



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

**Caracterização de incertezas no ajuste
teórico-experimental de modelos estruturais
dinâmicos de painéis sanduíche para
identificação de danos**

Autor: Híterson de Oliveira Silva
Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Brasília, DF
2019



Híterson de Oliveira Silva

**Caracterização de incertezas no ajuste
teórico-experimental de modelos estruturais dinâmicos de
painéis sanduíche para identificação de danos**

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

Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA

Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Coorientador: Prof. Allan C. Domingues

Brasília, DF

2019

Híterson de Oliveira Silva

Caracterização de incertezas no ajuste teórico-experimental de modelos estruturais dinâmicos de painéis sanduíche para identificação de danos / Híterson de Oliveira Silva. – Brasília, DF, 2019-
98 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA , 2019.

1. Incertezas. 2. Danos. I. Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro.
II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Caracterização de incertezas no ajuste teórico-experimental de modelos estruturais dinâmicos de painéis sanduíche para identificação de danos

CDU 02:141:005.6

Híterson de Oliveira Silva

**Caracterização de incertezas no ajuste
teórico-experimental de modelos estruturais dinâmicos de
painéis sanduíche para identificação de danos**

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

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 12 de dezembro de 2019 – Data da aprovação do trabalho:

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

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

Prof. Dr. Artem Andrianov
Convidado 2

Brasília, DF
2019

*Dedico este trabalho a Deus
e a todos aqueles que me apoiaram e acreditaram na minha capacidade.*

Agradecimentos

Eu, Híterson Silva, agradeço primeiramente a Deus por essa oportunidade de estudo, a toda minha família, principalmente minha mãe, meu padrasto, minha irmã e minha companheira Fernanda Nogueira pelo apoio, confiança e paciência nos meus estudos. Agradeço também à minha filha Maria Valentina por me proporcionar motivação e alegria quando eu mais estava triste.

Agradeço em especial ao meu orientador, professor Dr. Sérgio Carneiro, pela paciência e confiança para eu ministrar esse trabalho de conclusão de curso proposto. Também agradeço ao meu coorientador Allan Domingues pela dedicação e ajuda na composição deste trabalho.

Por fim, agradeço a todos os meus colegas da Universidade de Brasília - Faculdade Gama pela ajuda, apoio e por saber que existem pessoas realmente dispostas a ajudar o próximo sem nada em troca.

*“Fé em Deus que ele é justo
Ei irmão nunca se esqueça, na guarda, guerreiro
Levanta a cabeça truta, onde estiver seja lá como for
Tenha fé porque até no lixão nasce flor.”
(Racionais Mc’s)*

Resumo

Prever um dano estrutural que pode ocasionar falhas e acidentes graves é uma área de atuação do engenheiro. Os materiais compósitos são os mais utilizados hoje em dia na indústria aeronáutica e aeroespacial. Por essa razão, identificar danos estruturais em materiais compósitos é essencial para evitar acidentes. Uma forma de identificação de danos é dada por meio da vibração, pois qualquer alteração nas propriedades geométricas ou materiais da estrutura influencia nas análises dinâmicas. Na manufatura, a variabilidade das propriedades geométricas e dos materiais pode influenciar nas características dinâmicas da estrutura. Uma forma de analisar isso é realizando a caracterização de incertezas da estrutura por meio do método de Monte Carlo, com dados de entrada gerados aleatoriamente com uma função de densidade de probabilidade (FDP) gama. Este trabalho tem o propósito de analisar as funções de resposta em frequência (FRF) do painel sanduíche do tipo colmeia (*honeycomb*), relacionando o dano de delaminação com incertezas do módulo de elasticidade das faces para identificar danos. A metodologia abordada é um passo a passo desde a validação da geometria construída até a análise para identificar o dano. A geometria desenvolvida no software ANSYS® teve um erro de apenas 2% em relação ao painel real, e o parâmetro incerto do painel considerado, módulo de elasticidade, obteve uma média das frequências próxima aos valores nominais. Portanto, foi possível obter um bom potencial de indicativo de dano apenas comparando as FRF das médias das incertezas com o dano por delaminação.

Palavras-chaves: Painéis sanduíche, caracterização de incertezas, danos, funções de resposta em frequência.

Abstract

Predicting structural damage that can cause failures and serious accidents is an area of expertise for engineers. Composite materials are the most commonly used today in the aeronautical and aerospace industries. For this reason, identifying structural damage in composite materials is essential to prevent accidents. One way to identify damage is through vibration, as any change in the geometric or material properties of the structure influences dynamic analyses. In manufacturing, variability in geometric and material properties can influence the dynamic characteristics of the structure. One way to analyze this is by performing uncertainty characterization of the structure using the Monte Carlo method, with input data randomly generated using a gamma probability density function (PDF). This work aims to analyze the frequency response functions (FRF) of a honeycomb sandwich panel, relating delamination damage with uncertainties in the elastic modulus of the faces to identify damage. The methodology addressed is a step-by-step process from the validation of the constructed geometry to the analysis to identify the damage. The geometry developed in the **ANSYS**[®] software had an error of only 2% compared to the real panel, and the uncertain parameter of the panel considered, elastic modulus, had a frequency average close to the nominal values. Therefore, it was possible to obtain a good potential for damage indication just by comparing the FRFs of the averages of the uncertainties with the delamination damage.

Key-words: Sandwich panels, characterization of uncertainties, damage, frequency response function.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Classificação dos materiais Compósitos. Fonte: (CALLISTER, 2008).	21
Figura 2 – Painel sanduíche <i>honeycomb</i> . Fonte: adaptado (BITZER, 1997)	21
Figura 3 – Modos de vibração de uma placa simples associados com a FRF. Fonte: (AVITABILE, 2004)	25
Figura 4 – Viga engastada com as localizações para teste modal. Fonte: (AVITABILE, 2004)	26
Figura 5 – Gráficos do módulo e da fase das FRF de uma viga engastada.	26
Figura 6 – Etapas do método de Monte Carlo. Fonte: (SAMPAIO; LIMA, 2012).	28
Figura 7 – Descrição dos graus de liberdade do elemento SHELL181. Fonte: (ANSYS, 2017).	29
Figura 8 – Fluxograma da metodologia deste trabalho. Fonte: Autoria própria.	31
Figura 9 – Representação esquemática da construção da geometria. Fonte: Autoria própria.	33
Figura 10 – Painel sanduíche <i>honeycomb</i> de 10 mm discretizado. Fonte: (DOMINGUES, 2017).	33
Figura 11 – Representação grid de medição e pontos de excitação (círculos) para o painel de 10 mm de espessura. Fonte: (DOMINGUES, 2017)	34
Figura 12 – Representação esquemática da validação do painel sanduíche desenvolvido. Fonte: Autoria própria.	35
Figura 13 – Divisão do painel para aplicação de danos.	36
Figura 14 – Representação esquemática do dano no painel sanduíche. Fonte: Autoria própria.	36
Figura 15 – Representação esquemática do MMC no painel sanduíche. Fonte: Autoria própria.	38
Figura 16 – Representação esquemática das análises dos resultados. Fonte: Autoria própria.	38
Figura 17 – Painel sanduíche <i>honeycomb</i> desenvolvido no ANSYS APDL.	39
Figura 18 – Núcleo do painel sanduíche <i>honeycomb</i> no ANSYS APDL.	40
Figura 19 – Faces do painel sanduíche <i>honeycomb</i> no ANSYS APDL.	40
Figura 20 – Malha estrutural do painel sanduíche <i>honeycomb</i>	41
Figura 21 – Comparação das FRF dos modelos numérico simplificado (Allan) e numérico completo do painel sanduíche <i>honeycomb</i>	44
Figura 22 – Comparação das FRF dos modelos experimental, numérico simplificado e numérico completo do painel sanduíche <i>honeycomb</i>	45
Figura 23 – Convergência da malha do painel sanduíche <i>honeycomb</i>	45

Figura 24 – Comparação dos modos de vibração entre o experimental (DOMINGUES, 2017) com o numérico do painel sanduíche completo.	46
Figura 25 – Comparação dos modos de vibração entre o numérico simplificado (DOMINGUES, 2017) com o numérico do painel sanduíche completo.	47
Figura 26 – Comparação das FRF do painel sanduíche numérico completo sem danos e com dos danos das áreas variadas.	50
Figura 27 – Modos de vibrações locais do painel sanduíche com dano na área 5.	50
Figura 28 – Comparação entre o primeiro modo do painel sanduíche <i>honeycomb</i> íntegro com o primeiro modo do painel com danos por delaminação da área 5 com os fatores de redução.	51
Figura 29 – Comparação das FRF do painel sanduíche íntegro com as variações do módulo de elasticidade das faces em 5% e 10%.	52
Figura 30 – Comparação das FRF do painel sanduíche íntegro com as variações do módulo de elasticidade do núcleo em 5% e 10%.	53
Figura 31 – Comparação das FRF do painel sanduíche íntegro com as variações das espessuras das faces em 5% e 10%.	53
Figura 32 – Comparação das FRF do painel sanduíche íntegro com as variações das espessuras do núcleo em 5% e 10%.	54
Figura 33 – Comparação das FRF do painel sanduíche das variações do módulo de elasticidade faces em 5% com o MMC.	54
Figura 34 – Comparação das FRF do painel sanduíche das variações do módulo de elasticidade faces em 10% com o MMC	55
Figura 35 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm s$, dano na área 5, painel simplificado e completo.	58
Figura 36 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm s$, dano na área 5, painel simplificado e completo.	58
Figura 37 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm 2s$, dano na área 5, painel simplificado e completo.	59
Figura 38 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm 2s$, dano na área 5, painel simplificado e completo.	59
Figura 39 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 50%, painel simplificado e completo.	60

Figura 40 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 50%, painel simplificado e completo.	60
Figura 41 – Modos de vibrações globais do painel sanduíche com dano na área 5. . .	79
Figura 42 – Modos de vibrações globais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de 25 %.	80
Figura 43 – Modos de vibrações globais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de 50 %.	81
Figura 44 – Modos de vibrações globais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de 75 %.	82
Figura 45 – Modos de vibrações locais do painel sanduíche com dano na área 5 . . .	83
Figura 46 – Modos de vibrações locais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de área 25%.	84
Figura 47 – Modos de vibrações locais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de área 50%.	85
Figura 48 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 25%, painel simplificado e completo.	90
Figura 49 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 75%, painel simplificado e completo.	91
Figura 50 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 25%, painel simplificado e completo.	91
Figura 51 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 75%, painel simplificado e completo.	92

Lista de tabelas

Tabela 1 – Propriedades mecânicas dos alumínios 5056 e 2024 (BITZER, 1997).	32
Tabela 2 – Comparação dos dados experimentais e numéricos do trabalho do (DOMINGUES, 2017).	34
Tabela 3 – Números de elementos e nós do painel sanduíche <i>honeycomb</i>	40
Tabela 4 – Qualidade da malha do painel sanduíche <i>honeycomb</i> numérico completo fornecida pelo ANSYS®	41
Tabela 5 – Frequências naturais do painel sanduíche <i>honeycomb</i>	42
Tabela 6 – Comparação dos dados experimentais do painel do (DOMINGUES, 2017) com o painel sanduíche <i>honeycomb</i> numérico completo.	43
Tabela 7 – Comparação dos dados numéricos do painel simplificado do (DOMINGUES, 2017) com o painel sanduíche <i>honeycomb</i> numérico completo.	43
Tabela 8 – Comparação das frequências naturais do painel sanduíche <i>honeycomb</i> numérico íntegro com o painel com dano na área 5.	48
Tabela 9 – Comparação das frequências naturais do painel sanduíche <i>honeycomb</i> numérico íntegro com o painel com dano na área 5 com redução de 25%.	48
Tabela 10 – Comparação das frequências naturais do painel sanduíche <i>honeycomb</i> numérico íntegro com o painel com dano na área 5 com redução de 50%.	49
Tabela 11 – Comparação das frequências naturais do painel sanduíche <i>honeycomb</i> numérico íntegro com o painel com dano na área 5 com redução de 75%.	49
Tabela 12 – Valores médios e a mediana da simulação com a variação do módulo de elasticidade das faces em 5%.	56
Tabela 13 – Medidas de variabilidade das frequências da simulação com a variação do módulo de elasticidade das faces em 5%.	56
Tabela 14 – Valores médios e a mediana da simulação com a variação do módulo de elasticidade das faces em 10%.	56
Tabela 15 – Medidas de variabilidade das frequências da simulação com a variação do módulo de elasticidade das faces em 10%.	57

Lista de abreviaturas e siglas

COV	Coeficiente de Variação
MEF	Método dos Elementos Finitos
MMC	Método de Monte Carlo
FDP	Função de Densidade de Probabilidade
FRF	Função de Resposta em Frequência

Lista de símbolos

$H(w)$	Função de resposta em frequência
ω	Frequência natural
s	Desvio padrão
s^2	Variância
\bar{x}	Média
\tilde{x}	Mediana
COV	Coefficiente de variação
\mathbf{u}	Vetor dos modos de vibrações
$X(w)$	Resposta de saída
$F(w)$	Força
c	Coefficiente de amortecimento
ζ	Fator de amortecimento
\bar{c}	Coefficiente de amortecimento crítico
ρ	Densidade
E	Módulo de Young ou módulo de elasticidade
m	Massa
k	Constante de rigidez
Th	Espessura
L	Comprimento
W	Largura
j	Variável complexa

Sumário

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO	17
1.2	OBJETIVOS	18
1.2.1	Objetivo Geral	18
1.2.2	Objetivos Específicos	19
1.3	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	19
2	REFERENCIAL TEÓRICO	20
2.1	MATERIAIS COMPÓSITOS	20
2.1.1	Painéis sanduíche de núcleo honeycomb	21
2.1.1.1	Defeitos de fabricação em painéis sanduíche <i>honeycomb</i>	22
2.1.1.2	Danos em painéis sanduíche <i>honeycomb</i>	23
2.2	ANÁLISE MODAL	24
2.3	FUNÇÃO DE RESPOSTA EM FREQUÊNCIA	25
2.4	MÉTODO DE MONTE CARLO	27
2.5	ELEMENTOS FINITOS	28
2.5.1	Elemento SHELL181	29
2.6	IDENTIFICAÇÃO DE DANOS BASEADO EM VIBRAÇÃO	29
3	METODOLOGIA	31
3.1	CONSTRUÇÃO PAINEL SANDUÍCHE <i>HONEYCOMB</i> NO ANSYS MECHANICAL APDL	32
3.2	VALIDAÇÃO DO PAINEL SANDUÍCHE	34
3.3	APLICAÇÃO	35
3.3.1	Aplicação de danos na geometria	35
3.3.2	Aplicação do método de Monte Carlo	36
3.4	IDENTIFICAÇÃO DE DANOS	38
4	RESULTADOS E ANÁLISES	39
4.1	PAINEL SANDUÍCHE <i>HONEYCOMB</i>	39
4.2	VALIDAÇÃO	42
4.3	DANO NO PAINEL	48
4.4	INCERTEZAS	52
4.4.1	Variação do módulo de elasticidade das faces	54
4.5	POTENCIAL PARA IDENTIFICAÇÃO DE DANOS	57
5	CONCLUSÃO	61
5.1	Sugestões para trabalhos futuros	62

Referências	63
APÊNDICES	66
APÊNDICE A Código do painel sanduíche <i>honeycomb</i> desenvolvido no ANSYS APDL	67
APÊNDICE B Modos globais no painel sanduíche <i>honeycomb</i> de danos na área 5.	79
APÊNDICE C Modos globais no painel sanduíche <i>honeycomb</i> de danos na área 5 com redução de 25 %.	80
APÊNDICE D Modos globais no painel sanduíche <i>honeycomb</i> de danos na área 5 com redução de 50 %.	81
APÊNDICE E Modos globais no painel sanduíche <i>honeycomb</i> de danos na área 5 com redução de 75 %.	82
APÊNDICE F Modos locais no painel sanduíche <i>honeycomb</i> de danos na área 5.	83
APÊNDICE G Modos locais no painel sanduíche <i>honeycomb</i> de danos na área 5 com redução de 25 %.	84
APÊNDICE H Modos locais no painel sanduíche <i>honeycomb</i> de danos na área 5 com redução de 50 %.	85
APÊNDICE I Programa Interface ANSYS® / MATLAB® para o MMC . . .	86
APÊNDICE J Comparações das médias das FRF do painel com a média $\pm s$, dano na área com redução, painel simplificado e completo . .	90
ANEXOS	93
ANEXO A Código do Painel sanduíche <i>honeycomb</i> simplificado no ANSYS APDL (DOMINGUES, 2017)	94

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO

Com a evolução da humanidade, o homem está cada vez mais aprimorando sua forma de locomoção para grandes distâncias, desde a utilização de animais até as aeronaves modernas dos dias atuais. A crescente exigência de percorrer grandes distâncias em um período de tempo menor faz com que a indústria aeronáutica e aeroespacial aprimore as propriedades de seus materiais, tornando-os mais leves e resistentes.

Aeronaves e veículos aeroespaciais utilizam em sua composição estrutural materiais compósitos, que podem possuir algumas características e propriedades mecânicas superiores ou não em relação às ligas metálicas. As propriedades fundamentais dos materiais para a indústria aeronáutica e aeroespacial são o baixo peso e a alta resistência (CALLISTER, 2008).

Os materiais compósitos em aeronaves estão sempre sujeitos a cargas repetidas ou impactos durante seu funcionamento. Por isso, esses materiais podem apresentar várias formas de danos, como delaminação e rachaduras. Danos por delaminação modificam parâmetros estruturais como rigidez, massa e amortecimento, e, com isso, ocorre uma mudança na resposta dinâmica da estrutura (SANTOS et al., 2005). As estruturas aeroespaciais exigem manutenção complexa, por isso necessitam de procedimentos técnicos para monitorar sua integridade estrutural.

Qualquer tipo de dano pequeno pode se tornar um dano significativo, gerando perigo ou mesmo um acidente grave. Detectar um dano com antecedência pode impedir falhas catastróficas ou a deterioração do material, além de evitar reparos. Uma técnica não destrutiva para detecção de danos é baseada em testes de vibração. A ideia central dessa técnica é que os parâmetros modais estão relacionados com as propriedades estruturais, então qualquer dano modificará a resposta dinâmica da estrutura, sendo assim possível identificá-lo (YAM; WEI; YAN, 2005).

Na indústria, quanto maior a precisão e a qualidade do material, mais caro é o processo de fabricação. Por isso, realizar uma análise da variabilidade dos parâmetros do material e da geometria das estruturas é uma forma de prever o comportamento da estrutura, o que influencia na diminuição do fator de segurança e na redução de custos (SILVA, 2017). Os parâmetros para análise das variabilidades estruturais são denominadas incertezas da estrutura (SANDRI, 2010).

Uma forma de analisar o comportamento de um sistema real é por meio de um

modelo computacional. Esse modelo, baseado em análises físicas, é traduzido por equações matemáticas. A partir disso, são utilizados métodos numéricos, que discretizam as equações, e os resultados aproximados são usados para prever um sistema real, como o método dos elementos finitos (MEF) (CUNHA, 2017). Segundo (CURSI, 2012), na modelagem determinística, seus parâmetros são considerados constantes, enquanto na modelagem estocástica, seus parâmetros são variáveis aleatórias, atribuindo uma função de densidade de probabilidade (FDP) adequada.

Para um sistema modelado estocasticamente e implementado computacionalmente, existem dois tipos de incertezas: as de dados, que são as discrepâncias entre o sistema real e os resultados do modelo computacional (CUNHA, 2017), e as incertezas do modelo, que estão associadas à estrutura do modelo utilizado (CASTELLO; RITTO, 2016). A capacidade de incluir nos cálculos propriedades não determinísticas é de grande importância para um projetista, pois garante uma estimativa melhor da confiabilidade real do sistema, se os parâmetros de análise forem bem definidos (SILVA, 2017).

O propósito deste trabalho é a modelagem numérica de um material compósito estrutural, painel sanduíche colmeia (*honeycomb*) do tipo alumínio, para aplicação de dano por delaminação e verificação da sua resposta dinâmica. Além disso, busca-se caracterizar as incertezas do material através das frequências naturais e das funções de resposta em frequência (FRF), utilizando o método de Monte Carlo (MMC). O MMC é um método não-intrusivo para aproximar resultados de problemas estocásticos, utilizando a geração de variáveis aleatórias (CASTELLO; RITTO, 2016), logo, este será utilizado para caracterizar as incertezas do painel através de uma interface **ANSYS**[®]/**MATLAB**[®]. Por fim, analisar os resultados da caracterização de incertezas com o dano na estrutura para ser um potencial identificador de danos.

Considerando a abordagem da caracterização de incertezas para identificar danos em painéis sanduíches, visa-se responder às seguintes perguntas: O modelo numérico desenvolvido é validado? As respostas dinâmicas do painel com danos estão coerentes? Qual é o parâmetro de incerteza? Esta abordagem tem potencial para identificar dano?

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo Geral

O objetivo deste trabalho é caracterizar as incertezas do painel sanduíche *honeycomb* de alumínio para obter uma identificação de danos por delaminação através da análise das funções de resposta em frequência.

1.2.2 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos deste trabalho são:

- Construir um modelo numérico de um painel sanduíche do tipo *honeycomb*;
- Validar o modelo comparando com dados experimentais e numéricos do (DOMINGUES, 2017);
- Implementar dano por delaminação em uma região do painel sanduíche;
- Implementar o método de Monte Carlo (MMC) no parâmetro considerado incerto do painel, utilizando o método dos elementos finitos (MEF);

1.3 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Este trabalho está organizado em cinco capítulos, além das referências, anexos e apêndices, conforme será exposto a seguir.

No Capítulo 1, faz-se uma introdução a respeito do trabalho elaborado, incluindo os principais objetivos que estão descritos.

No Capítulo 2, encontra-se o referencial teórico para a compreensão dos conceitos utilizados.

No Capítulo 3, demonstra-se a metodologia seguida para a elaboração deste trabalho, dividida em quatro partes: a construção do painel sanduíche, a validação, as aplicações (danos e MMC) e a identificação de danos.

No Capítulo 4, são apresentados os resultados obtidos e uma análise explicativa de cada parte gerada pela metodologia.

Por fim, o Capítulo 5 aborda as conclusões deste trabalho e apresenta sugestões para trabalhos futuros.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

Este capítulo abordará os conceitos que serão aplicados na composição deste trabalho. Para melhor compreensão do leitor, o capítulo começará abordando materiais compósitos, painéis sanduíche *honeycomb*, frequência natural, análise modal e funções de resposta em frequência (FRF). Ao final do capítulo, serão apresentados o método de Monte Carlo (MMC), o método dos elementos finitos e a detecção de danos em estruturas.

2.1 MATERIAIS COMPÓSITOS

As tecnologias atuais exigem que seus materiais possuam uma combinação de propriedades específicas e não usuais. Na maioria das vezes, essas propriedades não são encontradas em ligas metálicas, materiais cerâmicos e polímeros comuns (CALLISTER, 2008). Na indústria aeronáutica, os engenheiros buscam por materiais com as seguintes características: leveza, para reduzir o consumo de combustível; resistência à fadiga e à corrosão, o que resulta em economia de manutenção.

Por definição, compreende-se por materiais compósitos misturas não solúveis de dois ou mais constituintes com diferentes composições, estruturas e propriedades que se combinam. Um dos materiais garante a ligação, sendo denominado matriz, e o outro garante a resistência, sendo denominado reforço (MOREIRA, 2009). A classificação dos materiais compósitos possui três principais divisões: compósitos reforçados com partículas, compósitos reforçados com fibras e compósitos estruturais (CALLISTER, 2008). O esquema da Fig.1 mostra as classificações dos materiais compósitos.

Painéis sanduíche são constituídos por duas faces ou lâminas externas que são separadas e unidas por um adesivo em um núcleo espesso. As propriedades desse tipo de estrutura dependem não apenas das propriedades dos materiais, mas também da geometria do núcleo (CALLISTER, 2008).

As principais propriedades dos painéis sanduíche são (TSAI., 2003):

1. Leveza;
2. Alta resistência à flexão ;
3. Excelentes características de isolamento térmico;

A qualidade da união entre as faces e o núcleo é de grande importância para o desempenho e a vida útil da estrutura. Na prática, tem-se para a espessura do adesivo a seguinte faixa (TSAI., 2003):

$$0.025mm \leq \text{espessura do adesivo} \leq 0.2mm$$

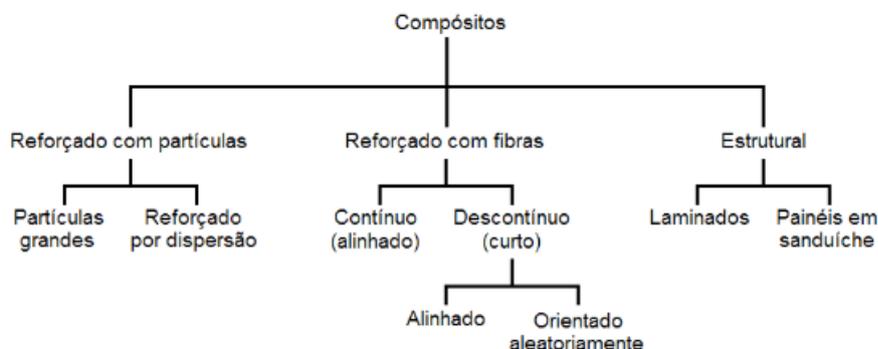


Figura 1 – Classificação dos materiais Compósitos. Fonte: (CALLISTER, 2008).

2.1.1 Painéis sanduíche de núcleo honeycomb

Os painéis sanduíche *honeycomb* são um compósito estrutural que possui como núcleo células em formato hexagonal, na maioria dos casos formadas a partir de folhas de espessura fina conectadas umas às outras (BITZER, 1997). A estrutura geral dos painéis sanduíche *honeycomb* é demonstrada na Fig.2.

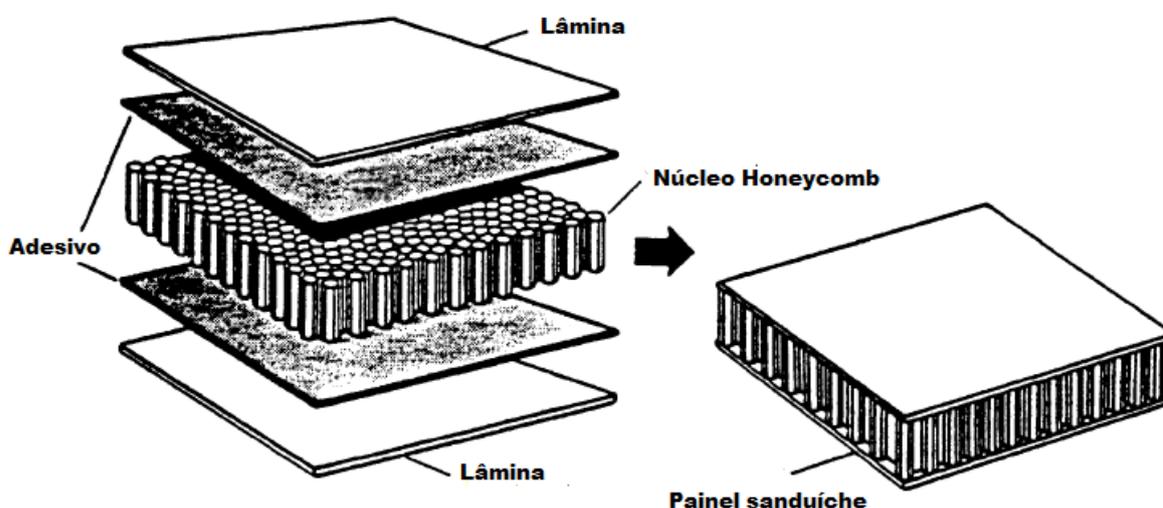


Figura 2 – Painel sanduíche *honeycomb*. Fonte: adaptado (BITZER, 1997)

O uso desse tipo de estrutura cresceu muito na construção aeronáutica, devido às suas excepcionais características, tais como: peso reduzido, alta resistência mecânica, grande capacidade de isolamento térmico e acústico, resistência ao fogo e um elevado coeficiente de amortecimento (TARPANI, 2010).

A estrutura do tipo sanduíche é similar à das vigas I na construção civil. Assim, suas faces laminadas sólidas devem resistir às cargas de flexão, e seu núcleo, às cargas de cisalhamento (PORTELA, 2011).

Os materiais comumente utilizados para o núcleo *honeycomb* são (BITZER, 1997):

1. Não metálicos: fibra de vidro, Nomex, papel Kraft;
2. Metálicos: alumínio, titanium, aço inoxidável ;

Segundo (BITZER, 1997), a seleção do núcleo *honeycomb* não deve considerar apenas as propriedades mecânicas e o custo, mas também levar em conta fatores ambientais, como exposição à temperatura, umidade, tolerância a danos, migração de água, entre outros. Contudo, a escolha é bastante complicada. Em geral, o núcleo *honeycomb* de alumínio apresenta as melhores propriedades mecânicas, além de menor peso e custo.

2.1.1.1 Defeitos de fabricação em painéis sanduíche *honeycomb*

Durante a fabricação dos painéis sanduíche *honeycomb* podem-se destacar defeitos de amassamento da estrutura devido a impactos sofridos durante o processo de produção. O amassamento do núcleo ocorre, muitas vezes, pela pressão do autoclave durante o processo de cura. Portanto, percebe-se que, devido ao rigoroso controle de qualidade, esses tipos de materiais não são produzidos em larga escala, pois seus danos são irreparáveis. Um fato interessante é que, durante a cura do material, também pode ocorrer a contaminação do núcleo pela matriz de resina, adicionando massa à estrutura e, conseqüentemente, diminuindo a eficiência estrutural (PORTELA, 2011).

Os principais defeitos de manufatura nos laminados sólidos das estruturas sanduíche, como consequência da fabricação, são (SERRA, 2013):

1. Delaminação: Separações entre camadas de um laminado, causadas por preparação inadequada da superfície, contaminação e incorporação de materiais estranhos;
2. Inclusões: Incorporações de materiais estranhos entre o material laminado;
3. Vazios e porosidade: Consistem em ar e bolhas de gás aprisionadas, causadas por substâncias voláteis, fluxo inadequado de resina e distribuição desigual de pressão. Os vazios são agrupados na resina, enquanto porosidades ocorrem em materiais sólidos;
4. Área pobre em resina: Localizam-se onde há quantidade insuficiente de resina, como locais secos ou onde as fibras estão expostas. São causadas por compactação inadequada ou sangramento;

5. Fibras quebradas: Descontinuidades nas fibras, causadas por manuseio inadequado;
6. Descolamentos: Ocorrem entre diferentes camadas da estrutura, devido à contaminação da superfície, pressão excessiva ou montagem inadequada;

2.1.1.2 Danos em painéis sanduíche *honeycomb*

A denominação da palavra dano, na mecânica dos materiais, refere-se à origem e desenvolvimento de microfissuras, que são descontinuidades em um meio considerado contínuo (DESMORAT, 2005). A mecânica de dano contínuo calcula os módulos degradados das lâminas e laminados em termos de variáveis de dano contínuo. Um efeito notável dos danos é a redução da rigidez da estrutura, o que pode ser usado para definir um dano (BARBERO, 2014).

Os danos em painéis sanduíche são complexos, assim como em qualquer outra estrutura laminada. Esses danos podem manifestar-se como fendas na matriz, fratura ou encurvadura das fibras e delaminações. Além desses tipos, também é comum ocorrer o esmagamento do núcleo e o descolamento das lâminas (PORTELA, 2011).

A tolerância para danos mecânicos é uma medida da capacidade do painel de manter suas propriedades estruturais após danos, em comparação com suas propriedades quando não danificado. Os danos em painéis sanduíche são divididos em classes de acordo com a gravidade e os possíveis efeitos sobre a estrutura. As classes são (BITZER, 1997):

1. Classe 1: Dentes, cicatrizes, arranhões ou erosão nas faces, não acompanhados por perfuração ou fratura;
2. Classe 2: Perfurações ou fraturas em apenas uma face, possivelmente acompanhadas por danos ao núcleo;
3. Classe 3: Buracos ou danos que se estendem completamente através do painel sanduíche, afetando os dois lados e o núcleo;
4. Classe 4: Danos extensos que exigem a substituição de uma parte ou partes do painel sanduíche;

Como mencionado acima, a delaminação é um tipo de dano estrutural em painéis sanduíche. Ela é uma falha frequente que afeta o desempenho estrutural de compósitos laminados. A delaminação pode se originar de imperfeições na fabricação, rachaduras produzidas por fadiga ou impacto de baixa velocidade, ou concentração de tensão próxima a descontinuidades geométricas ou materiais. A presença de delaminações pode reduzir drasticamente a carga de flambagem e a resistência à compressão dos laminados compósitos (BARBERO, 2014).

2.2 ANÁLISE MODAL

Análise modal é um método de solução algébrica que consiste em desacoplar as equações do movimento de um sistema para obter um conjunto de equações diferenciais não acopladas, facilitando a resolução. Isso é equivalente a resolver cada equação do sistema como se fosse um sistema de um grau de liberdade (RAO, 2008).

Os procedimentos para resolver sistemas de equações pela análise modal de vibração livre, de acordo com (INMAN, 2014), são:

- Calcular $M^{-\frac{1}{2}}$.
- Calcular $\tilde{K} = M^{-\frac{1}{2}}KM^{-\frac{1}{2}}$, normalizando a matriz de rigidez pela massa.
- Calcular os autovalores e autovetores da matriz simétrica \tilde{K} para obter as frequências naturais do sistema e os modos de vibração.
- Normalizar os autovetores e colocá-los numa matriz $P = [v_1v_2v_3\dots]$.
- Calcular $S = M^{-\frac{1}{2}}P$ e $S^{-1} = P^T M^{\frac{1}{2}}$.
- Calcular as condições iniciais modais: $r(0) = S^{-1}x_0$, $\dot{r}(0) = S^{-1}\dot{x}_0$.
- Obter a solução das equações modais $r(t)$ a partir das condições iniciais.
- Multiplicando $r(t)$ por S obtemos a solução nas coordenadas físicas $x(t) = Sr(t)$.

A matriz S é denominada matriz das formas modais; $r(t)$ é a coordenada modal; a matriz P é a matriz dos autovetores, M é a matriz de massa e K é a matriz de rigidez.

As formas modais de um sistema são descritas como uma deformação padrão em uma dada frequência natural. Assim, n frequências naturais possui n formas modais. Cada autovetor multiplicado por $M^{-\frac{1}{2}}$ é dado pelo vetor \mathbf{u}_n (INMAN, 2014).

Considerando uma placa simples em um teste modal experimental, verifica-se que cada modo de vibração está associado às frequências de ressonância do sistema na função de resposta em frequência, que será abordada no próximo tópico (AVITABILE, 2004). A Figura 3 mostra essa relação entre as frequências da FRF e os modos.

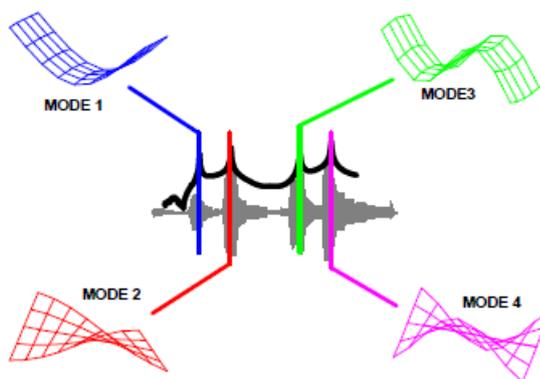


Figura 3 – Modos de vibração de uma placa simples associados com a FRF. Fonte: (AVI-TABILE, 2004)

2.3 FUNÇÃO DE RESPOSTA EM FREQUÊNCIA

A resposta em frequência de um sistema é conceitualmente a resposta do estado estacionário de um sistema diante de uma entrada de sinal senoidal (DORF; BISHOP, 2001). Portanto, o estudo da relação entre amplitudes e fase em função da frequência define também a resposta em frequência de um sistema (FELICIO, 2010).

De forma didática, pode-se definir a FRF por (1) como a razão simples entre a resposta de saída $X(w)$ e a força aplicada $F(w)$ (DORF; BISHOP, 2001).

$$H(w) = \frac{X(w)}{F(w)} \quad (1)$$

Um exemplo de uma simples FRF referente a um sistema massa-mola-amortecedor de um grau de liberdade é dado por (2) (INMAN, 2014).

$$H(w) = \frac{1}{k - mw^2 + cwj} \quad (2)$$

Em que c é o coeficiente de amortecimento. Observe-se que essa função é complexa e depende diretamente da frequência; portanto, por ser uma função complexa, a FRF tem módulo e fase. O fator de amortecimento, ζ , é a razão entre o coeficiente de amortecimento e o coeficiente de amortecimento crítico \bar{c} , dado por (3) (RAO, 2008).

$$\zeta = \frac{c}{2\sqrt{km}} \quad (3)$$

Para n graus de liberdade, a FRF é denotada por $H_{sr}(w)$, em que o índice s é a coordenada do sistema e r é o índice da coordenada da força aplicada. Para um sistema com n graus de liberdade, a matriz resultante será $n \times n$ de FRF, sendo essa matriz simétrica (INMAN, 2014).

Quando se realiza um teste modal experimental, a resposta adquirida geralmente é uma FRF fornecida pelos equipamentos. O principal conceito por trás de um teste modal experimental é a ressonância, pois, à medida que a frequência que está varrendo o sistema se aproxima da frequência natural, observa-se um valor máximo pontiagudo, ao avaliar o módulo da função. Na fase, pode-se observar uma mudança de 180° na ressonância. O fator de amortecimento determina a magnitude do pico de ressonância da FRF; para valores pequenos, geram-se picos grandes. A partir dessa função, são extraídas as frequências naturais, os modos de vibração e a razão de amortecimento (AVITABILE, 2004).

Determinar os modos de vibração a partir das funções de transferência medidas experimentalmente é um pouco mais complicado e envolve a medição de várias funções de transferência. Uma forma de relacionar a FRF com os modos de vibração é dada por (4) (INMAN, 2014).

$$H_{sr}(w) = \sum_{i=1}^n \frac{\mathbf{u}_i \mathbf{u}_i^T}{(w_i^2 - w^2) + (2\zeta_i w_i w)j} \quad (4)$$

Para melhor compreensão, considera-se uma viga engastada (Fig.4), na qual foi realizado um teste modal em três localizações diferentes. Os gráficos do módulo e da fase da FRF estão na Fig.5. Para uma melhor visualização e compreensão dos resultados, utiliza-se o diagrama de Bode (AVITABILE, 2004).

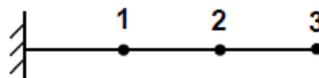
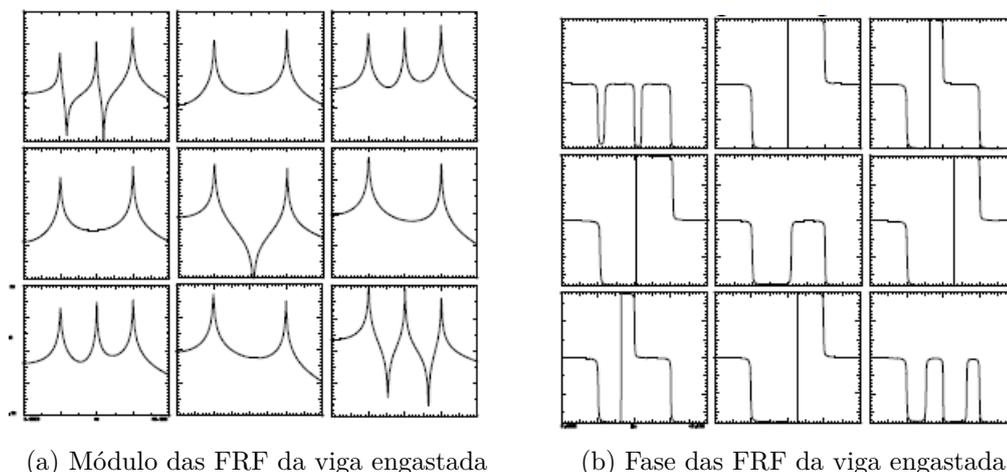


Figura 4 – Viga engastada com as localizações para teste modal. Fonte: (AVITABILE, 2004)



(a) Módulo das FRF da viga engastada

(b) Fase das FRF da viga engastada

Figura 5 – Gráficos do módulo e da fase das FRF de uma viga engastada.

No diagrama de Bode, o eixo das coordenadas para a magnitude da FRF é dado em dB e o eixo para a fase é dado em graus. Ambos os eixos das abscissas dos gráficos são representados pela frequência em logaritmo na base 10 (DORF; BISHOP, 2001). Os testes modais experimentais são utilizados para o estudo das características naturais das estruturas (AVITABILE, 2004).

2.4 MÉTODO DE MONTE CARLO

Monte Carlo foi denominado pela primeira vez em 1940 para uma classe de métodos matemáticos por cientistas que estudavam e trabalhavam com o desenvolvimento de armas nucleares (WHITLOCK, 2008).

O MMC abrange o uso deliberado de números aleatórios em um cálculo que possui a estrutura de um processo estocástico. Por processo estocástico, entende-se uma sequência de estados cuja evolução é determinada por eventos aleatórios. Em um computador, esses números são gerados por um algoritmo determinístico que produz uma sequência de números pseudoaleatórios (WHITLOCK, 2008).

Os números aleatórios gerados por este método são denominados "pseudoaleatórios", pois são produzidos com base em algoritmos matemáticos que simulam a aleatoriedade encontrada na natureza (SOBOL, 1994).

O MMC é um método de aproximação de resultados para problemas estocásticos utilizando a geração de variáveis aleatórias, sendo um método não intrusivo (CASTELLO; RITTO, 2016). Essa capacidade de aproximações numéricas para problemas complexos tornou-se uma ferramenta matemática bastante utilizada no campo da engenharia (SAMPALIO; LIMA, 2012).

Neste método, geralmente obtêm-se amostras aleatórias dos parâmetros considerados incertos, utilizando uma função de densidade de probabilidade adequada. Para cada amostra randômica, gera-se um resultado calculado pelo sistema determinístico. O resultado de cada amostra é incorporado ao resultado final e, portanto, calcula-se parâmetros estatísticos e aproximações da densidade de probabilidade (SAMPALIO; LIMA, 2012). As etapas do MMC estão demonstradas na Fig. 6.

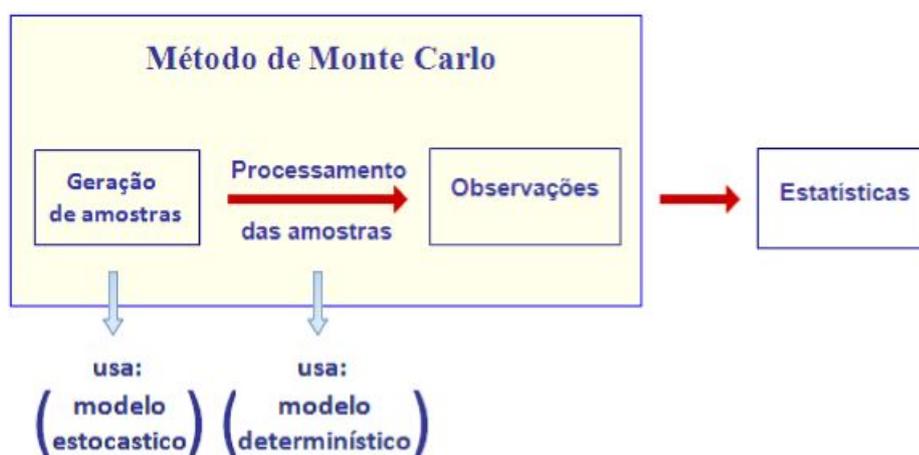


Figura 6 – Etapas do método de Monte Carlo. Fonte: (SAMPAIO; LIMA, 2012).

2.5 ELEMENTOS FINITOS

O método dos elementos finitos (MEF) é uma aproximação numérica de fenômenos na engenharia, modelados matematicamente por equações diferenciais parciais, que podem ser resolvidos de forma aproximada (FISH, 2009).

A formulação matemática de problemas com o MEF resulta em um sistema de equações algébricas simultâneas para solução, em vez de resolver as equações diferenciais. Esse método produz valores aproximados das incógnitas em números discretos de pontos. Portanto, o processo de modelar uma geometria ou um corpo dividindo-o em pequenas unidades menores, elementos, conectados por pontos comuns a dois ou mais elementos, nós, ou linhas de fronteira ou superfície, é denominado discretização (LOGAN, 2007).

Como forma compreensiva, o intuito do MEF é dividir uma geometria em elementos conectados por nós e obter uma solução próxima da solução analítica. Assim, quanto mais elementos são usados, melhor é a solução, contudo, o tempo computacional aumenta. Quando um conjunto de elementos e nós descreve uma geometria, chamamos isso de malha (FISH, 2009).

O MEF é utilizado tanto para análise estrutural quanto para outras áreas. As típicas áreas estruturais são (LOGAN, 2007):

- Análise de tensão;
- Análise dinâmica;
- Flambagem;

De forma geral, o MEF permite ao projetista realizar uma análise estrutural para detectar tensões, vibrações e problemas térmicos durante o processo de projeto. Todavia,

isso ajuda a avaliar o projeto e a realizar alterações, caso necessário, antes da construção de um possível protótipo. Assim, a confiança na aceitabilidade do protótipo é aprimorada. Além disso, se usado corretamente, o método pode reduzir o número de protótipos que precisam ser construídos (LOGAN, 2007).

2.5.1 Elemento SHELL181

O SHELL181 é um elemento de quatro nós com seis graus de liberdade em cada nó, sendo translações nas direções x,y,z e rotações sobre os eixos x,y,z . Esse elemento é adequado para analisar estruturas de casca fina a moderadamente grossas. A Figura 7 mostra a descrição dos graus de liberdade do elemento SHELL181 (ANSYS, 2017).

Pode-se usar o elemento SHELL181 na modelagem de camadas de construção de placas sanduíche. Sua precisão é regida pela teoria de deformação por cisalhamento de primeira ordem, também conhecida como teoria de concha de Mindlin-Reissner (ANSYS, 2017).

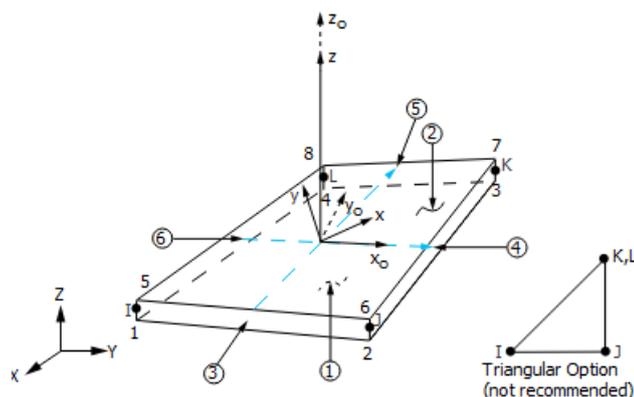


Figura 7 – Descrição dos graus de liberdade do elemento SHELL181. Fonte: (ANSYS, 2017).

2.6 IDENTIFICAÇÃO DE DANOS BASEADO EM VIBRAÇÃO

A detecção de danos baseada em vibração se difundiu rapidamente nos campos da pesquisa. O motivo é que os parâmetros modais, como as frequências, formas modais e modos de amortecimento, são funções das propriedades físicas da estrutura, como a massa, o amortecimento e a rigidez. Assim, alterações nas propriedades da estrutura refletem-se nos parâmetros modais (DOEBLING; FARRAR; PRIME, 1998).

Os efeitos de vibrações podem ser classificados como lineares e não lineares. O dano linear é a situação em que a estrutura elástica linear continua sendo elástica linear após o dano. No caso do dano não linear, a estrutura está inicialmente na zona elástica e,

após o dano, passa a se comportar na zona não linear (DOEBLING; FARRAR; PRIME, 1998).

Segundo (RYTTER, 1993), o sistema de classificação dos métodos de identificação de danos é definido em quatro níveis, tais como:

- Nível 1: Determina se tem dano presente na estrutura;
- Nível 2: Nível 1 + determinação geométrica do dano;
- Nível 3 : Nível 2 + quantificação da severidade do dano;
- Nível 4: Nível 3 + previsão da vida útil da estrutura;

Para a identificação de danos pela mudança das frequências das estruturas, podem-se ter dois tipos de problema: o problema direto e o problema inverso. O problema direto é um método de identificação de nível 1 que consiste em calcular as mudanças nas frequências de um tipo conhecido de dano, geralmente modelado matematicamente. O problema inverso é normalmente utilizado para identificar danos de nível 2 ou 3 e consiste em calcular os parâmetros dos danos, como o comprimento e/ou a localização da trinca (DOEBLING; FARRAR; PRIME, 1998).

Segundo (YAM; WEI; YAN, 2005), em uma placa simples reforçada com fibra de carbono composta por epóxi, observou-se que, quanto maior a região de dano por delaminação, maior a diminuição das frequências naturais. Não apenas houve mudanças nas frequências da placa, mas também apareceram modos independentes.

3 METODOLOGIA

Este capítulo abordará os procedimentos para alcançar os objetivos deste trabalho. A metodologia aplicada é apresentada no fluxograma da Fig. 8. Esse fluxograma está dividido em quatro etapas principais: construção do painel, validação, aplicações e identificação de danos. Essas etapas serão explicadas ao longo do capítulo.

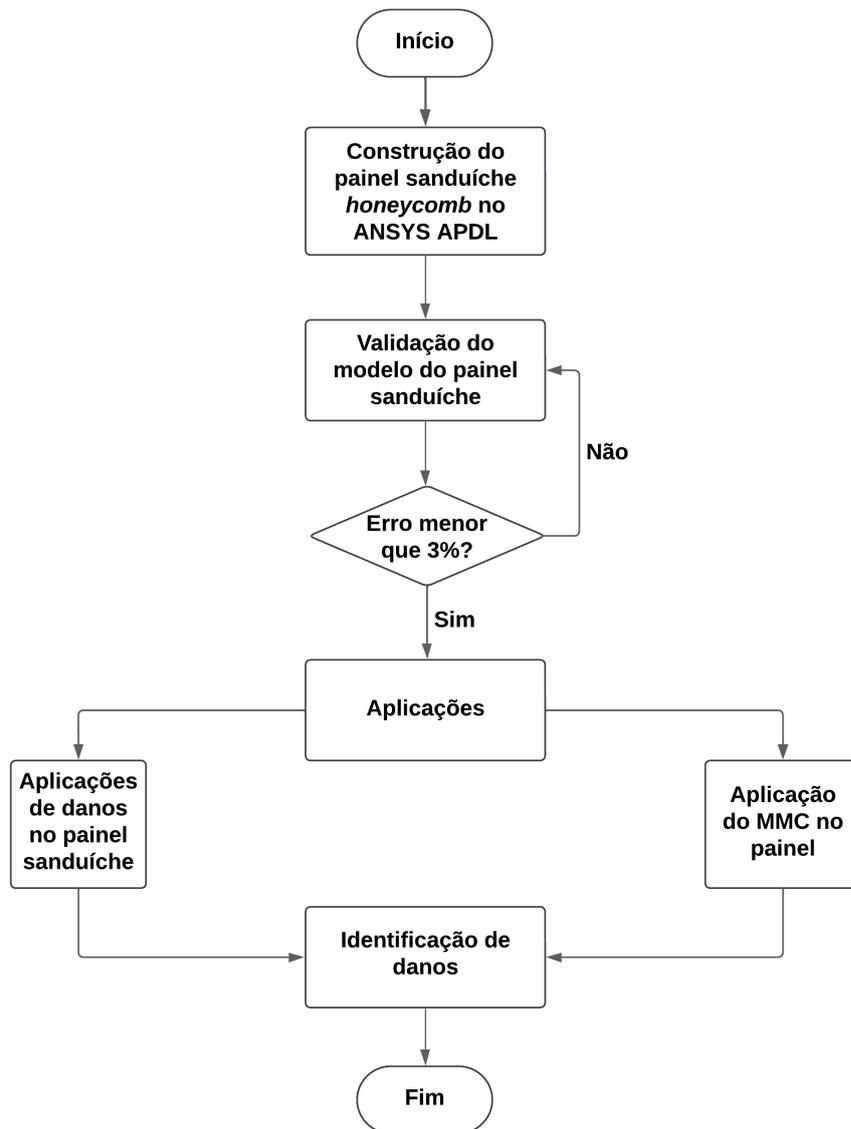


Figura 8 – Fluxograma da metodologia deste trabalho. Fonte: Autoria própria.

3.1 CONSTRUÇÃO PAINEL SANDUÍCHE *HONEYCOMB* NO ANSYS MECHANICAL APDL

O objeto de estudo deste trabalho é um painel sanduíche *honeycomb* alumínio-alumínio. O painel possui as seguintes características:

- Espessura (Th) = 10 mm;
- Comprimento (L) = 670 mm;
- Largura (W) = 300 mm;
- Modelo HoneyComb = HexWeb CRIII - Al 5056 - 1/4" - 0.001P (10P) - 9.4 mm - (MIL-C-7438G ou AMS-C-7438);
- Material das faces = Al 2024 T3 NON CLAD (AMS QQA 250/4 e AMS 4037) - 0.3 mm;

As propriedades mecânicas dos alumínios das faces e do núcleo que serão utilizados estão na Tab. 1.

Tabela 1 – Propriedades mecânicas dos alumínios 5056 e 2024 (BITZER, 1997).

Propiedades Mecânicas	Alumínio 5056	Alumínio 2024
Módulo de Elasticidade (GPa)	71	73.1
Coefficiente de poisson	0.33	0.33
Densidade (Kg/m^3)	2640	2780

A construção do painel será realizada no software **ANSYS Mechanical APDL**. O elemento utilizado será o SHELL181, devido à qualidade satisfatória dos seus resultados e ao seu baixo custo computacional, principalmente quando comparado a elementos do tipo *SOLID*. Os passos para o desenvolvimento do painel serão:

- Construção de uma célula em formato hexagonal regular, com cada lado de 3.175 mm e altura de 9.4 mm;
- Fechamento da célula, representando as faces superior e inferior;
- Definição das propriedades mecânicas das faces e do núcleo, com suas respectivas espessuras de 0.3 mm e 0.0254 mm. Uma observação importante é que os lados do núcleo na horizontal têm dupla espessura devido à junção de uma célula à outra;
- Realização de uma malha estruturada para garantir que as células e as faces tenham uma malha quadrangular;

- Após a conclusão de uma célula completa, realizar 46 cópias no sentido da coordenada y e depois 97 cópias no sentido da coordenada x;
- Finalmente, completar o painel sanduíche para atingir o comprimento e a largura do painel sanduíche real;

No desenvolvimento da geometria, não será considerado o prepreg de epóxi, que, segundo a empresa fabricante, possui uma espessura de 10^{-4} mm e suporta temperaturas acima de 200 °C. Portanto, o painel será modelado apenas com as faces e o núcleo. Os comandos para a construção da geometria serão escritos em um arquivo de texto e inseridos no **ANSYS Mechanical APDL** para gerar as frequências naturais, os modos e as FRF. A representação esquemática da construção da geometria no **ANSYS Mechanical APDL** está na Fig. 9.

A Figura 10 mostra o painel sanduíche *honeycomb*, que serviu como base para o desenvolvimento da geometria. O painel está em uma bancada, discretizado para a realização da análise modal experimental realizada por (DOMINGUES, 2017).



Figura 9 – Representação esquemática da construção da geometria. Fonte: Autoria própria.

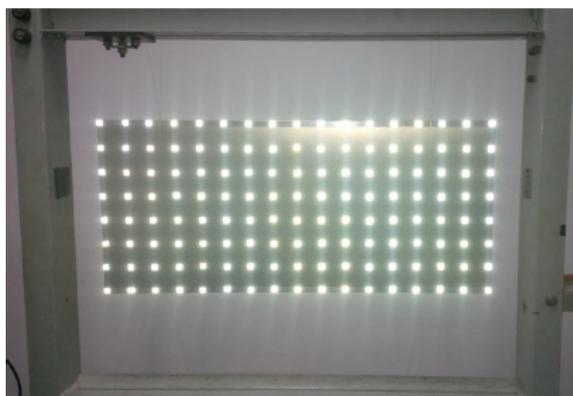


Figura 10 – Painel sanduíche *honeycomb* de 10 mm discretizado. Fonte: (DOMINGUES, 2017).

3.2 VALIDAÇÃO DO PAINEL SANDUÍCHE

A validação da geometria desenvolvida, descrita anteriormente, será realizada comparando as frequências naturais, os modos de vibração e as FRF com o trabalho de (DOMINGUES, 2017). O estudo inclui uma análise modal experimental e numérica de um painel sanduíche *honeycomb* de 10 mm, no qual a geometria desenvolvida será baseada. O erro considerado para a validação é de 3% em relação ao resultado experimental.

A Tabela 2 apresenta os resultados obtidos das frequências naturais experimentais e numéricas, usando um modelo aproximado de placa. Os resultados mostrados na Tabela 2 foram obtidos no ponto de excitação C4, que apresentou os melhores resultados experimentais, de acordo com a Fig.11. O painel foi dividido em 136 pontos no teste modal experimental.

Tabela 2 – Comparação dos dados experimentais e numéricos do trabalho do (DOMINGUES, 2017).

Modos	Frequência Natural Exp. Excitação em C4 (Hz)	Frequência Natural Numérica (Hz)	Diferença Numérica x Experimental Excitação em C4 (%)
1	159,2	159,6	0,25
2	201,6	204,9	1,64
3	430,4	427,1	-0,77
4	-	438,8	-
5	728,0	728,8	0,11
6	759,0	767,0	1,05
7	854,2	845,7	-0,99

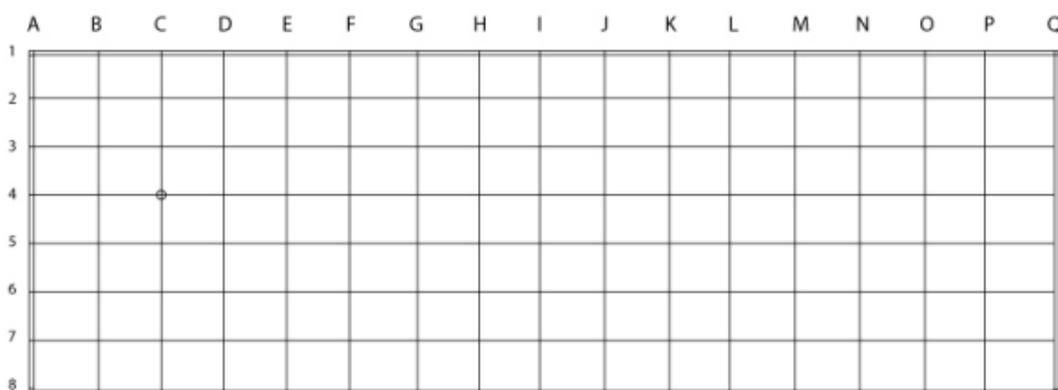


Figura 11 – Representação grid de medição e pontos de excitação (círculos) para o painel de 10 mm de espessura. Fonte: (DOMINGUES, 2017)

A representação esquemática da validação do painel construído está na Fig. 12



Figura 12 – Representação esquemática da validação do painel sanduíche desenvolvido.
Fonte: Autoria própria.

3.3 APLICAÇÃO

Após a validação do painel desenvolvido, serão realizadas duas aplicações. A primeira consistirá na aplicação de danos em uma área determinada, e a segunda, na utilização do método de Monte Carlo nos parâmetros considerados incertos.

3.3.1 Aplicação de danos na geometria

Com a geometria construída e validada, o painel sanduíche será dividido em nove áreas, conforme mostrado na Fig. 13. Em seguida, será escolhida uma área do painel, onde será aplicado o dano por delaminação na face superior do painel sanduíche.

O dano de delaminação proposto será desenvolvido desconectando os nós da face da região selecionada dos nós do núcleo.

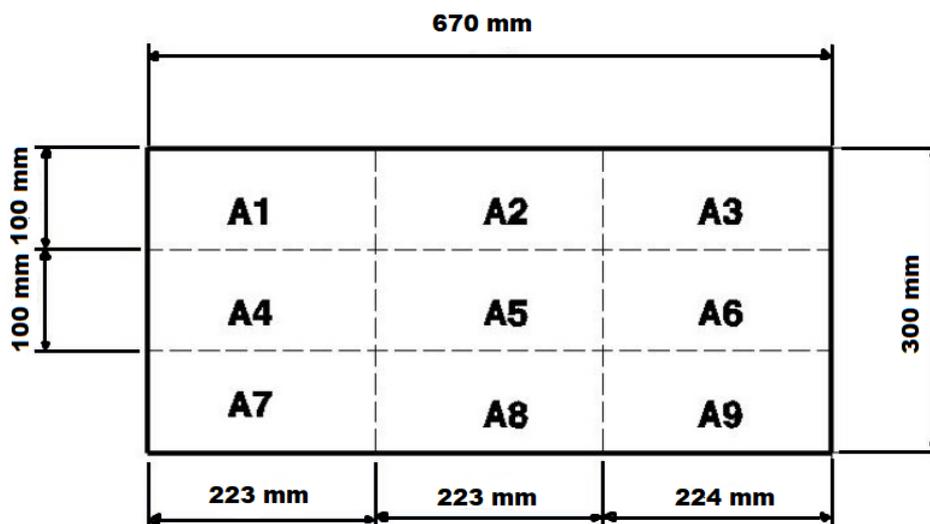


Figura 13 – Divisão do painel para aplicação de danos.

Após a inserção do dano, serão realizadas comparações entre as FRF do painel íntegro e do painel com dano, bem como entre as suas frequências naturais, ambos nos pontos de excitação em C4. Um método para identificar o dano na região será a redução da área selecionada do dano em 3 vezes, por um fator de 25%. Por fim, serão feitas comparações das FRF e das frequências naturais de cada modo. A representação esquemática da aplicação de danos na geometria está na Fig. 14.

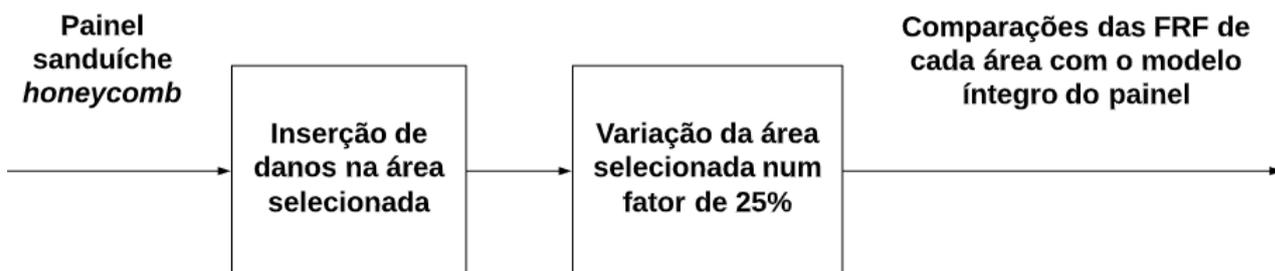


Figura 14 – Representação esquemática do dano no painel sanduíche. Fonte: Autoria própria.

3.3.2 Aplicação do método de Monte Carlo

A geometria desenvolvida do painel requer recursos computacionais elevados de memória e processador para a aplicação do método de Monte Carlo. Portanto, essa situação foi resolvida avaliando-se quatro parâmetros considerados incertos do painel: o módulo de elasticidade das faces e do núcleo, e as espessuras das faces e do núcleo.

A forma de avaliar esses quatro parâmetros será realizando, para cada um deles, uma simulação para obter a FRF em variações de -5% , $+5\%$, -10% e $+10\%$, totalizando dezesseis simulações ao todo. Após essa etapa, será escolhido o parâmetro que apresentar

a maior incerteza entre esses extremos, para que, em seguida, seja aplicado o MMC. Para utilizar o método, um modelo simplificado do painel sanduíche *honeycomb* será empregado.

O programa do painel sanduíche simplificado, fornecido por (DOMINGUES, 2017), será o modelo determinístico. Utilizando uma função do software **MATLAB**[®], denominada *random()*, com a função de densidade de probabilidade gama, serão gerados 5000 casos diferentes para o parâmetro incerto, considerando desvios padrão de 10% e 5%. Essa parte constitui a construção do modelo estocástico, tornando o parâmetro considerado incerto em uma variável aleatória.

O modelo simplificado do painel sanduíche *honeycomb* é modelado como uma placa fina com propriedades ortotrópicas, utilizando o elemento SHELL181. As características deste painel são:

- Densidade da lâmina (ρ_L) = 2780 kg/m³ ;
- Densidade do Núcleo (ρ_N) = 89 kg/m³ ;
- Módulo de Elasticidade da Lâmina (E) = 73,1 GPa ;
- Espessura da Lâmina (Th_L) = 0,3 mm ;
- Espessura do Núcleo (Th_N) = 9,4 mm ;
- Comprimento (L) = 670 mm ;
- Largura (W) = 300 mm ;

Através do programa de interface **ANSYS**[®]/ **MATLAB**[®] desenvolvido, serão resolvidos os 5000 casos de cada desvio padrão e plotadas as FRFs geradas no mesmo gráfico, junto com as FRFs de 10% para o primeiro caso e 5% para o segundo.

Após isso, serão realizados cálculos estatísticos com as seis primeiras frequências naturais do painel. As medidas de variabilidade calculadas serão a média, a mediana, o desvio padrão e o coeficiente de variação.

O esquemático do método de Monte Carlo aplicado para esta etapa está na Fig. 15.

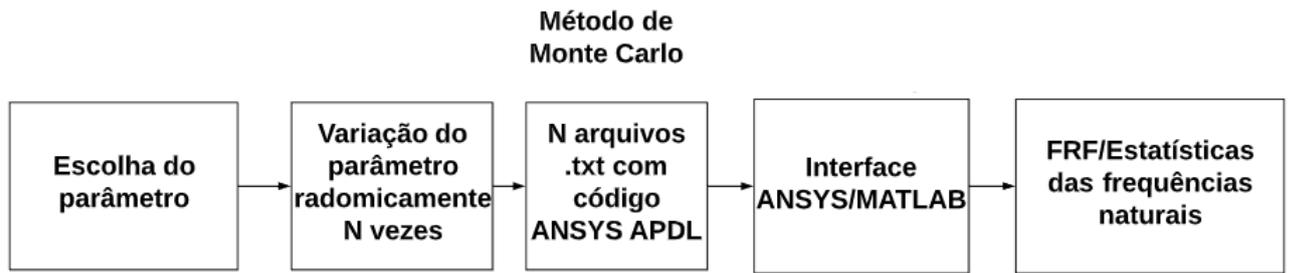


Figura 15 – Representação esquemática do MMC no painel sanduíche. Fonte: Autoria própria.

3.4 IDENTIFICAÇÃO DE DANOS

Esta última etapa do trabalho será uma tentativa de identificar danos no painel através da análise dos resultados das FRFs com os danos e das médias do MMC relacionadas com o parâmetro de incerteza. Portanto, a partir dessas análises, serão obtidas as conclusões deste trabalho. A representação esquemática está na Fig. 16.

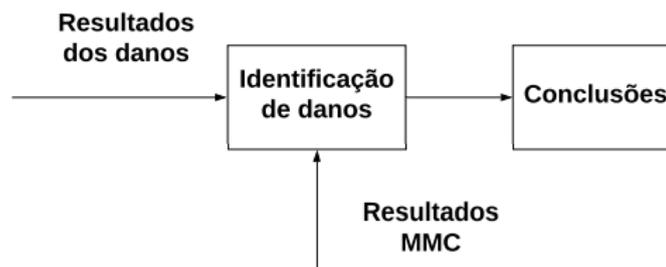


Figura 16 – Representação esquemática das análises dos resultados. Fonte: Autoria própria.

4 RESULTADOS E ANÁLISES

Neste capítulo, serão apresentados os resultados da construção do painel sanduíche *honeycomb* no software **ANSYS**[®] e sua comparação com o modelo numérico e experimental realizado por (DOMINGUES, 2017). Também serão abordados os resultados das FRFs nas aplicações de dano e no MMC. Além disso, será discutido um estudo das variabilidades das frequências naturais do painel sanduíche no contexto do MMC. Por fim, será analisado se é possível identificar danos a partir das incertezas do painel.

4.1 PAINEL SANDUÍCHE *HONEYCOMB*

O painel sanduíche *honeycomb* foi desenvolvido no software **ANSYS Mechanical APDL** com as características e materiais descritos na metodologia. O *script* do programa está no apêndice A. A Figura 17 mostra o painel sanduíche completo, com suas faces e o núcleo. O elemento utilizado foi o SHELL181. A quantidade de nós e elementos do painel está na Tab. 3. O núcleo e as faces do painel estão nas Figs. 18 e 19.

O painel foi todo desenvolvido utilizando os comandos do **ANSYS Mechanical APDL** em um arquivo .txt. Essa foi uma boa estratégia para entender o que está acontecendo em cada parte da estrutura, desde a primeira célula do núcleo até as faces completas.

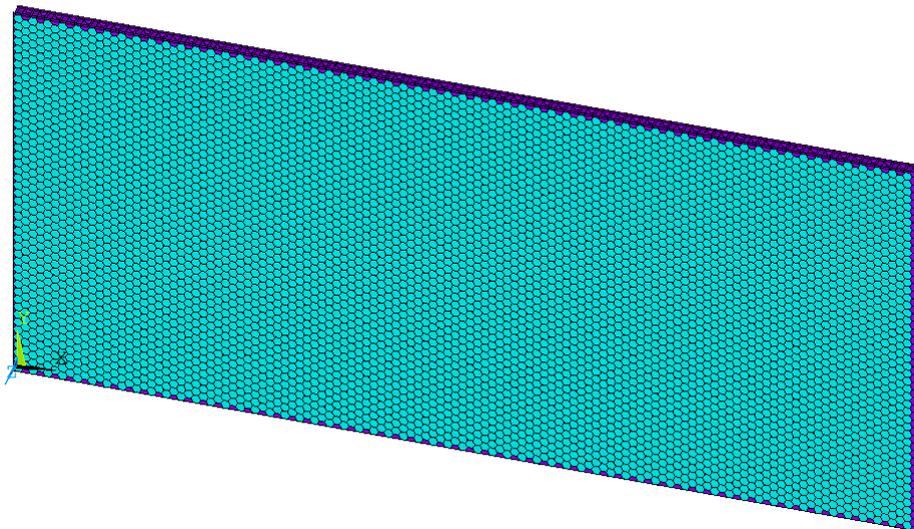


Figura 17 – Painel sanduíche *honeycomb* desenvolvido no ANSYS APDL.

Como não é recomendado o uso de elementos no formato triangular para o elemento SHELL181, foi realizada uma malha estruturada quadrangular em todo o painel. A Figura 20 mostra a estrutura da malha nas faces e no núcleo. A estratégia para obter uma boa

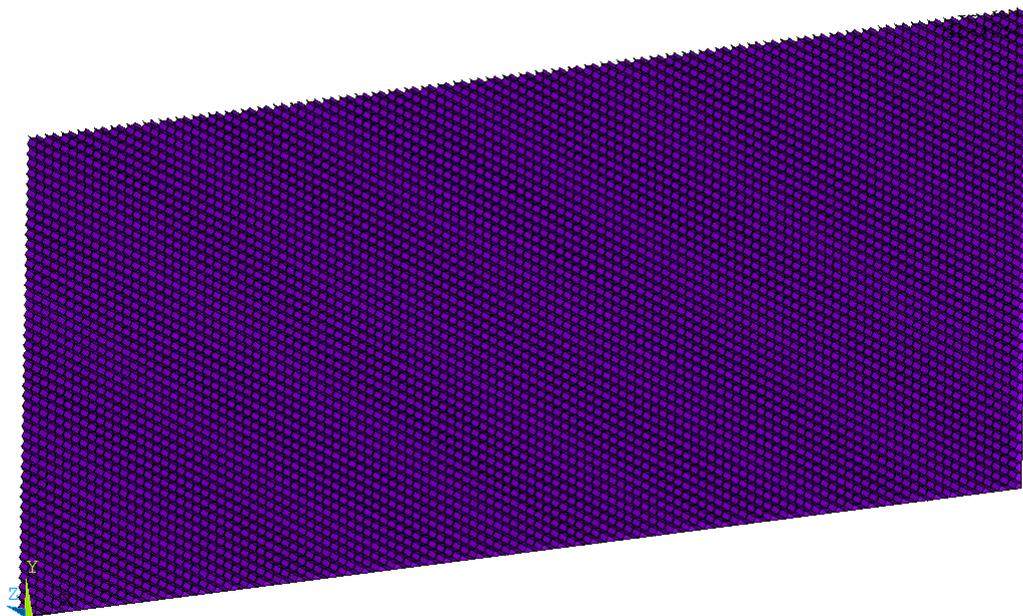


Figura 18 – Núcleo do painel sanduíche *honeycomb* no ANSYS APDL.

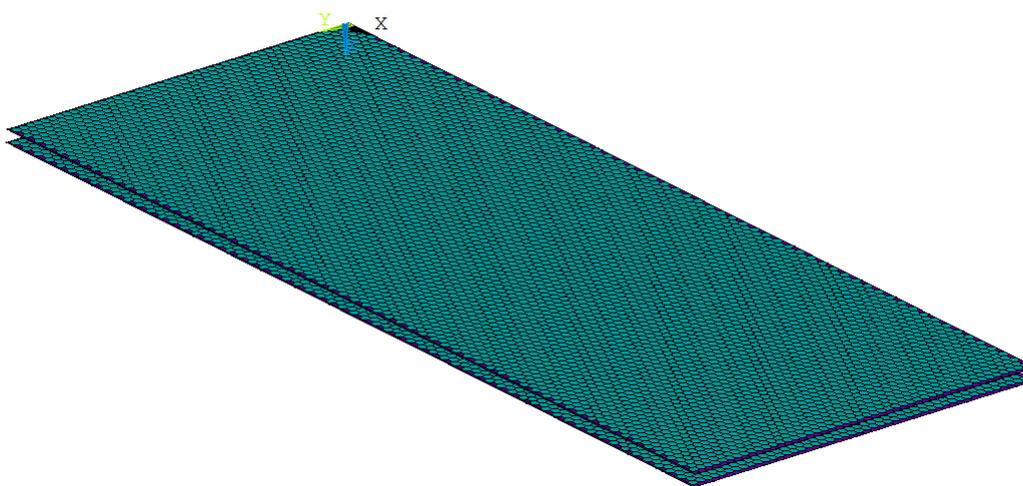


Figura 19 – Faces do painel sanduíche *honeycomb* no ANSYS APDL.

Tabela 3 – Números de elementos e nós do painel sanduíche *honeycomb*.

Números de elementos	Números de nós
650200	914867

qualidade da malha foi criar uma célula hexagonal, malhá-la com elementos quadriláteros e, por fim, duplicar cada célula com a mesma estrutura gerada. Realizar esse procedimento foi o passo mais importante para o desenvolvimento do painel. Uma malha com boa qualidade e um número elevado de elementos garante uma boa acurácia dos resultados.

A Tabela 4 fornece os dados gerados pelo software referentes à qualidade da malha para os elementos SHELL181 do painel. Pode-se notar que houve apenas 92 avisos

referentes aos ângulos de 92 elementos. Isso se deve ao fato de que há uma parte da face com geometria triangular, estruturada com elementos quadrados forçados. Esses avisos não afetam a malha.

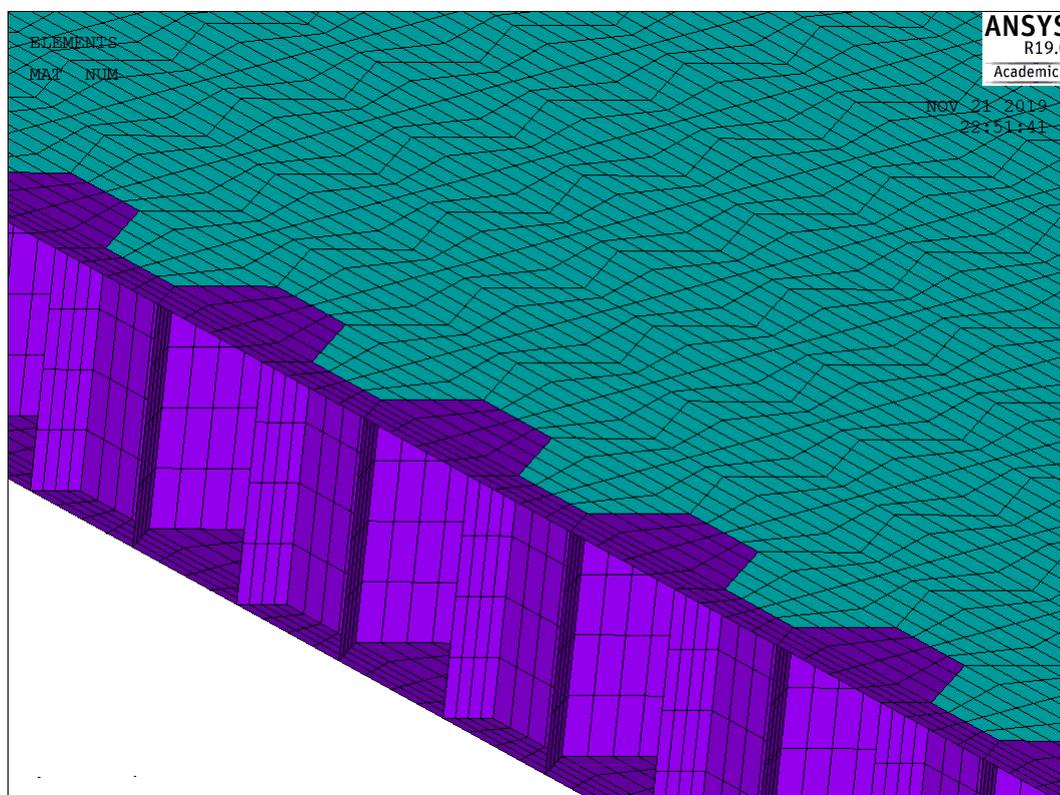


Figura 20 – Malha estrutural do painel sanduíche *honeycomb*.

Tabela 4 – Qualidade da malha do painel sanduíche *honeycomb* numérico completo fornecida pelo ANSYS®.

Teste	Número de elementos testados	Contagem de aviso	Contagem de erros	Avisos + Erros (%)
Razão de aspecto	650200	0	0	0.00
Derivação paralelo	650200	0	0	0.00
Ângulo máximo	650200	92	0	0.01
Razão Jacobiana	650200	0	0	0.00
Fator de deformação	650200	0	0	0.00
Total	650200	92	0	0.01

4.2 VALIDAÇÃO

O painel sanduíche *honeycomb* real foi um dos objetos de estudo de (DOMINGUES, 2017). Nesse trabalho, foi realizado o teste modal experimental do painel. Com base nesse trabalho, foi realizada a validação do painel numérico deste estudo.

A simulação numérica do painel no software **ANSYS**[®] utilizou condições de contorno livres. Com o modelo criado e as propriedades dos materiais aplicadas ao núcleo e às faces, a massa do painel numérico completo não correspondeu à do painel dos ensaios. Portanto, foi necessário realizar uma compensação de massa até atingir os $0.482kg$ do painel real. Como o modelo do painel desenvolvido não levou em consideração o prepreg epóxi e não foram obtidos os detalhes do epóxi e suas propriedades, aumentou-se a densidade das faces até obter a massa correspondente ao painel real.

As Tabelas 6 e 7 mostram as comparações entre o modelo experimental e o modelo numérico simplificado do painel sanduíche de (DOMINGUES, 2017) com o modelo numérico completo deste trabalho. A fórmula do erro relativo utilizada para essas comparações é dada por (5). Nas tabelas, os erros são apresentados em porcentagens.

$$\frac{|y - \bar{y}|}{|y|}, y \neq 0 \quad (5)$$

Em que y é um número real e \bar{y} é sua aproximação (BRUNS., 2001) .

Tabela 5 – Frequências naturais do painel sanduíche *honeycomb*.

Modos	Frequências (Hz)
1	159.83
2	204.95
3	432.32
4	436.44
5	725.30
6	756.13

Pelos resultados adquiridos, nota-se que o maior erro relativo em comparação com o painel experimental foi de 1.66 % na frequência do segundo modo. A comparação com o modelo numérico simplificado de (DOMINGUES, 2017) mostrou um erro de 1.42% no sexto modo. Esses resultados indicam que, para a realização de uma simulação rápida para determinar os modos e as frequências naturais de um painel sanduíche *honeycomb*, o modelo simplificado é computacionalmente eficiente. Segundo (DOMINGUES, 2017), como existem dois modos de vibração muito próximos, não foi possível detectar a frequência do quarto modo, que é indicado nos modelos numéricos.

Tabela 6 – Comparação dos dados experimentais do painel do (DOMINGUES, 2017) com o painel sanduíche *honeycomb* numérico completo.

Modos	Frequência Natural Exp. Excitação em C4 (Hz)	Frequência Natural Painel Numérico Completo (Hz)	Erro Relativo Experimental Excitação em C4 x Painel Painel Numérico Completo (%)
1	159.2	159.83	0.390
2	201.6	204.95	1.66
3	430.4	432.32	0.440
4	-	436.44	-
5	728.0	725.30	0.370
6	759.0	756.13	0.380

Tabela 7 – Comparação dos dados numéricos do painel simplificado do (DOMINGUES, 2017) com o painel sanduíche *honeycomb* numérico completo.

Modos	Frequência Natural Numérica modelo simplificado (Hz)	Frequência Natural Painel Numérico Completo (Hz)	Erro relativo Numérico Painel Numérico Simplificado x Painel Painel Numérico Completo (%)
1	159.6	159.83	0.14
2	204.9	204.95	0.020
3	427.1	432.32	1.22
4	438.8	436.44	0.530
5	728.8	725.30	0.480
6	767.0	756.13	1.42

As Figuras 24 e 25 mostram as comparações dos modos de vibração do painel sanduíche entre o modelo experimental e o modelo numérico simplificado, comparados ao modelo completo desenvolvido. Os modos das terceira e quarta frequências não foram comparados na Fig. 24. As formas dos modos de vibração de cada frequência são iguais tanto no experimental quanto no numérico.

Para finalizar a validação do modelo completo do painel sanduíche, a Fig. 21 e a Fig. 22 mostram as FRFs dos modelos numéricos e do modelo experimental, respectivamente. O ponto de excitação de todos os modelos foi no ponto C4. Percebe-se que nas duas primeiras frequências naturais das FRFs, as ressonâncias e anti-ressonâncias são

idênticas em ambos os modelos. Já nas terceira e quarta frequências de ressonância, os modelos numéricos são idênticos, mas o modelo experimental está um pouco deslocado para a esquerda e um pouco mais aberto. A abertura é devido ao fator de amortecimento não ser igual ao dos modelos numéricos. Nas últimas duas frequências avaliadas, até 800 Hz, as amplitudes das FRFs estão um pouco diferentes, assim como suas ressonâncias. Mesmo com pequenas diferenças nas últimas ressonâncias, isso pode ser apenas uma questão de ajuste do fator de amortecimento ou devido às propriedades ortotrópicas da placa simples considerada, que podem afetar os modos com altas frequências.

A Figura 23 mostra a convergência da malha do painel sanduíche *honeycomb*. A malha está convergindo para 159.60 Hz na frequência do primeiro modo, considerando 3 milhões de nós.

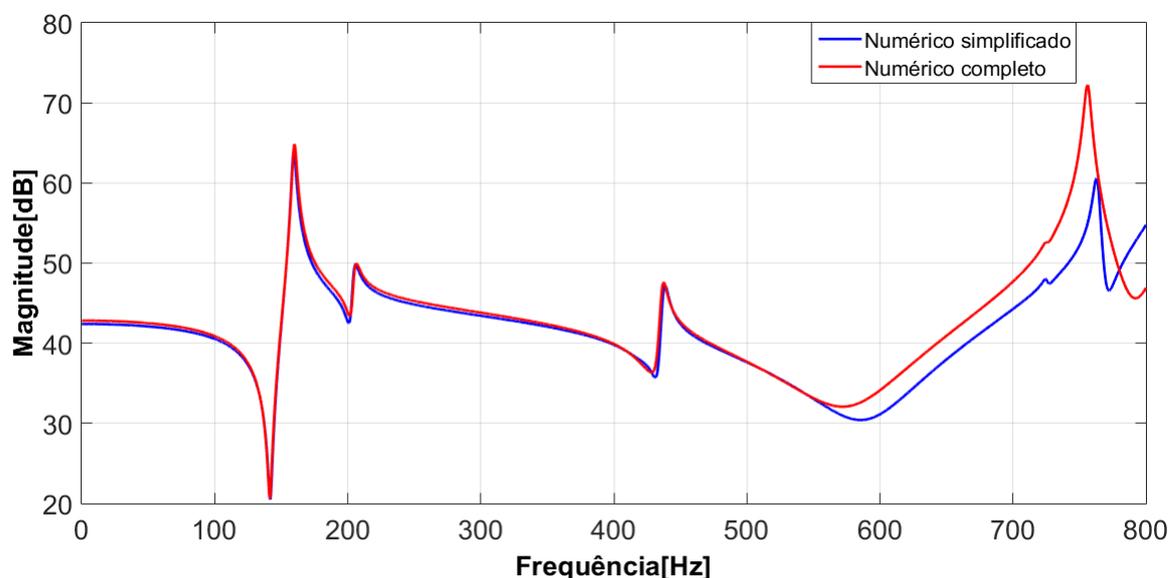


Figura 21 – Comparação das FRF dos modelos numérico simplificado (Allan) e numérico completo do painel sanduíche *honeycomb*.

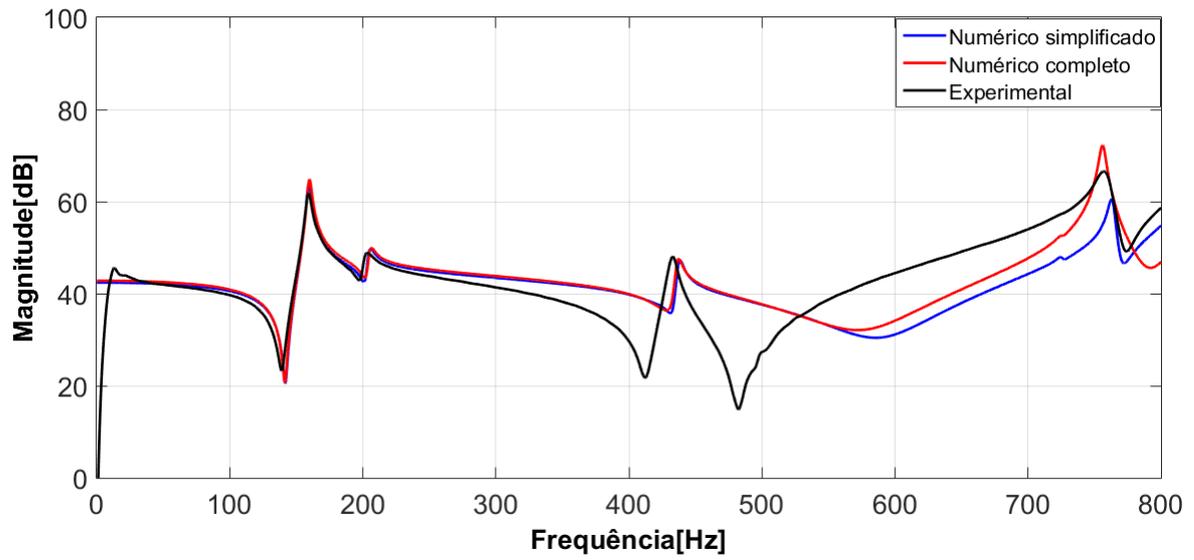


Figura 22 – Comparação das FRF dos modelos experimental, numérico simplificado e numérico completo do painel sanduíche *honeycomb*.

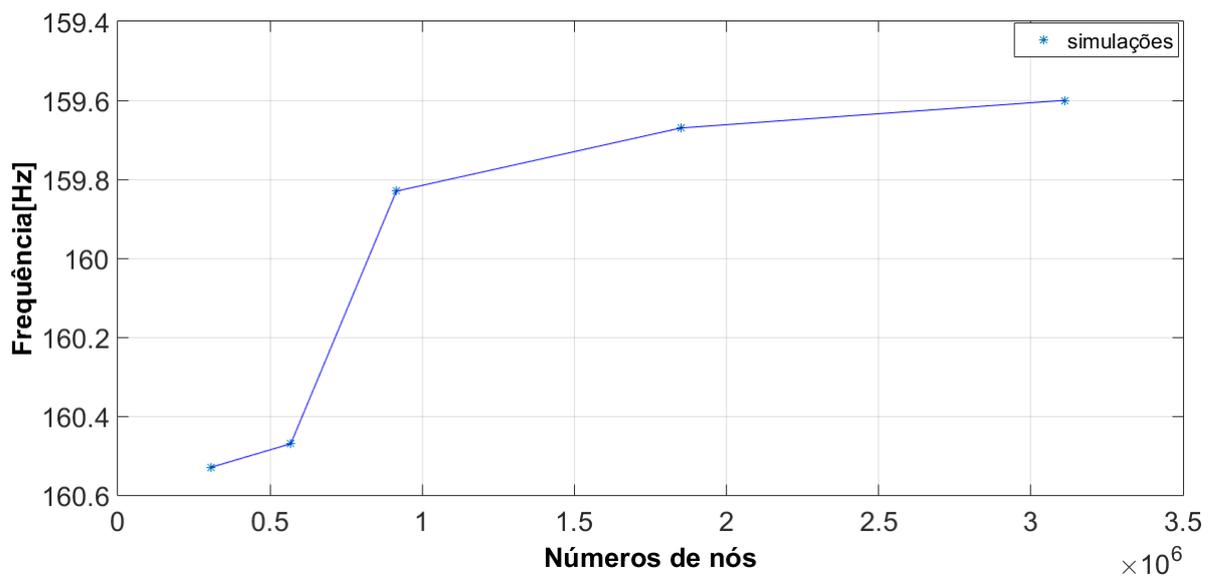


Figura 23 – Convergência da malha do painel sanduíche *honeycomb*.

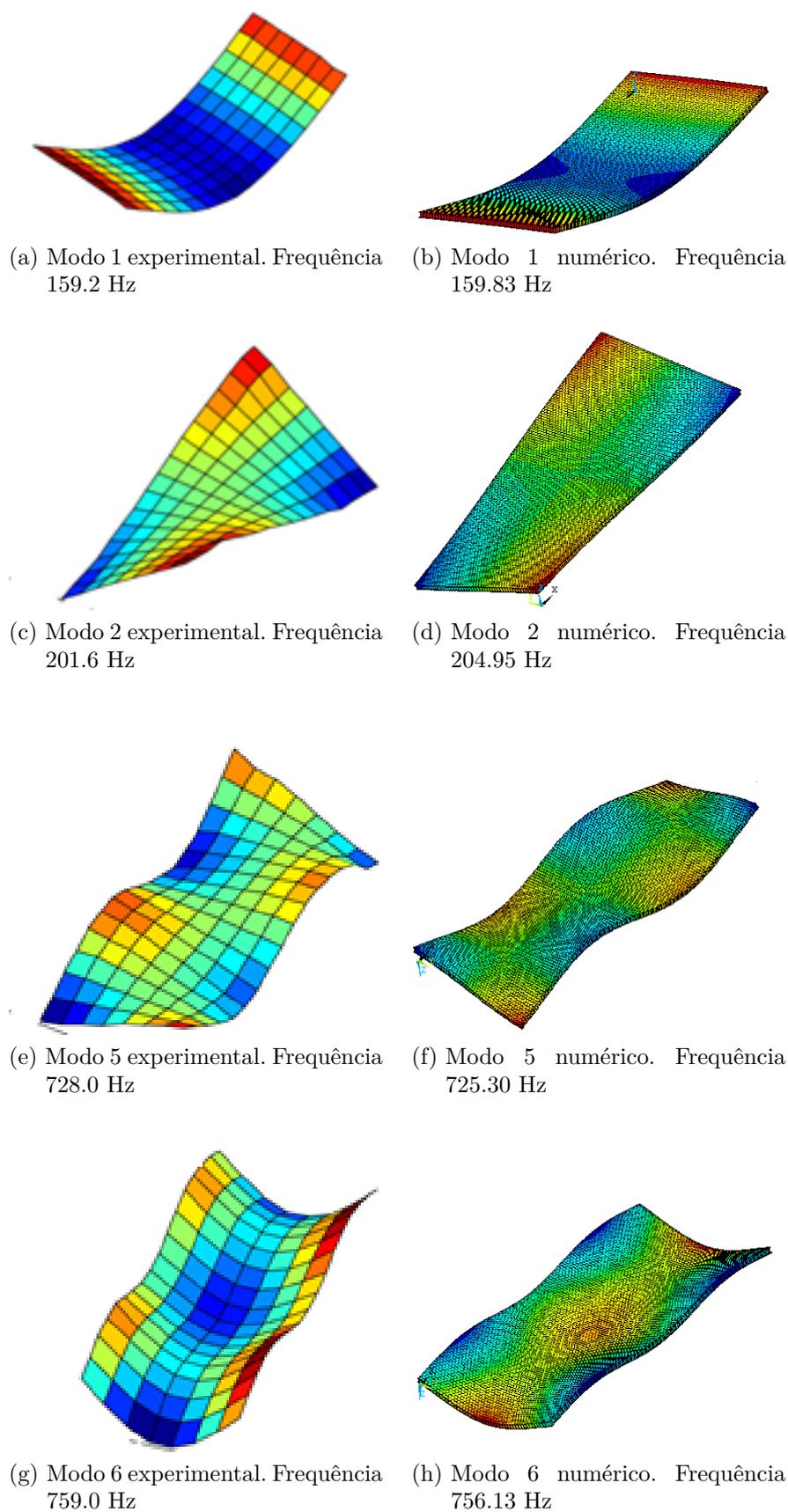


Figura 24 – Comparação dos modos de vibração entre o experimental (DOMINGUES, 2017) com o numérico do painel sanduíche completo.

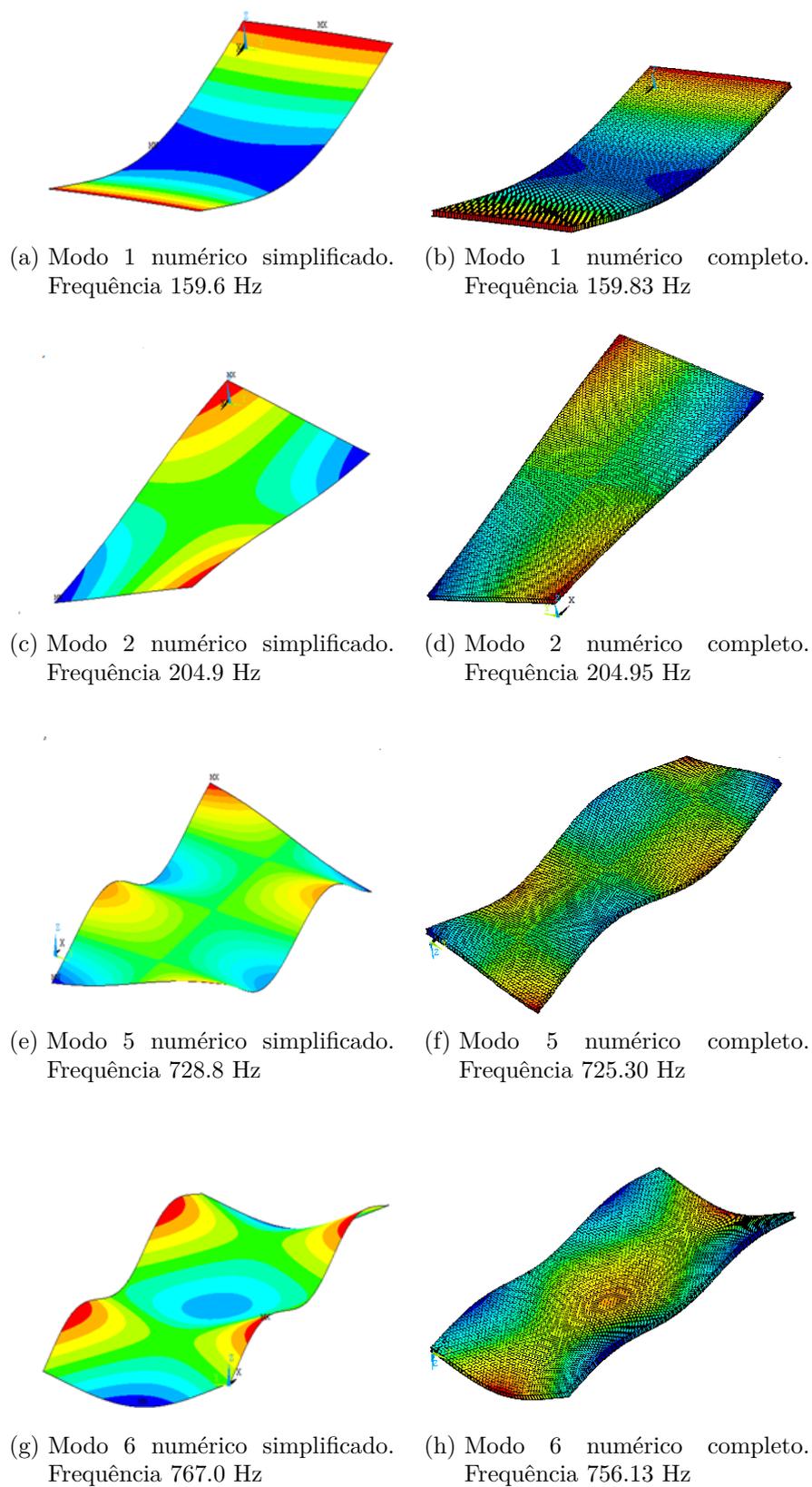


Figura 25 – Comparação dos modos de vibração entre o numérico simplificado (DOMINGUES, 2017) com o numérico do painel sanduíche completo.

4.3 DANO NO PAINEL

Para aplicação de dano por delaminação no painel sanduíche numérico completo, escolheu-se a área 5, mostrada na Fig. 13, localizada no meio do painel. Para uma boa avaliação do dano ocorrido nessa área, foram realizadas mais três simulações, diminuindo a área selecionada em fatores de 25%, 50% e 75%. As Tabelas 8 a 11 mostram as comparações das frequências naturais do painel íntegro com as do painel com danos.

Tabela 8 – Comparação das frequências naturais do painel sanduíche *honeycomb* numérico íntegro com o painel com dano na área 5.

Modos	Frequência Natural Painel Íntegro (Hz)	Frequência Natural Painel com Dano na Área 5 (Hz)	Erro Relativo Painel Íntegro x Painel com Dano (%)
1	159.83	143.12	10.4
2	204.95	204.75	0.090
3	432.32	425.01	1.69
4	436.44	429.03	1.69
5	725.30	714.56	1.48
6	756.13	730.67	3.36

Tabela 9 – Comparação das frequências naturais do painel sanduíche *honeycomb* numérico íntegro com o painel com dano na área 5 com redução de 25%.

Modos	Frequência Natural Painel Íntegro (Hz)	Frequência Natural Painel com Dano na Área 5 reduzida 25% (Hz)	Erro Relativo Painel Íntegro x Painel com Dano na Área Reduzida (%)
1	159.83	158.82	0.630
2	204.95	204.88	0.030
3	432.32	427.90	1.02
4	436.44	428.86	1.73
5	725.30	718.98	0.870
6	756.13	765.48	1.23

Tabela 10 – Comparação das frequências naturais do painel sanduíche *honeycomb* numérico íntegro com o painel com dano na área 5 com redução de 50%.

Modos	Frequência Natural Painel Íntegro (Hz)	Frequência Natural Painel com Dano na Área 5 reduzida 50% (Hz)	Erro Relativo Painel Íntegro x Painel com Dano Área Reduzida (%)
1	159.83	159.73	0.060
2	204.95	204.93	0.00975
3	432.32	430.03	0.520
4	436.44	434.63	0.410
5	725.30	724.82	0.060
6	756.13	767.54	1.50

Tabela 11 – Comparação das frequências naturais do painel sanduíche *honeycomb* numérico íntegro com o painel com dano na área 5 com redução de 75%.

Modos	Frequência Natural Painel Íntegro (Hz)	Frequência Natural Painel com Dano na Área 5 reduzida 75% (Hz)	Erro Relativo Painel Íntegro x Painel com Dano Área Reduzida (%)
1	159.83	159.82	0.63
2	204.95	204.94	0.0049
3	432.32	432.01	0.07
4	436.44	436.27	0.03
5	725.30	725.27	0.0041
6	756.13	755.85	0.03

Analisando as frequências naturais do painel numérico íntegro e com danos, pode-se observar que, quando o dano por delaminação afeta uma área grande, as frequências diminuem. Isso ocorre porque há uma redução na rigidez do painel. Apenas o segundo modo de vibração não foi afetado, pois a forma modal é torcida no meio, não sendo impactada pelo dano. Quando há um dano dessa natureza no painel sanduíche, observam-se modos de vibração locais entre as frequências dos modos globais do painel.

A Figura 26 mostra todas as FRF do painel com danos e o painel íntegro. Nota-se que, quando o dano é menor, há pouca influência nas frequências naturais do painel sanduíche. Analisando o dano com maior severidade no painel sanduíche, observam-se alguns modos locais, conforme mostrado na figura.

A Figura 27 mostra alguns modos locais do dano na área 5 sem redução. Nota-se que essas frequências podem ajudar a identificar o dano por delaminação na estrutura na respectiva região. Os modos locais dos danos por delaminação estão nos apêndices F a H.

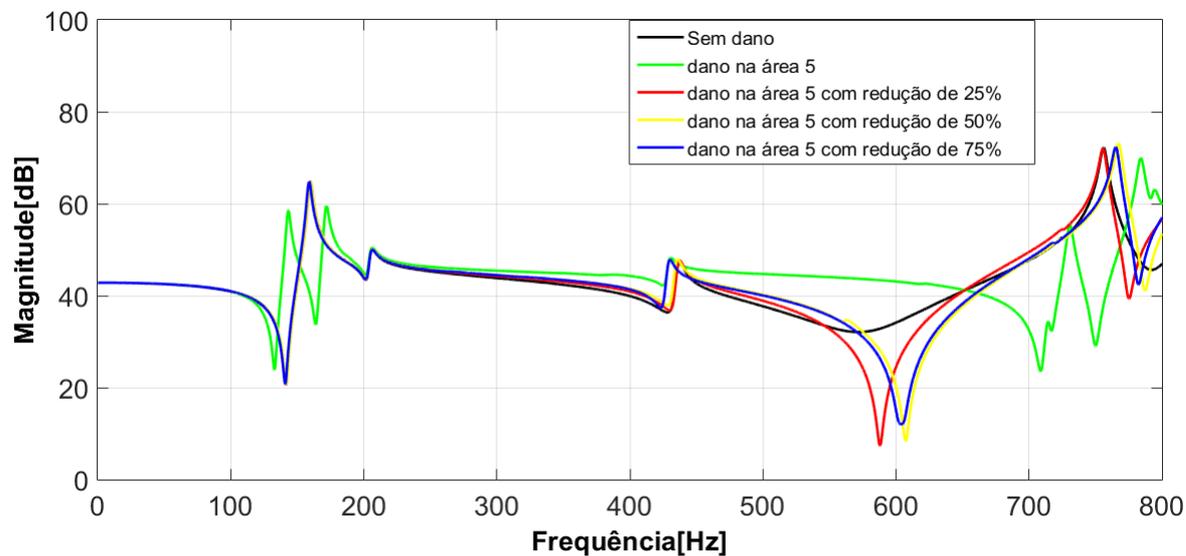
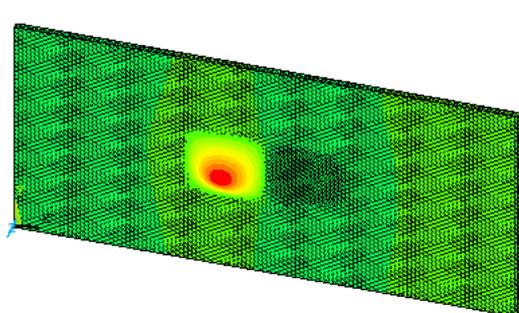
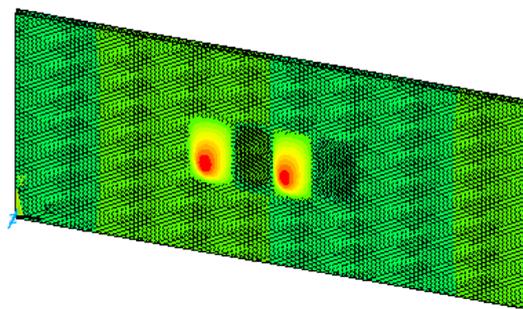


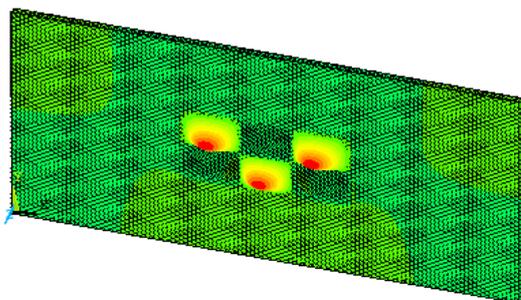
Figura 26 – Comparação das FRF do painel sanduíche numérico completo sem danos e com dos danos das áreas variadas.



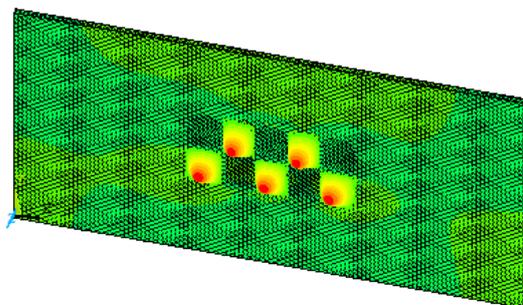
(a) Modo local 2 painel com dano. Frequência 185.87 Hz



(b) Modo local 4 painel com dano. Frequência 344.45 Hz



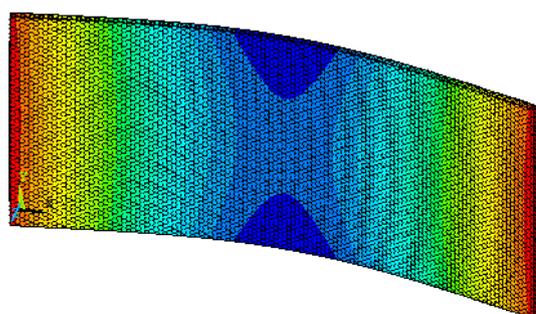
(c) Modo local 8 painel com dano. Frequência 493.30 Hz



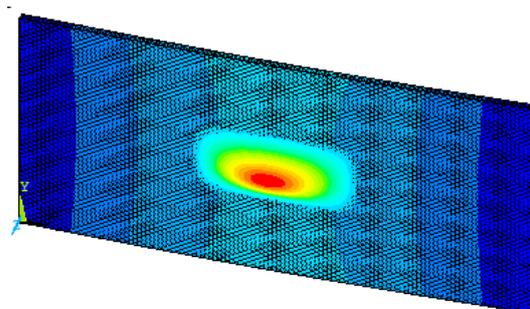
(d) Modo local 10 painel com dano. Frequência 699.65 Hz

Figura 27 – Modos de vibrações locais do painel sanduíche com dano na área 5.

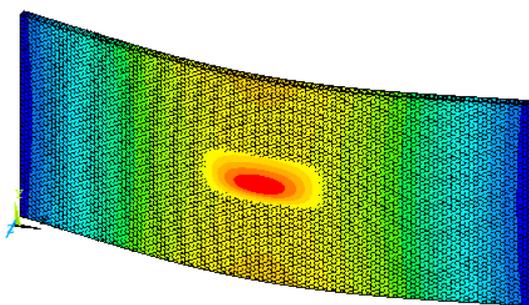
Na Figura 28, pode-se ver que o primeiro modo é afetado principalmente na maior área onde há o maior dano. À medida que a área diminui, a frequência aumenta, aproximando-se da frequência do painel íntegro. Portanto, o dano só pode ser identificado em uma área de 100 x 223 mm ou maior para este painel. Os modos globais com danos estão nos apêndices B a E.



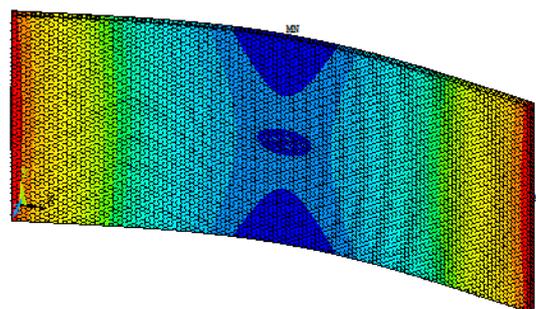
(a) Modo 1 painel sanduíche íntegro. Frequência 159.83 Hz



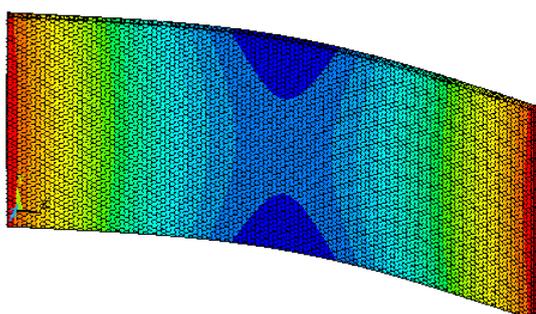
(b) Modo 1 painel sanduíche dano na área 5. Frequência 143.12 Hz



(c) Modo 1 painel sanduíche dano na área 5 com redução de 25%. Frequência 158.82 Hz



(d) Modo 1 painel sanduíche dano na área 5 com redução de 50%. Frequência 159.73 Hz



(e) Modo 1 painel sanduíche dano na área 5 com redução de 75%. Frequência 158.82 Hz

Figura 28 – Comparação entre o primeiro modo do painel sanduíche *honeycomb* íntegro com o primeiro modo do painel com danos por delaminação da área 5 com os fatores de redução.

4.4 INCERTEZAS

Os parâmetros considerados como incertezas para avaliação do painel sanduíche foram:

- Módulo de elasticidade do núcleo *honeycomb*;
- Módulo de elasticidade das faces;
- Espessura das faces;
- Espessura do núcleo;

As Figuras 29 a 32 mostram as variações dos parâmetros com desvios padrão de 5% e 10%. O parâmetro que apresentou uma variação significativa nas frequências naturais foi o módulo de elasticidade das faces. Os outros parâmetros não mostraram variações significativas. Com base nessa análise, o MMC foi aplicado apenas ao módulo de elasticidade das faces, que é o parâmetro de incerteza.

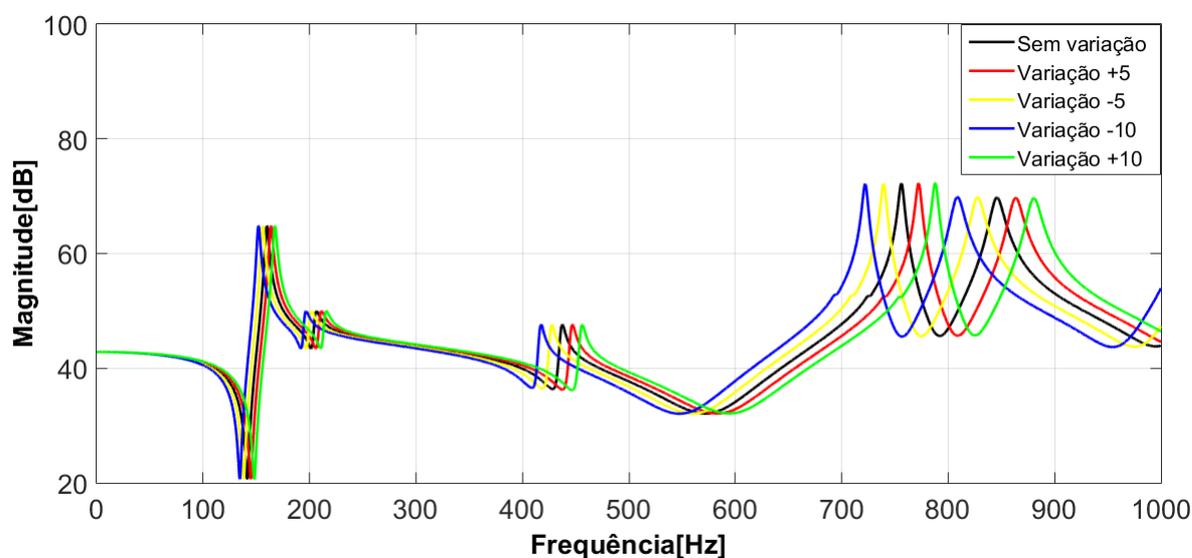


Figura 29 – Comparação das FRF do painel sanduíche íntegro com as variações do módulo de elasticidade das faces em 5% e 10%.

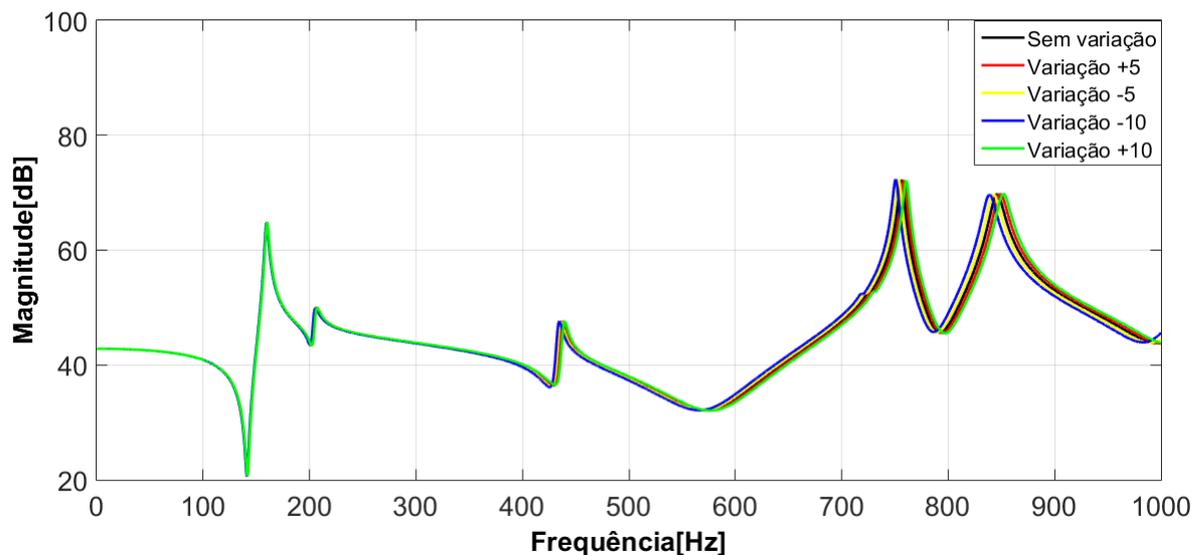


Figura 30 – Comparação das FRF do painel sanduíche íntegro com as variações do módulo de elasticidade do núcleo em 5% e 10%.

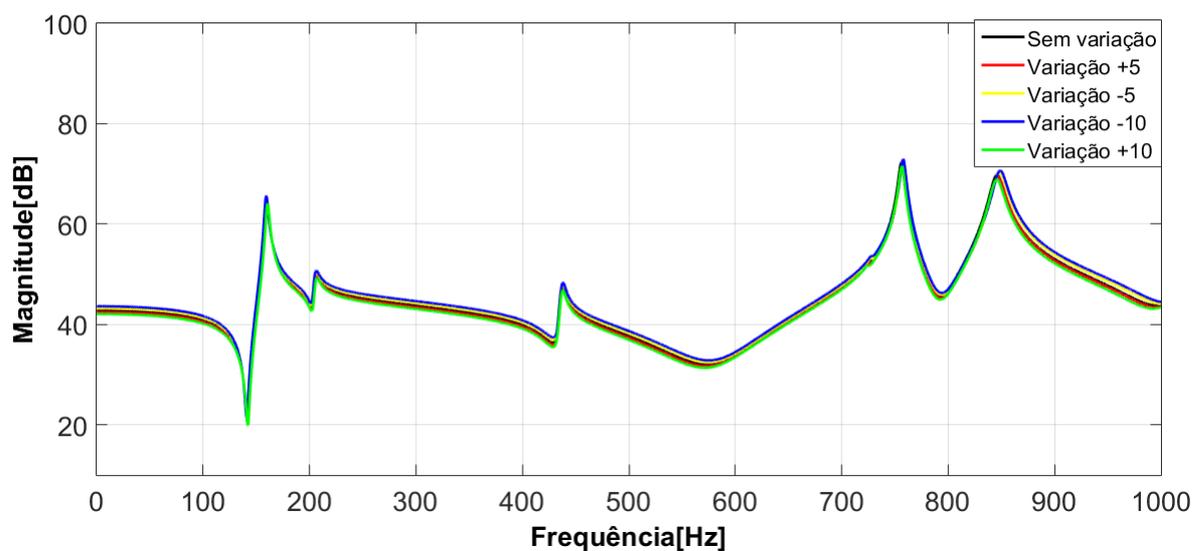


Figura 31 – Comparação das FRF do painel sanduíche íntegro com as variações das espessuras das faces em 5% e 10%.

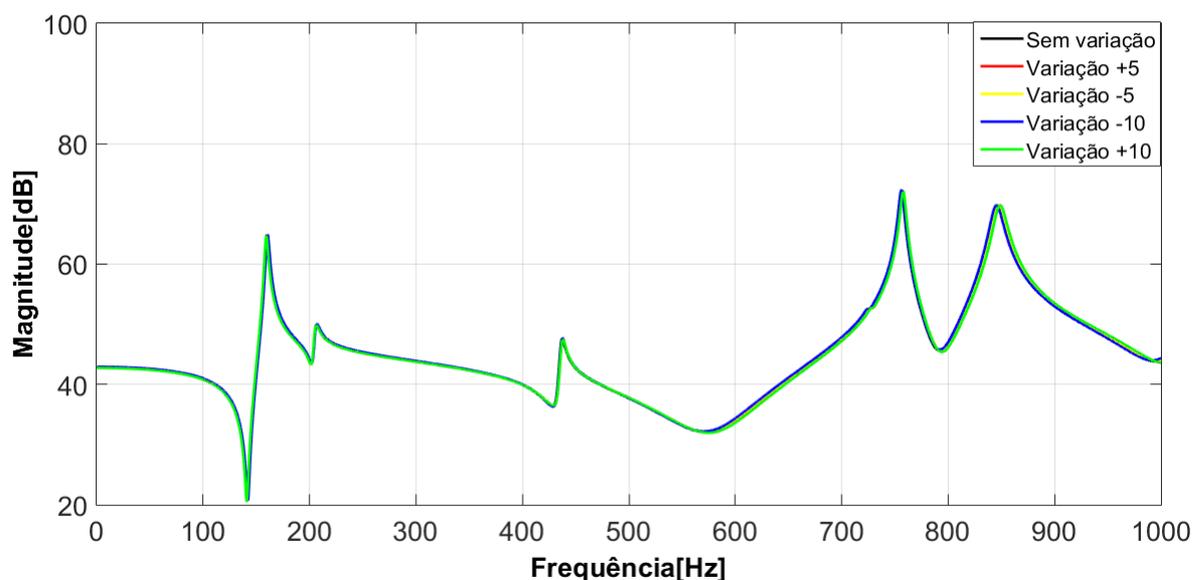


Figura 32 – Comparação das FRF do painel sanduíche íntegro com as variações das espessuras do núcleo em 5% e 10%.

4.4.1 Variação do módulo de elasticidade das faces

Como mencionado na metodologia, para o MMC foi utilizado o painel simplificado de (DOMINGUES, 2017). O *script* do programa em código APDL está no Anexo A e o programa interface ANSYS®/ MATLAB® está no Apêndice I. As Figuras 33 e 34 mostram as FRF do painel sanduíche com a variação do módulo de elasticidade das faces, a FRF do painel íntegro e as 5000 FRF randômicas geradas com a FDP gama.

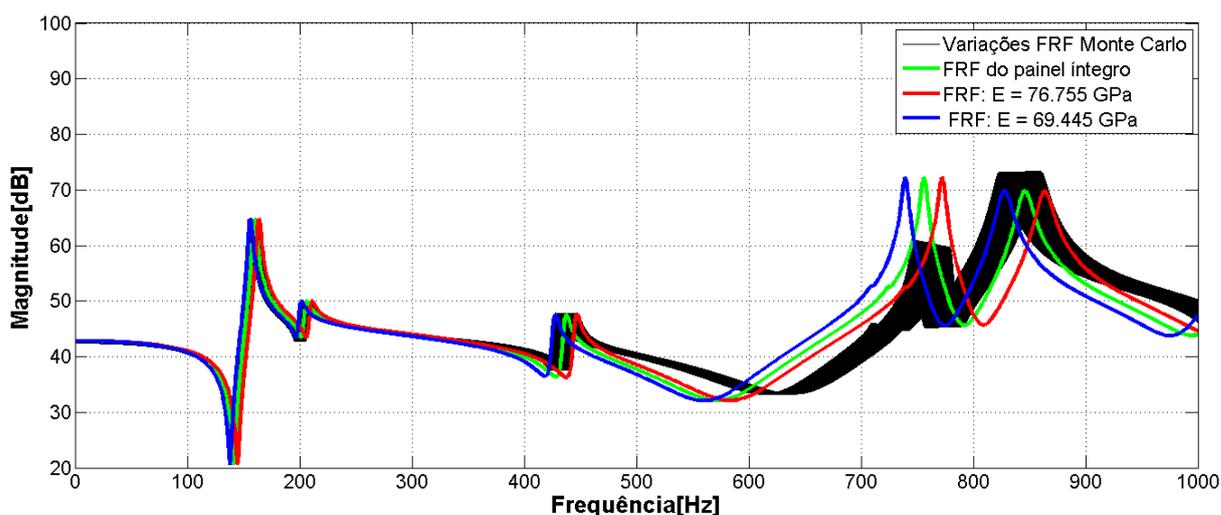


Figura 33 – Comparação das FRF do painel sanduíche das variações do módulo de elasticidade faces em 5% com o MMC.

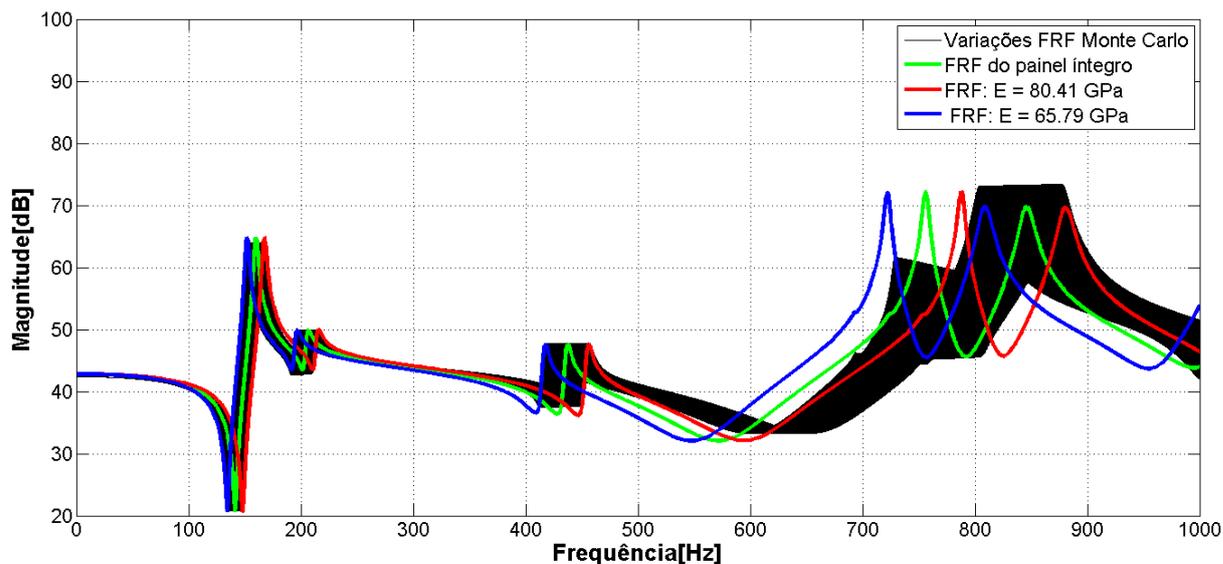


Figura 34 – Comparação das FRF do painel sanduíche das variações do módulo de elasticidade faces em 10% com o MMC

O MMC é utilizado para obter soluções numéricas para problemas complexos que são difíceis de prever analiticamente (SAMPALIO; LIMA, 2012). Nesta parte do trabalho, este método foi empregado para determinar como a resposta dinâmica do painel sanduíche se comporta com a variação do parâmetro módulo de elasticidade.

Os valores da variável aleatória módulo de elasticidade foram restritos para estarem entre os extremos de $\pm 5\%$ para o primeiro caso e $\pm 10\%$ para o segundo.

Nota-se que, para ambos os desvios padrões, as FRF ficaram dentro dos limites determinados. A partir da quinta frequência natural, observou-se uma diferença entre os picos de ressonância das FRF já mencionados. Como era de se esperar, os 5000 casos cobriram uma boa parte da região entre os mínimos e os máximos estipulados para avaliação. O módulo de elasticidade está associado à rigidez do material, por isso, há um certo deslocamento das frequências para a direita e para a esquerda nas FRF.

As Tabelas 12 a 15 mostram as medidas de localização e variabilidade das frequências naturais do painel com uma entrada de desvio padrão de 5% e 10% para os dados de entrada da FDP.

Os resultados adquiridos com as medidas de localização foram muito próximos aos do painel íntegro. Percebe-se que, quando houve o aumento do desvio padrão, os valores médios das frequências diminuíram, e conseqüentemente, as medianas também. Para as medidas de variabilidade, pode-se inferir que não houve uma variabilidade significativa com os dados de entrada, portanto, a variação de até 10% no módulo de elasticidade das faces do painel sanduíche não afeta a estrutura em si. O COV indica que houve pouca variação nas frequências naturais, sendo inferior a 3%. Por fim, observa-se que os desvios

padrões das frequências aumentam de acordo com o aumento dos modos.

Tabela 12 – Valores médios e a mediana da simulação com a variação do módulo de elasticidade das faces em 5%.

Modos	Valor médio (Hz)	Mediana (Hz)
1	159.26	159.32
2	204.30	204.37
3	425.62	425.77
4	437.16	437.31
5	724.99	725.23
6	763.00	763.27

Tabela 13 – Medidas de variabilidade das frequências da simulação com a variação do módulo de elasticidade das faces em 5%.

Modos	Desvio padrão (Hz)	Variância $(Hz)^2$	Coefficiente de variação (%)
1	2.08	4.32	1.30
2	2.50	6.28	1.22
3	5.15	26.59	1.21
4	5.17	26.75	1.18
5	8.09	65.44	1.11
6	8.95	80.25	1.17

Tabela 14 – Valores médios e a mediana da simulação com a variação do módulo de elasticidade das faces em 10%.

Modos	Valor médio (Hz)	Mediana (Hz)
1	159.06	159.15
2	204.04	204.17
3	425.09	425.35
4	436.63	436.90
5	724.13	724.58
6	762.02	762.54

Tabela 15 – Medidas de variabilidade das frequências da simulação com a variação do módulo de elasticidade das faces em 10%.

Modos	Desvio padrão (Hz)	Variância $(Hz)^2$	Coefficiente de variação (%)
1	4.16	17.33	2.61
2	5.01	25.18	2.45
3	10.32	106.66	2.42
4	10.35	107.32	2.37
5	16.20	262.59	2.23
6	17.94	321.97	2.35

4.5 POTENCIAL PARA IDENTIFICAÇÃO DE DANOS

Para esta parte do trabalho, foram calculadas a média e o desvio padrão de todas as FRF geradas através do MMC, a fim de realizar uma comparação com as FRF de dano por delaminação, juntamente com as FRF do painel íntegro desenvolvido e do simplificado. As Figuras 35 a 40 mostram as comparações das FRF citadas anteriormente, os outros resultados com a variação da área de danos estão no Apêndice I.

Pode-se observar na Fig. 35 a notável influência do dano por delaminação nas frequências naturais do painel. O primeiro modo do dano está muito deslocado à esquerda em relação à média, o que indica claramente a perda de rigidez do painel para este modo. Mesmo com uma variabilidade de 10% e um envoltório com duas vezes o desvio padrão, nota-se o deslocamento da FRF com danos. No segundo modo, não foi possível identificar nada, pois sua frequência não foi afetada significativamente pelo dano. À medida que a área do dano diminui, isso é verificado na Fig. 39, onde a FRF do dano fica dentro da incerteza. Apenas as FRF com entrada de desvio padrão de 5% mostram o dano no terceiro modo do painel, com uma pequena diminuição da frequência, mas que ainda pode ser confundida com a incerteza do parâmetro.

A partir do quarto modo de vibração, não podemos inferir nada sobre o dano por delaminação, pois as FRF para o quinto e sexto modos não são idênticas para o painel em que foram gerados os danos. Aumentando o desvio padrão, verifica-se que o terceiro modo fica na zona de incertezas, apenas a primeira frequência ainda é afetada.

Nota-se pelos resultados adquiridos que os modos 2 a 4 ficam dentro da variabilidade do parâmetro incerto, para um desvio padrão de 10%. Para a determinação do dano no painel, observa-se que a área delaminada precisa ser grande, pois, se for pequena, não é possível determinar nada. Esses resultados demonstram que, através de uma abordagem de incertezas, pode-se observar dano no painel sanduíche se apenas a frequência natural for muito afetada, pois, caso contrário, pode-se confundir dano com incerteza da

estrutura. Os gráficos mostrando os outros resultados estão no Apêndice J.

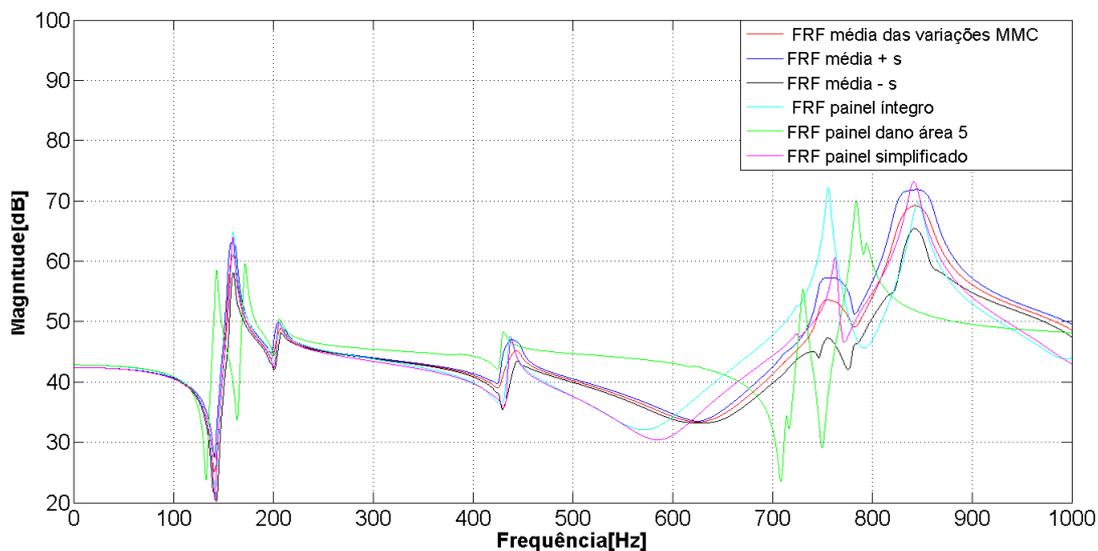


Figura 35 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm s$, dano na área 5, painel simplificado e completo.

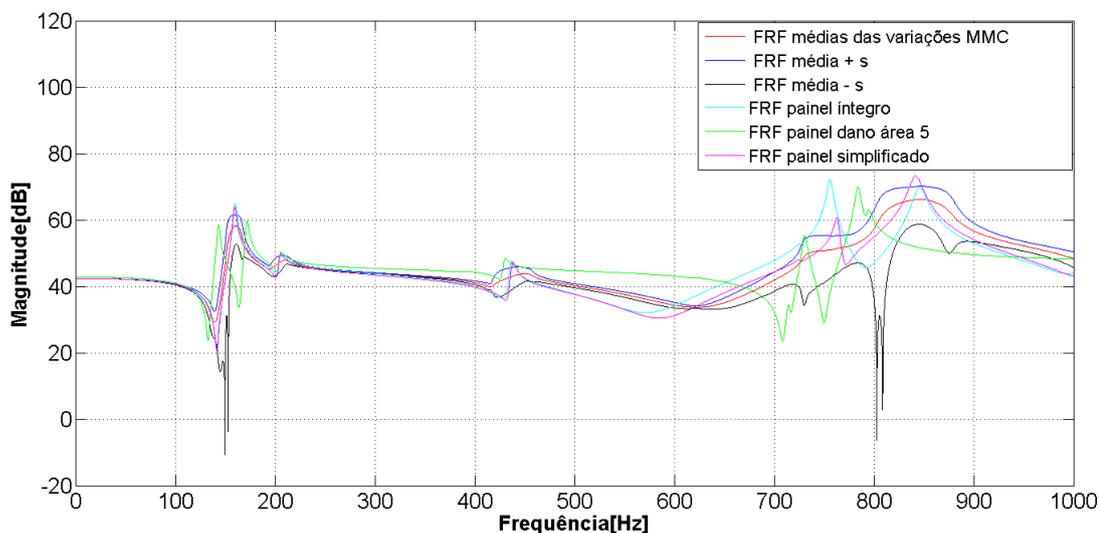


Figura 36 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm s$, dano na área 5, painel simplificado e completo.

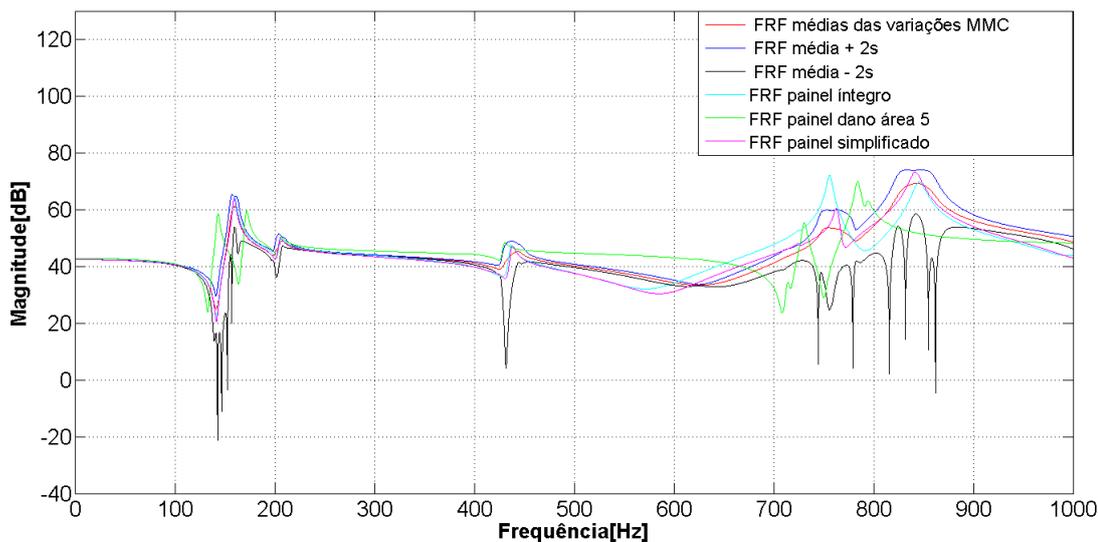


Figura 37 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm 2s$, dano na área 5, painel simplificado e completo.

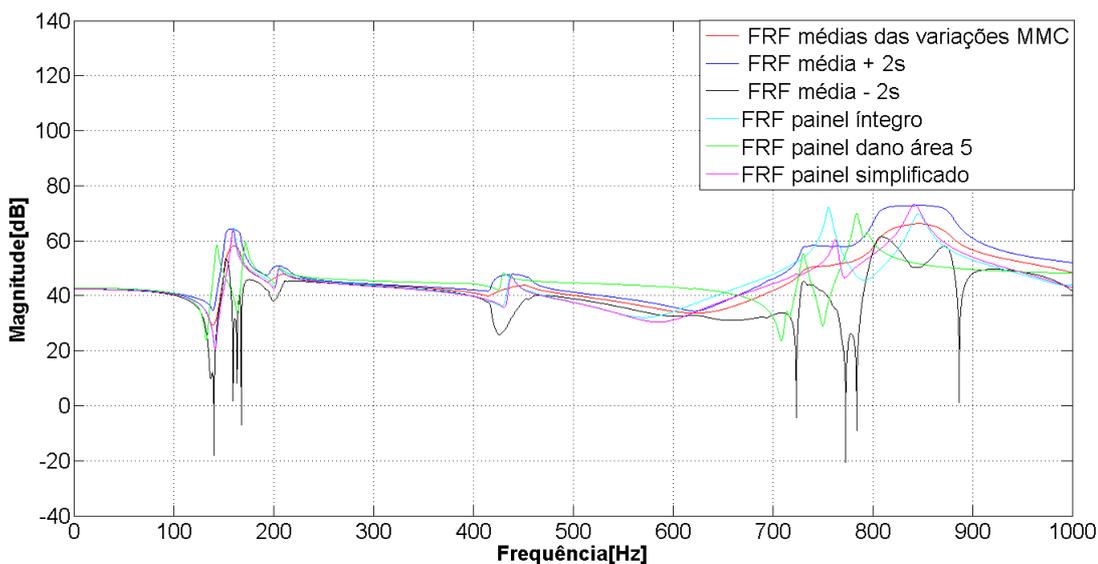


Figura 38 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm 2s$, dano na área 5, painel simplificado e completo.

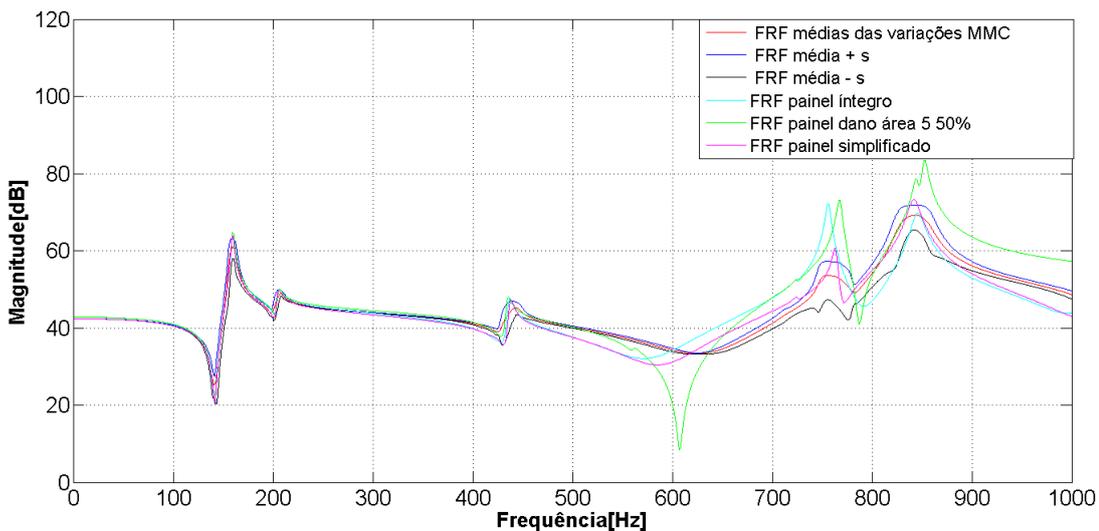


Figura 39 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 50%, painel simplificado e completo.

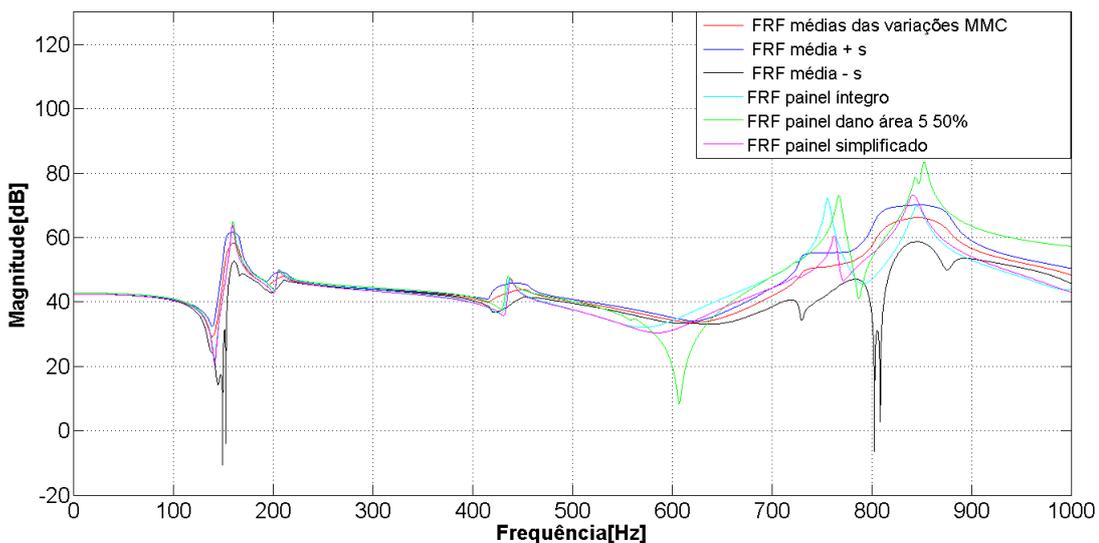


Figura 40 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 50%, painel simplificado e completo.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho investigou danos por delaminação em painéis sanduíche do tipo *honeycomb*, caracterizou as incertezas na propriedade do módulo de elasticidade das faces do material e, por fim, analisou uma possível forma de identificar danos a partir de uma análise dinâmica das FRF dos danos com a média das variabilidades do parâmetro considerado incerto.

Em um primeiro momento, desenvolveu-se um modelo numérico do painel sanduíche *honeycomb* no software ANSYS® para a implementação do dano. Para a implementação do dano. O modelo foi validado em relação a um teste modal do painel real, com um erro menor que 2% nas frequências naturais. No entanto, foi necessário realizar uma compensação de massa nas faces do painel para que a massa do modelo ficasse próxima da massa real mensurada.

Com a introdução do dano por delaminação na região 5 do painel, verificou-se que, quando a região afetada pelo dano possui uma área grande, nota-se a influência do dano nos modos de vibração e nas frequências naturais. Isso ocorre porque o dano por delaminação afeta a rigidez do painel. Logo, quando a área afetada é diminuída, o painel se comporta como se estivesse íntegro. Também se notou a aparição dos modos locais nas regiões delaminadas, com modos parecidos aos de uma placa retangular engastada nas bordas.

Na caracterização de incertezas do painel, o parâmetro considerado incerto foi o módulo de elasticidade das faces. Ele apresentou a maior variabilidade das frequências, com um desvio padrão de 5% e 10%. Com a análise do MMC, implementada com o modelo simplificado e com a entrada dos parâmetros randômicos usando uma FDP gama, observou-se que o desvio padrão aumentava com o aumento das frequências, mas seu COV se manteve baixo, e as médias das frequências foram próximas aos valores nominais.

As análises das FRF da média do parâmetro incerto, comparadas com as dos danos do painel, podem ser uma abordagem para identificação de danos em painéis sanduíches com classificação nível 1. No entanto, apenas é possível identificar pela primeira frequência natural, que é a mais afetada pelo dano na região escolhida. As outras frequências, que poderiam ser avaliadas, nos modos 2 a 4, ficaram dentro do envoltório das incertezas, impossibilitando a avaliação de dano.

Percebe-se, no geral, que esta iniciativa de identificação de dano por caracterização de incertezas mostrou que é possível, através de uma análise baseada em vibração, identificar danos somente avaliando sua FRF, que traduz as características estruturais e materiais do painel. Para a consolidação desse tema, ainda devem ser realizadas outras

análises, como, por exemplo, experimentais, e a variação de outros parâmetros de incertezas do painel. Portanto, essa abordagem pode ser uma forma preliminar para prevenção de falhas estruturais em painéis sanduíche.

5.1 Sugestões para trabalhos futuros

Recomenda-se para trabalhos futuros:

- Realização experimental do dano por delaminação no painel sanduíche;
- Ajustar a FRF numérica simplificada com a numérica completa para modos com frequências maiores;
- Realizar o mesmo procedimento com mais parâmetros incertos do painel;
- Investigar mais casos estruturais para identificar danos a partir da caracterização de incertezas;

Referências

- ANSYS. *Theory reference*. [S.l.]: Mechanical APDL Documentation, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 29.
- AVITABILE, P. *Experimental Modal Analysis*. Lowell, Massachusetts USA: Modal Analysis and Control Laboratory, 2004. Citado 5 vezes nas páginas 9, 24, 25, 26 e 27.
- BARBERO, E. J. *FINITE ELEMENT ANALYSIS OF COMPOSITE MATERIALS USING ANSYS*. 2. ed. 600 Broken Sound Parkway NW: CRC Press, 2014. Citado na página 23.
- BITZER, T. *Honeycomb Technology: MATERIALS, DESIGN, MANUFACTURING, APPLICATIONS AND TESTING*. Dublin, USA: Springer Science+Business Media, 1997. Citado 6 vezes nas páginas 9, 12, 21, 22, 23 e 32.
- BRUNS., B. de B. N. I. S. S. R. E. *Como fazer experimentos: pesquisa e desenvolvimento na ciência e na indústria*. Campinas-SP, Brasil: Editora da Unicamp, 2001. Citado na página 42.
- CALLISTER, J. *Ciências e engenharia de materiais: uma introdução*. Rio de Janeiro, Brasil: LTC, 2008. Citado 4 vezes nas páginas 9, 17, 20 e 21.
- CASTELLO, D. A.; RITTO, T. G. *Quantificação de incertezas e estimação de parâmetros em dinâmica estrutural: Uma introdução a partir de exemplos computacional*. São Carlos-SP, Brasil: SBMAC, 2016. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 27.
- CORREA, S. M. B. B. *Probabilidade e Estatística*. 2. ed. [S.l.: s.n.], 2003. Nenhuma citação no texto.
- CUNHA, A. J. Modeling and Quantification of Physical Systems Uncertainties in a Probabilistic Framework. In: ALEMAYEHU, S. E.-O. A. C. G. F. M. (Ed.). *Probabilistic Prognostics and Health Management of Energy Systems*. Springer International Publishing, 2017. p. 127–156. Disponível em: <<https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01516295>>. Citado na página 18.
- CURSI, J. E. S. de. *Modelagem Estocástica e quantificação de incertezas*. São Paulo, Brasil: SBMAC, 2012. Citado na página 18.
- DESMORAT, J. L. R. *Engineering Damage Mechanics - Ductile, Creep, Fatigue and Brittle Failures*. 1. ed. Cachan, França: Springer, 2005. Citado na página 23.
- DOEBLING, S.; FARRAR, C.; PRIME, M. A summary review of vibration-based damage identification methods. *The Shock and Vibration Digest*, v. 30, p. 91–105, 03 1998. Citado 2 vezes nas páginas 29 e 30.
- DOMINGUES, A. C. *Correlação Teórico-Experimental de Modelos Dinâmicos de Estruturas Aeroespaciais Leves*. Brasília, UnB: Universidade de Brasília Faculdade do Gama, 2017. Citado 19 vezes nas páginas 9, 10, 12, 16, 19, 33, 34, 37, 39, 42, 43, 46, 47, 54, 94, 95, 96, 97 e 98.

- DORF, R. C.; BISHOP, R. H. *Sistema de Controle Moderno*. Rio de Janeiro, Brasil: LTC, 2001. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 27.
- FELICIO, L. C. *Modelagem da dinâmica de sistemas e estudo da resposta*. 2^o. ed. São Carlos-SP, Brasil: RiMA, 2010. Citado na página 25.
- FISH, J. *Um primeiro curso em elementos finitos*. Rio de Janeiro, Brasil: LTC, 2009. Citado na página 28.
- INMAN, D. J. *Engineering Vibration*. 4^o. ed. Upper Saddle River, New Jersey: Pearson Education, 2014. Citado 3 vezes nas páginas 24, 25 e 26.
- LOGAN, D. L. *A First Course in the Finite Element Method*. 4. ed. Toronto, Canadá: COPYRIGHT, 2007. Citado 2 vezes nas páginas 28 e 29.
- MONTGOMERY, D. C.; RUNGER, G. C. *Estatística Aplicada e Probabilidade para Engenheiros*. 6^o. ed. São Paulo-SP, Brasil: LTC, 2016. Nenhuma citação no texto.
- MOREIRA, A. M. *Materiais de construção 1 - Materiais Compósitos*. [S.l.]: Departamento de Engenharia Civil - Escola Superior de Tecnologia de Tomar, 2009. Citado na página 20.
- MYERS, R. E. W. R. H. M. S. L. *Probabilidade e estatística para engenharia e ciências*. São Paulo, Brasil: Pearson Prentice Hall, 2009. Nenhuma citação no texto.
- PORTELA, A. M. A. *Inspeção por Ressonância Magnética Nuclear de painéis sanduíche compósitos de grau aeronáutico*. São Carlos, São Paulo: Programa de pós graduação interunidades em Ciências e engenharia de Materiais da Universidade de São Paulo, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 23.
- RAO, S. S. *Vibrações mecânicas*. 4^o. ed. São Paulo, Brasil: Pearson Prentice Hall, 2008. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 25.
- RYTTER, A. *Vibrational Based Inspection of Civil Engineering Structures*. Tese (Doutorado), Denmark, 1993. Ph.D.-Thesis defended publicly at the University of Aalborg, April 20, 1993 PDF for print: 206 pp. Citado na página 30.
- SAMPAIO, R.; LIMA, R. *Modelagem Estocástica e Geração de Amostras de Variáveis e Vetores Aleatórios*. São Carlos-SP, Brasil: SBMAC, 2012. 144 p. Citado 4 vezes nas páginas 9, 27, 28 e 55.
- SANDRI, A. D. *Quantificação de Incertezas em Vibrações Induzidas por Vórtices*. Rio de Janeiro, Brasil: COPPE, 2010. Citado na página 17.
- SANTOS, J. A. dos et al. Structural damage identification in laminated structures using frf data. *Composite Structures*, v. 67, n. 2, p. 239 – 249, 2005. ISSN 0263-8223. US Air Force Workshop Damage Assessment of Composite Structures. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822304003319>>. Citado na página 17.
- SERRA, G. C. G. *Resposta ao Impacto de Painéis Sanduíche*. Covilhã, Portugal: UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR, 2013. Citado na página 22.

- SILVA, J. H. H. e. *Modelagem Estocástica e Quantificação de Incertezas em Estruturas Nominalmente Idênticas*. Brasília, DF: Faculdade de Tecnologia Departamento de Engenharia Mecânica, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 18.
- SOBOL, I. M. *A primer for the Monte Carlo method*. 1. ed. CRC Press, 1994. ISBN 084938673X,9780849386732. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=B8D14E623DA988A48F3CF353DE894927>>. Citado na página 27.
- TARPANI, A. M. A. P. E. L. G. V. M. J. M. A. T. J. R. *IMAGEAMENTO E CARACTERIZAÇÃO DE DANOS EM NÚCLEOS DE PAINÉIS-SANDUÍCHE AERONÁUTICOS POR RESSONÂNCIA MAGNÉTICA NUCLEAR*. Campina Grande, Paraíba: VI congresso Nacional de Engenharia Mecânica, 2010. Citado na página 21.
- TSAL, D. G. S. V. H. S. W. *Composite materials: Design and applications*. Boca Raton, Florida: CRC PRESS, 2003. Citado na página 20.
- WHITLOCK, M. H. K. P. A. *Monte Carlo Methods*. 2. ed. KGaA, Weinheim: Wiley-VCH Verlag gmbH, 2008. Citado na página 27.
- YAM, L.; WEI, Z.; YAN, Y. Damage detection of composite structures using dynamic analysis. *Key Engineering Materials - KEY ENG MAT*, v. 295-296, p. 33-38, 01 2005. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 30.

Apêndices

APÊNDICE A – Código do painel sanduíche *honeycomb* desenvolvido no ANSYS APDL

```

FINISH
/CLEAR
/CWD,C:\Users\HITERS 1\Desktop\hiterson
/TITLE, Painel_Sanduiche_Honeycomb
/PREP7
!Propriedades do Material
!Parâmetros de entradas
X1 = 73.1E9 !modulo de elasticidade da face [GPa]
X2 = 71E9 ! modulo de elasticidade do núcleo [GPa]
X3 = 0.0254e-3 ! espessura do núcleo [mm]
X4 = 0.3e-3 ! espessura das faces [mm]
!alumínio das faces 2024T3
MP,EX,1,X1
MP,NUXY,1,0.33 !coeficiente de poisson
MP,DENS,1,3560 !densidade ajustada das faces [kg/m3]
!Núcleo Honeycomb Al 5056
MP,EX,2,X2
MP,NUXY,2,0.33 !coeficiente de poisson
MP,DENS,2,2640 !densidade do núcleo [kg/m3]
!Elemento
ET,1,SHELL181
KEYOPT,1,3,2 ! Set KEYOPT(3)=2, Full integration
KEYOPT,1,8,1 ! Set KEYOPT(8)=1, Store data for all laminas
SECTYPE,1,SHELL
SECDATA,X4,1

```

```
SECTYPE,2,SHELL
SECDATA,X3,2
SECTYPE,3,SHELL
SECDATA,X3*2,2
!Geometria honeycomb
K,1, 1.833e-3, 0, 9.4e-3
K,2, 0, 3.175e-3, 9.4e-3
K,3, 1.833e-3, 6.35e-3, 9.4e-3
K,4, 5.499e-3, 6.35E-3, 9.4e-3
K,5, 7.332e-3, 3.175E-3, 9.4e-3
K,6, 5.499e-3, 0, 9.4e-3
A,1,2,3,4,5,6 !área1
K,7, 1.833e-3, 0, 0
K,8, 0, 3.175e-3, 0
K,9, 1.833e-3, 6.35e-3, 0
K,10, 5.499e-3, 6.35E-3, 0
K,11, 7.332e-3, 3.175E-3, 0
K,12, 5.499e-3, 0, 0
A,7,8,9,10,11,12 !área 2
!Malha das área 1 e 2
LCCAT,1,2
LCCAT,5,4
LCCAT,8,7
LCCAT,10,11
!Paredes das células honeycomb
K,13, 0, 0, 0
K,14, 1.833e-3, 0, 0
K,15, 0, 3.175e-3, 0
K,16, 1.833e-3, 6.35e-3, 0
K,17, 5.499e-3, 6.35E-3, 0
```

```
K,18, 7.332e-3, 3.175E-3, 0
K,19, 5.499e-3, 0, 0
L,13,14
L,14,15
L,15,16
L,16,17
L,17,18
L,18,19
L,19,14
!Linha de referencia
K,20, 0, 0, 9.4E-3
L,13,20
!Extruda as linhas selecionadas
LSEL,S,LINE,,18,25
ADRAG,ALL,,,,24
!Fases de cima e de baixo
Ase1,S,AREA,,1,2
TYPE,1
SECNUM,1
MSHKEY,1
Esize,,8
AMESH,all
!Célula honeycomb áreas duplas
Ase1,S,AREA,,5
TYPE,1
MAT,2
SECNUM,3
MSHKEY,1
Esize,,8
AMESH,all
```

!Celula honeycomb areas simples

Asel,S,AREA,,3

Asel,A,area,,4

Asel,A,area,,7

Asel,A,area,,6

TYPE,1

MAT,2

SECNUM,2

MSHKEY,1

Esize,,8

AMESH,all

!Criando uma célula em outra coordenada

ASEL,all

Asel,U,area,,3

AGEN,2,ALL,,5.499E-3,3.175e-3,0,0,0

Asel,S,AREA,,8

TYPE,1

MAT,2

SECNUM,2

MSHKEY,1

Esize,,8

AMESH,all

Asel,S,AREA,,15

TYPE,1

MAT,2

SECNUM,3

MSHKEY,1

Esize,,8

AMESH,all

!SELECIONANDO A SEGUNDA CÉLULA HONEYCOMB E REALIZANDO 46

COPIAS

Asel,S,area,,9

Asel,A,area,,10

Asel,A,area,,11

Asel,A,area,,12

Asel,A,area,,13

Asel,A,area,,14

Asel,U,area,,15

Asel,A,area,,6

AGEN,46,ALL,,0,6.35e-3,0,0,0

!SELECIONANDO A PRIMEIRA CÉLULA HONEYCOMB E REALIZANDO
47 CÓPIAS

ASEL,ALL

Asel,S,area,,1

Asel,A,area,,2

Asel,A,area,,3

Asel,A,area,,4

Asel,U,area,,5

Asel,U,area,,6

Asel,U,area,,7

Asel,U,area,,8

AGEN,47,ALL,,0,6.35e-3,0,0,0

! Completando as faces de cima e de baixo do núcleo

Asel,ALL

Asel,S,area,,5

AGEN,47,ALL,,0,6.35e-3,0,0,0

k,,12.831e-3,0,0

A,2233,19,49,47

asel,S,area,,561

TYPE,1

```
SECNUM,1
MSHKEY,1
Esize,,8
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
asel,all
Asel,s,area,,3
AGEN,2,ALL,,10.998e-3,0,0,0,0
k,,12.831e-3,298.45e-3,0
A,2242,1215,2041,2040
asel,all
asel,S,area,,564
TYPE,1
SECNUM,1
MSHKEY,1
Esize,,8
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
Asel,s,area,,513
AGEN,2,ALL,,5.499e-3,3.175e-3,0,0,0
Asel,s,area,,514
AGEN,2,ALL,,10.998e-3,0,0,0,0
K,,0.938e-3,300e-3,0
K,,0.938e-3,300e-3,9.4e-3
A,2255,2256,2033,2039
K,,6.393E-3,300E-3,0
K,,6.393E-3,300E-3,9.4E-3
A,2258,2257,2230,2034
asel,S,area,,568
asel,A,area,,569
```

```
TYPE,1
SECNUM,2
MSHKEY,1
Esize,,8
AMESH,all
!COMPLETANDO O HONEYCOMB para as medidas (300 mm X 670 mm)
A,2255,2257,2248,2039
asel,S,area,,570
TYPE,1
SECNUM,1
MSHKEY,1
Esize,,8
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
asel,S,area,,568
AGEN,2,ALL,,10.998e-3,0,0,0,0
A,2257,2263,2266,2040
asel,S,area,,573
TYPE,1
SECNUM,1
MSHKEY,1
Esize,,8
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
ASEL,ALL
ASEL,U,LOC,X,Y,1.833E-3,300e-3
AGEN,60,ALL,,10.998e-3,0,0,0,0
ASEL,S,LOC,X,Y,7.332e-3,300e-3
ASEL,U,LOC,X,Y,1.833E-3,300e-3
AGEN,2,ALL,,659.8800E-3,0,0,0,0
```

```
k,,670e-3,3.175e-3,0
k,,670e-3,3.175e-3,9.4e-3
A,119626,119632,120755,120756
Asel,S,area,,29075
TYPE,1
MAT,2
SECNUM,3
MSHKEY,1
Esize,,8
AMESH,all
AGEN,47,ALL,,0,6.35e-3,0,0,0
A,120755,119638,120019,120018,120759
LCCAT,129316,130247
Asel,S,area,,29122
TYPE,1
SECNUM,1
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
Asel,S,area,,29122
Asel,A,area,,29123
AGEN,46,ALL,,0,6.35e-3,0,0,0
K,,670e-3,0,0
A,121396,120755,119638,119640
Asel,S,area,,29214
TYPE,1
SECNUM,1
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
K,,670e-3,300e-3,0
A,121401,120749,120745,121389,121390
```

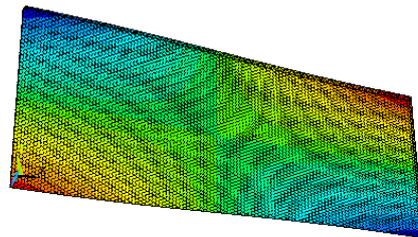
```
LCCAT,130043,130051
LCCAT,130712,130714
Asel,S,area,,29216
TYPE,1
SECNUM,1
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
A,13,14,15
Asel,S,area,,29218
SECNUM,1
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
A,15,1227,1228
Asel,S,area,,29220
TYPE,1
SECNUM,1
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
Asel,S,area,,29220
Asel,A,area,,29221
AGEN,46,ALL,,0,6.35e-3,0,0,0
K,,0,300e-3,0
A,121683,2255,2229,121679
Asel,S,area,,29312
TYPE,1
SECNUM,1
AMESH,all
AGEN,2,ALL,,0,0,9.4e-3,0,0
!Transformando o honeycomb todo
Allsel,all
```

```
NUMMRG,node,1e-6
NUMMRG,elem
NUMMRG,KP,1e-6,,
Allsel,all
FINISH ! Exit pre-processor module
! Solução para os modos de vibração e as frequências naturais
/SOL
ANTYPE,2
MODOPT,LANB,18
SOLVE ! Solve current load state
FINISH ! Exit solution module
!Solução para FRF
/SOLU
ANTYPE,3
HROPT,MSUP, , ,0
HROUT,ON
LUMPM,1
HROPT,MSUP,30,1,0
HROUT,ON,OFF,0
FLST,2,1,1,ORDE,1
FITEM,2,112312
/GO F,P51X,FZ,25,
HARFRQ,0.0001,1000,
NSUBST,8000,
KBC,1
ALPHAD,0,
BETAD,0,
DMPRAT,0,
DMPSTR,0,
MDAMP,7,0.01,0.012,0.03,0.006,0.0030,0.0033
```

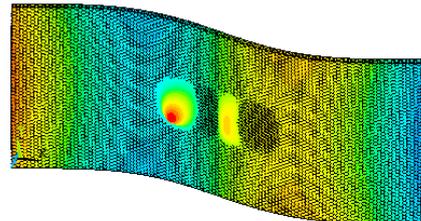
```
MDAMP,13,0.007,0.3
/STATUS,SOLU
SOLVE
FINISH
!Salvando os dados da FRF em um arquivo
/POST26
FILE,'file','rfrq',''
/UI,COLL,1
NUMVAR,200
STORE,MERGE
PLCPLX,0
PRCPLX,1
FILLDATA,191,,1,1
REALVAR,191,191
/AXLAB,X,
/AXLAB,Y,
/GTHK,AXIS,2
/GRTYP,0
/GROPT,ASCAL,ON
/GROPT,LOGX,OFF
/GROPT,LOGY,ON
/GROPT,AXDV,1
/GROPT,AXNM,ON
/GROPT,AXNSC,1,
/GROPT,DIG1,4,
/GROPT,DIG2,3,
/GROPT,XAXO,0,
/GROPT,YAXO,0,
/GROPT,DIVX,
/GROPT,DIVY,
```

```
/GROPT,REVM,0
/GROPT,REVM,0
/GROPT,LTYP,0
/XRANGE,DEFAULT
/YRANGE,DEFAULT,,1
NSOL,2,112312,U,Z, UZ_C4,
STORE,MERGE
XVAR,1
PLVAR,2,
NUMVAR,200
PLCPLX,0
PRCPLX,1
FILLDATA,191,,1,1
REALVAR,191,191
! Save time history variables to file NUMERICO_A1.prn
*CREATE,scratch,gui
*DEL,_P26_EXPORT
*DIM,_P26_EXPORT,TABLE,8000,2
VGET,_P26_EXPORT(1,0),1
VGET,_P26_EXPORT(1,1),2,,0
VGET,_P26_EXPORT(1,2),2,,1
/OUTPUT,'NUMERICO_C4','prn',''
*VWRITE,_P26_EXPORT(1,0),_P26_EXPORT(1,1),_P26_EXPORT(1,2)
%14.5G %14.5G %14.5G /OUTPUT,TERM
*END
/INPUT,scratch,gui
! End of time history save
```

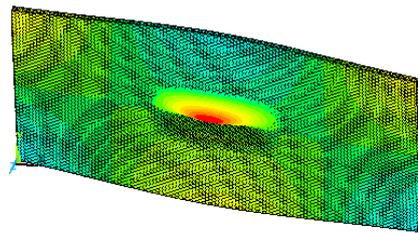
APÊNDICE B – Modos globais no painel sanduíche *honeycomb* de danos na área 5



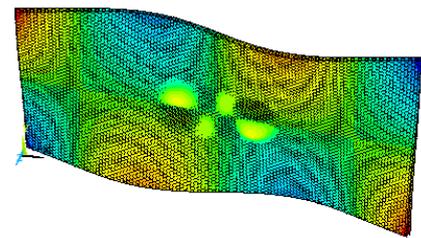
(a) Modo global 2 painel com dano.
Frequência 204.75 Hz



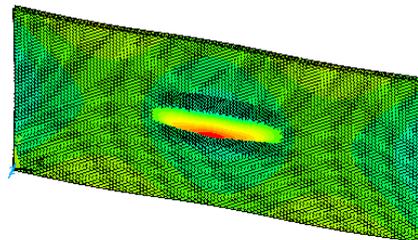
(b) Modo global 3 painel com dano.
Frequência 425.01 Hz



(c) Modo global 4 painel com dano.
Frequência 429.03 Hz



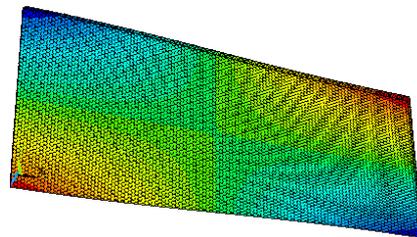
(d) Modo global 5 painel com dano.
Frequência 714.56 Hz



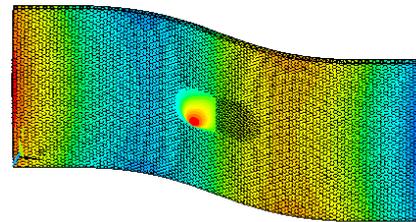
(e) Modo global 6 painel com dano.
Frequência 730.67 Hz

Figura 41 – Modos de vibrações globais do painel sanduíche com dano na área 5.

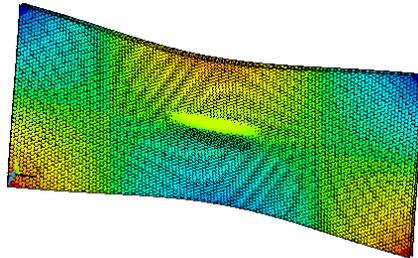
APÊNDICE C – Modos globais no painel sanduíche *honeycomb* de danos na área 5 com redução de 25 %



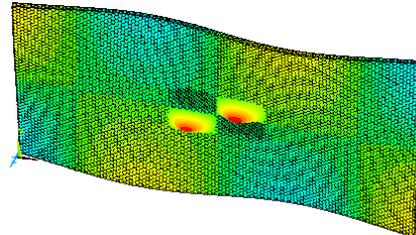
(a) Modo global 2 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 204.88 Hz



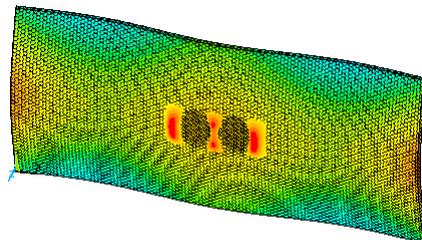
(b) Modo global 3 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 427.90 Hz



(c) Modo global 4 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 428.86 Hz



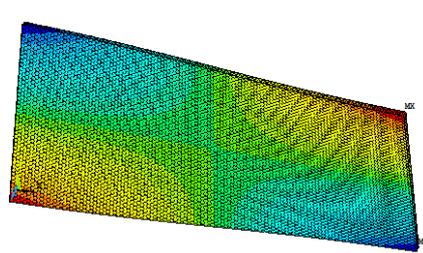
(d) Modo global 5 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 718.98 Hz



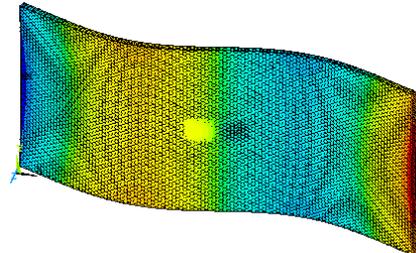
(e) Modo global 6 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 765.48 Hz

Figura 42 – Modos de vibrações globais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de 25 %.

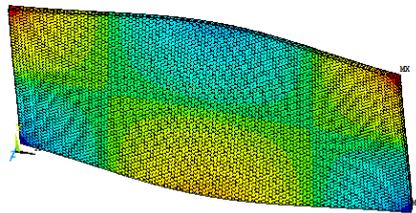
APÊNDICE D – Modos globais no painel sanduíche *honeycomb* de danos na área 5 com redução de 50 %



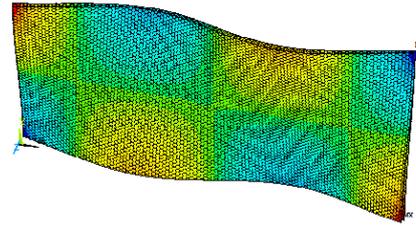
(a) Modo global 2 painel com dano com redução de área 50%.
Frequência 204.93 Hz



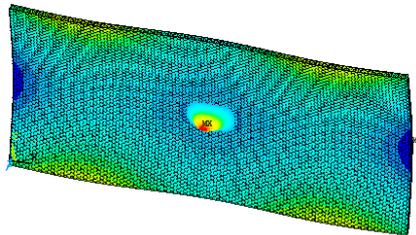
(b) Modo global 3 painel com dano com redução de área 50%.
Frequência 430.03 Hz



(c) Modo global 4 painel com dano com redução de área 50%.
Frequência 434.63 Hz



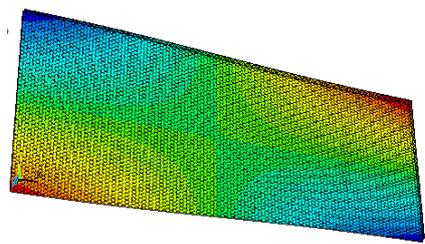
(d) Modo global 5 painel com dano com redução de área 50%.
Frequência 724.82 Hz



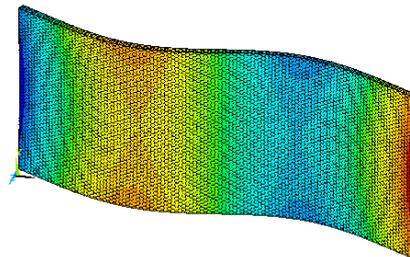
(e) Modo global 6 painel com dano com redução de área 50%.
Frequência 767.54 Hz

Figura 43 – Modos de vibrações globais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de 50 %.

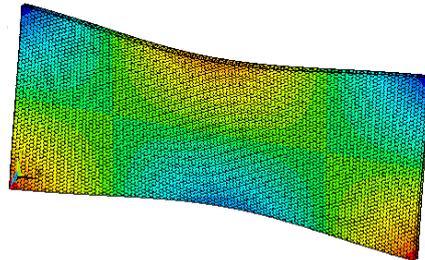
APÊNDICE E – Modos globais no painel sanduíche *honeycomb* de danos na área 5 com redução de 75 %



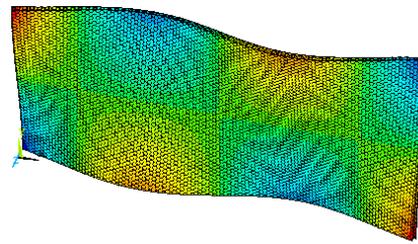
(a) Modo global 2 painel com dano com redução de área 75%.
Frequência 204.94 Hz



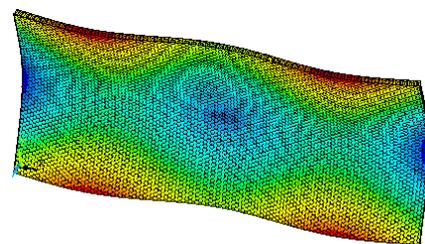
(b) Modo global 3 painel com dano com redução de área 75%.
Frequência 432.01 Hz



(c) Modo global 4 painel com dano com redução de área 75%.
Frequência 436.27 Hz



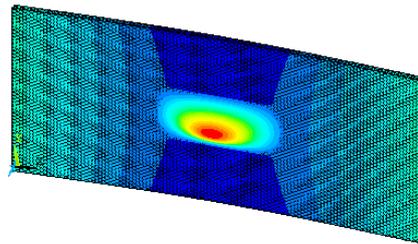
(d) Modo global 5 painel com dano com redução de área 75%.
Frequência 725.27 Hz



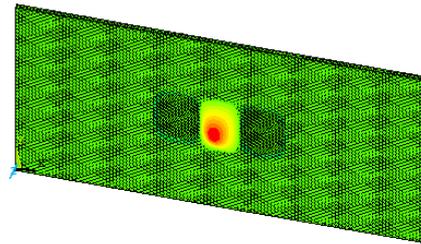
(e) Modo global 6 painel com dano com redução de área 75%.
Frequência 755.85 Hz

Figura 44 – Modos de vibrações globais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de 75 %.

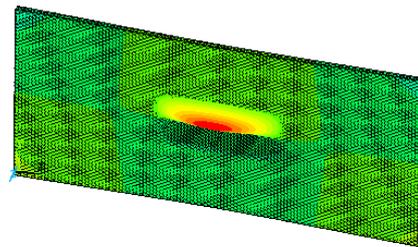
APÊNDICE F – Modos locais no painel sanduíche *honeycomb* de danos na área 5



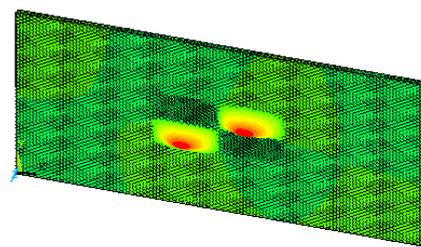
(a) Modo local 1 painel com dano.
Frequência 171.60 Hz



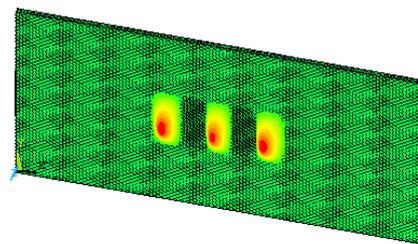
(b) Modo local 3 painel com dano.
Frequência 252.35 Hz



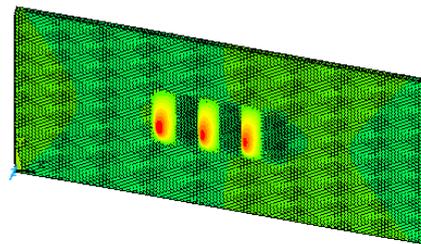
(c) Modo local 5 painel com dano.
Frequência 383.81 Hz



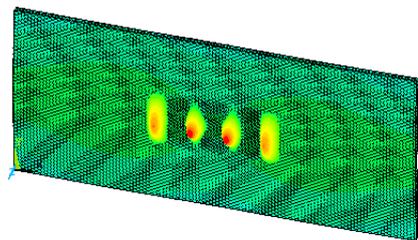
(d) Modo local 6 painel com dano.
Frequência 430.10 Hz



(e) Modo local 7 painel com dano.
Frequência 469.32 Hz



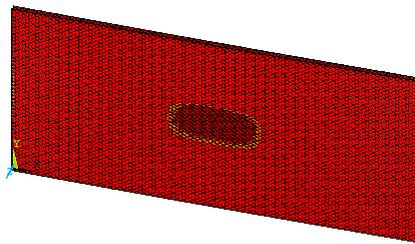
(f) Modo local 8 painel com dano.
Frequência 582.13 Hz



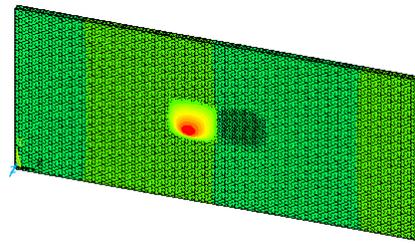
(g) Modo local 9 painel com dano.
Frequência 620.03 Hz

Figura 45 – Modos de vibrações locais do painel sanduíche com dano na área 5 .

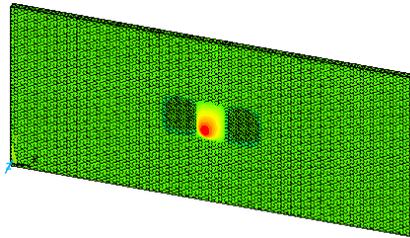
APÊNDICE G – Modos locais no painel sanduíche *honeycomb* de danos na área 5 com redução de 25 %



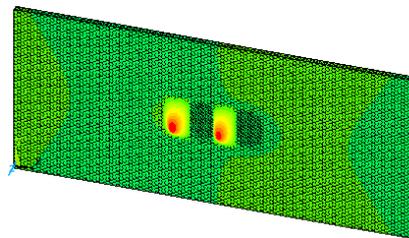
(a) Modo local 1 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 263.63 Hz



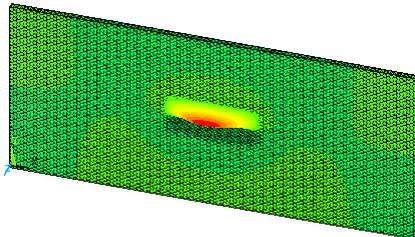
(b) Modo local 2 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 320.93 Hz



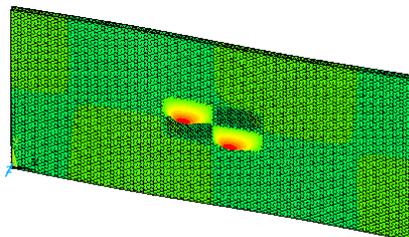
(c) Modo local 3 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 437.76 Hz



(d) Modo local 4 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 604.07 Hz



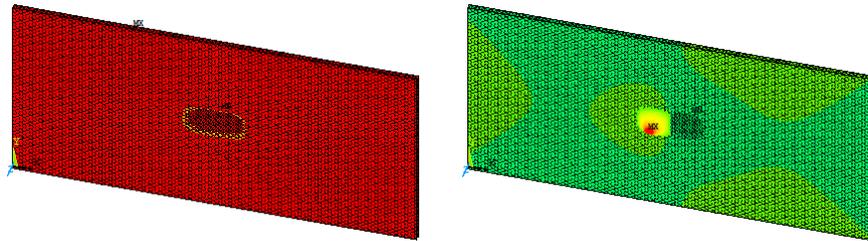
(e) Modo local 5 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 674.18 Hz



(f) Modo local 6 painel com dano com redução de área 25%.
Frequência 745.43 Hz

Figura 46 – Modos de vibrações locais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de área 25%.

APÊNDICE H – Modos locais no painel sanduíche *honeycomb* de danos na área 5 com redução de 50 %



(a) Modo local 1 painel com dano com redução de área 50%.
Frequência 561.40 Hz

(b) Modo local 2 painel com dano com redução de área 50%.
Frequência 706.67 Hz

Figura 47 – Modos de vibrações locais do painel sanduíche com dano na área 5 com redução de área 50%.

APÊNDICE I – Programa Interface ANSYS[®]/ MATLAB[®] para o MMC

```

%Programa Painel sanduiche honeycomb simplificado com MMC.
clear all;
clc;
global template_form ; % variável global
simu = 5000; % Números de simulações desejadas
arquivo = fopen('placa_alan.txt','r+');%abrir o arquivo com script ANSYS APDL
template_form = fscanf(arquivo,'%c');
fclose(arquivo); %fechar o arquivo
%Escrevendo n arquivos com os parâmetros de incertezas aleatoriamente
for x= 1:simu
file_name = 'placa_alan';
concat = num2str(x);
extensao = '.txt';
file = strcat(file_name,concat,extensao);
novo_arquivo = fopen(file, 'w+'); % abrindo arquivo
conteudo = muda_param(template_form,x);%função que varia os parâmetros do
modelo fprintf(novo_arquivo, '%c' ,conteudo); % escreve um no arquivo criado
fclose(novo_arquivo); % fecha o arquivo
end
% Interface ANSYS APDL para MATLAB e resolvendo cada script
for i = 1:simu
path_exe = 'C:\Program Files\ANSYS Inc\v181\ANSYS\bin\winx64;
syst_com_string = ['"', path_exe, 'ANSYS181.exe-b -i placa_alan',num2str(i),'.txt
-o Dados',num2str(i),'.txt'];
status = system(syst_com_string);
file_name1 = 'Dados';

```

```
concatel = num2str(i);
extensao1 = '.txt';
file1 = strcat(file_name1,concatel,extensao1);
delete(file1) end;
% Fim do programa estocástico
%plotando as FRF em um mesmo gráfico
figure('Name','Variação no Modulo de elasticidade das faces','NumberTitle','off');
for i = 1 : simu
Ensaioi,1 = load([ strcat('NUMERICO_C4_', num2str(i),'prn')]);
freqi,1 = Ensaioi,1(:,1); % vetor das frequências
reali,1 = Ensaioi,1(:,2); % vetor da parte real da FRF
imi,1 = Ensaioi,1(:,3); %Vetor da parte imaginária da FRF
omegai,1= 2*pi*freqi,1; % vetor de frequências rad/s
lambdai,1= omegai,1.*omegai,1;
H_expi,1 = reali,1+(imi,1*j); % FRF da mobilidade
H_expi,1=-lambdai,1.*H_expi,1; % FRF da receptância
g = plot(freqi,1,20*log10(abs(H_expi,1)), 'k', 'linewidth',1); hold on;
end
Ensaio3 = load(['NUMERICO_C4.prn']);
freq3 = Ensaio3(:,1); %vetor das frequências
real3 = Ensaio3(:,2); % vetor da parte real da FRF
im3 = Ensaio3(:,3); % Vetor da parte imaginária da FRF
omega3=2*pi*freq3; % vetor de frequências rad/s
lambda3=omega3.*omega3;
H_exp3 = real3+im3*j; % FRF da mobilidade
H_exp3=-lambda3.*H_exp3; % FRF da receptância
h = plot(freq3,20*log10(abs(H_exp3)), 'g', 'linewidth',3); hold on;
Ensaio = load(['NUMERICO_C4_E_F_+5.prn']);
freq = Ensaio(:,1); % vetor das frequências
real = Ensaio(:,2); %vetor da parte real da FRF
```

```

im = Ensaio(:,3); % Vetor da parte imaginária da FRF
omega=2*pi*freq; % vetor de frequências rad/s
lambda=omega.*omega;
H_exp = real+im*j; %FRF da mobilidade
H_exp=-lambda.*H_exp; % FRF da receptância
p = plot(freq,20*log10(abs(H_exp)), 'r', 'linewidth',3); hold on;
Ensaio_2 = load(['NUMERICO_C4_E_F_-5.prn']);
freq_2 = Ensaio_2(:,1); % vetor das frequências
real_2 = Ensaio_2(:,2); % vetor da parte real da FRF
im_2 = Ensaio_2(:,3); % Vetor da parte imaginária da FRF
omega_2=2*pi*freq_2; % vetor de frequências rad/s
lambda_2=omega_2.*omega_2;
H_exp_2 = real_2+im_2*j; % FRF da mobilidade
H_exp_2=-lambda_2.*H_exp_2; % FRF da receptância
E = plot(freq_2,20*log10(abs(H_exp_2)), 'b', 'linewidth',3); hold on;
ylabel('Magnitude[dB]', 'FontSize', 20, 'FontWeight', 'bold', 'Color', 'k');
xlabel('Frequência[Hz]', 'FontSize', 20, 'FontWeight', 'bold', 'Color', 'k');
legend([g h p E], 'Variações FRF Monte Carlo', 'FRF do painel íntegro', 'FRF: E
= 76.755 GPa', 'FRF: E = 69.445 GPa');
%abrindo os arquivos das frequências
for i = 1 : simu
frequenciai,1 = load([ strcat('Frequencia_', num2str(i),'.txt')]);
freq_totali,1 = frequenciai,1(:,1);
end
%Obtendo as frequências em um vetor
for t=1:simu
freq_1(t,1) = freq_totalt,1(7,1);
freq_2(t,1) = freq_totalt,1(8,1);
freq_3(t,1) = freq_totalt,1(9,1);
freq_4(t,1) = freq_totalt,1(10,1);

```

```
freq_5(t,1) = freq_totalt,1(11,1);
freq_6(t,1) = freq_totalt,1(12,1);
freq_7(t,1) = freq_totalt,1(13,1);
end
%Obtendo os resultados dos parâmetros de localização e variabilidade
for y=1:7
p = int2str(y);
% Media das frequências naturais do sistema
eval(['medfre_',p,' = mean(freq_',p,');'])
% Desvio padrão das frequências naturais do sistema
eval(['desPfreq_',p,' = std(freq_',p,');'])
% Variância das frequências naturais do sistema
eval(['varian_',p,' = (desPfreq_',p,')^2;'])
% covariancia de cada frequência
eval(['COV_',p,' = (desPfreq_',p,' /medfre_',p,')*100'])
% mediana de cada frequência
eval(['mediana_',p,' = median(freq_',p,');'])
end
```

APÊNDICE J – Comparações das médias do FRF do painel com a média $\pm s$, dano na área com redução, painel simplificado e completo

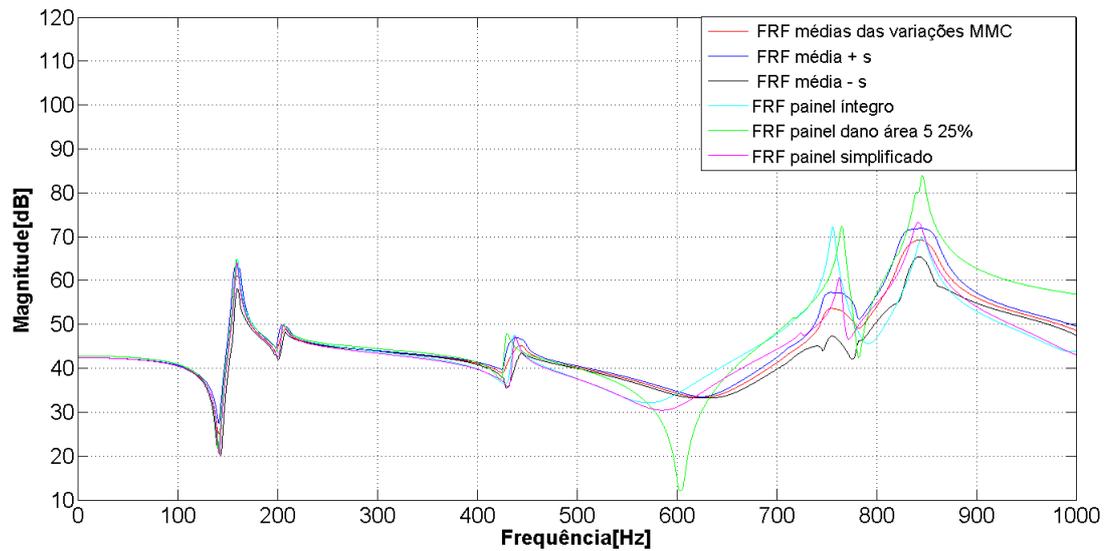


Figura 48 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 25%, painel simplificado e completo.

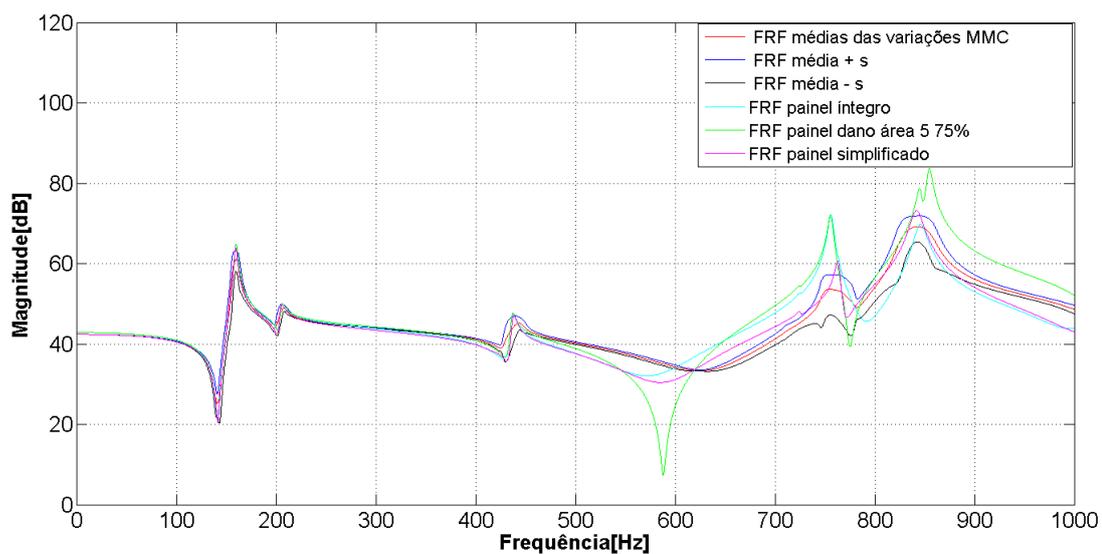


Figura 49 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 5%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 75%, painel simplificado e completo.

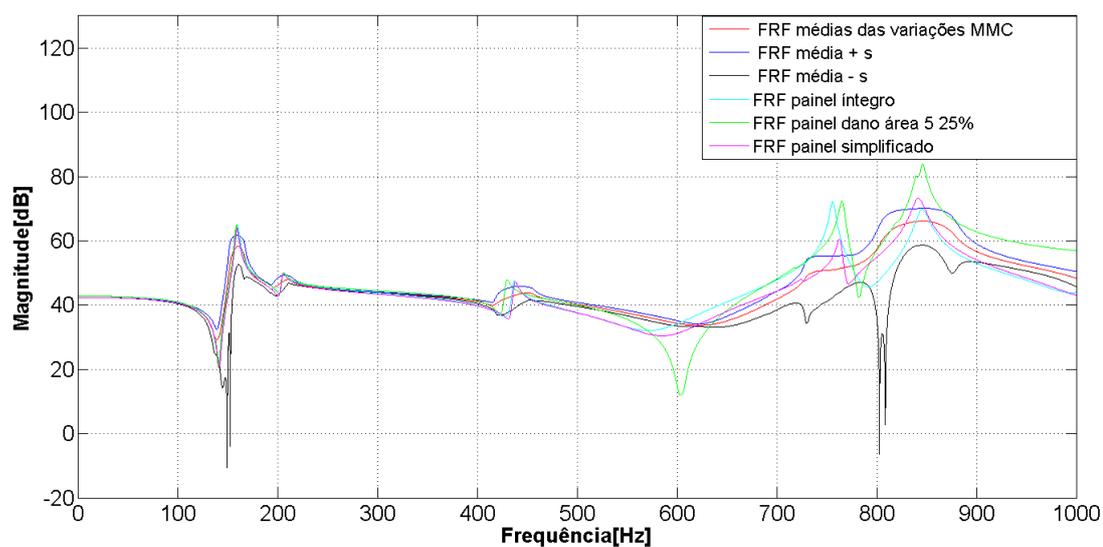


Figura 50 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 25%, painel simplificado e completo.

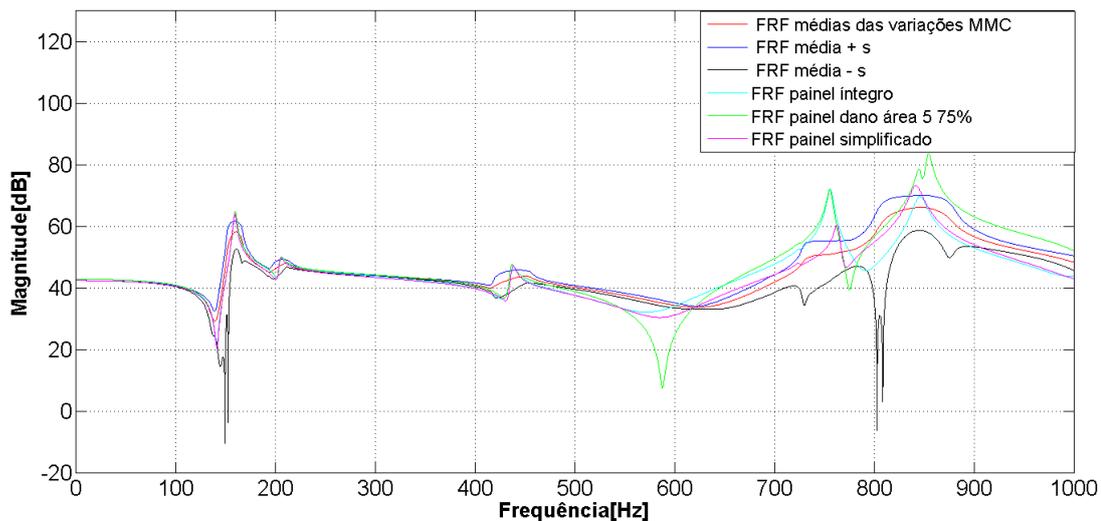


Figura 51 – Comparações das médias das FRF do painel com módulo de elasticidade das faces (desvio padrão 10%) com a média $\pm s$, dano na área 5 com redução da área em 75%, painel simplificado e completo.

Anexos

ANEXO A – Código do Painel sanduíche honeycomb simplificado no ANSYS APDL (DOMINGUES, 2017)

```
/CLEAR
/CWD,C:\Users\HITERS 1\Desktop\hiterson
/UNITS,SI
/PREP7 ! Pre-processor module

!keypoints
K,1,0,0
K,2,.22,0
k,3,.44,0
k,4,.67,0
k,5,0,.10
k,6,.22,.10
k,7,.44,.10
k,8,.67,.10
k,9,0,.20
k,10,.22,.20
k,11,.44,.20
K,12,.67,.20
K,13,0,.30
k,14,.22,.30
k,15,.44,.30
k,16,.67,.30

!áreas
A,1,2,6,5,1
A,2,3,7,6,2
```

```
A,3,4,8,7,3
A,5,6,10,9,5
A,6,7,11,10,6
A,7,8,12,11,7
A,9,10,14,13,9
A,10,11,15,14,10
A,11,12,16,15,11
! Material propriedades
MP,EX,1,73.1e9
MP,NUXY,1,0.33
MP,DENS,1,2780
UIMP,2,EX,EY,EZ,.1,.1,1.83e6
UIMP,2,GXY,GYZ,GXZ,1e-6,221e6,103e6
MP,NUXY,2,0
MP,DENS,2,89
ET,1,SHELL181 ! Chooses SHELL181 element for analysis
KEYOPT,1,3,2 ! Set KEYOPT(3)=2, Full integration
KEYOPT,1,8,1 ! Set KEYOPT(8)=1, Store data for all laminas
SECTYPE,1,SHELL,,La1 ! Section shell set 1, [0/90/45/-45]s, label=La1
SECDATA, 0.0003,1,0,3 ! 1st lamina: mat. 1, 0 deg, Th=0.3 mm
SECDATA, 0.0094,2,0,3 ! 2nd lamina: mat. 2, 0 deg, Th=9.4 mm
SECDATA, 0.0003,1,0,3 ! 3rd lamina: mat. 1, 0 deg, Th=0.3 mm
SECOFFSET,MID ! Nodes on the laminate middle thickness
! Geometry and mesh
ESIZE,.01
AMESH,ALL ! Mesh the area
LUMPM, ON
FINISH ! Exit pre-processor module
/SOL
ANTYPE,2
```

```

MODEOPT,LANB,16
SOLVE ! Solve current load state
FINISH ! Exit solution module
/SOLU
ANTYPE,3
HROPT,MSUP, , ,0
HROUT,ON
LUMPM,1
HROPT,MSUP,30,1,0
HROUT,ON,OFF,0
FLST,2,1,1,ORDE,1
FITEM,2,868
/GO F,P51X,FZ,25,
HARFRQ,0.0001,1000,
NSUBST,8000,
KBC,1
ALPHAD,0,
BETAD,0,
DMPRAT,0,
DMPSTR,0,
MDAMP,7,0.0134,0.0184,0.0232,0.006,0.0030,0.0033
MDAMP,13,0.007,0.3
/STATUS,SOLU SOLVE FINISH
/POST26
FILE,'file','rfrq',''
/UI,COLL,1
NUMVAR,200
NSOL,191,1,UX
STORE,MERGE
PLCPLX,0
```

```
PRCPLX,1
FILLDATA,191,,1,1
REALVAR,191,191
/AXLAB,X,
/AXLAB,Y,
/GTHK,AXIS,2
/GRTYP,0
/GROPT,ASCAL,ON
/GROPT,LOGX,OFF
/GROPT,LOGY,ON
/GROPT,AXDV,1
/GROPT,AXNM,ON
/GROPT,AXNSC,1,
/GROPT,DIG1,4,
/GROPT,DIG2,3,
/GROPT,XAXO,0,
/GROPT,YAXO,0,
/GROPT,DIVX,
/GROPT,DIVY,
/GROPT,RE VX,0
/GROPT,RE VY,0
/GROPT,L TYP,0
/XRANGE,DEFAULT
/YRANGE,DEFAULT,,1
NSOL,2,868,U,Z, UZ_C4,
STORE,MERGE
XVAR,1
PLVAR,2,
! Save time history variables to file NUMERICO_C4.prn
*CREATE,scratch,gui
```

```
*DEL,_P26_EXPORT
*DIM,_P26vEXPORT,TABLE,8000,2
VGET,_P26_EXPORT(1,0),1
VGET,_P26_EXPORT(1,1),2,,0
VGET,_P26_EXPORT(1,2),2,,1
/OUTPUT,'NUMERICO_C4','prn',''
*VWRITE,_P26_EXPORT(1,0),_P26_EXPORT(1,1),_P26_EXPORT(1,2)
%14.5G %14.5G %14.5G
/OUTPUT,TERM
*END
/INPUT,scratch,gui
! End of time history save
```