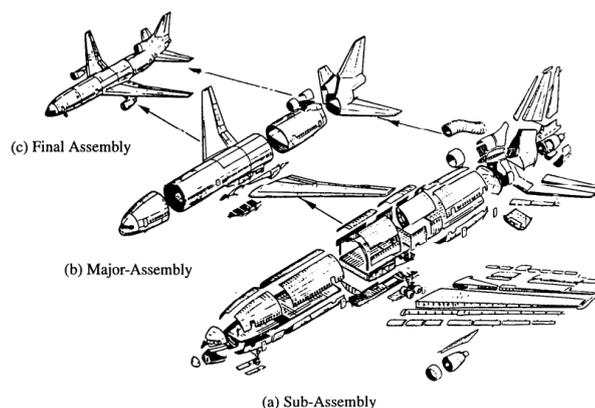
interconectados, dificultando assim o trabalho. Dessa forma, ao analisar a estrutura inteira, pode-se precisar de um tempo maior, e pode-se tornar um tipo de trabalho mais complexo, necessitando também de computadores mais avançados, que consigam simular modelos como esses. Já quando se trabalha com estruturas menores, os resultados são obtidos de uma forma mais rápida. Assim, sempre é importante gerenciar o tipo de estudo que está sendo realizado e a que resultado se quer chegar (Niu Airframe, 2006).

Além disso, a partir do momento em que é realizada uma análise de uma parte menor, também é possível obter um resultado mais detalhado de inspeção. Esses detalhes são importantes porque em cada parte do produto existem diferentes tipos de aplicações de cargas, e a partir do momento em que se faz a separação, analisa-se cada parte, especificamente.

Ao se referir a custos, quando é utilizado um modelo inteiro, necessita-se de computadores com certas capacidades e que possuem um custo mais alto. Também existem problemas relacionados a manutenções e alterações, que precisam ser feitos em determinados lugares; essas que, ao acontecerem em estruturas menores, são mais facilmente manobradas e acabam gerando um gasto menor.

Dessa forma, é possível observar que realizar o estudo de partes menores é mais rentável para o mercado, pois envolve facilidade, processamentos mais acessíveis, custos mais baratos e que influencia diretamente na resolução de problemas. Na Figura 12, é possível observar um exemplo de como essas estruturas são divididas, em alguns casos.

Figura 12 – Representação de como é realizada a separação de toda a aeronave e as partes que são estudadas individualmente



Fonte: Niu Airframe (2005).

Atentar-se a esses detalhes é importante para se identificar micro danos e evitar problemas de acidentes com as aeronaves que estão sendo desenvolvidas, como foi o caso do acidente envolvendo o voo 243, da Aloha Airlines, que despressurizou em pleno ar. Essa despressurização ocorreu porque houve o rompimento dos rebites da fuselagem, por fadiga, devido ao grande número de ciclos de pressurização/despressurização da aeronave, ocasionando assim a danificação na fuselagem do avião. Na Figura 13, pode ser observado o estado final da aeronave após acidente.

Figura 13 – Acidente do voo 243, da Aloha Airlines



Fonte: “Descritivo acidente Aloha Airlines. n.d.”

Após o acidente da Aloha Airlines, a Agência Federal do Governo dos Estados Unidos da América que é responsável pela investigação e emissão de recomendações de segurança para prevenção de acidentes dos meios de transporte – *National Transportation Safety Board* (NTSB) –, com a ajuda da Agência Federal do Governo dos Estados Unidos da América responsável pela administração da aviação comercial – *Federal Aviation Administration* (FAA) – chegou à conclusão que existiam trincas em vários locais em uma junta descolada, e que o descolamento da junta afetou o mecanismo de transferência de carga e reduziu a transferência por atrito entre as chapas, aumentando a carga nos rebites e ocasionando, assim, o rompimento dos mesmos.

2.3 Componentes estruturais

Neste tópic, será abordado um aspecto crucial da engenharia, que são as juntas. Esses elementos desempenham um papel vital na integridade e funcionalidade de diversas estruturas. Dessa forma, é importante entender quais os tipos de juntas, suas aplicações práticas, desafios e as inovações que moldam esse campo dinâmico.

No mercado aeronáutico, existem vários tipos de juntas, e cada uma delas possui suas próprias funcionalidades, como as juntas que são classificadas conforme a tecnologia de junção, a transferência de carga, o tipo principal de carregamento, geometria; as juntas contínuas ou discretas, excêntricas ou não excêntricas, entre outras.

Dentro do grupo das juntas definidas por sua tecnologia de junção, ainda existem subdivisões que demonstram diferentes funcionalidades para cada uma delas. A primeira e mais usual são as juntas mecânicas, que contemplam os parafusos, porcas, pinos e rebites, as juntas soldadas; as juntas adesivas; juntas por interferência; juntas por encaixe; e as juntas por expansão térmica. Esses são alguns dos subgrupos que contemplam as juntas por tecnologia de junção. Na Figura 14, podemos observar alguns exemplos dessa categoria (Niu Airframe, 2006).

Figura 14 – Representação de juntas mecânicas



Junta mecânica



Junta soldada



Junta por encaixe



Junta de expansão térmica

Fonte: "products, n.d"

Já quando nos referimos às juntas conforme a sua transferência de carga, também existem subgrupos que as dividem por diferentes tipos de carregamento. Tem-se, inicialmente, as juntas de carga estática; as juntas de cargas dinâmicas; as de carga de fadiga; de impacto; térmicas; as juntas de carga de pressão; dentre outras.

Já quando o assunto é juntas classificadas conforme o tipo principal de carregamento, temos as juntas de carga axial; as de carga de cisalhamento; as juntas de torção; de flexão; de compressão; de tração, de carregamento combinado, dentre outras.

No caso das juntas definidas por conta da sua geometria, temos as juntas de superfície plana, curva, de encaixe, sobreposição, chanfro, juntas de união em T, de encaixe e travamento etc. Na Figura 15, foram representados alguns exemplos de juntas geométricas (Niu Airframe, 2006).

Figura 15 – Representação de juntas geométrica



Junta de superfície plana



Junta de superfície curva

Fonte: “products, n.d.”

Ao se referir a uma junta contínua, é notável que a conexão entre as peças é contínua, o que ocasiona uma transição suave entre as peças unidas. Já nas juntas discretas, a conexão entre as peças é formada por elementos individuais distintos, como parafusos, rebites, ou outros dispositivos de fixação.

É importante ressaltar que a escolha entre uma junta contínua ou discreta depende do projeto que está sendo realizado na aeronave, dos materiais que estão sendo utilizados, das exigências estruturais e da aplicação específica. Juntas que são contínuas podem oferecer uma superfície mais aerodinâmica e esteticamente

agradável, mas podem exigir técnicas de fabricação mais complexas.

A utilização de juntas no mercado aeronáutico é frequente, tendo em vista que temos juntas utilizadas que podem ser duplas, triplas, e outras que são recorrentemente utilizadas e que são bastante conhecidas, como as *splices*, que são juntas de emenda ou união, com o intuito de garantir continuidade estrutural e funcional. Elas são utilizadas quando se trata de peças longas ou externas, cuja fabricação de uma única peça sem emenda pode ser inviável ou impraticável. Há também a possibilidade de ser projetada com diferentes maneiras, como emendas de sobreposição, emendas de encaixe, emendas aparafusadas, emendas adesivas e outras, dependendo de sua aplicação.

Outro material importante no que se refere às juntas são os prendedores, que são os componentes ou dispositivos utilizados para unir e fixar as peças de uma junta. São extremamente essenciais para garantir a integridade e a estabilidade das juntas, suportando as cargas e garantindo a segurança e eficiência das estruturas.

Os prendedores podem variar em formato, tamanho (diâmetro, altura etc.) e o tipo, dependendo do tipo de junção, dos materiais envolvidos e de sua aplicabilidade. Temos como principais exemplos os parafusos, porcas, rebites, pinos, presilhas e grampos, cliques, parafusos de aperto rápido, elementos de fixação hidráulica, entre outros.

O uso dos prendedores nesse tipo de aplicabilidade é importante porque eles possuem alta resistência, como já foi dito anteriormente, desempenhando, assim, um papel crucial na integridade das próprias juntas, garantindo que as peças estejam firmemente unidas e capazes de suportar as cargas que estão sendo aplicadas naquela estrutura.

Além disso, esse uso garante segurança operacional, melhora a distribuição de cargas, porque pode-se realizar a distribuição de cargas uniformemente através da junta, minimizando, assim, os pontos de tensão concentrada e melhorando diretamente a resistência da junta. Possui grande capacidade de adaptação à variação térmica e facilita significativamente a manutenção.

Dessa maneira, é possível concluir que a utilização de juntas e prendedores no mercado aeronáutico cresce cada vez mais, com o passar dos anos. Isso acontece por vários fatores críticos, que estão diretamente relacionados com a segurança, desempenho, manutenção e construção eficiente das aeronaves. Esses componentes acabam sendo fundamentais para garantir a integridade estrutural (Niu Airframe,

2006).

2.3.1 Materiais empregados em juntas aeronáuticas

Ao se tratar de juntas e prendedores, é importante falar sobre os materiais que são utilizados na maioria das vezes na construção desses componentes. Atualmente, no mercado aeronáutico, os materiais que mais são utilizados para o desenvolvimento dessas peças são os aços especiais, pois possuem alta resistência à corrosão, força e durabilidade. O alumínio também é bastante utilizado, porque possui importante relação com resistência-peso, ótima usinabilidade e ótima resistência à corrosão.

O titânio é um forte material no mercado aeronáutico; isso acontece porque possui alta resistência, baixa densidade, excelente resistência à corrosão, e consegue se adaptar a altas temperaturas, que é uma excelente característica quando nos referimos a aeronaves, pensando em partes que têm grande contato com altas temperaturas, como os motores. Além desses três principais, temos também as ligas de Níquel, ligas de Cobalto, Superligas, Polímeros de engenharia, compósitos de fibra de carbono, cerâmicas avançadas, ligas de magnésio, entre outros.

2.3.2 Falhas em juntas aeronáuticas

Mesmo que os materiais possuam ótimas resistências e qualidade, existem falhas que podem surgir ao se utilizar esses tipos de componentes, o que ocasiona uma situação crítica, pois pode ter sérias consequências para a segurança dos voos e a integridade da aeronave, além de ser difícil entender a causa principal dessas falhas que envolvem juntas. Na Figura 16, estão representadas as falhas mais frequentes que ocorrem em juntas aeronáuticas (Niu Airframe, 2006).

Na figura (a) observa-se a representação de uma falha ocasionada pela força de tração aplicada nas extremidades das placas, que por conta do furo, influencia no surgimento de uma trinca.

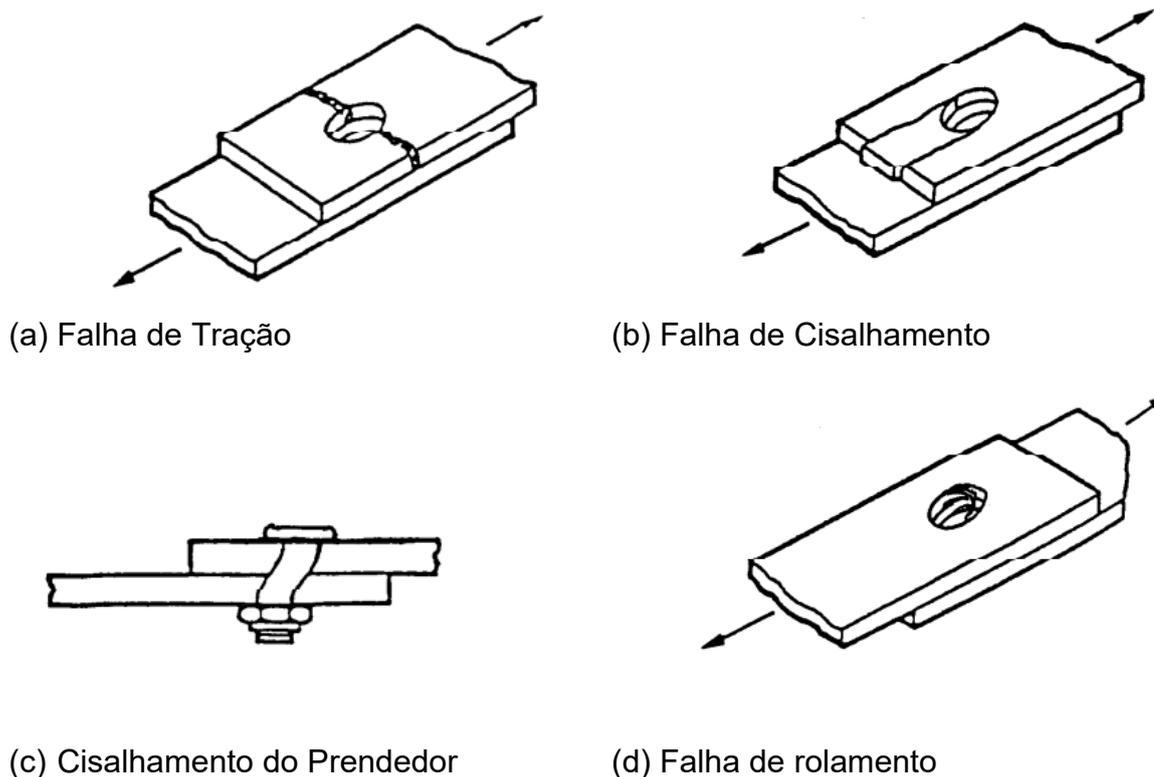
Na letra (b), segue o mesmo pensamento, mas, dessa vez ocasiona-se uma trinca por cisalhamento.

Na letra (c), devido as cargas aplicadas nas placas, essas produzem

carregamento de carga no prendedor, ocasionando assim, o rompimento dele.

Por fim, na letra (d), representa-se a falha de rolamento, ocasionada também pelas cargas aplicadas nas placas.

Figura 16 – Demonstração dos tipos de falhas que podem aparecer em juntas, devido à tensão aplicada



Fonte: "Tipos de falhar em juntas, n.d."

2.4 Tipos de modelagem de prendedores

Mesmo ao realizar a identificação dos parâmetros importantes que são necessários para se formalizar uma ótima análise estrutural, também é relevante atentar-se aos tipos de modelagens que podem ser desenvolvidas ao trabalhar com juntas de prendedores ao mesmo tempo, com o objetivo de representar o comportamento do modelo estudado.

2.4.1 Modelagem com elemento de barra

Neste trabalho, serão abordados três tipos diferentes de modelagem de prendedores para juntas triplas. Inicialmente, abordaremos a modelagem que utiliza o elemento de barra (CBAR) em sua composição.

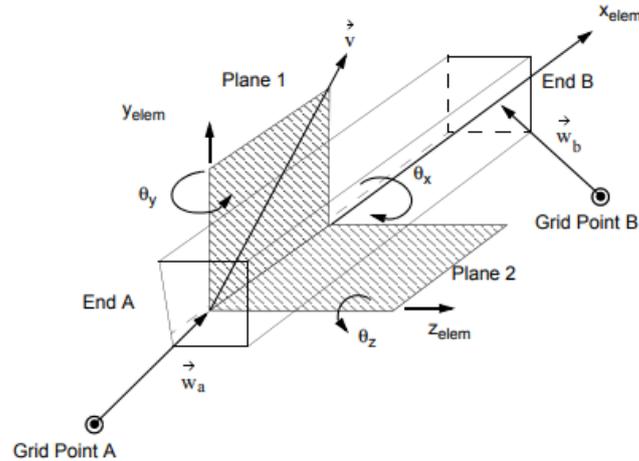
No MSC Nastran, um dos elementos de barra é conhecido como CBAR. O CBAR é uma viga que suporta tração, compressão, torção, flexão em dois planos perpendiculares e cisalhamento em dois planos perpendiculares, sendo assim um componente básico usado na análise por elementos finitos. São utilizados para modelar estruturas unidimensionais, como vigas, colunas ou barras. Eles são usados normalmente em estruturas lineares (Nastran, 2013).

Quando se modela um elemento de barra, é possível observar que eles são conectados por dois nós, que são chamados de nós finais (assim, sendo um elemento linear, determinado pelo tipo de ligação), e pode haver um ou mais pontos de integração ao longo do seu comprimento para realizar a avaliação numérica. Esse elemento também fornece diretamente a rigidez aos seis graus de liberdade de cada nó, permitindo, assim, o melhor estudo do comportamento da estrutura e a determinação de como ela responde a diferentes condições de carga e restrições (Nastran, 2013).

Ao estudar o elemento, é possível observar que a formulação do elemento de barra se deriva da teoria clássica de vigas, a qual implica que seções transversais planas permanecem planas durante sua deformação. Além disso, o centro de cisalhamento e o eixo neutro são coincidentes, deliberando, assim, a rigidez de flexão e cisalhamento transversal nas duas direções perpendiculares à direção axial (Siemens, 2014).

O elemento de barra é definido com uma entrada CBAR, e ao colocar suas características de propriedades, estas são definidas com uma entrada PBAR. Na Figura 17, pode-se observar como funciona o sistema de coordenada de um elemento CBAR.

Figura 17 – Sistema de coordenada do elemento CBAR

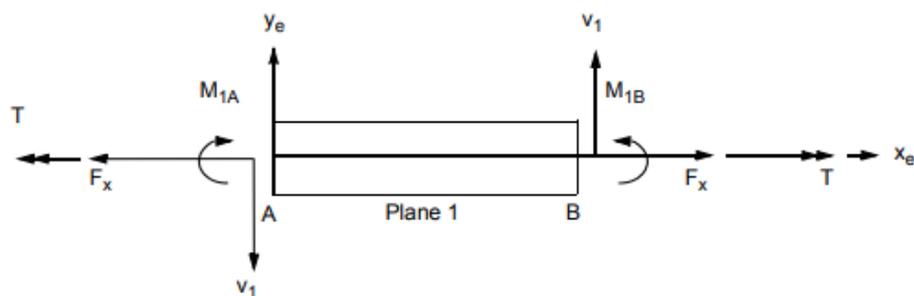


Fonte: Nastran (2013).

Já na Figura 18, está a representação das forças e momentos internos de um elemento de barra no plano X-Y. Nela, é possível observar os momentos de flexão em torno de cada nó, a força de cisalhamento V no plano especificado, a força axial F_x e o torque T (NASTRAN, 2013). E na

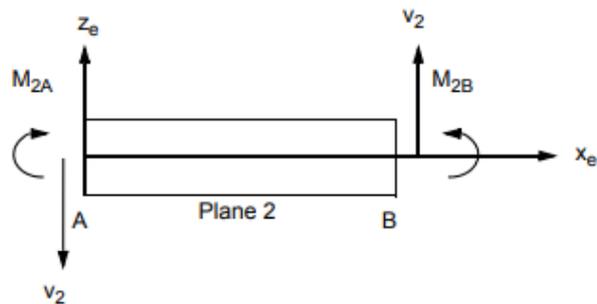
Figura 19, por sua vez, consta a representação das forças no plano X-Z.

Figura 18 – Forças e momentos internos do elemento CBAR (plano X-Y)



Fonte: Nastran (2013).

Figura 19 – Forças e momentos internos do elemento CBAR (plano X-Z)



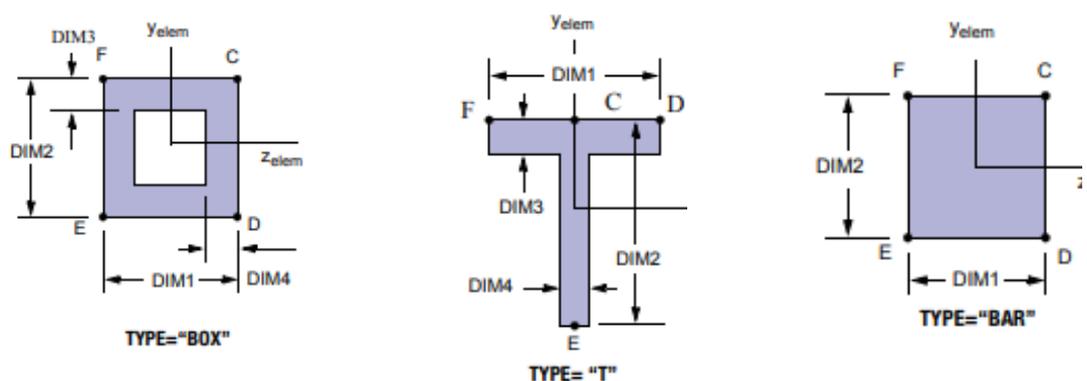
Fonte: Nastran (2013).

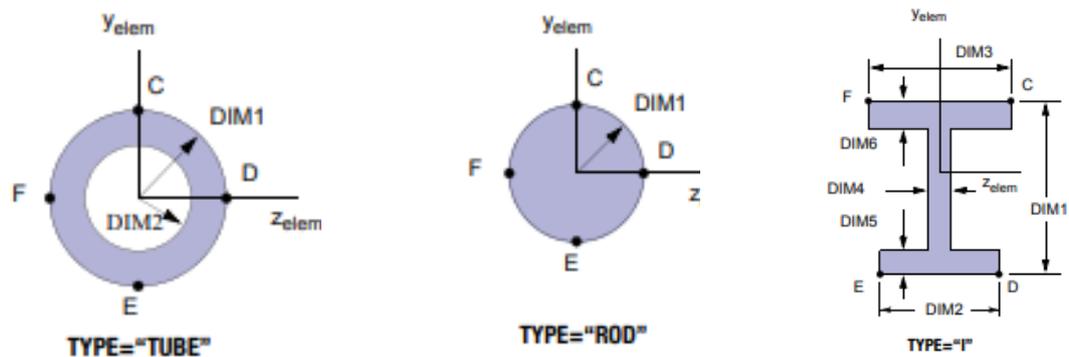
Em que M_{1a} , M_{1b} , M_{2a} e M_{2b} , são os momentos fletores em ambas as extremidades nos dois planos de referência, e V_1 e V_2 são as forças de cisalhamento. Nos dois planos de referência, F_x é a força axial média, e T é o torque em torno do eixo x .

Nesse tipo de elemento, as tensões de tração recebem um sinal positivo no comportamento, enquanto as tensões de compressão recebem sinal negativo. Os coeficientes de recuperação de estresse presentes na entrada PBAR são utilizados para realizar a localização de pontos na seção transversal, para que assim possa recuperar a tensão (Nastran, 2013).

Além disso, ao trabalhar-se com elemento de barra, existem vários tipos de seções que podem ser escolhidos para desenvolver o trabalho, cada qual com seus cálculos específicos e dados de entrada. Na Figura 20, é possível observar alguns desses tipos e o funcionamento de cada uma de suas seções.

Figura 20 – Tipos de seções para elementos CBAR





Fonte: Nastran (2013).

Dessa maneira, trabalhar com elemento de barra demanda algumas preocupações, visto que esse elemento é importante para desenvolver um modelo exato e que retorne com resultados confiáveis e fiéis ao que está sendo equiparado na realidade.

2.4.2 Modelagem com elemento de bush

Nesse tópico, apresentamos outro elemento, com características um pouco diferentes do anterior. Será detalhado como funciona o sistema de coordenada do elemento de bush (CBUSH), suas entradas de propriedades (PBUSH) e materiais, entre outras características desse tipo de elemento.

Antes de falar sobre esse tipo de elemento, é interessante entender quem foi Thomas Swift. Swift foi um britânico, que trabalhou na McDonnell Douglas e depois realizou grandes contribuições significativas para o FAA. Mencioná-lo é fundamental para o desenvolvimento deste trabalho, pois o tipo de modelagem que está sendo utilizado é o modelo de "Tom Swift", que utiliza elemento CBUSH, ligado nó a nó.

Sabe-se que o elemento CBUSH, em análise por elementos finitos, é um elemento de barra que representa uma mola elástica ou uma conexão flexível entre pontos em uma estrutura. CBUSH, é uma abreviação para "*Concentrated Bushing Element*" (Nastran, 2013).

A principal função do CBUSH é modelar propriedades elásticas de conexões flexíveis, como molas lineares ou não lineares, amortecedores, barras de torção e outros componentes estruturais que possuem de alguma maneira comportamento elásticos. Quando nos referimos à formulação matemática de um elemento CBUSH,

Fonte: Micalli (2022).

A rigidez nesse tipo de modelagem é um dos pontos mais importantes para uma análise de junta, pois a distribuição de cargas entre os componentes do conjunto estrutural depende, principalmente, da rigidez de cravação que conecta os componentes. Ao longo do DOF, 1 a 3 são os valores de rigidez translacional, e a rigidez ao longo do DOF 4 a 6 é rotacional, em torno dos três primeiros DOF translacionais (Micalli, 2022).

A Equação 1 utilizada para determinar a rigidez transversal para a metodologia de Tom Swift está sendo representada a seguir (Nastran, 2013).

$$f = \frac{5}{E_f * d} + \frac{0.8}{t_1 * E_1} + \frac{0.8}{t_2 * E_2} \quad (\text{Eq. 1})$$

E_f - Módulo de elasticidade;

E_1 - Módulo de elasticidade 1;

E_2 - Módulo de elasticidade 2;

t_1 - Espessura da placa 1;

t_2 - Espessura da placa 2;

Por fim, ao trabalhar com elemento de CBUSH, é necessário definir a propriedade PBUSH, para que assim a análise continue sendo realizada sem nenhum tipo de problema. O sistema solicita como dado de entrada os valores de rigidez, que são obtidos a partir da Eq. 1, que está representada acima. A partir do momento em que esses dados são informados, a propriedade é aplicada ao modelo, e os valores de tensões podem ser calculados normalmente.

2.4.3 Modelagem com elemento de RUTMAN

Por fim, o último modelo utilizado para estudo comparativo deste trabalho é a modelagem de RUTMAN. Ao observar o aumento da velocidade dos computadores juntamente à quantidade de memória disponível, foram surgindo tendências para a criação de modelos mais detalhados. Com isso, aumentou o uso de elementos

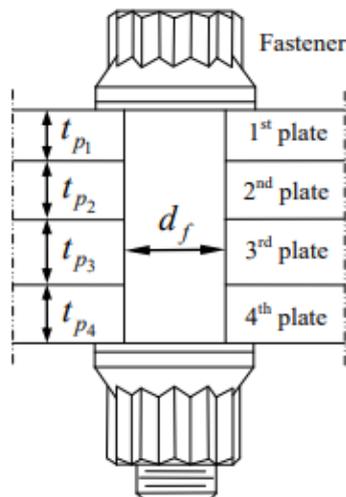
sólidos, devido à extensa aplicação de softwares CAD 3D, e pode-se analisar, de uma maneira mais realista, a representação das peças estruturais e sua interação, incluindo, assim, as juntas de fixação.

Sabe-se que a distribuição de cargas entre os componentes de uma montagem estrutural depende não apenas das suas dimensões e propriedades do material, mas também da rigidez do fixador que conecta os componentes. E, considerando uma junta de fixação, é possível observar que são considerados os seguintes componentes de rigidez.

- Rigidez translacional combinada com placa e fixador;
- Rigidez rotacional combinada com placa e fixador;
- Cisalhamento da haste do fixador;
- Rigidez à flexão.

Na Figura 23, é possível observar como funciona o comportamento de uma junta composta por 4 placas e que está demonstrando a espessura de cada uma delas e o diâmetro do prendedor. A partir, dessa imagem, é possível entender melhor como é a modelagem de um prendedor em sua composição geral.

Figura 23 – Comportamento de uma junta com prendedor



Fonte: Rutman (2017).

A rigidez translacional combinada, pode ser calculada utilizando a Equação 2 que está sendo representada a seguir (Rutman, 2017).

$$S_{bti} = \frac{t_{pi}}{\frac{1}{E_{cpi}} + \frac{1}{E_{cf}}} \quad (\text{Eq. 2})$$

Em que:

E_{cpi} - Módulo de elasticidade do material da placa i;

E_{cf} - Módulo de elasticidade do material do prendedor; e

t_{pi} - Espessura da placa,

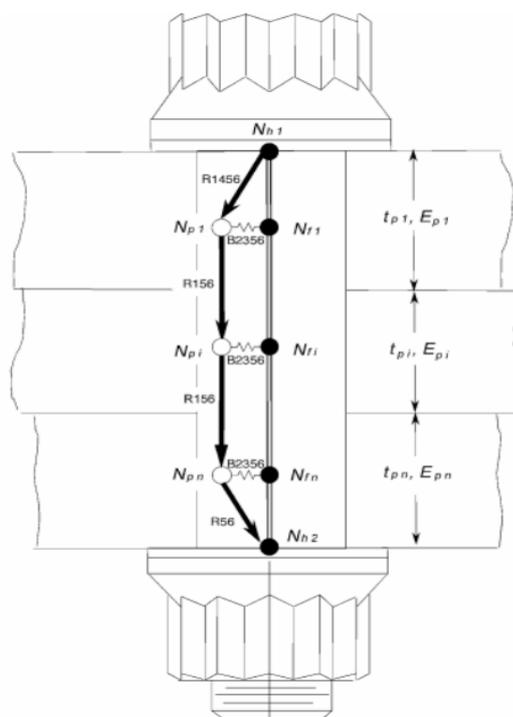
Já a rigidez rotacional combinada, é calculada utilizando a Equação 3 a seguir (Rutman, 2017).

$$S_{bti} = \frac{1}{12} * \frac{(t_{pi})^3}{\frac{1}{E_{cpi}} + \frac{1}{E_{cf}}} \quad (\text{Eq. 3})$$

E, ao referir-se a modelagem de RUTMAN, ela possibilita realizar a análise de diferentes composições de juntas, variando em sistemas composto somente por placas, mistos entre placas e sólidos, ou até mesmo somente sólidos, como pode ser observado na Figura 24.

Na Figura 24 que está representada abaixo, é possível observar que a metodologia de Rutman, nos proporciona usar placa ou sólido na t_{p1} , na t_{pi} e na t_{pn} . Mostrando assim, a facilidade em trabalhar com diferentes tipos de estruturas

Figura 24 – Estruturas que aceitam bem a modelagem de RUTMAN



Fonte: Rutman (2017).

Resumidamente, a modelagem de RUTMAN possui a utilização de mais elementos, tornando-a, assim, mais complexa e detalhada.

2.5 Método dos elementos finitos

O MEF (Método dos Elementos Finitos) consiste em discretizar estruturas complexas em diversos volumes de controle menores e de geometria simplificada, para que as equações de tensão e deformação possam ser aplicadas e calculadas pelo computador. Todos os elementos são conectados entre si, através de nós. Devido à alta quantidade de elementos a serem calculados, este método só foi possível de ser aplicado após a invenção dos computadores, que realizam tarefas que exigiriam esforços além da capacidade humana (Reddy, 1993).

Sendo assim, ficou destinado ao usuário dos *softwares* que utilizam o MEF apenas a modelagem do problema na etapa de seu pré-processamento, como a definição da geometria, do material e discretização em uma malha útil com diversos elementos infinitesimais.

Também cabe ao usuário a análise correta dos resultados fornecidos pelo *software* após a solução, que pode fornecer como saída diversos parâmetros. Isso exige expertise e senso crítico para avaliar a coerência dos resultados exibidos. Geralmente, para análises estruturais, são analisados como parâmetros tensões equivalentes, de cisalhamento, deslocamentos, entre outros.

Neste trabalho, serão utilizados alguns *softwares* comerciais mais populares da indústria: o HYPERMESH, que será utilizado para desenvolver toda a parte de modelagem da junta com os prendedores. Entre os motivos para esta escolha, estão: sua interface intuitiva, confiabilidade, atualização, e fácil acesso para diversos estudantes e pesquisadores ao redor do mundo.

Também será utilizado o FEMAP, especialmente para desenvolver toda a parte de análise da junta com os prendedores, que também possui uma interface intuitiva.

Por fim, menciona-se a utilização do SOLIDWORKS, que será utilizado para realizar o desenho do modelo inicial que será importado aos outros softwares.

3 ESTUDO DE CASO E MOTIVAÇÃO

Estudo de caso é uma investigação detalhada e aprofundada de um evento, situação, indivíduo ou grupo, dentro de um contexto específico. Esse método de pesquisa é utilizado em diversas áreas, incluindo as ciências sociais, ciências naturais, medicina, negócios, educação, psicologia, entre outras. Os Estudos de caso são valiosos por várias razões, e servem para diversos propósitos, como a exploração e descoberta, compreensão profunda de um determinado assunto, teste de teorias e hipóteses, aplicabilidade prática, tomada de decisão informada, educação e aprendizado, validade de métodos, entre outros.

Dessa maneira, neste tópico será detalhado como se iniciou o trabalho e quais foram as motivações que influenciaram nas tomadas de decisões, explicando o porquê de cada uma delas em relação ao tema, e entendendo a influência que essa escolha pode impactar dentro do mercado aeronáutico.

A primeira etapa do trabalho foi discutir sobre vários assuntos que estão em alta dentro do mercado aeronáutico, encontrando assim um tema específico que poderia ser importante para determinados estudos e aplicabilidades.

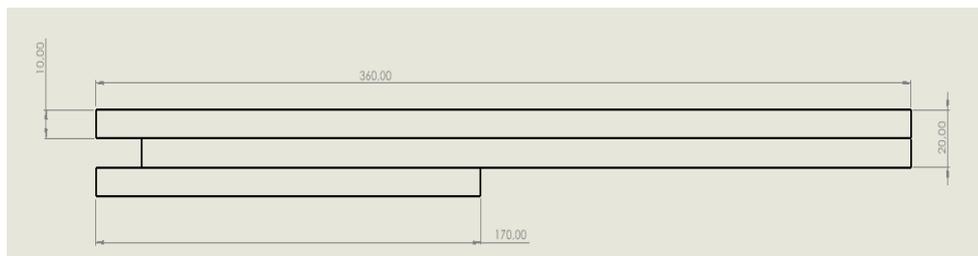
Desse modo, foi possível chegar à conclusão que, considerando o

desenvolvimento do mercado aeronáutico e as tecnologias que estão em alta, seria de grande importância realizar um estudo comparativo entre três diferentes tipos de modelagem para prendedores em juntas aeronáuticas, que já foram citadas na parte de revisão bibliográfica.

Após determinar o que seria comparado, foi necessário chegar ao tipo de junta que será estudado, para que assim fosse possível realizar o desenho e, a partir dele, as modelagens e análises.

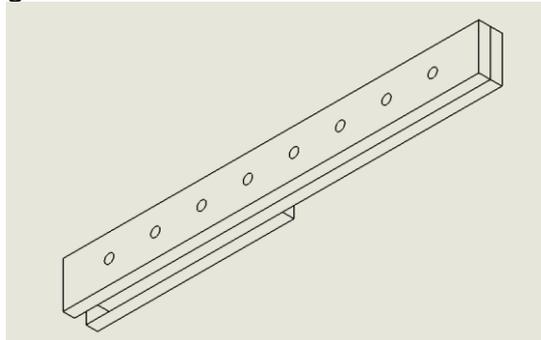
Um dos pontos mais importantes da escolha foi fugir das análises que já estavam em grande desenvolvimento dentro do mercado/empresas, juntas mais simples, no caso, que já possuíam ensaios experimentais e resultados satisfatórios sobre sua aplicabilidade. Dessa maneira, foi possível determinar que a escolha seria uma *Doubler/overlap joint + butt-joint*, ou seja, baseado na junção de três peças, em que duas peças trabalham de maneira solidária, em que uma delas é interrompida por razões construtivas, demandando, assim, uma peça adicional como emenda (splice), para que ocasione uma melhor distribuição de cargas em toda a estrutura. Nas Figura 25 e 26, é possível observar uma vista 2D do modelo e uma vista 3D.

Figura 25 – Vista 2D do modelo escolhido



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 26 – Vista 3D do modelo escolhido



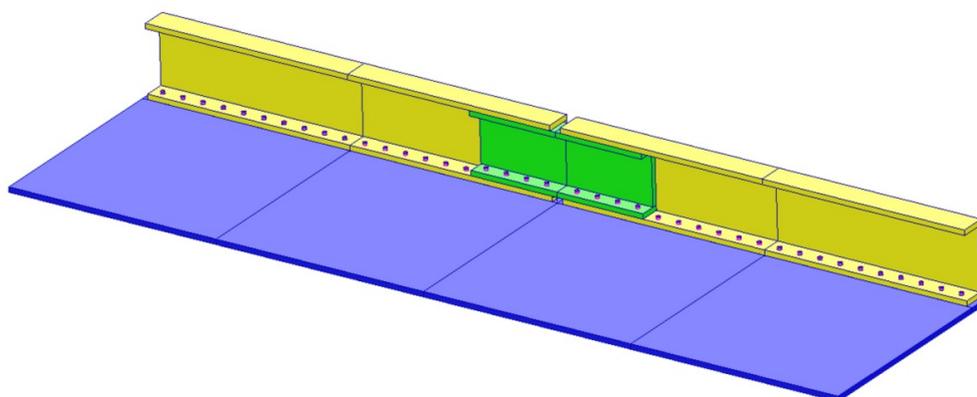
Fonte: Elaborada pelo autor.

Além disso, foi necessário definir em quais placas seriam realizadas as aplicações de carga, sendo elas, a primeira e segunda placa superior da Figura 25.

Além disso, ao definir o que seria utilizado para o desenvolvimento do trabalho, foi importante se atentar em que aplicabilidade, é utilizado na estrutura da aeronave, fazendo com que seja um trabalho que contribua para o mercado e traga resultados consideráveis em relação ao tipo mais eficiente.

Dessa maneira, a junta, em geral, possui dois tipos de características. No caso da Doubler, em que as peças estão continuamente ligadas e possui baixa transferência de carga, é uma ligação característica, por exemplo, de uma longarina com revestimento. Já no outro caso, a junta com alta transferência de carga, representa uma emenda de revestimento, sendo assim, dividida conforme por estratégia em relação à sua fabricação *versus* limitações de matéria-prima dentro do mercado. Como pode ser observado na Figura 27 a seguir:

Figura 27 – Demonstrativo do modelo estudado em relação ao caso real



Fonte: Elaborada pelo autor.

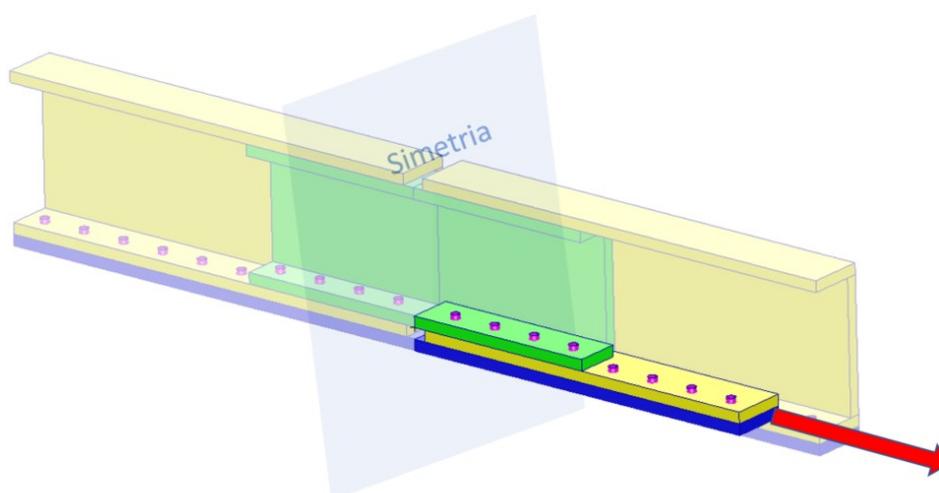
No arranjo estrutural acima, é representado uma típica ligação entre longarina (representado pela parte amarela), revestimento de uma asa (representado pela parte azul) e os prendedores que fazem a conexão, estão representados pela cor rosa na estrutura.

Além disso, ainda na Figura 27, é importante ressaltar que por razões de fabricação, dimensões etc., as peças são interrompidas e necessitam ser emendadas. No caso estudado, a longarina está interrompida na posição central. Isso acontece, pois o revestimento (azul), é contínuo na posição onde a longarina é interrompida,

fazendo com que todo o carregamento da longarina passe para o revestimento, porém essa situação sobrecarregaria o revestimento, e para contornar este problema, realiza a instalação de uma splice de emenda (verde), que divide com revestimento o carregamento da longarina.

Aproveitando a Figura 27 que demonstra o caso real estudado, faz-se a representação da simetria do modelo, na Figura 28 a seguir:

Figura 28 – Demonstrativo da simetria do modelo estudado em relação ao caso real



Fonte: Elaborada pelo autor.

O próximo passo necessário para dar continuidade no estudo foi pontuar os tipos de modelos que deveriam ser criados. Assim, nas tabelas a seguir, é possível identificar os modelos que serão tratados nos próximos capítulos deste trabalho.

Tabela 1 – Demonstrativo dos modelos desenvolvidos neste trabalho, para modelo solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)

PARTES DO MODELO	MODELAMENTO DO PRENDEDOR
Placa/Placa/Placa	CBAR
	CBUSH
	CBUSH + REB3
	RUTMAN
Sólido/Placa/Sólido	CBAR + RBE2

	CBUSH + RBE2
	RUTMAN

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 2 – Demonstrativo dos modelos desenvolvidos neste trabalho, para modelo preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z).

PARTES DO MODELO	MODELAMENTO DO PRENDEDOR
Placa/Placa/Placa	CBAR
	CBUSH
	RUTMAN
Sólido/Placa/Sólido	CBAR + RBE2
	CBUSH + RBE2
	RUTMAN

Fonte: Elaborada pelo autor.

Por fim, realizando as tomadas de decisões iniciais, foi possível, a partir desse passo, começar a realizar o processo de modelagem e simulações, gerando o conteúdo que será analisado e utilizado, para obter, posteriormente, as conclusões.

Em relação ao carregamento aplicado no modelo, a ideia principal era realizar um estudo que seria comparável com uma situação mais semelhante ao que acontece na realidade com a estrutura de uma aeronave. Assim, foi definido que seria aplicada uma carga de 4000 N de tração na primeira placa superior, e 4000 N de tração na segunda placa superior, totalizando, assim, um total de carregamento de 8000 N. É um nível de tensão representativo de um voo de severidade média.

Já em relação às condições de contorno do modelo, ao serem definidas, foi importante considerar situações reais que acontecem com as aeronaves, ou seja, ao efetuar o carregamento de um lado do modelo e prender na outra extremidade, foi uma estratégia de modelagem, para que assim fosse possível representar $\frac{1}{2}$ da emenda.

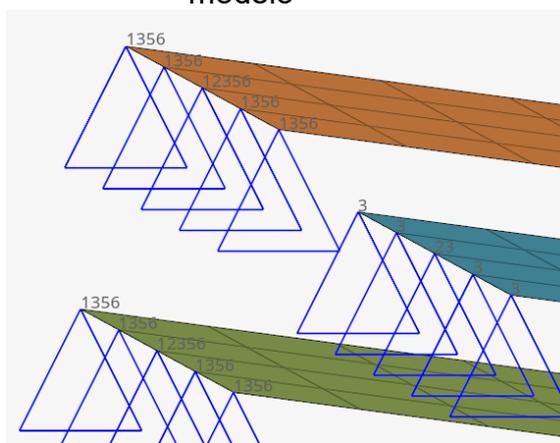
Inicialmente, foi definido que o modelo, em sua extremidade esquerda, teria duas composições de condições de contorno, e que uma delas seria aplicada na primeira e terceira placa, e a outra seria aplicada somente na segunda. No caso da

condição de contorno que será aplicada na primeira e terceira, nos nós das extremidades foi definido que eles seriam presos em 1356, ou seja, ao fixar em 1, aponta-se que a primeira e a terceira peça, possuem continuidade e por isso é restringido seu deslocamento em x (DOF 1). Ao fazer o mesmo procedimento para 5 e 6, é restringido por conta da simetria, a rotação em torno de y (DOF 5) e em torno de z (DOF 6). A fixação dos nós em 3, surge para que assim, seja possível representar a porção da alma que foi removida do modelo

Entretanto, o nó central dessa linha seria preso em 12356, em que ele unicamente não iria se transladar em x, y e z. Isso acontece, pois permite que a matriz de rigidez do problema seja invertível, e o problema de Elementos Finitos tenha solução.

Já no caso da segunda placa, foi definido que os nós das extremidades seriam presos no grau de liberdade 3, fazendo a representação a porção da alma e adotando assim a não translação em z; e no central da extremidade dessa placa seria preso em 23, fazendo com que esses pontos não transladem em y e z, solucionando o problema de Elementos Finitos como foi descrito anteriormente. Na Figura 29, é possível analisar como foram aplicadas essas condições de contorno.

Figura 29 – Representação das condições de contorno na extremidade esquerda do modelo

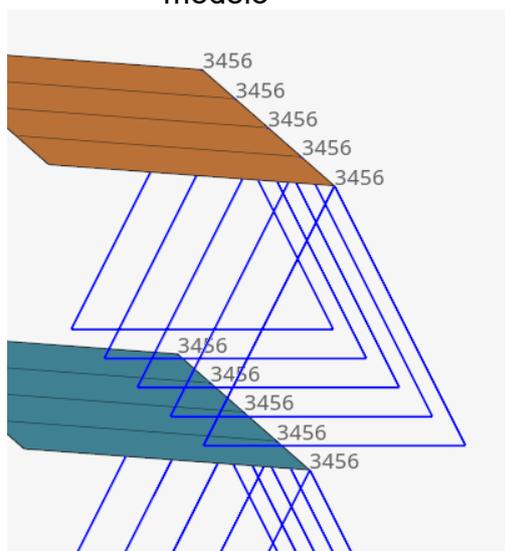


Fonte: Elaborada pelo autor.

Já no caso da extremidade direita do modelo, as condições de contorno foram iguais em todas as placas; sendo assim, foi definido que todos os nós da extremidade direita seriam presos em 3456, concluindo que o modelo não translade em z e não rotacione em x, y e z. Neste caso, essa condição de contorno foi adotada para

representar um ‘engaste’, em que apenas o deslocamento axial e lateral é permitido, representando a continuidade da região cortada. Esse comportamento pode ser observado na Figura 30.

Figura 30 – Representação das condições de contorno, na extremidade direita do modelo

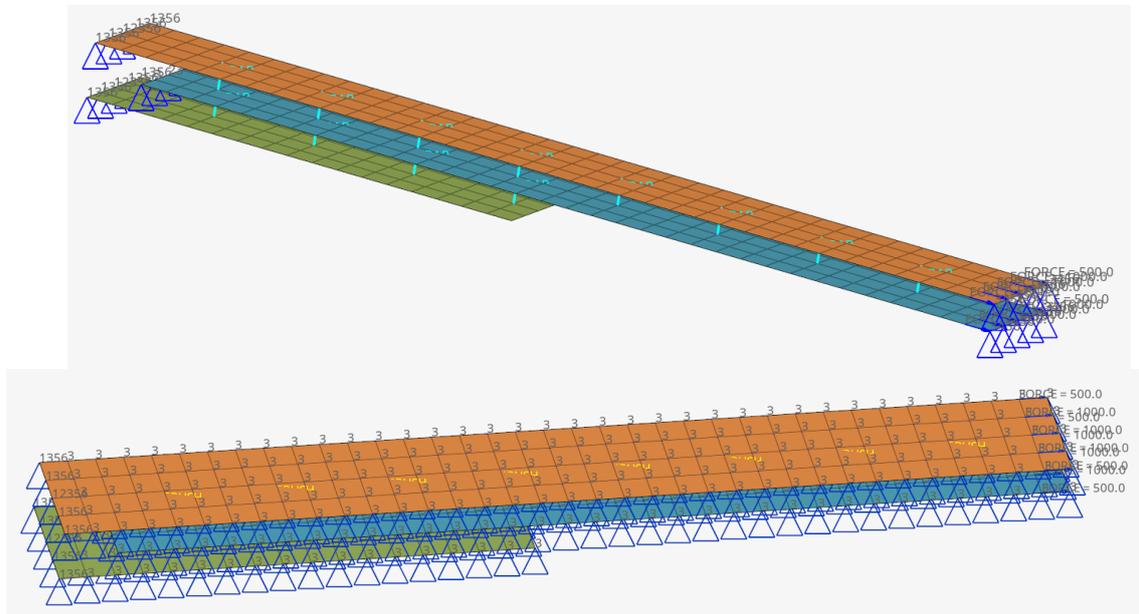


Fonte: Elaborada pelo autor.

Além dessas duas condições já pré-determinadas, sabe-se que, em relação ao estudo, existem dois tipos de condições diferentes que serão analisadas. A primeira considera que todos os pontos do modelo, exceto os da extremidade, irão trabalhar de maneira livre; e o segundo comportamento considera que todos os outros pontos, exceto os das extremidades, serão presos no grau de liberdade 3, fazendo com que o modelo todo não translate em z e represente a porção da alma removida. Essa representação pode ser observada na Figura 31.

Esse tipo de decisão foi tomado porque, em relação a um caixão de asa, das longarinas e as ribs, existe o travamento parcial neste deslocamento do revestimento, ou seja, a partir do momento em que os outros nós são travados no grau de liberdade três, o modelo é mais representativo à aplicação.

Figura 31 – Representação do modelo todo preso no grau de liberdade 3



Fonte: Elaborada pelo autor.

Outro assunto importante que foi definido na parte de Estudo de caso foram os materiais que seriam utilizados tanto no modelo quanto no prendedor. Na estrutura do modelo, foi definido que seria utilizado nas placas e sólidos o material de alumínio da série 7000, adotando para cálculos de placa os valores da liga de alumínio 7050 – T7451. Já em relação aos prendedores, foi adotado para uso o Titânio Ti-6Al-4V. As propriedades de cada um desses materiais podem ser observadas nas Tabela 3 e 4.

Tabela 3 – Propriedade do Alumínio 7050 – T7451

PROPRIEDADE	VALOR
Módulo de Elasticidade	71.7 GPa
Módulo de Cisalhamento	26.9 GPa
Densidade	2.83 g/cm ³
Tensão Limite de escoamento de Tração	469 MPa
Tensão Ultimate de escoamento de Tração	524 MPa
Coefficiente de Poison	0.33

Fonte: "Materiais, n.d."

Tabela 4 – Propriedade do Titânio Ti-6Al-4V

PROPRIEDADE	VALOR
Módulo de Elasticidade	113.8 GPa
Módulo de Cisalhamento	44 GPa
Densidade	4.43 g/cm ³
Tensão Limite de escoamento de Tração	880 MPa
Tensão Ultimate de escoamento de Tração	950 MPa
Coefficiente de Poison	0.342

Fonte: "Materiais, n.d."

Após realizar a definição de todos esses fatores que contribuem diretamente para obtenção dos dados que serão analisados, foi possível iniciar o procedimento de simulação computacional, que demonstra, detalhadamente, como foi feita a modelagem por meio dos softwares *HYPERMESH* e *FEMAP*, conforme será tratado no próximo tópico.

4 MODELAGEM COMPUTACIONAL

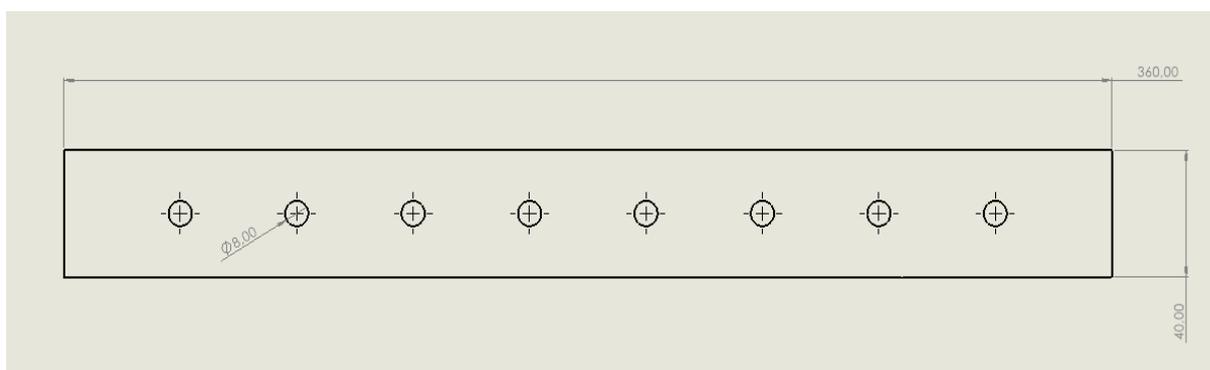
De início, foram pré-determinadas seis análises estruturais estáticas, sendo três delas considerando a composição placa/placa/placa. Porém, ao chegar ao final do desenvolvimento das análises, foi necessário acrescentar outro tipo a essa composição, totalizando, assim, quatro, no total e três, quando considerada a composição sólido/placa/sólido, para a situação em que o modelo se encontra solto no grau de liberdade 3.

Já ao considerar o modelo preso no grau de liberdade 3, aplica-se 6 análises definidas inicialmente, desconsiderando a nova para esse tipo. Totalizando assim, um total de 13 modelos estudados. Desses 13 modelos estudados 7 representam placa/placa/placa e 6 sólido/placa/sólido.

4.1 Criação da Geometria

Para realizar o desenvolvimento da geometria, foi utilizado o *software SOLIDWORKS®*. O CAD criado no computador para realização das simulações é exibido na Figura 32, que apresenta a estrutura real da junta pela sua vista superior.

Figura 32 – Vista do CAD da junta com as medidas



Fonte: Elaborada pelo autor.

Além disso, na Figura 26, é possível observar que nos quatro primeiros furos do lado esquerdo a junta possui um comportamento de *double shear*, e nos quatro primeiros furos do lado direito, tem o comportamento de uma *simple shear*.

4.2 Definição da Malha

Segundo Antoniacomi e Souza (2010), sugerem que a simulação deve se iniciar pela construção de uma malha, assim substituindo uma região contínua por elementos como triângulos, quadrados, tetraedros, entre outros.

Com isso, a determinação da malha deve ser feita corretamente, pois poderá ter como consequência, uma simulação com resultados incoerentes (ANTONIACOMI e SOUZA, 2010).

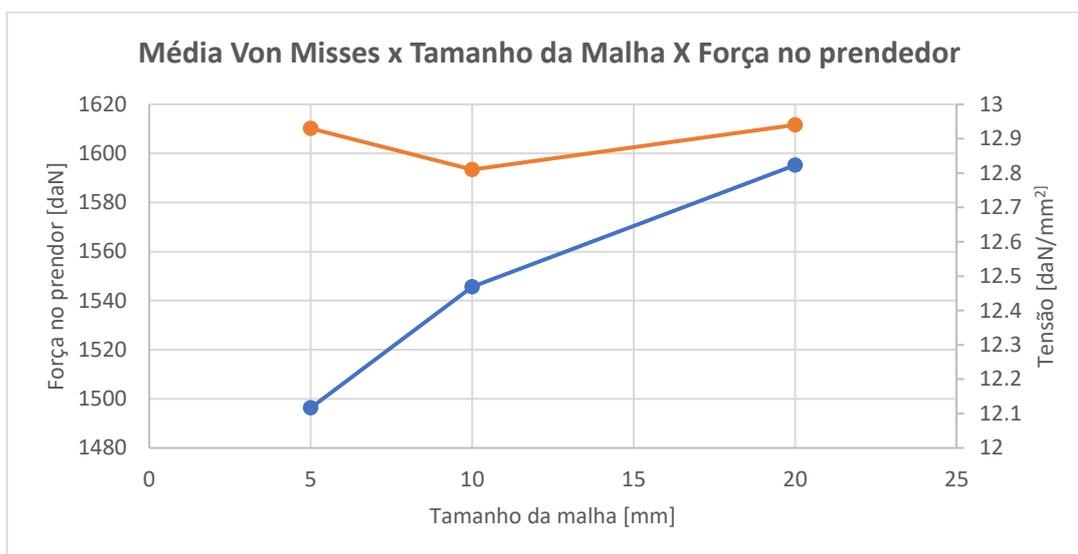
A definição da malha, quando está sendo realizada uma simulação por elementos finitos, é importante para obter resultados precisos e eficientes. A qualidade influencia na precisão da análise e no tempo de computação necessário para simular determinado modelo. Por isso, é importante entender se há a necessidade de utilizar

malha refinada, ou não.

O software apresenta vários tipos de simulações, com o auxílio de ferramentas operacionais consegue-se criar a situação desejada, obter os dados e analisar os resultados. Neste trabalho foi feito um estudo de malha, comparando as porcentagens na variação do tamanho de malha.

Desta forma, o modelo base foi representado com tamanho de malha 5 mm, 10 mm e 20 mm. Após realizar a representação, foi feita a média dos valores para análise de Von Mises e calculado a variação entre cada uma das malhas e ainda no mesmo gráfico, foi acrescentado a carga no prendedor, para determinar qual a mais eficaz nesta aplicação. Obtendo-se como resultado os valores representados na Figura 33 a seguir:

Figura 33 – Gráfico representativo do estudo de malha



Fonte: Elaborada pelo autor.

Observando os resultados da Figura 33 referentes a tensão de Von Mises, é possível notar que os valores para malha de tamanho 20 e tamanho 5, são equivalentes, e comparadas com a malha de tamanho 10, possuem uma melhoria de aproximadamente 1%. Portanto, o refino de 5 adiciona um custo computacional, comparado a uma malha mais grosseira, que não é justificado levando em conta a diferença dos resultados. Já um elemento de tamanho 20, não é justificável por conter apenas dois elementos na menor dimensão do modelo, não representando o diâmetro do prendedor, tornando assim, os resultados menos precisos.

Já quando se refere a análise da força no prendedor, nota-se que ao escolher uma malha de tamanho 5 mm, o modelo se torna menos flexível, sendo inviável para

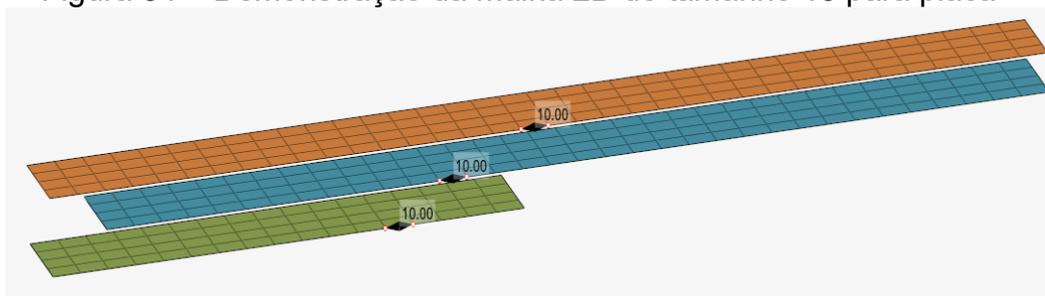
estudo e uma malha de tamanho 20 mm, continua gerando resultados menos precisos. Assim, o tamanho 10, foi selecionado pelo balanço entre custo computacional, precisão dos resultados e qualidade do modelo para estudo.

Em relação à geometria estudada, pode-se perceber que não possui estrutura complexa. Conclui-se, então, que o valor de malha estipulado pelo *HYPERMESH* é suficiente para obter os resultados necessários em relação ao modelo estudado. Dessa maneira, iniciou-se utilizando uma malha com tamanho 10, que também foi definido no estudo da malha demonstrado anteriormente, e no final das análises, por conta da nova situação demandada, a mesma malha teve que ser refinada para tamanho 4 – isso para os modelos de placa, para melhor representação do diâmetro do prendedor.

Considerando que o estudo comparativo também trabalha com sólido, o mesmo procedimento foi realizado. Como o modelo não é complexo, foi utilizado o tamanho de malha já estipulado pelo software. A única diferença é que, no caso do sólido, utiliza-se uma malha 3D tetraédrica (tendo uma variação do tamanho de malha em todo o sólido), e no modelo de placa utiliza-se uma malha 2D.

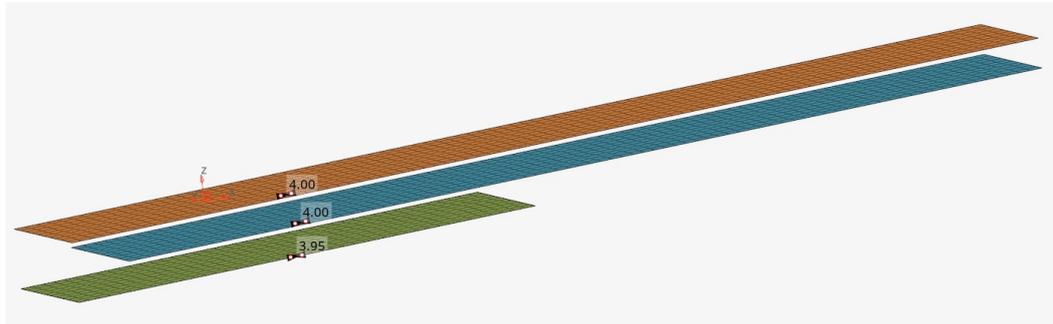
O CAD criado foi dividido em três partes distintas, com geometria relativamente uniforme, para que fossem criadas malhas específicas para cada zona, através do *software HYPERMESH*. Essa divisão é evidenciada na Figura 34, Figura 35 e Figura 36.

Figura 34 – Demonstração da malha 2D de tamanho 10 para placa



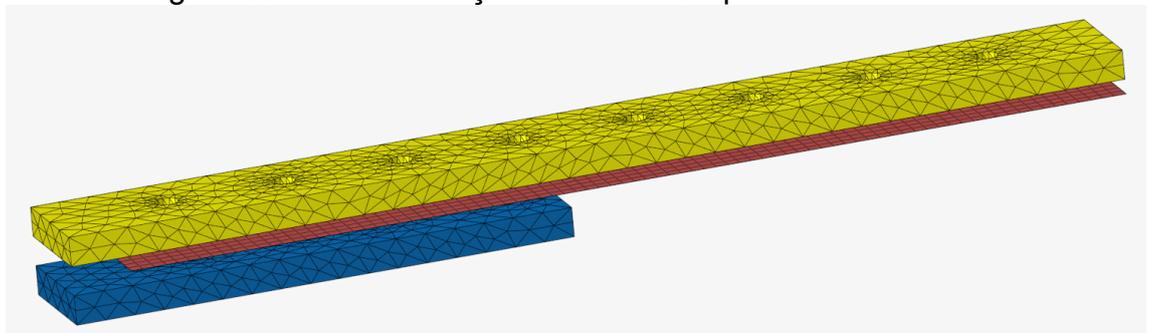
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 35 – Demonstração da malha 2D de tamanho 4 para placa



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 36 – Demonstração da malha 3D para sólidos



Fonte: Elaborada pelo autor.

4.3 Modo de carregamento de força no eixo X e definição das condições de contorno

O modo de carregamento e a definição das condições de contorno, seguem os mesmos critérios anteriormente, quando explicamos os motivos das escolhas e definições dos valores escolhidos.

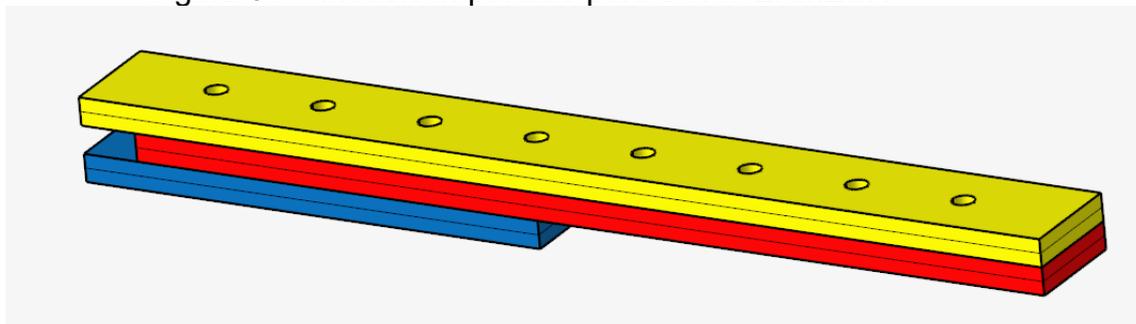
4.4 Modelagem

4.4.1 CBAR (Placa/placa/placa)

Neste tópico, será detalhado como foi desenvolvida a modelagem do elemento CBAR para junta de placa/placa/placa, mostrando os elementos utilizados, definições das propriedades, materiais, entre outros.

Inicialmente, o primeiro procedimento foi carregar o modelo no HYPERMESH, como está sendo representado na Figura 37, pois, a partir deste modelo serão realizados todos os comandos de modelagem.

Figura 37 – Modelo importado para o HYPERMESH



Fonte: Elaborada pelo autor.

O segundo procedimento, após realizar o carregamento no software, foi a criação das *midsurfaces*, as quais representam a superfície da placa e que são utilizadas para a modelagem do prendedor.

Logo após esse procedimento, a partir das *midsurface* desenvolve-se as malhas, adotando os critérios de criação de malha já detalhados anteriormente.

O quarto passo a ser realizado é criar as propriedades de placas, considerando a espessura de cada uma delas. Sabe-se que a espessura das placas é de exatamente 10 mm.

Atenta-se, que ligado a essa propriedade de placa está o material de alumínio que foi criado e todas as suas propriedades.

O quinto passo foi representar a carga que está sendo aplicada na extremidade direita da primeira e da segunda placa, considerando sua orientação e intensidade. Além disso, nesse mesmo processo, adotaram-se as condições de contorno na extremidade esquerda. Ressalta-se que esse procedimento foi realizado seguindo as observações descritas no tópico de estudo de caso.

O sexto passo foi criar uma propriedade de barra, pois, ao fazê-lo, é necessário ser representado por uma propriedade de barra PBAR, que realiza os cálculos característicos considerando o diâmetro do prendedor. Na Figura 38, é possível analisar os dados de entrada que foram informados para tal:

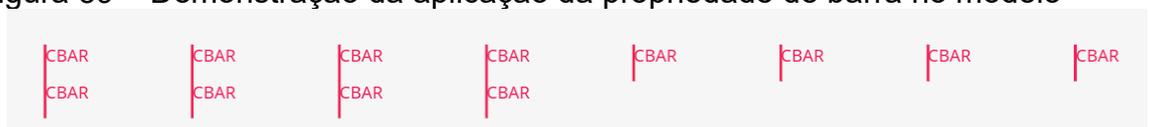
Figura 38 – Representação dos dados de entrada para a criação da propriedade de barra

Name	Value
Solver Keyword:	PBAR
Name:	Propriedade de ba...
ID:	2
Color:	
Include:	[Main Model] ▾
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	PBAR ▾
Material:	 (2) Ti
User Comments:	Hide In Menu/Exp... ▾
Beam Section:	 (1) beamsection1
Name: beamsection1	
ID: 1	
Include: [Main Model] ▾	
Collector:	 (1) auto1
Config:	Standard ▾
Section Type:	ROD ▾
Parameter D...	
Radius DIM1:	4.0
Neutral Axis ...	
Area:	50.265482457437
Centroid: Lo...	0.0
Centroid: Lo...	0.0
MOI: Centro...	201.06192982975
MOI: Centro...	201.06192982975
MOI: Centro...	0.0
Radius of G...	2.0
Max Coord ...	4.0
Max Coord ...	4.0
Local Proper...	
Neutral Axis ...	
Warping Pro...	
Principal Pro...	
Metadata	
A:	50.265482457437
I1:	201.06192982975
I2:	201.06192982975
J:	402.12385965949
NSM:	0.0
CONT1:	<input type="checkbox"/>
Metadata	

Fonte: Elaborada pelo autor.

Além disso, vinculado a essa propriedade de barra, está o material que foi escolhido para representação do prendedor e que também foi criado e estabelecido aos respectivos elementos, como pode ser observado na Figura 39.

Figura 39 – Demonstração da aplicação da propriedade de barra no modelo



propriedades diferentes, uma para onde a composição em que há três camadas de placa, e outra propriedade onde é dupla.

Nas Figura 41 e Figura 42, é possível analisar os dados de entrada (valores de rigidez) que foram informados para a criação da propriedade de mola para três placas e duas placas, respectivamente. Lembrando que na Figura 41, os valores de entrada para K1, K2, K3, K4, K5 e K6, foram retirados utilizando a equação descrita no tópico 2.4.2.

Figura 41 – Representação dos dados de entrada para a criação da propriedade de mola para três placas

Name	Value
Solver Keyword:	PBUSH K
Name:	propriedade de mola...
ID:	3
Color:	
Include:	[Main Model] ▾
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	PBUSH ▾
User Comments:	Hide In Menu/Export ▾
▼ K_LINE:	<input checked="" type="checkbox"/>
K1:	47048.5
K2:	12505.5
K3:	12505.5
K4:	0.0
K5:	40913.1
K6:	40913.1
B_LINE:	<input type="checkbox"/>
RCV_LINE:	<input type="checkbox"/>
GE_LINE:	<input type="checkbox"/>
PBUSHT:	<input type="checkbox"/>
Metadata	

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 42 – Representação dos dados de entrada para a criação da propriedade de mola para duas placas

Name	Value
Solver Keyword:	PBUSH K
Name:	Propriedade de mola
ID:	2
Color:	<input type="checkbox"/>
Include:	[Main Model]
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	PBUSH
User Comments:	Hide In Menu/Export
▾ K_LINE:	<input checked="" type="checkbox"/>
K1:	29405.3
K2:	14646.7
K3:	14646.7
K4:	0.0
K5:	184109.0
K6:	184109.0
B_LINE:	<input type="checkbox"/>
RCV_LINE:	<input type="checkbox"/>
GE_LINE:	<input type="checkbox"/>
PBUSHT:	<input type="checkbox"/>
Metadata	

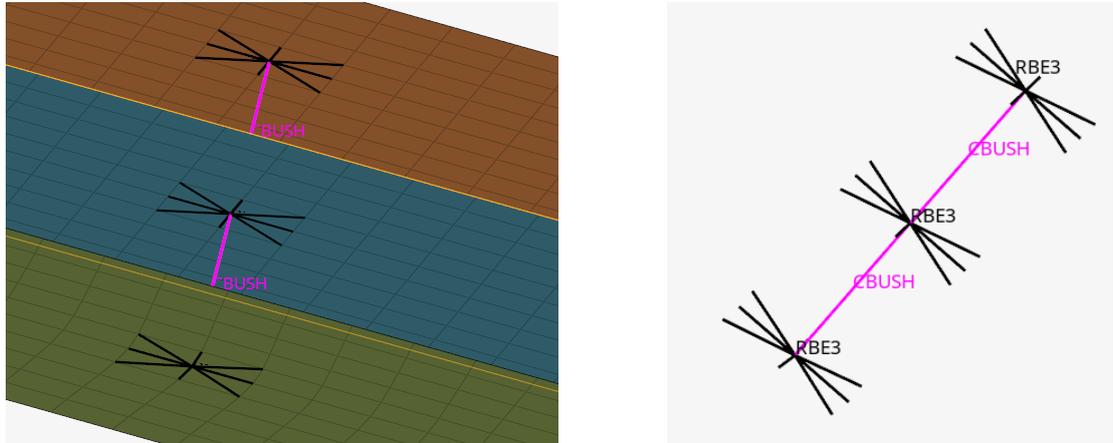
Fonte: Elaborada pelo autor.

Além disso, vinculado a essa propriedade de mola está o material que foi escolhido para representação do prendedor e que também foi criado e estabelecido aos respectivos elementos, da mesma forma que foi realizada na modelagem de barra.

Criando a propriedade do elemento de mola, é possível moldar o elemento de mola pelo comando 1D. Para isso, escolhe-se os dois nós e o sistema de coordenada a ser adotado, lembrando que eles serão diferenciados pela sua rigidez.

O último passo é desenvolver o elemento RBE3, que terá um nó coincidente com o elemento de mola e ligará os nós na placa que simula a circunferência do diâmetro do prendedor, como está sendo representado na Figura 43.

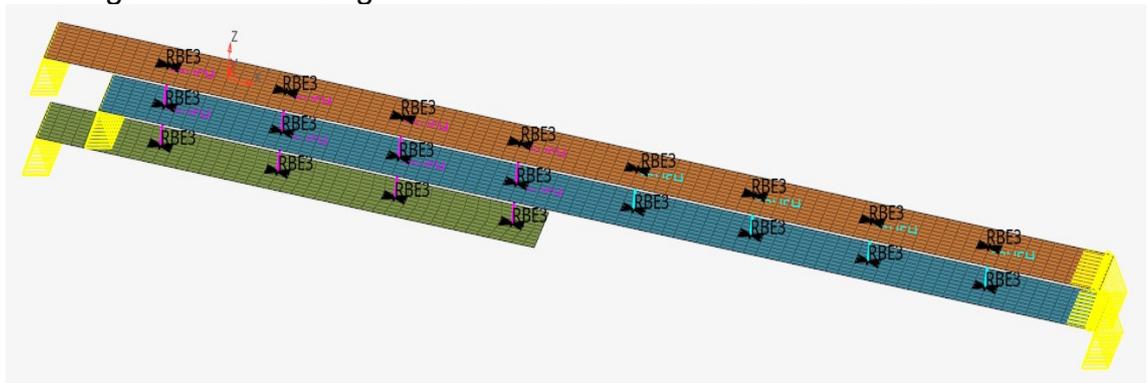
Figura 43 – Demonstração do elemento de RBE3



Fonte: Elaborada pelo autor.

É possível gerar, assim, o documento .dat, que será exportado para o Femap, conforme representado na Figura 44.

Figura 44 – Modelagem final do elemento de CBUSH + RBE3



Fonte: Elaborada pelo autor.

4.4.3 CBUSH (Placa/placa/placa)

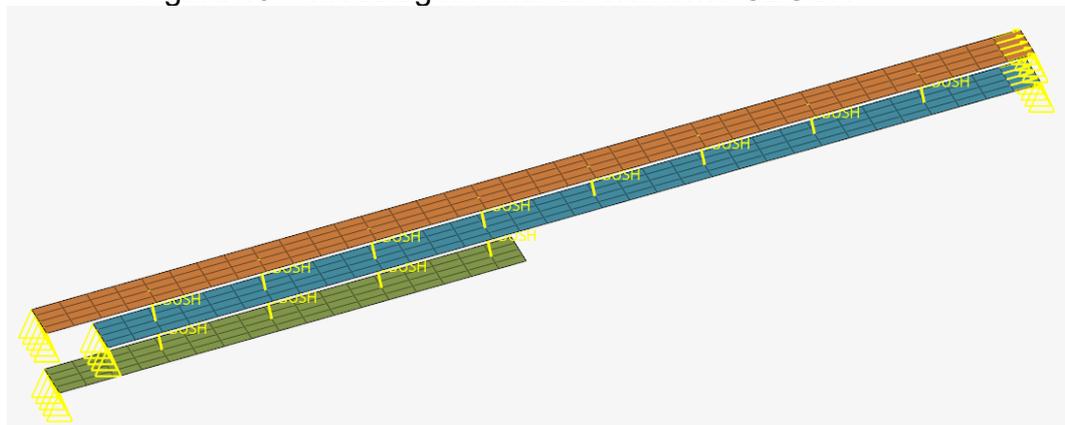
O desenvolvimento da modelagem de mola sem RBE3 é semelhante com a modelagem que foi apresentada anteriormente, no tópico 4.4.2. A única diferença é que esse tipo de modelagem, para no último passo antes de criar o RBE3, faz a parte de desenvolvimento e criação do elemento de mola e todas as suas propriedades (considerando a diferença de valores de rigidez, em cada parte do modelo).

É importante ressaltar que para esse modelo, a malha que volta a ser utilizada é a malha de 10 mm, pois esta satisfaz o estudo. Os cálculos de rigidez e valores

utilizados são os mesmos apresentados no tópico 4.4.2.

Dessa maneira, realizando esses procedimentos em comum com a modelagem anterior, é possível chegar ao modelamento final que está representado na Figura 45.

Figura 45 – Modelagem final do elemento CBUSH



Fonte: Elaborada pelo autor.

4.4.4 RUTMAN (placa/placa/placa)

O desenvolvimento da modelagem de RUTMAN é mais complexo do que as outras modelagens que foram citadas anteriormente. Dessa forma, neste tópico será detalhado o desenvolvimento da modelagem do elemento RUTMAN para junta de placa/placa/placa.

Os procedimentos iniciais seguem o mesmo padrão das modelagens anteriores. O passo que se diferencia dos outros e que é mais complexo, é a própria modelagem do prendedor, que se destoa bastante dos outros casos. Ao desenvolver o modelo do prendedor de Rutman para placa/placa/placa, sabe-se que será necessário desenhar fielmente o prendedor, utilizando elementos de mola, elementos de barra, RBE2 e, além disso, todos os prendedores vão estar presos no grau de liberdade 6 para que não ocasione movimento de rotação no eixo Z.

Dessa maneira, para esse tipo de modelo será desenhado primeiramente o elemento de barra, adotando uma propriedade PBAR para o mesmo e vinculando ao material do prendedor. Após criar o elemento de barra, cria-se o elemento de mola com nó coincidente ao de barra e que será ligado, posteriormente, ao um elemento RBAR, que é um elemento rígido RBE2. O elemento de mola criado segue o mesmo padrão de propriedade que foi explicado no tópico 4.4.4, que possui diferença nas

rigidezes para composição de duas placas e de três placas. A diferença é que, neste caso as Equação 4 e Equação 5, são utilizadas para encontrar os valores de rigidez:

$$S_{bti} = \frac{t_{pi}}{\frac{1}{E_{cpi}} + \frac{1}{E_{cf}}} \quad (\text{Eq. 4})$$

$$S_{bti} = \frac{1}{12} * \frac{(t_{pi})^3}{\frac{1}{E_{cpi}} + \frac{1}{E_{cf}}} \quad (\text{Eq. 5})$$

Os valores da rigidez que foram encontrados e utilizados para desenvolvimento das análises podem ser observados na Figura 46 a seguir:

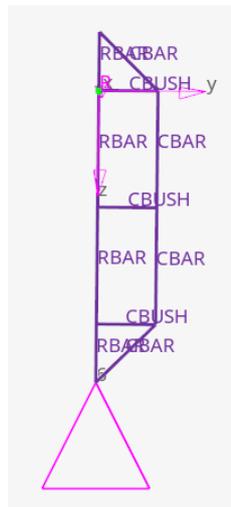
Figura 46 – Valores encontrados para rigidez na modelagem de RUTMAN

Name	Value
Solver Keyword:	PBUSH K
Name:	propriedade de mola
ID:	5
Color:	<input type="checkbox"/>
Include:	[Main Model]
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	PBUSH
User Comments:	Hide In Menu/Export
▾ K_LINE:	<input checked="" type="checkbox"/>
K1:	44186.17
K2:	44186.17
K3:	
K4:	368218.1
K5:	368218.1
K6:	
B_LINE:	<input type="checkbox"/>
RCV_LINE:	<input type="checkbox"/>
GE_LINE:	<input type="checkbox"/>
PBUSHT:	<input type="checkbox"/>
Metadata	

Fonte: Elaborada pelo autor.

Na Figura 47, é possível observar como fica o modelamento do prendedor de RUTMAN.

Figura 47 – Representação da modelagem do prendedor de RUTMAN



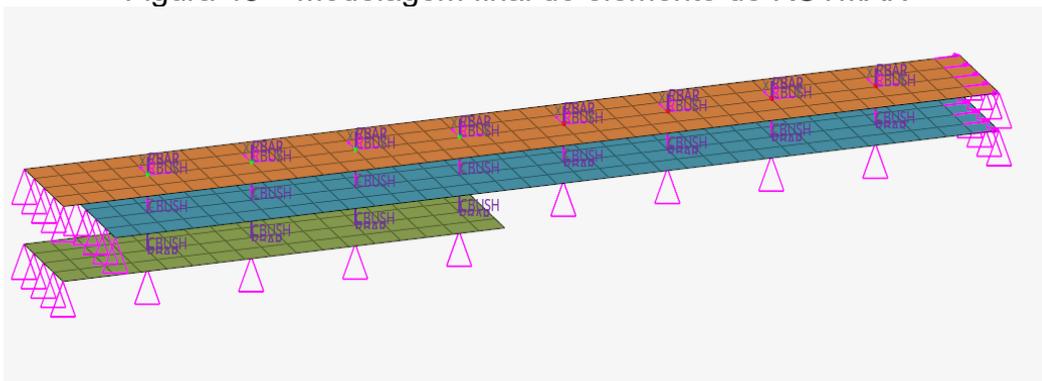
Fonte: Elaborada pelo autor.

Outro ponto a se atentar quando se refere à modelagem de RUTMAN é que todos os elementos que serão utilizados na modelagem do prendedor vão possuir graus de liberdade específicos.

Dessa maneira, o elemento CBUSH que possui o nó coincidente com o elemento CBAR será desenvolvido no eixo Z. Assim, o modelo pede que sejam consideradas as condições de contorno, para esse elemento esteja preso em 1245. Já o elemento RBAR, possuirá duas configurações diferentes. A primeira pede que ele esteja preso em 345, e a segunda que esteja preso em 45. Seguir esses requisitos é importante, pois eles moldam o comportamento do modelo, trazendo os resultados esperados.

Por fim, após realizar esses procedimentos, é possível chegar ao modelo final que está representado na Figura 48.

Figura 48 – Modelagem final do elemento de RUTMAN



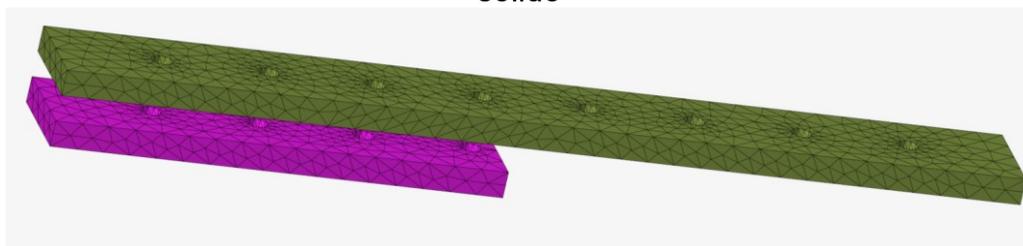
Fonte: Elaborada pelo autor.

4.4.5 CBAR (Sólido/placa/sólido)

Neste tópico, será detalhado como foi desenvolvida a modelagem do elemento CBAR para junta de sólido/placa/sólido, mostrando os elementos, definições das propriedades, materiais, entre outros.

Primeiramente, carrega-se o modelo no software. O segundo procedimento ao trabalhar-se com elemento sólido é desenvolver uma casca sólida, em vez de chapa, que será utilizada no desenvolvimento da malha. Na Figura 49, pode ser observada a malha sólida, que foi desenvolvida nas cores rosa e verde.

Figura 49 – Representação da criação do elemento de casca sólida no modelo sólido



Fonte: Elaborada pelo autor.

Vinculado à casca que foi criada, é necessário realizar o desenvolvimento da propriedade de casca que acompanhará esse componente. Na Figura 50, observa-se os dados de entrada de casca. Essa propriedade carregará o mesmo material utilizado no elemento de placa e a espessura de 0,0001 mm, pois a espessura da casca é fina, comparada com a placa em si.

Figura 50 – Demonstração dos dados de entrada da propriedade de casca

Name	Value
Solver Keyword:	PSHELL
Name:	Propriedade de placa_casca
ID:	4
Color:	<input type="checkbox"/>
Include:	[Main Model]
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	PSHELL
Material:	(1) Aluminio 7050
User Comments:	Hide In Menu/Export
MID1_blank:	<input type="checkbox"/>
T:	0.0001
MID2_opts:	<input type="checkbox"/>
I12_T3:	
MID3_opts:	<input type="checkbox"/>
TS_T:	
NSM:	
Z1:	
Z2:	
MID4:	
PSHLN1:	<input type="checkbox"/>
Metadata	

Fonte: Elaborada pelo autor.

O terceiro procedimento, tendo os elementos de casca criada, foi, a partir delas, desenvolver as malhas. No caso do elemento sólido, as malhas desenvolvidas são 3D – tetraédricas, possuindo elementos CQUAD4, CTETRA10 e CTRIA6 em sua composição. Na placa central, a criação da malha seguiu o mesmo requisito dos modelos anteriores, considerando o tamanho de 10 mm e malha 2D.

O quarto passo consistiu em criar as propriedades de placa e a propriedade para a casca do sólido. Nas Figura 51 e Figura 52, é possível observar os dados de entrada para placa e os dados de entrada para casca.

Figura 51 – Entrada de dados para a criação da propriedade de placa

Name	Value
Solver Keyword:	PSHELL
Name:	Propriedade de placa
ID:	1
Color:	
Include:	[Main Model]
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	PSHELL
Material:	(1) Aluminio 7050
User Comments:	Hide In Menu/Export
MID1_blank:	<input type="checkbox"/>
T:	10.0
MID2_opts:	<input type="checkbox"/>
I12_T3:	
MID3_opts:	<input type="checkbox"/>
TS_T:	
NSM:	
Z1:	
Z2:	
MID4:	
PSHLN1:	<input type="checkbox"/>
Metadata	

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 52 – Entrada de dados para a criação da propriedade de casca

Name	Value
Solver Keyword:	PSHELL
Name:	Propriedade de placa_casca
ID:	4
Color:	
Include:	[Main Model]
Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	PSHELL
Material:	(1) Aluminio 7050
User Comments:	Hide In Menu/Export
MID1_blank:	<input type="checkbox"/>
T:	0.0001
MID2_opts:	<input type="checkbox"/>
I12_T3:	
MID3_opts:	<input type="checkbox"/>
TS_T:	
NSM:	
Z1:	
Z2:	
MID4:	
PSHLN1:	<input type="checkbox"/>
Metadata	

Fonte: Elaborada pelo autor.

Lembramos que ligado a essa propriedade de placa e casca está o material de alumínio que foi criado e todas as suas propriedades. O quinto passo foi representar as cargas que estão sendo aplicadas na extremidade direita do primeiro sólido e da

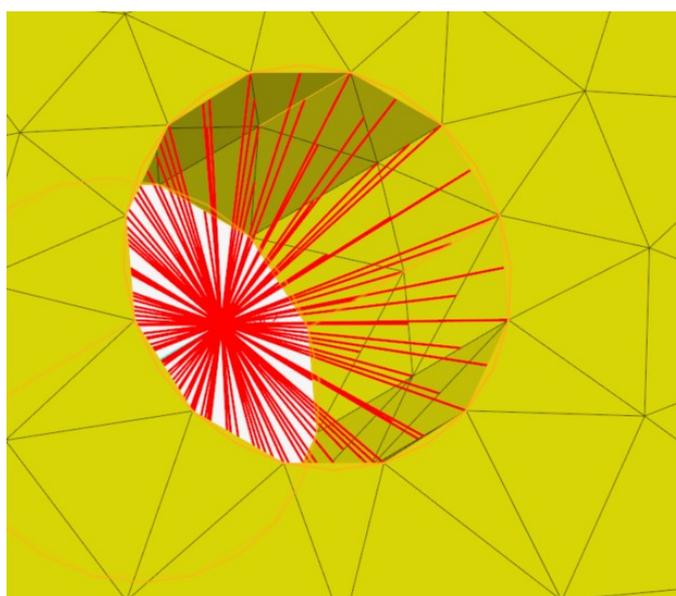
placa, adotando a sua orientação e sua intensidade. Entretanto, ao referir-se à aplicação de carga no sólido, é necessário fazer aplicação centralizada, e para que isso seja possível, desenvolveu-se um elemento RBE3 que tem um ponto que será aplicado à carga total de 4000 N e espelhado em todos os pontos do sólido e, no caso da placa, segue o mesmo critério do tópico 4.4.1.

Além disso, nesse mesmo processo, adota-se as condições de contorno em todo o modelo, seguindo o mesmo critério, do lado esquerdo os pontos das extremidades estarão presos em 1356 e os centrais em 12356. Já do lado direito, todos os nós estarão presos em 3456.

O sexto passo consistiu em criar uma propriedade de barra, que está vinculada diretamente ao elemento PBAR. Além disso, vinculado a essa propriedade de barra está o material que foi escolhido para representação do prendedor e que também foi criado e estabelecido aos respectivos elementos.

O procedimento para a criação do elemento de barra para sólido segue o mesmo padrão que o modelo de placa. A única diferença é que será necessária a utilização de um elemento RBE2 que é conectado à extremidade do CBAR e depois em todos os nós da fase do sólido, ajudando assim na captação da reação em todo o sólido. Essa diferença pode ser observada na Figura 53.

Figura 53 – Demonstração do comportamento do elemento RBE2 no sólido

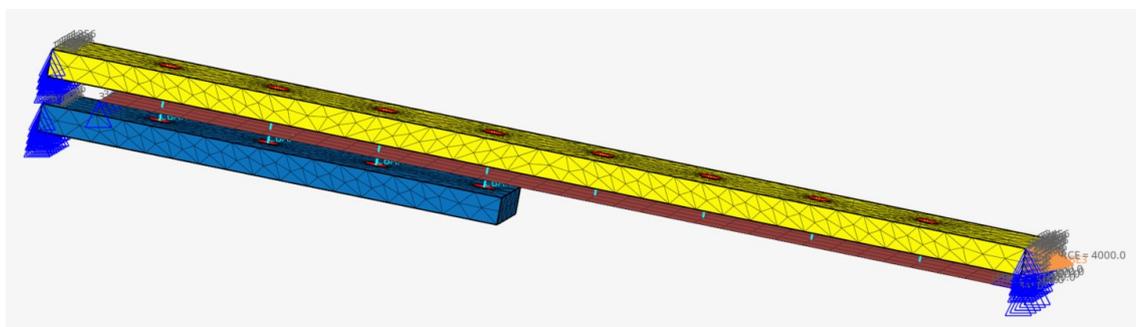


Fonte: Elaborada pelo autor.

Por fim, após realizar esses procedimentos, é possível ter o documento .dat

que será exportado para o Femap, representado na Figura 54.

Figura 54 – Modelagem final do elemento de barra para modelo sólido



Fonte: Elaborada pelo autor.

4.4.6 CBUSH (Sólido/placa/sólido)

Neste tópico, é detalhada a modelagem do elemento CBUSH para junta de sólido/placa/sólido. Os procedimentos desse tipo de modelagem são semelhantes aos descritos anteriormente.

Os primeiros procedimentos seguem o mesmo padrão do tópico anterior. Carrega-se o modelo no HYPERMESH, desenvolve-se uma casca sólida, cria-se a propriedade de casca que acompanhará o componente, desenvolve-se as malhas, cria-se as propriedades de placa e a propriedade de casca para o sólido, não esquecendo-se do material.

A representação das cargas e das condições de contorno possuem os mesmos critérios do modelo anterior.

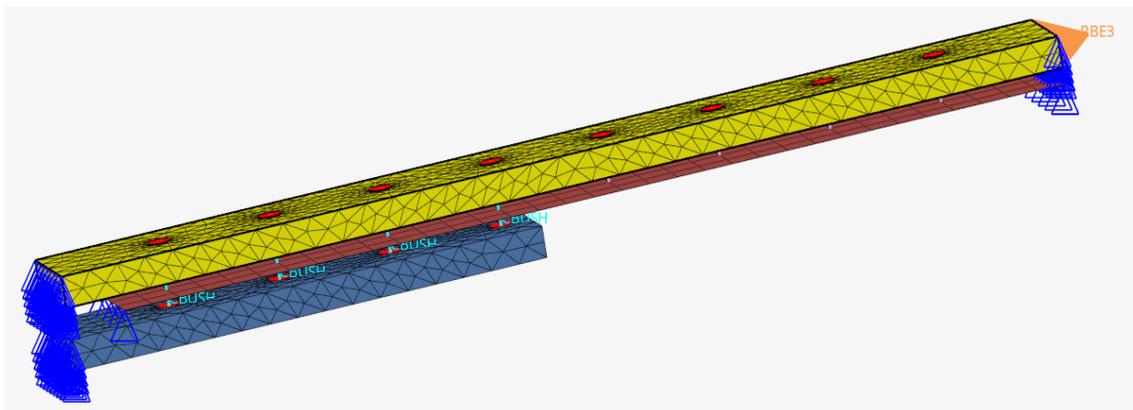
O sexto passo é o que se diferencia do modelo anterior, e consistiu em desenvolver uma propriedade de mola, pois ao criar um elemento de mola é necessário ser representado por uma propriedade de mola PBUSH, que possui valores de rigidez igual ao calculado no tópico 4.4.2.

É necessário adotar os valores de rigidez conforme foram encontrados no tópico 4.4.3. Além disso, o procedimento para a criação do elemento de mola para sólido segue o mesmo padrão que o modelo de placa. A única diferença é que será necessária a utilização de um elemento RBE2 que será conectado à extremidade do CBUSH, e depois em todos os nós da fase do sólido.

Por fim, após realizar esses procedimentos, é possível ter o documento .dat

que será exportado para o Femap, chegando, assim, à modelagem final que está representada na Figura 55.

Figura 55 – Modelagem final do elemento de mola para modelo sólido



Fonte: Elaborada pelo autor.

4.4.7 RUTMAN (Sólido/placa/sólido)

O desenvolvimento da modelagem de RUTMAN é mais complexo do que as outras modelagens que foram citadas anteriormente, e quando se refere aos sólidos essa modelagem se torna mais crítica, visto que possui muitos elementos em sua estrutura e cada um deles com suas características específicas.

Dessa forma, neste tópico será explicado como foi desenvolvido a modelagem do elemento RUTMAN para junta de sólido/placa/sólido.

Inicialmente, o primeiro procedimento consistiu em carregar o modelo no HYPERMESH. Da mesma maneira como foi realizado em todos os outros casos, desenvolve-se a casca sólida, que será utilizada no desenvolvimento da malha

Vinculado à casca cria-se a propriedade de casca que acompanhará o componente. Tendo os elementos de casca criada, a partir dela desenvolve-se as malhas, que seguem os mesmos critérios do modelo anterior de barra para sólido. A criação das propriedades de placa e a propriedade de casca para o sólido, também seguem as mesmas regras.

Lembramos que ligado a essa propriedade de placa e casca está o material de alumínio. A representação das cargas e das condições de contorno possuem os mesmos critérios que o modelo anterior.

O sexto passo, semelhante ao modelo anterior, foi desenvolver uma

propriedade de mola, pois ao criar um elemento de mola é necessário ser representado por uma propriedade de barra PBUSH, que realiza os cálculos característicos, considerando a rigidez do prendedor como dado de entrada.

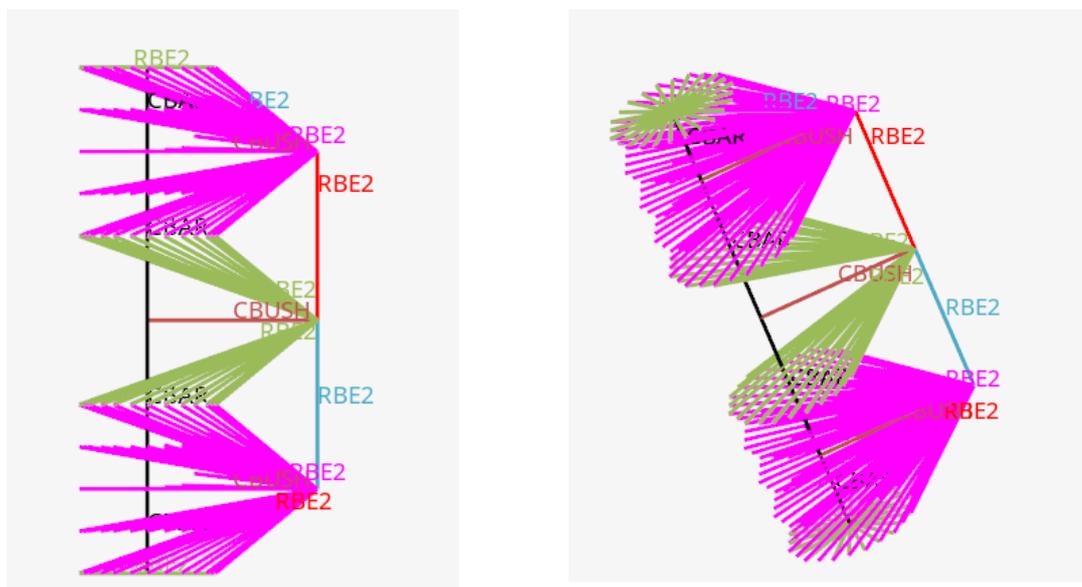
Entretanto, neste caso, os cálculos de rigidez são iguais e possuem os mesmos valores encontrados na modelagem de RUTMAN para placa/placa/placa.

Essa modelagem necessita de outros elementos além do BUSH, como elementos de barra, RBE2 e, além disso, todos os prendedores vão estar presos no grau de liberdade 6, para que não ocasione movimento de rotação no eixo Z.

Dessa maneira, para esse tipo de modelo, será desenhado primeiramente o elemento de barra, adotando uma propriedade PBAR para ele, e vinculando ao material do prendedor. Após criar o elemento de barra, cria-se o elemento de mola, como foi dito anteriormente, com nó coincidente ao de barra, e que será ligado posteriormente ao um elemento RBAR, que é um elemento rígido RBE2. Esse elemento se ligará a todos os nós da face do sólido, e além desses, também existirá outro elemento RBE2, que ligará os nós centrais do prendedor aos nós superiores da face do sólido.

Na Figura 56, é possível observar o modelamento do prendedor de RUTMAN para sólido.

Figura 56 – Representação da modelagem do prendedor de RUTMAN para sólido

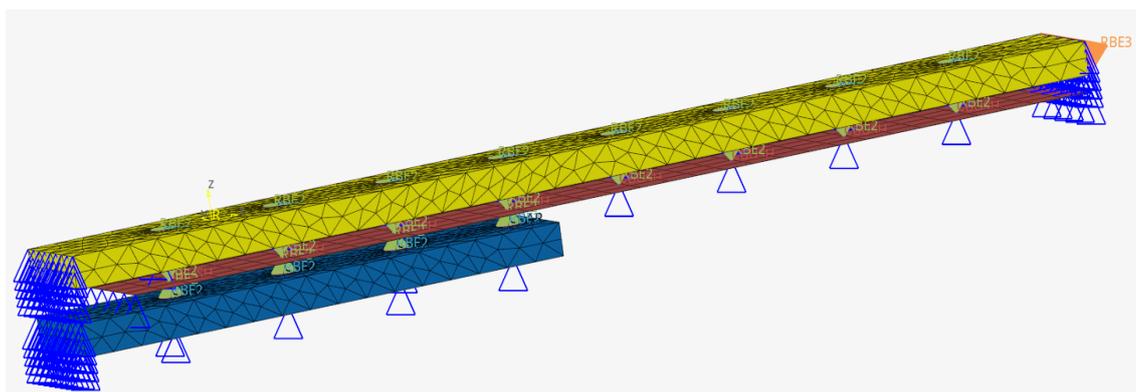


Fonte: Elaborada pelo autor.

Os graus de liberdade, para esse caso, seguem o mesmo requisito do modelo anterior, considerando os valores de graus de liberdade.

Por fim, após realizar esses procedimentos, é possível chegar ao modelo representado na Figura 57.

Figura 57 – Modelagem final do elemento de RUTMAN

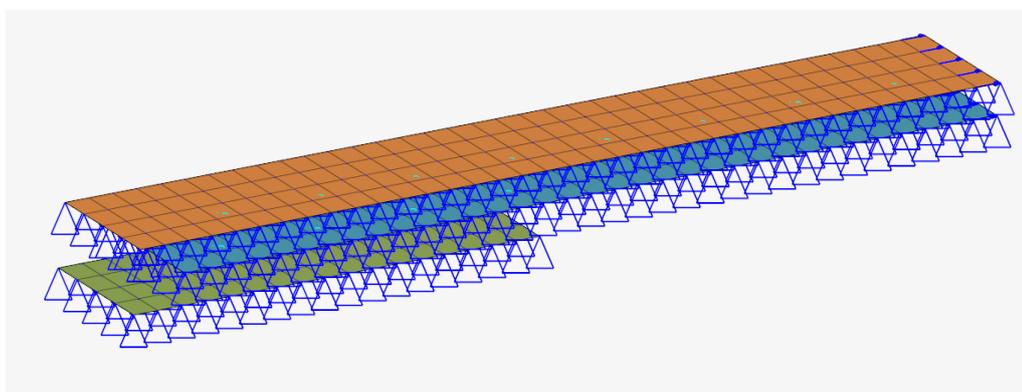


Fonte: Elaborada pelo autor.

4.5 Modelos preso na condição de contorno 3 (translacional em Z)

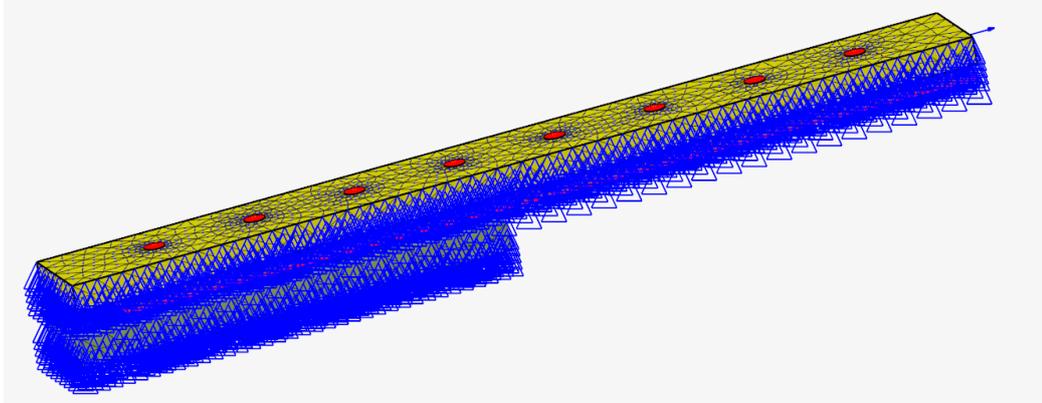
Além de todos os modelos que foram apresentados anteriormente, este Trabalho de Conclusão de curso também faz à análise de todos os casos que foram modelados anteriormente com todos os nós do modelo, preso no grau de liberdade 3. A seguir na Figura 58 e Figura 59, pode-se, observar o comportamento para um modelo placa/placa/placa e a representação para um modelo sólido/placa/sólido,

Figura 58 – Modelagem final do elemento de CBAR placa/placa/placa



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 59 – Modelagem final do elemento de CBAR sólido/placa/sólido



Fonte: Elaborada pelo autor.

5 SIMULAÇÕES E RESULTADO

5.1 Simulações no FEMAP

5.1.1 Simulações solicitadas ao FEMAP

Neste tópico, será detalhado o processo realizado para desenvolvimento das simulações dentro da plataforma do FEMAP. A apresentação da versão utilizada, dos critérios de condições de contorno escolhido, os comandos nodais e elementais combinados com os resultados de saída, são importantes para entender como foi realizado o procedimento de análise.

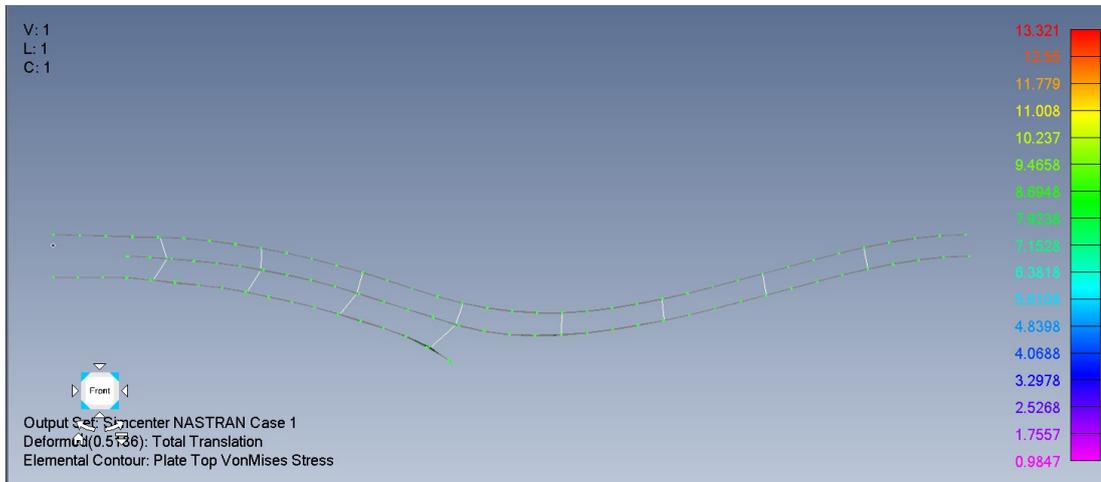
Ao definir o programa a ser utilizado na análise, é importante passar pelo procedimento de definição das condições de contorno. No caso, estão sendo estudadas as condições e as cargas, que serão utilizadas para análise as condições estabelecidas no HYPERMESH.

E, por fim, antes de enviar o modelo para análise, é importante selecionar todos os dados de saída que se deseja obter. No caso do trabalho que está sendo desenvolvido, os dados de saída selecionados foram os valores de deslocamento, valores da carga aplicada, das forças de restrições, as forças de equação e o equilíbrio de força no âmbito nodal de todo o modelo. Já quando nos referimos ao elemental de todo o modelo, pede-se de resultado a força, tensão e deformação.

Dessa maneira, após realizar todos os procedimentos anteriores, exporta-se o arquivo .dat do FEMAP, e ele é encaminhado para o banco do HPCWEB da Embraer, que fica responsável por simular o modelo e retornar com o resultado, que será importado novamente dentro do FEMAP e analisado. Lembramos que o trabalho visa analisar os valores de carga em cada prendedor e o valor de carga na extremidade esquerda de cada uma das placas e sólidos.

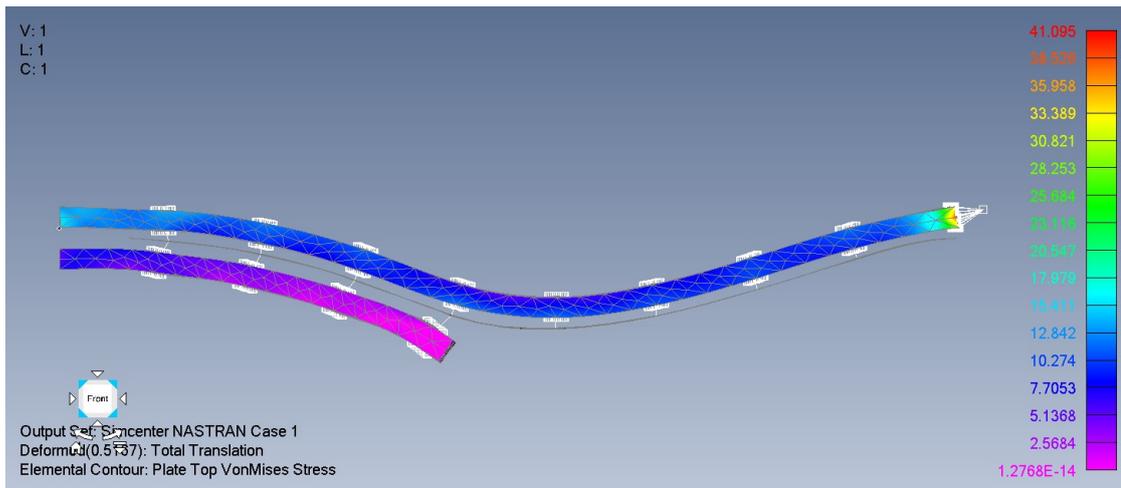
A seguir, nas Figura 60 e Figura 61, está apresentado o comportamento pós análise de um modelo placa/placa/placa e um sólido/placa/sólido, solto no grau de liberdade 3 (translacional em z), sendo os dados de saída, a força, tensão e deformação.

Figura 60 – Modelo de barra, solto em 3



Fonte: Elaborada pelo autor.

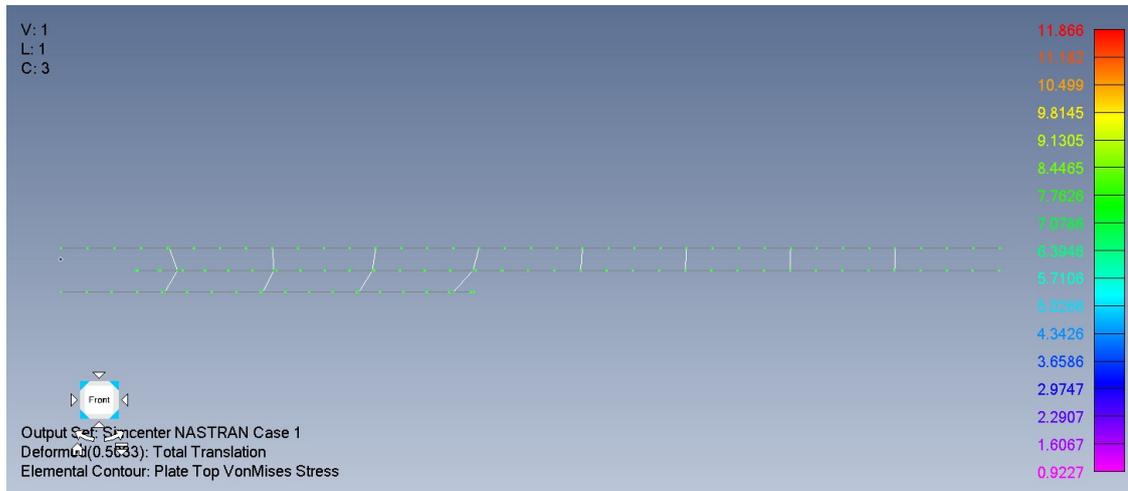
Figura 61 – Modelo de barra em sólido, solto em 3



Fonte: Elaborada pelo autor.

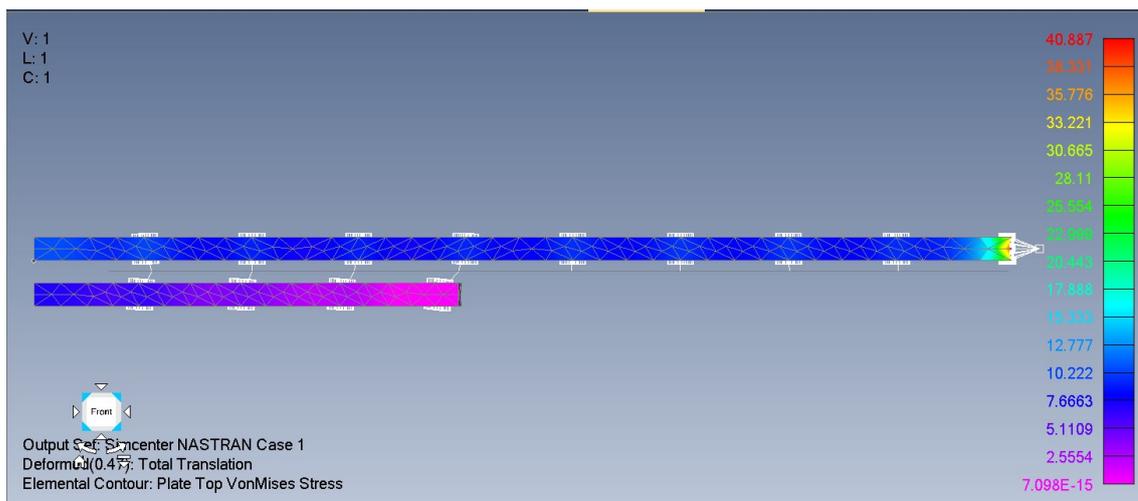
E nas Figura 62 e Figura 63, o comportamento pós análise de um modelo placa/placa/placa e um sólido/placa/sólido, quando ele está preso no grau de liberdade 3.

Figura 62 – modelo de barra em placa, preso em 3



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 63 – modelo de barra em sólido, preso em 3



Fonte: Elaborada pelo autor.

5.2 Resultados referentes à carga aplicada em cada prendedor

Depois de realizar o carregamento de todas as análises dentro do software FEMAP, foi necessário obter os valores para os estudos que estavam sendo elaborados. Dessa maneira, considerando os dados de saída que foram solicitados ao exportar o arquivo .dat, foi possível obter a carga aplicada em cada um dos prendedores, em relação à carga que foi aplicada na extremidade direita do modelo e suas condições de contorno.

Assim, as tabelas a seguir representam os valores encontrados para cada prendedor, representados pelas colunas, e as linhas representam as placas. Nos gráficos, está sendo feita a comparação das cargas de cada uma das placas entre os diferentes tipos de modelagem.

5.2.1 Resultados para análise com placa e grau de liberdade solto em 3 (translacional em Z)

Tabela 5 – Carga por prendedor e por placa para elemento BAR

PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	
1	2	3	4	5	6	7	8	
17.3%	8.7%	6.2%	4.6%	-2.5%	-4.0%	-3.8%	-1.8%	Plate 1 - BAR
-38.6%	-24.0%	-22.0%	-27.4%	2.5%	4.0%	3.8%	1.8%	Plate 2 - BAR
21.3%	15.3%	15.9%	22.9%					Plate 3 - BAR

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 6 – Carga por prendedor e por placa para elemento BUSH

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND	PREND	PREND	
					6	7	8	
16.0%	9.5%	6.9%	4.4%	-1.0%	-2.6%	-2.7%	-1.2%	Plate 1 - CBUSH
-35.1%	-24.8%	-22.7%	-24.9%	1.0%	2.6%	2.7%	1.2%	Plate 2 - CBUSH
19.1%	15.2%	15.8%	20.5%					Plate 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

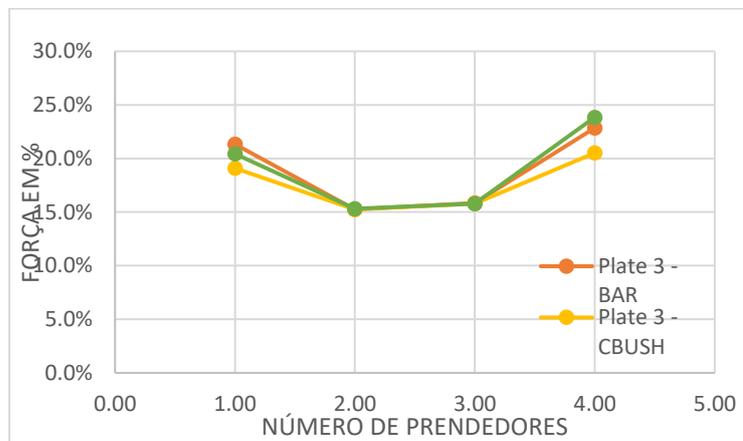
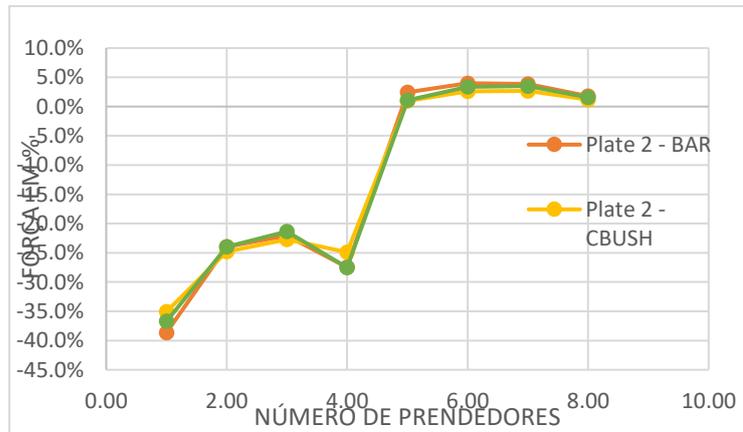
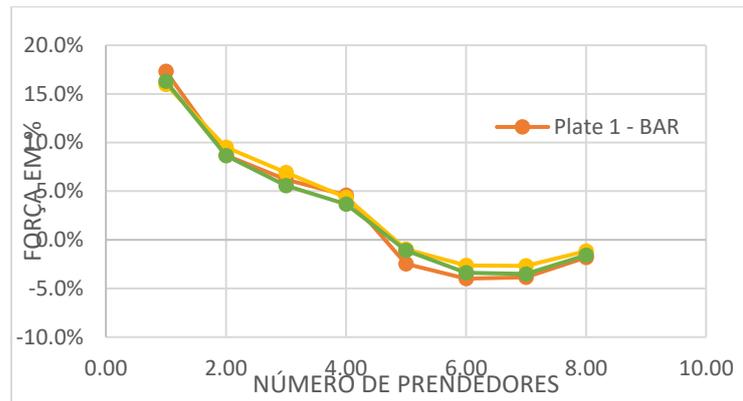
Tabela 7 – Carga por prendedor e por placa para elemento RUTMAN

PREND								
1	2	3	4	5	6	7	8	
16.3%	8.6%	5.6%	3.7%	-1.1%	-3.4%	-3.5%	-1.6%	Plate 1 - Rutman

-36.7%	-24.0%	-21.4%	-27.5%	1.1%	3.4%	3.5%	1.6%	Plate 2 - Rutman
20.4%	15.3%	15.8%	23.8%					Plate 3 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 8 – Resultado de placa/placa/placa solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)



Fonte: Elaborada pelo autor.

5.2.2 Resultados para análise com placa e grau de liberdade preso em 3 (translacional em Z).

Tabela 9 – Carga por prendedor e por placa para elemento BAR

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
16.6%	5.7%	0.2%	-1.4%	-2.3%	-1.3%	-0.8%	-0.6%	Plate 1 - BAR
-38.3%	-22.4%	-18.9%	-25.5%	2.3%	1.3%	0.8%	0.6%	Plate 2 - BAR
21.7%	16.6%	18.7%	26.8%					Plate 3 - BAR

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 10 – Carga por prendedor e por placa para elemento BUSH

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
14.9%	6.8%	2.2%	0.3%	-0.7%	-0.5%	-0.4%	-0.3%	Plate 1 - CBUSH
-34.5%	-23.4%	-20.3%	-23.8%	0.7%	0.5%	0.4%	0.3%	Plate 2 - CBUSH
19.6%	16.6%	18.1%	23.5%					Plate 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

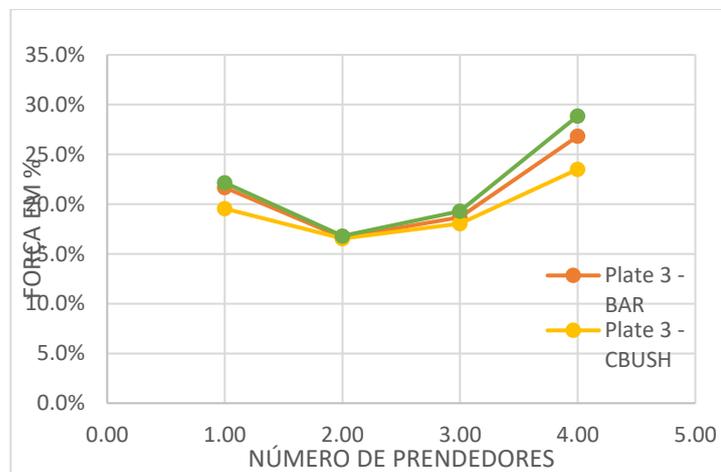
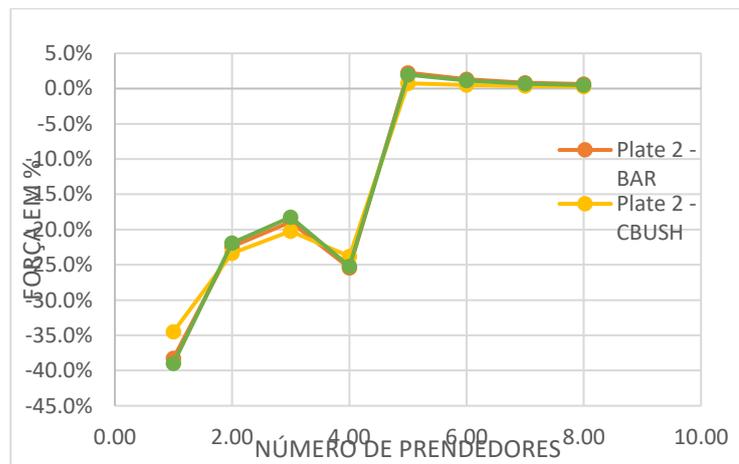
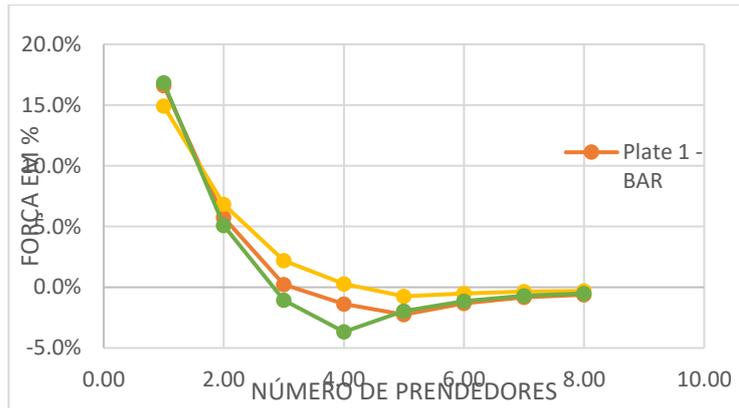
Tabela 11 – Carga por prendedor e por placa para elemento RUTMAN

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
16.8%	5.1%	-1.1%	-3.7%	-2.0%	-1.1%	-0.7%	-0.5%	Plate 1 - Rutman
-39.0%	-21.9%	-18.2%	-25.2%	2.0%	1.1%	0.7%	0.5%	Plate 2 - Rutman

22.1%	16.8%	19.3%	28.9%						Plate 3 - Rutman
-------	-------	-------	-------	--	--	--	--	--	---------------------

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 12 – Resultado de placa/placa/placa preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z)



Fonte: Elaborada pelo autor.

5.2.3 Resultados para análise com placa e grau de liberdade solto em 3 (translacional em Z)

Tabela 13 – Carga por prendedor e por placa para elemento CBUSH + RBE3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
18.9%	7.2%	5.6%	4.3%	-4.0%	-5.6%	-5.3%	-1.9%	Plate 1 - BUSH + RBE3
-43.3%	-22.0%	-21.0%	-30.5%	4.0%	5.6%	5.3%	1.9%	Plate 2 - BUSH + RBE3
24.3%	14.8%	15.4%	26.2%					Plate 3 - BUSH + RBE3

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 14 – Carga por prendedor e por placa para elemento CBUSH

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
18.3%	8.0%	5.8%	4.7%	-3.6%	-4.9%	-4.6%	-2.0%	Plate 1 - CBUSH
-41.4%	-23.0%	-21.5%	-29.2%	3.6%	4.9%	4.6%	2.0%	Plate 2 - CBUSH
23.1%	15.1%	15.7%	24.5%					Plate 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 15 – Carga por prendedor e por placa para elemento RUTMAN

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
16.3%	8.6%	5.6%	3.7%	-1.1%	-3.4%	-3.5%	-1.6%	Plate 1 - Rutman
-36.7%	-24.0%	-21.4%	-27.5%	1.1%	3.4%	3.5%	1.6%	Plate 2 - Rutman
20.4%	15.3%	15.8%	23.8%					Plate 3 - Rutman

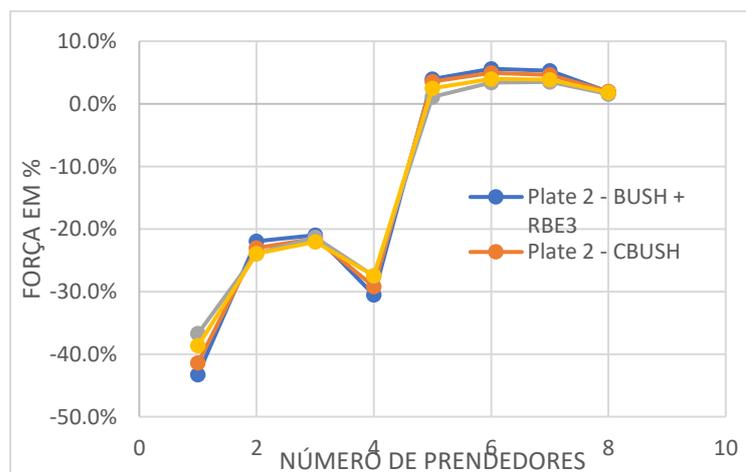
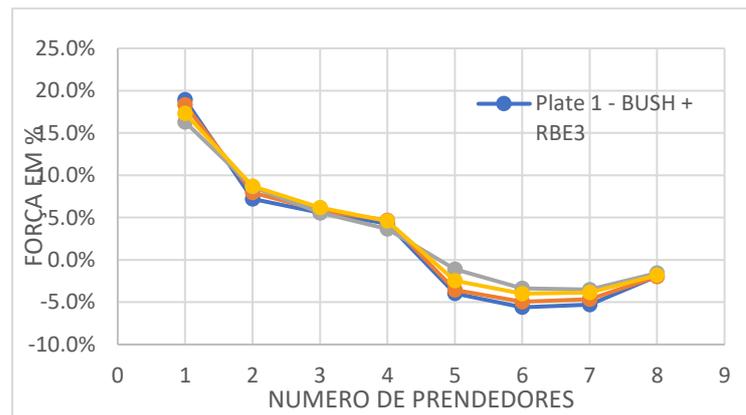
Fonte: Elaborada pelo autor.

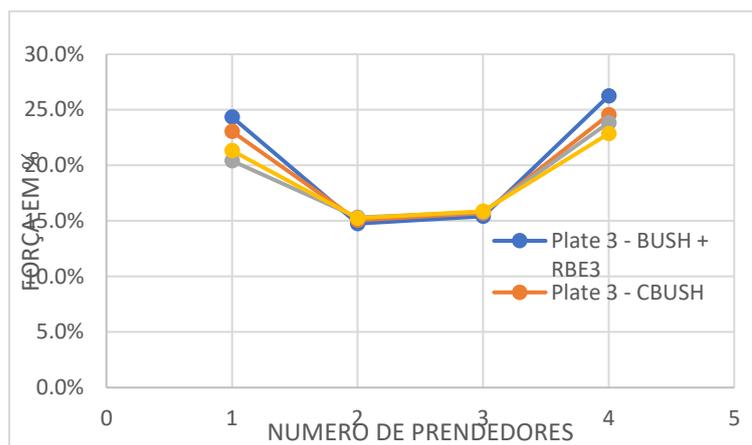
Tabela 16 – Carga por prendedor e por placa para elemento BARRA

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
17.3%	8.7%	6.2%	4.6%	-2.5%	-4.0%	-3.8%	-1.8%	Plate 1 - BAR
-38.6%	-24.0%	-22.0%	-27.4%	2.5%	4.0%	3.8%	1.8%	Plate 2 - BAR
21.3%	15.3%	15.9%	22.9%					Plate 3 - BAR

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 17 – Resultado de placa/placa/placa solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z), com bush+rbe3 e malha 10





Fonte: Elaborada pelo autor

5.2.4 Resultados para análise com placa e grau de liberdade solto em 3 (translacional em Z), comparativo com CBUSH + RBE3 e todos os modelos em malha 4 mm

Tabela 18 – Carga por prendedor e por placa para elemento CBUSH + RBE3

PREN D 1	PREN D 2	PREN D 3	PREN D 4	PREN D 5	PREN D 6	PREN D 7	PREN D 8	
18.9%	7.2%	5.6%	4.3%	-4.0%	-5.6%	-5.3%	-1.9%	Plate 1 - BUSH + RBE3
-43.3%	-22.0%	-21.0%	-30.5%	4.0%	5.6%	5.3%	1.9%	Plate 2 - BUSH + RBE3
24.3%	14.8%	15.4%	26.2%					Plate 3 - BUSH + RBE3

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 19 – Carga por prendedor e por placa para elemento CBUSH

PREN D 1	PREN D 2	PREN D 3	PREN D 4	PREN D 5	PREN D 6	PREN D 7	PREN D 8	
17.1%	9.2%	6.6%	4.6%	-2.3%	-3.5%	-3.3%	-1.7%	Plate 1 - CBUSH
-37.8%	-24.5%	-22.3%	-26.2%	2.3%	3.5%	3.3%	1.7%	Plate 2 - CBUSH
20.7%	15.3%	15.7%	21.6%					Plate 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 20 – Carga por prendedor e por placa para elemento RUTMAN

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
17.2%	8.4%	5.5%	5.5%	-2.3%	-3.7%	-3.6%	-2.0%	Plate 1 - Rutman
-38.4%	-23.4%	-20.8%	-28.9%	2.3%	3.7%	3.6%	2.0%	Plate 2 - Rutman
21.2%	15.0%	15.3%	23.5%					Plate 3 - Rutman

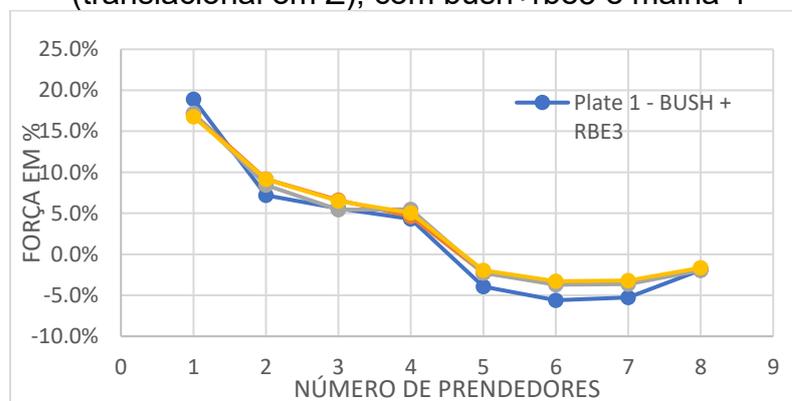
Fonte: Elaborada pelo autor.

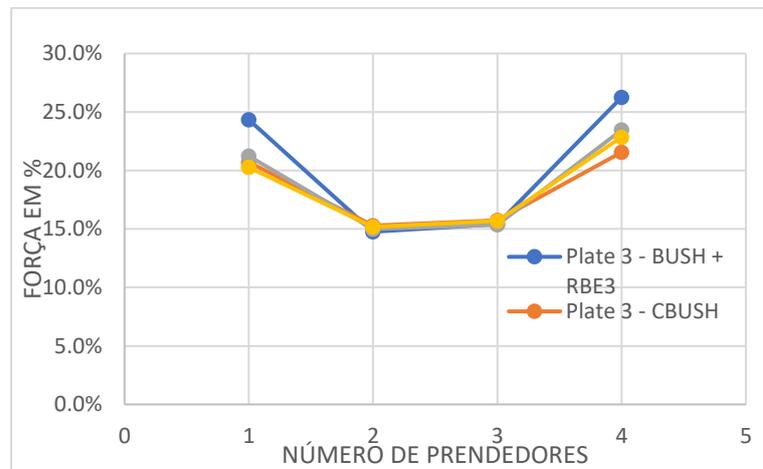
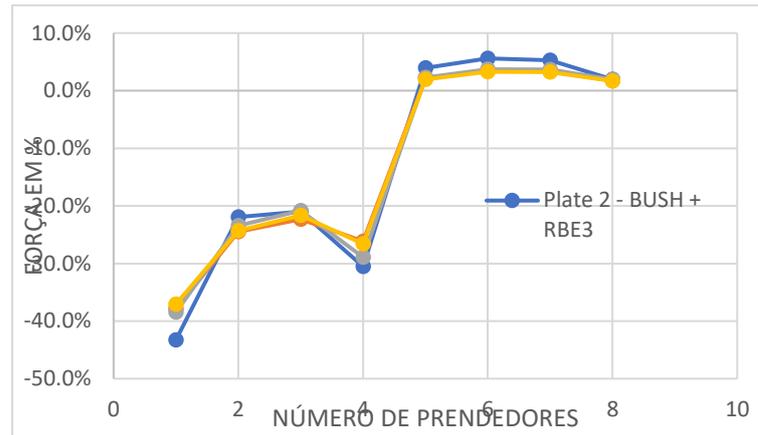
Tabela 21 – Carga por prendedor e por placa para elemento BARRA

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
16.8%	9.1%	6.5%	5.1%	-2.0%	-3.3%	-3.2%	-1.6%	Plate 1 - BAR
-37.1%	-24.3%	-21.7%	-26.6%	2.0%	3.3%	3.2%	1.6%	Plate 2 - BAR
20.3%	15.2%	15.7%	22.9%					Plate 3 - BAR

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 22 – Resultado de placa/placa/placa solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z), com bush+rbe3 e malha 4





Fonte: Elaborada pelo autor.

5.2.5 Resultados para análise com sólido e grau de liberdade solto em 3 (translacional em Z).

Tabela 23 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento BARRA

PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	
1	2	3	4	5	6	7	8	
17.4%	8.2%	6.2%	4.8%	-2.5%	-4.1%	-3.9%	-1.6%	Solid 1 - BAR
-38.9%	-22.8%	-21.7%	-28.7%	2.5%	4.1%	3.9%	1.6%	Plate 1 - BAR
21.4%	14.6%	15.5%	23.9%					Solid 2 - BAR

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 24 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento CBUSH

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
19.8%	6.5%	5.5%	5.0%	-3.8%	-4.9%	-4.6%	-2.2%	Solid 1 - CBUSH
-44.3%	-19.9%	-20.0%	-31.3%	3.8%	4.9%	4.6%	2.2%	Plate 1 - CBUSH
24.5%	13.4%	14.5%	26.3%					Solid 2 - CBUSH

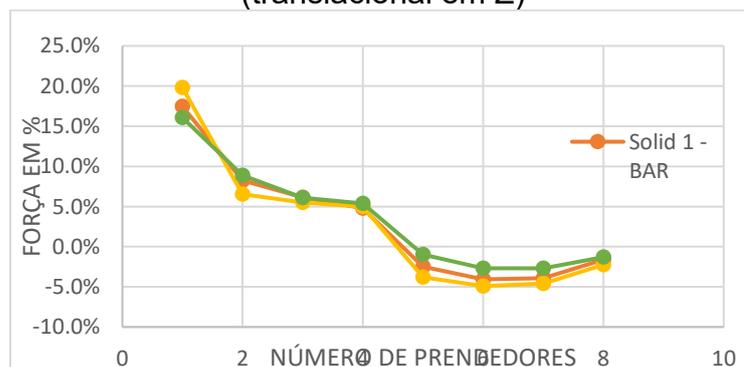
Fonte: Elaborada pelo autor.

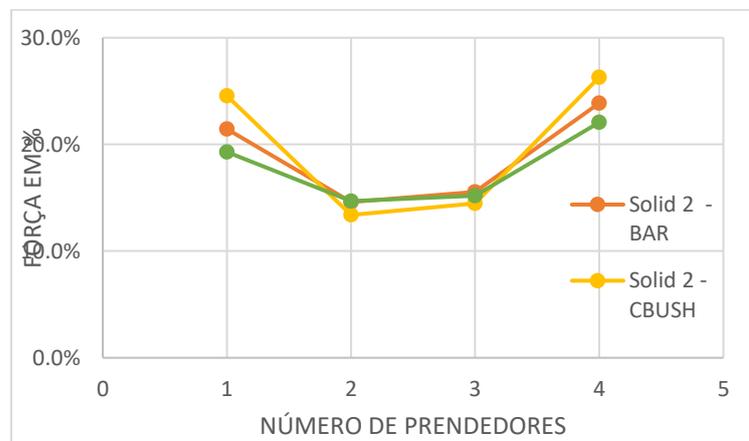
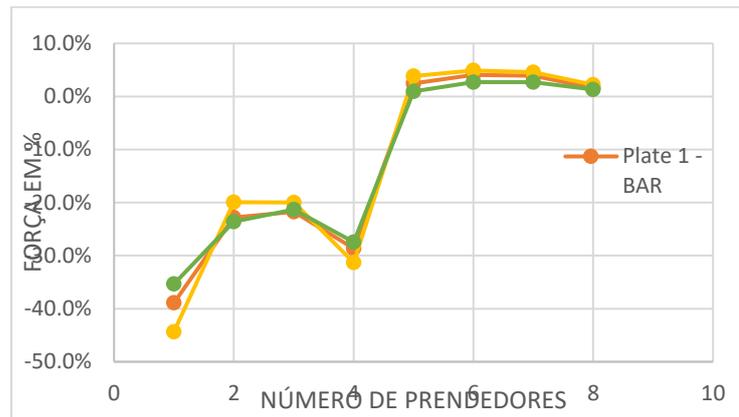
Tabela 25 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento RUTMAN

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREN D 6	PREN D 7	PREN D 8	
16.1%	8.9%	6.1%	5.4%	-1.0%	-2.7%	-2.7%	-1.3%	Solid 1 - Rutman
-35.3%	-23.6%	-21.3%	-27.4%	1.0%	2.7%	2.7%	1.3%	Plate 1 - Rutman
19.3%	14.7%	15.2%	22.1%					Solid 2 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 26– Resultado de sólido/placa/sólido solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)





Fonte: Elaborada pelo autor.

5.2.6 Resultados para análise com sólido e grau de liberdade preso em 3 (translacional em Z)

Tabela 27 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento BARRA

PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	
1	2	3	4	5	6	7	8	
15.1%	4.0%	-1.6%	-3.1%	-2.4%	-0.6%	1.0%	3.1%	Solid 1 - BAR
-35.8%	-20.0%	-17.3%	-25.8%	2.4%	0.6%	-1.0%	-3.1%	Plate 1 - BAR
20.7%	16.0%	18.9%	28.9%					Solid 2 - BAR

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 28 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento CBUSH

PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	
1	2	3	4	5	6	7	8	
18.4%	1.6%	-5.2%	-5.4%	-3.2%	-1.0%	0.8%	1.6%	Solid 1 - CBUSH
-42.2%	-15.8%	-13.1%	-29.4%	3.2%	1.0%	-0.8%	-15.8%	Plate 1 - CBUSH
23.9%	14.2%	18.2%	34.7%					Solid 2 - CBUSH

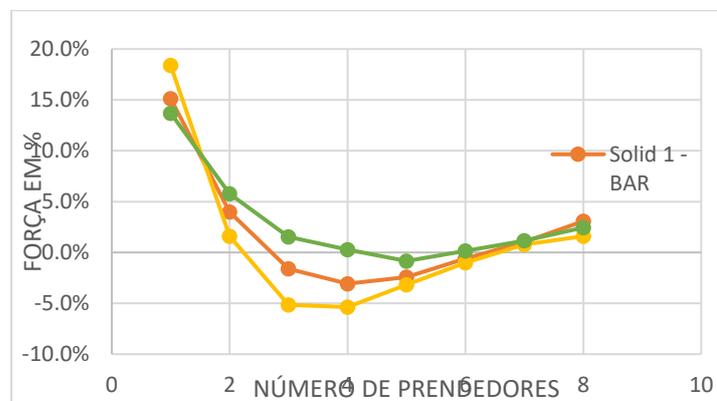
Fonte: Elaborada pelo autor.

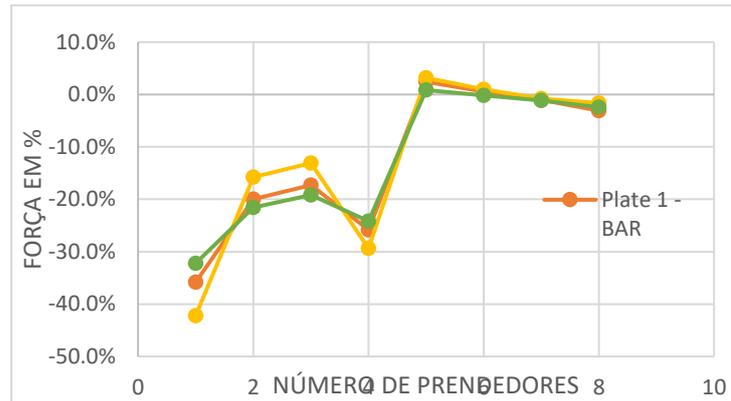
Tabela 29 – Carga por prendedor e por sólido/placa para elemento RUTMAN

PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	PREND	
1	2	3	4	5	6	7	8	
13.7%	5.8%	1.5%	0.3%	-0.8%	0.1%	1.1%	2.4%	Solid 1 - Rutman
-32.2%	-21.5%	-19.2%	-24.2%	0.8%	-0.1%	-1.1%	-2.4%	Plate 1 - Rutman
18.5%	15.8%	17.7%	23.9%					Solid 2 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 30 – Resultado de sólido/placa/sólido preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z)





Fonte: Elaborada pelo autor.

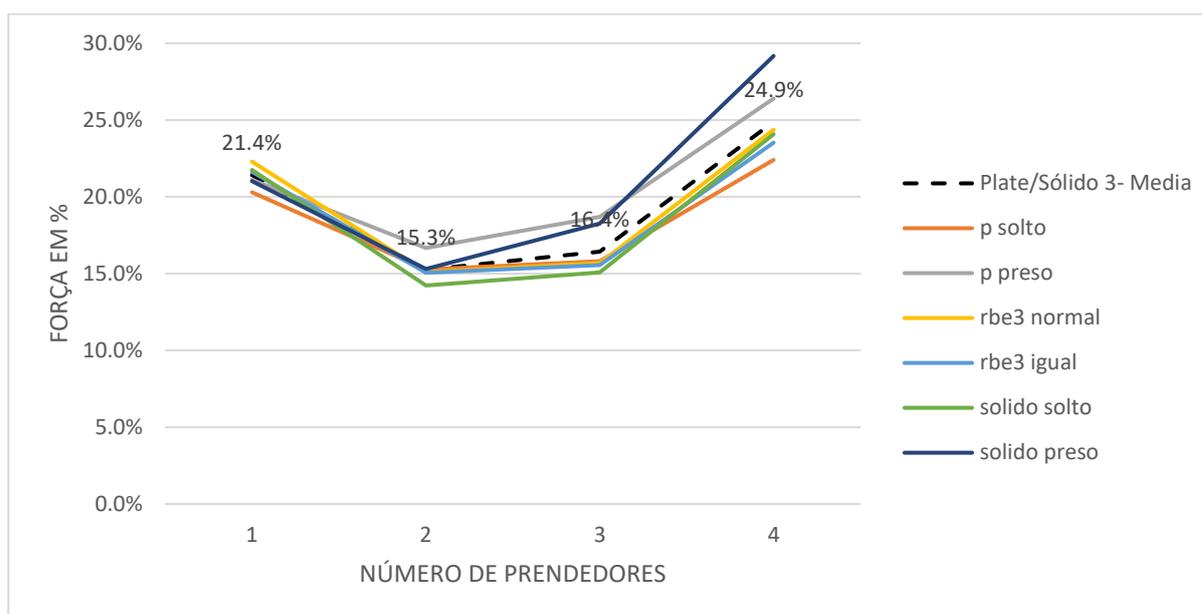
5.2.7 Resultados obtidos após realização da média entre os resultados de todos os modelos obtidos e o desvio padrão.

Tabela 31 – Média de todos os modelos que foram apresentados acima

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
17.0%	7.3%	4.0%	2.6%	-2.2%	-3.0%	-2.6%	-0.9%	Plate/Sólido 1- Media
-38.4%	-22.5%	-20.4%	-27.4%	2.2%	3.0%	2.6%	0.9%	Plate/Sólido 2- Media
21.4%	15.3%	16.4%	24.9%					Plate/Sólido 3- Media

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 32 – Desvio Padrão de todos os modelos que foram apresentados acima



Fonte: Elaborada pelo autor.

Dessa maneira, ao observar os dados apresentados nas tabelas acima, é possível notar, que existe um comportamento semelhante entre todos os modelos apresentados, mas alguns ficam mais próximos da média, mostrando assim um comportamento mais coerente com ela.

5.3 Resultados referentes aos valores de carga na extremidade esquerda da placa

Outra análise importante que está sendo trabalhada dentro desse estudo é o valor da carga transferida para cada uma das placas/sólidos na extremidade esquerda, ou seja, descritivo do comportamento da transferência de carga entre as placas. Dessa maneira, foi necessário realizar diagrama de corpo livre, obtendo assim os valores de carga em cada uma das placas/sólidos.

Nas tabelas a seguir, é possível observar os valores obtidos para cada um dos modelos para composição de placa/placa/placa e para sólido/placa/sólido, considerando a carga que foi aplicada na extremidade direita. Ao aplicar a carga na extremidade direita, é obtido a reação de carga na extremidade esquerda.

Além disso, nas tabelas abaixo, é possível notar que os valores apresentados na coluna INFERIOR, indica a quantidade de carga que foi transferida para a placa

três e o valor da coluna SUPERIOR, é o valor da carga aplicada na primeira placa mais a diferença transferida da carga aplicada na do meio, que foi dividido entre a primeira e a terceira. Isso acontece, pois como foi dito anteriormente, a splice ajuda na melhor distribuição das cargas e fazendo com que não sobrecarregue somente em um único lugar.

Tabela 34 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para BAR preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z)

SUPERIOR	INFERIOR	
4646	3353	placa - BAR
4619	3380	sólido - BAR

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 35 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para BUSH preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z)

SUPERIOR	INFERIOR	
4893	3106	placa - CBUSH
4359	3640	sólido - CBUSH

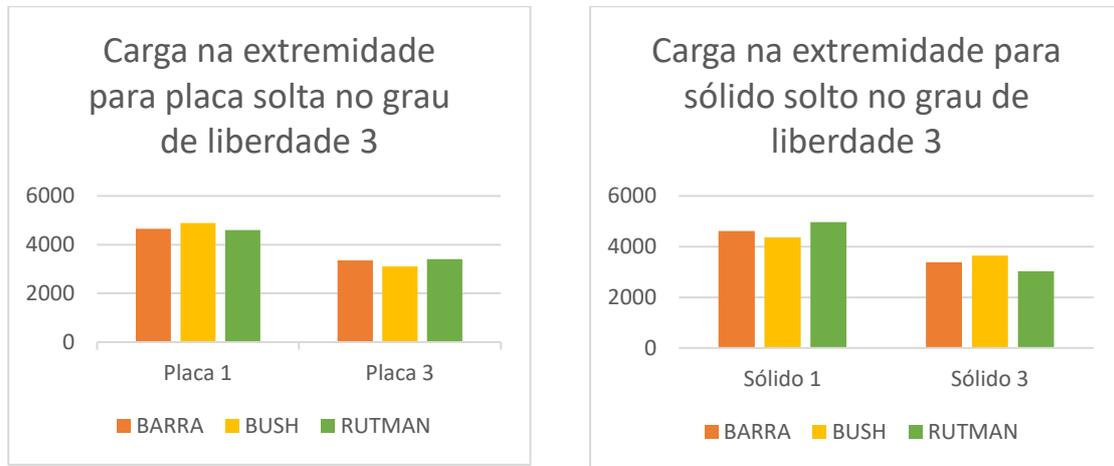
Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 36 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para RUTMAN preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z)

SUPERIOR	INFERIOR	
4599	3400	placa - RUTMAN
4967	3032	sólido - RUTMAN

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 37 – Resultado de carga na extremidade esquerda para sólido/placa solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)



Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 38 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para BAR solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)

SUPERIOR	INFERIOR	
4987	3012	placa - BAR
4911	3018	sólido - BAR

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 39 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para BUSH solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)

SUPERIOR	INFERIOR	
5173	2826	placa - CBUSH
4851	3148	sólido - CBUSH

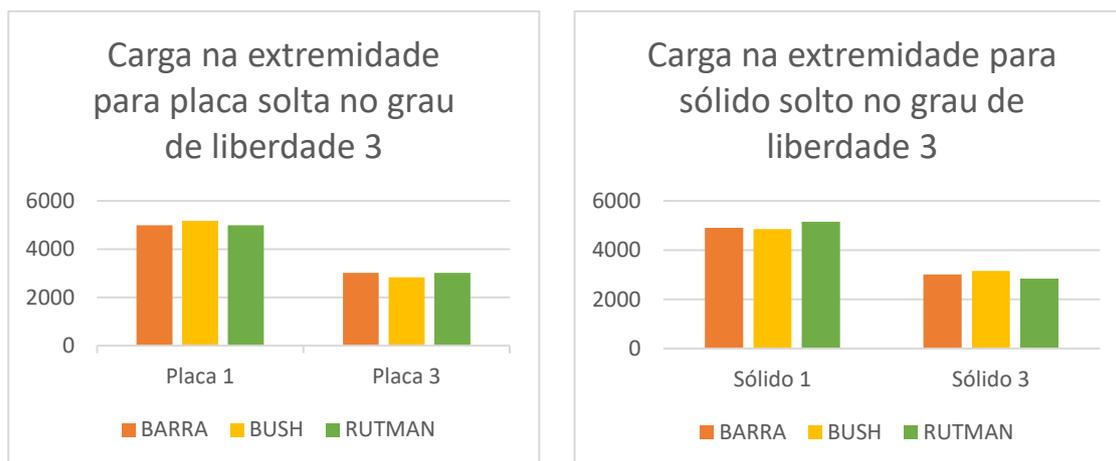
Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 40 – Carga aplicada na extremidade esquerda da primeira e terceira placa/sólido, para RUTMAN solto no grau de liberdade 3 (translacional em Z)

SUPERIOR	INFERIOR	
4985	3014	placa - RUTMAN
5150	2849	sólido - RUTMAN

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 41 – Resultado de carga na extremidade esquerda para sólido/placa preso no grau de liberdade 3 (translacional em Z)



Fonte: Elaborada pelo autor.

Nesse ponto, é possível observar que considerando a carga na extremidade esquerda do modelo para elemento de placa/placa/placa, antes de fazer a utilização do elemento rígido com o elemento de mola foi possível observar que o primeiro prendedor carregava menos carga, em relação aos outros modelos. Entretanto, ao se utilizar o elemento RBE3 junto com o de mola a situação mudou, e a modelagem com BUSH passou a carregar mais carga no primeiro prendedor do que os outros casos. Esses resultados podem ser observados na tabela a seguir.

Tabela 42 – Valores da carga na extremidade para BUSH + RBE3

SUPERIOR	INFERIOR	
4987	3012	placa - BAR
4864	3135	placa – BUSH +RBE3
4985	3014	Placa - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Dessa forma, ao realizar esse comparativo utilizando o RBE3, é possível chegar mais próximo ainda os valores entre as modelagens, fazendo com que elas fiquem menos distantes uma das outras

5.4 Resultados referente a variação de rigidez.

Ao realizar o estudo comparativo para os diferentes tipos de modelagem e composições de juntas, fizeram-se necessárias outras análises, para concluir uma melhor rigidez.

Nos resultados obtidos pela variação da rigidez dos prendedores para mola e Rutman nos modelos, utilizou-se o entendimento da sensibilidade da modelagem frente à alteração da rigidez aplicada e a maneira como o prendedor está sendo modelado. Dessa forma, fez-se a análise para 10% a menos, levando em consideração os cálculos realizados na seção de modelagem e para 10% a mais.

Nas Tabela 43 e Tabela 44, é possível observar os valores obtidos para placa/placa/placa solto no grau de liberdade 3, considerando, aumento de + 10 % na rigidez e nas Tabela 45 e Tabela 46, diminuição de - 10 %.

Tabela 43 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de BUSH em placa/placa/placa solto em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
16.1%	9.4%	6.8%	4.4%	-1.2%	-2.8%	-2.9%	-1.3%	Plate 1 - CBUSH
-35.5%	-24.7%	-22.7%	-25.2%	1.2%	2.8%	2.9%	1.3%	Plate 2 - CBUSH
19.4%	15.3%	15.8%	20.8%					Plate 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 44 – Valores para aumento rigidez na modelagem de RUTMAN em placa/placa/placa solto em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
16.5%	8.5%	5.5%	3.8%	-1.3%	-3.6%	-3.6%	-1.7%	Plate 1 - Rutman
-37.2%	-23.8%	-21.2%	-27.9%	1.3%	3.6%	3.6%	1.7%	Plate 2 - Rutman
20.7%	15.3%	15.7%	24.1%					Plate 3 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 45 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de BUSH em placa/placa/placa solto em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
15.8%	9.6%	7.0%	4.4%	-0.7%	-2.4%	-2.5%	-1.0%	Plate 1 - CBUSH
-34.6%	-24.8%	-22.7%	-24.6%	0.7%	2.4%	2.5%	1.0%	Plate 2 - CBUSH
18.8%	15.2%	15.7%	20.2%					Plate 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 46 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de RUTMAN em placa/placa/placa solto em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
16.1%	8.7%	5.7%	3.5%	-0.8%	-3.2%	-3.3%	-1.5%	Plate 1 - Rutman
-36.2%	-24.1%	-21.5%	-27.1%	0.8%	3.2%	3.3%	1.5%	Plate 2 - Rutman
20.1%	15.3%	15.8%	23.6%					Plate 3 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor

Nas Tabela 47 e Tabela 48, é possível observar os valores obtidos para placa/placa/placa preso no grau de liberdade 3, considerando, aumento de + 10 % na rigidez e nas Tabela 49 e Tabela 50, diminuição de - 10 %.

Tabela 47 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de BUSH em placa/placa/placa preso em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
15.12%	6.69%	1.95%	0.06%	-0.95%	-0.63%	-0.44%	15.12%	Plate 1 - CBUSH
-34.95%	-23.29%	-20.13%	-24.00%	0.95%	0.63%	0.44%	-34.95%	Plate 2 - CBUSH
19.83%	16.61%	18.18%	23.94%					Plate 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 48 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de RUTMAN em placa/placa/placa preso em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
15.52%	5.46%	-0.58%	-3.92%	-0.83%	-0.51%	-0.33%	-0.26%	Plate 1 - Rutman
-36.41%	-22.64%	-19.09%	-23.79%	0.83%	0.51%	0.33%	0.26%	Plate 2 - Rutman
20.89%	17.18%	19.67%	27.71%					Plate 3 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 49 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de BUSH em placa/placa/placa preso em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
14.70%	6.95%	2.47%	0.55%	-0.51%	-0.35%	-0.25%	-0.21%	Plate 1 - CBUSH
-33.95%	-23.42%	-20.38%	-23.57%	0.51%	0.35%	0.25%	0.21%	Plate 2 - CBUSH
19.25%	16.48%	17.91%	23.03%					Plate 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 50 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de RUTMAN em placa/placa/placa preso em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
14.94%	5.57%	-0.35%	-3.96%	-0.30%	-0.19%	-0.13%	-0.10%	Plate 1 - Rutman
-35.28%	-22.84%	-19.38%	-23.22%	0.30%	0.19%	0.13%	0.10%	Plate 2 - Rutman
20.33%	17.28%	19.73%	27.18%					Plate 3 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Nas Tabela 51 e Tabela 52, observa-se, os valores obtidos para sólido/placa/sólido solto no grau de liberdade 3, adotando, aumento de + 10 % na rigidez e nas Tabela 53 e Tabela 54, diminuição de - 10 %.

Tabela 51 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de BUSH em sólido/placa/sólido solto em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
18.36%	7.81%	6.09%	4.75%	-3.19%	-4.49%	-4.23%	-1.88%	Solid 1 - CBUSH
-40.97%	-22.15%	-21.31%	-29.36%	3.19%	4.49%	4.23%	1.88%	Solid 2 - CBUSH
22.61%	14.34%	15.22%	24.61%					Solid 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 52 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de RUTMAN em sólido/placa/sólido solto em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
16.13%	8.85%	6.03%	5.38%	-1.06%	-2.76%	-2.78%	-1.33%	Solid 1 - Rutman
-35.54%	-23.54%	-21.23%	-27.62%	1.06%	2.76%	2.78%	1.33%	Solid 2 - Rutman
19.41%	14.69%	15.21%	22.24%					Solid 3 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 53 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de BUSH em sólido/placa/sólido solto em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
18.11%	8.10%	6.21%	4.58%	-2.96%	-4.27%	-4.04%	-1.84%	Solid 1 - CBUSH
-40.31%	-22.59%	-21.49%	-28.71%	2.96%	4.27%	4.04%	1.84%	Solid 2 - CBUSH
22.20%	14.50%	15.28%	24.13%					Solid 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 54 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de RUTMAN em sólido/placa/sólido solto em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
15.97%	8.95%	6.14%	5.38%	-0.89%	-2.58%	-2.60%	-1.25%	Solid 1 - Rutman
-35.11%	-23.64%	-21.33%	-27.25%	0.89%	2.58%	2.60%	1.25%	Solid 2 - Rutman
19.13%	14.68%	15.19%	21.87%					Solid 3 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Por fim, nas Tabela 55 e Tabela 56, nota-se, os valores obtidos para sólido/placa/sólido preso no grau de liberdade 3., adotando, aumento de + 10 % na rigidez e nas Tabela 57 e Tabela 58, diminuição de - 10 %.

Tabela 55 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de BUSH em sólido/placa/sólido preso em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
16.32%	3.18%	-2.78%	-3.60%	-3.10%	-0.93%	0.87%	3.07%	Solid 1 - CBUSH
-38.22%	-18.62%	-15.93%	-27.32%	3.10%	0.93%	-0.87%	-3.07%	Solid 2 - CBUSH
21.90%	15.43%	18.71%	30.92%					Solid 3 - CBUSH

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 56 – Valores para aumento da rigidez na modelagem de RUTMAN em sólido/placa/sólido preso em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
13.76%	5.70%	1.39%	0.14%	-0.93%	0.09%	1.13%	2.46%	Solid 1 - Rutman
-32.39%	-21.49%	-19.12%	-24.25%	0.93%	-0.09%	-1.13%	-2.46%	Solid 2 - Rutman
18.63%	15.79%	17.73%	24.11%					Solid 3 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 57 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de BUSH em sólido/placa/sólido preso em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
15.97%	3.47%	-2.33%	-3.24%	-2.79%	-0.82%	0.86%	2.90%	Solid 1 - CBUSH
-37.49%	-19.06%	-16.39%	-26.91%	2.79%	0.82%	-0.86%	-2.90%	Solid 2 - CBUSH

21.53%	15.59%	18.71%	30.15%					Solid 3 - CBUSH
--------	--------	--------	--------	--	--	--	--	-----------------

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 58 – Valores para diminuição da rigidez na modelagem de RUTMAN em sólido/placa/sólido preso em 3

PREND 1	PREND 2	PREND 3	PREND 4	PREND 5	PREND 6	PREND 7	PREND 8	
13.62%	5.88%	1.70%	0.46%	-0.74%	0.20%	1.17%	2.43%	Solid 1 - Rutman
-32.01%	-21.60%	-19.27%	-24.05%	0.74%	-0.20%	-1.17%	-2.43%	Solid 2 - Rutman
18.39%	15.73%	17.57%	23.60%					Solid 3 - Rutman

Fonte: Elaborada pelo autor.

Conforme representado nos resultados anteriormente, é possível notar uma pequena variação na carga em cada um dos prendedores por placa, com a variação numérica da rigidez do modelo. No entanto, isso não altera o resultado do trabalho. O que se pode analisar é que, com a variação da rigidez, o comportamento da distribuição de carga pode se alterar.

6 CONCLUSÕES

A priori, realizar o estudo comparativo entre as metodologias foi de grande importância, porque a metodologia de Rutman vem se tornando uma referência bastante aplicada dentro do mercado aeronáutico, pois consegue, com todos os elementos em sua estrutura, representar fielmente o corpo do prendedor.

Porém, ao se realizar a conclusão deste trabalho os quesitos principais que devem ser levados em consideração é o quanto os resultados são realistas e o quanto pode custar, com tempo e recursos de modelagem, considerando que os três tipos de modelagem se assemelham em questão de resultados.

Os resultados para os modelos sólidos e de placa foram satisfatórios quando comparados com a literatura. Porém, algumas simplificações adotadas e não implementadas ao modelo poderiam apresentar uma melhoria nos valores das deformações obtidas caso fossem implementadas, como é o caso da modelagem de RUTMAN que se utiliza gaps, que podem deixar os resultados melhores, significativamente. Também foi possível notar que ao se utilizar o elemento de mola junto com rígido e barra, ele fica mais rígido, como pode ser observado nos resultados apresentados nos tópicos anteriores.

Outro ponto importante a se atentar é em relação aos softwares, que são uma ferramenta de grande ajuda no estudo de modelagem no ambiente de engenharia. Porém, ao se utilizar esses softwares, eles demandam grande esforço computacional. Dessa maneira, antes mesmo de realizar qualquer tipo de modelagem, é importante realizar um estudo prévio das principais características, pois, ao acrescentar um elemento, pode-se ocasionar um aumento significativo do tempo de processamento do software, sem grandes melhorias no resultado quando comparado com modelos mais simples.

Além disso, considerando os comentários realizados no tópico de resultados, é notável que para cada situação trabalhada existe o modelo mais conservativo, frente a média obtida dos resultados e que estão representadas nas tabelas anteriores. Dessa maneira, ao se realizar o estudo da necessidade, é possível determinar qual modelo é mais usual frente aos dados que se pretende obter e assim chegar a resultados mais conclusivos e próximo do esperado.

Entender o que está sendo demandado no momento da modelagem do prendedor é importante para o desenvolvimento. Caso se esteja analisando vários

casos ao mesmo tempo e seja necessário realizar esse procedimento de uma maneira mais rápida, é mais viável fazer a utilização de uma modelagem que seja teoricamente simples e equivalente, em questões de resultados, sendo o caso utilizando o elemento de mola ou barra. No entanto, se está sendo realizada a modelagem com um pouco de tempo e existe a possibilidade de realizar um estudo comparativo entre os diferentes tipos, utilizar a metodologia de Rutman é bastante importante e pode lhe proporcionar resultados favoráveis.

Dessa forma, para desenvolvimento do modelo e o estudo deste, cabe ao usuário realizar um *trade-off* e decidir qual é a melhor opção frente àquela situação.

7 REFERÊNCIAS

ALVES FILHO, Avelino. **1957** - Elementos Finitos: A Base da Tecnologia CAE – São Paulo: Érica, 2000.

FUNDAÇÃO ROBERTO MARINHO. **Curso profissionalizante mecânica**: ensaios de materiais. Rio de Janeiro: Globo, 1966.

LOGAN, D. L. **A first course in the Finite Element Method**. 4. ed. Thomson-Engineering, 2006.

MCCULLOUGH, D. **The Wright Brothers**, 2015.

NIU, M. C. **Airframe Stress Analysis and Sizing**. 2. ed. 1999.

OLIVEIRA, Sheila Fernandes Pimenta e. **Estrutura e formatação de trabalhos acadêmicos**: compilação e discussão das normas da ABNT e atalhos facilitadores para digitação. 5. ed. Franca: Uni-FACEF, 2019.

SPINELLI, H. A. **Análise Estrutural de juntas rebitadas de uso aeronáutico**. 2004. 170f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Paulista, Guaratinguetá, 2004.

SWIFT, T. **Development of the Fail-Safe Design Feature of the Dc-10- Damage Tolerance in Aircraft Structures**, ASTM STP 486, American Society for Testing and Materials, 1971.

WALD, A. **Introduction Aviation Management**, 2011.

XAVIER, A. C. B. **Considerações para a Análise de Juntas Aeronáuticas Unidas Mecanicamente**. 2006. 150 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutico, São José dos Campos, 2006.

TESTE de Tração e Análise de Qualidade. Disponível em: <https://rivettoeng.blogspot.com/2018/12/teste-de-tracao-e-analise-de-qualidade.html>. Acesso em: 6 mar. 2024.

AVENTURAS na História. Disponível em: <https://aventurasnahistoria.uol.com.br>. Acesso em: 6 mar. 2024.

HISTÓRIA do 14-bis - ADS Latin - Manutenção e Venda de Aeronaves. Disponível em: <https://adslatin.com/conheca-a-historia-do-14-bis/>. Acesso em: 6 mar. 2024.

BING. Disponível em: <https://www.bing.com/images/search>. Acesso em: 6 mar. 2024.

HAUTE Jet of the Week: Embraer Phenom 300. Disponível em: <https://hauteliving.com/2017/04/haute-jet-of-the-week-embraer-phenom-300/634346/>. Acesso em: 6 mar. 2024

EMBRAER entrega 1º caça A-1 modernizado para a FAB. Disponível em: <https://atahualpa001.blogspot.com/2013/09/embraer-entrega-1-caca-1-modernizado.html>. Acesso em: 6 mar. 2024.

APROVAÇÃO de planadores com experimentais onde fazer? Disponível em: <https://jazzaero.com.br/aviacao-experimental/aprovacao-de-planadores/>. Acesso em: 6 mar. 2024.

THIS NEWLY Unveiled eVTOL Is The Quiet Solution To Future Air Travels. Disponível em: <https://wonderfulengineering.com/this-newly-unveiled-evtol-is-the-quiet-solution-to-future-air-travels/>. Acesso em: 6 mar. 2024.

CRÔNICAS 3. Disponível em: <https://cronicas03.wordpress.com>. Acesso em: 6 mar. 2024.

Disponível em: <https://colidersnews.com.br/artigos/leitura>. Acesso em: 6 mar. 2024.

COLLECTIONS. Disponível em: <https://chinooksailing.com/products>. Acesso em: 6 mar. 2024.

Disponível em: <https://mechanicalinfor.wordpress>. Acesso em: 6 mar. 2024.

ONLINE Materials Information Resource - MatWeb. Disponível em: <https://matweb.com>. Acesso em: 6 mar. 2024.

MCCULLOUGH, David. Wright Brothers: **The Dramatic Story-Behind the Legend**. [S. l.]: Simon & Schuster, Limited, 2016. ISBN 9781471150388.

NIU, Michael Chun-Yung; NIU, Mike. **Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures**. 2. ed. [S. l.]: Adaso Adastra Engineering Center, 2006. 611 p. ISBN 9789627128090.

CIFUENTES, Arturo. **Using MSC/NASTRAN: Statics and Dynamics**. [S. l.]: Springer, 2014. 476 p. ISBN 9781461389187.

CALLISTER, William D. **Materials Science and Engineering: An Introduction**. [S. l.]: Wiley & Sons, Incorporated, John, 2006. ISBN 9780470075487.