

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

MURILO HENRIQUE SCARMAGNANI PIMENTA

**Sensor para monitorar a integridade de estruturas
aeronáuticas: avaliação experimental e simulações
computacionais**

São Carlos

2024

MURILO HENRIQUE SCARMAGNANI PIMENTA

Sensor para monitorar a integridade de estruturas aeronáuticas: avaliação experimental e simulações computacionais

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. Volnei Tita

São Carlos

2024

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

P644s Pimenta, Murilo Henrique Scarmagnani
Sensor para monitorar a integridade de estruturas
aeronáuticas: avaliação experimental e simulações
computacionais / Murilo Henrique Scarmagnani Pimenta;
orientador Volnei Tita. São Carlos, 2024.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2024.

1. Estruturas aeronáuticas. 2. Integridade
estrutural. 3. SHM. 4. Sensor. 5. Piezoelétrico. 6.
Análise modal experimental. 7. Análise modal
computacional. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO
Approval sheet

Candidato / Student: Murilo Henrique Scarmagnani Pimenta
Título do TCC / Title : Sensor para monitorar a integridade de estruturas aeronáuticas: avaliação experimental e simulações computacionais
Data de defesa / Date: 04/06/2024

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Doutor Volnei Tita	APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Ricardo Afonso Angélico	APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Denys Eduardo Teixeira Marques	APROVADO
Instituição / Affiliation: CEFET/RJ -	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:



Professor Doutor Volnei Tita
(assinatura / signature)

Este trabalho é dedicado a todas as pessoas (familiares, amigos, colegas, professores, entre outros) que contribuíram de alguma forma para que eu pudesse chegar até aqui.

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao Professor Dr. Volnei Tita por todo o apoio, atenção e orientação ao longo dos últimos anos.

Agradeço ao pós graduando Mateus Carpena e ao Professor Dr. Denys Marques pelo apoio e discussões sobre o projeto.

Agradeço à minha família pelo carinho e apoio incondicional ao longo de toda a minha vida.

Agradeço aos amigos e colegas que participaram de alguma parte da minha jornada pelos momentos, suporte e ensinamentos.

Agradeço aos meus companheiros de curso, em especial a minha segunda família, Aero 019, por todos os momentos inesquecíveis, perrengues, risadas e pelo companheirismo ao longo desses anos.

Agradeço aos meus irmãos de outras mães, Alexandre, Daniel, Felipe, Guilherme, Marcos e Patrícia, por todo o carinho, apoio incondicional, momentos vividos e por terem acreditado em mim em dias que nem eu mesmo acreditava.

“A vida é imprevisível e nem tudo está sob nosso controle, mas, se estivermos com as pessoas certas, podemos lidar com qualquer coisa.”

Brooklyn 99

RESUMO

SCARMAGNANI PIMENTA, M. H. **Sensor para monitorar a integridade de estruturas aeronáuticas: avaliação experimental e simulações computacionais.** 2024. 91p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

Apesar da crescente participação em diferentes ramos da indústria, os materiais compósitos ainda não atingiram todo o seu potencial de aplicação, devido ao seu complexo comportamento em serviço por apresentarem múltiplos modos de falha, dos quais não se tem total conhecimento. Dessa forma, novos conceitos e sistemas relacionados à SHM (Structural Health Monitoring) são vistos como uma alternativa, visto que permitem o monitoramento contínuo da integridade estrutural, tornando os componentes mais seguros e diminuindo a necessidade de inspeções, principalmente em estruturas aeronáuticas. Dentre os diversos métodos e técnicas empregados em sistemas SHM, destacam-se os métodos baseados em vibrações da estrutura, por conta da sua simples implementação e capacidade para monitorar danos em escala global, os quais geralmente utilizam sensores piezoelétricos. Assim sendo, o presente trabalho consiste em avaliar piezoeletretos desenvolvidos por pesquisadores do Departamento de Engenharia Elétrica da EESC-USP por meio de análises modais experimentais e computacionais, para analisar a sua capacidade de monitorar danos em estruturas de compósito. Em um primeiro momento, desenvolve-se a análise experimental por meio de três etapas principais: a preparação das amostras, a montagem e realização dos ensaios e o processamento e análise dos resultados. Durante os ensaios, são utilizadas frequências constantes e variáveis e são adicionadas massas extras na extremidade livre da viga para simular a presença de um dano no material. Além disso, utiliza-se a função de resposta de frequência (FRF) para analisar o comportamento da estrutura. Após a parte experimental, realiza-se a análise computacional utilizando o método dos elementos finitos (MEF) por meio de duas principais etapas: a construção do modelo no *software* Abaqus e a análise dos resultados. Neste momento, comparam-se os resultados obtidos de forma experimental e computacional. É possível verificar, após as análises, que o novo sensor, piezoeletreto, é um candidato para monitorar danos em estruturas, visto que foi possível observar picos, mesmo que pequenos, na frequência de excitação e respectivos harmônicos. No entanto, é preciso aplicar métodos para tornar os resultados experimentais encontrados mais precisos, isto é, reduzir o ruído e, principalmente, eliminar as frequências da rede elétrica (60Hz e seus harmônicos) seja pela aplicação de filtros e/ou desenvolvimento de pequenos circuitos.

Palavras-chave: estruturas aeronáuticas, integridade estrutural, SHM, sensor, piezoeletreto, análise modal experimental, análise modal computacional.

ABSTRACT

SCARMAGNANI PIMENTA, M. H. **Experimental evaluation and computational simulations of sensor for monitoring structural integrity**. 2024. 91p. Monograph (Conclusion Course Paper) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

The use of composites in different parts of the industry has increased throughout recent years. However, composite have not yet reached their full application potential, due to their complex behavior in service and multiple failure modes, of which we are not aware enough. Thus, new concepts and systems related to SHM (Structural Health Monitoring) are seen as an alternative, because they allow continuous monitoring of structural integrity, which makes components safer and reduces the need for inspections in aeronautical structures. Among the methods and techniques used in SHM systems, the ones based on structure vibrations are noteworthy due to their simple implementation and capability to monitor damage on a global scale. These methods usually use piezoelectric sensors. So, the present work aims to evaluate piezoelectrets developed by researchers from the Department of Electrical Engineering at EESC-USP through experimental and computational modal analysis to evaluate their monitoring damage capacity in composite structures. First, the experimental analysis is divided into three stages: sample preparation, tests assembling and execution, and results processing and analysis. Moreover, it used constant and variable frequencies and, to simulate a damage presence, the beam properties were changed by adding an extra mass to the beam tip in some tests. Furthermore, the frequency response function (FRF) is used to analyze the response of the structure. After this, computational analysis by using finite element method (FEM) is made through two stages: Abaqus model elaboration and results analysis. Thus, it is possible to conclude that the new sensor (piezoelectret) is a candidate for monitoring structural damages, since it was possible to observe small peaks in the excitation frequency and harmonics. However, it is necessary to apply methods to make the experimental results found more accurate, i.e., reduce noise and, mainly, eliminate the frequencies of the electrical network (60Hz and harmonics) by using filters and/or developing small circuits.

Keywords: aeronautical structures, structural integrity, SHM, sensor, piezoelectret, experimental modal analysis, computational modal analysis.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Distribuição de materiais no Boeing 787. Fonte: (HALE, 2006)	25
Figura 2 – Analogia entre sistema SHM e sistema sensorial humano. Fonte: (BOU-KABACHE; ESCRIBA; FOURNIOLS, 2014)	26
Figura 3 – Classificação de materiais compósitos. Fonte: (CALLISTER, 2012) . . .	29
Figura 4 – Amostras de piezoeletretos. Fonte: (MOREIRA <i>et al.</i> , 2021)	31
Figura 5 – Representação esquemática do <i>setup</i> experimental. Fonte: próprio autor.	33
Figura 6 – Colagem do sensor. Fonte: próprio autor.	34
Figura 7 – <i>Setup</i> experimental. Fonte: próprio autor.	35
Figura 8 – Aquisição de sinais durante os ensaios. Fonte: próprio autor.	35
Figura 9 – Dados aquisitados durante os ensaios. Fonte: próprio autor.	36
Figura 10 – Resultados para os ensaios sem massa adicional. Fonte: próprio autor. .	37
Figura 11 – Resultados para os ensaios com massa adicional de 20g. Fonte: próprio autor.	38
Figura 12 – Resultados para os ensaios com massa adicional de 40g. Fonte: próprio autor.	39
Figura 13 – Resultados de cada sensor para diferentes massas considerando frequência variável (sinal de entrada do tipo <i>sweep</i>). Fonte: próprio autor. . . .	40
Figura 14 – Dimensões do modelo em MEF. Fonte: próprio autor.	43
Figura 15 – Condições de contorno do modelo em MEF. Fonte: próprio autor . . .	44
Figura 16 – Malha do modelo em MEF. Fonte: próprio autor	44
Figura 17 – Posições representativas dos sensores no modelo em MEF. Fonte: próprio autor	45
Figura 18 – Representação dos modos de vibrar da estrutura sem massa adicional. Fonte: próprio autor.	47
Figura 19 – Representação dos modos de vibrar da estrutura com massa adicional de 20g. Fonte: próprio autor.	48
Figura 20 – Representação dos modos de vibrar da estrutura com massa adicional de 40g. Fonte: próprio autor.	49
Figura 21 – FRF's encontradas computacionalmente. Fonte: próprio autor.	50
Figura 22 – Comparação entre os resultados experimentais e computacionais. Fonte: próprio autor.	51

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades mecânicas do compósito utilizado. Fonte: próprio autor. .	43
Tabela 2 – Malhas utilizadas na análise de convergência de malha. Fonte: próprio autor.	46
Tabela 3 – Análise de convergência de malha. Fonte: próprio autor.	46
Tabela 4 – Frequências naturais da estrutura sem massa adicional. Fonte: próprio autor.	46
Tabela 5 – Frequências naturais da estrutura com massa adicional de 20g. Fonte: próprio autor.	48
Tabela 6 – Frequências naturais da estrutura com massa adicional de 40g. Fonte: próprio autor.	49

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

EESC-USP	Escola de Engenharia de São Carlos
FFT	Transformada Rápida de Fourier
FRF	Função de Resposta de Frequência
GEA	Grupo de Estruturas Aeronáuticas
MEF	Método dos Elementos Finitos
PPS	Polissulfeto de fenileno
SEL	Departamento de Engenharia Elétrica
SHM	<i>Structural Health Monitoring</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

E	Módulo de elasticidade [GPa]
G	Módulo de cisalhamento [GPa]
L_A	Distância do centro do acelerômetro da ponta ao engaste [mm]
L_E	Distância do centro do piezoeletreto ao engaste [mm]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	25
1.1	Introdução e motivação	25
1.2	Objetivos	26
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	29
3	ANÁLISE EXPERIMENTAL	33
3.1	Descrição e montagem do experimento	33
3.2	Processamento dos sinais adquiridos	35
3.3	Resultados	36
4	ANÁLISE COMPUTACIONAL	43
4.1	Modelo computacional	43
4.2	Resultados	45
4.2.1	Análise de convergência de malha	45
4.2.2	Análise modal	46
5	CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS	53
	REFERÊNCIAS	55
	APÊNDICES	57
	APÊNDICE A – CÓDIGO EXEMPLO PARA PROCESSAMENTO DOS DADOS EXPERIMENTAIS	59
	APÊNDICE B – TUTORIAL ABAQUS - ANÁLISE MODAL: FREQUÊN- CIAS NATURAIS E MODOS DE VIBRAR	65
	APÊNDICE C – TUTORIAL ABAQUS - ANÁLISE MODAL COM MASSA EXTRA: FRF	75

1 INTRODUÇÃO

1.1 Introdução e motivação

Durante os últimos anos, o uso de materiais compósitos em diferentes ramos da indústria vem crescendo de forma significativa, por conta de sua resistência e propriedades, em particular propriedades específicas, visto que tais materiais possuem baixas densidades em relação a outras classes, como metais. Sabe-se que estruturas em material compósito são empregadas no ramo de transportes, tais como componentes aeronáuticos, automotivos e náuticos, na parte de geração de energia, tal como pás eólicas, e no segmento de óleo e gás, tal como tubulações. No contexto aeronáutico, por exemplo, destaca-se o Boeing 787, o qual tem a distribuição de materiais mostrada na Figura 1. Segundo Hale (HALE, 2006), esta aeronave possui metade do seu volume em laminados de fibra de carbono, o que gerou uma redução do peso máximo de 20%, promovendo, assim, uma melhora considerável em seu desempenho.

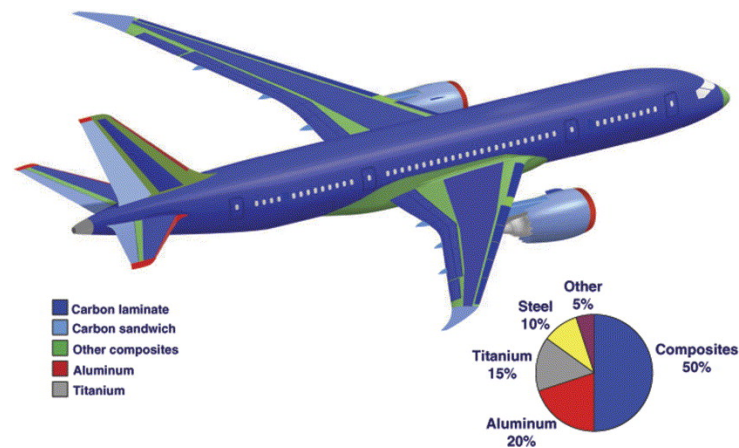


Figura 1 – Distribuição de materiais no Boeing 787. Fonte: (HALE, 2006)

No entanto, sabe-se que os materiais compósitos ainda não atingiram todo o seu potencial de aplicação. Isso ocorre, em parte, por conta do seu complexo comportamento em serviço, principalmente por estruturas e componentes fabricadas em compósitos apresentarem múltiplos modos de falha, dos quais ainda não se possui total conhecimento (BARBERO, 2010). Dessa forma, diversos segmentos industriais enfrentam o desafio de projetar de maneira eficiente e segura estruturas em material compósito, visto que não há metodologias amplamente aceita para prever sua vida em fadiga ou sua resistência residual após carregamento de impacto.

Dessa maneira, novos conceitos e sistemas relacionados à SHM (*Structural Health Monitoring*) são vistos como uma alternativa a este cenário, visto que permitem o monitoramento contínuo da integridade estrutural, tornando os componentes mais seguros e

diminuindo a necessidade de inspeções. Apesar de parecer sistemas complexos, os sistemas SHM podem ser comparados com um corpo humano (BOUKABACHE; ESCRIBA; FOURNIOLS, 2014), contendo uma rede de sensores para detectar e monitorar o dano, uma rede de comunicação, e uma central de processamento, na qual os dados coletados pelos sensores são tratados e analisados, como mostrado na Figura 2.

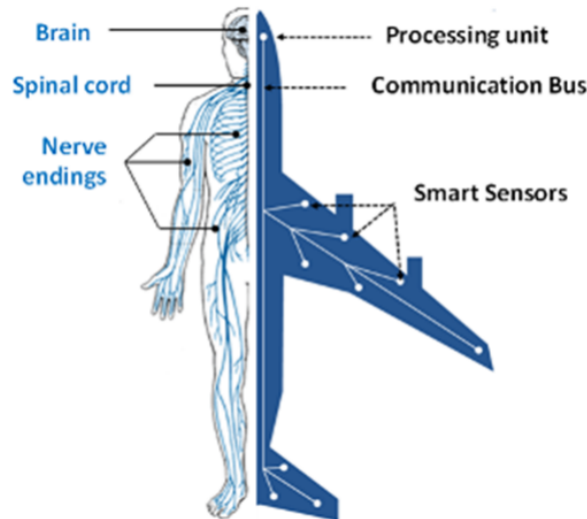


Figura 2 – Analogia entre sistema SHM e sistema sensorial humano. Fonte: (BOUKABACHE; ESCRIBA; FOURNIOLS, 2014)

É possível notar, dessa forma, que os sensores são componentes fundamentais nos sistemas SHM. Além disso, tais sistemas geralmente utilizam sensores piezoelétricos, os quais são capazes de converter a energia mecânica associada às deformações da estrutura em sinais elétricos, permitindo, assim, o monitoramento da dinâmica estrutural. Destaca-se, então, a atuação dos pesquisadores do Departamento de Engenharia Elétrica da EESC-USP (SEL), que desenvolveram um novo sensor, do tipo piezoelétrico, o qual possui grande potencial para atuar como sensor de dano em estruturas, por conta de suas características piezoelétricas.

Diante do exposto, nota-se a relevância do estudo de sistemas SHM e piezoelétricos. Dessa maneira, o presente trabalho irá avaliar os eletretos desenvolvidos pelos pesquisadores da SEL EESC-USP em relação à sua capacidade de monitorar danos em estruturas metálicas e de compósito.

1.2 Objetivos

O presente trabalho tem como objetivo geral avaliar o emprego de piezoelétricos desenvolvidos por pesquisadores do Departamento de Engenharia Elétrica da EESC-USP em sistemas de monitoramento de integridade estrutural. Para isso, realizam-se análises experimentais para verificar o comportamento do piezoelétrico quando utilizado como

sensor em estruturas de material compósito e análises computacionais para verificar o comportamento esperado. Assim sendo, os objetivos específicos do presente trabalho são:

- Realizar análises experimentais em uma viga de material compósito, medindo sinais por meio de acelerômetros comerciais e piezoelitreto;
- Construir um modelo computacional em elementos finitos no *Abaqus* e promover análises modais para verificar o comportamento esperado da viga; e
- Analisar e comparar os resultados obtidos experimentalmente e computacionalmente e verificar a possibilidade de uso do novo sensor em sistemas de monitoramento de dano.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Um material compósito é definido como um material multifase que exibe uma combinação de propriedades diferentes em sua forma final em relação as propriedades dos componentes individuais (CALLISTER, 2012), isto é, são materiais formados pela combinação de dois ou mais materiais distintos, que contribuem com suas propriedades individuais para criar um material final com melhores características. Além disso, tem-se que os materiais compósitos são formados por uma fase contínua, a matriz, uma fase dispersa, os reforçadores, além da zona de transição entre essas fases, a interface, sendo que cada fase desempenha funções distintas, mas relacionadas entre si. Por fim, tem-se que os materiais compósitos podem ser classificados pela sua composição e estrutura, como visto na Figura 3. É válido destacar os compósitos estruturais, isto é, os laminados e os painéis sanduíches, já que são os mais presentes no contexto aeronáutico.

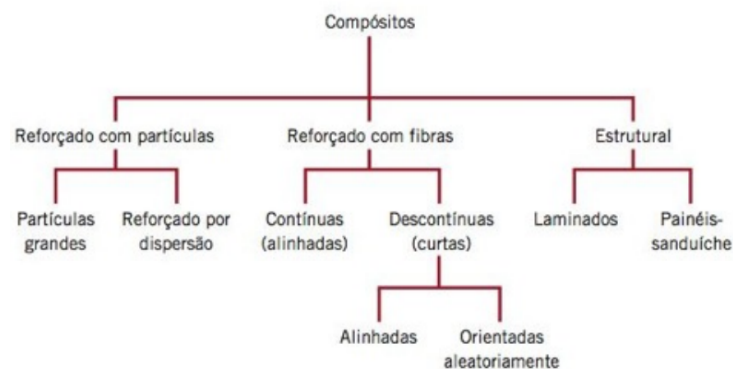


Figura 3 – Classificação de materiais compósitos. Fonte: (CALLISTER, 2012)

A motivação para o uso de materiais compósitos se dá por suas boas propriedades, em especial as propriedades específicas, isto é, resistência e rigidez por densidade (TITA, 2016). Dessa forma, é possível projetar estruturas com boa resistência e baixo peso em relação a outras classes de materiais, o que é interessante visto que a redução de peso é uma premissa fundamental na indústria aeronáutica. Além disso, esses materiais possuem um bom desempenho quando expostos a cargas dinâmicas e impactos, visto que são projetadas para absorver o máximo de energia possível, evitando a falha catastrófica. Assim, os materiais compósitos promovem não só a eficiência estrutural mas também a segurança, a qual é bastante visada no meio aeronáutico.

Considerando, agora, os modos de falha dos materiais compósitos, tem-se que a falha pode ser intra ou inter-laminar, isto é, ocorrer na própria lâmina ou entre duas lâminas (BARBERO, 2010). No caso intra-laminar, ocorre a falha de um dos componentes do material, isto é, a fibra, a matriz ou a interface. Por outro lado, no caso inter-laminar,

ocorre o descolamento de camadas, também conhecido por delaminação. Tem-se, também, que os mecanismos de falha são aleatórios e envolvem diferentes aspectos como, por exemplo, características físicas e químicas dos reforçadores e da matriz, adesão entre os componentes, orientação e fração volumétrica das fibras, tipo de carregamento, efeitos ambientais, entre outros. Assim, apesar de suas vantagens, as características anisotrópicas e heterogêneas dos materiais compósitos fazem com que as estruturas tenham modos de falhas complexos e, muitas vezes, difíceis de prever, devido à variedade de fatores envolvidos (TITA, 2016).

Devido à dificuldade na previsão de falhas de componentes em materiais compósitos, ainda não há uma metodologia amplamente aceita para prever sua vida em fadiga ou sua resistência residual após sofrer carregamentos de impacto. Por conta disso, é preciso, realizar inspeções rotineiras para verificar a integridade estrutural do componente, as quais se dão, normalmente, por técnicas não-destrutivas, tal como ultrassom (BOUKABACHE; ESCRIBA; FOURNIOLS, 2014). No entanto, essas técnicas precisam de grande intervenção humana, fazendo com que sejam custosas e demandem bastante tempo. Dessa forma, novos conceitos e sistemas relacionados à SHM surgem como uma alternativa, para que possa ser feito o monitoramento contínuo da integridade estrutural, reduzindo a necessidade de inspeções programadas (FARRAR; WORDEN, 2007).

Além disso, tem-se que muitos dos sistemas SHM são baseados na capacidade de materiais piezoelétricos em gerar um sinal elétrico após serem deformados mecanicamente e vice-versa (BOUKABACHE; ESCRIBA; FOURNIOLS, 2014). Dessa forma, sensores distribuídos ao longo da estrutura captam sinais e os enviam para uma unidade de processamento por meio de uma rede de comunicação. Dentre os diferentes métodos utilizados em sistemas de monitoramento de integridade estrutural, destacam-se os métodos baseados em resposta vibracional, por conta de sua simples implementação, capacidade de monitorar danos em escala global e possível potencial para automação (MEDEIROS *et al.*, 2016). Ressalta-se, também, o uso da resposta no domínio da frequência, na maior parte dos casos, por permitir uma boa compreensão da resposta dinâmica da estrutura, por meio de diferentes parâmetros, tais como frequências naturais, modos de vibração, energia de deformação modal e/ou a FRF (Função de Resposta em Frequência) (MONTALVAO; MAIA; RIBEIRO, 2006).

Nota-se, então, que o entendimento de conceitos relacionados a vibrações é importante para a melhor compreensão dos sistemas SHM. Por definição, frequência natural é a frequência de vibração livre de um sistema sem amortecimento, ou seja, a frequência em que o sistema vibra após sofrer uma perturbação, sem a ação de forças externas (OGATA, 2004). Além disso, o amortecimento é o fator que representa a perda ou dissipação de energia durante o movimento (RAO; YAP, 1995). Em relação a classificação, tem-se que os sistemas são divididos em discretos ou contínuos, isto é, com um número finito ou

infinito de graus de liberdade, respectivamente, sendo o número de frequências naturais atrelado ao número de graus de liberdade. Vale ressaltar, também, que em muitos casos, sistemas contínuos podem ser aproximados para um sistema discreto, com o intuito de obter soluções de forma mais simples. Por último, a FRF é uma função no domínio da frequência que relaciona a saída e a entrada, isto é, a resposta do sistema e a forma que foi excitado, respectivamente, com uma simples razão (CRAIG; KURDILA, 2006). Assim, é uma função utilizada para quantificar a resposta de um sistema para uma determinada excitação e pode ser interpretada como uma função de ganho.

Retornando aos sistemas SHM, tem-se que o seu desenvolvimento ocorre de diversas maneiras, desde a otimização de componentes de forma individual, principalmente sensores, até uma melhoria no sistema como um todo. Em relação aos componentes, o avanço da tecnologia sem fio promoveu o progresso do sistemas de monitoramento por meio do uso de novos sensores e redes de comunicação, reduzindo custo de instalação, manutenção e até o peso dos sistemas (ABDULKAREM *et al.*, 2020). Por outro lado, pensando no sistema como um todo, o uso de sensores piezoelétricos faz com que haja a possibilidade de coletar energia vibracional da estrutura, podendo promover um sistema de monitoramento com alimentação própria e sem a necessidade de fontes de alimentação alternativas (ANTON; SODANO, 2007).

De volta aos sensores piezoelétricos, destacam-se os eletretos. Por definição, os piezoeletretos, mostrados na Figura 4, são estruturas poliméricas com cavidades internas carregadas eletricamente (MOREIRA *et al.*, 2021). Por meio da aplicação de um alto campo elétrico, são formados dipolos, os quais podem ser deformados mecanicamente e, dessa forma, apresentam um efeito piezoelétrico (LI *et al.*, 2021). Tem-se, também que os eletretos geralmente são pequenos e leves e possuem carga superficial com longa vida útil (BROADHURST *et al.*, 2005). Além disso, é possível promover a coleta de energia vibracional da estrutura com filmes de piezoeletretos, seja com uma única camada ou camadas empilhadas (PONDROM *et al.*, 2015). Assim, percebe-se o alto potencial do uso de eletretos em sistemas de monitoramento de dano de estruturas aeronáuticas, seja como sensor ou até como coletor de energia.

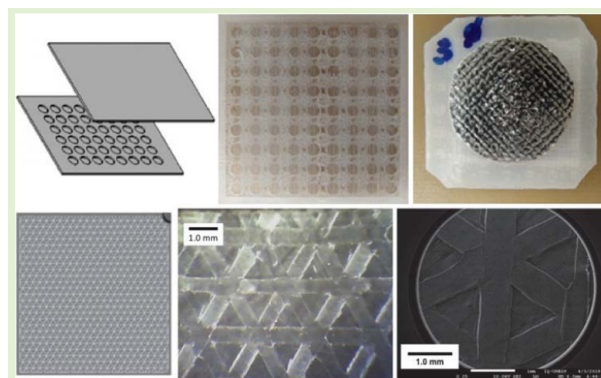


Figura 4 – Amostras de piezoeletretos. Fonte: (MOREIRA *et al.*, 2021)

Por fim, é válido ressaltar que o GEA (Grupo de Estruturas Aeronáuticas), o qual é liderado pelo professor Volnei Tita, que é orientador do presente trabalho, possui relevantes contribuições nessa área estratégica de monitoramento de dano. É possível, assim, comentar um pouco sobre algumas das contribuições do grupo. Em um primeiro estudo, foi analisado, de forma experimental por meio de métodos vibracionais, o comportamento dinâmico de uma estrutura metal-compósito para a identificação de danos, os quais foram promovidos de forma artificial (MEDEIROS; BORGES; TITA, 2014). Além disso, também já foi elaborada uma metodologia por meio da combinação de algumas técnicas, como métodos baseados em vibração, *shearography speckle* e flexão após impacto, para monitorar a integridade estrutural de estruturas em material compósito danificadas por impacto (MEDEIROS; VANDEPITTE; TITA, 2018). Vale ressaltar, também, a proposição de um novo modelo de elementos finitos para simular estruturas finas monitoradas por sensores piezoelétricos, com intuito de auxiliar a realização de projetos de sistemas SHM (SARTORATO *et al.*, 2017). Destaca-se, por último, o estudo relacionado ao monitoramento da integridade estrutural em estruturas sanduíches, com análises experimentais e computacionais, observando danos por meio de alterações na FRF a aplicação de métodos de dano, no qual também foi proposto um procedimento para melhorar os resultados encontrados pela métrica de dano (MARQUES *et al.*, 2018).

3 ANÁLISE EXPERIMENTAL

3.1 Descrição e montagem do experimento

Para a avaliação experimental do piezoelitreto, realizaram-se ensaios vibracionais em uma viga de material compósito. Foram utilizados, então, os seguintes equipamentos: *nobreak*, gerador de sinal, *shaker* eletromecânico, viga em material compósito, piezo-elitreto, acelerômetros comerciais, sistema de aquisição de dados e um computador. Vale ressaltar, também, que foram realizados ensaios dinâmicos tanto à frequência constante quanto à frequência variável, para avaliar a resposta do sensor em diferentes casos. Por fim, é importante destacar que a configuração escolhida para os experimentos foi engastada-livre com excitação de base, visto que é uma condição simples de ser implementada, tanto nos ensaios quanto nos modelos computacionais.

Comenta-se, então, como são feitos os experimentos. De início, com o gerador de sinal, é enviada uma entrada pré definida, fazendo com que o *shaker* excite a viga. A partir disso, o movimento da viga é monitorado por três sensores, sendo dois acelerômetros, um localizado na base e outro na ponta da viga, e o piezoelitreto, localizado próximo à região de engastamento, na qual é esperado a obtenção dos valores mais elevados em termos de deformação. Os sinais captados, por sua vez, são enviados para uma placa de aquisição de dados, posteriormente, para um computador, para que o processamento seja feito. Assim, tem-se uma representação do *setup* elaborado exibido na Figura 5, na qual também é possível observar a distância do centro dos sensores até o início do engastamento da viga. Vale ressaltar, também, que o piezoelitreto é aproximadamente um quadrado com lado de 30 *mm*.

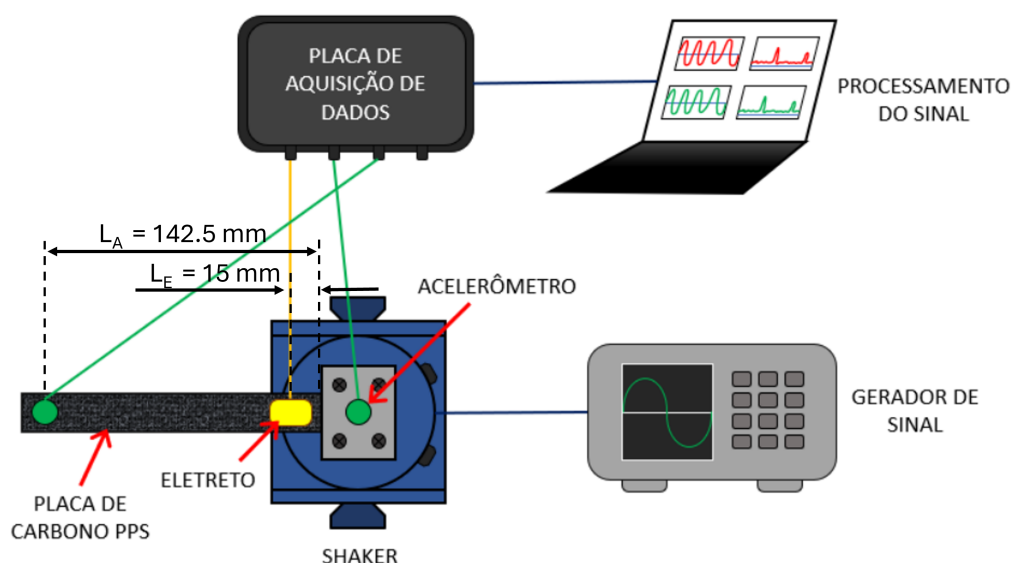


Figura 5 – Representação esquemática do *setup* experimental. Fonte: próprio autor.

Em relação à estrutura investigada, foi utilizada uma viga de carbono PPS, isto é, um compósito termoplástico que possui matriz de polissulfeto de fenileno com reforços de fibra de carbono, a qual é composta pelo empilhamento de 7 camadas bidirecionais $[0/90^\circ]$ de 0.31 milímetros. Além disso, a viga possui um comprimento livre de 150 milímetro e largura de 30 milímetros. É válido ressaltar, também, que o material em questão é compósito de alto desempenho e, assim, é utilizado na indústria aeronáutica.

Além disso, para a realização dos ensaios, foi preciso colar o piezoelitreto na superfície da viga. É importante destacar que é imprescindível o uso de um material que possua uma boa capacidade de adesão, visto que, para que a estrutura seja monitorada, as deformações mecânicas devem ser transferidas de forma efetiva para o sensor. Foi utilizado, então, um adesivo à base de ciano-acrilato fabricado pela 3M, o *Scotch-Weld™*. Dessa forma, o adesivo utilizado e a configuração final podem ser vistas na Figura 6.



(a) Adesivo *Scotch-Weld™*. (b) Piezoelitreto colado.

Figura 6 – Colagem do sensor. Fonte: próprio autor.

Lembra-se, então, que foram realizados ensaios dinâmicos em duas configurações, isto é, frequência constante e frequência variável. Na primeira configuração, foram feitos ensaios em três frequências diferentes, sendo elas 25, 50 e 75 Hz . Por outro lado, na segunda configuração, foi feita uma varredura de frequências, de 15 à 2000 Hz . Vale ressaltar, também, que cada um dos casos foi ensaiado cinco vezes, com intuito de tornar os dados mais homogêneos, isto é, para evitar que alguma peculiaridade momentânea alterasse os resultados, foi realizado cinco ensaios para cada caso e, no processamento, foi feita uma média simples para obter os valores finais.

Além disso, para verificar a capacidade do sensor de monitorar danos em estruturas de material compósito, era preciso promover um dano na estrutura, para alterar sua resposta dinâmica. No entanto, para não danificá-lo, de fato, foi realizada a adição de uma massa extra, a qual foi composta pelo empilhamento de moedas, na extremidade livre da

viga. Foram considerados, então, dois casos de massa extra, sendo um de 20 gramas e outro de 40 gramas. Dessa forma, foi possível alterar as propriedades do material para analisar sua resposta em diferentes condições. Vale destacar, também, que cada caso de massa extra foi ensaiado considerando as diferentes configurações de frequência, sendo realizado, novamente, cinco ensaios para cada. Por fim, tem-se o *setup* experimental e o processamento de sinais durante a realização de um dos ensaios mostrados nas Figuras 7 e 8, respectivamente.

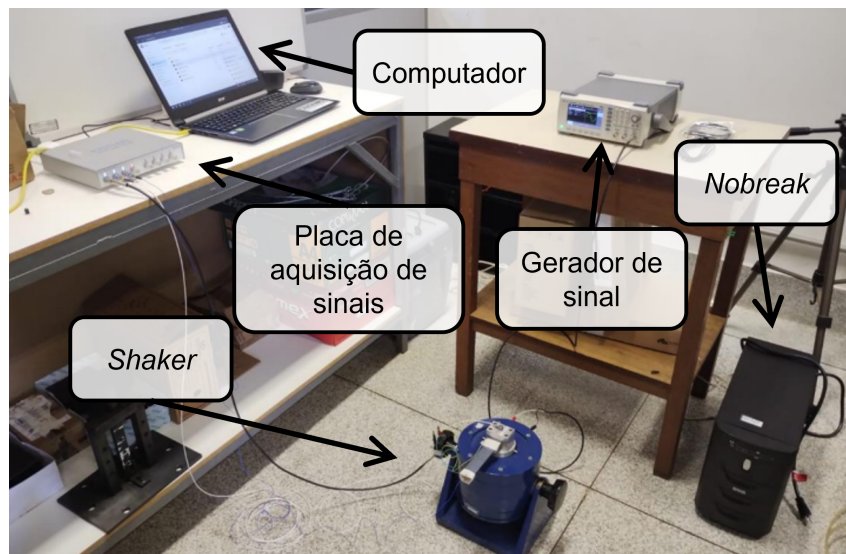


Figura 7 – *Setup* experimental. Fonte: próprio autor.

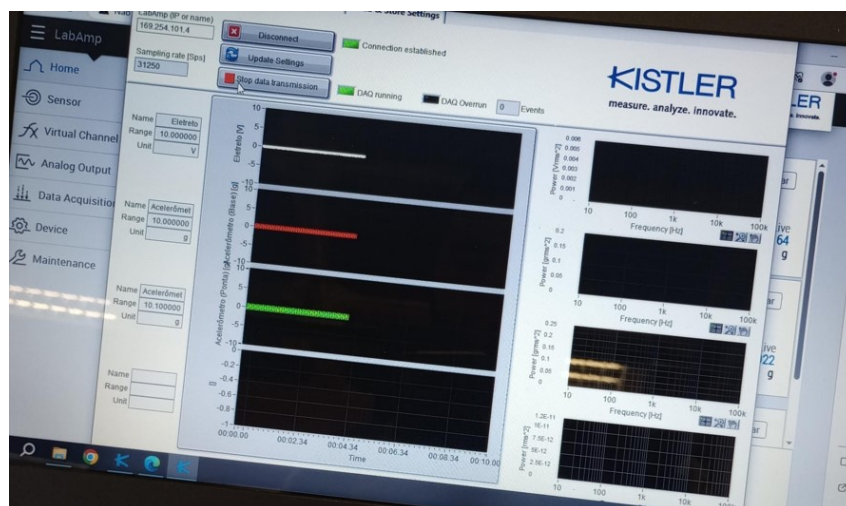


Figura 8 – Aquisição de sinais durante os ensaios. Fonte: próprio autor.

3.2 Processamento dos sinais aqisitados

Após a realização dos ensaios, foi preciso processar os dados obtidos. Em cada um dos experimentos feitos, foram retirados os valores de voltagem do piezoelreto e de

aceleração dos sensores comerciais ao longo do tempo. Um exemplo de dados adquiridos em um dos experimentos é mostrado na Figura 9.

Time	Eletreto [V]	Acelerômetro (Base) [g]	Acelerômetro (Ponta) [g]
0.00000000	-0.396445	0.156686	0.148786
0.00032000	-0.402897	0.157907	0.148698
0.00064000	-0.409415	0.159127	0.150525
0.00096000	-0.416957	0.160435	0.154818
0.00128000	-0.426396	0.162702	0.158627
0.00160000	-0.436816	0.165732	0.161863
0.00192000	-0.451028	0.168937	0.164814
0.00224000	-0.470363	0.171247	0.16827
0.00256000	-0.492336	0.172751	0.171727
0.00288000	-0.513175	0.174975	0.174941
0.00320000	-0.530374	0.176762	0.178596
0.00352000	-0.545109	0.177264	0.180709
0.00384000	-0.558995	0.178244	0.181282
0.00416000	-0.57203	0.179988	0.185003
0.00448000	-0.584935	0.182125	0.189208
0.00480000	-0.599256	0.18413	0.19207
0.00512000	-0.614864	0.186942	0.196495
0.00544000	-0.630057	0.189405	0.198785
0.00576000	-0.644749	0.191432	0.200106

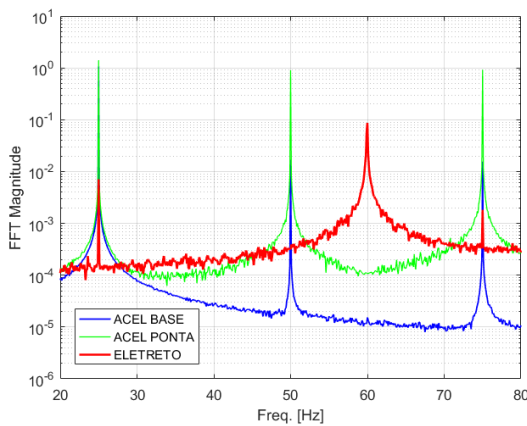
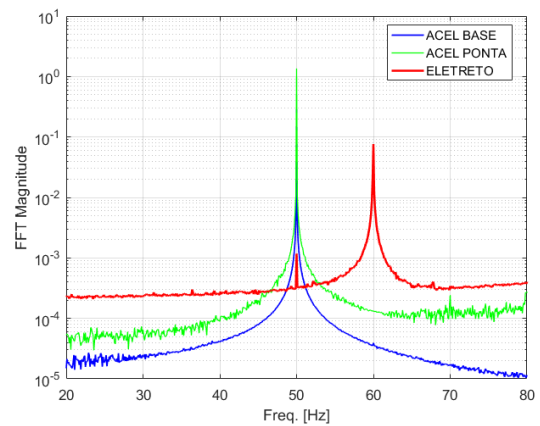
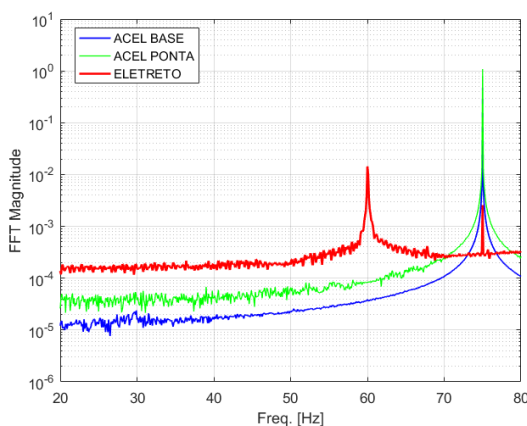
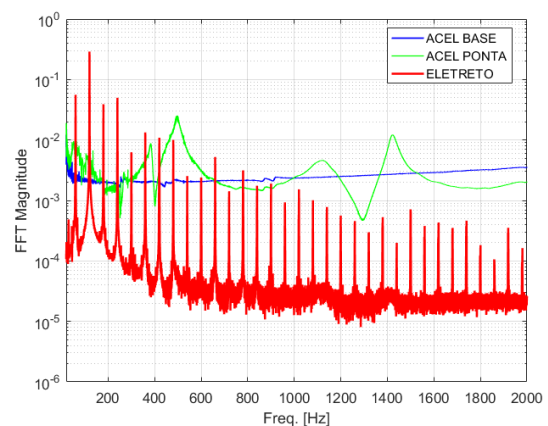
Figura 9 – Dados adquiridos durante os ensaios. Fonte: próprio autor.

Como discutido anteriormente, é mais interessante analisar a resposta no domínio da frequência, já que, a partir da resposta neste domínio, é possível identificar diferentes parâmetros, tais como frequências naturais e amortecimento. Dessa forma, os dados foram passados do domínio do tempo para o domínio da frequência, com auxílio de uma rotina computacional em *Matlab*, na qual é aplicada a FFT (Transformada Rápida de Fourier) nos valores obtidos de forma experimental. Vale comentar que a FFT consiste em um algoritmo que computa de maneira simplificada a Transformada de Fourier, por meio de sua forma discretizada. Nota-se, então, que a FFT é diferente da FRF por não ter, necessariamente, uma entrada relacionada, isto é, a primeira muda o domínio da resposta de um conjunto de dados enquanto a segunda é uma razão entre a resposta dinâmica da estrutura, a saída, e a forma que foi excitada, a entrada. Ressalta-se, por fim, que um dos códigos utilizados para a aplicação desse procedimento é exibido no Apêndice A deste documento.

3.3 Resultados

Analisam-se, então, os resultados encontrados. Considerando, de início, a configuração sem adição de massa extra, tem-se os resultados exibidos na Figura 10. Ao observar os resultados dos ensaios realizados à frequência constante, nota-se que os acelerômetros comerciais apresentaram picos na frequência de excitação e em seus respectivos harmônicos, o que era esperado. No entanto, o comportamento do piezoeletreto foi um pouco diferente. Apesar de também apresentar picos na frequência de excitação e em seus múltiplos, este

sensor apresentou, independentemente da frequência de excitação, um pico adicional em 60 Hz . Isso se dá por conta da influência da rede elétrica do laboratório no sinal do piezoelretero, o que afetou os resultados mesmo com os ensaios sendo realizados com o auxílio de um *nobreak* e com um filtro para tentar impedir tal interferência. Ao observar, agora, os resultados dos ensaios realizados à frequência variável, nota-se que o piezoelretero apresenta um sinal de baixa qualidade e não condizente com o esperado, por conta de ruídos e da interferência da rede elétrica. Por outro lado, os acelerômetros comerciais apresentaram curvas mais próximas do esperado, em especial o acelerômetro localizado na ponta da viga, por ter sido colocado em uma região com vibração de maior amplitude. Embora seja possível observar que as curvas referentes aos acelerômetros possuem bastante ruído nas frequências iniciais, também é possível verificar, especialmente no acelerômetro localizado na extremidade livre da viga, fatores relacionados às características naturais da estrutura, tais como picos e vales em determinadas frequências.

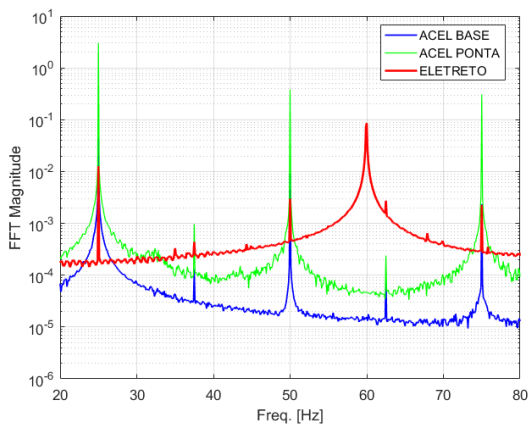
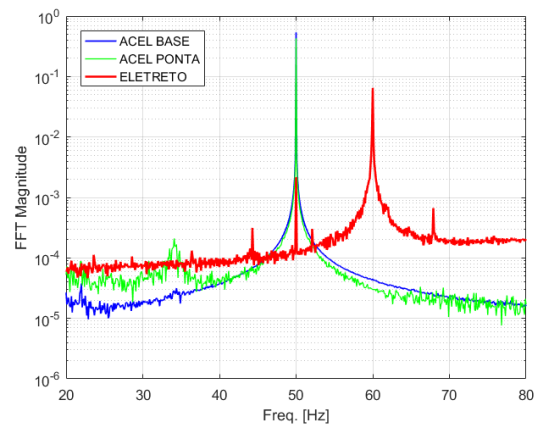
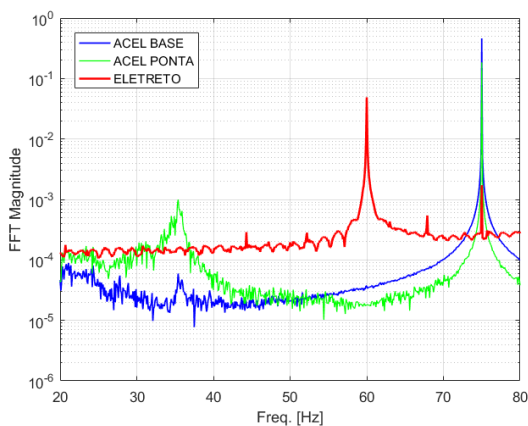
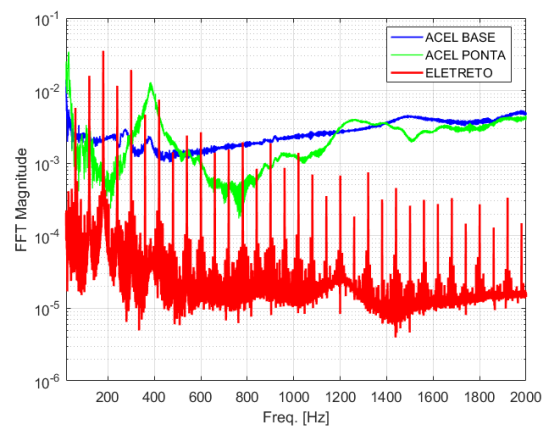
(a) Frequência constante - 25 Hz .(b) Frequência constante - 50 Hz .(c) Frequência constante - 75 Hz .

(d) Frequência variável.

Figura 10 – Resultados para os ensaios sem massa adicional. Fonte: próprio autor.

Considerando os casos com massa adicional para variar a resposta dinâmica da estrutura, tem-se os resultados para massa de 20 e 40 gramas mostrados nas Figuras 11 e 12, respectivamente. Mais um vez, ao observar os resultados obtidos nos experimentos

feitos à frequência constante, percebe-se que os acelerômetros comerciais apresentaram picos na frequência de excitação e seus respectivos harmônicos, como esperado. Além disso, de novo, nota-se que o comportamento do piezoeletreto diferiu do esperado e, mesmo apresentando os picos na frequência de excitação e seus múltiplos, ainda sofreu interferência da rede elétrica, visto que é possível enxergar o pico adicional em 60 Hz nas respostas obtidas. Vale destacar, também, que o comportamento dos três sensores para o caso com massa adicional de 40g excitado à 50 Hz (Figura 11(b)) é diferente dos outros casos, visto que é possível observar, além do pico na frequência de excitação, picos em 25 e 75 Hz , ou seja, nesse caso, em específico, é possível verificar o aparecimento de sub-harmônicos na resposta da estrutura. Em relação aos ensaios feitos à frequência variável, é possível observar, assim como o caso anterior, que o piezoeletreto apresenta um sinal de baixa qualidade e diferente do esperado, devido ao ruído e à interferência da rede elétrica. Por outro lado, os acelerômetros comerciais apresentaram comportamentos mais próximos do esperado, principalmente o acelerômetro localizado na extremidade livre da viga. Por fim, embora seja possível observar, novamente, fatores relacionados aos parâmetros da estrutura, como picos em certas frequências, nota-se que, o aumento da massa promoveu um aumento do ruído.

(a) Frequência constante - 25 Hz .(b) Frequência constante - 50 Hz .(c) Frequência constante - 75 Hz .

(d) Frequência variável.

Figura 11 – Resultados para os ensaios com massa adicional de 20g . Fonte: próprio autor.

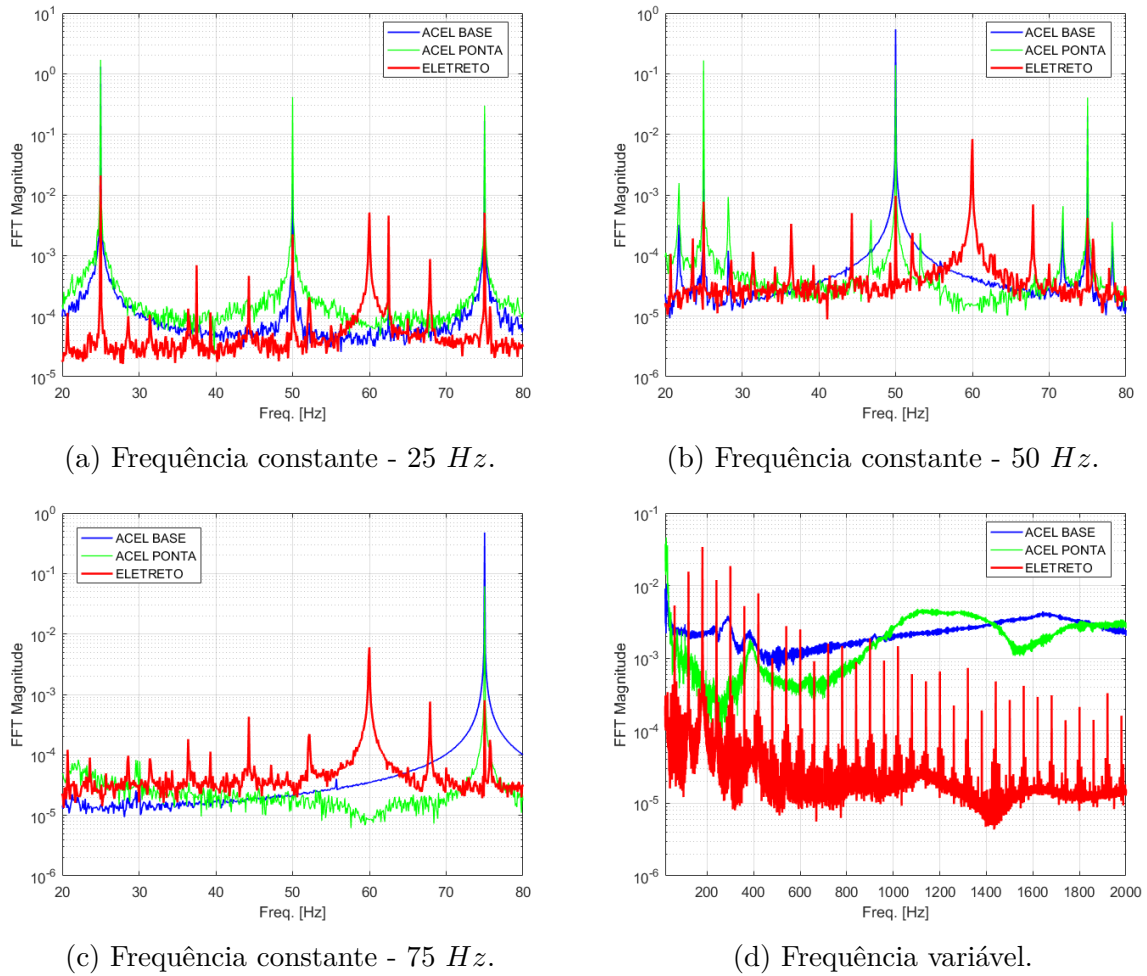
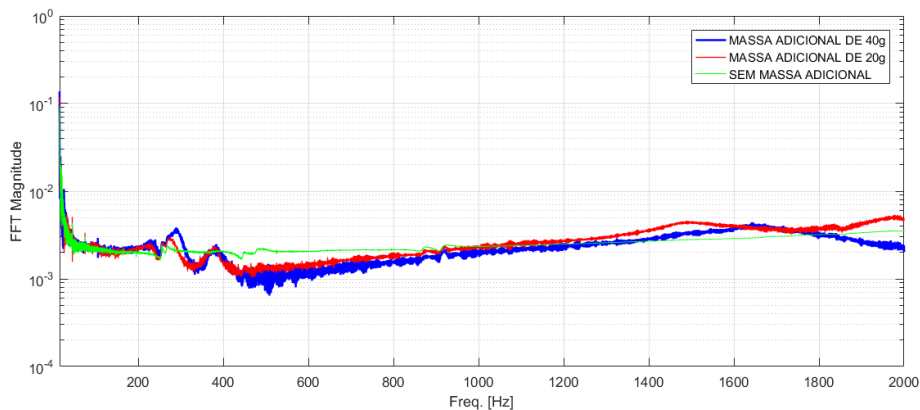


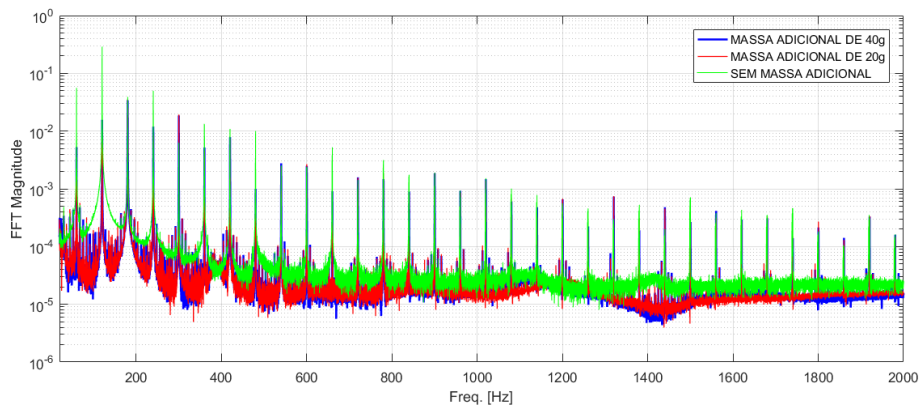
Figura 12 – Resultados para os ensaios com massa adicional de 40g. Fonte: próprio autor.

Ainda considerando os experimentos realizados à frequência variável, é feita uma comparação dos resultados encontrados para cada um dos sensores levando em conta os diferentes casos de massa, a qual é exibida na Figura 13. Novamente, nos valores obtidos pelo piezoeletreto, percebe-se que a influência da rede elétrica do laboratório tornou os resultados com comportamento bastante diferente do esperado e inconclusivos, visto que apresentam, basicamente, picos na frequência da rede e seus harmônicos. Por outro lado, nos resultados dos acelerômetros comerciais, é possível observar curvas mais próximas do esperado, isto é, além da presença de picos nos possíveis valores de frequências naturais, há um deslocamento desses picos com a mudança de massa, visto que as propriedades da estrutura foram alteradas. Vale ressaltar, de novo, que, com o aumento de massa, há um aumento de ruído. Além disso, nota-se uma mudança no comportamento das curvas, em especial no acelerômetro na extremidade livre da viga, para frequências maiores. Isso acontece porque, em alguns experimentos, observou-se, durante a aquisição de sinais, que o aumento da amplitude de vibração causada pela adição das massas promoveu acelerações extremas, as quais ultrapassaram os valores recomendados máximos dos acelerômetros, especialmente no acelerômetro localizado na ponta, o que tornou os resultados menos

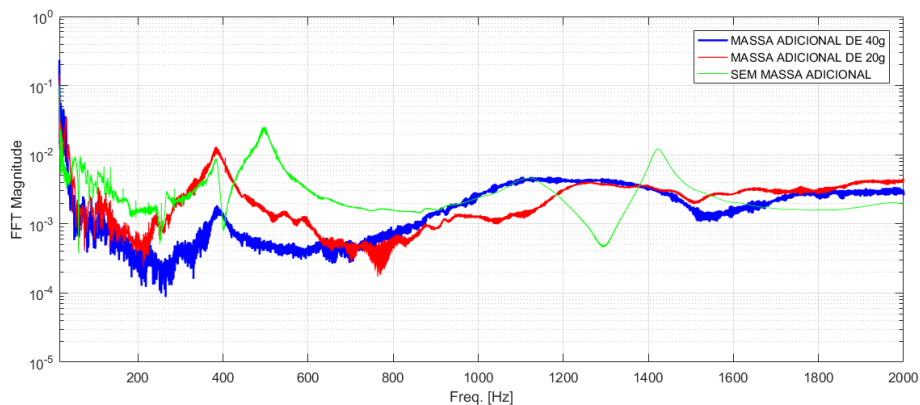
precisos.



(a) Acelerômetro da base.



(b) Piezoletreto.



(c) Acelerômetro da ponta.

Figura 13 – Resultados de cada sensor para diferentes massas considerando frequência variável (sinal de entrada do tipo *sweep*). Fonte: próprio autor.

Assim sendo, como considerações iniciais, tem-se que o piezoletreto é um candidato para monitorar danos em estruturas, visto que foi possível observar sua sensibilidade em detectar os efeitos vibracionais por meio dos picos na frequência de vibração e seus harmônicos nos experimentos realizados à frequência constante para os diferentes casos

de massa adicional. No entanto, para os ensaios feitos à frequência variável, não foi possível analisar sua capacidade de detectar mudanças na resposta da estrutura, como as frequências naturais e suas variações. Assim, para avançar na utilização deste sensor como ferramenta de monitoramento estrutural, é preciso aplicar métodos para tornar os resultados encontrados mais precisos, isto é, promover o tratamento de ruído e, principalmente, reduzir a interferência da rede elétrica, seja utilizando filtros e/ou pequenos circuitos elétricos.

4 ANÁLISE COMPUTACIONAL

4.1 Modelo computacional

Com o intuito de analisar o comportamento da estrutura e a resposta esperada dos sensores, realizaram-se análises modais computacionais para observar as frequências naturais e os modos de vibrar da viga, além das FRF's para os diferentes casos de massa. Para isso, utilizou-se o *software* de elementos finitos Abaqus. De início, foi construída a geometria da viga, considerando seu comprimento livre e a sua largura, como mostrado na Figura 14. Além disso, para a criação do material compósito, foi feita uma lâmina e depois realizado o empilhamento, considerando as sete camadas do material ensaiado. Para isso, foram utilizadas as propriedades mostradas na Tabela 1, além de uma densidade de 1557 kg/m^3 . Vale ressaltar, também, que os valores das propriedades do material utilizados foram obtidos de estudos anteriores feitos pelo GEA, nos quais realizaram ensaios mecânicos para obter as propriedades de interesse.

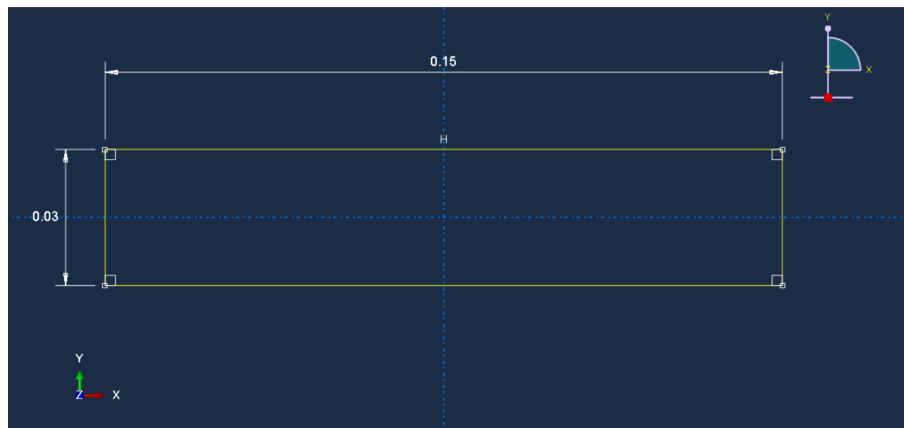


Figura 14 – Dimensões do modelo em MEF. Fonte: próprio autor.

Tabela 1 – Propriedades mecânicas do compósito utilizado. Fonte: próprio autor.

Propriedade	E_1 [GPa]	E_2 [GPa]	G_{12} [GPa]	G_{13} [GPa]	G_{23} [GPa]	ν_{12} [-]
Valor	59.8	56.8	3.4	3.4	3.4	0.06

Para a condição de contorno do modelo, foi feito um engaste em uma das extremidades da viga, como visto na Figura 15, travando seus seis graus de liberdade, isto é, todas as translações e rotações, representando, assim, uma configuração semelhante à utilizada nos experimentos. Em relação a malha utilizada, foi considerado um elemento de placa de primeira ordem com integração reduzida, o *S4R*. Sabe-se que os elementos do tipo *shell* utilizam a teoria da casca espessa ou a teoria de casca fina de Kirchhoff, a depender da espessura da estrutura. Apesar de não permitir a deformação por cisalhamento transversal

(Teoria de Reissner-Mindlin), estes elementos têm o grau de liberdade de rotação, conseguindo capturar a flexão. Por outro lado, tais elementos não conseguem captar um estado triaxial de tensão, quando comparados com um elemento sólido. Dessa forma, elementos do tipo *shell* são ideais para análise de estruturas submetidas a um estado plano de tensões, isto é, estruturas delgadas, como a viga utilizada nos experimentos, já que possuem boas hipóteses simplificadoras para o comportamento da estrutura na direção da espessura e boa eficiência computacional. Além disso, o elemento *S4R* tem apenas um ponto de integração, ao invés de quatro pontos e, apesar de não conseguir encontrar um gradiente de tensão dentro do próprio elemento, a integração reduzida evita a possibilidade de modos espúrios, isto é, não requer controle de *hourglass*, além de possuir um custo computacional menor em relação ao elemento *S4*. Dessa forma, por ser uma análise modal para modos de vibrar não muito elevados (até o 5º modo), foi optado por utilizar a integração reduzida. Para a definição do tamanho global aproximado do elemento, foi feita uma análise de convergência de malha, a qual será discutida em breve, de modo a encontrar uma malha que não seja grosseira ou refinada demais, o que provocaria resultados incoerentes ou alto custo computacional, respectivamente. Após essa análise, utilizou-se elementos de tamanho aproximado de 3 milímetros, encontrando a malha final mostrada na Figura 16.

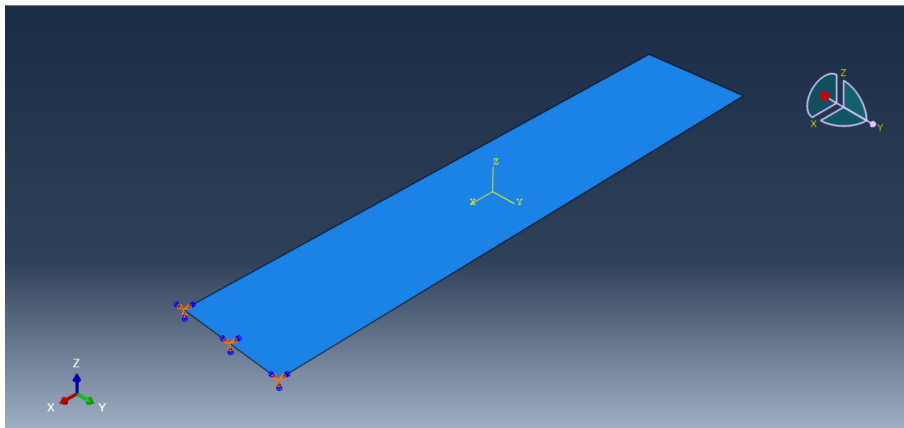


Figura 15 – Condições de contorno do modelo em MEF. Fonte: próprio autor

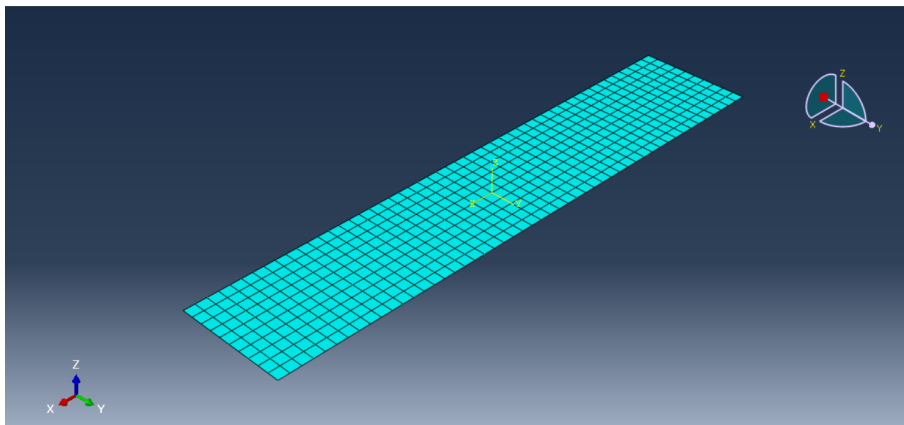


Figura 16 – Malha do modelo em MEF. Fonte: próprio autor

Além disso, para retirar as FRF's, foi preciso adotar, com base nos experimentos, pontos representativos para as posições dos sensores, os quais são mostradas na Figura 17. Neste momento, é válido ressaltar que não convém a análise do acelerômetro localizado na base, já que sua FRF seria unitária devido à entrada utilizada no modelo (aceleração de base). Para o acelerômetro da ponta, foi considerado um nó a uma distância de 6 milímetros da extremidade livre da viga. Para o piezoeletreto, foi considerado um nó próximo ao centro do sensor, isto é, 15 milímetros do engaste. Vale comentar, também, que os *sets* foram criados na linha central da viga, ou seja, a 15 milímetros das bordas laterais. Ressalta-se, por fim, que é possível encontrar o passo a passo feito durante a elaboração dos modelos utilizados nos Apêndices B e C deste documento. A partir destes, é possível observar outras informações, tais como *steps* e entradas utilizadas no modelo e a forma como foi criada a massa adicional, além de recriá-lo, caso seja de interesse.

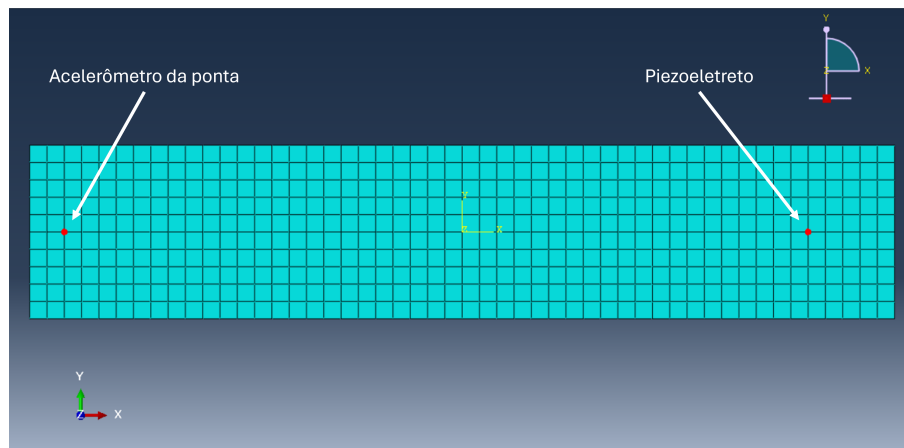


Figura 17 – Posições representativas dos sensores no modelo em MEF. Fonte: próprio autor

Antes de adentrar na discussão sobre os resultados obtidos, é válido comentar as limitações do modelo construído. De início, vale ressaltar que é um modelo simplificado considerando apenas o comprimento livre da viga, desprezando, assim, sua parte presa ao *shaker* e o dispositivo de fixação. Além disso, as posições representativas dos sensores foram determinadas utilizando o bom senso, sendo considerado um nó próximo à posição real, podendo diferir um pouco da sua posição verdadeira. Por fim, tem-se que as análises feitas foram não amortecidas, o que também influencia os resultados.

4.2 Resultados

4.2.1 Análise de convergência de malha

A análise de convergência de malha consiste em enriquecer a malha do modelo com o intuito de encontrar uma malha que seja suficientemente refinada, isto é, não seja grosseira a ponto de promover resultados incorretos ou muito refinada a ponto de

aumentar o custo computacional. Para isso, há duas formas de enriquecimento: o tipo H, o qual consiste em manter o grau da função aproximadora e aumentar o número de elementos, e o tipo P, que consiste em manter o número de elementos e aumentar o grau da função aproximadora. Foi escolhido o primeiro tipo, devido à maior familiaridade com o mesmo. Assim, o tamanho aproximado global e o número de elemento de cada malha analisada podem ser vistos na Tabela 2. Além disso, para tal análise, foram encontradas as frequências naturais dos primeiros sete modos considerando a estrutura sem massa adicional, verificando o erro relativo entre os valores encontrados em cada malha, os quais são mostrados na Tabela 3. Dessa maneira, considerando um erro percentual máximo de 0.5% para todos os modos, foi adotada a Malha 2.

Tabela 2 – Malhas utilizadas na análise de convergência de malha. Fonte: próprio autor.

Malha	Tamanho global aproximado [mm]	Número de elementos
Malha 1	6	125
Malha 2	3	500
Malha 3	1.5	2000

Tabela 3 – Análise de convergência de malha. Fonte: próprio autor.

Malhas Modo	Malha 1	Malha 2	Malha 3	Erro Relativo Malhas 1-2 [-]	Erro Relativo Malhas 2-3 [-]
	Frequência [Hz]				
1° modo de flexão	96.51	96.50	96.49	0.01%	0.00%
1° modo de torção	401.14	400.35	399.67	0.20%	0.17%
2° modo de flexão	603.82	602.06	601.62	0.29%	0.07%
3° modo de flexão	1139.48	1150.61	1153.25	0.97%	0.23%
2° modo de torção	1309.57	1307.39	1305.42	0.17%	0.15%
4° modo de flexão	1688.51	1674.56	1671.09	0.83%	0.21%
5° modo de flexão	2513.87	2508.29	2504.71	0.22%	0.14%

4.2.2 Análise modal

Considerando o caso sem massa adicional, tem-se as frequências naturais e os seis primeiros modos de vibração exibidos na Tabela 4 e Figura 18, respectivamente.

Tabela 4 – Frequências naturais da estrutura sem massa adicional. Fonte: próprio autor.

Modo de Vibração	Frequência [Hz]
1° modo de flexão	96.49
1° modo de torção	400.35
2° modo de flexão	602.06
3° modo de flexão	1150.61
2° modo de torção	1307.39
4° modo de flexão	1674.56
3° modo de torção	2508.29

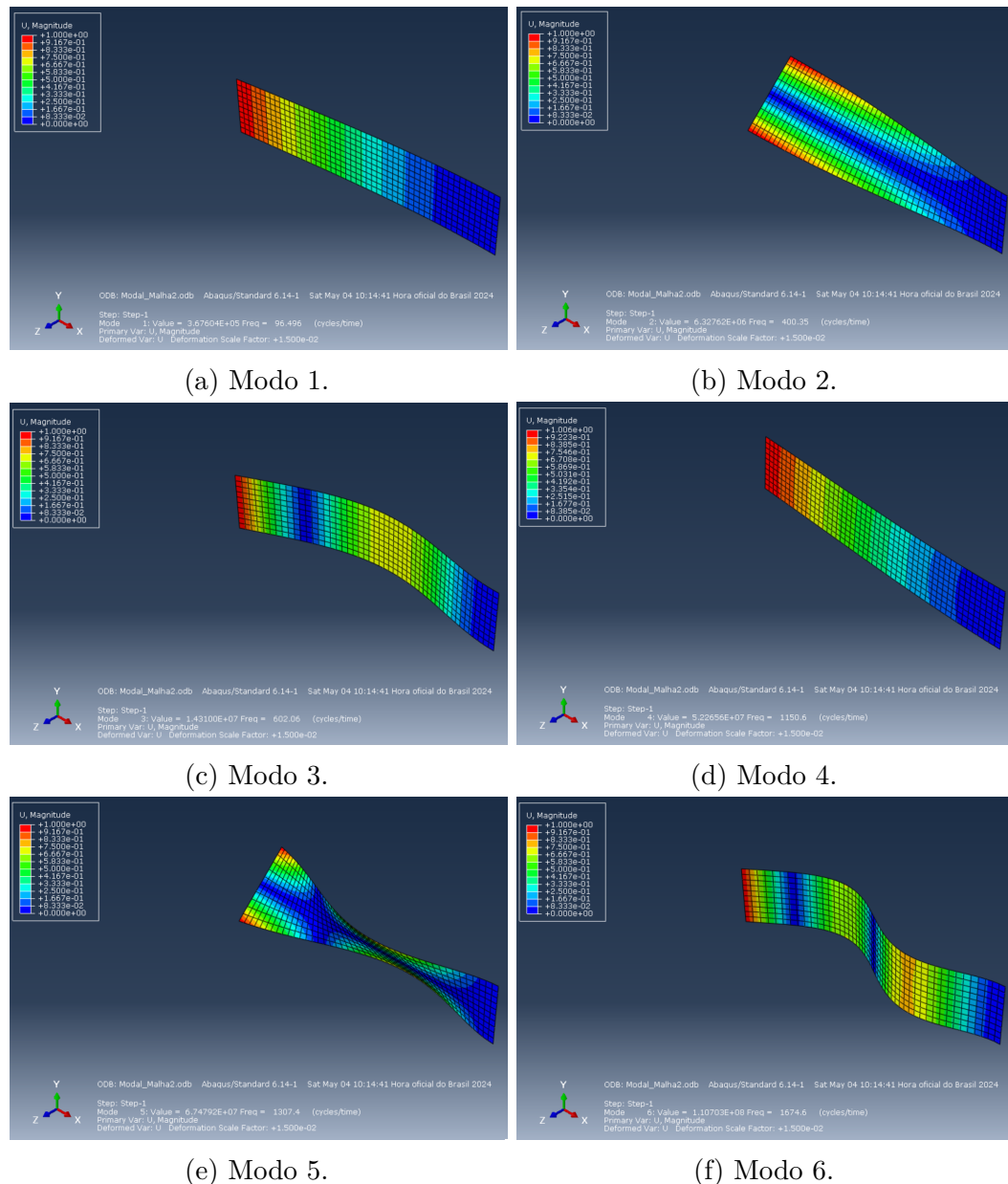


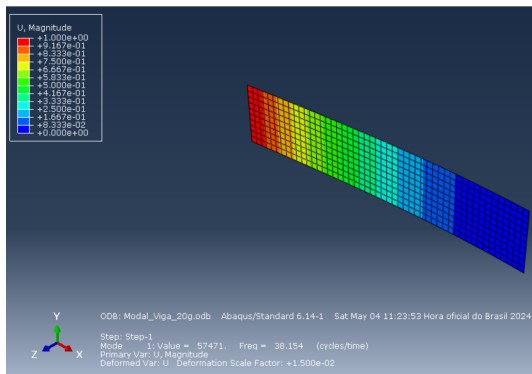
Figura 18 – Representação dos modos de vibrar da estrutura sem massa adicional. Fonte: próprio autor.

Observando os modos de vibração, é possível notar que o segundo e o quinto modo são modos relacionados à torção da estrutura, a qual ocorre em relação a sua linha central. Dessa forma, como as posições representativas dos sensores foram determinadas sobre essa linha, é esperado que tais modos não sejam tão perceptíveis nas FRF's.

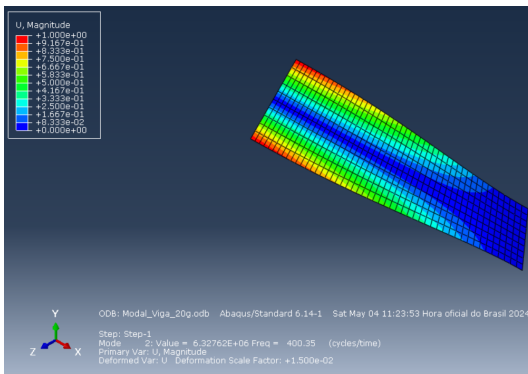
Para os casos com massa adicional, tem-se as frequências naturais e os seis primeiros modos de vibrar para massa de 20 e 40 gramas exibidos nas Tabelas 5 e 6 e nas Figuras 19 e 20, respectivamente. Novamente, os modos de torção ocorrem em relação a linha central e, assim, espera-se que tais modos não sejam tão evidentes nas FRF's. Além disso, para o caso de massa adicional de 40 gramas, nota-se que foi alterado não só os valores de frequência dos modos de flexão mas também a ordem dos modos de vibração.

Tabela 5 – Frequências naturais da estrutura com massa adicional de 20g. Fonte: próprio autor.

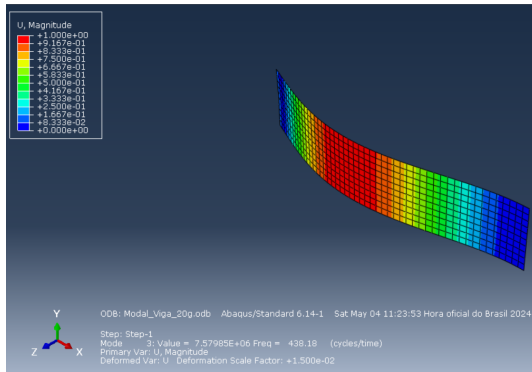
Modo de Vibração	Frequência [Hz]
1° modo de flexão	38.15
1° modo de torção	400.35
2° modo de flexão	438.18
3° modo de flexão	474.21
2° modo de torção	1307.39
4° modo de flexão	1362.13
3° modo de torção	2508.29



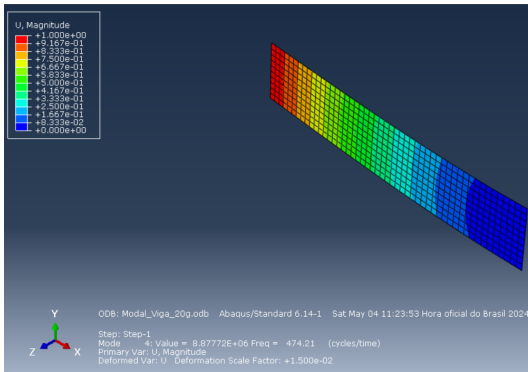
(a) Modo 1.



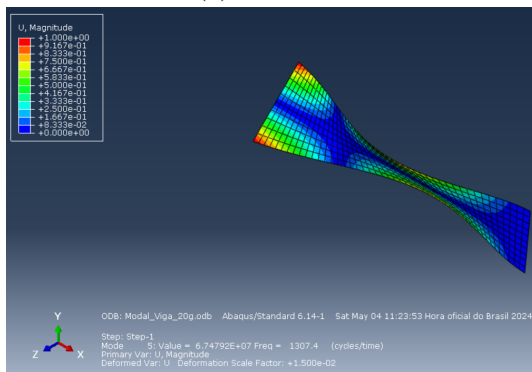
(b) Modo 2.



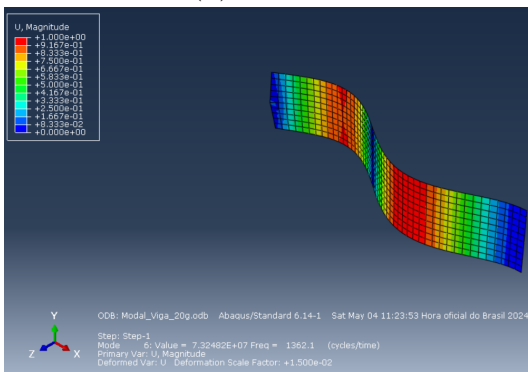
(c) Modo 3.



(d) Modo 4.



(e) Modo 5.

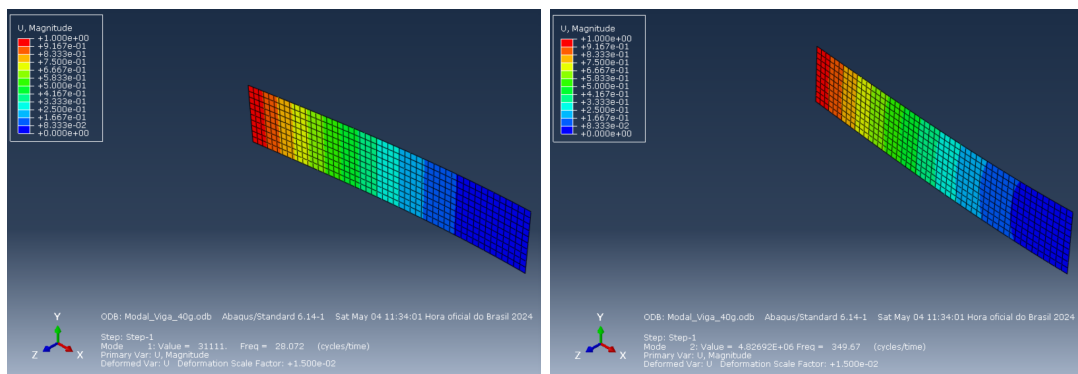


(f) Modo 6.

Figura 19 – Representação dos modos de vibrar da estrutura com massa adicional de 20g. Fonte: próprio autor.

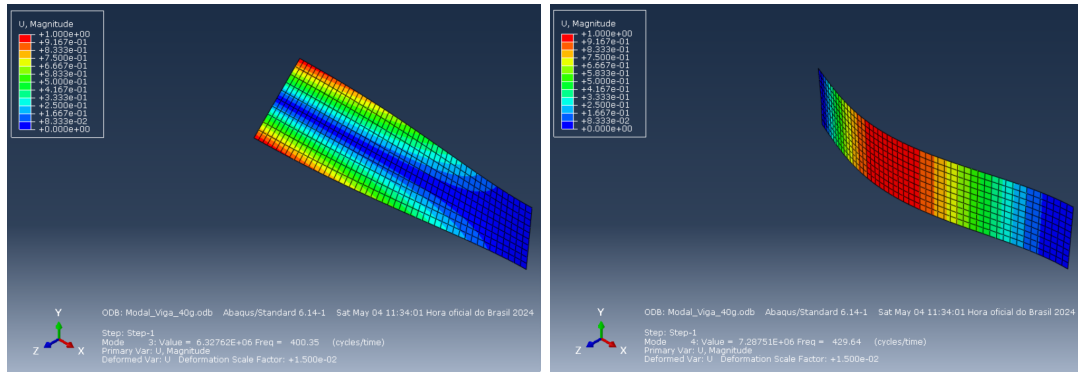
Tabela 6 – Frequências naturais da estrutura com massa adicional de 40g. Fonte: próprio autor.

Modo de Vibração	Frequência [Hz]
1° modo de flexão	28.07
2° modo de flexão	349.67
1° modo de torção	400.35
3° modo de flexão	429.65
2° modo de torção	1307.39
4° modo de flexão	1351.99
5° modo de flexão	2321.28



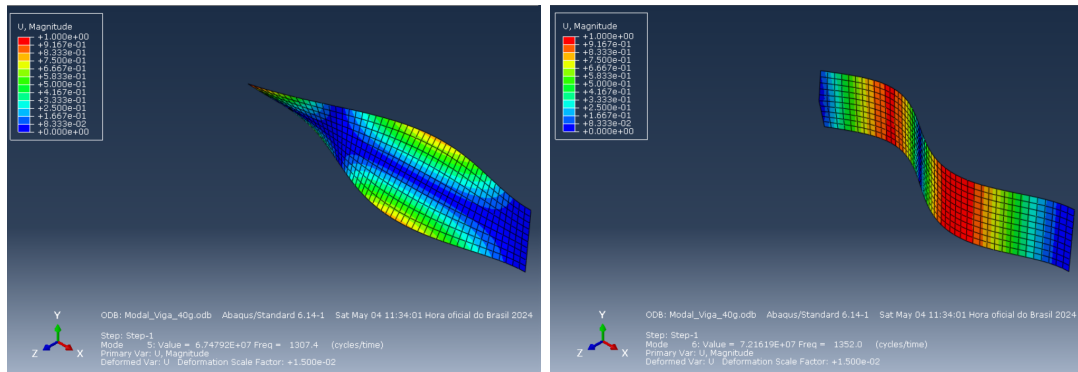
(a) Modo 1.

(b) Modo 2.



(c) Modo 3.

(d) Modo 4.

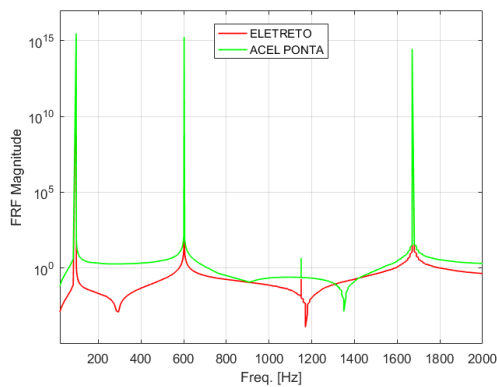


(e) Modo 5.

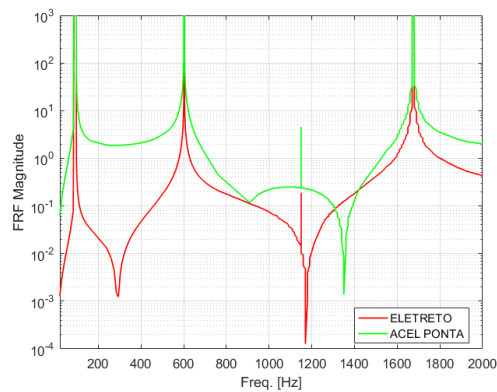
(f) Modo 6.

Figura 20 – Representação dos modos de vibrar da estrutura com massa adicional de 40g. Fonte: próprio autor.

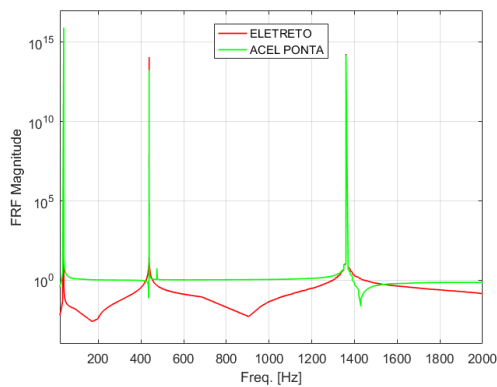
Para obter as FRF's computacionais, foi utilizado o próprio *software* de MEF, no qual foi criado um *XY Data* a partir dos *outputs*, selecionando a magnitude da aceleração como saída. Como foi adotada uma entrada unitária na construção do modelo, tem-se que a FRF é a própria aceleração encontrada. Considerando as FRF's obtidas, notou-se que os picos de ressonâncias apresentavam altas magnitudes, o que era esperado, por ser uma análise não amortecida. Dessa forma, para uma melhor visualização do comportamento das curvas, fez-se um corte no eixo das ordenadas. Assim, tem-se os resultados de cada sensor para os diferentes casos de massa adicional mostrados na Figura 21.



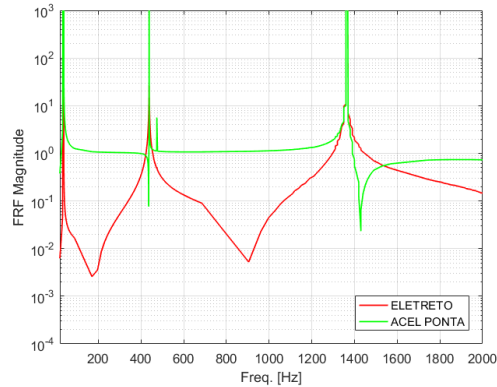
(a) Sem massa adicional.



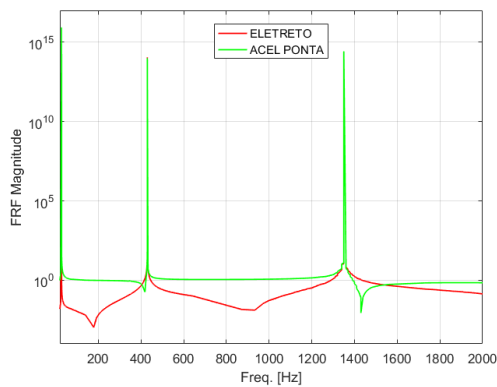
(b) Sem massa adicional - Detalhe.



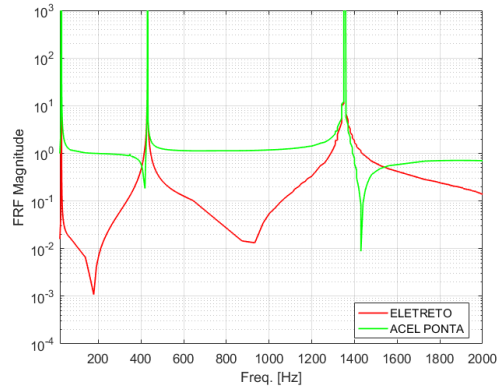
(c) Com massa adicional de 20g.



(d) Com massa adicional de 20g - Detalhe.



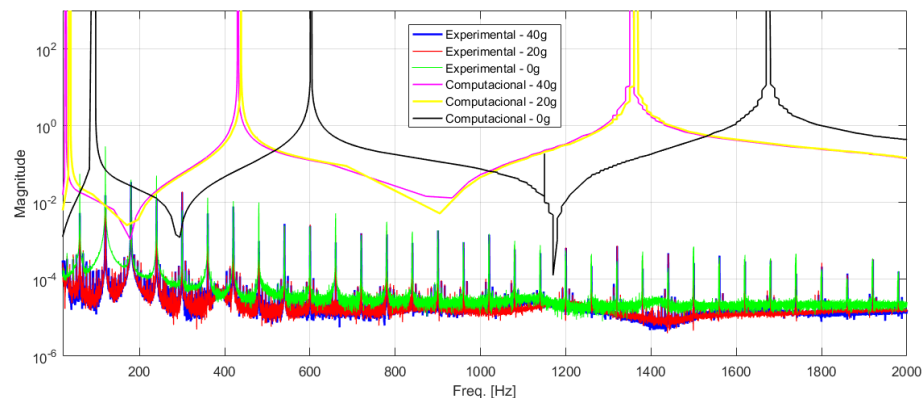
(e) Com massa adicional de 40g.



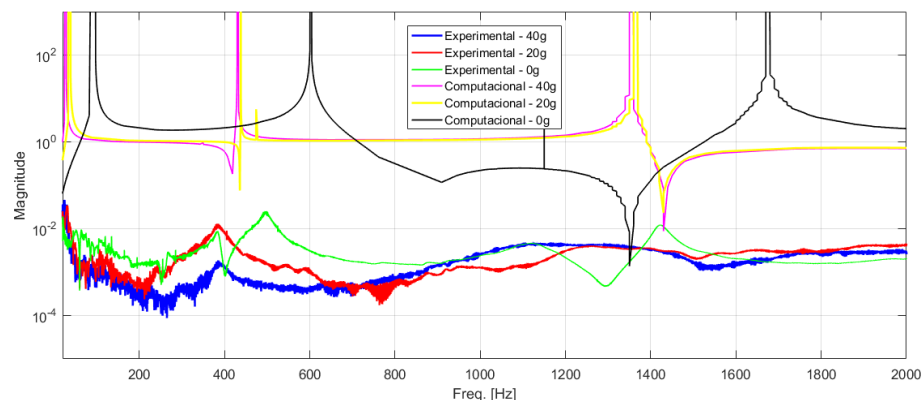
(f) Com massa adicional de 40g - Detalhe.

Figura 21 – FRF's encontradas computacionalmente. Fonte: próprio autor.

Observa-se, então, o que era esperado que os sensores captassem em cada caso. Além disso, nota-se que, no geral, os sensores deveriam ter um comportamento semelhante, indicando as principais frequências da estrutura em cada um dos casos de massa adicional. Para uma melhor análise dos resultados, é válido comparar os valores experimentais e computacionais. Dessa maneira, na Figura 22, são exibidos os resultados encontrados experimentalmente e computacionalmente de cada sensor considerando os diferentes casos de dano.



(a) Piezoeletreto.



(b) Acelerômetro da ponta.

Figura 22 – Comparação entre os resultados experimentais e computacionais. Fonte: próprio autor.

É possível notar, então, uma certa consistência dos resultados experimentais, especialmente por conta do caso sem massa adicional medido pelo acelerômetro da ponta, o qual apresenta um comportamento semelhante ao computacional, diferindo um pouco devido ao não amortecimento do modelo. Para os casos com dano medidos pelo mesmo sensor, tem-se curvas com comportamento não tão semelhantes ao computacional, o que se deu por conta das extremas amplitudes e acelerações geradas pela adição da massa na ponta da viga, como já ressaltado anteriormente. Já em relação ao piezoeletreto, não é possível realizar uma comparação justa, visto que os valores experimentais não condizem nem um pouco com o esperado devido à interferência da frequência rede elétrica do laboratório. É

válido comentar, por fim, que os sinais experimentais e computacionais do piezoeletreto são de diferentes grandezas, isto é, nos experimentos foi medida a voltagem do sensor enquanto no modelo computacional foi retirada a aceleração de um ponto representativo. Para realizar uma comparação com a mesma grandeza, é preciso obter a matriz constitutiva do piezoeletreto, a qual exprime a relação entre deformação e voltagem do sensor, o que foge do escopo deste trabalho.

5 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

Concluí-se, portanto, que o novo sensor, o piezoeletreto, é um bom candidato para ser utilizado em sistemas de monitoramento de integridade estrutural, por conta de sua sensibilidade em detectar os efeitos vibracionais, como visto nos experimentos realizados à frequência constante. No entanto, para avançar na implementação destes sensores, ainda é preciso avaliá-lo mais a fundo, de forma a analisar melhor seu comportamento em experimentos à frequência variável. Dessa forma, nota-se que ainda é necessário tornar os resultados experimentais mais precisos e elaborar um modelo computacional mais complexo e semelhante ao caso de estudo.

Assim, como sugestão para os trabalhos futuros, recomenda-se promover a aplicação de métodos para tornas os resultados encontrados de forma experimental mais precisos, isto é, tratar o ruído do sensor e, principalmente, reduzir a interferência da rede elétrica no sinal, o que pode ser feito por meio da utilização de filtros e/ou elaboração de pequenos circuitos elétricos para cortar a frequência de rede e seus harmônicos. Sugere-se, também, a construção de um modelo computacional mais complexo por meio da exploração das limitações do modelo atual, ou seja, modelar a estrutura considerando seu tamanho real e o dispositivo de fixação no *shaker*, reavaliar os pontos representativos considerados para o piezoeletreto e os acelerômetros comerciais no modelo e promover análises considerando amortecimento.

REFERÊNCIAS

- ABDULKAREM, M. *et al.* Wireless sensor network for structural health monitoring: A contemporary review of technologies, challenges, and future direction. **Structural Health Monitoring**, SAGE Publications Sage UK: London, England, v. 19, n. 3, p. 693–735, 2020.
- ANTON, S. R.; SODANO, H. A. A review of power harvesting using piezoelectric materials (2003–2006). **Smart materials and Structures**, IOP Publishing, v. 16, n. 3, p. R1, 2007.
- BARBERO, E. J. **Introduction to Composite Materials Design**. [S.l.: s.n.]: CRC Press, 2010.
- BOUKABACHE, H.; ESCRIBA, C.; FOURNIOLS, J.-Y. Toward smart aerospace structures: Design of a piezoelectric sensor and its analog interface for flaw detection. **Sensors**, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 14, n. 11, p. 20543–20561, 2014.
- BROADHURST, M. G. *et al.* **Electrets**. [S.l.: s.n.]: Springer Science & Business Media, 2005. v. 33.
- CALLISTER, W. D. **Ciência e engenharia de materiais**. 2012.
- CRAIG, R. R.; KURDILA, A. J. **Fundamentals of structural dynamics**. [S.l.: s.n.]: John Wiley & Sons, 2006.
- FARRAR, C. R.; WORDEN, K. An introduction to structural health monitoring. **Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences**, The Royal Society London, v. 365, n. 1851, p. 303–315, 2007.
- HALE, J. Boeing 787 from the ground up. **Aero**, v. 4, n. 24, p. 7, 2006.
- LI, X. *et al.* Polymer electrets and their applications. **Journal of applied polymer science**, Wiley Online Library, v. 138, n. 19, p. 50406, 2021.
- MARQUES, D. *et al.* Structural health monitoring of sandwich structures based on dynamic analysis. **Latin American Journal of Solids and Structures**, SciELO Brasil, v. 15, p. e58, 2018.
- MEDEIROS, R. D. *et al.* A comparative assessment of different frequency based damage detection in unidirectional composite plates using mfc sensors. **Journal of Sound and Vibration**, Elsevier, v. 383, p. 171–190, 2016.
- MEDEIROS, R. de; BORGES, E. N.; TITA, V. Experimental analyses of metal-composite bonded joints: damage identification. **Applied Adhesion Science**, Springer, v. 2, p. 1–17, 2014.
- MEDEIROS, R. de; VANDEPITTE, D.; TITA, V. Structural health monitoring for impact damaged composite: a new methodology based on a combination of techniques. **Structural Health Monitoring**, SAGE Publications Sage UK: London, England, v. 17, n. 2, p. 185–200, 2018.

MONTALVAO, D.; MAIA, N. M. M.; RIBEIRO, A. M. R. A review of vibration-based structural health monitoring with special emphasis on composite materials. **Shock and vibration digest**, v. 38, n. 4, p. 295–324, 2006.

MOREIRA, M. *et al.* Piezoelectrets: a brief introduction. **IEEE Sensors Journal**, IEEE, v. 21, n. 20, p. 22317–22328, 2021.

OGATA, K. **System dynamics**. [*S.l.: s.n.*], 2004.

PONDROM, P. *et al.* Energy harvesting with single-layer and stacked piezoelectret films. **IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation**, IEEE, v. 22, n. 3, p. 1470–1476, 2015.

RAO, S. S.; YAP, F. F. **Mechanical vibrations**. [*S.l.: s.n.*]: Addison-Wesley New York, 1995. v. 4.

SARTORATO, M. *et al.* Computational model for supporting shm systems design: Damage identification via numerical analyses. **Mechanical Systems and Signal Processing**, Elsevier, v. 84, p. 445–461, 2017.

TITA, V. Composite structures design and analysis. **Dynamics of Smart Systems and Structures: Concepts and Applications**, Springer, p. 217–263, 2016.

APÊNDICES

APÊNDICE A – CÓDIGO EXEMPLO PARA PROCESSAMENTO DOS DADOS EXPERIMENTAIS

```
% --> Rotina para processamento dos dados
% Para exemplificar, considera-se o caso do Sweep Sem
Massa adicional

clc
clear
close all

% i) Input dos Dados Experimentais

load nobreak_sweep_SM_1.tab
load nobreak_sweep_SM_2.tab
load nobreak_sweep_SM_3.tab
load nobreak_sweep_SM_4.tab
load nobreak_sweep_SM_5.tab

% ii) Definição de Parâmetros Primários

time = nobreak_sweep_SM_1(:,1); % Time vector

elec1 = nobreak_sweep_SM_1(:,2); % Piezoelectrets Signal
- Experimento 1
acel_base1 = nobreak_sweep_SM_1(:,3); % Acelerometer
Base Signal - Experimento 1
acel_tip1 = nobreak_sweep_SM_1(:,4); % Acelerometer Tip
Signal - Experimento 1

elec2 = nobreak_sweep_SM_2(:,2); % Piezoelectrets Signal
- Experimento 2
acel_base2 = nobreak_sweep_SM_2(:,3); % Acelerometer
Base Signal - Experimento 2
acel_tip2 = nobreak_sweep_SM_2(:,4); % Acelerometer Tip
Signal - Experimento 2

elec3 = nobreak_sweep_SM_3(:,2); % Piezoelectrets Signal
- Experimento 3
acel_base3 = nobreak_sweep_SM_3(:,3); % Acelerometer
Base Signal - Experimento 3
acel_tip3 = nobreak_sweep_SM_3(:,4); % Acelerometer Tip
Signal - Experimento 3

elec4 = nobreak_sweep_SM_4(:,2); % Piezoelectrets Signal
- Experimento 4
```

```

acel_base4 = nobreak_sweep_SM_4(:,3); % Acelerometer
Base Signal - Experimento 4
acel_tip4 = nobreak_sweep_SM_4(:,4); % Acelerometer Tip
Signal - Experimento 4

elec5 = nobreak_sweep_SM_5(:,2); % Piezoelectrets Signal
- Experimento 5
acel_base5 = nobreak_sweep_SM_5(:,3); % Acelerometer
Base Signal - Experimento 5
acel_tip5 = nobreak_sweep_SM_5(:,4); % Acelerometer Tip
Signal - Experimento 5

% iii) Processamento dos dados

% Sampling frequency
Fs = 1/(time(2)-time(1)); % [Hz]
% Sampling period
T = 1/Fs; % [s]
% Length of signal
L = length(time(:,1));
% Frequency domain vector
freq = Fs*(0:(L/2))/L;

% a) FFT of Piezoelectrets
Y1 = fft(elec1);
Y2 = fft(elec2);
Y3 = fft(elec3);
Y4 = fft(elec4);
Y5 = fft(elec5);

% Compute two-sided spectrum P2 and then the single-
sided spectrum P1
% P2 = abs(Y/L);
% P1_1 = P2(1:L/2+1);
% P1_1(2:end-1) = 2*P1_1(2:end-1);

P2_1 = abs(Y1/L);
P2_2 = abs(Y2/L);
P2_3 = abs(Y3/L);
P2_4 = abs(Y4/L);
P2_5 = abs(Y5/L);

P1_1_1 = P2_1(1:L/2+1);

```

```

P1_1_2 = P2_2(1:L/2+1);
P1_1_3 = P2_3(1:L/2+1);
P1_1_4 = P2_4(1:L/2+1);
P1_1_5 = P2_5(1:L/2+1);

P1_1_1(2:end-1) = 2*P1_1_1(2:end-1);
P1_1_2(2:end-1) = 2*P1_1_2(2:end-1);
P1_1_3(2:end-1) = 2*P1_1_3(2:end-1);
P1_1_4(2:end-1) = 2*P1_1_4(2:end-1);
P1_1_5(2:end-1) = 2*P1_1_5(2:end-1);

% Média dos experimentos
P1_1 = (P1_1_1+P1_1_2+P1_1_3+P1_1_4+P1_1_5)/5;

% b) FFT of base acceleration
Y1 = fft(accel_base1);
Y2 = fft(accel_base2);
Y3 = fft(accel_base3);
Y4 = fft(accel_base4);
Y5 = fft(accel_base5);

% Compute two-sided spectrum P4 and then the single-
sided spectrum P3
% P4 = abs(Y/L);
% P1_2 = P4(1:L/2+1);
% P1_2(2:end-1) = 2*P1_2(2:end-1);

P4_1 = abs(Y1/L);
P4_2 = abs(Y2/L);
P4_3 = abs(Y3/L);
P4_4 = abs(Y4/L);
P4_5 = abs(Y5/L);

P1_2_1 = P4_1(1:L/2+1);
P1_2_2 = P4_2(1:L/2+1);
P1_2_3 = P4_3(1:L/2+1);
P1_2_4 = P4_4(1:L/2+1);
P1_2_5 = P4_5(1:L/2+1);

P1_2_1(2:end-1) = 2*P1_2_1(2:end-1);
P1_2_2(2:end-1) = 2*P1_2_2(2:end-1);
P1_2_3(2:end-1) = 2*P1_2_3(2:end-1);
P1_2_4(2:end-1) = 2*P1_2_4(2:end-1);
P1_2_5(2:end-1) = 2*P1_2_5(2:end-1);

```

```

% Média dos experimentos
P1_2 = (P1_2_1+P1_2_2+P1_2_3+P1_2_4+P1_2_5)/5;

% c) FFT of tip acceleration
Y1 = fft(accel_tip1);
Y2 = fft(accel_tip2);
Y3 = fft(accel_tip3);
Y4 = fft(accel_tip4);
Y5 = fft(accel_tip5);

% Compute two-sided spectrum P4 and then the single-
sided spectrum P3
% P4 = abs(Y/L);
% P1_3 = P4(1:L/2+1);
% P1_3(2:end-1) = 2*P1_3(2:end-1);

P4_1 = abs(Y1/L);
P4_2 = abs(Y2/L);
P4_3 = abs(Y3/L);
P4_4 = abs(Y4/L);
P4_5 = abs(Y5/L);

P1_3_1 = P4_1(1:L/2+1);
P1_3_2 = P4_2(1:L/2+1);
P1_3_3 = P4_3(1:L/2+1);
P1_3_4 = P4_4(1:L/2+1);
P1_3_5 = P4_5(1:L/2+1);

P1_3_1(2:end-1) = 2*P1_3_1(2:end-1);
P1_3_2(2:end-1) = 2*P1_3_2(2:end-1);
P1_3_3(2:end-1) = 2*P1_3_3(2:end-1);
P1_3_4(2:end-1) = 2*P1_3_4(2:end-1);
P1_3_5(2:end-1) = 2*P1_3_5(2:end-1);

% Média dos experimentos
P1_3 = (P1_3_1+P1_3_2+P1_3_3+P1_3_4+P1_3_5)/5;

% iv) Plot figures

% a) Plot Piezoelectrets
figure(1)
title('FFT voltage')

```

```

semilogy(freq,P1_1,'LineWidth',1.25)
xlim([20 2000])
grid on
xlabel('Freq. [Hz]')
ylabel('FRF Magnitude')
hold on

% b) Plot Base Acelerometer
figure(2)
title('FFT base acceleration')
semilogy(freq,P1_2,'LineWidth',1.25)
xlim([20 2000])
grid on
xlabel('Freq. [Hz]')
ylabel('FRF Magnitude')
hold on

% c) Plot Tip Acelerometer
figure(3)
title('FFT tip acceleration')
semilogy(freq,P1_3,'LineWidth',1.25)
xlim([10 2000])
grid on
xlabel('Freq. [Hz]')
ylabel('FRF Magnitude')
hold on

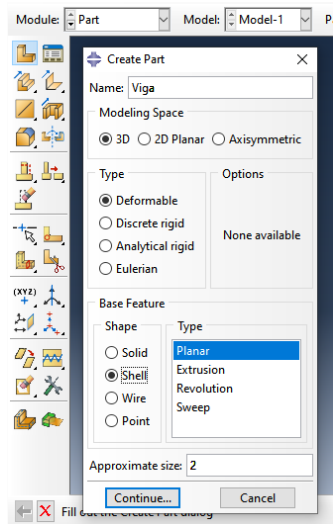
% d) Plot All Data
figure(4)
semilogy(freq,P1_2,'b','LineWidth',1.0)
hold on
semilogy(freq,P1_3,'g','LineWidth',0.75)
hold on
semilogy(freq,P1_1,'r','LineWidth',1.5)
xlim([20 2000])
grid on
xlabel('Freq. [Hz]')
ylabel('FRF Magnitude')
legend('FFT ACEL BASE','FFT ACEL PONTA','FFT
ELETRETO','Location','best')

```

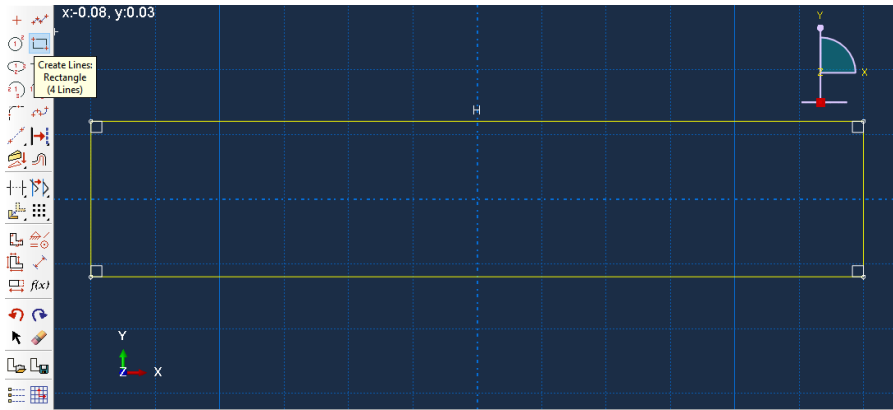

APÊNDICE B – TUTORIAL ABAQUS - ANÁLISE MODAL: FREQUÊNCIAS NATURAIS E MODOS DE VIBRAR

→ Geometria

1. Criar modelo no Abaqus
 - a. File → New Model Database → With Standard/Explicit Model
2. Selecionar “Part” no Module
3. Selecionar “Create Part”
 - a. Name: Viga
 - b. Modeling Space: 3D
 - c. Type: Deformable
 - d. Base Feature
 - i. Shape: Shell
 - ii. Type: Planar
 - e. Approximate size: 2



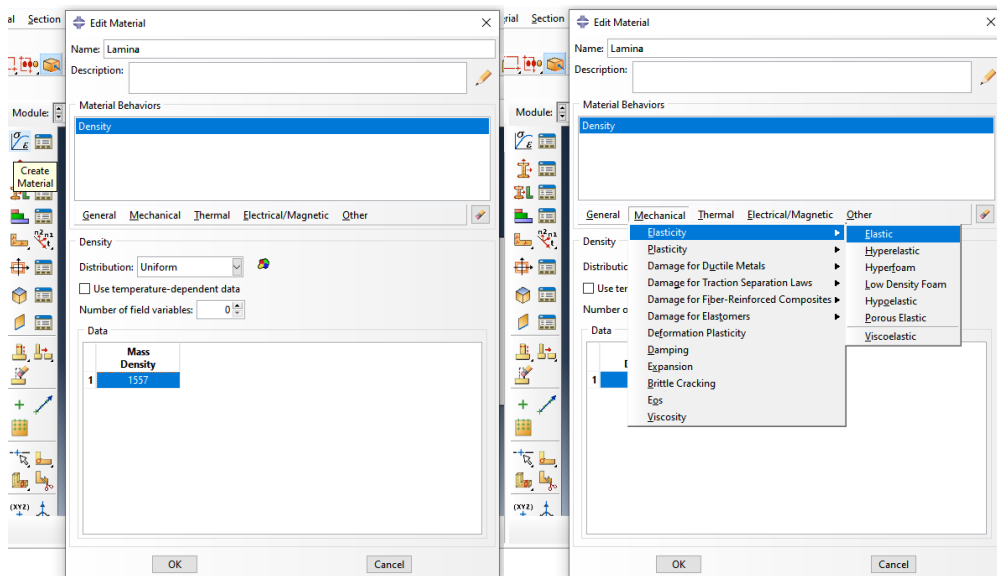
4. Clicar em “Continue...”
5. Selecionar “Create Line: Rectangle (4 lines)”
 - a. Na Caixa de Comando, colocar as coordenadas: $(-75e-3, -15e-3)$, $(75e-3, 15e-3)$
 - i. Ressalta-se que no Abaqus não há sistema de unidades pré-definido, então é importante adotar um sistema correto e garantir que os valores estão corretos. No exemplo em questão, utiliza-se o SI.
 - b. Deselecionar o comando



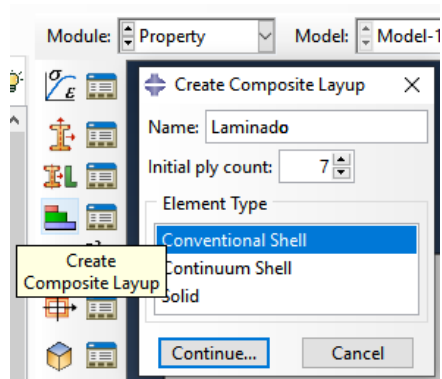
6. Clicar em “Auto-Fit View”
7. Clicar em “Done”

→ Material

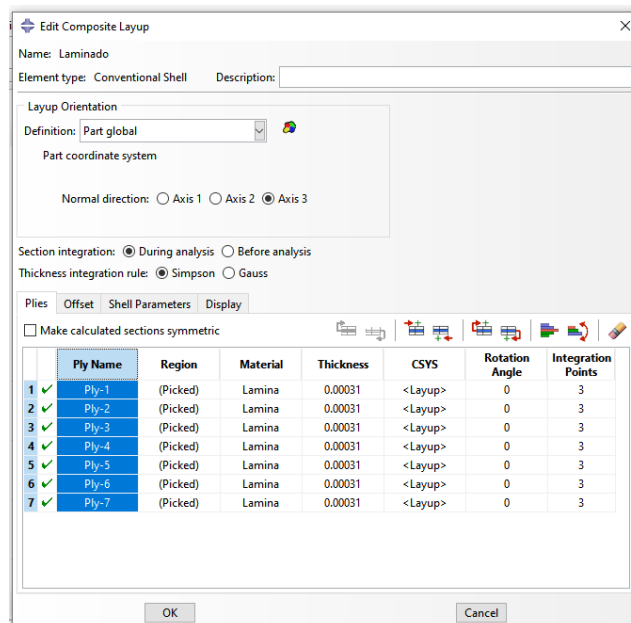
1. Selecionar “Properties” no Module
2. Selecionar “Create Material”
 - a. Name: Lamina
 - b. Colocar a densidade
 - i. General → Density
 1. Mass Density: 1557
 - c. Criar a lâmina
 - i. Mechanical → Elasticity → Elastic
 - ii. Type: Lamina
 - iii. E1: 59.8e9
 - iv. E2: 56.8e9
 - v. Nu12: 0.06
 - vi. G12 = G13 = G23: 3.4e9



3. Clicar em “Ok”
4. Selecionar “Create Composite Layup”
 - a. Name: Laminado
 - b. Initial ply count: 7
 - c. Element Type: Conventional Shell



5. Clicar em “Continue...”
 - a. Preencher a tabela como mostrado abaixo
 - i. Para selecionar todas as linhas, basta clicar duas vezes no nome da coluna
 - ii. Na região, selecionar a viga inteira e clicar em “Done”

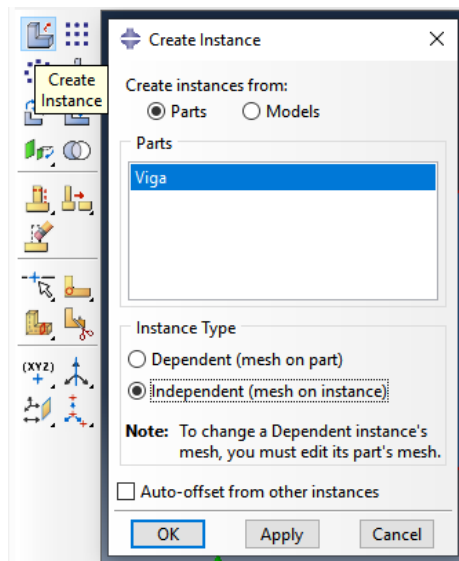


6. Clicar em “Ok”

→ Assembly

1. Selecionar “Assembly” no Module
2. Selecionar “Create Instance”
 - a. Create instance from: Parts

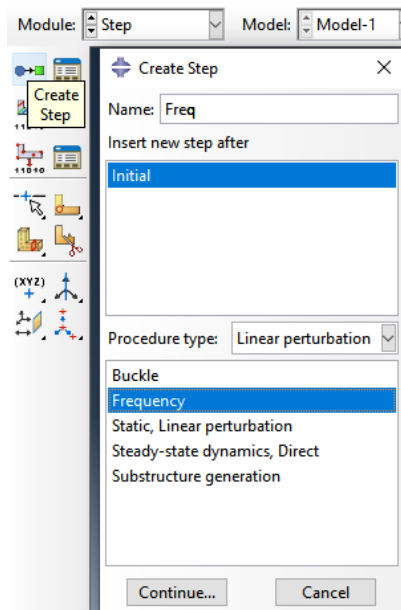
- b. Parts: Viga
- c. Instance Type: Independent (mesh on instance)



3. Clicar em “Ok”

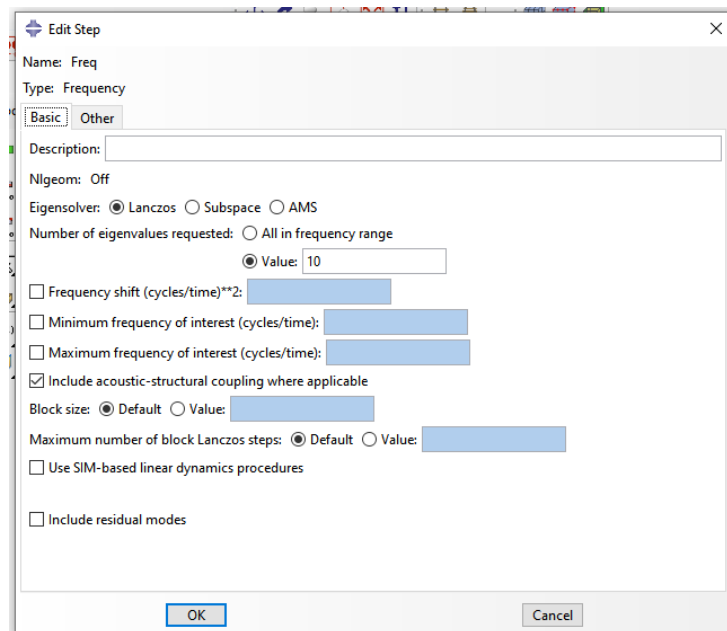
→ Steps

1. Selecionar “Step” no Module
2. Selecionar “Create Step”
 - a. Name: Freq
 - b. Insert new step after: Initial
 - c. Procedure type: Linear perturbation
 - d. Selecionar “Frequency”



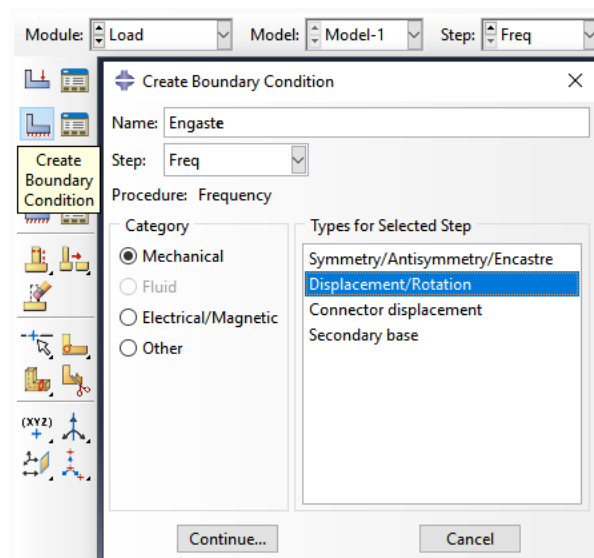
3. Clicar em “Continue...”

- a. Number of eigenvalues requested: Value: 10
4. Clicar em “Ok”

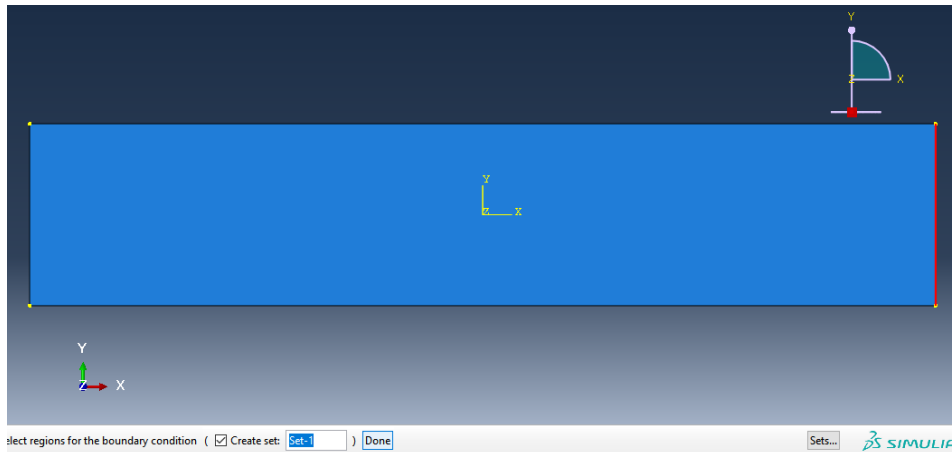


→ Condições de Contorno

1. Selecionar “Load” em Module
2. Selecionar “Create Boundary Condition”
 - a. Name: Engaste
 - b. Step: Freq
 - c. Category: Mechanical
 - d. Types for Selected Step: Displacement/Rotation



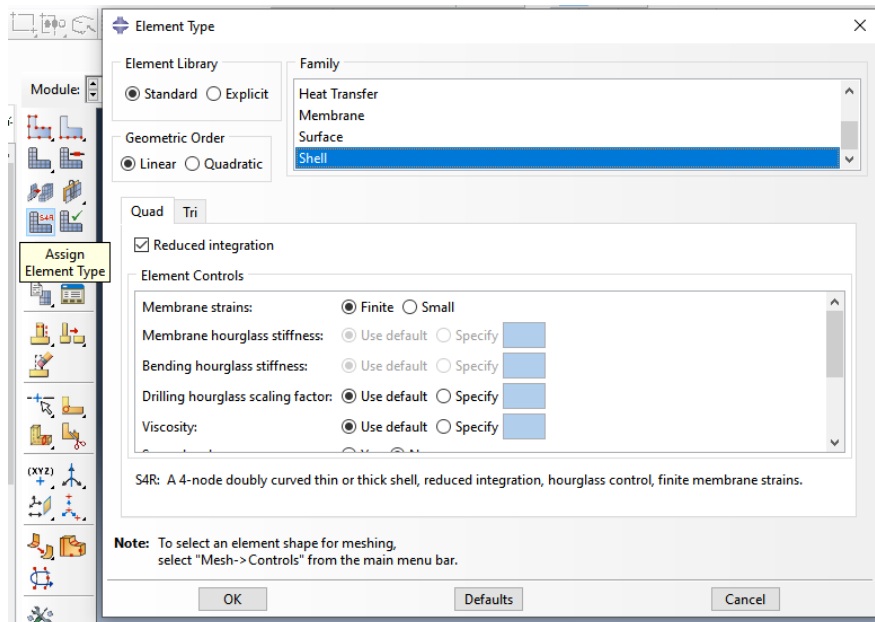
3. Clicar em “Continue...”
 - a. Selecionar a base da viga, como mostrado na figura



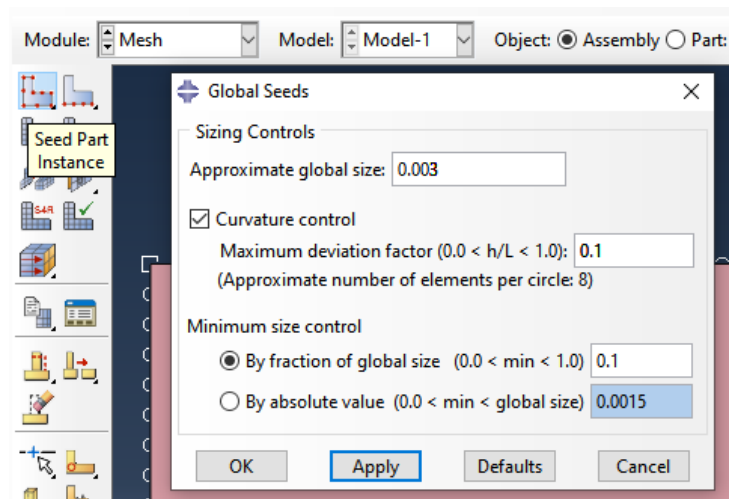
- b. Clicar em “Done”
 - c. Selecionar todas as caixas de seleção
4. Clicar em ‘Ok”

→ Geração de Malha

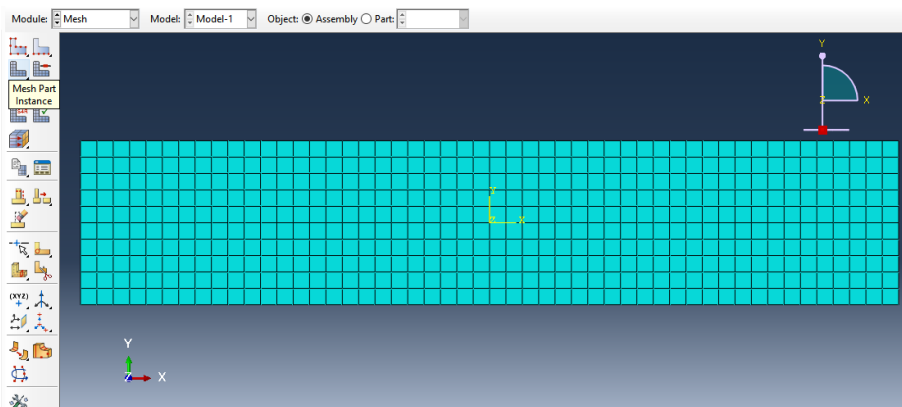
1. Selecionar “Mesh” em Module
2. Selecionar “Assign Element Type”
 - a. Element Library: Standard
 - b. Geometric Order: Linear
 - c. Family: Shell
 - d. Note que o elemento “S4R” aparecerá como selecionado



3. Clicar em “Ok”
4. Selecionar “Seed Part Instance”
 - a. Approximate global size: 0.003
5. Clicar em “Apply”

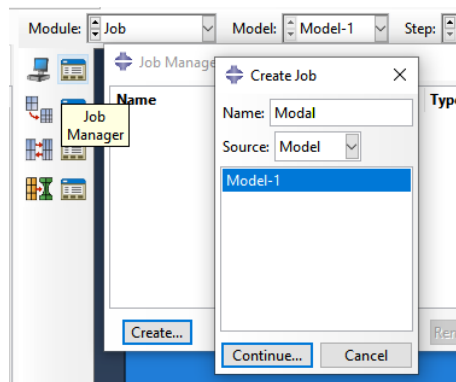


6. Clicar em “Ok”
7. Selecionar “Mesh Part Instance”
 - a. Ok to mesh the part instance?
8. Clicar em “Yes”

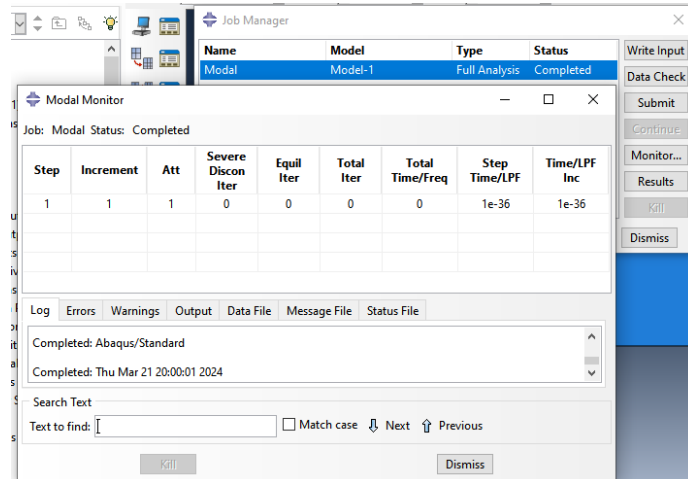


→ Job

1. Selecionar “Job” em Module
2. Selecionar “Job Manager”
3. Clicar em “Create”
 - a. Name: Modal



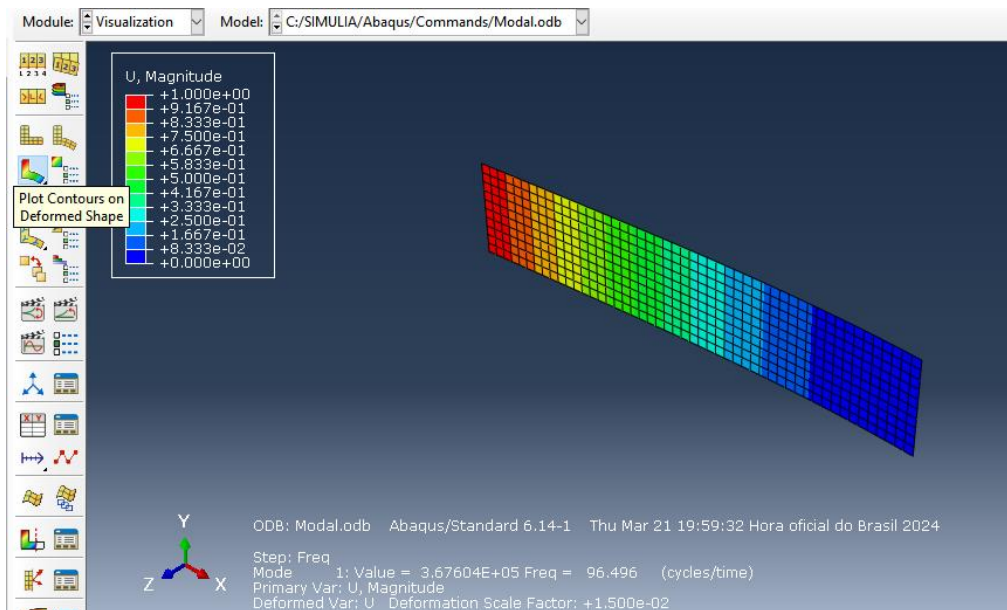
4. Clicar em “Continue...”
5. Clicar em “Ok”
6. Clicar em “Submit”
 - a. É possível acompanhar as iterações por meio da janela “Monitor...”
 - i. Em caso de erros, investigue o motivo do erro e corrija-o
 - ii. Em caso de avisos, determine se os avisos são relevantes, isto é, se é preciso mudar algo no modelo

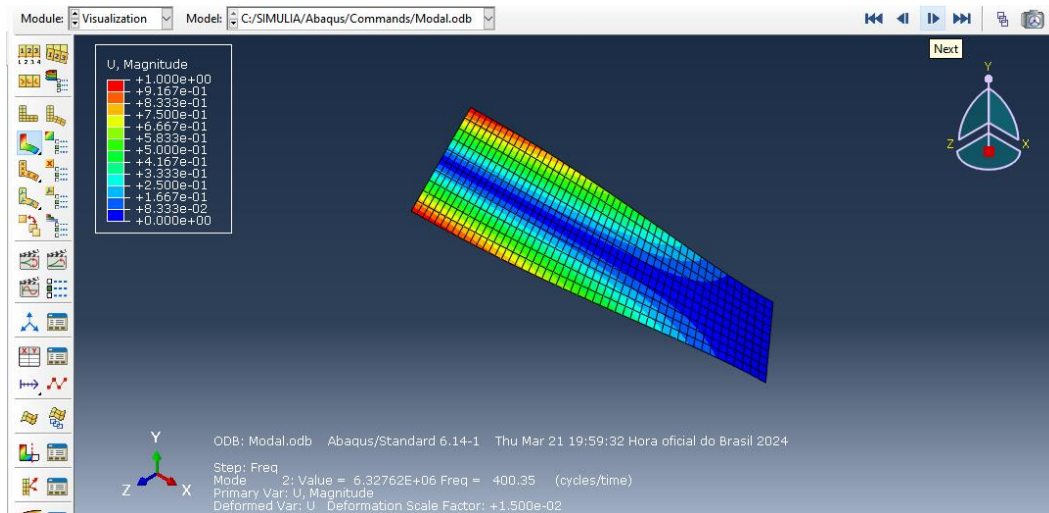


7. Após análise completa, clicar em “Results”

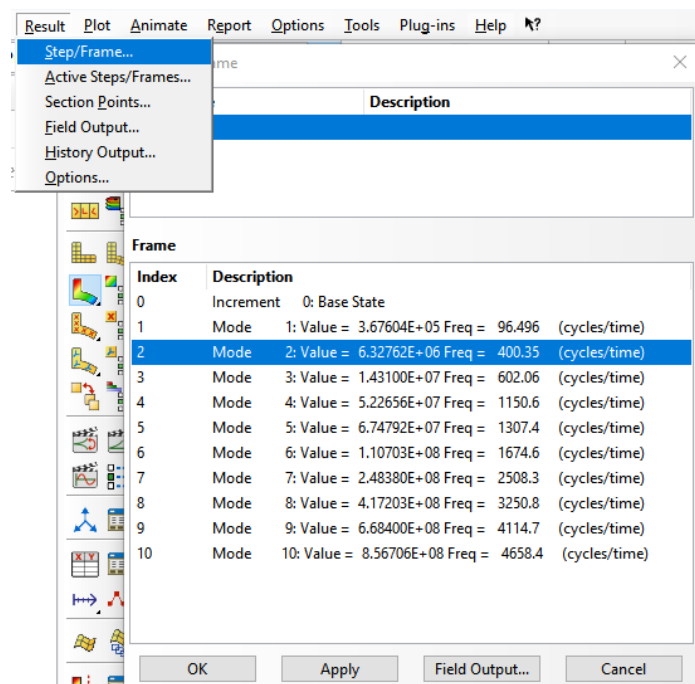
→ Resultados

1. Selecionar “Plot Contours on Deformed Shape”
2. Clicar em “Previous” ou “Next” para observar os autovalores, frequências e modos de vibrar da estrutura



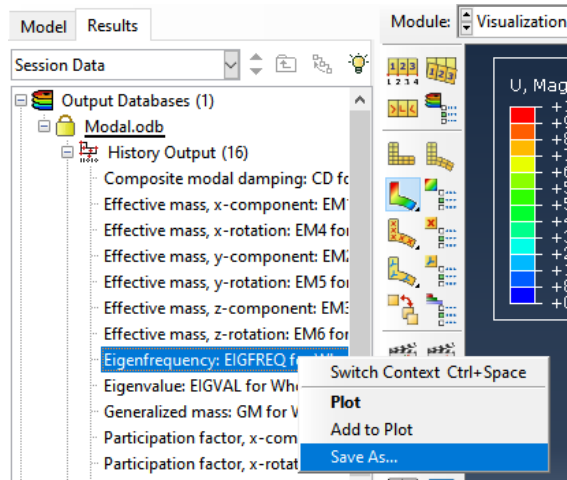


3. Para observar os resultados numéricos de forma mais concisa, na barra do menu principal:
 - a. Results → Step/Frame

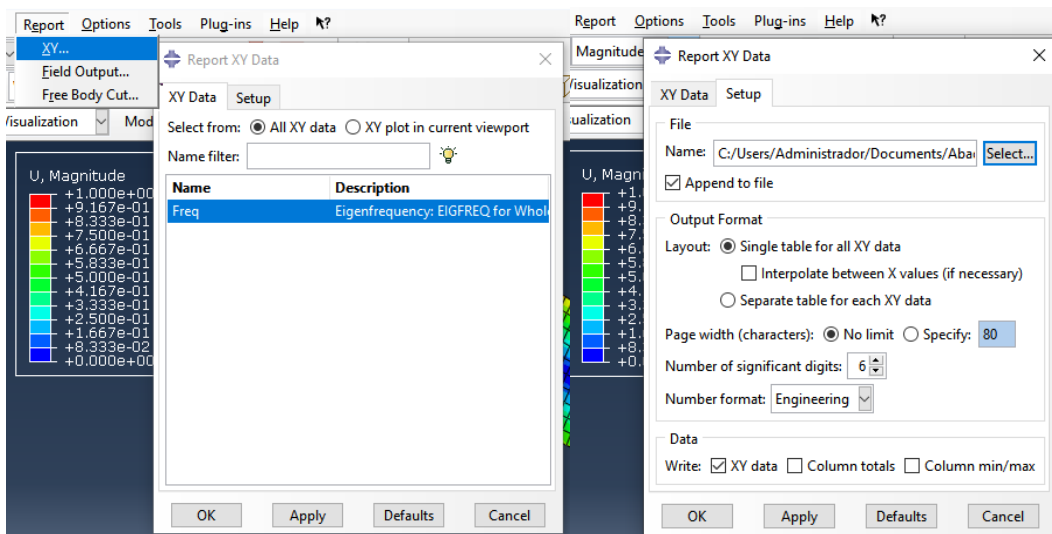


→ Exportar Resultados

1. Na árvore do modelo, expandir “Output Databases”, “Modal.odb” e “History Output”
2. Clicar com o botão direito em “Eigenfrequency” e selecionar “Save as”
 - a. Name: Freq
 - b. Save Operation: as is



3. Clicar em “Ok”
4. Na barra do menu principal:
 - a. Report → XY...
 - b. Na aba XY Data, selecionar “Freq”
 - c. Na aba Setup, nomear o arquivo e escolher a pasta em que será salvo



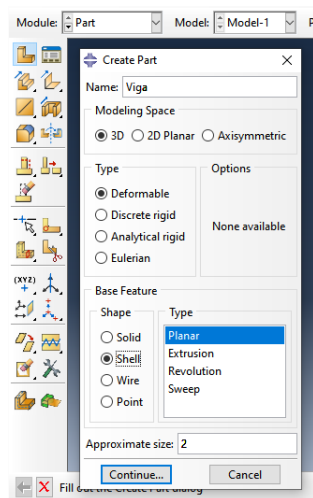
5. Clicar em “Ok”
6. Abrir o Report com o editor de sua preferência

X	Freq
1.	96.4961
2.	400.35
3.	602.06
4.	1.15061E+03
5.	1.30739E+03
6.	1.67456E+03
7.	2.50829E+03
8.	3.25083E+03
9.	4.1147E+03
10.	4.65839E+03

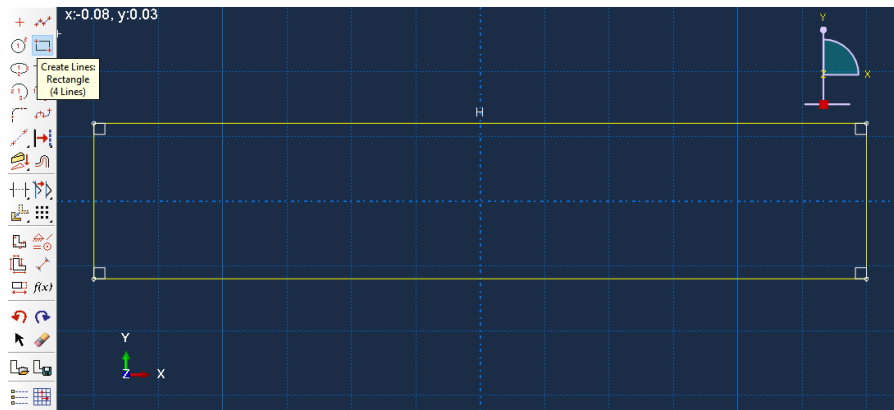
APÊNDICE C – TUTORIAL ABAQUS - ANÁLISE MODAL COM MASSA EXTRA: FRF

→ Geometria

1. Criar modelo no Abaqus
 - a. File → New Model Database → With Standard/Explicit Model
2. Selecionar “Part” no Module
3. Selecionar “Create Part”
 - a. Name: Viga
 - b. Modeling Space: 3D
 - c. Type: Deformable
 - d. Base Feature
 - i. Shape: Shell
 - ii. Type: Planar
 - e. Approximate size: 2



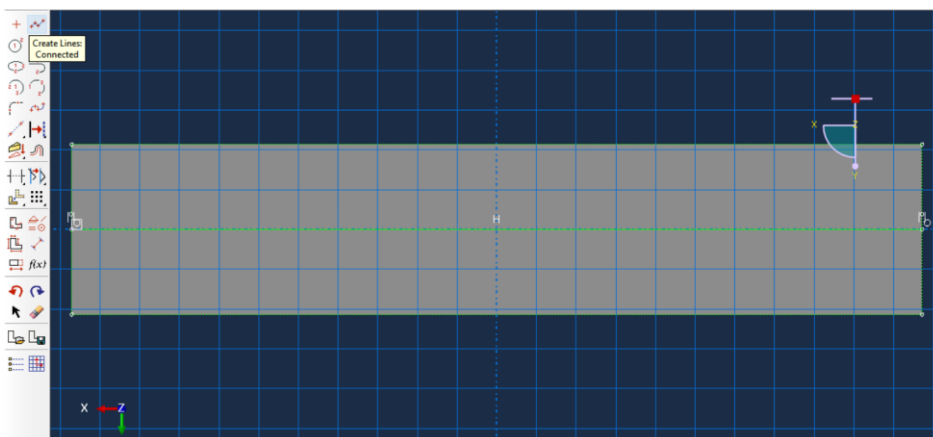
4. Clicar em “Continue...”
5. Selecionar “Create Line: Rectangle (4 lines)”
 - a. Na Caixa de Comando, colocar as coordenadas $(-75e-3, -15e-3)$, $(75e-3, 15e-3)$
 - i. Ressalta-se que no Abaqus não há sistema de unidades pré-definido, então é importante adotar um sistema correto e garantir que os valores estão corretos. No exemplo em questão, utiliza-se o SI.
 - b. Deselecionar o comando



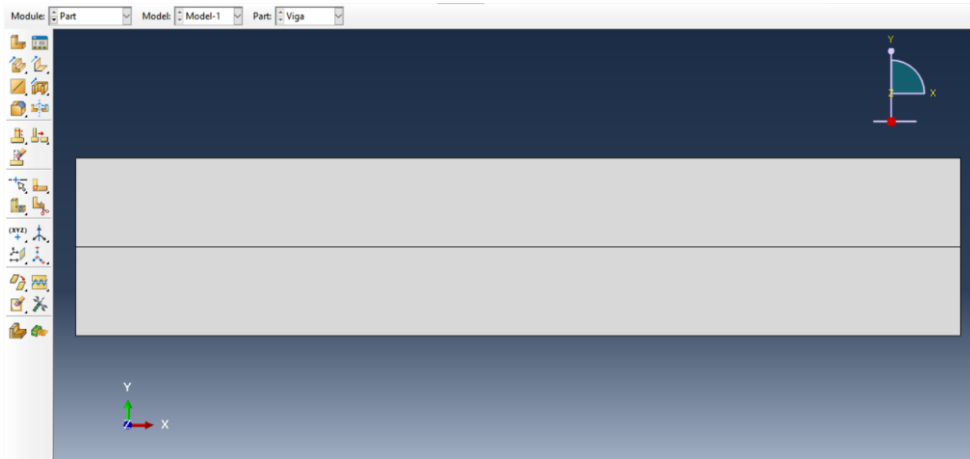
6. Clicar em “Auto-Fit View”
7. Clicar em “Done”
8. Selecionar “Partition Face: Sketch”
 - a. Selecionar aresta esquerda do desenho, como mostrado na figura
 - b. É preciso criar uma partição para aplicar a massa concentrada posteriormente



9. Selecionar “Create Lines: Connected”
 - a. Criar uma linha passando pelo ponto médio das duas laterais, como mostrado na figura

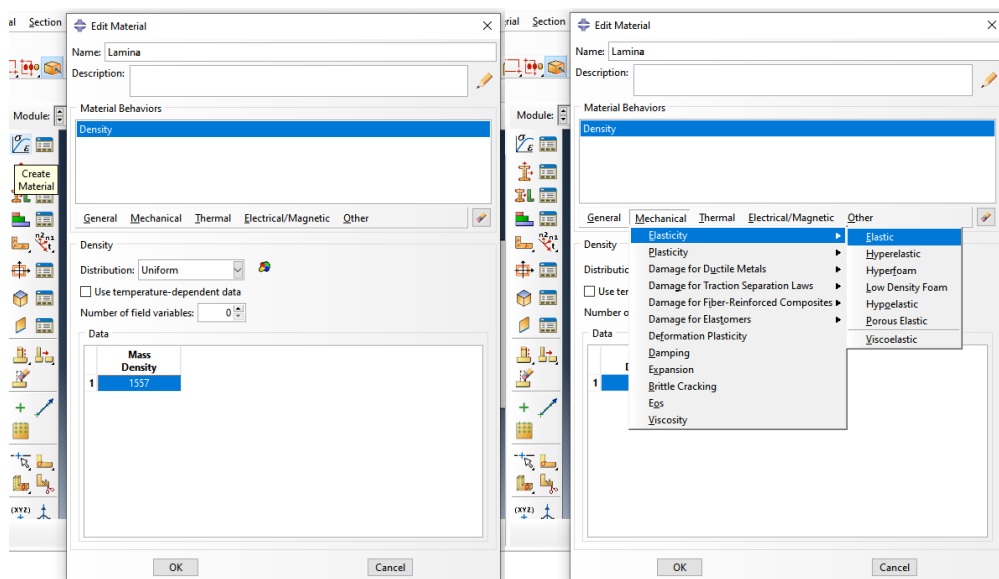


- b. Deselecionar o comando
10. Clicar em “Done”



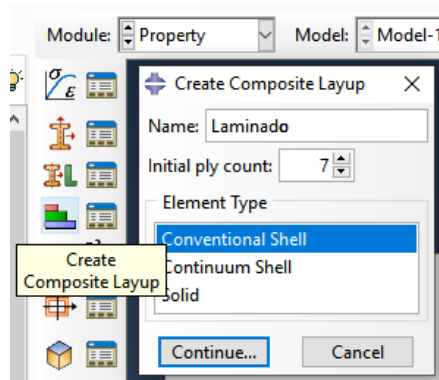
→ Material

1. Selecionar “Properties” no Module
2. Selecionar “Create Material”
 - a. Name: Lamina
 - b. Colocar a densidade
 - i. General → Density
 1. Mass Density: 1557
 - c. Criar a lâmina
 - i. Mechanical → Elasticity → Elastic
 - ii. Type: Lamina
 - iii. E1: 59.8e9
 - iv. E2: 56.8e9
 - v. Nu12: 0.06
 - vi. G12 = G13 = G23: 3.4e9

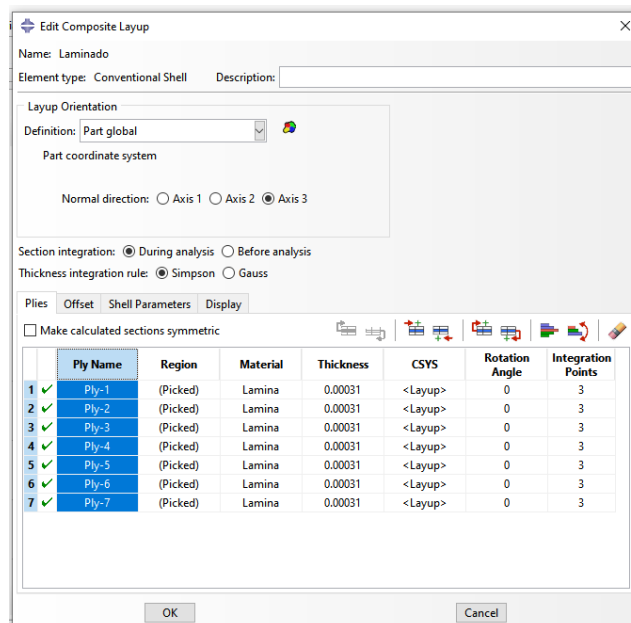


3. Clicar em “Ok”

4. Selecionar “Create Composite Layup”
 - a. Name: Laminado
 - b. Initial ply count: 7
 - c. Element Type: Conventional Shell



5. Clicar em “Continue...”
 - a. Preencher a tabela como mostrado abaixo
 - i. Para selecionar todas as linhas, basta clicar duas vezes no nome da coluna ou clicar com o botão direito e editar a propriedade
 - ii. Na região, selecionar a viga inteira e clicar em “Done”

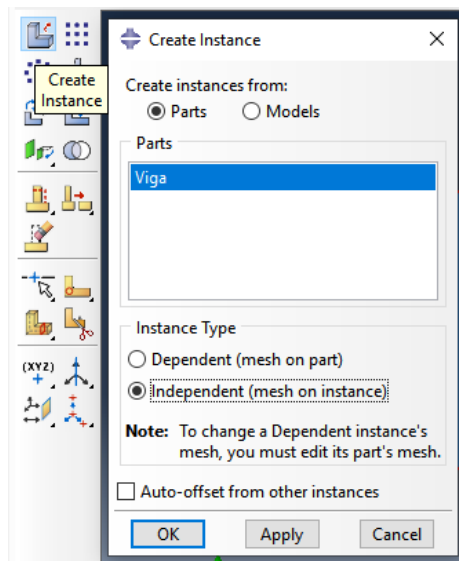


6. Clicar em “Ok”

→ Assembly

1. Selecionar “Assembly” no Module
2. Selecionar “Create Instance”
 - a. Create instance from: Parts

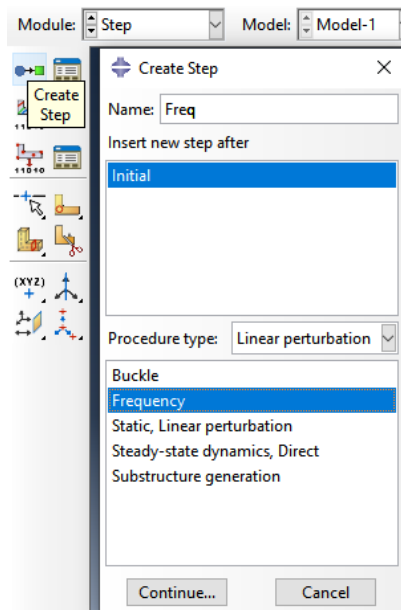
- b. Parts: Viga
- c. Instance Type: Independent (mesh on instance)



3. Clicar em “Ok”

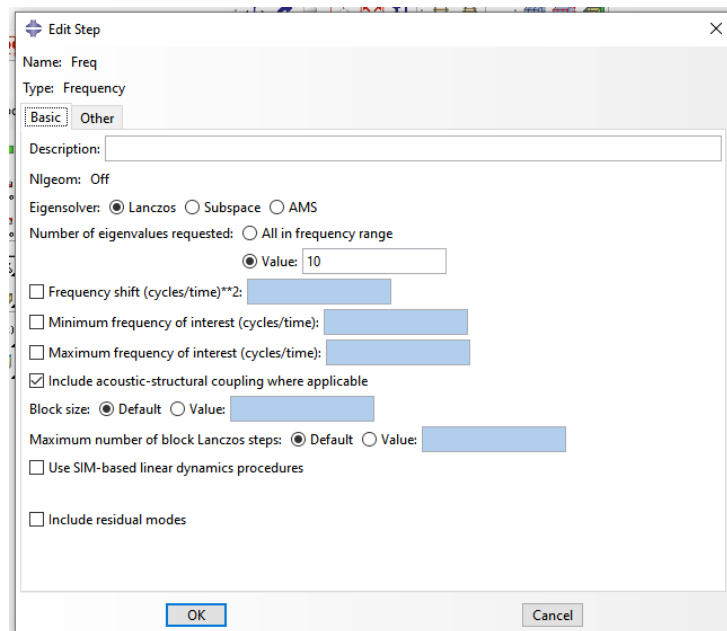
→ Steps

- 1. Selecionar “Step” no Module
- 2. Selecionar “Create Step”
 - a. Name: Freq
 - b. Insert new step after: Initial
 - c. Procedure type: Linear perturbation
 - d. Selecionar “Frequency”

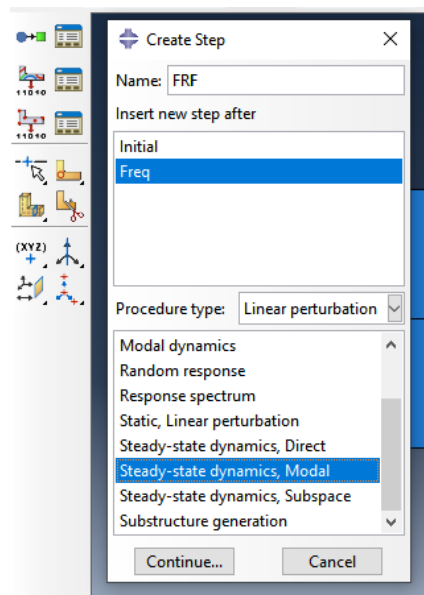


3. Clicar em “Continue...”

- a. Number of eigenvalues requested: Value: 10
4. Clicar em “Ok”

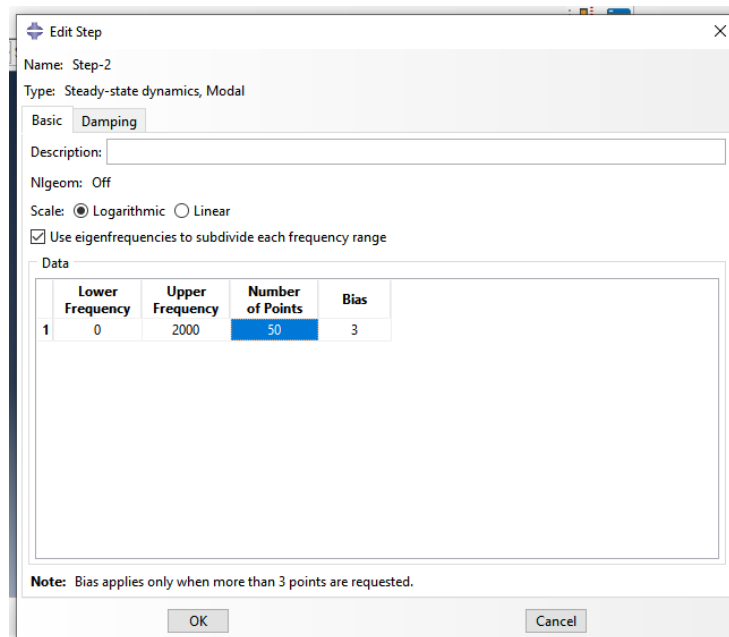


5. Selecionar “Create Step”
- a. Name: FRF
 - b. Insert new step after: Freq
 - c. Procedure type: Linear perturbation
 - d. Selecionar “Steady-state dynamics, Modal”



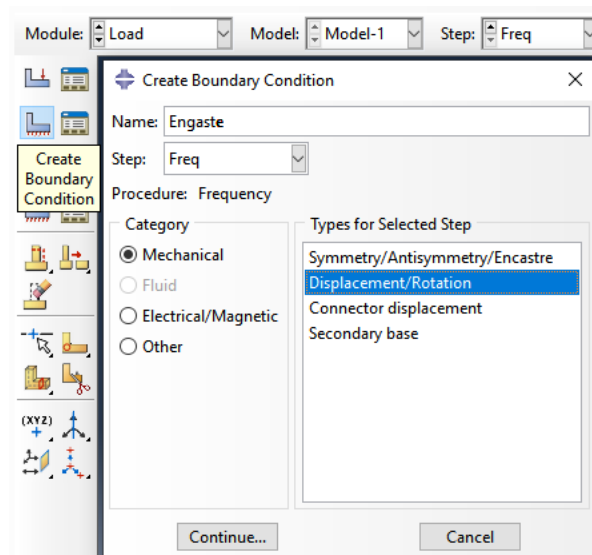
6. Clicar em “Continue...”
7. Na aba “Basic”:
- a. Lower Frequency: 0
 - b. Upper Frequency: 2000
 - c. Number of Points: 50

8. Clicar em “Ok”

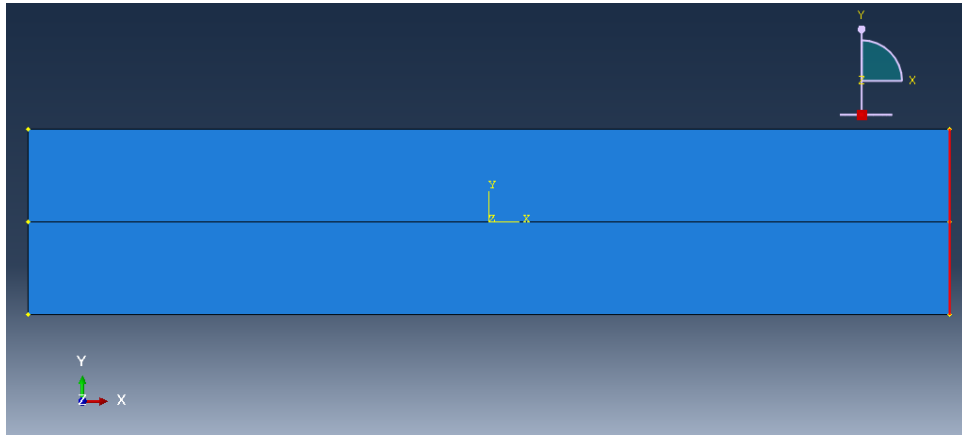


→ Condições de Contorno

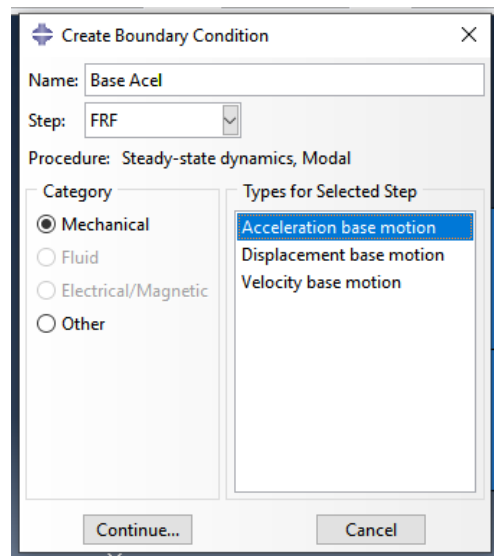
1. Selecionar “Load” em Module
2. Selecionar “Create Boundary Condition”
 - a. Name: Engaste
 - b. Step: Freq
 - c. Category: Mechanical
 - d. Types for Selected Step: Displacement/Rotation



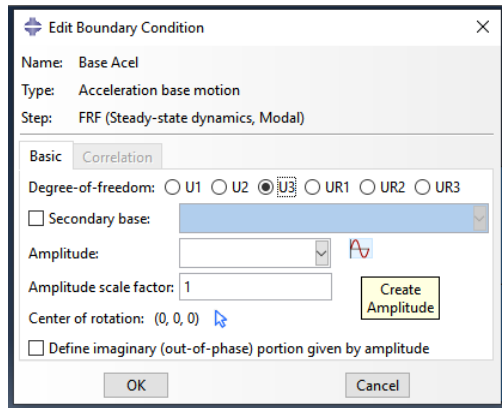
3. Clicar em “Continue...”
 - a. Selecionar a base da viga, como mostrado na figura
 - i. Para selecionar as duas arestas, basta segurar “Shift”



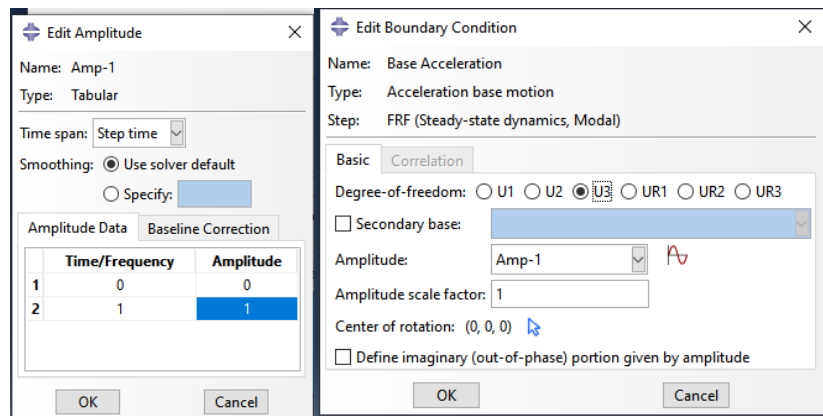
4. Clicar em “Done”
5. Selecionar todas as caixas de seleção
6. Clicar em ‘Ok”
7. Selecionar “Create Boundary Condition”
 - a. Name: Base Acel
 - b. Step: FRF
 - c. Category: Mechanical
 - d. Types for Selected Step: Acceleration base motion



8. Clicar em “Continue...”
9. Na aba “Basic”:
 - a. Degree-of-freedom: U3
 - b. Selecionar “Create Amplitude”
 - i. Name: Amp-1
 - ii. Type: Tabular



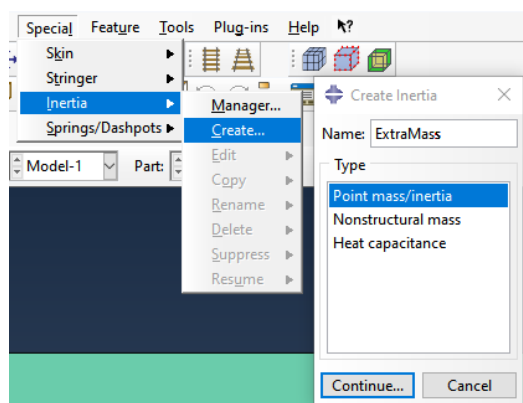
- c. Preencher a tabela como mostrado na figura
- d. Clicar em “Ok”
- e. Selecionar “Amp-1” em Amplitude



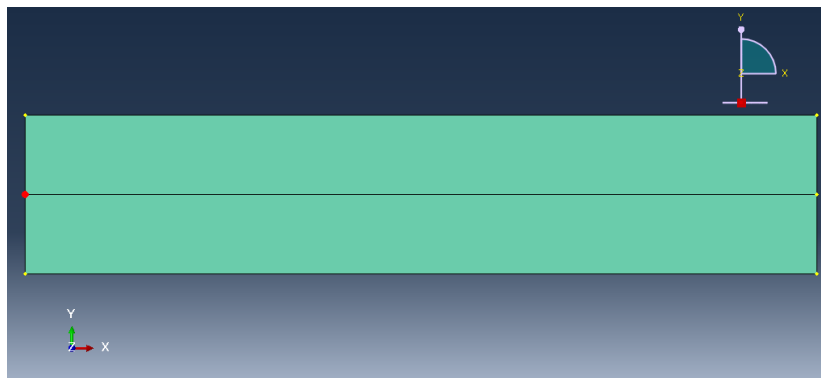
10. Clicar em “Ok”

→ Adição da Massa Pontual

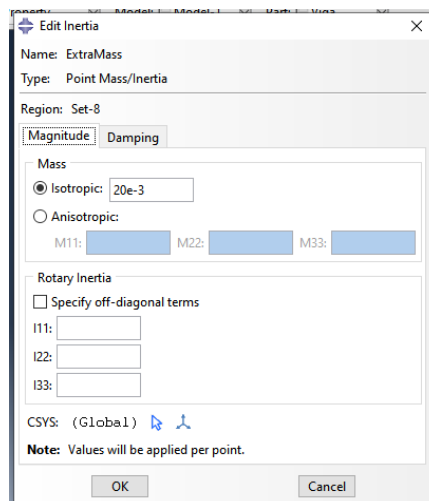
1. Selecionar “Properties” em Module
2. Na barra do menu principal:
 - a. Special → Inertia → Create
 - i. Name: ExtraMass
 - ii. Type: Point mass/inertia



3. Clicar em “Continue...”
4. Selecionar o ponto central da aresta esquerda da viga, como mostrado na figura

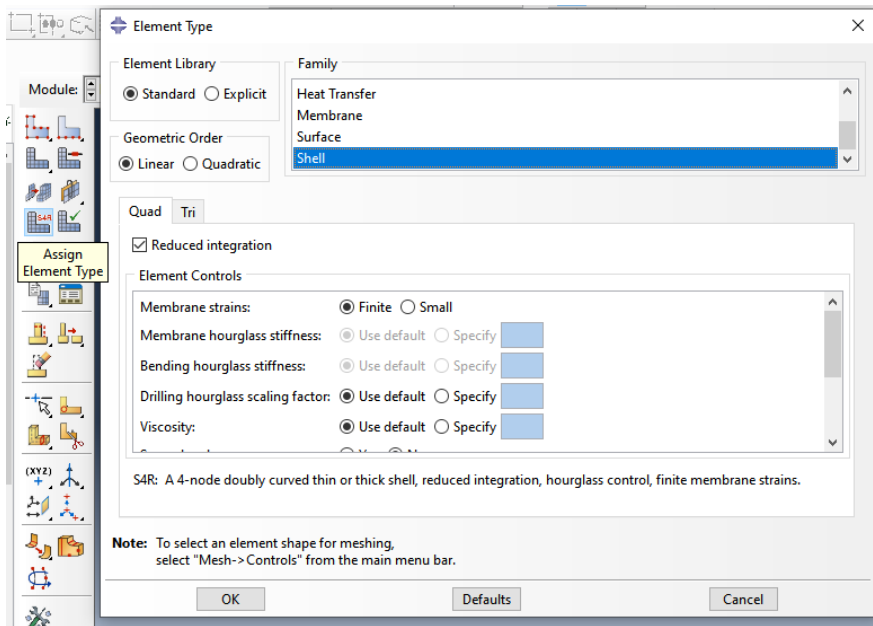


5. Clicar em “Done”
6. Na aba “Magnitude”, em “Mass”:
 - a. Isotropic
 - b. Adicionar a massa extra
7. Clicar em “Ok”

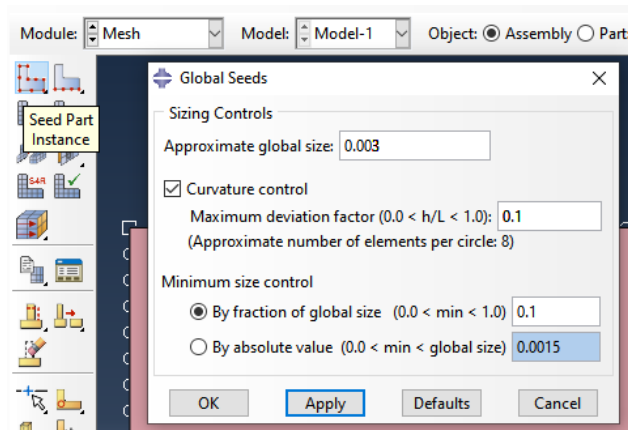


→ Geração de Malha

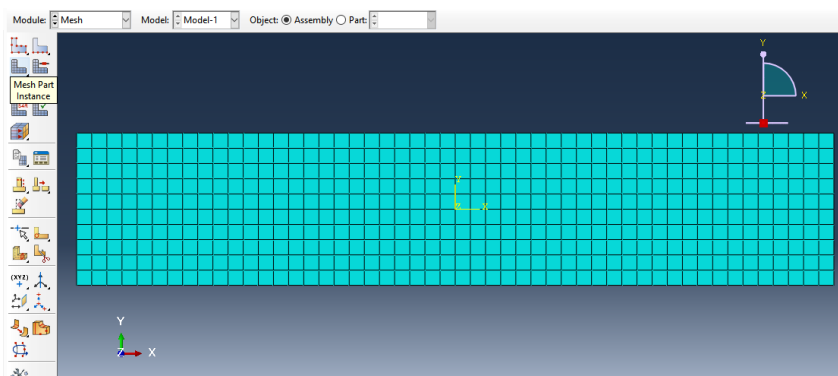
1. Selecionar “Mesh” em Module
2. Selecionar “Assign Element Type”
3. Selecionar toda a geometria
4. Clicar em “Done”
5. Em “Element Type”:
 - a. Element Library: Standard
 - b. Geometric Order: Linear
 - c. Family: Shell
 - d. Note que o elemento “S4R” aparecerá como selecionado



6. Clicar em “Ok”
7. Selecionar “Seed Part Instance”
 - a. Approximate global size: 0.003
8. Clicar em “Apply”

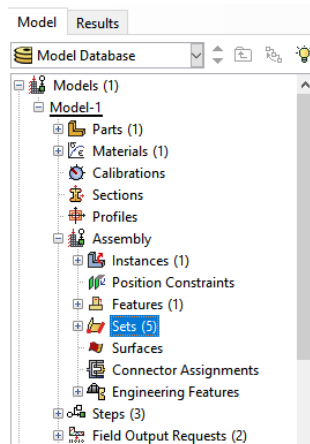


9. Clicar em “Ok”
10. Selecionar “Mesh Part Instance”
 - a. Ok to mesh the part instance?
11. Clicar em “Yes”

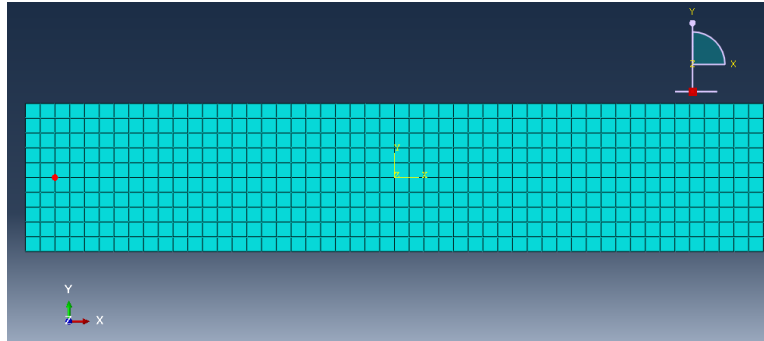


→ Definição dos pontos de análise

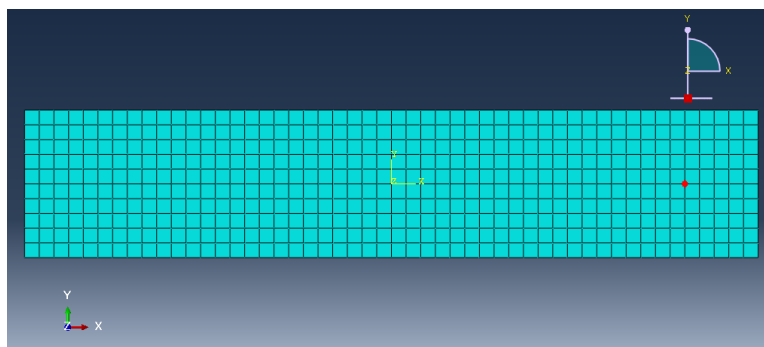
1. Na árvore do modelo, expandir “Assembly”
2. Clicar duas vezes em “Sets”

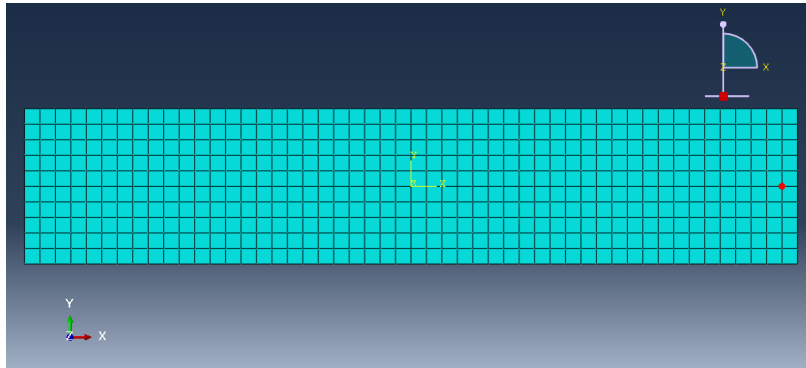


3. Em “Create Set”:
 - a. Name: Acel_Tip
 - b. Type: Node
4. Clicar em “Continue...”
5. Selecionar o nó indicado na figura



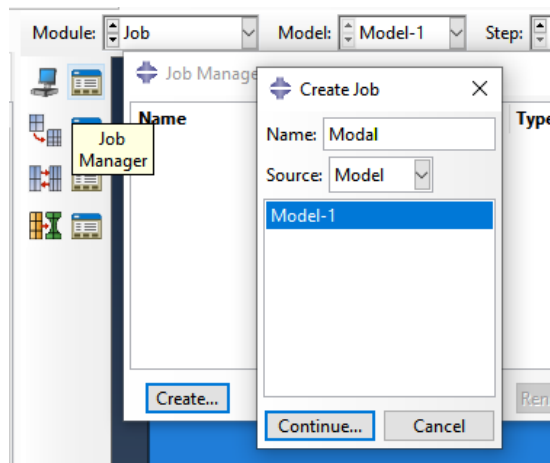
6. Clicar em “Done”
7. Repetir o mesmo processo para o eletreto (Eletreto) e acelerômetro da base (Acel_Base), selecionando os nós mostrados nas figuras, respectivamente



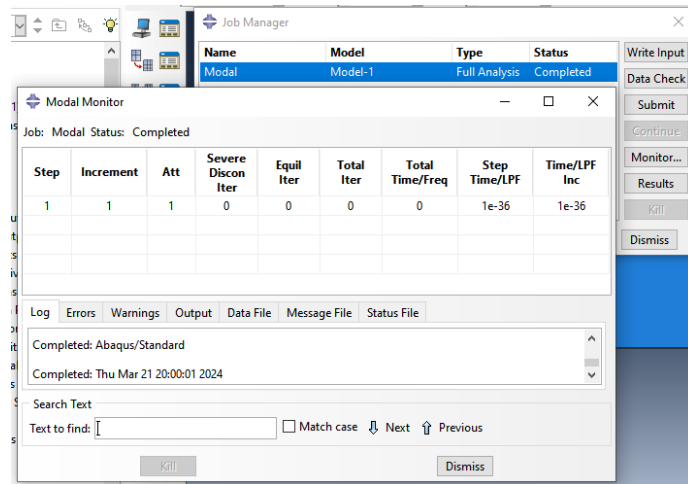


→ Job

1. Selecionar “Job” em Module
2. Selecionar “Job Manager”
3. Clicar em “Create”
 - a. Name: FRF_20g



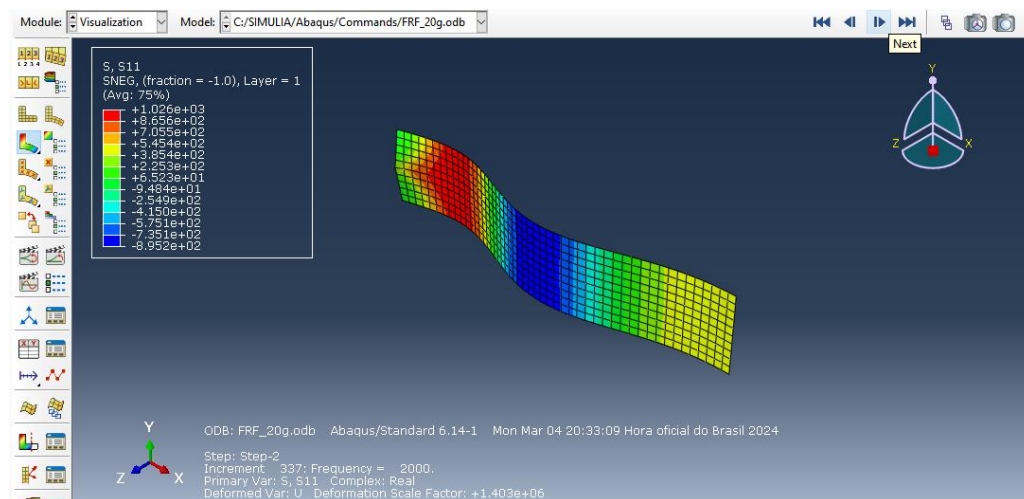
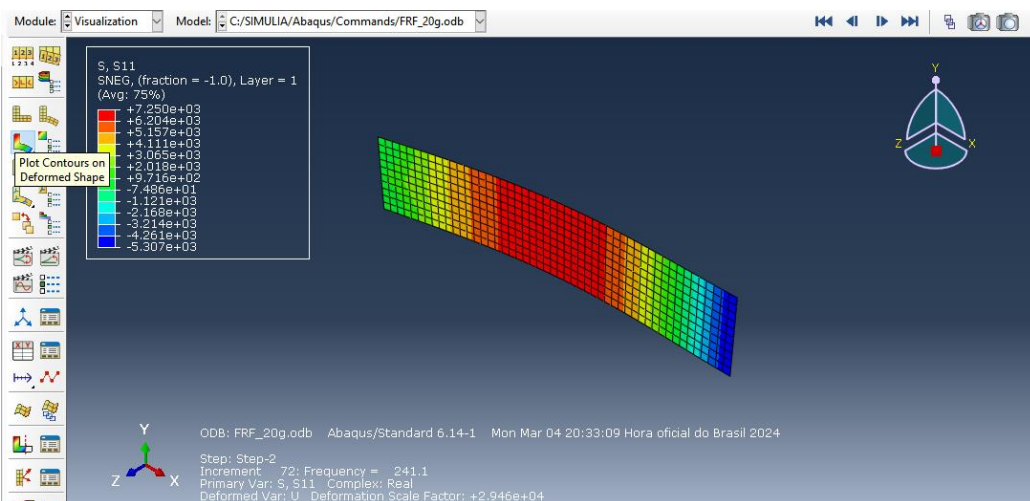
4. Clicar em “Continue...”
5. Clicar em “Ok”
6. Clicar em “Submit”
 - a. É possível acompanhar as iterações por meio da janela “Monitor...”
 - i. Em caso de erros, investigue o motivo do erro e corrija-o
 - ii. Em caso de avisos, determine se os avisos são relevantes, isto é, se é preciso mudar algo no modelo



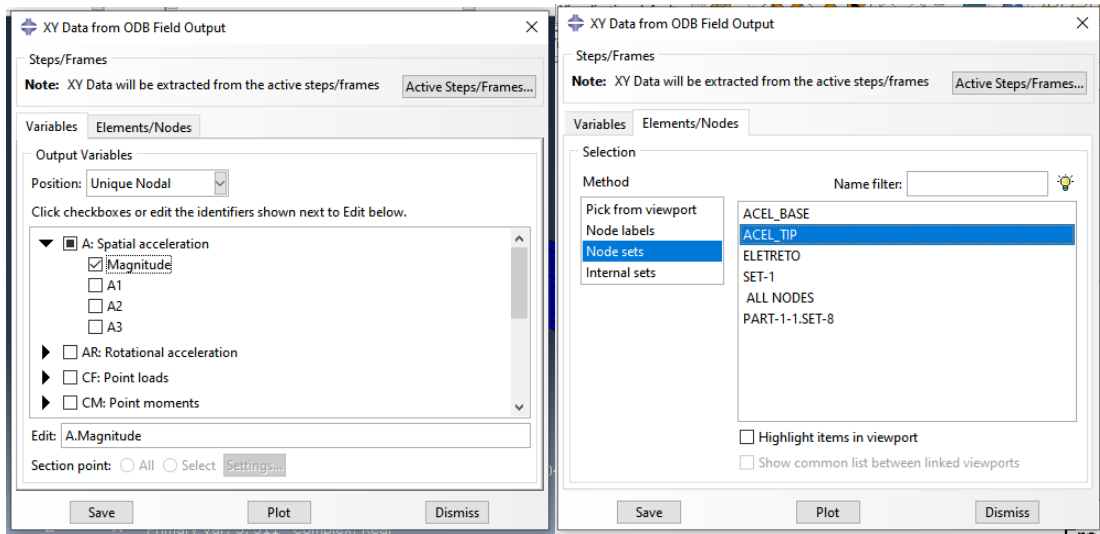
7. Após análise completa, clicar em “Results”

→ Resultados

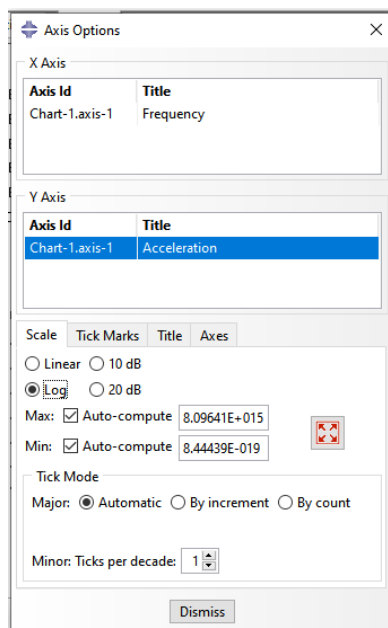
1. Selecionar “Plot Contours on Deformed Shape”
2. Clicar em “Previous” ou “Next” para observar cada incremento analisado



3. Na barra do menu principal:
 - a. Tools → XY Data → Create
 - i. Source: ODB Field Output
4. Clicar em “Continue...”
5. Na aba “Variables”:
 - a. Position: Unique Nodal
 - b. Selecionar “Magnitude” em “A: Spartial acceleration”
6. Na aba “Elements/Nodes”:
 - a. Method: Nodes Sets
 - b. Selecionar Acel_Tip

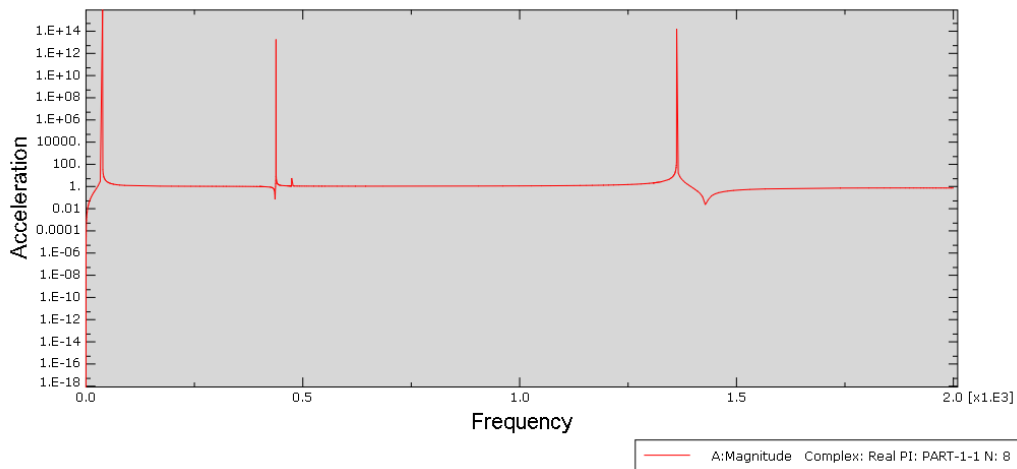


7. Clicar em “Plot”
8. Clicar em “Dismiss”
9. No gráfico, clicar duas vezes no eixo das ordenadas
 - a. Na aba “Scale”, selecionar “Log”



10. Clicar em “Dismiss”

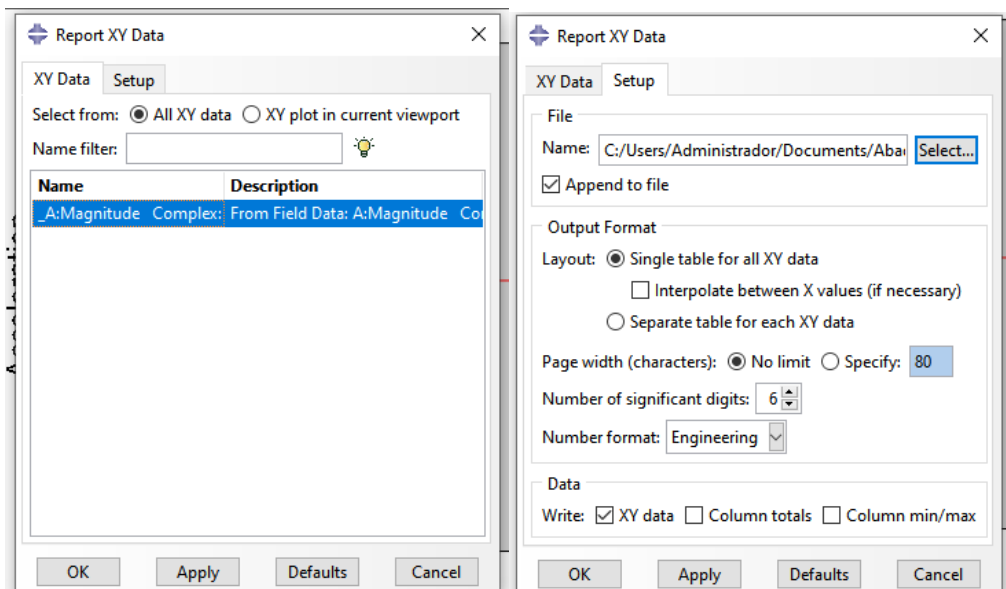
11. É possível ver a FRF do ponto selecionado



12. Repetir o mesmo processo para os outros pontos, isto é, Eletreto e Acel_Base

→ Exportar Resultados

1. Na aba do menu principal
 - a. Report → XY...
2. Na aba “XY Data”, selecionar os dados em questão
3. Na aba “Setup”, nomear o arquivo e escolher a pasta em que será salvo



4. Clicar em “Ok”

5. Abrir o Report com editor de sua preferência

_A:Magnitude Co
mplex: Real PI: P
ART-1-1 N: 8

X

0.	0.
15.0487E-09	0.
33.2648E-09	0.
57.2798E-09	0.
85.4573E-09	0.
105.846E-09	0.
132.527E-09	0.
167.995E-09	0.
215.995E-09	0.
282.332E-09	0.
376.317E-09	0.
513.527E-09	0.
721.398E-09	0.
1.05152E-06	0.
1.6096E-06	0.
2.63037E-06	0.