

UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE
CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Orlando Tomaz da Silva Neto

Um estudo do emprego de fios LMF na atenuação de fenômenos de resposta aeroelástica em asa flexível

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica do Centro de Ciência e Tecnologia da Universidade Federal de Campina Grande em exigência à obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Raimundo Nonato Calazans Duarte, Prof. Dr. – UFCG/CCT/UAEM

Co-orientador: Carlos José de Araújo, Prof. Dr. – UFCG/CCT/UAEM

Campina Grande

2016

UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE
CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Orlando Tomaz da Silva Neto

Um estudo do emprego de fios LMF na atenuação de fenômenos de resposta aeroelástica em asa flexível

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica do Centro de Ciência e Tecnologia da Universidade Federal de Campina Grande em exigência à obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Raimundo Nonato Calazans Duarte, Prof. Dr. – UFCG/CCT/UAEM

Co-orientador: Carlos José de Araújo, Prof. Dr. – UFCG/CCT/UAEM

Campina Grande

2016

FICHA CATALOGRÁFICA ELABORADA PELA BIBLIOTECA CENTRAL DA UFCG

S586e Silva Neto, Orlando Tomaz da.
Um estudo do emprego de fios LMF na atenuação de fenômenos de resposta aeroelástica em asa flexível / Orlando Tomaz da Silva Neto.– Campina Grande, 2017.
163 f. il.: color.

Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Campina Grande, Centro de Ciências e Tecnologia, 2016.

"Orientação: Prof. Dr. Raimundo Nonato Calazans Duarte, Prof. Dr. Carlos José de Araújo".

Referências.

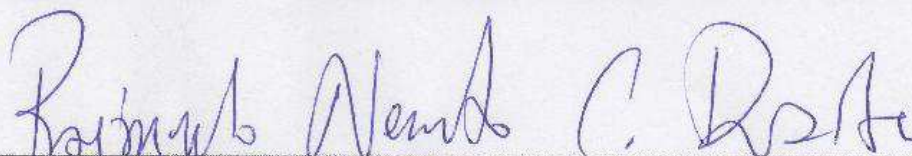
1. Aeroelasticidade. 2. Flutter. 3. Asa Flexível. 4. Ligas com memória de Forma (LMFs). 5. Controle Aeroelasticidade. I. Duarte, Raimundo Nonato Calazans. II. Araújo, Carlos José de. III. Título.

CDU 669.018.2(043)

FOLHA DE APROVAÇÃO

Discente: Orlando Tomaz da Silva Neto

Dissertação defendida e julgada em 16/12/2016 perante a Comissão Julgadora:



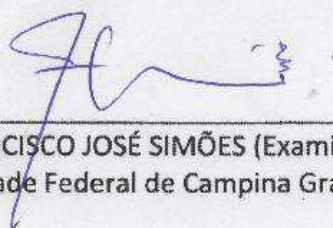
Prof. Dr. RAIMUNDO NONATO CALAZANS DUARTE (Orientador)
(Universidade Federal de Campina Grande/UFCG)



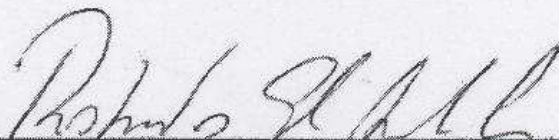
Prof. Dr. CARLOS JOSÉ DE ARAÚJO (Co-Orientador)
(Universidade Federal de Campina Grande/UFCG)



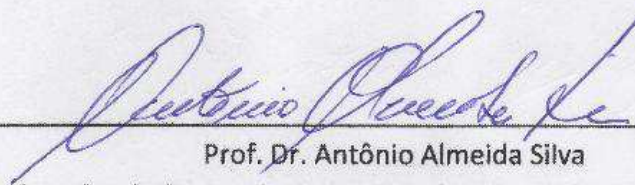
Prof. Dr. ANTÔNIO ALMEIDA SILVA (Examinador Interno)
(Universidade Federal de Campina Grande/UFCG)



Prof. Dr. FRANCISCO JOSÉ SIMÕES (Examinador Externo)
(Universidade Federal de Campina Grande/UFCG)



Prof. Dr. ROBERTO GIL ANNES DA SILVA (Examinador Externo)
(Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA)



Prof. Dr. Antônio Almeida Silva
Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica
(Universidade Federal de Campina Grande/UFCG)

“Tudo é do Pai”. Mas dedico esta conquista também aos meus pais Leon Diniz e Maria Barbosa, irmãs, tio, Hannah, Lindalva e Pedro.

AGRADECIMENTOS

A minha família por todo o apoio, incentivo e dedicação na minha educação, a ela dedico todas as vitórias alcançadas até o momento e as que virão.

Aos meus amigos pela paciência e apoio.

Ao professor Raimundo Nonato Calazans Duarte, pela orientação e Carlos José de Araújo pela co-orientação, pela oportunidade de realizar este trabalho e por contribuir com meu crescimento pessoal e profissional.

Aos laboratórios LAMMEA e LVI da unidade acadêmica de engenharia mecânica. Aos laboratórios Lap, Laboratório de estruturas, ambos no ITA.

Ao professor Roberto Gil Annes da Silva pela oportunidade de trabalhar no ITA que forneceu o ambiente e a infraestrutura para a concretização desse trabalho, aos colaboradores da oficina mecânica Rondineli e Guedes.

Ao professor Carlos José de Araújo pela viabilização do intercâmbio no ITA, através do projeto de cooperação UFCG-UFRJ-ITA para o Desenvolvimento de Atuadores de Ligas com Memória de Forma: Fabricação, Caracterização, Modelagem e Aplicações (Processo CNPq n. 552199/2011-7).

Aos amigos Paulo Cesar (PC), Antonio Aristófanis, Rômulo Pierre, Rafael Bertolin, Thiago Versiani (PD), Gefferson Cleuber, Ray Dantas.

A todos que de alguma forma contribuíram com este trabalho.

"Os pássaros devem experimentar a mesma sensação, quando distendem suas longas asas e seu voo fecha o céu... Ninguém, antes de mim, fizera igual."

Santos Dumont

Resumo

A busca por aumento no desempenho das aeronaves tem direcionado, entre outras coisas, ao aumento da razão de aspecto da asa e ao uso de materiais avançados; essas soluções tem levado ao aumento de flexibilidade, resultando em problemas aeroelásticos – aeroelasticidade é a ciência que estuda os fenômenos provenientes das interações entre forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais –. Nessa área, destaca-se o flutter, fenômenos aeroelásticos de estabilidade dinâmica. Dentro deste contexto, este trabalho tem por objetivo analisar o comportamento em flutter de uma asa flexível com alta razão de aspecto com atuadores passivos de Ligas com Memória de Forma (LMF) submetida a um escoamento subsônico. Para isso fez-se o projeto, construção e testes de um modelo aeroelástico para ser ensaiado em túnel de vento, o desenvolvimento desse protótipo contou com uma abordagem numérico-experimental; finalizados os testes do modelo, fez-se a seleção e caracterização termomecânica do atuador; por fim, realizou-se os teste no túnel de vento. Os resultados obtidos mostraram que para determinadas disposições dos atuadores na asa o comportamento aeroelástico sofreu um ganho de desempenho bastante significativo como, aumento na velocidade crítica de ocorrência de flutter de aproximadamente 28%, entretanto, para outro arranjo observou-se uma diminuição de 15% na velocidade crítica. Com a análise dos resultados foi possível concluir que deve ser realizado um estudo minucioso do comportamento dinâmico do sistema sob efeito dos atuadores; além disso do efeito de cada arranjo deles na estrutura, para que assim o efeito desejado seja alcançado.

Palavras chave: aeroelasticidade, flutter, asa flexível, ligas com memória de forma (LMFs), controle aeroelástico.

Abstract

The search for increase in the performance of the aircraft has directed, among other things, to the increase of the aspect ratio of the wing and to the use of advanced materials; These solutions led to an increase of flexibility, resulting in aeroelastic problems - aeroelasticity is the science that studies the phenomena arising from the interactions between aerodynamic, elastic and inertial forces. In this area, we highlight the flutter, dynamic stability aeroelastic phenomenon. In this context, this work aims to analyze the behavior of a flexible wing with high aspect ratio with passive actuators of Shape Memory Alloys (SMA) in flutter, submitted to a subsonic flow. For this, the design, construction and testing of an aeroelastic model was carried out to be tested in a wind tunnel, the development of this prototype counted on a numerical-experimental approach; After finished model tests, the thermomechanical selection and characterization of the actuator was done; Finally, the tests were carried out in the wind tunnel. The results showed that, for certain arrangements of the actuators in the wing, the aeroelastic behavior underwent a very significant performance gain as, an increase of approximately 28% in the critical rate of flutter occurrence. With the results analysis, it was possible to conclude that a detailed study of the dynamic behavior of the actuators and of the effect of each arrangement of them on the structure must be carried out so that the desired effect may be achieved.

Keywords: aeroelasticity, flutter, flexible wing, shape memory alloys (SMF), aeroelastic control.

Lista de ilustrações

Figura 1- Triângulo proposto por Colar	36
Figura 2 - Modelo aeroelástico dos irmãos Wright	37
Figura 3 - Handle Page Heyford com seus tirantes e cabos de estaiamento	39
Figura 4 - Modo de acoplamento das frequências de torção e flexão	41
Figura 5 - Movimento de um aerofólio em suas componentes de flexão e torção	42
Figura 6 - Efeito da variação do eixo de massa na velocidade de flutter	43
Figura 7 - Efeito da variação do eixo elástico na velocidade de flutter.....	43
Figura 8 - Tendências de um sistema com diferentes frequências de Wind-off.....	44
Figura 9 - Velocidade de flutter reduzida versus razão de massa	45
Figura 10 - Velocidade de flutter reduzida versus razão de frequências.....	45
Figura 11 - Montagem experimental de Frazer e Duncan	47
Figura 12 - Sistema de montagem em túnel de vento Sidewall.....	48
Figura 13 - Modelo esquemático de asa delta	49
Figura 14 - Modelo aeroelástico com superfícies de controle nos bordos de ataque e de fuga.....	52
Figura 15 - Esquema de montagem do experimento em túnel de vento.....	53
Figura 16 - Esquema de montagem experimental, conceito aba piezoelétrica.....	54
Figura 17 - Razão potência/peso de diversos tipos de atuadores	56
Figura 18 - Diagrama de densidade energética indicando intervalos de atuação de tensão em função da deformação (a), diagrama da densidade de energia de atuação em função da frequência de atuação	58
Figura 19 - Efeito memória de forma	60
Figura 20 - Superelasticidade ou pseudoelasticidade	61
Figura 21 - Amortecimento em função da temperatura para uma típica liga LMF.....	62
Figura 22 - Termograma típico de LMF NiTi	64
Figura 23 - Comportamento tensão-deformação de uma liga LMF SE	64
Figura 24 - Curva tensão-deformação para LMF SE a diferentes temperaturas	65
Figura 25 - Determinação da energia dissipada por meio da tensão-deformação	66
Figura 26 - Maquete virtual de asa adaptativa.....	67
Figura 27 - Conceito de asa mórfica atuada por fios de LMF.....	68
Figura 28 - Representação do PAPA.....	68
Figura 29 - Aparato com aplicação das molas SE.....	69
Figura 30 - Modelo com mecanismo de rigidez variável	70

Figura 31 - Esquema da análise modal teórica	73
Figura 32 - Esquema da análise modal experimental	75
Figura 33 - Montagem dos modos de vibração e matriz da FRF	76
Figura 34 - Excitação de frequências em função da ponta do martelo.....	78
Figura 35 - Plote de um sistema sem amortecimento escala log-log.....	79
Figura 36 - Diagrama funcional aeroelástico	82
Figura 37 - Modelo aeroelástico binário mostrando os modos de torção e flexão.....	84
Figura 38 - Esquema de construção da estrutura da asa.	91
Figura 39 - Modelo em elementos finitos da longarina da asa.....	94
Figura 40 - Formas modais para a configuração asa-L01	97
Figura 41 - Variação da velocidade de flutter em função do offset	97
Figura 42 - Efeito da variação da corda na velocidade de flutter	98
Figura 43 - Efeito do binômio PEE-offset sobre a velocidade de flutter	99
Figura 44 - Representação esquemática do lastro	101
Figura 45 - Representação esquemática da nervura	102
Figura 46 - Esquema do procedimento experimental.....	105
Figura 47 - Primeira frequência natural.....	106
Figura 48 - Variação da velocidade de flutter com o offset com o efeito das nervuras	108
Figura 49 - Nervura com contrapesos.....	109
Figura 50 - Variação da velocidade de flutter com offset para nervuras balanceadas	109
Figura 51 - Formas modais e frequência naturais para o sistema aeroelástico completo.....	110
Figura 52 - Variação da velocidade de flutter com o offset para o sistema aeroelástico completo	111
Figura 53 - Nervura de ancoragem do sistema aeroelástico	112
Figura 54 - Tarraxa de violão	113
Figura 55 - Nervura de tensionamento	114
Figura 56 - Sistema aeroelástico completo.....	114
Figura 57 - Montagem experimental usando os vibrômetros laser	116
Figura 58 - FRF da longarina e seus modos associados	117
Figura 59 - Efeito dos componentes nos modos de vibrar	119
Figura 60 - Forma modal flexo-torção teórico e experimental.....	120
Figura 61 - Túnel de vento do ITA (a), esquema do túnel (b).....	121
Figura 62 - Análise modal experimental da base inercial	122
Figura 63 - FRF da base inercial com massas	124

Figura 64 - Base inercial com tubo/morsa no centro da estrutura e massas simétricas.....	124
Figura 65 - Configuração definitiva da base inercial	125
Figura 66 - Termograma do atuador superelástico.....	126
Figura 67 - Ciclagem do fio superelástico (a), energia dissipada por ciclo (b).....	128
Figura 68 - Comportamento superelástico do fio nas temperaturas 35, 45, 55 e 65°C (a), efeito da temperatura na ED (b), tensões críticas de transformação de fase (c).....	129
Figura 69 - DMA (a) e DSC (b)	130
Figura 70 - Tensão deformação do fio superelástico a 45°C indicando as condições do ensaio	130
Figura 71 - Variação de temperatura para o ensaio 1	132
Figura 72 - Laço histerético do ensaio 1.....	133
Figura 73 - Montagem experimental do treinamento do fio.....	134
Figura 74 - Forma que os fios foram arranjados na estrutura da asa.....	135
Figura 75 - Amortecimento (a) e frequência (b) dos modos de torção e de flexão em função da velocidade do escoamento	138
Figura 76 - Ajuste de curva da velocidade de flutter em função do offset.....	139
Figura 77 - Análise modal experimental a seco do sistema aeroelástico submetido a diferentes pré-deformações C1 (a), C2 (b), C3 (c) e C4 (d).....	139
Figura 78 - Resposta no tempo do sistema aeroelástico C1 -7,5%.....	144
Figura 79 - Evolução da resposta aeroelástica com a velocidade para a C1 com 1 (a), 5 (b) e 7,5% (c) de pré-deformação, e para a asa sem fios (d).....	142
Figura 80 - Evolução da resposta aeroelástica com a velocidade para a C2 com 1 (a), 5 (b) e 7,5% (c) de pré-deformação, e para a asa sem fios (d).....	145
Figura 81 - Evolução da resposta aeroelástica com a velocidade para a C3 com 1 (a), 5 (b) e 7,5% (c) de pré-deformação, e para a asa sem fios (d).....	147
Figura 82 - Evolução da resposta aeroelástica com a velocidade para a C4 com 1 (a), 5 (b) e 7,5% (c) de pré-deformação, e para a asa sem pré deformação (d).....	149
Figura 83 - Comparação entre os arranjos nas velocidades selecionadas, C1 V = 12m/s (a), C1 V = 13m/s (b), C1 V = 14m/s (c), C2 V = 12m/s (d), C2 V = 13m/s (e), C2 V = 14m/s (f)..	161
Figura 84 - Comparação entre os arranjos nas velocidades selecionadas, C3 V = 12m/s (a), C3 V = 13m/s (b), C3 V = 14m/s (c), C4 V = 12m/s (d), C4 V = 13m/s (e), C4 V = 14m/s (f)..	162
Figura 85 - Comparativo entre as configurações nas pré-deformações de 1, 5 e 7,5%.....	163

Lista de tabelas

Tabela 1 - Classificação dos problemas aeroelásticos.....	37
Tabela 2 - Dados experimentais do modelo de asa Tang e Dowell (2001).....	92
Tabela 3 - Carga crítica de flambagem e diâmetro máximo do fio de LMF.....	93
Tabela 4 - Propriedades dos lastros	95
Tabela 5 - Velocidade crítica de flutter	96
Tabela 6 - Propriedades do sistema aeroelástico	100
Tabela 7 - Características geométricas do lastro	102
Tabela 8 - Propriedades de inercia do lastro 1.....	102
Tabela 9 - Características geométricas e de massa das nervuras.....	103
Tabela 10 - Medidas de largura e espessura da longarina	103
Tabela 11 - Propriedades geométricas e de massa dos corpos de prova	104
Tabela 12 - Ajuste do módulo de elasticidade.....	107
Tabela 13 - Ajuste das dimensões do lastro	107
Tabela 14 - Características geométricas e de inércia do lastro 20.....	110
Tabela 15 - Principais características do sistema aeroelástico	115
Tabela 16 - Frequência natural para os cinco primeiros modos usando acelerômetro e vibrômetro	117
Tabela 17 - Modos de vibrar e frequências naturais para as configurações	118
Tabela 18 - Confronto entre resultados teóricos e experimentais	119
Tabela 19 - Temperaturas de transformação de fase	127
Tabela 20 - Tensões críticas de transformação de fase	130
Tabela 21 - Energia dissipada e fator de amortecimento viscoso equivalente	131
Tabela 22 - Rigidez secante para os ensaios na MTS	132
Tabela 23 - Número de revoluções das tarraxas para as pré-deformações nos fios	136
Tabela 24 - Acréscimo de força devido aos fios SE a 35°C	136
Tabela 25 - Amortecimento dos modos de flexão e de torção em função da velocidade	138
Tabela 26 - Amortecimento e frequências para a condição de referência e C1	143
Tabela 27 - Amortecimento e frequências para C1-5%	143
Tabela 28 - Amortecimento e frequência para C1-7,5%	144
Tabela 29 - Amortecimentos e frequências para C2.....	146
Tabela 30 - Amortecimentos e frequências naturais C3.....	146
Tabela 31 - Amortecimentos e frequências naturais C4.....	148

Tabela 32 - Características dos lastros	160
Tabela 33 - Análise modal numérica e V_{crit} dos lastros	160

Sumário

1	INTRODUÇÃO	31
1.1	Objetivo	32
1.2	Justificativa	33
1.3	Delimitação do tema	33
1.4	Organização da dissertação	33
2	REVISÃO DA LITERATURA ESPECIALIZADA.....	35
2.1	Breve histórico da aeroelasticidade	35
2.2	Mecanismo de <i>flutter</i>	40
2.3	Modelos em escala reduzida	46
2.4	Controle de resposta aeroelástica.....	50
2.5	Fenomenologia das LMFs	56
2.5.1	Uso das LMF como atuador	56
2.5.2	Aspectos cristalográficos da transformação martensítica	58
2.5.3	Efeito memória de forma.....	59
2.5.4	Superelasticidade.....	60
2.5.5	Caracterização termomecânica das LMFs.....	62
2.6	Controle aeroelástico usando LMF.....	67
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	71
3.1	Método dos elementos finitos (MEF)	71
3.2	Análise modal	72
3.2.1	Análise modal teórico.....	72
3.2.2	Análise modal experimental.....	75
3.3	Aerodinâmica não estacionária	80
3.3.1	Método ZONA 6	81
3.4	Equacionamento de um modelo aeroelástico binário	84
3.5	Método de solução de <i>flutter</i> V-g	88
4	COMPOSIÇÃO E PRÉ-ANÁLISE DO SISTEMA AEROELÁSTICO	90
4.1	Descrição do sistema aeroelástico	90
4.2	Projeto do sistema aeroelástico	92
4.2.1	Modelo e simulação numérica do sistema aeroelástico	93
4.2.2	Projeto do lastro	95
4.2.3	Influência da corda e posição do eixo elástico na V_{crit}	97
4.2.4	Ajuste de parâmetros	101

• Lastro e nervuras	101
• Longarina.....	103
• Análise do efeito dos componentes nas frequências naturais parte I	104
4.2.4.1 Sistema de ancoragem e tensionamento dos fios de LMF	111
4.3 Análise do efeito dos componentes nas frequências naturais parte II	115
5 PREPARAÇÃO PARA ENSAIOS NO TÚNEL DE VENTO	121
5.1 Túnel de vento para ensaio aeroelástico	121
5.2 Suporte inercial	122
5.3 Projeto do atuador	125
6 RESULTADOS E DISCUSSÕES	137
6.1 Modelo aeroelástico sem os atuadores	137
6.2 Modelo aeroelástico com os atuadores sem carregamento aerodinâmico.....	139
6.3 Modelo aeroelástico com os atuadores e com carregamento aerodinâmico.....	141
7 CONCLUSÕES.....	150
REFERÊNCIAS	151
APÊNDICE A – Características geométricas dos Lastros e análise modal numérica ...	160
APÊNDICE B – Comparação entre os arranjos dos atuadores na asa, nas velocidades de teste	161
APÊNDICE C – FRFs dos cinco primeiros modos da longarina, realizado no LVi da UFCG.....	164

1 INTRODUÇÃO

Com o avanço da ciência e refletindo sobre os novos apelos ambientais, acordos vêm sendo firmados para o desenvolvimento de equipamentos que poluam menos e que utilizem energia de forma mais eficiente e de fontes renováveis. Na indústria aeronáutica, essas demandas também se fazem presente, impactando em diversos aspectos projetuais e operacionais das aeronaves em desenvolvimento ou já em uso no mundo. Neste meio, há uma busca incessante na melhoria de desempenho aerodinâmico, pois esta influencia fundamentalmente na capacidade de transporte de carga útil quando asas com alta razão de aspecto são empregadas. Esta alternativa resulta em asas com grande alongamento longitudinal e, conseqüentemente, bem mais flexíveis (VERSIANI, 2016). Com o aumento da flexibilidade alar, evidenciam-se os fenômenos aeroelásticos nesse tipo de estrutura aeronáutica.

Além do aumento do desempenho com uso de asas com alta razão de aspecto, a tecnologia aeronáutica tem experimentado o avanço dos novos materiais, buscando melhorar os aspectos de segurança e desempenho das aeronaves. Esse desenvolvimento tem levado a aeronaves cada vez mais leves e flexíveis.

A flexibilidade experimentada pelas aeronaves facilita a ocorrência dos fenômenos aeroelásticos, principalmente o *flutter*; o estudo desse fenômeno é de extrema relevância, pois, ele deve ser previsto e impedido de ocorrer dentro do envelope de voo ainda na fase de projeto. Se essa instabilidade for inevitável com mudanças estruturais ou aerodinâmicas, a solução apontada é o desenvolvimento de sistemas de controle para a supressão desse fenômeno.

Esses sistemas de controle utilizados na indústria aeronáutica estão evoluindo na direção das estruturas adaptativas ou inteligentes como são nomeadas, proporcionando às estruturas mudanças contínuas a diferentes condições de voo. Elas são capazes de se adaptar a variadas circunstâncias de operação, em função da resposta ou dos sinais de controle.

As Ligas com Memória de Forma (LMFs) são consideradas uma alternativa atrativa para compor uma estrutura adaptativa, pois ela é capaz de modificar a rigidez, amortecimento, frequência natural e até mesmo a forma da estrutura, em resposta a um campo de temperatura ou tensão mecânica.

Neste contexto este trabalho de dissertação tem por objetivo principal aplicar LMFs como atuadores passivos a uma estrutura alar para atenuar a resposta aeroelástica – mais especificamente quando essa apresenta *flutter*. Para isso foi projetada, construída e testada uma asa de alta razão de aspecto que apresentasse *flutter* dentro dos limites geométricos e de velocidade final do túnel de vento disponível. Esse projeto contou com etapas numéricas e experimentais até que o modelo (asa) estivesse pronto para receber os atuadores. Paralelamente ao desenvolvimento da asa, foi feita a seleção e caracterização termomecânica dos atuadores, que contaram com ensaios dinâmicos e quase-estáticos com o objetivo de quantificar amortecimento e rigidez que seriam acrescentados a asa na aplicação dos atuadores.

1.1 Objetivo

Objetivo geral

Analisar o comportamento em *flutter* de uma asa flexível com alta razão de aspecto com atuadores passivos de LMF.

Objetivos específicos

- Desenvolver o modelo estrutural da asa em elementos finitos;
- Realizar análise aeroelástica numérica para a adequação do modelo da asa às condições de flutter, e ao túnel de vento disponível;
- Construir o modelo em escala reduzida;
- Realizar a análise modal experimental da asa, e validar com o modelo em elementos finitos;
- Projetar e caracterizar os atuadores LMF;
- Incorporar os atuadores à estrutura;
- Ensaiar à estrutura em túnel de vento;
- Analisar e discutir os resultados obtidos, confrontando sua possível aplicação nas estruturas aeronáuticas.

1.2 Justificativa

Este trabalho contribuirá com um avanço no estado da arte no domínio das aplicações de LMFs em estruturas aeronáuticas, pois, ainda não foi explorado pela literatura a forma de aplicar os atuadores como foi feito nessa dissertação de mestrado. A evolução dessa aplicação poderá configurar uma técnica de controle ou supressão de resposta aeroelástica.

1.3 Delimitação do tema

O objeto de estudo dessa pesquisa é uma asa flexível de alta razão de aspecto, submetida a um escoamento subsônico, cujo objetivo é atenuar a resposta aeroelástica (*flutter*), com atuadores passivos de LMF.

1.4 Organização da dissertação

O capítulo 2 dessa dissertação tem por objetivo fazer uma revisão da literatura especializada de forma a contextualizar o leitor sobre os primeiros contatos do homem com os fenômenos aeroelásticos. Em seguida é dissertado sobre o fenômeno de *flutter* – foco dessa pesquisa –, no qual fornecerá entendimento sobre como alguns dos principais parâmetros de projeto de estruturas do tipo asa, influenciam na ocorrência do *flutter*. É abordado também a utilização de modelos em escala reduzida, para teste de novos materiais e técnicas. Ainda nesse capítulo é feita uma breve revisão sobre controle de resposta aeroelástica. Como os atuadores utilizados foram fios de LMF, uma revisão sobre a fenomenologia dessas ligas se fez presente; e por fim, é apresentado alguns trabalhos de destaque, presente na literatura sobre a utilização dessas ligas no controle aeroelástico.

O capítulo 3 apresenta uma fundamentação teórica sobre as principais técnicas e ferramentas matemáticas e numéricas utilizadas nessa pesquisa, cujo objetivo é facilitar a compreensão desse trabalho; assim as técnicas de análise modal teórica e experimental foram abordadas; uma descrição de como funciona o método dos elementos finitos se fez presente; ainda dissertou-se sobre aerodinâmica não estacionária, método ZONA 6, solução de *flutter* e o equacionamento de um sistema aeroelástico binário de *flutter*.

No capítulo 4 é apresentado o projeto do modelo aeroelástico escolhido para a aplicação dos atuadores de LMF, todas as etapas de projeto realizada para a obtenção e calibração dos parâmetros estão presentes nesse capítulo. Como esse projeto teve caráter numérico-experimental toda a modelagem numérica e técnicas experimentais se fazem presente, fornecendo ao leitor uma metodologia para projeto de estrutura desse tipo, para essa finalidade.

O capítulo 5 mostra a caracterização dinâmica do suporte inercial utilizado para suportar e posicionar o modelo aeroelástico no túnel de vento de forma a garantir qualidade nos dados coletados; também é apresentado o túnel de vento utilizado nos ensaios; e por fim, é feito o projeto do atuador, em que é realizada a seleção e caracterização termomecânica do atuador.

No capítulo 6 são apresentados e discutidos os resultados obtidos; e no capítulo 7 são feitas as conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

2 REVISÃO DA LITERATURA ESPECIALIZADA

Nesse capítulo será feita uma abordagem geral sobre aeroelasticidade no qual os principais aspectos relevantes a essa pesquisa serão enfatizados.

Como ponto de partida apresenta-se um breve histórico da aeroelasticidade, em que se destacam os primeiros eventos envolvendo esse complexo fenômeno, com ênfase nos aspectos experimentais; em seguida fala-se sobre os mecanismos de *flutter* – objeto de estudo dessa pesquisa –, com destaque nos efeitos dos parâmetros de projeto na velocidade de ocorrência de *flutter*; prossegue-se com a utilização de modelos em escala reduzida para elucidação de fenômenos aeroelásticos; seguindo com as principais técnicas de controle aeroelásticos; logo após discute-se também a fenomenologia das LMF; e por fim é contemplado o controle aeroelástico com uso de ligas com memória de forma.

2.1 Breve histórico da aeroelasticidade

De maneira geral, para se entender o fenômeno da aeroelasticidade, é preciso compreender a historicidade do fenômeno, enfatizando os aspectos mais relevantes sem se ater a ordem cronológica dos fatos; para melhor entendimento, embrenha-se pela evolução dos artefatos voadores, culminando com o voo do 14 Bis; o impacto dos avanços tecnológicos do início da aeronáutica na aeroelasticidade; o surgimento do termo aeroelasticidade, assim como sua definição; como se classificam os fenômenos; primeiros registros de problemas envolvendo fenômenos aeroelásticos; tentativas de voo de Samuel P. Langley; as conjecturas de Hill e observações de Brewer, sobre as falhas de Langley; a preferência pelos biplanos; o primeiro desenvolvimento de *flutter* e a primeira análise teórica; e, finalmente, o início dos testes em laboratório e uso de modelos em escala reduzida.

Historicamente, o sonho de voar acompanha a existência humana desde os seus primórdios; um dos vários registros remonta à mitologia grega com Ícaro e suas asas de cera com penas de gaivota (ANDERSON JUNIOR, 2015). Esta vontade foi concretizada com os balões de ar quente dos irmãos franceses Montgolfier, que realizaram o primeiro voo documentado. Sejam de ar quente ou a hidrogênio, os balões apresentavam limitações quanto à velocidade de operação e reduzida manobrabilidade, no entanto, a reflexão e o aprendizado sobre esses percalços acabaram por incrementar a busca pelas máquinas voadoras, cujos

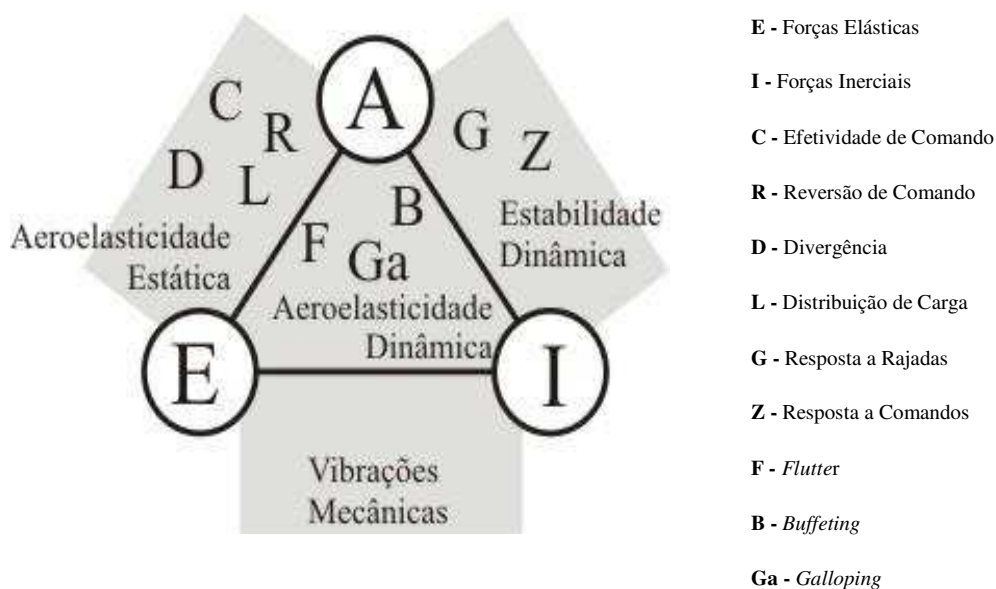
avanços empíricos conseguidos por Santos Dumont, com o voo do 14bis, e pelo *Flyers* dos irmãos Wright, foram fundamentais para que se buscassem estruturar esses artefatos voadores com materiais mais leves e resistentes, além de resistir as demandas e esforços mecânicos nas várias situações de operação.

Os avanços tecnológicos experimentados pelas aeronaves levaram-nas a atingir velocidades cada vez maiores e, com isso, evidenciaram-se os fenômenos aeroelásticos.

O termo aeroelasticidade foi introduzido por Roxbee Cox e Pugsley, em 1933, e só posteriormente foi definido por Collar (1946) como a ciência que estuda a interação entre as forças inerciais, elásticas e aerodinâmicas.

A princípio, Collar (1946) propôs uma classificação para os problemas aeroelásticos utilizando um triângulo com a representação das forças, inercial, aerodinâmica e elástica em seus vértices, dispondo os fenômenos nos campos correspondentes a vibrações mecânicas, estabilidade dinâmica, aeroelasticidade estática e aeroelasticidade dinâmica. A Figura 1 representa o diagrama.

Figura 1- Triângulo proposto por Colar



Fonte – (BIDINOTTO, 2007, p.8)

Outra forma de classificar foi proposta por Nitzsche (2001) que agrupou os problemas aeroelásticos segundo sua solução, dividindo-os em: problemas de estabilidade e de resposta, e ainda em estático ou dinâmico, como mostra a Tabela 1.

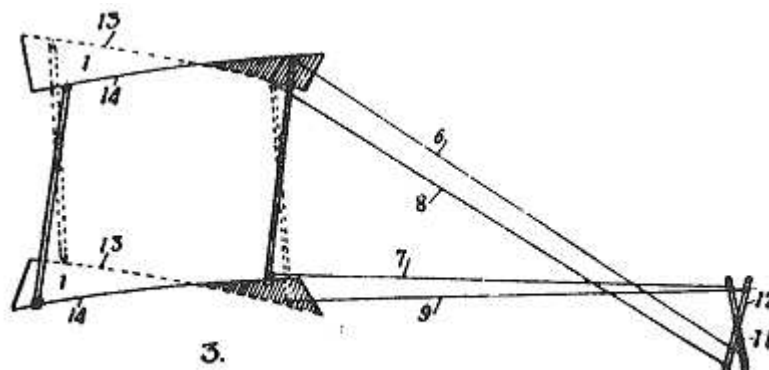
Tabela 1 - Classificação dos problemas aeroelásticos

	Estática	Dinâmica
Estabilidade	Divergência	<i>Flutter</i>
Resposta	Distribuição de Carga Efetividade de comando Reversão de comando	Resposta a rajada Resposta a comando <i>Buffeting</i> <i>Galloping</i>

Fonte – Nitzsche (2001)

Classificados os fenômenos aeroelásticos, apresenta-se a evolução das aeronaves sob a ótica dos fenômenos aeroelásticos. (GARRICK; REED, 1981) e (RICKETTS, 1990) historiam que no início da aviação os irmãos Wright inicialmente e sem estudo ou compreensão cabal do fenômeno fizeram uso do efeito aeroelástico para controle de rolagem de seu biplano em substituição aos ailerons cuja imagem pode ser visto na Figura 2; no entanto, ao colocar em voo o seu biplano, este foi acometido de outro efeito aeroelástico que causou a perda de eficiência da propulsão devido à torção das pás da hélice.

Figura 2 - Modelo aeroelástico dos irmãos Wright



Fonte – Ricketts (1990)

Quase que concomitantemente, na esteira da corrida pela busca de alçar voo, em oito de dezembro de 1903 a máquina voadora do professor Samuel P. Langley afundou no rio Potomac, configurando a segunda tentativa frustrada; em ambas o insucesso foi causado devido a falhas estruturais durante o lançamento catapultado; na primeira tentativa o mecanismo de fixação da aeronave na catapulta não funcionou corretamente e não liberou a máquina voadora como planejado. A causa da segunda falha foi atribuída ao colapso envolvendo a parte traseira da asa e da empenagem (GARRICK; REED, 1981).

Conjecturando, Hill (1951) sugeriu que a segunda falha foi um problema aeroelástico, devido a uma insuficiente rigidez da ponta da asa, resultando em uma divergência torcional, que pode ser vista como um problema de instabilidade de *flutter* na frequência zero. Corroborando com Hill e munido de fotos do primeiro lançamento da máquina de Langley, Brewer (1921) foi capaz de mostrar que as asas estavam com torção excessiva, confirmando a tese de que a falha foi devido à divergência torcional.

Depois da morte de Langley, Collar declarou que a máquina voadora de Langley foi capaz de voar tripulada sendo essa precedente a dos irmãos Wright, e isso foi possível devido a algumas alterações substanciais na estrutura treliçada da asa, reforçando-a e aumentando sua rigidez¹, o que, provavelmente, reduziu a probabilidade de ocorrer fenômenos aeroelásticos; Garrick e Reed afirmam que Collar dissera: “Parece que tirando a aeroelasticidade, Langley pode ter tirado os irmãos Wright de seu lugar na história”(GARRICK; REED, 1981).

O sucesso do biplano dos Wright e a falha do monoplano de Langley podem ter influenciado os primeiros projetistas de aeronaves a preferirem os biplanos (BISPLINGHOFF ET AL, 1955) e (GARRICK; REED, 1981). Sem dúvida, os biplanos possuem uma rigidez de asa superior aos monoplanos principalmente pelo travamento das asas por meio de tirantes e cabos como mostra a Figura 3.

Mesmo com a preferência pelos biplanos e conseqüentemente maior rigidez, durante a Primeira Guerra Mundial foi realizado a primeiracompreensão mais acurada do fenômeno *flutter*: o engenheiro Britânico F. W. Lanchester se deparou com violentas oscilações antissimétricas da fuselagem e empenagem no bombardeiro Handley Page 0/400. Para sanar o problema dois importantes conceitos foram descritos por Lanchester: as oscilações não eram resultadas de ressonância induzida por fontes de vibração, logo, elas eram auto excitadas; e,

¹ Para maiores detalhes sobre as modificações ver Anderson (2015)

para sanar fenômeno, o profissional descobriu que o aumento da rigidez torcional da empenagem poderia eliminar o problema (GARRICK; REED, 1981).

Figura 3 - Handle Page Heyford com seus tirantes e cabos de estaiamento



Fonte – Pagina eletrônica Airway

Através da investigação de Lanchester no Handley Page, Leonard Bairstow realizou o que pode ser a primeira análise teórica de *flutter*, a qual consistiu em um *flutter* de dois graus de liberdade, torção do corpo da fuselagem e movimento da empenagem sobre sua articulação (GARRICK; REED, 1981; WEISSHAAR, 1995, p. 6).

Segundo (RICKETTS, 1990, p. 2), os testes iniciais para resolver problemas aeroelásticos eram baseados em tentativa e erro; a título de exemplo, um piloto de corrida aérea em 1934 resolveu o problema de *flutter* eliminando sistematicamente secções da ponta da asa. Devido ao perigo envolvendo a metodologia de testes de *flutter* outras técnicas começaram a ganhar destaque e assim laboratórios e túneis de vento começaram a ser construídos para testes mais seguros.

Nota-se que muito estava sendo feito para um melhor entendimento dos efeitos aeroelástico; para isso modelos em escala reduzida dinamicamente semelhantes aos reais estavam sendo fabricados e testados em túnel de vento; esses protótipos eram utilizados para mostrar que a aeronave não apresentaria fenômenos aeroelásticos dentro do envelope de voo e para pesquisar os fenômenos a que a estrutura estava submetida.

Antes de dissertar sobre os modelos em escala reduzida, será lançada luz sobre os mecanismos de ocorrência do fenômeno, foco dessa dissertação, o *flutter*.

2.2 Mecanismo de *flutter*

Como o objeto de estudo deste trabalho é o *flutter*, procurou-se detalhá-lo nessa seção com destaque aos pontos basilares para compreensão relevando-se os principais fatores: a importância de estudar esse fenômeno, como é definido, velocidade crítica de ocorrência de *flutter*, formas de *flutter*, como ocorre, como a literatura especializada classifica e por fim a influência dos principais parâmetros de projeto na velocidade crítica de ocorrência de *flutter*. Para maiores informações sobre os outros fenômenos aeroelásticos, é sugerida a leitura das referências Bisplinghoff et al. (1955) e Dowell et al. (2004).

A importância em estudar o fenômeno de *flutter* está sustentada em alguns pilares: pode levar a estrutura ao colapso sem aviso prévio; é o principal limitador do envelope de voo da aeronave; é considerado o fenômeno aeroelástico mais importante e mais difícil de prever; e, além disso, o *flutter* influenciou a evolução das aeronaves desde o primeiro voo (GARRICK; REED, 1981) e continua a influenciar.

O *flutter* é definido como resultado de vibrações instáveis autoexcitadas; a estrutura extrai energia do escoamento e aumenta as amplitudes de resposta, resultando frequentemente em falha estrutural catastrófica (WRIGHT; COOPER, 2015, pag. 171).

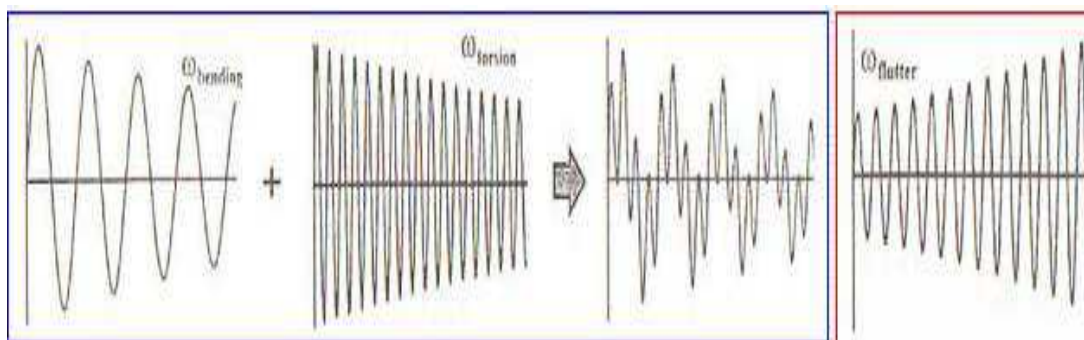
Pode-se acrescentar que o *flutter* é uma autoexcitação de dois ou mais modos de vibração de um sistema, alterada e realimentada pelo escoamento de um fluido; se não cessada a excitação, as amplitudes crescem exponencialmente levando a estrutura a uma falha dinâmica. Pode, ainda, o *flutter* ser descrito como um acoplamento instável entre as forças de inércia, elástica e aerodinâmica (SILVA, R., 2008; RAJA ET AL., 2006; SERRANO, 2010; BISPLINGHOFF ET AL., 1955; WARD e STRGANAC, 1998).

Sobre a velocidade crítica (V_{crit}) conhecida também como velocidade de *flutter*, tem-se que toda oscilação é amortecida abaixo dessa velocidade, acima dela algum modo torna-se instável com amortecimento negativo levando a estrutura a experimentar violentas oscilações, a menos que alguma não-linearidade esteja presente no sistema (WRIGHT; COOPER, 2015, p.171). Algumas vezes devido a essas não-linearidades as oscilações convergem a uma amplitude limite; esse fenômeno é conhecido como oscilação de ciclo limite (*do inglês LCO – Limited Cycle Oscillation*) (WESTIN, 2010, p. 21).

O *flutter* pode ter várias formas envolvendo diferentes pares, tais como interação entre a torção e flexão da asa, torção da asa/superfície de controle, asa/motor, entre outras. Para

uma viga semi-engastada – como no caso de superfícies aerodinâmicas típicas – os modos acoplados são torção e flexão. A Figura 4 ilustra a noção do acoplamento dos modos de vibração.

Figura 4 - Modo de acoplamento das frequências de torção e flexão

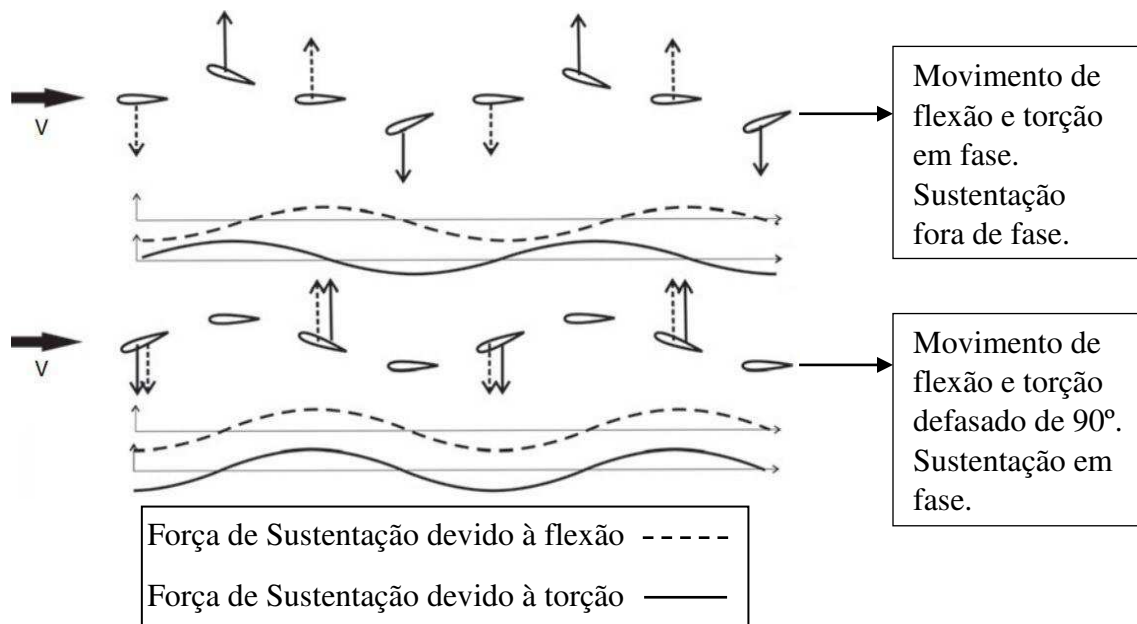


Fonte – Silva, R.,(2008)

Na Figura 5 ilustra-se uma demonstração de como ocorre o *flutter* em um aerofólio: o *flutter* pode ser iniciado por uma rotação do aerofólio. Com o aumento da força de sustentação, observa-se uma elevação do aerofólio e a rigidez à torção da estrutura promove um momento contrário à torção do esforço externo, forçando o perfil a retornar ao ângulo de ataque nulo. Devido à inércia da estrutura e ao momento restaurador de flexão e de torção, o aerofólio gira em uma posição de bordo de ataque baixo. Novamente o aumento da força e da rigidez torcional força o aerofólio a retornar à posição neutra. O ciclo é concluído quando o aerofólio retorna à posição neutra.

Ainda na Figura 5, tem-se duas situações: olhando para a parte superior, pode-se observar que os movimentos de flexão e de torção estão em fase, porém, há uma defasagem de 90° entre a força de sustentação gerada por esses movimentos. Na parte inferior da figura, observam-se movimentos defasados de 90° , contudo, a força de sustentação de torção e flexão estão em fase, trabalhando juntas; portanto, elas extraem energia do escoamento levando à condição de *flutter*. Toda essa dinâmica mostra que na velocidade de *flutter* há uma diferença de fase entre os dois modos acoplados de aproximadamente 90° (WRIGHT e COOPER, 2015, pag.181).

Figura 5 - Movimento de um aerofólio em suas componentes de flexão e torção



Fonte - Adaptado de Wright e Cooper (2015)

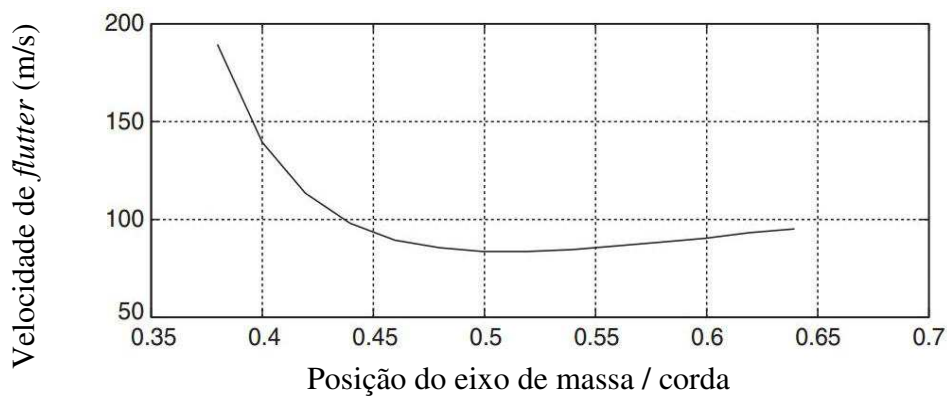
O *flutter* pode ser dividido em duas categorias: *flutter* clássico e de *stall* – na primeira acontece sem o descolamento da camada limite do perfil –, no segundo – está associado à separação do escoamento no perfil (REGIER; MARTIN, 1951). O caso de *stall flutter* tem mais ocorrência em pás de turbina, hélices, e dificilmente ocorre em asas de aeronaves (BISPLINGHOFF ET AL. 1955).

Além dessas duas categorias, digamos gerais, tem-se o *flutter* de painel e o de *store* que podem ocorrer intermitentemente em ambas; de painel – surgem ondas de amplitudes constantes, que podem ser estacionárias ou viajantes na pele de cobertura da aeronave; de *store* em que cargas externas tais como: tanques de combustível, mísseis, bombas, entre outras coisas, conduzem a uma nova condição dinâmica e conseqüentemente a uma nova velocidade crítica de ocorrência de *flutter* (LE, 2007).

Alguns parâmetros podem influenciar significativamente a velocidade crítica: a posição do eixo elástico (EE) e do eixo de massa (EM) é um exemplo disso; mantendo a posição do EE a 48% da corda e movendo o EM na direção do bordo de fuga é possível aumentar a velocidade de *flutter*; esse efeito ocorre devido à redução no acoplamento entre as matrizes de inércia e aerodinâmica. Na Figura 6 é possível visualizar o efeito da posição do eixo de massa na velocidade crítica. Para verificar a influência do eixo elástico mantém-se o

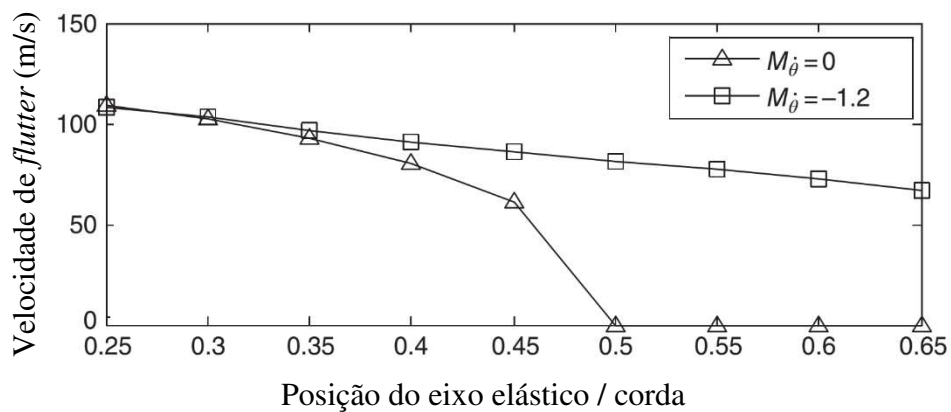
EM a 50% da corda e varia o EE – o comportamento é mostrado na Figura 7. Observa-se uma queda de V_{crit} com o avanço do EE na direção do bordo de fuga; esse comportamento de queda é atribuído ao aumento da distância entre o EE e o centro aerodinâmico. O termo $M_{\dot{\theta}}$ visualizado na Figura 7 é o amortecimento aerodinâmico derivativo de *pitch*; um valor de $M_{\dot{\theta}} = -1,2$ para esse parâmetro é suficiente para que a variação com a frequência reduzida seja minimizada (WRIGHT e COOPER, 2015, p.184).

Figura 6 - Efeito da variação do eixo de massa na velocidade de *flutter*



Fonte - Adaptado de Wright e Cooper (2015)

Figura 7 - Efeito da variação do eixo elástico na velocidade de *flutter*

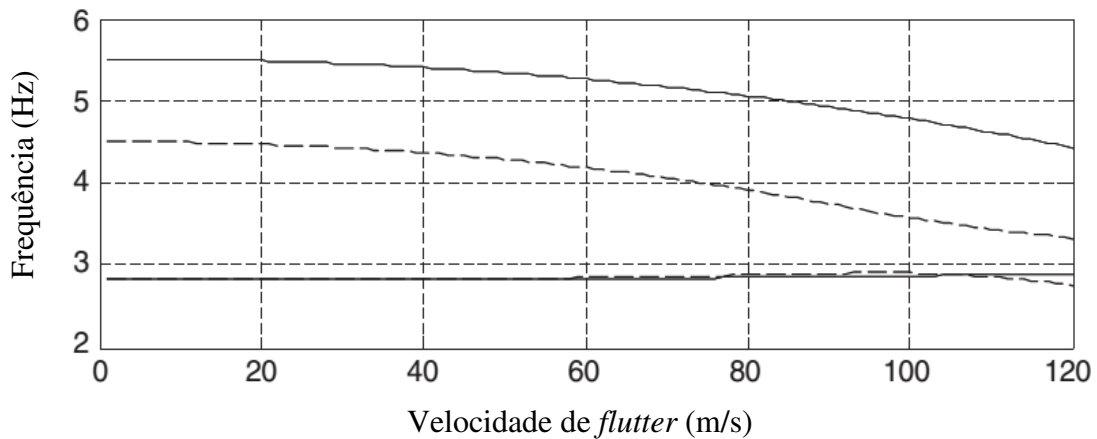


Fonte - Adaptado de Wright e Cooper (2015)

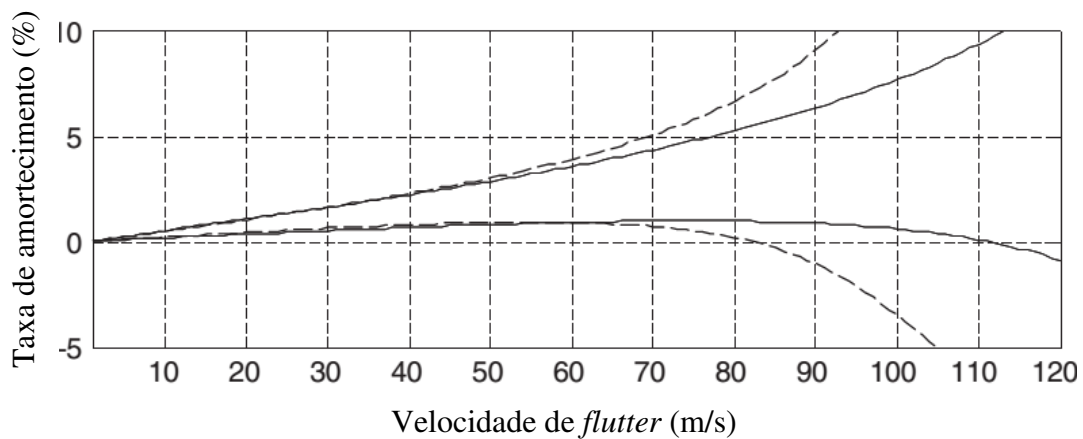
A proximidade entre as frequências naturais dos modos que se acoplam é um parâmetro que merece atenção e recebe o nome de *wind-off* – vale ressaltar que esse

parâmetro existe na ausência de carregamento aerodinâmico –; quanto maior a proximidade dessas, menor será a velocidade de *flutter*; geralmente a indústria aeronáutica trabalha para aumentar a distância entre as frequências que se acoplam; pode-se ver pela Figura 8 (a) que a proximidade entre os modos tracejados é menor e, por consequência, a velocidade de ocorrência também o é Figura 8 (b) (WRIGHT e COOPER, 2015, pag.184 e 185).

Figura 8 - Tendências de um sistema com diferentes frequências de *Wind-off*



(a)

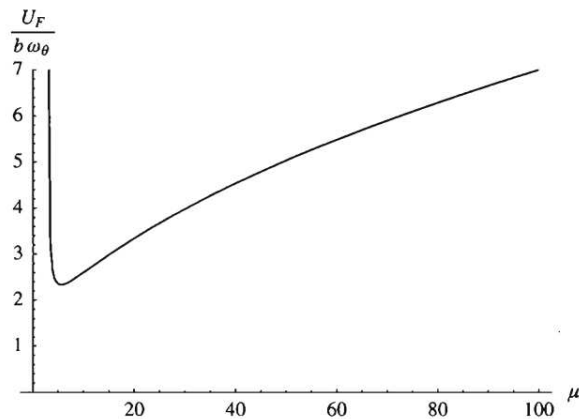


(b)

Fonte - Adaptado de Wright e Cooper (2015)

Ainda dentro dos parâmetros, existem algumas situações de projeto em que a razão de massa $\mu = m/(\pi\rho_{\infty}b^2)$ leva a uma conclusão importante: se uma mudança na densidade atmosférica pode ser interpretada como mudança de altitude, um aumento de μ consiste na elevação da altitude. Com a análise da Figura 9 é possível concluir que: para determinados casos o *flutter* é mais susceptível a baixas altitudes (HODGES; PIERCE, 2002, p.147-148).

Figura 9 - Velocidade de *flutter* reduzida versus razão de massa

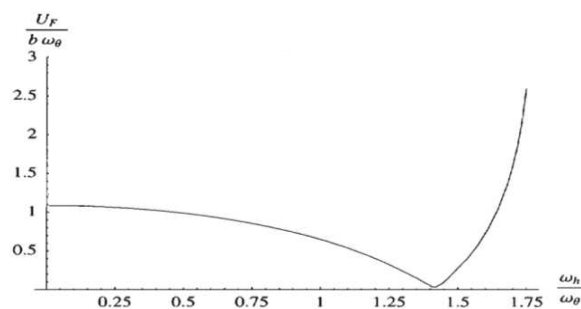


Fonte - Adaptado de Hodges e Pierce (2002)

Outro parâmetro importante (σ) é a razão entre as frequências de flexão e de torção o qual pode levar ao comportamento mostrado na Figura 10. Para determinada configuração com σ próximo a 1,4 a velocidade de *flutter* é drasticamente reduzida; esse comportamento tem uma grande importância prática e depende de outros parâmetros, e é geralmente observado em asas de aeronaves de alta performance que tem valores altos de μ e desbalanceamento estático positivo (HODGES; PIERCE, 2002, p. 148-149).

Diante do exposto, fica evidente que é de fundamental importância o entendimento sobre o fenômeno de *flutter*, principalmente para o projeto adequado das estruturas que compõem a aeronave; o arrazoado acima sugere que a mudança em alguns parâmetros de projeto pode reduzir significativamente a V_{crit} , inviabilizando o projeto e, se não considerados, este falhará em sua missão. Para viabilizar e executar um projeto que analise e estude o fenômeno *flutter*, existem várias etapas dentro do que concerne o projeto aeroelástico de uma aeronave; dentre elas a utilização de modelos em escala reduzida tema da próxima seção.

Figura 10 - Velocidade de flutter reduzida versus razão de frequências



Fonte - Adaptado de Hodges e Pierce (2002)

2.3 Modelos em escala reduzida

Como será utilizado um modelo em escala reduzida de uma asa flexível de alta razão de aspecto para o estudo da influência de fios superelásticos na velocidade de *flutter*, é preciso uma análise dessa técnica de modo a compreender e otimizar o uso do modelo. Sobre os principais aspectos relevantes desse estudo, destacam-se: o início dos testes usando modelos em escala; a importância de sua utilização; a classificação desses protótipos; formas de montagem em túnel de vento; instrumentação do arquétipo; técnicas de predição do fenômeno *flutter*; e, por fim, alguns modelos atualizados usados na literatura.

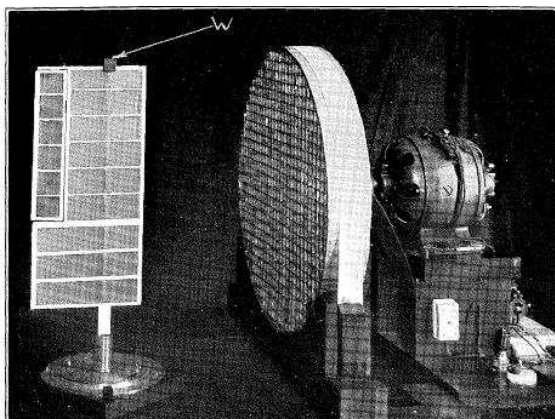
Os testes com protótipos em escala são antigos: em 1927 Manfred Rauscher começou a introduzir modelos em escala reduzida em túnel de vento no Instituto de Tecnologia de Massachusetts (MIT) (GARRICK; REED, 1981); dois anos mais tarde a *Royal Aeronautical Society* (RAS) começou a realizar experimentos com modelos aeroelásticos (FRAZER; DUNCAN, 1929).

Ainda sobre os testes com modelos, Perring (1928) usou-os para determinar a velocidade de ocorrência de *flutter* de um hidroavião biplano que apresentou *flutter* do tipo asa-aileron. O modelo na escala de um para três foi testado no túnel RAE-7-ft e apresentava a mesma distribuição de massa, porém com rigidez de um nono da apresentada no modelo real; esse foi o primeiro modelo a demonstrar a eficácia dos testes em túnel de vento para a correlação entre modelo e escala real.

Em seu trabalho Frazer e Duncan (1931) mostram um modelo de três graus de liberdade de uma asa flexível em que a massa “W” podia ser facilmente alterada (posição e quantidade de massa) para mudar a dinâmica do modelo; o aileron é articulado livremente e a asa pode fletir e torcer, como mostra a Figura 11. Esse trabalho serviu de referência para o estudo do fenômeno ao longo de décadas e codinominou-se como a bíblia do *flutter*.

O conhecimento acumulado pelos pioneiros da aeroelasticidade sobre modelos em escala e com o avanço da ciência, fez evoluir a forma de estruturar os ensaios aeroelásticos e é chamada atualmente de programas de testes. Eles são iniciados para elucidar diversos problemas aeroelástico, tais como: evidenciar a não ocorrência de fenômenos aeroelásticos dentro do envelope de voo da aeronave; testar novas formas construtivas com novos materiais; entender e validar códigos computacionais e/ou técnicas de resolução de problemas aeroelásticos; e desenvolver controles ativos para diminuição dos efeitos danoso das respostas aeroelásticas (RICKETTS, 1990; TANG; DOWELL, 2016, p.1).

Figura 11 - Montagem experimental de Frazer e Duncan



Fonte – Frazer e Duncan (1929)

Sobre modelos em escala, Yeager e Kvaternik (2001) dividem-nos em dois grupos: os modelos de pesquisa e os de predição. Os primeiros não representam em particular nenhuma aeronave e, dentre outras finalidades, têm a função de esclarecer os tipos de *flutter* a que um novo tipo de estrutura estará submetida; fornecem dados para teste de modelos analíticos de previsão de comportamento da estrutura, e geram dados informacionais sobre tendências de *flutter* com a variação de certos parâmetros. Modelos de predição são baseados em aeronaves reais e têm por finalidade constatar-lhes o comportamento aeroelástico da estrutura. Geralmente um modelo é projetado para elucidar apenas um fenômeno.

Pode-se ainda subdividi-los em modelos aeroelásticos de asa flexível e asa rígida em montagem flexível. Segundo Njuguna (2007, p.3), muitos dos trabalhos tanto numérico como experimentais têm focado em asas rígidas, pois a interação aeroelástica entre a asa e o fluido ao redor pode ser negligenciada, sendo possível diminuir fortemente a complexidade do problema.

Diversas formas de montagem do modelo em túnel de vento foram desenvolvidas para acomodar importantes graus de liberdade em estudo (RICKETTS, 1990), tais como: *Pitch and plunge apparatus* (PAPA) ((DE MARQUI JUNIOR et al., 2007); PEREIRA ET AL, 2016; GASHAW, 2014; SILVA, G., 2016); *sting mount*; o modelo *side wall turntable* (BARTELS ET AL., 2014), está ilustrado na Figura 12; e há também o *cable system*. Dentre esses tipos de montagem, destaca-se o modelo de asa flexível como o pesquisado por (TANG; DOWELL, 2001).

Figura 12 - Sistema de montagem em túnel de vento Sidewall



Fonte - Bartels et al. (2014)

Em todos os casos, os aparatos de montagem precisam ser instrumentados; esses instrumentos de medidas devem ser o mais leve possível para que sua massa não altere a dinâmica do sistema. Geralmente são usados *strain gauges*, potenciômetros, acelerômetros para medida de diversas variáveis tais como força, frequência e amortecimento; para medida da distribuição de pressão usam-se manômetros conectados a orifícios do modelo que captam as flutuações de pressão.

Depois de feita a aquisição das variáveis, para predição dos fenômenos é preciso usar algumas técnicas para identificar o *flutter*; estas geralmente são: *randomdec*, *peakhold* e *power spectral density* (PSD). Métodos que usam funções de transferência normalmente são usados para determinar a estabilidade de modelos que empregam algum controle ativo de supressão de *flutter*. A experiência mostra que não existe uma técnica que pode ser aplicada para todas as situações (RICKETTS, 1990).

Mostradas as principais técnicas de predição de *flutter*, é necessário adentrar ao uso de modelos usados em pesquisas atuais. O grupo de estudos da universidade de Duke, Durham na Carolina do Norte, desenvolveu um modelo aeroelástico que foi usado e modificado para atender diferentes finalidades, mantendo as principais características daquele. Por exemplo:

- Tang e Dowell (2001) fizeram uso do modelo para comparação da resposta aeroelástica teórica e experimental usando uma abordagem não linear da estrutura;
- Tang e Dowell (2002a) analisaram a resposta histerética da oscilação de ciclo limite (LCO);

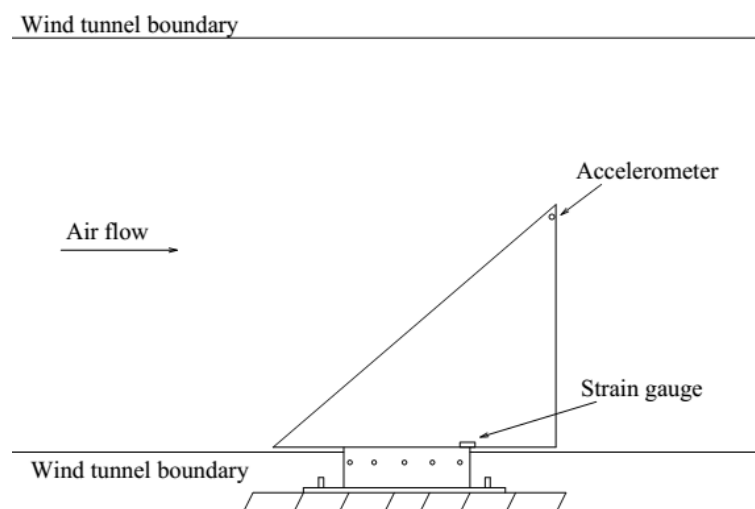
- Tang e Dowell (2002b) consideraram a resposta aeroelástica daquele modelo sob rajadas;
- Tang e Dowell (2009) usaram a abordagem clássica de balanceamento de massa para supressão de *flutter* e LCO;
- Jaworski e Dowell (2009) sopesaram o efeito das descontinuidades introduzidas na longarina nas quatro primeiras frequências naturais daquele modelo.

Ainda sobre modelos, foi usado por Attar et al. (2003) um modelo para estudar os efeitos do ângulo de ataque estacionário de uma asa sob a velocidade crítica de *flutter* e LCO. A configuração da estrutura alar tem a forma de um delta a 45 graus feito em uma placa de plástico (Lucite) de espessura de 2,4 mm, corda da raiz de 230 mm, um acelerômetro na ponta da asa e um *strain gauge* na raiz como mostra a representação esquemática na Figura 13. A aquisição e tratamento dos dados fez-se através de um software padrão de LabView®.

Sobre o que foi exposto, pode-se concluir que o uso dos modelos em escala é uma ferramenta indispensável na elucidação de fenômenos aeroelásticos, assim como teste de novas técnicas de supressão de *flutter*, como a que este trabalho se propõe; essa ferramenta está presente desde o início dos estudos da aeroelasticidade e continua nos dias atuais.

Na secção subsequente, uma descrição dos principais métodos de controle aeroelástico é discutida de modo a contextualizar sobre a técnica utilizada nesse trabalho.

Figura 13 - Modelo esquemático de asa delta



Fonte - Attar et al (2003)

2.4 Controle de resposta aeroelástica

Como a supressão do *flutter* é foco desse trabalho, uma revisão dos métodos de controle aeroelástico é importante, de modo a compreender o estado da arte nesse domínio, por isso essa seção foi estruturada como segue: métodos tradicionais de controle aeroelástico; resultados desses métodos; tecnologia de controle ativo; primeiros trabalhos sobre essa tecnologia; uso de modelos em escala para demonstrar a efetividade do controle ativo; primeiro voo de aeronave usando a técnica; supressão adaptativa de *flutter*; evolução do controle ativo; resultados na aplicação de controle ativo em modelos; desafios na aplicação da técnica; uso de materiais inteligentes; e uso de PZTs e LMFs no controle aeroelástico.

Segundo Chambers (2004) e Zhao (2009), a saída tradicional para o controle de resposta aeroelástica é o balanço de massa e/ou rigidez; os autores destacaram a inefetividade desse método passivo de controle devido ao aumento de massa da estrutura da aeronave; esse acréscimo de massa resulta em problemas na manufatura, performance da missão, custo de operação, além de outros efeitos indesejáveis.

Apesar dos efeitos indesejáveis advindos das saídas tradicionais, estas conseguem geralmente livrar a estrutura de problemas aeroelásticos. Von Baumhauer e Koning (1923) publicaram um artigo em que usaram o conceito de desacoplar as interações dos modos para prevenir a ocorrência do efeito *flutter*, que ocorria na asa com movimento dos ailerons. A forma encontrada para resolver o problema foi acoplar uma massa de balanceamento ao aileron. De maneira semelhante Tang e Dowell (2009) usaram a abordagem clássica de balanceamento de massa para supressão de *flutter* e LCO.

Com esses inconvenientes das técnicas tradicionais, pesquisadores começaram a introduzir a ideia de Tecnologia de Controle Ativo (do inglês “active” controls technology - ACT); essa ferramenta usa as superfícies de controle ligada a computadores e sensores que podem automaticamente eliminar os efeitos aeroelásticos indesejáveis, desse modo, reduzindo o peso estrutural, melhorando a manobrabilidade da aeronave e capacitando-a a multimições (CHAMBERS, 2004).

Controle ativo ou supressão ativa nessa análise se permutam mantendo o mesmo sentido; assim, Zhao (2009) disse que o começo das pesquisas para uma supressão ativa começou a se desenvolver no início dos anos 70. A primeira demonstração de controle ativo foi feita em 1972; usou-se uma asa *delta-clipped* com controle no bordo de fuga e de ataque da asa para a supressão de *flutter* (RICKETTS, 1990). Corroborando Ricketts, Chambers

(2004) expôs que a primeira demonstração prática de sistema de supressão de *flutter* ativa aconteceu nesse período em um túnel de vento do laboratório Langley. Entretanto, um dos primeiros artigos publicados dentro da área de supressão ativa de *flutter* é do início de 1954 produzido por R. A. Pepping; nele o autor apresentou uma análise teórica contendo a possibilidade de usar o sinal de deflexão de torção da asa para comandar a rotação da superfície de controle, para suprimir o *flutter* (LE, 2007).

Com o avanço da técnica foi possível extrair resultados cada vez mais consistentes, fazendo com que o método de supressão ativa fosse mais bem compreendido. Com base nesses conhecimentos adquiridos, em 1971 foi desenvolvido um modelo de asa em escala do Boing SST (2707-300); nele foi incorporado o controle de superfície no bordo de ataque e de fuga; três leis de controle foram aplicadas o que resultou no aumento da pressão dinâmica de *flutter* de 11 para 30 por cento, isso demonstrou mais uma vez a eficiência da técnica (CHAMBERS, 2004).

Continuando com os testes, foi fabricado um modelo em escala do B-52 para avaliar um sistema de supressão ativa de *flutter* (do inglês *Active Flutter Suppression - AFS*); fez-se uso de três computadores digitais separados com as leis de controle; foi possível demonstrar pela primeira vez com sucesso o sistema de supressão de *flutter* digital e o de redundância (CHAMBERS, 2004).

Chambers (2004) faz um apanhado de diversos testes e, nestes relatos, especifica um teste no modelo em escala do C-5A, onde ele narra que o Sistema de Controle de Distribuição de Sustentação Ativo (do inglês *Active Lift Distribution Control System - ALDCS*) foi capaz de reduzir o carregamento de flexão e torção, sendo mais efetivo em flexão, reduzindo o momento e a frequência do primeiro modo em mais de 50%.

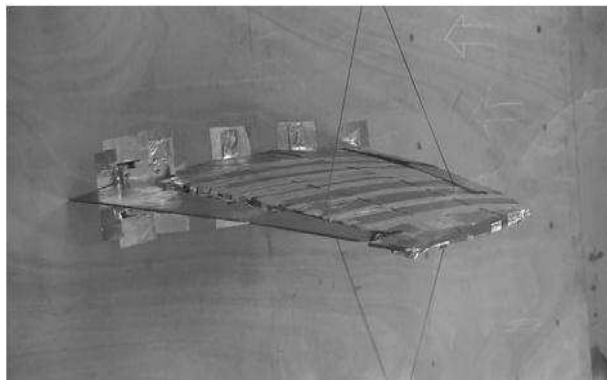
Com a consolidação das técnicas, em 2 de agosto de 1973 o programa de controle configurado fez o primeiro voo de sucesso; o bombardeiro B-52 demonstrou em voo um aumento de 10 *kts* na velocidade crítica de *flutter* usando uma ACT de supressão chamada de Alívio de carga e Estabilização de Modos (LAMS), sendo a única até então a aumentar o amortecimento através dos sistemas de controle (CHAMBERS, 2004).

O sucesso da aplicação das técnicas possibilitou a sua evolução; assim, em 1981 testes realizados no túnel dinâmico transônico (do inglês *Transonic Dynamics Tunnel - TDT*) usaram a técnica de supressão de *flutter* adaptativa que consistiu em selecionar uma lei de controle apropriada para cada condição de voo, conseguindo bons resultados e fazendo com que o modelo se estabilizasse em poucos segundos (CHAMBERS, 2004).

Zhao (2009) destaca a importância da introdução do *time-delay* nas formulações de leis de controle, atribuindo a elas o atraso no tempo de atuação de sensores e atuadores, o qual pode tornar um sistema aeroelástico instável ou estável, como mostrado em seu trabalho. O autor também mostra que a evolução das estratégias de leis de controle aeroelástico segue para o controle ótimo, robusto e adaptativo.

Com a evolução dos métodos de supressão ativa, (WENMIN et al., 2014) usa um sistema de controle digital denominado múltiplas entradas/ múltiplas saídas (do inglês Multiple Input Multiple Output - MIMO) para a supressão ativa de *flutter* em uma asa multiplamente atuada em um escoamento subsônico, ilustrado na Figura 14; trata-se de uma asa com enflexamento positivo possuindo superfícies de controle no bordo de ataque e de fuga e o sistema de atuação dessas superfícies usa motores ultrassônicos. Por meio da teoria, demonstrou-se um aumento de velocidade crítica de 7,24%, contudo, observou-se, entre os resultados teóricos e os testes em túnel de vento, uma discrepância que foi atribuída à falta de agilidade do atuador em responder adequadamente ao sinal de entrada; esse fato corrobora a afirmação de Zhao (2009) sobre considerar *time-delay* nas formulações.

Figura 14 - Modelo aeroelástico com superfícies de controle nos bordos de ataque e de fuga



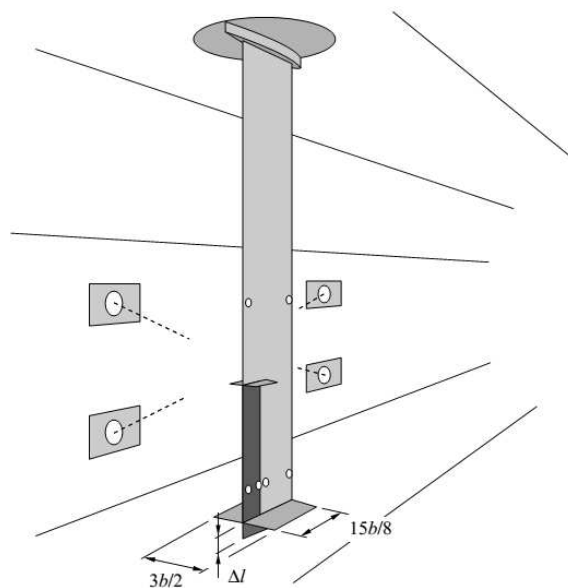
Fonte - Wenmin et al (2014)

Ainda sobre os testes com modelos realizados na atualidade, Borglund e Kuttenukeuler (2002) fizeram uma investigação na supressão de *flutter* usando uma superfície de comando no bordo de fuga, neste caso, o aileron; fez-se uso de uma lei de controle simples, a ciclo aberto (open-loop) cuja montagem experimental é mostrada na Figura 15; essas pesquisas e testes possibilitaram aumentar a velocidade crítica de *flutter* em 50%, comprovadas nos experimentos.

Um desafio nesse tipo de técnica é obter acuradas previsões de fenômenos críticos, aerodinâmicos e estruturais (CHAMBERS, 2004). Ricketts (1990) destaca que a tendência em utilização de controle ativo é desenvolver um sistema multifunções que controle várias respostas ao mesmo tempo.

Como alternativa aos sensores e atuadores antes empregados no controle ativo, atualmente há uma forte tendência no uso de materiais inteligentes (MI); um exemplo dessa aplicação está associado a modificação da geometria da asa (*Morphing*) que ajusta a forma externa da aeronave em função da condição de voo.

Figura 15 - Esquema de montagem do experimento em túnel de vento



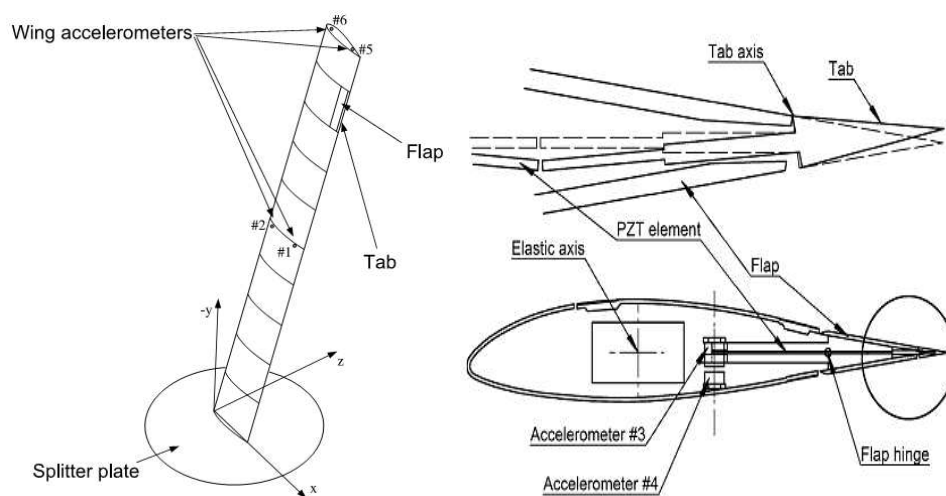
Fonte - Borglund e kuttenukeuler (2002)

Dentre os MI, Njuguna (2007, p. 32) destaca os materiais, viscoelásticos, magnéticos, piezelétricos (PZTs), fluidos magneto-reológicos. O uso desses materiais junto a estratégias de controle ativo não-linear resulta na técnica de amortecimento ativo que culmina no controle aeroelástico.

Na perspectiva dos MIs, Nam e Chen (2000) destacam os PZTs e as LMFs; essas ultimas são preferíveis para a utilização em aplicações estáticas ou a baixa frequência, como por exemplo na mudança de forma, associada ao *morphing*, e ainda pontuam que um estudo adequado dos parâmetros a serem alterados deve ser realizado para a seleção adequada dos MI a serem empregados na estrutura.

Dessa forma destacam-se alguns trabalhos na aplicação dos MIs, com destaque aos PZTs e as LMFs para controle aeroelástico e de vibrações. Heinze e Karpel (2006) exploraram o PZT para a supressão de *flutter*; a técnica escolhida foi o uso de uma superfície de controle instalada na asa que possui um *flap* que, por sua vez, contém uma aba conectada ao PZT, o qual forneceu rigidez, amortecimento e deformações para atuar na supressão do efeito indesejável. Elaborou-se uma lei de controle e fez-se testes experimentais com uso de um modelo aeroelástico em túnel de vento para confrontar os resultados teóricos com a realidade – um esquema do modelo e da montagem do PZT está mostrado na Figura 16. Esse trabalho mostrou que foi possível uma redução de 25% nas amplitudes de acelerações, quando a asa foi submetida a rajadas [resultados teóricos]. Os autores destacaram que o uso prático desse conceito precisa de mais investigações, pois apresenta um baixo curso de atuação, um alto consumo de energia e, quando colocado a prova no túnel de vento, apresentou severas instabilidades.

Figura 16 - Esquema de montagem experimental, conceito aba piezelétrica



Fonte - Adaptado de Heinze e Karpel (2006)

Njuguna (2007, p. 30 e 31) mostra que as LMFs estão sendo usadas para o controle aeroelástico atualmente dentro da matriz de um compósito, conferindo a este propriedades no controle da rigidez e amortecimento, sendo capaz de reduzir as amplitudes de vibração de pás de rotores, alteração do ângulo de torção, configuração de ponta, frequência natural, entre outras. Ostachowicz e Kaczmarczyk (2001) modelaram uma placa compósita com fios de

LMFs embutidos, e concluíram que é possível, com o uso dessa tecnologia, exceder as fronteiras de *flutter* quando comparada com a placa sem danos de delaminação.

Baz et al (1990) apresentaram uma análise teórico-experimental na qual mostram a possibilidade de se explorar o efeito memória de forma para o controle de vibrações de vigas engastadas. Nessa análise foi verificado o desempenho de um sistema de controle sob diferentes condições de operação com a viga submetida a um degrau de deslocamento. Os resultados obtidos demonstraram a potencialidade das LMFs para produzir amortecimento de vibração em sistemas flexíveis.

Birman (1997) analisou a influência de amortecedores pseudoelásticos de LMF NiTi no comportamento vibratório de estruturas elásticas. Na sua análise considerou que os elementos com memória de forma não afetavam o movimento da estrutura, mas agiam somente como dissipadores de energia. Os resultados desse trabalho mostram que os fios de LMF na fase austenítica são muito atrativos para aumentar o amortecimento estrutural. Nesse estudo, foi possível ainda identificar duas limitações das LMFs para este tipo de aplicação: a primeira está relacionada à deformação relativamente alta que é necessária para induzir a transformação de fase induzida por tensão; a segunda é a degradação das propriedades termomecânicas da LMF quando submetida a carregamentos cíclicos.

Barzegari; Dardel; Fathi, (2013) estudaram as características de frequência e modos de vibrar de uma viga compósita com fios de LMFs embutido; o método utilizado foi analítico, através das teorias de viga de Timoshenko, Euler-Bernoulli e de terceira ordem (Reddy); a investigação analítica levou a conclusão de que a técnica pode alterar a frequência natural da viga sob certas condições de pré-tensão e temperatura.

As aplicações de forças internas, localizadas ou distribuídas na estrutura, são um caminho para a dissipação de energia, assim reduzindo as amplitudes de vibração (NJUGUNA, 2007). Essa idéia é um fato, haja vista os trabalhos citados que comprovam que aplicação das forças internas por meio das LMFs são capazes de alterar o amortecimento, a rigidez e diminuir as amplitudes de vibração. Aplicadas em uma estrutura aeronáutica é possível fazer o controle aeroelástico dessa. Tais fatos tornam as LMFs tão especiais e propensas ao uso na supressão e controle de resposta aeroelástica.

2.5 Fenomenologia das LMFs

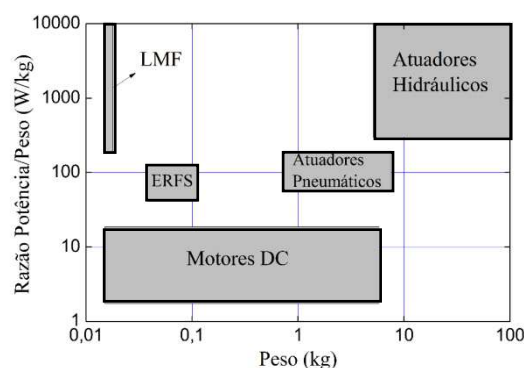
Como foi mostrado, os métodos de controle aeroelásticos evoluíram dos meios tradicionais para o controle ativo; esse percurso mostrou que os atuadores poderiam ser substituídos por uma classe especial de materiais reduzindo ainda mais o peso, trazendo consigo melhorias no desempenho das aeronaves. Dentre esses materiais inteligentes, assim denominados, destacam-se as LMFs que serão estudadas nessa secção cuja subdivisão se deu da seguinte forma: comparativo entre as LMFs e os demais atuadores; breve histórico sobre as LMFs Níquel-Titânio (NiTi); uma descrição dos fenômenos do ponto de vista cristalográfico; efeito memória de forma; superelasticidade; e caracterização termomecânica.

2.5.1 Uso das LMF como atuador

Para realizar o controle de sistemas, aplicam-se atuadores que podem ser de diversas naturezas tais como pneumático, hidráulico, motores DC, fluidos eletorreológicos, ligas com memória de forma (LMF), cerâmicas piezoelétrica entre outros.

Mavroidis (2002) mostra na Figura 17 uma comparação entre diversos tipos de atuadores dentro do que concerne a relação potência/peso. Conclui-se, a partir da análise da figura, que os atuadores LMF apresentam a melhor relação potência/peso; o autor acrescenta que uma das vantagens deles é o fato de possuírem uma atuação silenciosa e precisarem apenas de aquecimento e resfriamento para realizarem trabalhos mecânicos. Além disso, o peso desse tipo de atuador é um parâmetro de fundamental importância nos projetos aeronáuticos.

Figura 17 - Razão potência/peso de diversos tipos de atuadores



Fonte - Adaptado de (MAVROIDIS, 2002, p. 3)

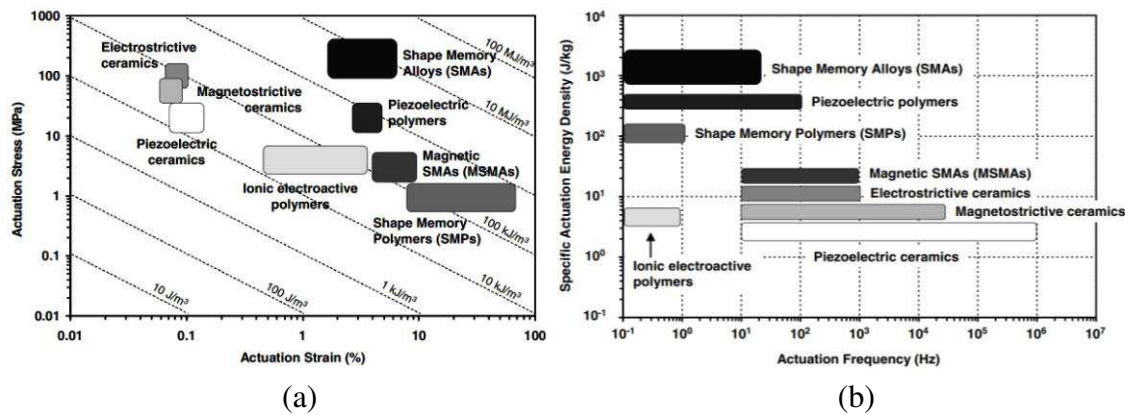
Lagoudas afirma que existem dois parâmetros importantes na escolha dos atuadores: a densidade energética e a frequência de atuação; o primeiro está associado à capacidade de produção de trabalho por unidade de volume; o segundo parâmetro, a frequência de atuação, remonta à capacidade de realizar trabalho por ciclo; um material atuador ideal teria uma alta densidade energética aliada à alta frequência de atuação. Na Figura 18 (a) é possível observar a densidade energética de diferentes materiais em intervalos de atuação de tensão versus deformação (LAGOUDAS, 2008).

Ao analisar a Figura 18 (b) é possível afirmar que as LMFs possuem maior capacidade de produção de trabalho por unidade de volume de material, assim como absorve ou dissipa energia mecânica. Esses materiais são considerados bons atuadores quando se deseja amortecer vibrações e absorver impactos, além de ter a capacidade de recuperar sua forma quando aplicada um campo de temperatura positivo, mesmo sob altas cargas aplicadas.

Como desvantagem de atuadores de LMF tem-se: a baixa frequência de atuação; e a baixa eficiência. O maior limitador dinâmico desse atuador é a fase de resfriamento; quanto à eficiência, essa não pode ser maior que a de um ciclo de Carnot, uma vez que esse atuador trabalha efetivamente como uma máquina de calor em que converte diretamente energia térmica em trabalho; a eficiência desse dispositivo geralmente se encontra em 10% (MAVROIDIS, 2002). Além disso, o efeito memória é um fenômeno não linear e a recuperação da deformação ocorre a uma faixa de temperatura estreita (ELAHINIA, 2001).

Mesmo apresentando as limitações destacadas acima, as LMFs têm sido bastante usadas como atuadores para muitas aplicações por exibirem propriedades notáveis tais como dimensões reduzidas e grande esforço de recuperação (ROGERS, 1990; BRINSON, 1993) e ainda baixo consumo de energia, massa reduzida e custo (MAVROIDIS, 2002). Tais propriedades e desempenhos motivaram a escolha das LMFs para supressão e controle aeroelástico.

Figura 18 - Diagrama de densidade energética indicando intervalos de atuação de tensão em função da deformação (a), diagrama da densidade de energia de atuação em função da frequência de atuação



Fonte - (LAGOUDAS, 2008, p. 2-3)

2.5.2 Aspectos cristalográficos da transformação martensítica

Dentre os vários tipos de ligas que apresentam o Efeito memória de forma (EMF) destacam-se as de NiTi, pois mostram: as melhores características do EMF, excelente resistência à corrosão, estabilidade em diversas configurações e, na maioria dos casos, perfeita biocompatibilidade.

Essas ligas foram descobertas em 1956, no *Naval Ordnance Laboratory* (NOL), por William Buehler e sua equipe enquanto faziam testes em ligas selecionadas para construir o nariz de um míssil de submarino; as ligas selecionadas deveriam ter alta resistência ao impacto e alta temperatura de fusão; durante os testes de impacto eles verificaram que a liga de Níquel e Titânio (NiTi) teve as melhores respostas, sendo escolhida para testes subsequentes; três anos depois, enquanto levava as amostras para serem chanfradas, uma delas caiu no chão e emitiu um som alto, característico de alto nível de amortecimento interno; intrigados com o comportamento, ele e sua equipe checaram se se conseguia o mesmo comportamento com os outros corpos de prova; obtiveram a mesma resposta; quando quente, a resposta das amostras foram diferentes: dessa vez emitiu um som muito agudo; a partir disso, eles concluíram que o material exibia duas fases reversíveis em temperaturas distintas (LECCE; CONCILIO, 2015, p. 8).

Essas ligas têm a capacidade de se recuperar de grandes deformações sem apresentar deformações plásticas (LAGOUDAS, 2008). Essa qualidade está atrelada às transformações de fase que ocorrem no material; essas mudanças ocorrem na presença de tensão mecânica ou variações de temperatura, e ainda são reversíveis, e conhecidas por transformação direta e reversa; na direta, tem-se Austenita para Martensita (A / M) e, na reversa, Martensita para Austenita (M / A). As transformações de fase é que dão origem aos fenômenos conhecidos dessas ligas, o efeito memória de forma (EMF) e a superelasticidade (SE) ou pseudoelasticidade (LAGOUDAS, 2008).

A austenita é fase de alta temperatura e é formada por estrutura cristalina cúbica de corpo centrado (CCC), enquanto a de baixa, é nomeada de martensita, e possui cristais que apresentam baixa simetria podendo ter a forma tetragonal, ortorrômbica ou monoclinica. Essa última fase possui duas formas: uma orientada, quando uma das variantes martensíticas é predominante, e outra desorientada, quando há combinação das variantes.

Essas transformações de fase não ocorrem por difusão atômica, elas precisam apenas de pequenos movimentos dos átomos dentro do cristal para que ocorram, acontecem a uma faixa de temperatura resultando em quatro temperaturas: início e fim da transformação austenítica e da martensítica (respectivamente, A_s , A_f , M_s e M_f). Algumas ligas NiTi apresentam uma fase intermediária com cristais romboédricos; essa fase apresenta excelentes propriedades de fadiga funcional. Como a transição de fase também é induzida por tensão mecânica, têm-se quatro valores de tensão associados: σ^{AS} , σ^{AF} , σ^{MS} e σ^{MF} . Existe uma relação importante entre a temperatura e a tensão de transformação de fase e esse comportamento varia linearmente.

Uma característica forte desse material é que a fase martensítica tem maior mobilidade atômica e por isso maiores níveis de amortecimento e menor rigidez, a austenita tem comportamento inverso, menor mobilidade, conseqüentemente menores níveis de amortecimento e maior rigidez.

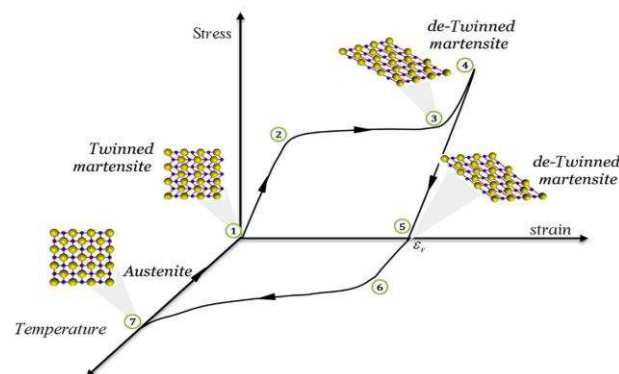
2.5.3 Efeito memória de forma

O efeito memória de forma é representado de forma esquemática na Figura 19; esse efeito ocorre quando a liga se encontra em um estado inicial de martensita maclada (1); aplicada uma tensão mecânica, o material tem comportamento linear da martensita maclada até chegar ao ponto 2; a partir desse ponto, uma direção preferencial é imposta as maclas que se deformam a uma tensão praticamente constante formando o platô (2-3); elevando a carga, a

liga experimenta uma segunda região elástica, agora, da nova microestrutura: a martensita orientada (MO)(3-4); iniciado o descarregamento da liga, observa-se uma deformação residual ϵ_r no ponto (5), em que estão estáveis todas as variantes da martensita que podem ser recuperadas mediante o aquecimento (acima de A_f) (6-7); durante o aquecimento há a transformação de fase de MO para austenita; finalmente, resfriando o material à temperatura inicial, tem-se a deformação totalmente recuperada (7-1), pois há a transformação de fase de austenita para a martensita maclada. O efeito memória descrito se refere ao de simples efeito, pois apenas a forma de alta temperatura é memorizada (LECCE; CONCILIO, 2015, p. 41; GRASSI, 2014, p. 30-31).

Com a aplicação do efeito memória, pode-se gerar forças de recuperação consideráveis ao se restringir a recuperação da deformação residual. Tensões da ordem de 800 MPa podem ser geradas por fios de LMF (LECCE; CONCILIO, 2015, p. 41). Aplicadas às estruturas essas forças de recuperação são traduzidas em forças internas, conseqüentemente podem alterar propriedades importantes da estrutura, tornando-a adaptável a determinada condição de operação.

Figura 19 - Efeito memória de forma



Fonte – Adaptado de (LECCE; CONCILIO, 2015, p. 40)

2.5.4 Superelasticidade

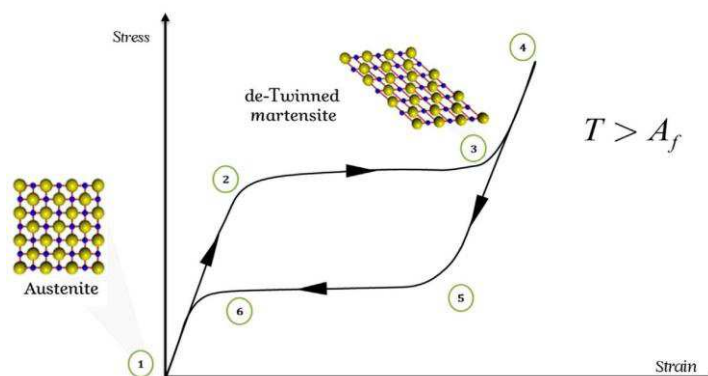
A superelasticidade pode ser explicada em linhas gerais como: o comportamento associado com a formação e reversão da martensita induzida pelo carregamento mecânico aplicado, sob temperatura constante e superior a temperatura final de formação de austenita (A_f); essa transformação ocorre devido à tensão mecânica aplicada, que por sua vez fornece energia para a transformação termoelástica (EMILIAVACA, 2016).

De maneira a simplificar o entendimento sobre essa fenomenologia, o uso do esquema mostrado na Figura 20 faz-se necessário. A tensão mecânica é aplicada ao material a uma temperatura acima de A_f , assim, no ponto (1) a estrutura está totalmente austenítica e apresenta comportamento linear associado a essa estrutura cristalina (1-2); prosseguindo com a aplicação da tensão, é iniciada a formação de MO a uma tensão praticamente constante formando o platô (2-3); no ponto (3) tem-se toda a austenita transformada em MO; aumentando ainda mais a tensão, o material experimenta a região linear associada à estrutura cristalina da MO (3-4); descarregando o material, há uma recuperação elástica da deformação associada à MO (4-5); um novo platô é formado quando a transformação de fase entre a MO e a austenita (5-6) é finalizada; o ciclo termina com a região elástica da austenita (6-1).

Um parâmetro importante associado ao comportamento SE dessa liga é a fração de martensita ξ ($0 \leq \xi \leq 1$); quando $\xi = 0$ (1-2) tem-se uma estrutura totalmente austenítica e quando $\xi = 1$ (3-4-5) totalmente martensítica. Com esse parâmetro, é possível fazer o controle de rigidez e de amortecimento através da fração de martensita ξ presente na liga em determinada condição de operação, isso torna as ligas com memória de forma excelentes para aplicações dinâmicas.

Como é observado na Figura 20, o carregamento e descarregamento percorrem caminhos distintos formando um laço histerético, sendo possível dissipar energia na aplicação desse material. Essa capacidade de amortecimento está ligada à existência de diferentes interfaces na transformação martensítica, sejam elas entre as variantes, entre a martensita e a austenita ou mesmo entre os contornos dentro da própria martensita (LECCE; CONCILIO, 2015, p. 46). Na condição austenítica a amplitude depende fortemente do atrito interno e, se o nível de tensão for suficientemente alto para gerar martensita, a capacidade de amortecimento alcança o seu máximo (LECCE; CONCILIO, 2015, p. 46).

Figura 20 - Superelasticidade ou pseudoelasticidade

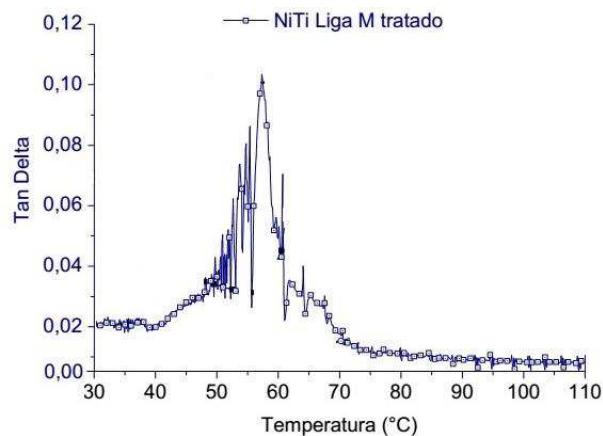


Fonte – Adaptado de (LECCE; CONCILIO, 2015, p. 45)

Vilar mostrou outra característica interessante dessas ligas, a alteração do amortecimento com a imposição de um campo de temperatura; ao analisar a Figura 21 infere-se que na temperatura de formação de austenita a transformação de fase gera grande quantidade de atrito interno aumentando o amortecimento; depois de formada toda austenita, o amortecimento cai para níveis inferiores aos iniciais uma vez que este (da austenita) é inferior ao da martensita, como mostra a Figura 21 (VILAR, 2013).

Ainda sobre a Figura 21, segundo o catálogo de fabricante a PerkinElmer, “Tan Delta” é a relação do módulo de perda para o módulo de armazenamento, muitas vezes chamado de amortecimento; é a medida da dissipação de energia em um material; o fabricante extrai esse parâmetro fazendo a medida da tangente do ângulo de fase. A tangente do ângulo de fase é relacionada diretamente com o amortecimento.

Figura 21 - Amortecimento em função da temperatura para uma típica liga LMF



Fonte - Adaptado de (VILAR, 2013)

2.5.5 Caracterização termomecânica das LMFs

Como já mencionado, as propriedades mais relevantes para as LMFs são, por questões práticas, as temperaturas e tensões de transformação de fase. Essas duas propriedades estão intimamente ligadas pela lei de Clausius Clayperon especifica para as LMFs cujo princípio estabelece uma relação proporcional entre elas, ou seja, as temperaturas de transformação aumentam linearmente com a tensão (EMF sob carga); o mesmo comportamento é observado nas tensões de transformação, elas aumentam linearmente com a temperatura (SE)(GRASSI, 2014, p. 37).

As temperaturas de transformação podem ser obtidas por meio de ensaios de calorimetria diferencial de varredura (do inglês *Differential Scanning Calorimetry* - DSC) ou por variação da resistência elétrica em função da temperatura (RET), pois propriedades como calor específico, resistência elétrica e rigidez variam com a temperatura.

O mais comumente utilizado na literatura é o DSC: ele mede a diferença entre a quantidade de calor requerida para aumentar a temperatura de uma amostra e de uma referência, assim o equipamento fornece um fluxo de calor à amostra e à referência para manter constante a variação de temperatura, tanto no aquecimento com no resfriamento (GRASSI, 2014, p. 38).

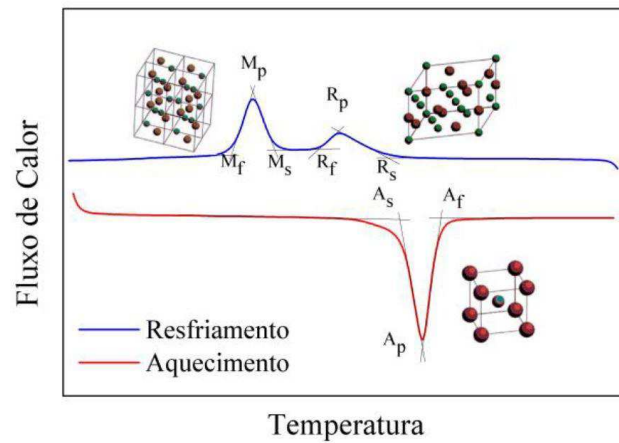
Como resultado do ensaio de DSC, tem-se um termograma, através do qual é possível extrair as temperaturas de início e fim de transformação por meio do método das tangentes; fazendo a integral da curva que representa o pico obtém-se a área interna de cada pico; ela representa a energia consumida ou liberada em cada fase, ou seja, a entalpia de transformação de fase; finalmente fazendo a diferença entre as temperaturas de pico, extrai-se a histerese térmica. Um termograma característico de LMF NiTi é mostrado na Figura 22.

É importante lembrar que as temperaturas de transformação são fortemente afetadas pelo histórico mecânico da amostra e pela energia mecânica guardada pela por ela, que pode ser responsável por precipitações (LECCE, 2015, p. 59). Para maiores informações sobre os efeitos do histórico mecânico da amostra nos termogramas consultar (LECCE, 2015).

As LMFs apresentam não linearidades e comportamento histerético com forte acoplamento termomecânico, além disso, são muito afetadas pelo caminho, embora a transformação de fase em si não é afetada intrinsecamente pela taxa de carregamento. Isso leva a complexidades experimentais para descrever o comportamento termomecânico desses materiais.

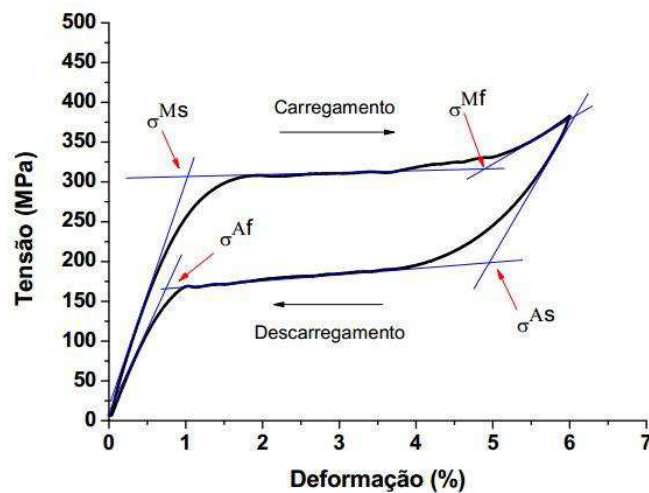
Para elementos superelásticos a temperatura de maior interesse é A_f , pois marca o final de formação da austenita, característica fundamental para explorar esse efeito. As tensões críticas de transformação são importantes para a aplicação desse efeito e são obtidas geralmente por ensaio de tração uniaxial à temperatura constante e superior a A_f . Com análise do gráfico de tensão deformação extraem-se as tensões críticas pelo método das tangentes, como indica a Figura 23.

Figura 22 - Termograma típico de LMF NiTi



Fonte – Adaptado de (LEMOS, 2016)

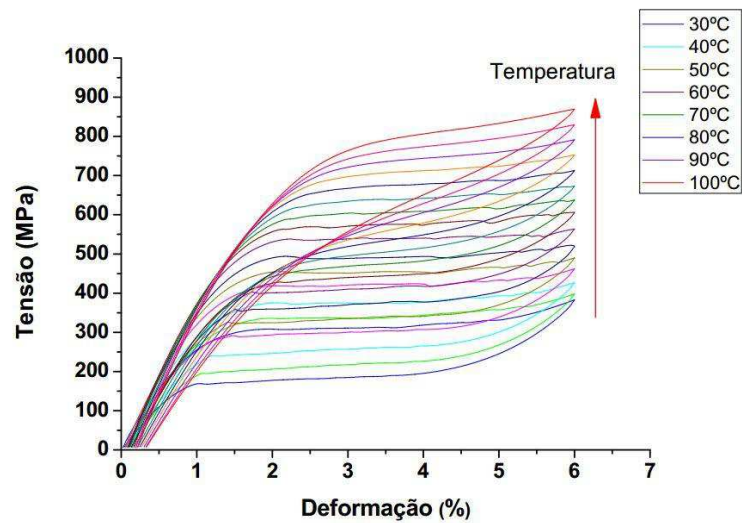
Figura 23 - Comportamento tensão-deformação de uma liga LMF SE



Fonte - Adaptado de (OLIVEIRA, 2014, p. 32)

Como as tensões de transformação variam fortemente com a temperatura, é preciso verificar esse comportamento por meio dos ensaios, sabendo-se que cada temperatura determina um valor de tensão crítica. O ensaio realizado para entender esse comportamento é feito padronizando um valor de deformação para todos os ensaios, que são realizados em passos de temperatura, acima de A_f , como mostra a Figura 24.

Figura 24 - Curva tensão-deformação para LMF SE a diferentes temperaturas



Fonte - Adaptado de (OLIVEIRA, 2014, p. 34)

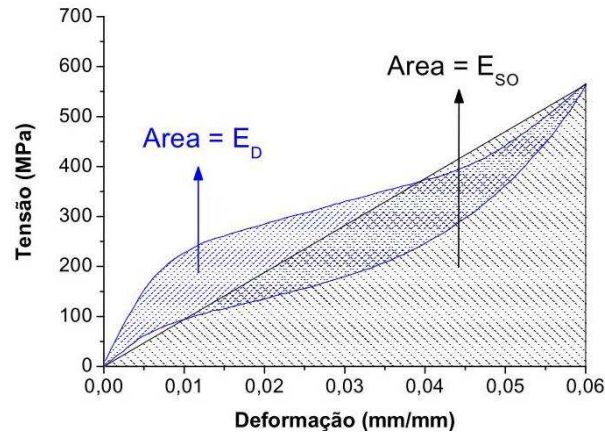
Um problema associado ao uso das LMFs é que os ciclos de tensão aumentam o comprimento da amostra devido a deformações residuais acumulada a cada ciclo de transformação martensítica, isso ocorre devido ao acúmulo de precipitados, desorganização induzida pela martensita bloqueada e pela plastificação (DIENG et al., 2013, p. 1548). Para contornar o alongamento sofrido pela liga faz-se o treinamento.

O treinamento é um tratamento de aquecimento termomecânico utilizado para estabilizar a propriedade de um componente que já foi submetido a uma forma; nem sempre esse tratamento é necessário, entretanto, é recomendado para casos em que o elemento experimentalizará altas deformações ou tensão mecânica (LECCE; 2015). O método consiste em submeter a amostra a ciclos térmicos a uma tensão constante.

As LMF no estado SE apresentam comportamento dissipativo, os caminhos de carregamento e descarregamento percorrem caminhos distintos, esse fenômeno dá origem a um laço histerético, fisicamente o material não devolve toda energia que o sistema forneceu a ele para se deformar. Assim cada ciclo de carga e descarga há uma dissipação de energia; a quantidade de energia dissipada em cada ciclo é calculada pela integral de área da curva tensão-deformação, como mostra a Equação 1, e representada na Figura 25 por meio da área com hachura azul.

$$E_D = \oint \sigma d\epsilon \quad (1)$$

Figura 25 - Determinação da energia dissipada por meio da tensão-deformação



Fonte - Adaptado de (OLIVEIRA, 2014, p. 33)

Para uso das LMFs como absorvedor dinâmico a correlação desse comportamento com um amortecedor viscoso é conveniente, para isso é feita uma relação entre a energia dissipada no ciclo superelástico pela energia absorvida (E_{SO}) por um elemento elástico equivalente, área de hachura preta da Figura 25. A Equação 2 descreve esse comportamento.

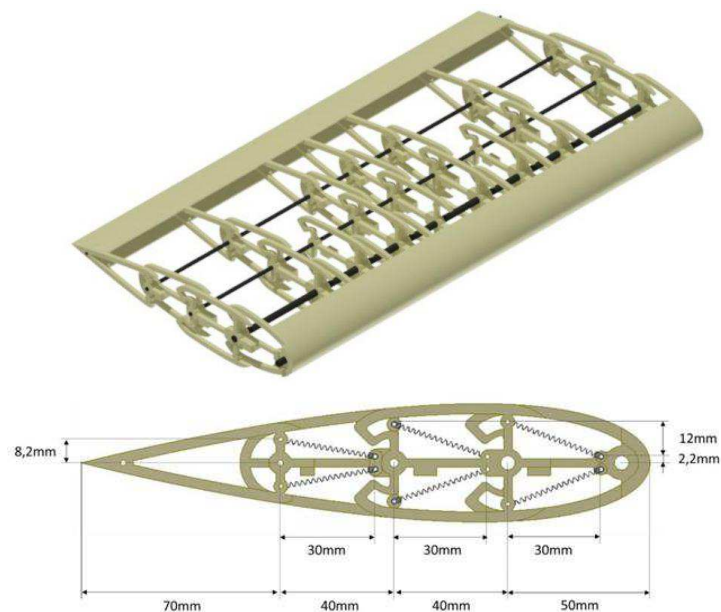
$$\xi = \frac{E_D}{4\pi E_{SO}} \quad (2)$$

Outro comportamento apresentado por essas ligas é o auto aquecimento; quando o material é submetido a ciclos de deformação, haverá transformações direta e reversa; é sabido que na transformação direta há uma liberação de calor para o meio (exotérmico) e na reversa uma absorção (endotérmico). Com isso existe uma frequência que, a partir dela, não há tempo suficiente para dissipação completa do calor para o meio provocando um aumento da temperatura do material e, conseqüentemente, aumenta as tensões críticas de transformação; isso resulta em uma conclusão importante: a resposta dinâmica do material SE é principalmente devido a temperatura e não a taxa de carregamento (OLIVEIRA, 2014, p. 51-57).

2.6 Controle aeroelástico usando LMF

Uma breve revisão dos principais trabalhos no domínio do controle aeroelástico usando materiais com memória de forma se faz presente. Diversos autores têm trabalhado no uso das LMFs para controle aeroelástico: Emiliavaca (2016) usou mini-molas de LMF SE para alterar a arqueadura de um perfil configurando uma aplicação de *morphing*. O autor reportou deflexões da ordem de 44° quando todas as secções estão ativas. Testes em túnel de vento mostraram que, a uma velocidade de 14m/s, a efetividade da variação do ângulo diminuiu ficando ainda em 25° , sendo superior aos modelos apresentados pela literatura; na **Erro! Fonte de referência não encontrada.** é possível visualizar o conceito.

Figura 26 - Maquete virtual de asa adaptativa

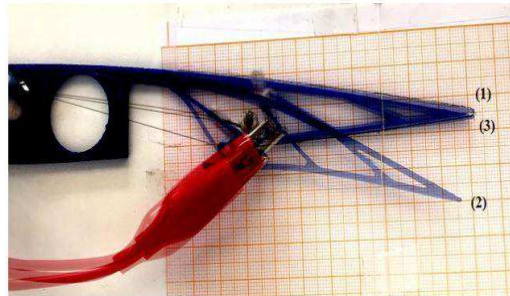


Fonte - Adaptado de (EMILIAVACA, 2016)

Almeida utilizou o mesmo princípio, porém, o atuador dessa vez eram fios, e o aumento da arqueadura do perfil era feito somente no bordo de fuga do perfil, fazendo referência a um *flap*. Testes em túnel de vento mostraram o mesmo efeito: a diminuição da efetividade na mudança de forma. Segundo a autora, pequenas deflexões do perfil geram bom comportamento aerodinâmico quando comparado a perfis com flaps, porém, grandes

deflexões diminuiu a eficiência do perfil levando-a a indicar o uso da tecnologia como *flap* (ALMEIDA, 2016). Na Figura 27 visualiza-se o conceito em questão.

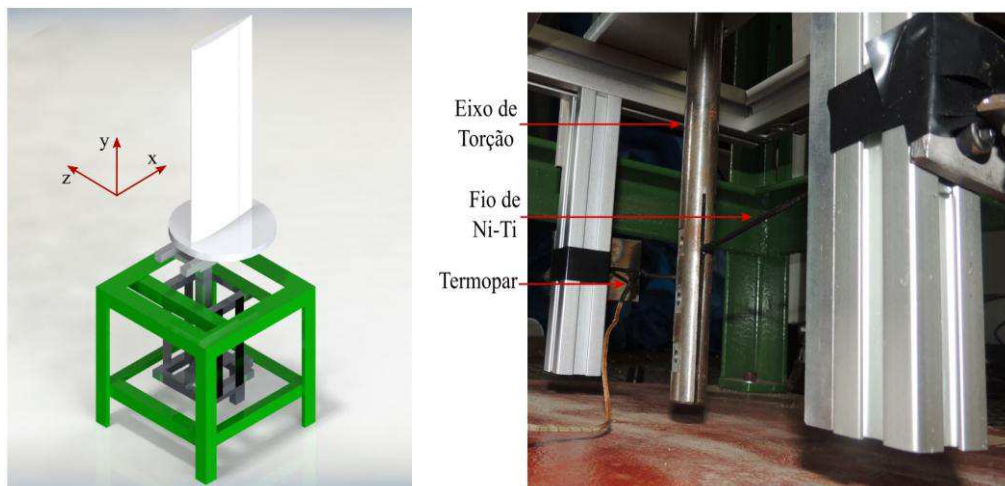
Figura 27 - Conceito de asa mórfica atuada por fios de LMF



Fonte - Adaptado de (ALMEIDA, 2016)

Silva, G. (2016) utilizou fios LMF para controle aeroelásticos de um aparato experimental denominado *Pitch and Plunge Apparatus* (PAPA); ele explorou a mudança de rigidez em torção do sistema, sob campo de temperatura positivo para a supressão de *flutter*. Os testes foram realizados da seguinte forma: colocava-se a estrutura em *flutter* e posteriormente aquecia-se o fio; acelerômetros posicionados no bordo de fuga e de ataque mediam as amplitudes de vibração. Com a aplicação dessa tecnologia foi possível reduzir as amplitudes de vibração em 80 e 90% para as velocidades de 14 e 14.6 m/s, respectivamente. Por fim o autor destacou que o uso das LMFs no controle de *flutter* é promissor.

Figura 28 - Representação do PAPA



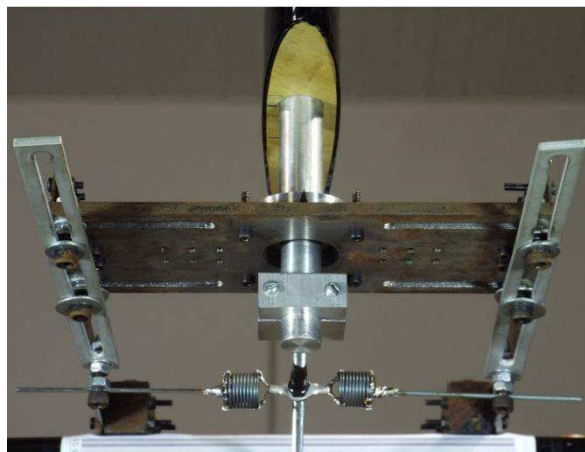
Fonte - Adaptado de (SILVA, G. 2016, p. 48)

Sousa, (2016) aplicou molas de LMF superelásticas em um PAPA, com foco no efeito histerético das molas no comportamento de *flutter* e *pós-flutter*; o autor variou a pré-carga das molas de forma que, com baixos valores de pré-carga (3N), a mola se encontrava na região totalmente austenítica não apresentando histerese; assim o comportamento apresentado do PAPA foi de *flutter* linear; para essa condição, a V_{crit} encontrada foi de 13 m/s. Ele avaliou também a condição *pós-flutter*; nessa condição, o aumento da pré-carga resultou em amplitudes de oscilações menores. Por fim, destacou que essa aplicação se caracterizava como um método útil de controle aeroelástico passivo.

Donadon e de Farias investigaram a estabilidade aeroelástica de uma placa compósita imbuída de fios de LMFs e destacaram que o aumento de rigidez promovido pelo aquecimento dos fios foi capaz de estabilizar a placa retirando-a da condição de *flutter* (DONADON; DE FARIA, 2016).

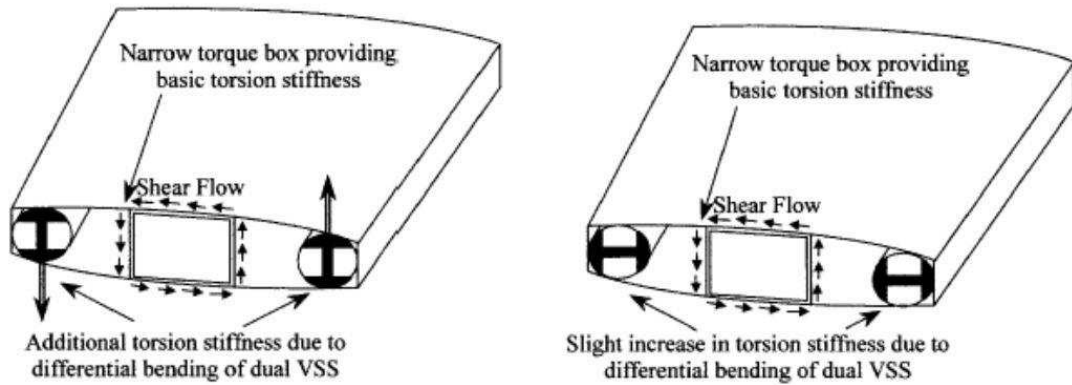
Outro conceito para o uso das LMFs no controle aeroelástico é apresentado por Changho, chamado de longarina de rigidez variável; essa proposta de estrutura adaptativa teve a missão de melhorar a manobrabilidade de aeronaves flexíveis de alto desempenho tal como caças, pois o combate moderno requer manobras agressivas. Esse conceito usa a rotação das longarinas para aumentar ou diminuir a rigidez da asa; a **Erro! Fonte de referência não encontrada.** facilita a compreensão do conceito (NAM; CHATTOPADHYAY; KIM, 2002). Porém, o mecanismo necessário para realizar a rotação acrescenta peso, assim o autor substituiu a longarina de material comum por LMF e explorou a mudança de rigidez oferecida por essa classe de materiais, obtendo ganhos de 61% na efetividade de rolagem com ativação da longarina de LMF.

Figura 29 - Aparato com aplicação das molas SE



Fonte - Adaptado de (SOUSA, 2016, p. 128)

Figura 30 - Modelo com mecanismo de rigidez variável



Fonte - Adaptado de (NAM; CHATTOPADHYAY; KIM, 2002, p. 229)

É possível verificar que diversos autores estão explorando as propriedades dessas ligas em diversos tipos de aplicações. O uso das LMFs para controle e supressão de fenômenos aeroelásticos resulta em diversas vantagens para o desempenho das aeronaves, tanto na redução de massa em substituição aos componentes, como na substituição de atuadores.

Diante do exposto nesse capítulo pode-se concluir que as LMFs são uma classe de materiais com grande potencial na aplicação do controle aeroelástico, principalmente na supressão de *flutter*, pois tem a capacidade de variar as condições dinâmicas da estrutura por meio da mudança de amortecimento e, com geração de forças internas, mudar as frequências naturais do sistema. Além disso, destacou-se também a importância no uso de modelos em escala como ferramenta fundamental no projeto aeronáutico, sendo indispensável para testes experimentais de técnicas de controle aeroelástico, como a que essa dissertação se destina. Com o entendimento dos mecanismos de *flutter*, efeitos dos parâmetros de projeto na V_{crit} e da fenomenologia das LMFs apresentados neste capítulo, juntamente com as ferramentas e técnicas de análise teórico-experimentais que serão apresentadas no capítulo seguinte, têm-se o embasamento necessário para cumprir o objetivo desse trabalho.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Como o estudo sobre aeroelasticidade é altamente multidisciplinar faz-se necessário um capítulo com as principais ferramentas matemáticas e técnicas para fornecer bases para essa pesquisa.

Para melhor compreender o fenômeno de *flutter* é necessário ter conhecimento de algumas ferramentas utilizadas ao longo desse trabalho. Como ponto de partida é apresentado uma breve introdução sobre o método dos elementos finitos, análise modal, aerodinâmica não estacionária e solução do *flutter* pelo método V-g.

3.1 Método dos elementos finitos (MEF)

O estudo de sistemas físicos pode ser realizado através de modelos físicos ou modelos matemáticos. Geralmente os modelos matemáticos são opções mais econômicas que os modelos físicos. A análise dos modelos matemáticos geralmente necessita de métodos numéricos, dentre eles destacamos os elementos finitos (SORIANO, 2003).

O método dos elementos finitos foi desenvolvido para análise de meio contínuo na década de 30; a origem do método é creditada ao computador digital e à engenharia aeronáutica; os primeiros elementos foram concebidos por engenheiros aeronáuticos para análise de distribuições de tensões em chapas de asa de avião (SORIANO, 2003).

A idéia do método é dividir o domínio em regiões finitas denominadas de elementos, os quais estão conectados entre si por pontos discretos chamados de nós. Os deslocamentos destes são variáveis desconhecidas em que as equações são formuladas, fazendo com que a estrutura contínua seja reduzida a um sistema com um número finito de graus de liberdade (SCHNEIKER, 2010).

Geralmente a solução de problemas via métodos numéricos obedece a três etapas, são elas: pré-processamento, solução e pós-processamento (SILVA, P., 2015).

- Pré-processamento: Nessa etapa é definida a geometria, discretização do modelo (geração da malha) e condições de contorno.

- Solução: Caracteriza-se pelo tipo de análise, consideração estrutural, montagem do sistema linearizado, critério de convergência e a solução propriamente dita.
- Pós-processamento: cálculo de variáveis dependentes e apresentação de resultados na forma de gráficos, tabelas e/ou imagens de contorno.

Para maiores esclarecimentos sobre a abordagem matemática e/ou modelagem usando o método dos elementos finitos, consultar as referências: Soriano (2003), Castro Sobrinho (2003).

3.2 Análise modal

A análise modal visa à construção de modelos, matemáticos ou físicos, por isso pode ter caráter teórico ou experimental; essa se dispõe a representar o comportamento dinâmico de sistemas pela determinação de parâmetros modais: frequência natural, modos de vibrar, fatores de amortecimento, entre outras (IRMÃO, 2012, p. 31).

3.2.1 Análise modal teórico

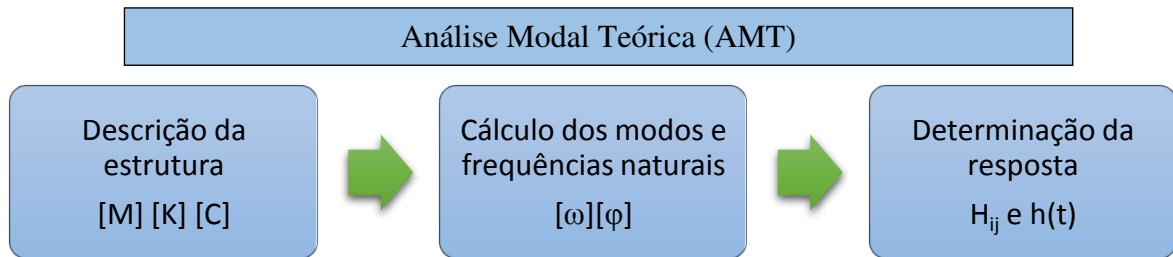
Seja a análise modal teórica ou experimental ela segue três passos principais, conforme mostra a Figura 31.

Na análise teórica primeiro se descreve a estrutura através das características do material e da geometria, assim, através de relações matemáticas são obtidas as matrizes de massa, rigidez e amortecimento, a qual define o modelo espacial. De posse das matrizes de massa e rigidez chega-se a um problema de autovalor que depois de ser resolvido encontra-se as frequências naturais e os modos de vibrar ou forma modal. O último passo consiste em analisar a estrutura sob uma entrada normalizada, assim pode-se resolver qualquer outro caso particular.

Uma definição interessante da forma modal foi apresentada por Richardson (1985) ele diz que a forma modal é a manifestação da energia externa introduzida no sistema que está aprisionada nos contornos da estrutura e não pode escapar facilmente.

Uma estrutura linear excitada tem resposta linear que pode ser estimada como função dos movimentos combinados de seus modos de vibrar (OLIVEIRA, 2014a, p. 36). A construção dos modos de vibrar de uma estrutura é possível através dos picos das Função de resposta em frequência (FRFs), medidas em pontos da estrutura.

Figura 31 - Esquema da análise modal teórica



Fonte – Adaptado de Irmão (2012)

O formalismo matemático nos mostra que para a um sistema linear discretizado em N graus de liberdade resulta num sistema de equações diferenciais de segunda ordem como se segue.

$$[M]\ddot{x}(t) + [C]\dot{x}(t) + [K]x(t) = f(t) \quad (3)$$

Em que:

$[M]$ é a matriz de massa, ordem $N \times N$

$[C]$ é a matriz de amortecimento, ordem $N \times N$

$[K]$ é a matriz de rigidez, ordem $N \times N$

$\ddot{x}(t)$ é o vetor de aceleração, ordem $N \times 1$

$\dot{x}(t)$ é o vetor de velocidade, ordem $N \times 1$

$x(t)$ é o vetor de deslocamento, ordem $N \times 1$

$f(t)$ é o vetor de forças externas que depende do tempo, ordem $N \times 1$

Considerando um sistema não amortecido e sem forças externas pode-se escrever que:

$$[M]\ddot{x}(t) + [K]x(t) = 0 \quad (4)$$

Assumindo uma solução do tipo:

$$x = \Phi e^{\lambda t} \quad (5)$$

Sendo que Φ é o vetor modal ele representa os modos de vibrar do sistema, e $\lambda = i\omega$ é um número complexo. Substituindo a equação 5 em 4 tem-se:

$$(\lambda^2 M + K)\Phi e^{\lambda t} = 0 \quad (6)$$

Resolvendo a Equação 6 para uma solução não trivial, portanto, determinante igual a zero tem-se:

$$\det(\lambda^2 M + K) = 0 \quad (7)$$

O resultado da Equação 7, nos fornece a equação característica do sistema, na qual a solução dela gera N autovalores λ_r que a satisfaz; eles são a frequência natural do sistema não amortecido $\lambda_r = i\omega_r$.

Alimentando a equação 6 com os autovalores ($\lambda_r = i\omega_r$) é possível chegar aos autovetores que correspondem aos modos de vibrar, assim, para cada modo está associada uma frequência natural.

Para chegar a FRF do sistema não amortecido, adota-se a solução da forma $x = Xe^{\lambda t}$, a força não mais nula e sim da forma $f(t) = Fe^{\lambda t}$, assim pode-se escrever:

$$(\lambda^2 M + K)Xe^{\lambda t} = Fe^{\lambda t} \quad (8)$$

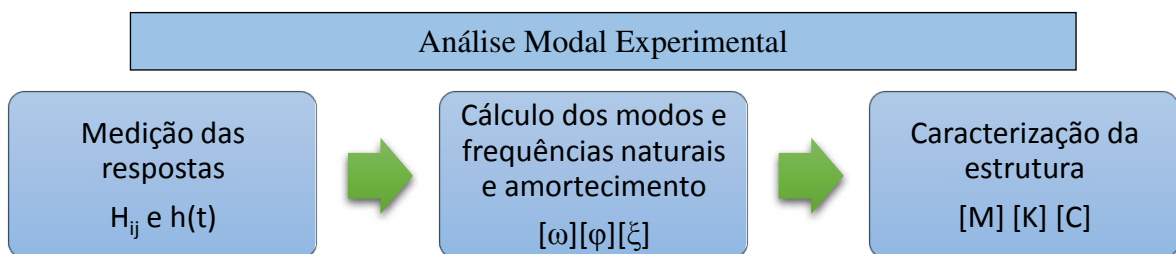
Dessa forma chega-se à função de transferência que relaciona as entradas com as saídas e pode ser escrita da forma:

$$\frac{Xe^{i\omega t}}{Fe^{i\omega t}} = \frac{1}{(K - \omega^2 M)} = H(\omega) \quad (9)$$

3.2.2 Análise modal experimental

Na análise modal experimental (AME) há uma inversão em relação à análise teórica, em que, primeiro se mede a resposta da estrutura, em seguida extraem-se os parâmetros e por último caracteriza-se a estrutura, conforme ilustra a Figura 32.

Figura 32 - Esquema da análise modal experimental



Fonte – Adaptado de Irmão (2012)

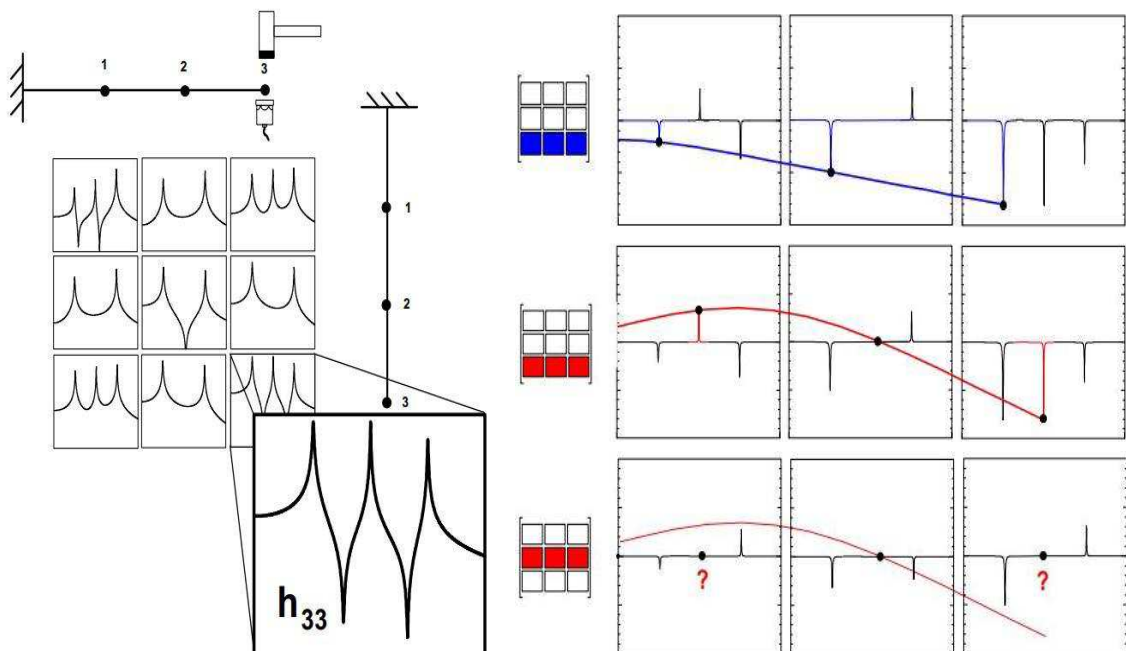
Richardson (1985) diz que a FRF é por definição uma medida normalizada da resposta estrutural. A FRF é uma simples razão entre a resposta de saída da estrutura e a força de entrada; a medida da entrada e da saída é feita simultaneamente; a aquisição dos dados é feita no domínio do tempo que posteriormente é passado para o domínio da frequência com o uso da Transformada Rápida de Fourier (do inglês Fast Fourier Transform - FFT) (AVITABILE, 2001, p.1).

Geralmente a entrada é realizada com o uso de um martelo de impacto ou de um vibrador; a saída pode ser em aceleração, velocidade ou deslocamento. Na Figura 33 tem-se, à

esquerda, uma estrutura do tipo viga engastada-livre sob uma entrada impulsiva de um martelo de impacto e a saída de um acelerômetro; estabelecidas três posições de medida, há nove combinações possíveis de medidas, como mostrado na figura; essa composição é chamada de matriz da FRF.

Com a matriz da FRF em mão é possível construir a forma modal através dos picos de amplitude; se a saída for em deslocamento ou aceleração utiliza-se a parte imaginária da FRF, no caso de ser velocidade a parte real. Na Figura 33, à direita, é possível ver nas duas primeiras imagens as construções do primeiro (azul) e segundo modo de vibrar (vermelho); é mostrado também qual a linha da matriz da FRF que foi utilizada para as construções. Na terceira imagem, utiliza-se a segunda linha para a construção do segundo modo que, como pode-se observar, não foi possível, pois, o ponto dois é exatamente um nó para o segundo modo, ou seja, não existe amplitude de resposta para esse modo; olhando para a matriz da FRF tanto a linha como a coluna dois apresentam apenas dois picos devido ao fato supramencionado (AVITABILE, 2001, p.3).

Figura 33 - Montagem dos modos de vibração e matriz da FRF



Fonte – Adaptado de Avitabile (2001)

Olhando para a matriz da FRF tem-se um ponto comum para a entrada e a saída nomeado de *drive point*, h_{33} ; relações importantes são tiradas desse ponto tais como (AVITABILE, 2001, p.2).

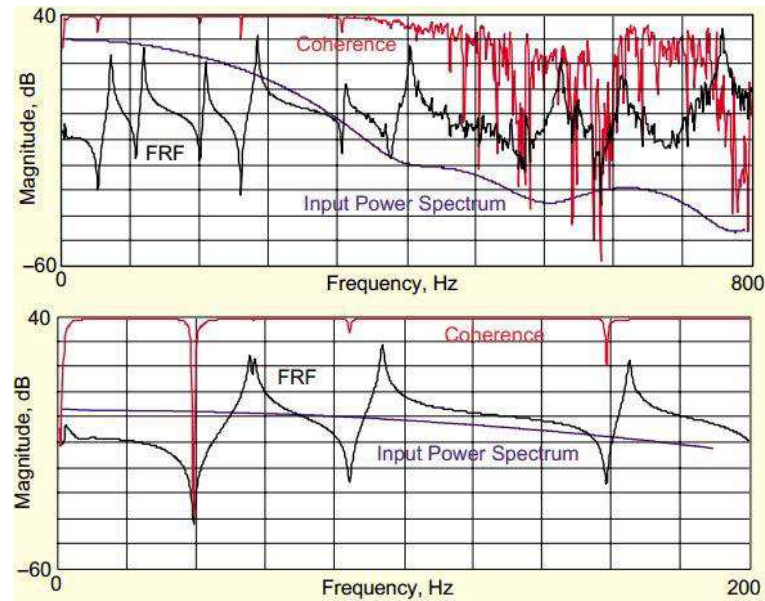
- Todos os picos de ressonância são separados por uma anti-ressonância
- No pico de ressonância a fase perde 180° e no pico da anti-ressonância a fase ganha 180° .
- Os picos, da parte imaginária da FRF, devem estar todos na mesma direção.

Alguns erros estão inerentes aos processos de digitalização e deve-se tomar cuidado: um deles é chamado de *leakage* (vazamento), que ocorre na transformação do sinal no domínio do tempo para o domínio da frequência, para isso usa-se a FFT. O processo da transformada de Fourier requer que os dados amostrados consistam de uma representação dos dados para todo o tempo ou contenham uma repetição periódica dos dados medidos; caso isso não seja satisfeito, graves distorções serão causadas no domínio da frequência; para minimizar esses erros, funções de ponderação – as chamadas técnicas de janelamento – são utilizadas (do inglês Windows) para satisfazer a exigência de periodicidade da FFT; vale salientar que não é completamente removido e sim atenuado (AVITABILE, 2001, p.5).

Outros problemas podem surgir no processo de digitalização do sinal; uma descrição desses pode ser encontrada em (OLIVEIRA, 2014a, p. 41-43).

Quanto ao teste de impacto dois aspectos principais devem ser levados em consideração: o primeiro é a ponta do martelo que será utilizada, pois a banda de frequência a ser excitada é função principalmente da dureza da ponta selecionada; quando mais dura a ponta maior a banda de frequência excitada, por isso é preciso uma correta seleção da ponta a fim de excitar corretamente os modos sob a banda de frequência de interesse. Na Figura 34 tem-se dois casos: no primeiro é possível ver que a ponta não excita suficientemente os modos de alta frequência, tal fato fica evidente quando se observa a função coerência (vermelho) e a queda na curva do espectro de potência (magenta); para o segundo caso, com uma ponta adequada é possível notar que os modos são excitados, a função coerência está evidenciando tal fato, pela proximidade ao valor unitário.

Figura 34 - Excitação de frequências em função da ponta do martelo



Fonte – Adaptado de Avitabile (2001)

O segundo aspecto importante é relativo ao janelamento (Windows), pois, em muitos casos o sinal não está "morto" quando o tempo de aquisição se encerra, causando problemas de *leakage*, para isso, uma função de ponderação é usada; para teste de impacto, a mais utilizada é o decaimento exponencial (AVITABILE, 2001, p.6). Como forma de não usar o janelamento, tem-se duas técnicas que juntas podem ser favoráveis: estreitamento da largura de banda e o aumento da resolução de linhas espectrais.

A fase de obtenção dos parâmetros modais geralmente recai em um problema de ajuste de curva; o uso de software dedicado a esse propósito simplifica a extração dos parâmetros modais. As técnicas de ajuste de curva usam o domínio do tempo ou da frequência; alguns algoritmos divide a FRF em vários sistemas de único grau de liberdade, outros usam modelos analíticos de múltiplos modos (AVITABILE, 2001, p.8-9) e (EWINS, 2000, p. 287). Ainda é preciso ver a configuração de dados da FRF que serão analisadas no processo, são elas: SISO (do inglês Single Input/Single Output) sistema com uma entrada e uma saída, e descreve apenas uma curva da FRF, SIMO (do inglês Single Input/Multi Output), descreve uma coluna da matriz FRF, MIMO (do inglês Multi Input/Multi Output), descreve toda a matriz.

As FRFs guardam as propriedades do sistema dinâmico e através de técnicas já discutidas é possível extrair os valores dos parâmetros; uma dessas técnicas é a partir da análise gráfica da FRF; existe uma complicação em retirar os parâmetros a partir dos gráficos

das FRFs; ela reside no fato de que os valores são complexos. Existem três quantidades, a frequência e mais duas complexas, e por isso não se pode extraí-las de um simples gráfico x-y, assim cada gráfico mostra apenas dois parâmetros. Existem basicamente três formas de representar a FRF são elas:

- Módulo da FRF versus frequência e fase versus frequência (Diagrama de Bode, consiste de dois gráficos);
- Parte real da FRF versus frequência, parte imaginária versus frequência dois *plots*;
- Parte real da FRF versus parte imaginária (chamado de *plote* de Nyquist).

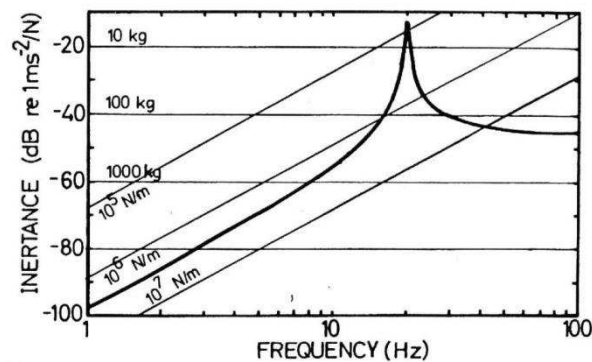
A escala dos eixos geralmente usada é logarítmica, isso ajuda, pois, assim é possível construir uma malha de linhas retas que representam a massa e a rigidez do sistema usando as relações apropriadas para cada caso.

A análise do gráfico é dividida em três momentos:

- Uma de baixa frequência
- Uma de alta frequência
- E a região de ressonância com aumento abrupto da magnitude e mudança na fase.

A Figura 35 mostra o gráfico da inércia de um sistema de um grau de liberdade não amortecido e as linhas que representam a massa e a rigidez.

Figura 35 - Gráfico de um sistema sem amortecimento escala log-log



Fonte – Ewins (2000, p. 40)

As dificuldades de extrair o amortecimento do sistema são grandes; na prática, certas considerações precisam ser feitas no modelo para considerar o efeito do amortecimento. Essas considerações geralmente são elaboradas no início da modelagem. Comumente a dificuldade reside na modelagem do amortecimento e dos modos reais e complexos. Na realidade, todos os modos da estrutura são esperados complexos; a complexidade dos modos está atrelada às não-linearidades que existem nas estruturas; todas elas possuem não-linearidades em certo grau, entretanto, na maioria dos casos pode-se considerar insignificantes (EWINS, 2000, p.290).

Um método de obtenção de parâmetros que vem ganhando destaque é o p-LSCF – *Poly-Least Squares Complex Frequency Domain Method* ou também conhecido por PoyMAX; trata-se de um método de identificação baseado em ajuste de um modelo da densidade espectral da saída, no domínio da frequência. Basicamente esse método ajusta um modelo teórico a partir de dados teóricos tornando-o em um problema de otimização baseado em uma função custo (ARAÚJO, 2015, p.78). Uma abordagem matemática do método pode ser encontrada em Araújo (2015, p.78-83), em Avitabile *et al.*(2006) e Peeters *et al.* (2004). Além dessa maneira de avaliar o caso, tem-se uma comparação entre métodos de estimação de parâmetros modais.

3.3 Modelo aeroelástico

Escoamento não estacionário é utilizado para representar casos, quando as condições de contorno (superfícies) são modificadas com o tempo; a superfície pode variar a posição ao longo do tempo devido a flexibilidade da estrutura submetida ao carregamento aerodinâmico; essa representação também pode ser utilizada quando o escoamento apresentar turbulência, ou outros efeitos quaisquer (COSTA, 2007, p.7-8).

Essa técnica tem um papel fundamental no estudo e resolução de fenômenos aeroelásticos, principalmente, nos casos em que o movimento varia com o tempo. Para prever as forças e momentos dependentes da frequência do movimento oscilatório, faz-se uso de duas funções: a de Wagner que toma em conta o movimento no domínio do tempo, e a de Theodorsen que calcula o ponto de *flutter* no domínio da frequência, assumindo um movimento harmônico (WESTIN, 2010, p.13).

Um dos primeiros modelos aerodinâmicos não estacionário foi desenvolvido por Theodorsen em 1935, para uma seção típica de asa; o modelo é bidimensional e se baseia na teoria de uma placa plana e constitui uma solução harmônica do carregamento. Esse modelo sofreu melhorias ao longo dos anos, como correções de compressibilidade e mais tarde a concepção tridimensional, denominada teoria das faixas (COSTA, 2007). Para maiores detalhes do equacionamento consultar (THEODORSEN, 1935).

3.3.1 Método ZONA 6

Segundo Njuguna (2007, pag 3) os métodos de análise de *flutter* dependem da característica do escoamento aerodinâmico transiente, pois em regime subsônico e supersônico as forças aerodinâmicas transientes mostram fortes linearidades, assim as equações de governo podem usar métodos para solução tais como: DPM (*Doublet Point Method*), HGM (*Harmonic Gradient Method*), KFM (*Kernel Function Method*), FDFAM, (*Frequency-Domain Flutter Analysis Method*), entre outros.

A resposta aeroelástica é o resultado da interação de forças elásticas, inerciais e aerodinâmicas, induzidas por deformações estáticas ou dinâmicas na estrutura. A Equação 10 de movimento de um sistema aeroelástico é dado por:

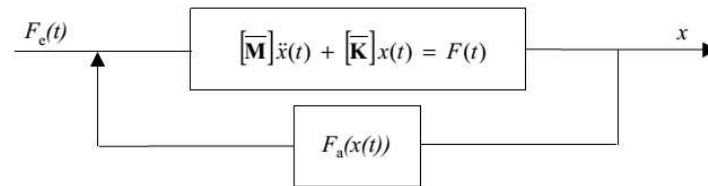
$$\bar{M}\ddot{x}(t) + \bar{K}x(t) = F(t) \quad (10)$$

Em que \bar{M} e \bar{K} são a matriz de massa e rigidez respectivamente, elas são geradas pelo método dos elementos finitos. Em que $x(t)$ é o deslocamento da estrutura na direção de x.

Os termos $\bar{M}\ddot{x}(t)$ e $\bar{K}x(t)$ representam respectivamente as forças inerciais e elástica no sistema. A força aerodinâmica é dada por $F(t)$, que é dividida em duas: forças aerodinâmica induzidas por deformação estrutural $F_a(t)$ e forças externas $F_e(t)$; geralmente as forças externas têm origem na turbulência atmosférica contínua, na rajada do tipo impulsiva, nas forças de ejeção de equipamentos, nas forças de superfícies de controle induzida por comando do piloto, entre outras.

Como $F_a(t)$ depende da deformação estrutural $x(t)$, essa relação pode ser interpretada como uma realimentação do sistema, assim, pode-se representar a Equação 11 como o diagrama funcional da Figura 36.

Figura 36 - Diagrama funcional aeroelástico



Fonte – Manual do usuário Zaero

A equação associada a ao diagrama é dada por Equação 11.

$$\bar{M}\ddot{x}(t) + \bar{K}x(t) - F_a(x) = F_e(t) \quad (11)$$

O lado esquerdo da Equação 11 representa um sistema dinâmico a circuito fechado que pode ser autoexcitado; isso dá origem a um problema de estabilidade conhecido como *flutter*. Geralmente a análise de *flutter* envolve a procura das condições de estabilidade da estrutura da aeronave, em função da velocidade e altitude. A condição de estabilidade é avaliada pelo aumento ou decaimento da resposta estrutural $x(t)$ em função da velocidade de voo.

A indústria aeronáutica utiliza uma linearização de $F_a(x)$, recaindo sobre um sistema linear, cuja solução é dada a partir da solução de auto valor, evitando a resolução de $F_a(x)$ por custosos métodos de Fluido Dinâmica Computacional (do inglês Computational Fluid Dynamics - CFD).

Para realizar a linearização do sistema aerodinâmico é definida uma função de transferência que relaciona $F_a(x)$ com a deformação estrutural por meio de uma integral de convolução Equação 12.

$$F_a(x) = \int_0^t q_\infty H \left(\frac{V}{L} (t - \tau) \right) x(\tau) d\tau \quad (12)$$

Em que $q_\infty H$ representa a função de transferência aerodinâmica, V é a velocidade do fluido não perturbado, L é o comprimento de referência (metade da corda = $c/2$), e q_∞ é a pressão dinâmica.

A Equação 12 no domínio de Laplace pode ser escrita como se segue Equação 13.

$$F_a(X(s)) = q_\infty \bar{H} \left(\frac{sL}{V} \right) X(s) \quad (13)$$

Em que \bar{H} é H no domínio de Laplace. Reescrevendo a Equação 3 no domínio de Laplace, e desconsiderando a $F_e(t)$, tem-se a Equação 14, que passará para um problema de auto valor em (s) .

$$\left[s^2 \bar{M} + \bar{K} - q_\infty \bar{H} \left(\frac{sL}{V} \right) \right] X(s) = 0 \quad (14)$$

Uma aproximação é realizada para diminuir o esforço computacional; como geralmente o acoplamento de *flutter* acontece a baixas frequências, consideram-se os primeiros dez modos para asas e os quinze primeiros para análise de toda uma aeronave. A aproximação modal é dada pela Equação 15.

$$x = \Phi q \quad (15)$$

Em que Φ é a matriz modal em cujas colunas tem-se os valores de frequência; e q são as coordenadas generalizadas a se determinar.

Substituindo a Equação 15 na Equação 14 e multiplicando por Φ^T tem-se a Equação 16.

$$\left[s^2 M + K - q_\infty Q \left(\frac{sL}{V} \right) \right] X(s) = 0 \quad (16)$$

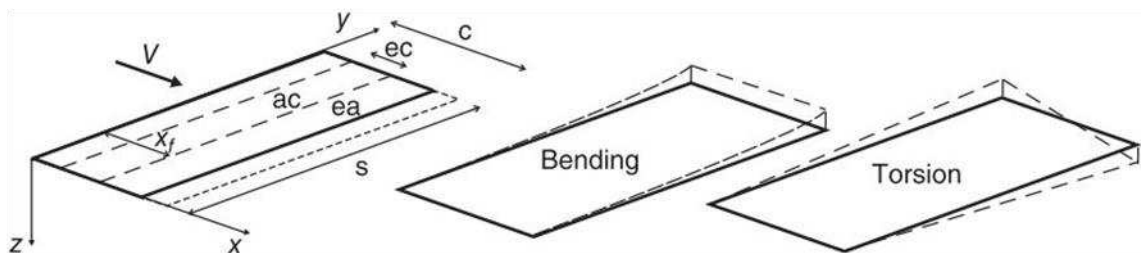
Em que $M = \Phi \bar{M} \Phi^T$ denominada de matriz generalizada de massa; $K = \Phi \bar{K} \Phi^T$ é matriz generalizada de rigidez; e $\Phi \bar{H} \left(\frac{sL}{V}\right) \Phi^T = Q \left(\frac{sL}{V}\right)$ é matriz de força aerodinâmica generalizada. Comumente a Equação 16 é denominada como matriz de equação do *flutter* clássico.

Geralmente gerar a função de transferência aerodinâmica no domínio de Laplace para resolver aerodinâmica não-estacionária pode ser um procedimento complicado. Por isso os métodos para resolução da aerodinâmica não-estacionária são frequentemente formulados no domínio da frequência, assumindo movimento harmônico simples. A função de transferência no domínio da frequência é chamada de Coeficiente de Influência Aerodinâmica (do inglês Aerodynamic Influence Coefficient - AIC). A maior funcionalidade do Zaero® é gerar essa função de transferência para o modelo proposto. Para uma compreensão mais profunda do funcionamento do software ver Manual Teórico Zaero® (TECHNOLOGY, 2011), Westin (2010), Arantes (2009).

3.4 Equacionamento de um modelo aeroelástico binário

Considere uma asa retangular sem enflexamento, sem torção geométrica ou aerodinâmica, sem diedro, na condição engastada-livre, com envergadura s , corda c e rigidez de flexão e de torção, EI e GJ , respectivamente – note que não há acoplamento elástico entre os movimentos de torção e flexão; o eixo elástico está posicionado a uma distância ec atrás do centro aerodinâmico (um quarto da corda), essa asa tem uma distribuição de massa uniforme e o eixo de massa está localizado no meio da corda; asa essa representada na Figura 37. Todo equacionamento utilizado nessa seção pode ser encontrado em (WRIGHT; COOPER, 2015); além disso essas equações servirão para explicar os comportamentos observados ao longo dessa dissertação.

Figura 37 - Modelo aeroelástico binário mostrando os modos de torção e flexão



Fonte – Adaptado de (WRIGHT; COOPER, 2015, p.173)

O deslocamento de um ponto qualquer na asa na direção positiva de z pode ser escrito como mostrado na Equação 17:

$$z(x, y, t) = \left(\frac{y}{s}\right)^2 q_b(t) + \left(\frac{y}{s}\right)(x - x_f)q_t(t) = \phi q_b + \phi q_t \text{ então } \theta = \left(\frac{y}{s}\right) q_t \quad (17)$$

Em que q_b , q_t são as coordenadas generalizadas e ϕ_b , ϕ_t são os modos assumidos (os subscrito b e s, vem do inglês *bending* e *torsion*, flexão e torção, respectivamente). Esses modos normais são flexão e torção pura, quando não há acoplamento de inércia no eixo elástico.

Para encontrar as equações de movimento usa-se as equações de Lagrange. Para a energia cinética tem-se, Equação 18:

$$T = \int_{Asa} \frac{1}{2} dm \dot{z}^2 = \frac{m}{2} \int_0^s \int_0^c \left(\left(\frac{y}{s}\right)^2 q_b(t) + \left(\frac{y}{s}\right)(x - x_f)q_t(t) \right)^2 dx dy \quad (18)$$

Em que m é a massa por unidade de área da asa. Para a energia potencial, tem-se a energia potencial elástica, que nesse caso corresponde a energia de deformação em torção e flexão, dada por Equação 19:

$$U = \frac{1}{2} \int_0^s EI \left(\frac{2q_b}{s^2}\right)^2 dy + \frac{1}{2} \int_0^s GJ \left(\frac{q_t}{s}\right)^2 dy \quad (19)$$

Percebe-se que a análise dinâmica independe de qualquer ângulo de incidência. Aplicando as equações de Lagrange para cada coordenada generalizada tem-se a Equação 20 e 21:

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_b}\right) &= m \int_0^s \int_0^c \left(\left(\frac{y}{s}\right)^4 q_b(t) + \left(\frac{y}{s}\right)^3 (x - x_f)q_t(t) \right) dx dy \rightarrow \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_b}\right) \\ &= m \left[\frac{sc}{5} \ddot{q}_b + \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - cx_f\right) \ddot{q}_t \right] \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_t}\right) &= m \int_0^s \int_0^c \left(\left(\frac{y}{s}\right)^3 (x - x_f) \dot{q}_b + \left(\frac{y}{s}\right)^2 (x - x_f)^2 \dot{q}_t \right) dx dy \rightarrow \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_t}\right) \\ &= m \left[\frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - cx_f \right) \ddot{q}_b + \frac{s}{3} \left(\frac{c^3}{3} - c^2 x_f + x_f^2 \right) \ddot{q}_t \right] \end{aligned}$$

$$\left(\frac{\partial U}{\partial q_b}\right) = \int_0^s EI \left(\frac{4q_b}{s^4}\right) dy = \left(\frac{4EI}{s^3}\right) q_b$$

$$\left(\frac{\partial U}{\partial q_t}\right) = \int_0^s GJ \left(\frac{q_t}{s^2}\right) dy = \left(\frac{GJ}{s}\right) q_t$$

(21)

Essas equações levam ao movimento da asa sem nenhuma força aerodinâmica representada pela Equação 22:

$$m \begin{bmatrix} \frac{sc}{5} & \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - cx_f \right) \\ \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - cx_f \right) & \frac{s}{3} \left(\frac{c^3}{3} - c^2 x_f + x_f^2 \right) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{q}_b \\ \ddot{q}_t \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{4EI}{s^3} & 0 \\ 0 & \frac{GJ}{s} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_b \\ q_t \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (22)$$

As forças generalizadas Q_b , Q_t agem no sistema na forma de forças aerodinâmicas não-estacionária; em geral para aplicações em movimentos oscilatórios, elas podem ser escritas em termos de derivação aerodinâmica, para uma frequência reduzida particular $k = \omega c / 2V$; essas forças podem ser obtidas em termos de velocidade e deslocamento; aplicando a teoria das faixas juntamente com a simplificada representação da aerodinâmica não-estacionária, é possível chegar a expressão de sustentação e momento de *pitch* – com relação ao eixo elástico –, para cada faixa, a Equação 23 mostra essas forças.

$$dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c a_w \left(\frac{y^2 \dot{q}_b}{s^2 V} + \frac{y}{s} q_t \right) dy$$

$$dM = \frac{1}{2} \rho V^2 c^2 \left[e a_w \frac{y^2 \dot{q}_b}{s^2 V} + \frac{y}{s} q_t + M_{\dot{\theta}} c \frac{(y \dot{q}_t)}{4sV} \right] dy$$

(23)

Em que $\frac{y^2 \dot{q}_b}{s^2}$ é a velocidade de elevação – positivo para baixo –, e $M_{\dot{\theta}} < 0$. Fazendo o cálculo do incremento de trabalho sobre a asa devido as deflexões δq_b , δq_t chega-se a Equação 24.

$$\delta W = \int_{Asa} \left[dL \left(-\left(\frac{y}{s}\right)^2 \delta q_b \right) + dM \left(\left(\frac{y}{s}\right) \delta q_t \right) \right] \quad (24)$$

Lembrando que z é positivo para baixo. Assim as forças generalizadas são:

$$\begin{aligned} Q_{q_b} &= \frac{\partial(\delta W)}{\partial(\delta q_b)} = - \int_0^s \left(\frac{y}{s}\right)^2 dL = -\frac{1}{2} \rho V^2 c a_w \int_0^s \left(\left(\frac{y}{s}\right)^4 \frac{\dot{q}_b}{V} + \left(\frac{y}{s}\right)^3 q_t \right) dy \\ &= -\frac{1}{2} \rho V^2 c a_w \left(\frac{s}{5V} \dot{q}_b + \frac{s}{4} q_t \right) \\ Q_{q_t} &= \frac{\partial(\delta W)}{\partial(\delta q_t)} = \int_0^s \frac{y}{s} dM = \frac{1}{2} \rho V^2 c^2 \int_0^s \left[e a_w \left(\left(\frac{y}{s}\right)^3 \frac{\dot{q}_b}{V} + \left(\frac{y}{s}\right)^2 q_t \right) + M_{\dot{\theta}} c \left(\frac{y}{s}\right)^2 \frac{\dot{q}_t}{4V} \right] dy \\ &= \frac{1}{2} \rho V^2 c^2 \left[e a_w \left(\frac{s}{4V} \dot{q}_b + \frac{s}{3} q_t \right) + M_{\dot{\theta}} c \left(\frac{s}{12V} \dot{q}_t \right) \right] \end{aligned} \quad (25)$$

Assim a Equação 26; representa a equação aeroelástica completa do movimento como se segue:

$$\begin{aligned} m \begin{bmatrix} \frac{sc}{5} & \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - c x_f \right) \\ \frac{s}{4} \left(\frac{c^2}{2} - c x_f \right) & \frac{s}{3} \left(\frac{c^3}{3} - c^2 x_f + x_f^2 \right) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{q}_b \\ \dot{q}_t \end{Bmatrix} + \rho V \begin{bmatrix} \frac{cs}{10} a_w & 0 \\ -\frac{c^2 s}{8} e a_w & -\frac{c^3 s}{24} M_{\dot{\theta}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{q}_b \\ \dot{q}_t \end{Bmatrix} \\ + \left\{ \rho V^2 \begin{bmatrix} 0 & \frac{cs}{8} a_w \\ 0 & -\frac{c^2 s}{6} a_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{4EI}{s^3} & 0 \\ 0 & \frac{GJ}{s} \end{bmatrix} \right\} \begin{Bmatrix} q_b \\ q_t \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (26)$$

Os comportamentos mostrados na secção 2.2 usaram a Equação 26, com algumas variáveis fixadas para mostrar o efeito da variação de determinados parâmetros na V_{crit} .

3.5 Método de solução de *flutter* V-g

No método V-g é introduzido um amortecimento artificial. Esse amortecimento corresponde ao amortecimento necessário para que a frequência reduzida satisfaça à condição de movimento harmônico. Assim a matriz de rigidez do sistema K_{ij} passa a ser dada por:

$$(1 + ig)K_{ij} \quad (27)$$

Os autovalores da equação de movimento representam um ponto na fronteira do *flutter*; se o valor correspondente de g for igual ao valor assumido de g .

Para a frequência reduzida $k = \omega b/V$, este será um problema de autovalor complexo, dado pela equação abaixo:

$$\frac{(1 + ig)}{B^2} [K_{ij}] \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix} = B^2 [A_{ij} + M_{ij}] \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix} \quad (28)$$

O autovalor calculado para cada frequência reduzida k é dado por:

$$\lambda = \frac{(1 + ig)}{B^2} \quad (29)$$

Para esse autovalor, tem-se as relações:

$$\frac{1}{\lambda_{Re}} = \frac{\omega_i^2}{\omega_\alpha^2} \quad (30)$$

$$g = \frac{\lambda_{Im}}{\lambda_{Re}} \quad (31)$$

Os autovalores fornecem informações sobre o amortecimento e a frequência natural de cada grau de liberdade do sistema.

Resolve-se o problema de autovalores complexos nas equações para diversos valores de frequência reduzida k . Adotam-se valores altos para k decrescendo até valores próximos a

zero. Para cada valor de entrada k_i consegue-se determinar um valor de saída ω_i através da parte real do autovalor, o qual nos traz informação sobre a frequência do *flutter*.

Então, dada a relação $V = \omega b/k$, consegue-se determinar a velocidade.

A parte imaginária do autovalor mostra a quantidade de amortecimento artificial necessária para a condição de movimento harmônico. A velocidade crítica em que realmente acontece o *flutter* é quando não existe a necessidade de amortecimento artificial, ou seja, quando g for zero ($g = 0$).

4 COMPOSIÇÃO E PRÉ-ANÁLISE DO SISTEMA AEROELÁSTICO

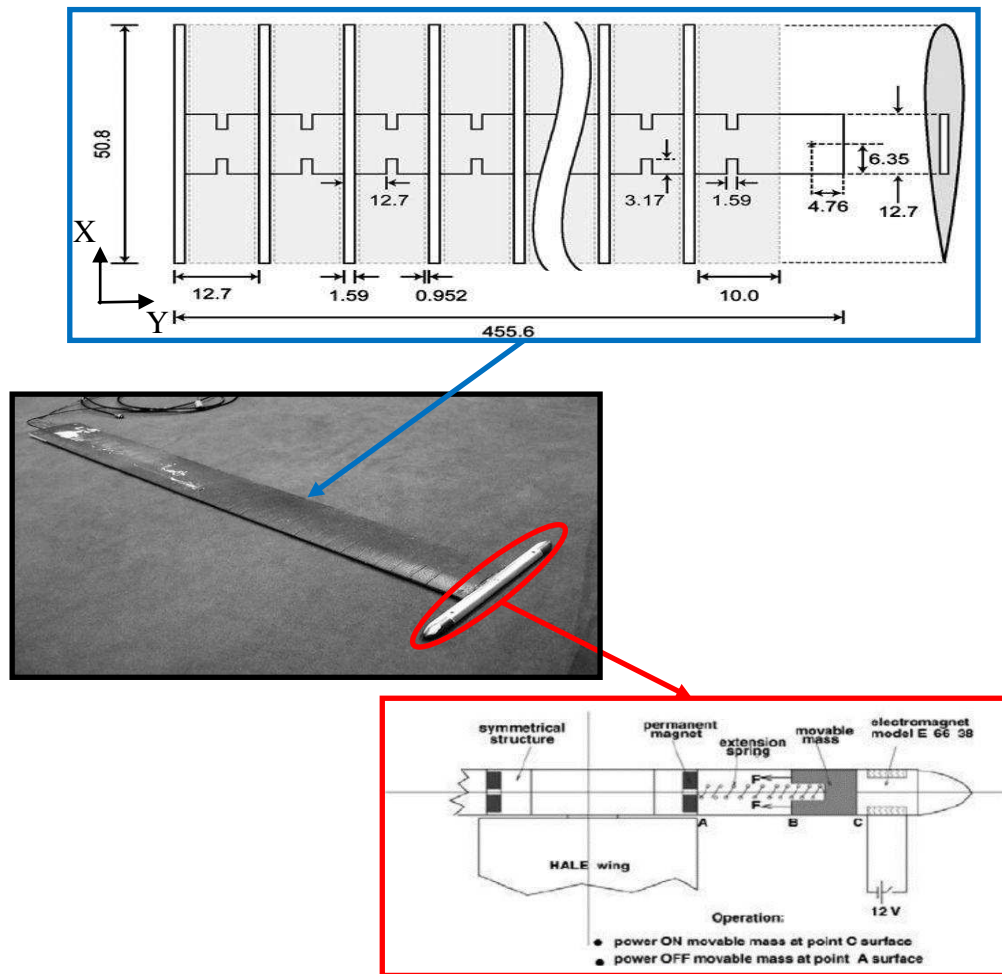
Nesse capítulo será abordado a metodologia utilizada para conceber, fabricar e testar o modelo em escala, utilizado como ferramenta para alcançar o objetivo proposto nesse trabalho, de forma clara, objetiva e detalhada, a fim de que forneça todos os materiais e métodos para a reprodução dos resultados obtidos. Para facilitar a compreensão organizou-se o capítulo da seguinte forma: iniciou com uma descrição do sistema aeroelástico tomado como base, seguindo para o projeto desse sistema propriamente dito. Para um projeto acurado, contou-se com ferramentas capazes de simular alterações em diversos parâmetros do projeto, assim conta-se com uma modelagem numérica do sistema, que contou com a variação dos parâmetros: comprimento da corda, posição do eixo elástico e de massa e por fim projeto do lastro. Depois de testado exaustivamente em ambiente virtual os componentes concebidos foram fabricados e o sistema aeroelástico construído, ajustes de parâmetros se fizeram necessários para corrigir discrepâncias entre o projetado e o construído, e por fim fez-se as AMEs na estrutura na presença e ausência de carregamento aerodinâmico, a priori sem os atuadores LMF.

As várias etapas metodológicas foram realizadas com apoio e infraestrutura de três laboratórios são eles: LAMMEA – Laboratório Multidisciplinar de Materiais e Estruturas Ativas, LVi - Laboratório de Vibrações, ambos do Departamento de Engenharia mecânica da universidade federal de campina grande e Laboratório de Estruturas do departamento de aeronáutica do ITA – Instituto de tecnológico de aeronáutica.

4.1 Descrição do sistema aeroelástico

O sistema escolhido para o teste da eficiência e eficácia na utilização da LMF na supressão de *flutter* foi o de Tang e Dowell (2001), cabendo registrar que algumas alterações foram necessárias para incorporar os fios à estrutura. Conforme mostrado na Figura 38, o sistema é uma asa retangular com alta razão de aspecto engastada na raiz em um suporte com elevada rigidez e massa. Conta também com um lastro fixado na ponta e um mecanismo na raiz utilizado para variação do ângulo de ataque.

Figura 38 - Esquema de construção da estrutura da asa.



Fonte – Adaptado de Jaworski e Dowell (2002), Tang e Dowell (2009)

Seguindo a referência supramencionada (TANG; DOWELL, 2001), a estrutura alar apresenta características construtivas que proporcionam a ocorrência do *flutter* sem comprometer sua integridade ou permitir a ocorrência de falha quando submetida ao escoamento. Para tanto, adotou-se uma longarina de aço com seção retangular (comprimento ou envergadura x largura x espessura: 457,2 mm x 12,7 mm x 1,27 mm) e 66 discontinuidades introduzidas para reduzir sua rigidez torcional. A estrutura conta ainda dezoito nervuras com perfil NACA-0012 em chapa de alumínio (espessura x corda: 2,54 mm x 50,8 mm) e nervuras de madeira balsa dispostas entre os perfis de alumínio para manter a forma ao longo da envergadura. O lastro da ponta de asa foi usinado em alumínio (diâmetro x comprimento: 9,5 mm x 101,6 mm) com suas extremidades em bronze e forma geométrica de uma parabolóide. A função desse corpo é aumentar o momento de inércia de massa,

diminuindo a frequência natural do conjunto quando submetido a esse tipo de esforço, viabilizando o acoplamento entre os modos de torção e flexão. Na Tabela 2, são reunidas as principais características do sistema proposto por Tang e Dowell (2001).

Tabela 2 - Dados experimentais do modelo de asa Tang e Dowell (2001)

Propriedade	Valor
Asa	
Envergadura (L) (m)	0,4508
Corda (c) (m)	0,0508
Massa/L (kg/m)	0,2351
Momento de inércia (50% c)(kg.m)	$0,2056 \times 10^{-4}$
Posição do eixo elástico	50% corda
Posição do CG	49% corda
Lastro	
Raio externo (m)	$0,4762 \times 10^{-2}$
Comprimento (m)	0,1406
Massa (kg)	0,0417
Momentos de inércia (kg.m ²)	I_x $0,9753 \times 10^{-4}$
	I_y $0,3783 \times 10^{-5}$
	I_z $0,9753 \times 10^{-4}$

Fonte – Adaptado de Tang e Dowell (2001)

Além da estrutura alar, a bancada contou ainda com um *strain gauge* afixado na raiz da asa, alinhado à direção longitudinal para medição das frequências de flexão e um a 45° em relação a essa direção para monitoramento das frequências associadas aos modos de torção. Complementando a instrumentação do sistema, um acelerômetro foi instalado na interseção entre as linhas médias da envergadura e da corda da asa, sendo os sinais desses sensores adquiridos, condicionados e posteriormente tratados usando Lab-View 5.1.

4.2 Projeto do sistema aeroelástico

Analisando as características da longarina utilizada no modelo proposto por Dowell (2001) e as alterações propostas por Westin (2010) e Arantes (2009), verificou-se que a longarina flambaria quando submetida às forças internas geradas pelos fios de LMF. Nessa análise, empregou-se a Equação 32 mostrada por Hibbeler (2009, pag. 484), onde P_{cr} é a carga

crítica de flambagem, E o módulo de elasticidade do material da longarina, I o menor momento de inércia, K^2 o fator de comprimento efetivo e L comprimento da longarina.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(KL)^2} \quad (32)$$

Na Tabela 3, são apresentados os valores da carga crítica de flambagem para três longarinas aqui consideradas: a primeira utilizada por Dowell (2001) em aço, a segunda com a mesma geometria em alumínio 2023 - T3 (ARANTES, 2009; WESTIN, 2010) e a terceira em alumínio 6060 e espessura 3,373 mm.

Tabela 3 - Carga crítica de flambagem e diâmetro máximo do fio de LMF

#	Dimensões (mm)	E (GPa)	I_{\min} (m ⁴)	P_{cr} (N)	$\varnothing D_{\text{fio,max}}$ (mm)
1 ^a	457 x 12,7 x 1,016	210	$1,11 * 10^{-12}$	2,753	0,083728
2 ^a	457 x 12,7 x 1,016	73	$1,11 * 10^{-12}$	0,984	0,048323
3 ^a	457 x 12,7 x 3,373	70	$4,06 * 10^{-11}$	33,60	0,292509

Fonte – Autoria própria

Considerando que as tensões de transformação de fase são da ordem de 500 Mpa, foi possível avaliar consistentemente o diâmetro do fio com o valor da carga crítica (P_{cr}), ambos contidos na Tabela 3 para as três longarinas avaliadas. Assim, optou-se pela terceira longarina de alumínio com espessura de 3,373 mm cujas características são destacadas em negrito. Pois apresenta um diâmetro de fio que será possível trabalhar algum arranjo.

Com a alteração da rigidez e espessura da longarina, fez-se necessário o reprojeto do sistema aeroelástico para adequá-lo ao túnel de vento disponível. Esse reprojeto envolve a especificação dos materiais usados nas secções aerodinâmicas da asa (nervuras) e o redimensionamento do lastro. O desenvolvimento dessas atividades é melhor explorada na seção a seguir partindo da metodologia numérica aqui adotada.

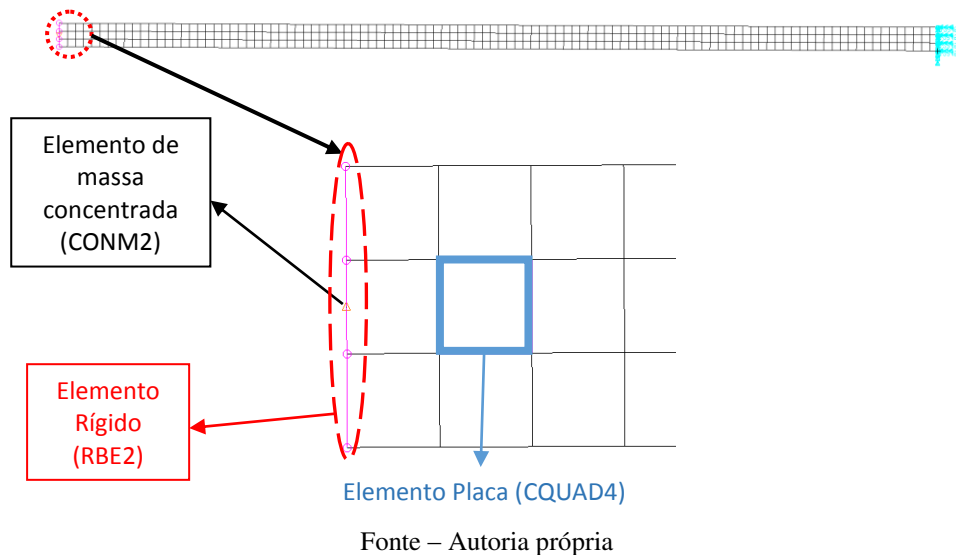
4.2.1 Modelo e simulação numérica do sistema aeroelástico

A metodologia aplicada por Westin (2010) foi adaptada para a realização dessa etapa da pesquisa, sendo seus detalhes apresentados como se segue.

² Considerando que a asa está em uma condição de engastada-livre, o valor de K é igual a 2.

Utilizando um pacote comercial de elementos finitos bastante difundido (MSC NASTRAN/PATRAN), desenvolveu-se um modelo CAD da longarina com dimensões (457 mm x 12,7 mm x 3,40 mm) bem próximas a da 3ª longarina contida na Tabela 3. Elementos de placa foram usados para representar a longarina (CQUAD4), elemento de massa concentrada (CONM2) para o lastro da ponta e um elemento rígido (RBE2) para conectá-los. A extremidade oposta à massa concentrada é declarada como engaste perfeito, configurando assim uma condição de longarina engatada em balanço livre. Uma representação gráfica desse modelo pode ser observada na Figura 39.

Figura 39 - Modelo em elementos finitos da longarina da asa



Construído o modelo em elementos finitos, parte-se para a análise modal numérica, obtendo-se os primeiros resultados para as frequências naturais associadas a cada modo de vibração. Com a matriz de rigidez e de massa do sistema, uma outra etapa da análise numérica do problema teve curso com utilização de um código (Zaero®) que utiliza as informações de saída do NASTRAN para estimar a velocidade crítica de ocorrência do *flutter*.

Dois arquivos são necessários para análise aeroelástica no Zaero®, são eles: o arquivo com extensão (.f06) gerado pelo NASTRAN e um arquivo de entrada contendo as instruções que o Zaero® irá executar cuja extensão é (.inp). O arquivo do NASTRAN contém as matrizes de rigidez e massa, assim como os nós da malha estrutural; o arquivo de entrada do Zaero® apresenta instruções como: parâmetros aerodinâmicos, condições de voo, determinação da malha aerodinâmica, interpolação entre as malhas de Método de Elementos

Finitos - MEF e aerodinâmica, as saídas desejadas, entre outras coisas. De posse desses arquivos executa-se o Zaero® e obtém a velocidade crítica de ocorrência do fenômeno.

4.2.2 Projeto do lastro

Com diversos parâmetros do sistema aeroelástico e do escoamento já fixados, envergadura, corda, perfil e condições de voo, por exemplo, é preciso avaliar o lastro adequado para o estudo pretendido, ou seja, aquele que forneça um *wind-off*³ pequeno.

Nessa busca, diversos lastros foram considerados com diâmetros, comprimentos e materiais construtivos diferentes, produzindo massas e momentos de inércia de massa também distintos. O critério de escolha do lastro levou em conta principalmente sua capacidade de produzir o acoplamento entre os modos de flexão e torção, possibilitando a ocorrência do *flutter* dentro do limite de velocidade do túnel de vento disponível.

Inicialmente, os lastros foram desenhados em ambiente CAD (Inventor®), com variações nas dimensões e material construtivo. Para cada um desses materiais, as propriedades de massa e momentos de inércia de massa no Centro de Gravidade - CG de cada corpo eram registradas. As características dos corpos delgados com maior propensão ao acoplamento flexão-torção podem ser visualizadas na Tabela 4 (tabela completa no Apêndice A).

Tabela 4 - Propriedades dos lastros

L	Material	$\varnothing D_{ext}$ (mm)	Comprimento (mm)	Massa (g)	I_{xx}	I_{yy} (kg.mm ²)	I_{zz}
01	Alumínio	10	150	30	0,373	52,672	52,668
02	Aço	10	150	87	1,081	152,575	152,563
03	Bronze	10	150	98	1,222	172,478	172,464

Fonte – Autoria própria

Aplicado o procedimento numérico descrito na seção anterior a esses três lastros combinados à longarina já apresentada, foram obtidas as velocidades críticas, destacadas em negrito na Tabela 5 (tabela completa no Apêndice A).

Percebe-se que as combinações de longarina com os lastros requerem velocidade crítica de *flutter* muito elevada, bem acima da máxima (33 m/s) que o túnel de vento poderá fornecer. Estes resultados demandaram novos estudos e desenvolvimentos para reduzir o

³ *Wind-off* é definido como sendo a diferença entre as frequências naturais dos modos que se acoplam na ausência de carregamento aerodinâmico.

valor dessa velocidade e viabilizar a ocorrência do *flutter* nas condições de teste disponíveis, conforme relatado a seguir.

Tabela 5 - Velocidade crítica de *flutter*

L	1° Modo	2° Modo	3° Modo	4° Modo	5° Modo	$V_{crit}(m/s)$	Freq (Hz)
01	7,37	27,28	63,198	63,862	195,96	111,41	60,90
02	5,5317	18,63	42,162	67,075	179,04	100,46	44,21
03	5,2528	17,688	39,659	66,822	174	102,51	41,69

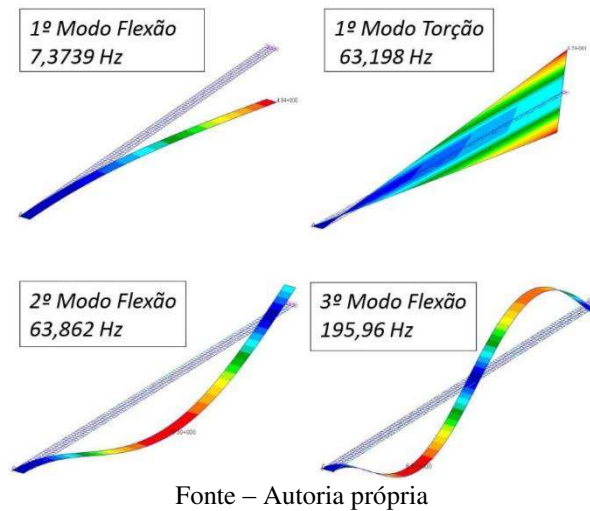
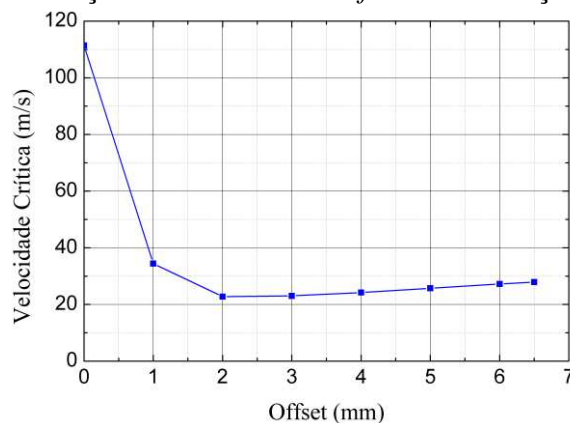
Fonte – Autoria própria

No modelo aeroelástico de Tang e Dowell (2001), existem rebaixos ou discontinuidades na seção transversal ao longo da longarina usados para diminuir a rigidez torcional. Inicialmente, essa pareceu uma alternativa viável para o sistema aqui proposto. No entanto, Jaworski e Dowell (2009, p. 711) avaliaram o efeito dos rebaixos, nervuras estruturais, carenagem aerodinâmica (nervuras de balsa) e do lastro, sobre as quatro primeiras frequências naturais e observaram que a redução no modo de torção é pouco significativa sob efeito dos rebaixos. Concluem ainda que um modelo aeroelástico pode ser devidamente projetado apenas variando as propriedades do lastro e a profundidade do rebaixo. Como se deseja acoplar os modos de flexão e torção, essa técnica foi descartada como solução para o presente trabalho.

Focando sua atenção no lastro, Westin (2010) variou a posição do centro de gravidade do lastro em relação ao eixo elástico da longarina, doravante referenciado aqui como *offset*. Empregando asa similar à aqui adotada, o estudo observou que o *offset* apresenta efeito pronunciado sobre a velocidade crítica de ocorrência do *flutter*. O posicionamento do lastro foi deslocado tanto em direção ao bordo de ataque da asa (montante), situação que demandou menores velocidades críticas, como para o bordo de fuga (jusante), aumentando V_{crit} .

Para *offset* dos lastros da Tabela 4 entre 0 a 6,5mm à montante, o comportamento descrito por Westin (2010) foi observado nos resultados obtidos com a metodologia aqui adotada. O lastro L01 apresentou as menores velocidades de *flutter* e foi escolhido como componente para o sistema aeroelástico proposto. Na Figura 40 **Erro! Auto-referência de indicador não válida.**, pode-se visualizar as frequências naturais associadas a cada modo, assim como as formas modais. Já o comportamento da velocidade crítica com o *offset* para o componente escolhido é apresentado na Figura 41. Em que se observa valores de V_{crit} inferior a 33m/s para *offset* maiores ou iguais a 2 mm.

Figura 40 - Formas modais para a configuração asa-L01

Figura 41 - Variação da velocidade de flutter em função do *offset*

4.2.3 Influência da corda e posição do eixo elástico na V_{crit}

Definidos os componentes do sistema, partiu-se para a fabricação de cada um deles e montagem do sistema aeroelástico. Nessa atividade, a resistência mecânica das nervuras de madeira balsa foi inicialmente bastante comprometida, ocorrendo fragilização excessiva e ruptura ainda no processo de corte a laser devido aos furos e rasgos para passagem dos fios e da longarina. Para resolver o problema, suas dimensões foram alteradas de modo a enrobustecê-la e foi empregado outro material construtivo (poliestireno ao invés de balsa).

Superada essa dificuldade inicial, realizou-se um primeiro estudo com o modelo e ferramentas numéricas já apresentadas sobre a influência da corda na velocidade de ocorrência do fenômeno considerando a mesma posição do eixo elástico (31% da corda). Este

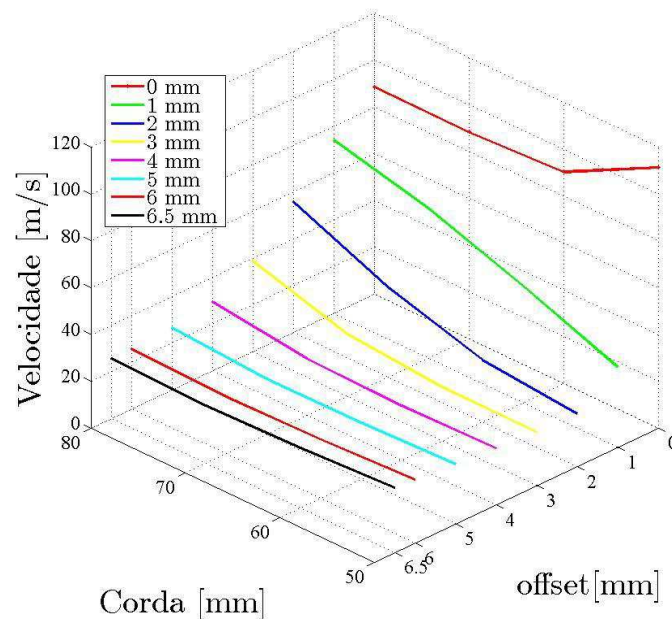
valor foi definido levando em conta a posição de maior espessura do perfil, a saber 29,86% da corda a partir do bordo de ataque.

Reunindo os resultados para o *offset* variando entre 0 e 6,5 mm e a corda entre 50 e 80 mm, a Figura 42 evidencia um forte aumento na velocidade crítica com o crescimento da corda, efeito mais pronunciado para menores valores de *offset*.

Considerando o sistema aeroelástico como um modelo de *flutter* binário. O aumento de V_{crit} experimentado com o aumento da corda está sustentado em dois fenômenos, aumento de amortecimento aerodinâmico e de inércia, esse último em menor intensidade. O aumento da corda leva a um aumento da inércia do sistema, esse aumento de inércia é atribuído a massa aparente que tem origem no escoamento fluido (a massa de ar agora deslocada é maior para uma corda maior), afetando os modos de flexão e torção, como consequência uma maior quantidade de energia é necessária para excitar os modos que se acoplam levando a V_{crit} maior. O amortecimento aerodinâmico é fortemente afetado por variações no comprimento da corda, um aumento na corda leva a maiores amortecimentos principalmente nos modos de torção que, por conseguinte leva a V_{crit} maior.

A corda torna-se praticamente irrelevante para a velocidade crítica a partir de um *offset* entre 4 e 6.5 mm. E observa-se uma tendência de queda de V_{crit} com o aumento do *offset* esse comportamento é explicado pelo desacoplamento que ocorre entre as forças aerodinâmicas e inerciais quando o eixo de massa se afasta do eixo elástico.

Figura 42 - Efeito da variação da corda na velocidade de *flutter*

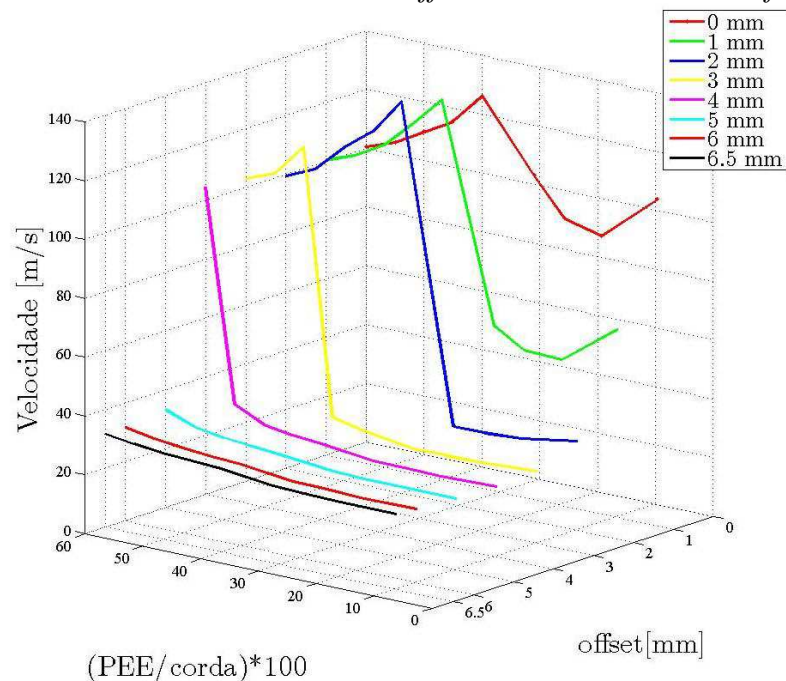


Fonte – Autoria própria

A partir das discussões desenvolvidas até aqui e da análise da Figura 42, infere-se que uma corda de 60 mm com *offset* de 3 mm é suficiente para suportar os esforços mecânicos, mesmo com os rasgos e furos para a passagem dos fios e da longarina. Outro aspecto contemplado por esta composição geométrica é a semelhança das dimensões com as do sistema aeroelástico tomado como base (TANG; DOWEL, 2001).

Em complemento à verificação da influência do par corda-*offset* sobre a V_{crit} , realizou-se um estudo da influência da posição do eixo elástico da asa (PEE), medido em relação à borda de ataque do perfil, sobre a velocidade crítica de *flutter*. Também considerando *offset* entre 0 e 6,5 mm, essa análise buscou identificar a PEE que demanda a menor velocidade crítica para produção de *flutter*, atendendo aos requisitos de construção da presente pesquisa.

Figura 43 - Efeito do binômio PEE-*offset* sobre a velocidade de *flutter*



Fonte – Autoria própria

Analisando a Figura 43, observa-se uma redução na V_{crit} quando o eixo elástico caminha em direção ao bordo de ataque, sendo o valor da PEE mais contundente na determinação do *flutter* para *offsets* de até 3,0 mm. Para valores superiores de *offset*, a influência da PEE é menos pronunciada. Em todas as curvas, a velocidade de *flutter* torna-se maior à medida que a PEE cresce, principalmente para baixos valores ($\leq 3,0$ mm) de *offset*, faixa onde também se observa a ocorrência de máximos na V_{crit} distintos de acordo com o *offset* para $40\% < PEE < 50\%$. Devido os requisitos de projeto, o *offset* de 3,0 mm que

demanda velocidades críticas desejadas para as várias configurações testadas e a facilidade construtiva do sistema, optou-se pela posição do eixo elástico a 31% da corda, valor de PEE que reduz bastante a V_{crit} . O comportamento de aumento da velocidade para a posição do eixo elástico próximos a 50% da corda se explica devido ao desacoplamento que há entre os modos de torção e flexão para essa posição.

A partir desses estudos onde avaliou-se a dependência da V_{crit} com a PEE, a corda e o *offset*, foi possível configurar o sistema elástico cujas características estão reunidas na Tabela 6. Fez-se opção por uma corda de 60,5 mm de comprimento em função do espaço necessário para os rasgos e furos para a passagem da longarina e dos fios.

Tabela 6 - Propriedades do sistema aeroelástico

Propriedade	Valor
Asa	
Envergadura (m)	0,457
Corda (m)	0,0605
PEE (% corda)	31,0
Posição do CG (% corda)	26,04
Lastro	
Diâmetro (m)	0,010
Comprimento (m)	0,150
Massa (kg)	0,030
Momentos de Inércia (kg.m ²)	I_{XX} 0,3730 10 ⁻⁶
	I_{YY} 52,672 10 ⁻⁶
	I_{ZZ} 52,668 10 ⁻⁶
Material	Alumínio 6060
Offset	3 mm
Longarina	
Comprimento (m)	0,4570
Largura (m)	0,0127
Espessura (m)	0,0034
Material	Alumínio 6060
E (GPa)	70
Coefficiente de Poisson	0,33
Densidade (kg/m ³)	2700

Fonte – Autoria própria

4.2.4 Ajuste de parâmetros

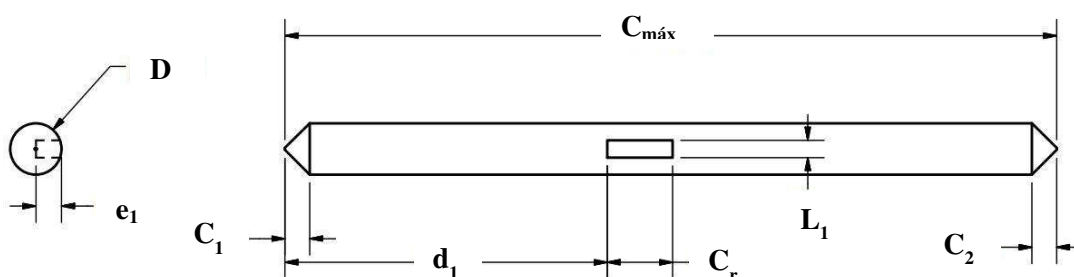
Por mais cuidadosa que seja a fabricação, invariavelmente são verificadas diferenças entre o projetado e o efetivamente confeccionado, tendo em vista as limitações das máquinas e procedimento de usinagem manual empregados para confecção do sistema aeroelástico, principalmente da longarina, das nervuras e do lastro. Essas diferenças de forma, dimensionais e propriedades dos materiais, produzem alterações nas distribuições de massa do conjunto, nos momentos de inércia e nas respostas do material quando submetido às excitações. Essas imprecisões certamente podem se refletir em discrepâncias entre os resultados teóricos ou numéricos e os dados experimentais.

Tendo em vista esse aspecto e procurando aproximar os resultados obtidos por estas metodologias de análise, o sistema construído teve suas características dimensionais e de massa medidas, direta (dimensões e massa) ou indiretamente (momentos de inércia e densidade via código de CAD). De posse das informações apresentadas a seguir, as variáveis de entrada nos *softwares* de análise numérica do problema (Zaero® e NASTRAN) foram atualizadas e novos resultados foram obtidos.

- Lastro e nervuras

O lastro e as nervuras foram pesados em balança de precisão da marca OHAUS® modelo *Analytical Standard* (capacidade máxima 210g com incremento de 0,0001).

Figura 44 - Representação esquemática do lastro



Fonte – Autoria própria

Na Figura 44 e na Tabela 7 as variáveis declaradas são: $C_{m\acute{a}x}$ e D são o comprimento total e o diâmetro do lastro; e_1 , L_1 e C_r , a profundidade, a largura e o comprimento do rebaixo; C_1 e C_2 as alturas dos cones de borda 1 e 2; e d_1 a distância entre o cone 1 e o início do rebaixo, respectivamente.

Tabela 7 - Características geométricas do lastro

Dimensões (mm)	$C_{m\acute{a}x}$	e_1	D	L_1	C_r	C_1	C_2	d_1	Massa (g)
Projetado	150	5	10	3,4	19,15	4,8	4,8	62,25	30
Medido	149,67	4,07	10,05	4,20	23,44	9,28	8,49	62,43	28,91

Fonte – Autoria própria

As dimensões do lastro foram atualizadas no Inventor e suas propriedades de massa podem ser visualizadas na Tabela 8.

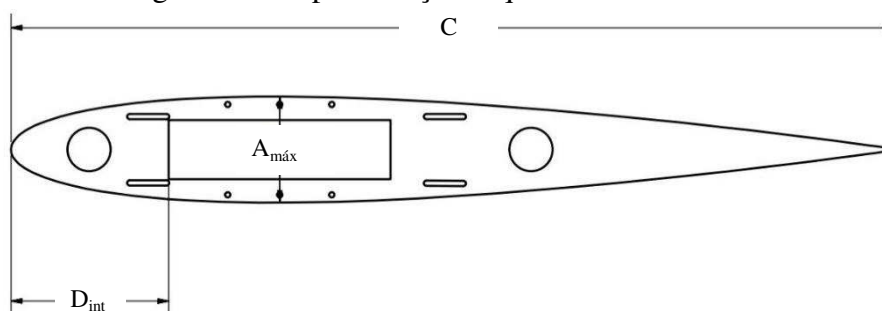
Tabela 8 - Propriedades de inercia do lastro 1

L	Material	D (mm)	C_{max} (mm)	Massa (g)	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
					(kg mm ²)		
01	Alumínio	10,05	149,67	28,91	0,357	47,782	47,773

Fonte – Autoria própria

A partir das medições, verificou-se que o centro de gravidade do lastro está localizado no ponto $(x;y;z) = (0,160; 0,104;0)$ mm em relação ao centro geométrico dessa peça. Como a profundidade do rebaixo ficou a 0,93 mm do centro geométrico do lastro e o centro de gravidade do lastro está a 0,104 do centro geométrico, um deslocamento de $y = 1,034$ mm foi acrescido na posição da massa concentrada, no modelo numérico.

Figura 45 - Representação esquemática da nervura



Fonte – Autoria própria

Já nas nervuras fabricadas por corte a laser, foram avaliadas a corda (C), a altura máxima (A_{\max}), a distância entre o bordo de ataque e a longarina (D_{int}) e a massa. Os resultados dessas medições estão reunidos na Tabela 9, onde os valores médios das variáveis mencionadas são respectivamente 58,23 mm, 6,6943mm, 12,14mm e 0,5989 g. Houve uma redução de 2,95% na corda, 7,05% em A_{\max} e 1,74% em D_{int} , devido ao processo de corte.

Tabela 9 - Características geométricas e de massa das nervuras

Nervura		1	2	3	4	5	6	7	8	9
C	(mm)	58,16	58,18	58,18	58,25	58,26	58,36	58,18	58,30	58,29
A_{\max}	(mm)	6,71	6,68	6,65	6,80	6,72	6,72	6,75	6,71	6,69
D_{int}	(mm)	12,20	12,12	12,00	12,20	12,34	12,14	12,12	12,02	12,20
Massa	(g)	0,5957	0,5939	0,6084	0,5884	0,6013	0,6053	0,5946	0,6003	0,6005

Fonte – Autoria própria

Os valores resultantes das medições realimentaram os softwares de simulação, produzindo informações bem mais congruentes com os dados experimentais.

- Longarina

Para a longarina, fez-se 33 medidas da largura e espessura ao longo de 457 mm da envergadura, as medidas foram executadas com um passo de aproximadamente 13,86 mm. Um micrometro externo 0-25 da Mitutoyo® foi utilizado nas medidas, os 9 primeiros resultados podem ser vistos na Tabela 10, tabela completa no APENDICE A. A média dos valores para largura e espessura foram utilizados como dados de entrada de geometria no NASTRAN e são respectivamente 12,693939 e 3,398181 mm.

Tabela 10 - Medidas de largura e espessura da longarina

Posição	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Largura	12,74	12,74	12,73	12,72	12,71	12,71	12,71	12,71	12,7
Espessura	3,41	3,41	3,41	3,40	3,40	3,40	3,40	3,40	3,40

Fonte – Autoria própria

Para a medida da densidade do alumínio da longarina, foram cortados 5 corpos de prova, a fim de encontrar o volume eles foram mensurados; para medida da massa, foi utilizada uma balança de precisão da marca OHAUS modelo *Analytical Standard*, as medidas

dimensionais e de massa podem ser visualizadas na Tabela 11, a densidade média do alumínio foi calculada como sendo 2607,54 kg/m³.

Tabela 11 - Propriedades geométricas e de massa dos corpos de prova

Corpo de prova	1	2	3	4	5
Largura (mm)	12,71	12,74	12,71	12,72	12,71
Espessura (mm)	3,4	3,39	3,4	3,41	3,4
Comprimento (mm)	47,60	47,20	47,70	47,36	48,34
Massa (g)	5,3704	5,3217	5,3711	5,3485	5,4459

Fonte – Autoria própria

- Análise do efeito dos componentes nas frequências naturais parte I

Com o objetivo de avaliar os efeitos simples e combinados que cada componente impunha ao sistema aplicou-se a metodologia descrita a seguir:

Fez-se a análise modal experimental para a longarina no Lvi (Laboratório de vibrações da UFCG (Universidade Federal de Campina Grande)), comparou-se com o obtido no FEM, verificou-se uma discrepância, com isso alterou-se o módulo de elasticidade até que os resultados das simulações ficassem próximos aos encontrados no experimento; em seguida acrescenta-se o lastro à longarina, faz-se o trabalho de ajuste dos parâmetros do sistema aeroelástico até que o modelo simulado esteja com um erro aceitável quando comparado com o experimental.

A primeira fase desta análise modal experimental consistiu-se na obtenção da Função de Resposta em Frequência (FRF), que é possível quando se excita a estrutura por uma força conhecida e se mede a resposta da estrutura a esta excitação. Fixado o componente na mesa inercial, fez-se a excitação através de martelo de impacto; a resposta da estrutura a esse impacto foi captada pelo acelerômetro; o impacto e a resposta da estrutura foram as entradas no analisador de sinal dinâmico, o esquema da montagem pode ser visualizado na Figura 46.

Para obter um sinal mais confiável, foi feito uma série de 5 experimentos para cada conjunto de dados captados; o analisador foi configurado para que fizesse a média de cinco medidas e depois gerasse os arquivos de dados.

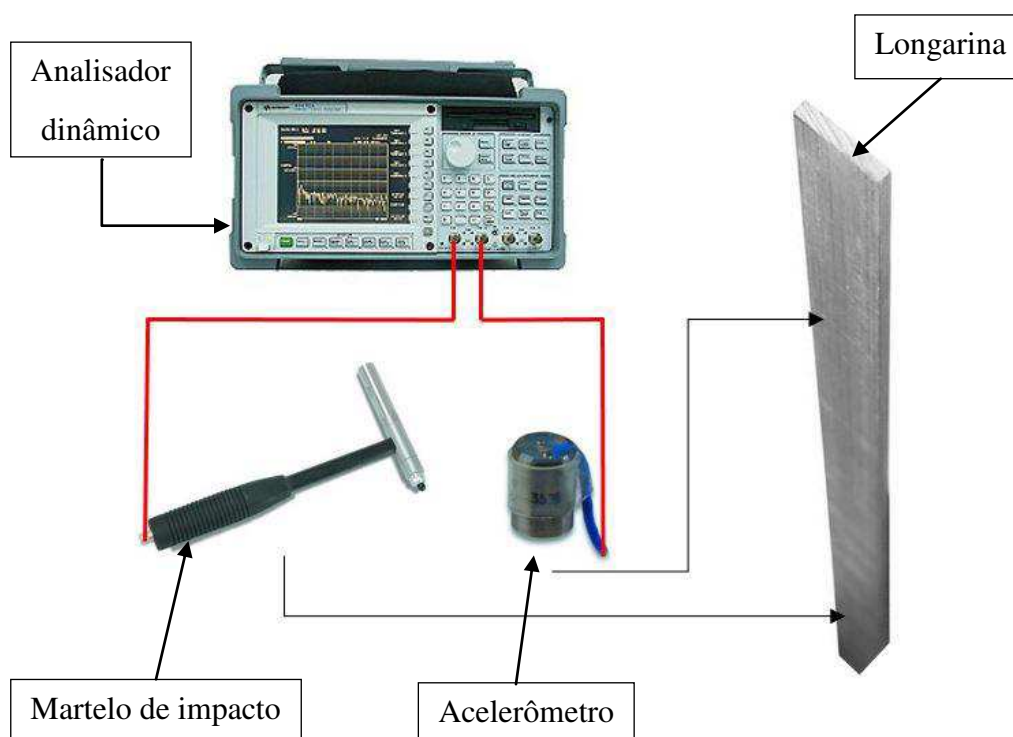
A calibração do acelerômetro foi realizada mediante um calibrador que excita o acelerômetro a uma frequência fixa, resultando em erros inferiores a um por cento. O martelo

de impacto foi calibrado conforme o manual de instalação e operação; quanto ao analisador de sinal, existe uma opção de auto calibração.

Os principais materiais e equipamentos utilizados no experimento se encontram detalhados abaixo:

- Mesa inercial em concreto com armação de aço 600x715x810 mm com aproximadamente 850 Kg;
- Martelo de impacto (PCB Piezotronics® 086C03): máxima tensão 20 a 30 VDC; máxima força 2224N pk; sensibilidade 2,25 mV/N; frequência de ressonância maior ou igual a 22,5 kHz;
- Analisador de sinal dinâmico Agilente® 35670A;
- Acelerômetro (PCB 3528B10 SN 34589): sensibilidade de 10,2 mV/ (m/s²); máximo range mais ou menos 491 (m/s²) de pico, com um *overload* limite de mais ou menos 5000g.

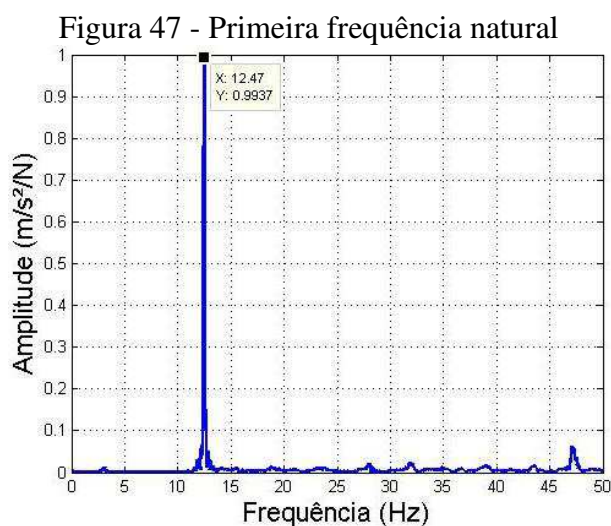
Figura 46 - Esquema do procedimento experimental



Fonte – Autoria própria

Uma vez obtidas as FRF's, completou-se o primeiro ciclo da análise modal experimental. Iniciou-se a fase de identificação dos parâmetros modais que compreendeu a obtenção das frequências naturais. Nesta fase foi necessária uma rotina computacional na plataforma Matlab® que permitiu a captura deste parâmetro.

Os valores das frequências naturais foram obtidos relacionando os valores de pico em cada modo ao seu par ordenado no eixo das frequências. Na Figura 47 é possível visualizar o gráfico para captura da primeira frequência natural, esse procedimento foi realizado para os cinco primeiros modos. Ver demais FRFs para os outros modos no APÊNDICE C.



Fonte – Autoria própria

Na Tabela 12, é possível ver que o erro é bastante minimizado (0,28%) quando se escolhe um valor de módulo de elasticidade mais adequado (59MPa), já que o ensaio de tração não foi possível devido ao alto custo de confecção dos corpos de prova dentro dos limites e tolerâncias exigidos pela norma ASTM E8M.

Com um módulo de 70 GPa e massa específica de 2700 kg/m³ valores padrões para essa liga, tem-se erros da ordem de 6 %, ajustando o módulo de elasticidade e densidade tem-se erros na ordem de 0,32 % para o teórico 4, como mostra a Tabela 12.

Tabela 12 - Ajuste do módulo de elasticidade

Análise Modal Longarina							
Freq (Hz)	1F	2F	3F	4F	5F	E (GPa)	ρ (kg/m ³)
Teórico 1	13,4	83,98	235,1	460,5	760,8	70	2700
Teórico 2	12,94	81,08	226,9	444,5	734,5	63	2607,54
Teórico 3	12,73	79,78	223,3	437,3	722,7	61	2607,54
Teórico 4	12,58	78,79	220,5	432	713,8	59,5	2607,54
Teórico 5	12,52	78,46	219,6	430,2	710,2	59	2607,54
Experimental	12,47	78,59	220	448	712,5	Média do erro (%)	
Erro 1 (%)	7,48	6,85	6,85	2,78	6,85	6,16	
Erro 2 (%)	2,12	1,51	1,50	1,23	1,51	1,57	
Erro 3 (%)	3,77	3,16	3,15	2,90	3,16	3,22	
Erro 4 (%)	0,85	0,26	0,25	0,00	0,25	0,32	
Erro 5 (%)	0,40	0,17	0,17	0,42	0,25	0,28	

Fonte – Autoria própria

Para a segunda configuração, longarina e lastro, já usando o módulo corrigido para a longarina pode-se ver na Tabela 13, os resultados entre o projetado e o experimentado. O erro entre o projetado e o construído está na ordem de 2,73 %, depois de corrigido os valores de inércia e massa o erro caiu para 2,57 %.

Tabela 13 - Ajuste das dimensões do lastro

Análise Modal Longarina + Lastro 1							
Freq (Hz)	1F	2F	3F	4F	5F	Massa (g)	Rebaixo (mm)
Teórico 1	6,88	59,62	182,9	375	635,3	30	5
Teórico 2	6,86	59,38	182,2	373,4	632,6	30	4
Teórico 3	6,91	59,7	183,2	375,4	636	28,91	4,07
Experimental	6,98	60,44	185,1	378,7	696,1	Média do erro (%)	
Erro 1 (%)	1,43	1,36	1,167	0,98	8,739	2,73	
Erro 2 (%)	1,652	1,754	1,583	1,4	9,125	3,10	
Erro 3 (%)	1,074	1,219	1,053	0,871	8,638	2,57	

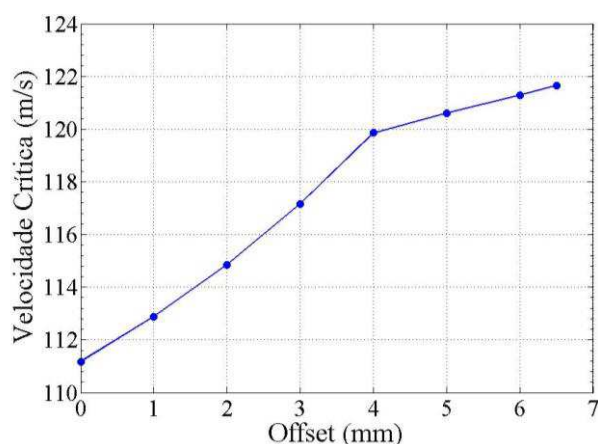
Fonte – Autoria própria

Com a massa média das nervuras e o volume destas retirado do Inventor® foi possível quantificar a densidade do material que a compunha, e assim realimentando o inventor com essa massa específica, ele forneceu a massa medida. Com o modelo virtual representando o real verificou-se os momentos de inércia de massa para o conjunto de 9 nervuras (assim como o modelo real) e os acrescentou no Nastran® através de elementos de massa concentrada

(CONM2) em 16 pontos ao longo da envergadura representando as secções da asa, um deslocamento de $x = 7,991$ mm foi acrescentado a esses elementos, representando o centro de gravidade das nervuras.

Como modelo devidamente calibrado para o conjunto longarina e lastro acrescentou-se o efeito das nervuras e procedeu-se com a análise aeroelástica a qual pode-se ver na Figura 48 a velocidades crítica em função do offset.

Figura 48 - Variação da velocidade de *flutter* com o offset com o efeito das nervuras



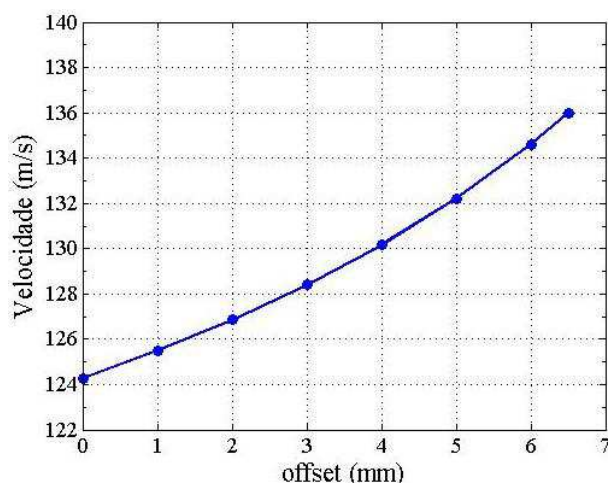
Fonte – Autoria própria

As velocidades estão bem acima dos 33 m/s, isso porque o conjunto de todas as nervuras soma uma massa de 86,2515 gramas com um offset de 7,991 mm atrás do eixo elástico, isso levou o centro de gravidade para trás do eixo elástico. A solução encontrada para resolver esse problema foi colocar uma massa de balanceamento, para isso fez-se dois furos nas nervuras próximo ao bordo de ataque e neles foram colados as massas, essas consistem em cilindros de latão com diâmetro de 3,17 x 27 mm de comprimento, na Figura 49 pode-se ver a nervura com as massas de balanceamento, essa manobra levou o centro de gravidade para uma posição de 0,348 mm a frente do eixo elástico, posição benéfica para a ocorrência do fenômeno, procedeu-se com a metodologia para encontrar as velocidade de *flutter* e o resultado pode ser visto na Figura 50.

Figura 49 - Nervura com contrapesos



Fonte – Autoria própria

Figura 50 - Variação da velocidade de *flutter* com *offset* para nervuras balanceadas

Fonte – Autoria própria

Como pode-se observar as velocidades permaneceram altas, ficando longe dos limites do túnel. Ao olhar para modos que se acoplam percebeu-se que o modo que se instabiliza para a configuração tratada acima era o 4º modo (primeira torção) que acoplava com o 3º (segunda flexão fora plano). Os acréscimos de massa das nervuras abaixaram as frequências do 3º e 4º modos de 63,198 e 63,862Hz (offset 3) para 26,06 e 58,91Hz com o contrapeso, isso desfavorece o acoplamento, para isso um novo lastro fez-se necessário. Depois de várias configurações testadas chegou-se ao lastro 20 cuja características são apresentadas na Tabela 14. Com ele foi possível fazer com que as frequências do 1º modo de torção e 2º modo de flexão fossem 29,833 Hz, na Figura 51 visualiza-se os cinco primeiros modos para essa

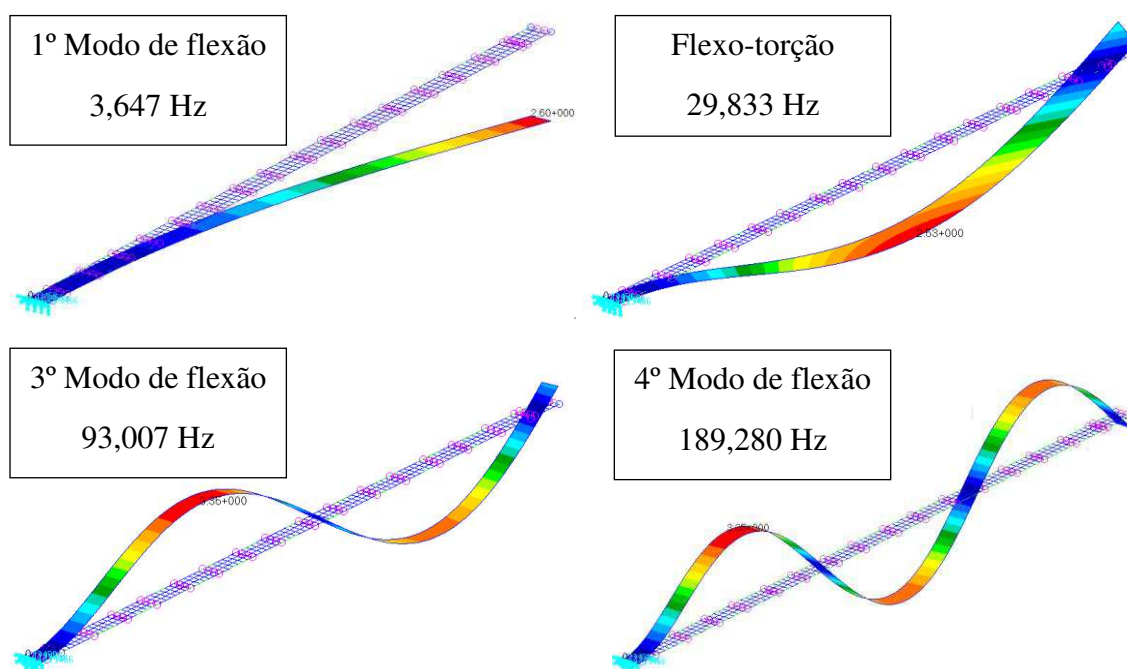
configuração, procedida a análise aeroelástica a velocidade de *flutter* em função do offset pode ser visualizada na Figura 52.

Tabela 14 - Características geométricas e de inércia do lastro 20

L	Material	Diâmetro	Comprimento	Massa	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
		(mm)	(mm)	(g)	(kg mm ²)		
20	Latão	9,52	167,48	94,1753	1,065	211,909	211,895

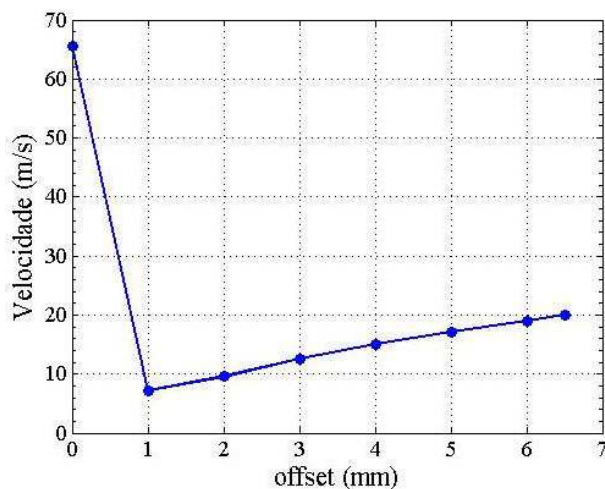
Fonte – Autoria própria

Figura 51 - Formas modais e frequência naturais para o sistema aeroelástico completo



Fonte – Autoria própria

Figura 52 - Variação da velocidade de *flutter* com o *offset* para o sistema aeroelástico completo



Fonte – Autoria própria

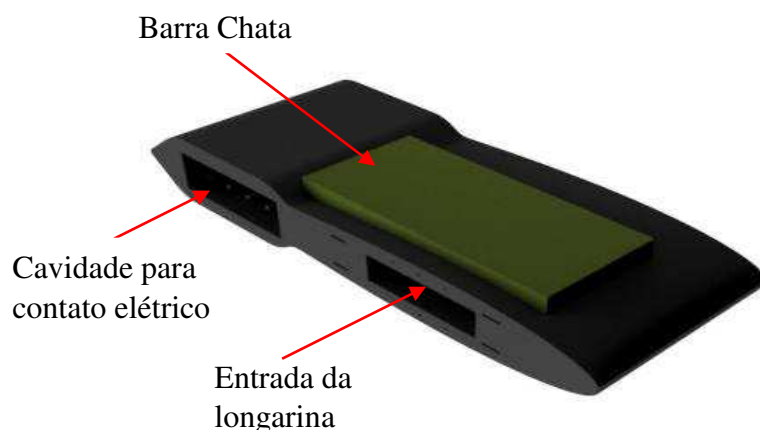
Observa-se que com essa configuração tem-se o modelo apropriado para o túnel de vento, que será descrito ao longo do texto.

4.2.4.1 Sistema de ancoragem e tensionamento dos fios de LMF

Uma nervura de ancoragem e uma de tensionamento fez-se necessário para incorporar os fios e as molas ao modelo.

A nervura de ancoragem prende os fios por meio de esmagamento do fio à longarina, isso se dá através de uma barra chata em alumínio, o aperto é dado através de parafusos M3, na Figura 53 pode-se visualizar o conceito. Para que o fio não escorregue colou-se os fios entre retângulos de papelão (cartolina), a confecção da nervura foi feita através de prototipagem rápida, o filamento utilizado foi o ABS - acrilonitrila butadieno estireno, o desenho técnico desse componente pode ser visualizado no ANEXO B.

Figura 53 - Nervura de ancoragem do sistema aeroelástico



Fonte – Autoria própria

A nervura de tensionamento tem por objetivo garantir a mesma pré-deformação a todos os atuadores incorporados ao modelo, sejam eles fios ou molas, e de forma precisa e rápida. Com isso dentre os princípios de solução encontrados para a resolução do problema o que atendeu de forma satisfatória foi o princípio do parafuso sem fim e coroa, pois promove uma redução significativa entre a entrada e a saída, que depende das características construtivas desses. Uma relação importante é dada pela Equação 33, pois, ela calcula a relação entre a entrada e a saída, por meio de características construtivas.

$$\frac{Z_2}{Z_1} = \frac{N^0 \text{Revoluções Sem Fim}}{N^0 \text{Revoluções Coroa}} \quad (33)$$

Na Equação 33, Z_1 é o número de dentes da coroa, Z_2 o número de entradas do parafuso sem fim, os outros dois parâmetros são auto explicativos.

Para cumprir esse papel um produto já existente no mercado que atende a essa demanda é a tarraxa de violão, possui $Z_1 = 14$ e $Z_2 = 1$, isso nos dá uma redução de 14:1, as principais vantagens dessa peça é o baixo custo, extremamente acessível e garante a precisão a que este trabalho demanda.

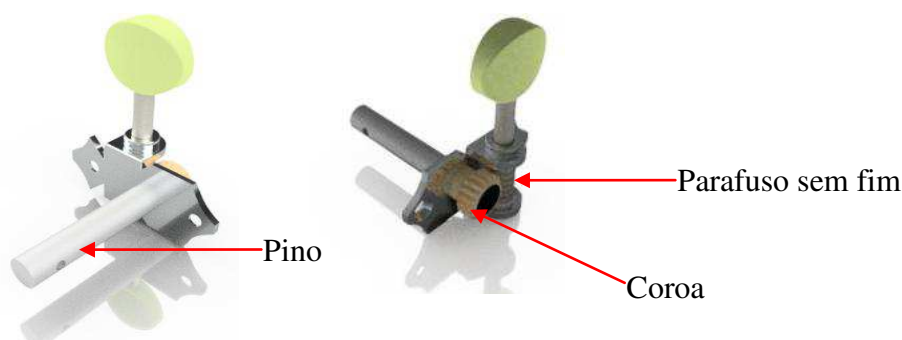
Com uma volta da coroa, o pino conectado a ela também o fará, o fio será conectado ao pino e com o giro dele o fio será enrolado em sua superfície. Para calcular o comprimento

de fio que é enrolado no pino em uma revolução, faz-se uso da Equação 34, que nada mais é que o perímetro do pino.

$$P_{circ} = 2\pi r \quad (34)$$

Como o diâmetro do pino é 6 mm o perímetro desse é 18,85 mm que corresponde ao comprimento de fio que será enrolado, usando a relação do parafuso sem fim, cada volta no sem fim conduz a um deslocamento de 1,35 mm no fio, contando que é possível fazer giros de 90° com precisão, é possível ter um passo mínimo de comprimento de 0,34 mm, que corresponde a 0,067 % de deformação por passo, para o fio de comprimento médio de 507,11 mm. Na Figura 54 é possível visualizar uma representação da tarraxa.

Figura 54 - Tarraxa de violão



Fonte – Autoria própria

Fazendo uma analogia aos cabos de aço em que se escolhe o diâmetro mínimo do tambor de enrolamento (pino) em função do diâmetro do cabo e de suas características construtivas, a norma ASME A 17.1 determina que para uso no transporte de passageiros (elevadores) a relação D/d (razão entre diâmetro do tambor e do cabo) dever ser de no mínimo 40, para o presente caso essa razão é de 48.

Na Figura 55 é possível ver a nervura de tensionamento completa, ela assumiu a forma mostrada, devido a quantidade de fios a que o sistema será submetido e ao suporte usado na fixação, ela foi construída a partir de prototipagem rápida, o filamento utilizado na impressão foi PLA - Polylactic Acid, desenho técnico dessa peça se encontra no ANEXO B.

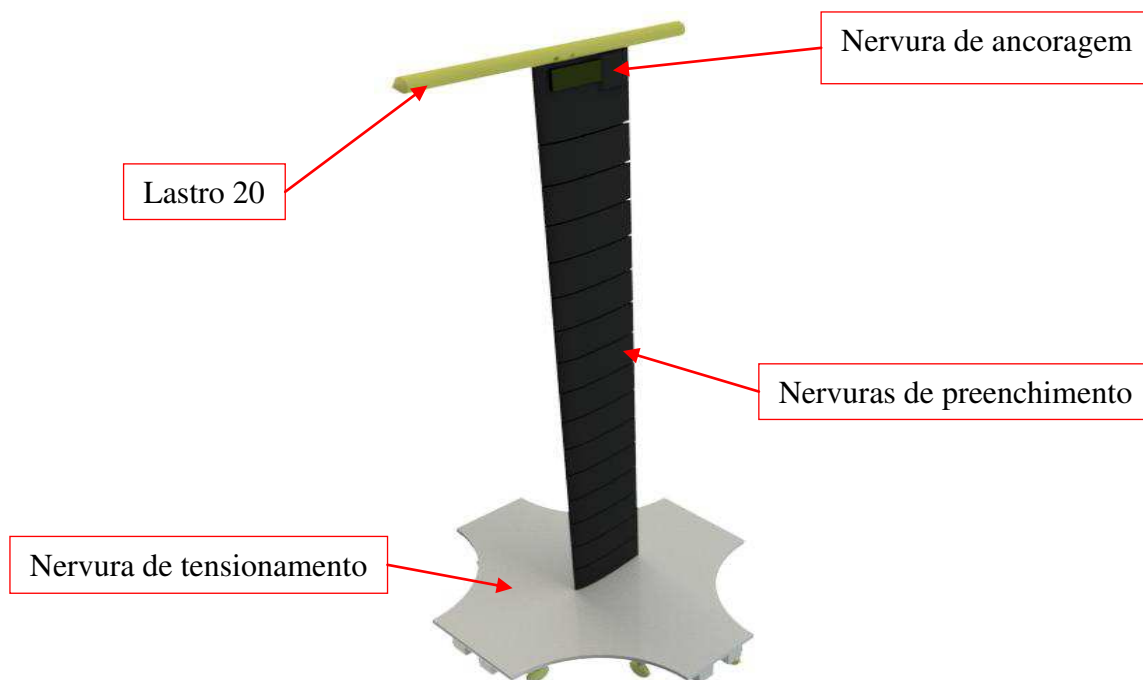
Figura 55 - Nervura de tensionamento



Fonte – Autoria própria

Na Figura 56 pode-se ver o sistema aeroelástico em sua forma final, composto pelas nervuras de tensionamento, de ancoragem e de preenchimento, estas últimas usadas para garantir a forma aerodinâmica, cortadas a laser de chapas de poliestireno de 3 mm de espessura, com a união de 9 dessas fez-se as secções, a qual foi espaçadas de 1mm cada, para que as nervuras de preenchimento não interferissem na dinâmica da longarina, o valor desse espaçamento foi escolhido por não interferir significativamente no escoamento Westin (2010, p.48), também faz parte do sistema o lastro e a longarina. Na Tabela 15 tem-se resumida as principais características do sistema aeroelástico.

Figura 56 - Sistema aeroelástico completo



Fonte – Autoria própria

Tabela 15 - Principais características do sistema aeroelástico

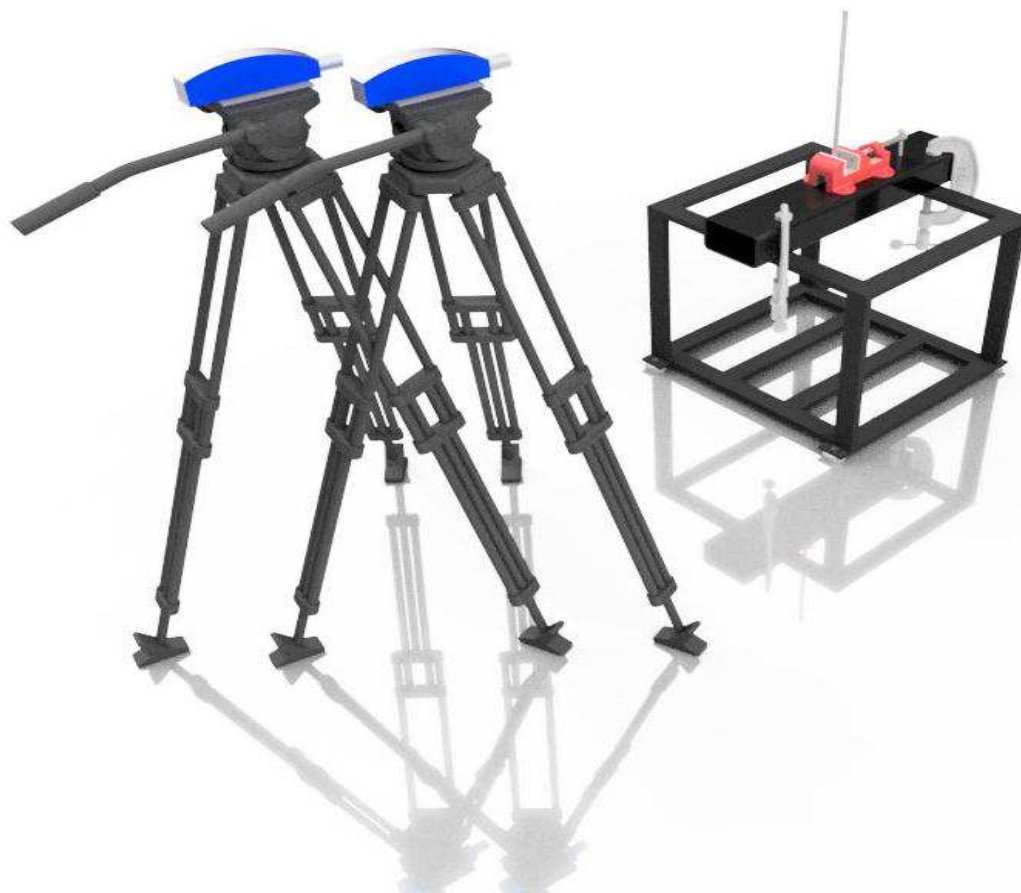
Propriedade	Valor
Asa	
Envergadura	0,457 m
Corda	0,05823 m
Eixo elástico	31% da corda
Centro de gravidade	26,04% da corda
Lastro	
Diâmetro	0,00952 m
Comprimento	0,16748 m
Massa	0,0941753 kg
Momento de Inércia	I_{XX} 1,065 10^{-6} kg m ²
	I_{YY} 211,909 10^{-6} kg m ²
	I_{ZZ} 211,895 10^{-6} kg m ²
Material	Latão
Offset	3,8 mm
Longarina	
Dimensões	
Comprimento	0,4570 m
Largura	0,0126939 m
Espessura	0,0033981 m
Material	Alumínio 6060
Módulo de elasticidade	59,5 GPa
Coefficiente de Poisson	0,33
Massa específica	2607,54 kg/m ³

Fonte – Autoria própria

4.3 Análise do efeito dos componentes nas frequências naturais parte II

A análise modal experimental para os componentes nessa segunda etapa utilizou uma abordagem um pouco diferente. Nas dependências do laboratório de estruturas do departamento de aeronáutica do ITA – Instituto tecnológico de aeronáutica, usou-se como sistema de aquisição o LMS – SCADAS, como entrada um martelo de impacto da PCB Piezotronics® 086C03, e dois vibrômetros laser da marca Polytec® modelo CLV-2534 como saída de velocidade do sistema. A componente base foi a longarina, que foi fixada na base inercial, em seguida fixou os adesivos reflexivos em 26 pontos para aquisição dos dados. Na Figura 57 é possível visualizar uma representação da montagem experimental utilizada.

Figura 57 - Montagem experimental usando os vibrômetros laser



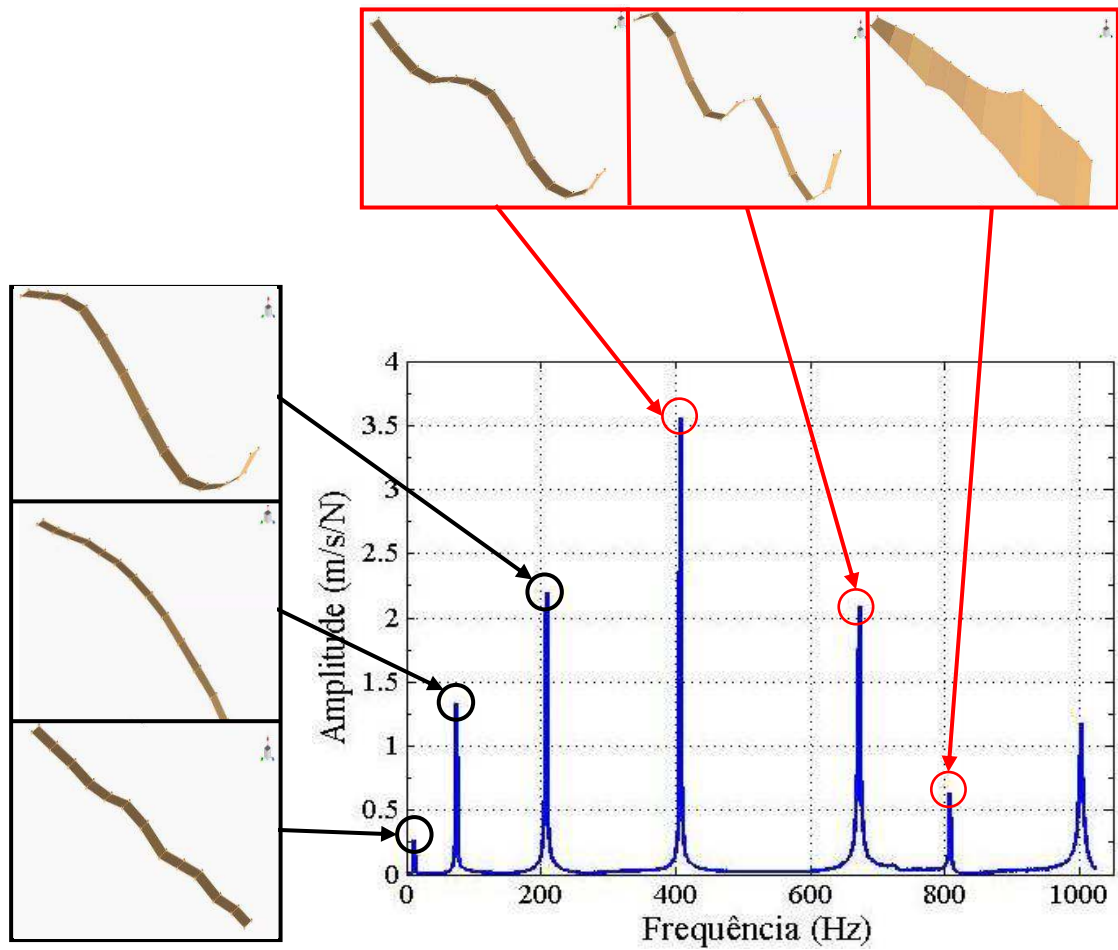
Fonte – Autoria própria

Excitada a longarina e retiradas as FRF's associadas aos 26 pontos foi possível extrair a forma modal e as frequências naturais associadas a cada um, para isso foi utilizado o software *LMS Test. Lab Modal Analysis*. Na Figura 58 é possível ver a FRF da longarina e os modos de vibrar.

A Tabela 16, reúne as frequências naturais para a longarina, em duas situações: análise modal experimental com acelerômetro e com vibrômetro, é possível notar que há uma discrepância entre os resultados, erros da ordem de 6%, essa foi associada a condições de engaste diferentes e a massa que o acelerômetro/cablagem introduz ao sistema, por esse motivo os resultados do vibrômetro foram considerados corretos.

Com análise da Figura 58 é possível identificar o modo de torção em 806,97 Hz, isso porque o sistema de aquisição juntamente com seu software permite, o tratamento dos dados de forma a construir a forma modal, tal fato não ocorreu com os dados de acelerômetro em função do tratamento posterior custoso.

Figura 58 - FRF da longarina e seus modos associados



Fonte – Autoria própria

Tabela 16 - Frequência natural para os cinco primeiros modos usando acelerômetro e vibrômetro

Longarina acelerômetro					
Modos	1° F	2° F	3° F	4° F	5° F
Freq (Hz)	12,47	78,59	220	448	712,5
Longarina vibrômetro					
Freq (Hz)	11,98	74,21	207,46	406,98	671,94
Erro (%)	4,09	5,9	6,0	10,80	6,03

Fonte – Autoria própria

Prosseguindo com a análise do efeito que os componentes têm sobre o sistema aeroelástico, fez-se a análise com as seguintes configurações:

- 1 Longarina/lastro
- 2 Longarina/nervuras
- 3 Longarina/nervuras/lastro
- 4 Longarina/nervuras/lastro com offset de 6,5 mm

Os resultados das frequências naturais para todas as configurações testadas se encontram condensadas na Tabela 17.

Tabela 17 - Modos de vibrar e frequências naturais para as configurações

Configuração	Modos de vibrar					
	1° F	2° F	3° F	4° F	5° F	1° T
Longarina	11,98	74,21	207,46	406,98	671,94	806,97
Longarina/lastro	4,041	53,547	169,086	349,663	589,215	29,535
Longarina/nervuras	6,121	38,444	106,799	213,259	345,868	113,035
Longarina/nervuras/lastro	4,895	30,321	92,027	189,195	314,300	30,321
Longarina/nervuras/lastro/offset	3,835	30,494	91,972	189,283	313,981	30,494

Fonte – Autoria própria

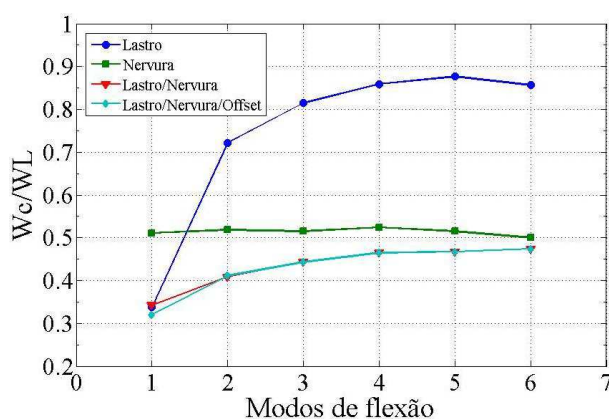
Através da Tabela 17 construiu-se o gráficos mostrados na Figura 59, no eixo das ordenadas tem-se a razão entre a frequência natural da configuração em questão e a frequência da longarina (ω_c/ω_L), na abscissa tem-se os modos de flexão.

Com a análise do gráfico da Figura 59 é possível concluir que os modos de flexão são afetados igualmente com o acréscimo das nervuras (de preenchimento, de ancoragem, de tensionamento), há uma redução de aproximadamente 51%, esse valor de redução é atribuído a massa, Jaworski e Dowell (2009), não tiveram esse tipo de problema pois além de utilizarem material de baixa densidade para a carenagem aerodinâmica (nervura de balsa), o eixo elástico foi posicionado no centro de gravidade dela, não precisando de massa de balanceamento.

A configuração longarina/lastro afetou muito os primeiros modos de flexão sendo menos significativa para os modos de alta frequência, a configuração de longarina/lastro /nervuras, tiveram grandes variações para todos os modos sendo que para os primeiros foi mais significativa.

Para o modo de torção o efeito das nervuras levou a uma redução de 86% na frequência, para o lastro uma redução de aproximadamente 96%, o efeito combinado de nervura e lastro, prevalece a redução causada pelo lastro.

Figura 59 - Efeito dos componentes nos modos de vibrar



Fonte – Autoria própria

Com o sistema aeroelástico completo e caracterizado dinamicamente é possível comparar com o obtido numericamente. Na Tabela 18 é possível constatar um erro pequeno, da ordem de 2,83%.

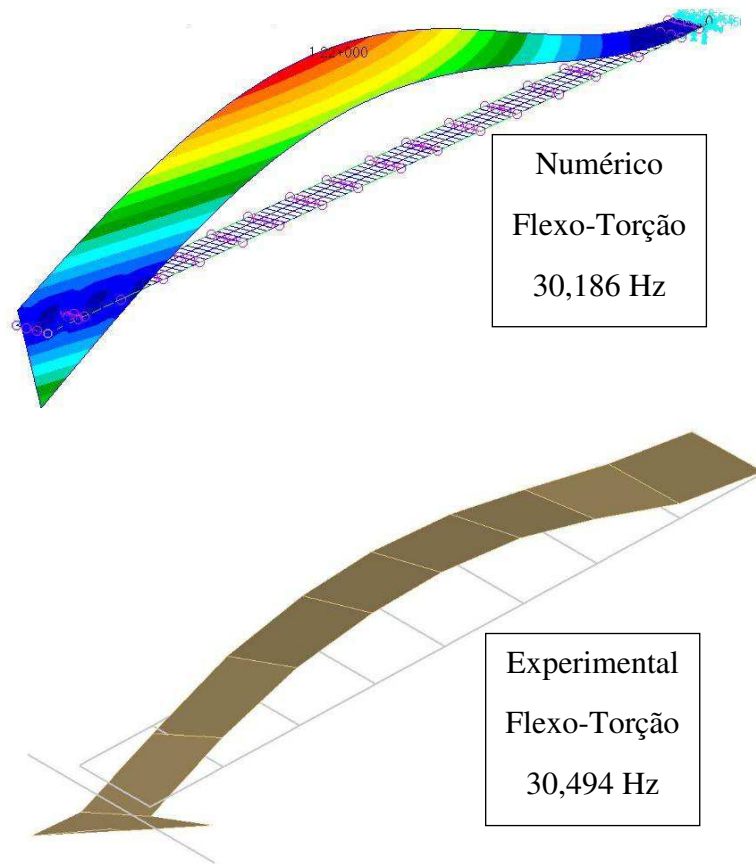
Tabela 18 - Confronto entre resultados teóricos e experimentais

Experimental					
Modos	1° F	2° F	3° F	4° F	1° T
Freq (Hz)	3,835	30,494	91,972	189,283	30,494
Numérico					
Freq (Hz)	3,6493	31,233	89,896	196,19	30,186
Erro (%)	4,84	2,42	2,25	3,64	1,01

Fonte – Autoria própria

Na Figura 60 pode-se visualizar a forma modal e a frequência natural, para a condição de interesse dessa pesquisa, o acoplamento entre o segundo modo de flexão e o primeiro de torção, numérico e experimental.

Figura 60 - Forma modal flexo-torção teórica e experimental



Fonte – Autoria própria

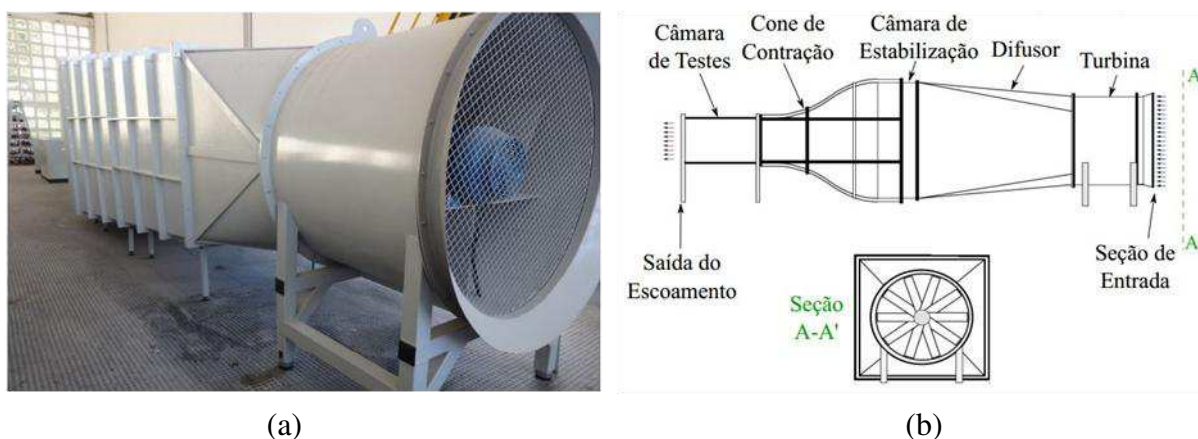
5 PREPARAÇÃO PARA ENSAIOS NO TÚNEL DE VENTO

Devido às nuances que envolvem o trabalho experimental, algumas atividades em paralelos se fizeram necessárias para garantir a qualidade e confiabilidade dos resultados buscados, dentre elas destacam-se: o túnel de vento utilizado para o ensaio, caracterização dinâmica da base inercial e, por fim, caracterização termomecânica do atuador.

5.1 Túnel de vento para ensaio aeroelástico

Os ensaios aeroelásticos foram realizados no laboratório de Estrutura Aeroespaciais do ITA (LAB – AESP). O túnel, mostrado na Figura 61 (a), é aberto, do tipo soprador e subsônico; possui uma secção de teste com 0,7 m de comprimento e 0,6 m de altura e de largura; o ventilador é uma turbina modelo EAS/1250 com 1,2 m de diâmetro, potência de 25HP e vazão máxima de 43000 m³/h, com rotação máxima de 1150 rpm; a velocidade máxima do túnel de vento é de 33 m/s.

Figura 61 - Túnel de vento do ITA (a), esquema do túnel (b)



Fonte – Autoria própria

O ar entra no túnel pela secção de entrada com 1,3 m de diâmetro, em seguida é acelerado pelo ventilador, passa pelo difusor e é forçado a passar pela câmara de estabilização onde é retificado e estabilizado, ganha velocidade quando passa pelo bocal (cone de

contração), chega a secção de testes e, por fim, encontra a saída; pode-se visualizar um esquema do túnel na Figura 61 (b).

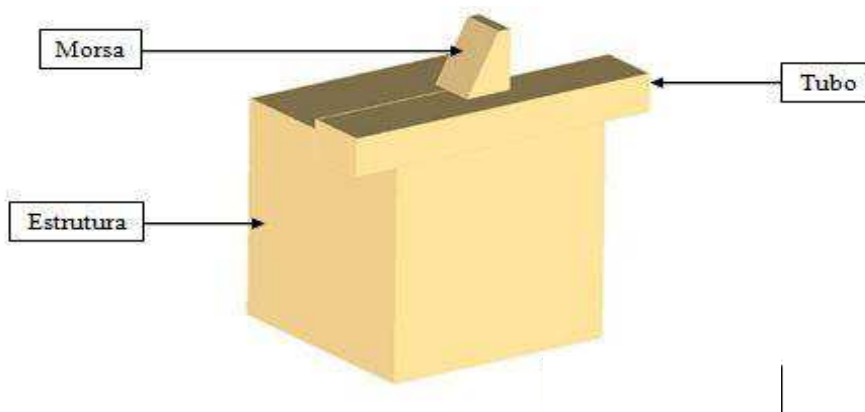
Na câmara de testes está posicionado um tubo de Pitot acoplado a um manômetro digital, Testo 512 modelo 0560 5128 3, no qual é possível medir a velocidade do escoamento.

5.2 Suporte inercial

Como forma de minimizar os erros do procedimento experimental, foi necessário escolher e analisar a dinâmica de uma base inercial que oferecesse qualidade às medidas e não interferisse no experimento. A base inercial escolhida é composta por uma estrutura em forma de paralelepípedo, apoiado sobre quatro vibra-stop; sobre a estrutura foi colocado um tubo industrial retangular fixado por dois grampos do tipo “c”, e sobre o tubo uma morsa para máquina da Metalsul® fixada ao tubo por parafusos, morsa essa que fixou o sistema aeroelástico.

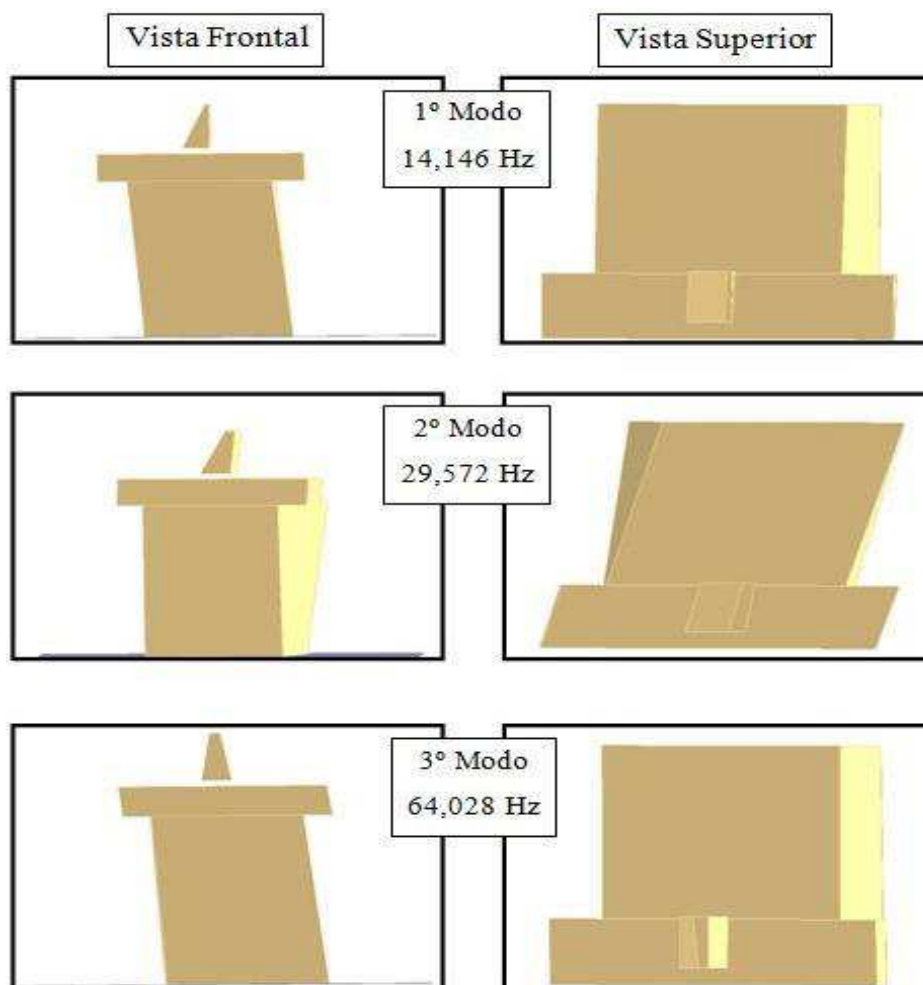
Inicialmente a montagem contava com o tubo e a morsa em uma das extremidades da estrutura, assim procedeu-se com a análise modal experimental da base inercial. Na Figura 62 podem-se ver os principais modos de vibrar da estrutura para uma banda de frequência de 0 a 100 Hz.

Figura 62 - Análise modal experimental da base inercial



Fonte – Autoria própria

Continuação da Figura 62 - Análise modal experimental da base inercial

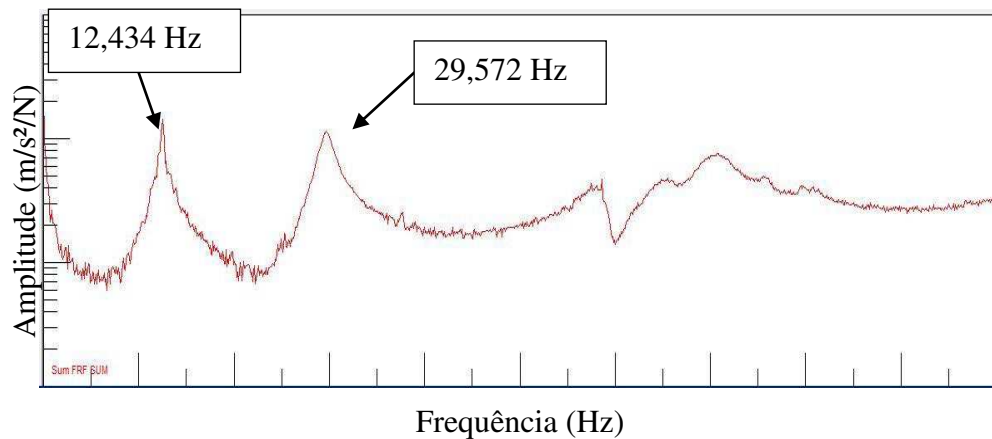


Fonte – Autoria própria

Pode-se observar pelos modos mostrados na Figura 62 que a forma modal do primeiro e terceiro são muito parecidas. No primeiro modo a base da estrutura está praticamente estática e o conjunto tubo/morsa se movimenta. No terceiro, o conjunto tubo/morsa permanece praticamente estático e a base se movimenta. O segundo modo, no qual está representada uma torção da base inercial, encontra-se muito próximo à frequência de ocorrência do fenômeno estudado a 30 Hz, sendo preciso usar artifícios para fazer com que esse modo ocorra a uma frequência diferente.

O primeiro princípio de solução experimentado foi colocar massas na parte superior a fim de diminuir as frequências cujo resultado é apresentado na Figura 63, em que ficou demonstrado que havia uma queda insuficiente, deixando a frequência do modo mais próximo à frequência do fenômeno.

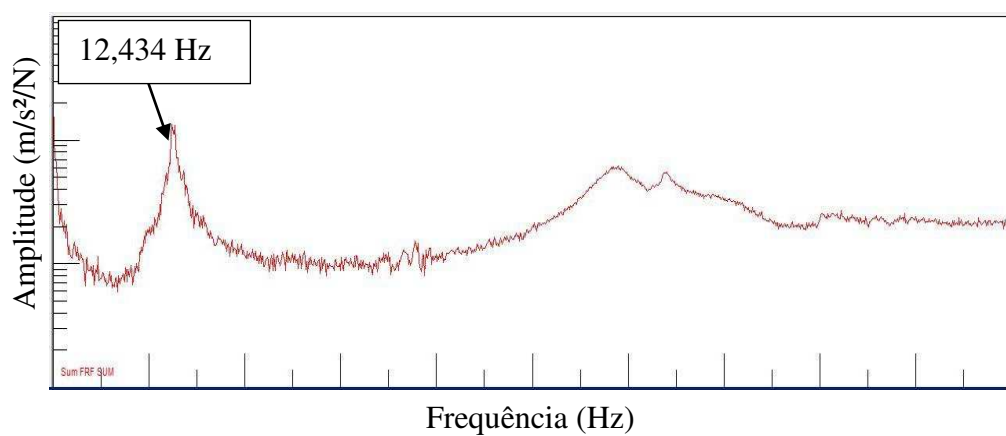
Figura 63 - FRF da base inercial com massas



Fonte – Autoria própria

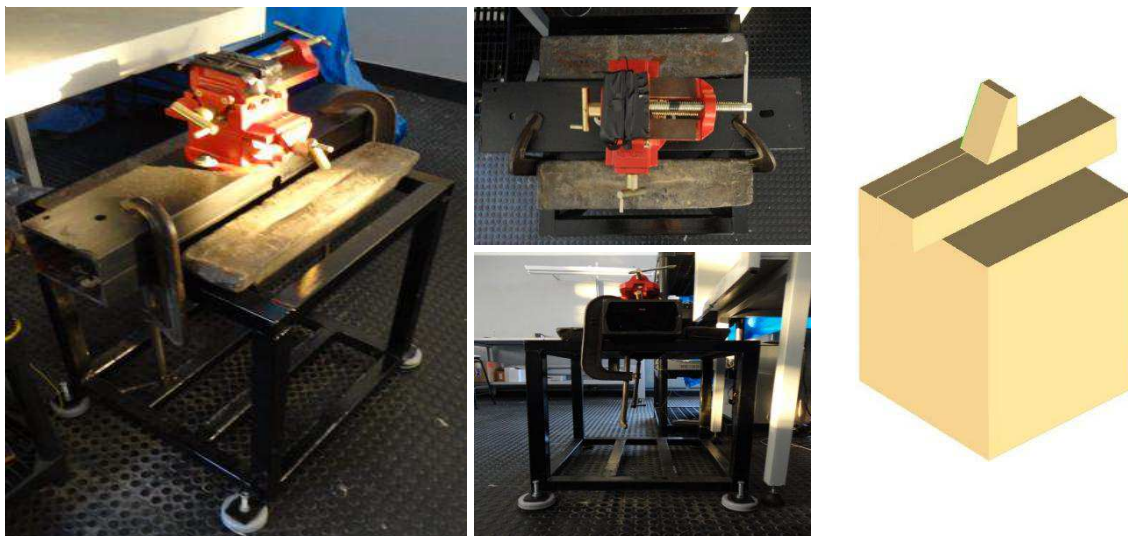
O segundo princípio experimentado foi colocar o conjunto tubo/morsa no centro da estrutura; massas foram colocadas simetricamente na estrutura a fim de garantir maior inércia a base inercial. O resultado pode ser visto na Figura 64; nota-se que o procedimento surtiu o efeito desejado, ou seja, eliminou da região de ocorrência do fenômeno o modo de torção (29,572 Hz). Na Figura 65 pode-se visualizar a configuração definitiva utilizada neste trabalho.

Figura 64 - Base inercial com tubo/morsa no centro da estrutura e massas simétricas



Fonte – Autoria própria

Figura 65 - Configuração definitiva da base inercial



Fonte – Autoria própria

5.3 Projeto do atuador

O atuador selecionado para compor o sistema de controle aeroelástico foi as LMFs de níquel-titânio, pelos motivos descritos na seção 2.5; o atuador foi implementado à estrutura na forma de fios, de modo a está-la conferindo-lhe aumento de rigidez e amortecimento. Como os fios têm essas propriedades, é possível tirar proveito do fenômeno da SE (Superelástico), do EFM (Efeito Memória de Forma) simples ou duplo, e ainda de uma forma pouco explorada, que é o EFM na SE. Este último fenômeno consiste em induzir martensita orientada pelo carregamento mecânico e, em seguida, aplicar um campo de temperatura com objetivo de formar austenita; se o movimento for restringido, será gerada uma força de recuperação. Para essa pesquisa foi explorado apenas o efeito da superelasticidade, configurando assim um atuador passivo.

5.3.1. Caracterização termomecânica dos fios de LMF

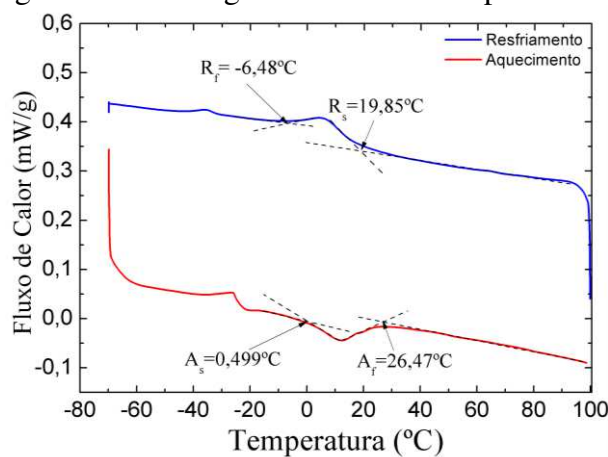
Os fios de LMF NiTi utilizados nessa pesquisa foram adquiridos da empresa Sandinox; segundo o fabricante a norma ASTM F2063 foi utilizada para a obtenção dos fios, cujo diâmetro é de 0,127 mm; possui 10 m de comprimento, lote 202732 e corrida C980524.

Antes de aplicar os fios à estrutura é necessário fazer a caracterização termomecânica, a fim de conhecer as principais propriedades do material.

Como descrito na secção 2.5, para extrair as temperaturas de transformação faz-se uso da técnica de DSC, com o objetivo de verificar se na temperatura de trabalho a liga apresentaria SE. O equipamento utilizado foi o DSC Q20 da marca TA *Instruments* disponível no LaMMEA Figura 69 (b); os parâmetros utilizados foram: variação de temperatura -70 a 100°C a uma taxa de 5°C/min, massa do fio 0,0027g, massa do recipiente de acolhimento da amostra 0,0197g, taxa de gás de purga N₂ 50 ml/min.

Para a obtenção das amostras, inicialmente retirou-se e descartou-se um pedaço de 2 cm da extremidade do fio, por ter a possibilidade de guardar deformações que poderiam influenciar nos resultados, em seguida, cortou-se amostras de aproximadamente 1 mm de comprimento até atingir a massa supracitada – os cortes foram realizado com o uso de um alicate de corte padrão. Como resultado da aplicação dessa técnica tem-se o termograma mostrado na Figura 66.

Figura 66 - Termograma do atuador superelástico



Fonte – Autoria própria

Com análise desse termograma é possível extrair as temperaturas de transformação por meio do método das tangentes, como descrito na secção 2.5. As temperaturas estão reunidas na Tabela 19; não foi possível visualizar a fase martensítica pois essa está a uma temperatura inferior ao limite inferior estabelecido, -70°C; o pico observado no resfriamento foi atribuído a fase R, pois possui uma histerese térmica, de 6,06°C, característico dessa fase (OTSUKA;

WAYMAN, 1998). Um pico a -30°C foi observado, porém, a ele não foi atribuída a fase martensítica, pois essa possui entalpia de transformação menor que a fase R e a literatura reporta que os valores de entalpia da martensita são superiores ao da fase R; a esse pico é uma anomalia atribuída ao processo de obtenção das amostras, pois processamentos mecânicos sem posterior tratamento tendem a afastar os picos de transformação martensítica e da fase R (GRASSI, 2014). A temperatura mais importante desse termograma para essa pesquisa é A_f , pois indica a temperatura que a liga deverá estar para apresentar o estado superelástico.

Tabela 19 - Temperaturas de transformação de fase

Temperaturas de Transformação de Fase ($^{\circ}\text{C}$)					
R_s	R_f	A_s	A_f	M_s	M_f
19,85	-6,48	0,499	26,47	-	-

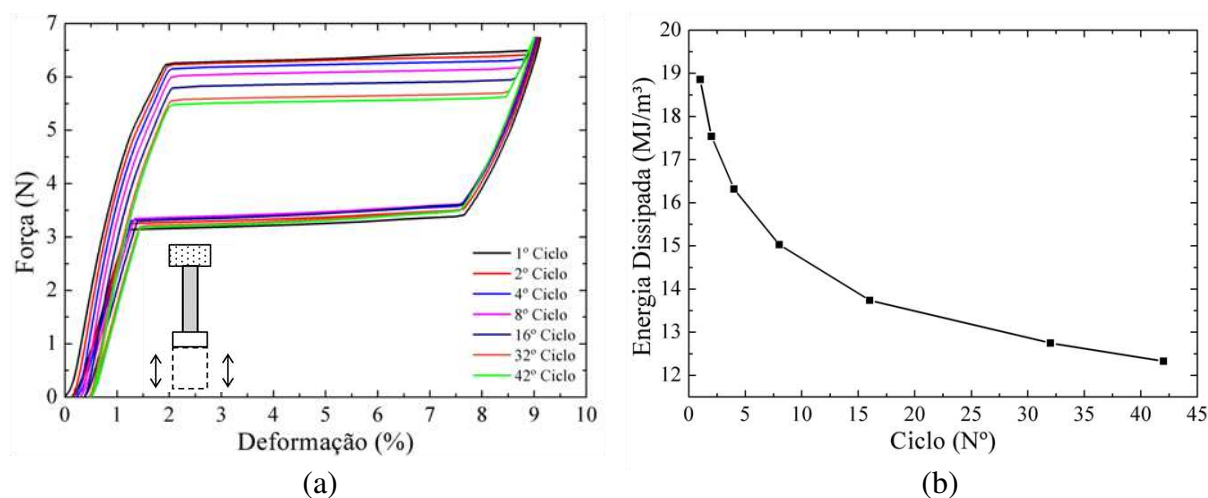
Fonte – Autoria própria

Depois de conhecidas as temperaturas de transformação de fase passa-se para os ensaios de tração uniaxial quase-estáticos; eles foram realizados em um analisador dinâmico mecânico (do inglês *Dynamic Mechanical Analysis* - DMA) da marca TA *Instruments* modelo Q800, para extrair as tensões críticas de transformação de fase em função da temperatura. Os ensaios utilizou esse equipamento devido a alta precisão no controle de temperatura, deformação e força.

O primeiro passo foi o treinamento das amostras para estabilizar o comportamento do material; esse treinamento foi realizado a temperatura constante e superior a A_f ($T = 35^{\circ}\text{C}$), isso, para garantir que a ciclagem fosse realizada na fase austenítica, ou seja, na liga em seu estado superelástico. Foram realizados 42 ciclos de carregamento e descarregamento; os parâmetros utilizados nesse ensaio quase-estático foram: controle de força até o máximo de 6,75N, com uma taxa de 1 N/min, e comprimento da amostra de 8,19 mm.

Com a análise da Figura 67 (b) referente a ciclagem do fio superelástico pode-se inferir que houve uma deformação acumulada de 0,5% para o 42º ciclo e que há uma estabilização do comportamento a partir do 35º ciclo. A Figura 67 (b) mostra a importância do processo de estabilização, pois houve uma diminuição de aproximadamente 34% na capacidade de dissipação de energia da amostra e uma deformação residual de aproximadamente meio por cento; essa redução de propriedades é atribuída à fadiga funcional. Para maiores detalhes sobre esse fenômeno ver (RAMOS, 2012).

Figura 67 - Ciclagem do fio superelástico (a), energia dissipada por ciclo (b)



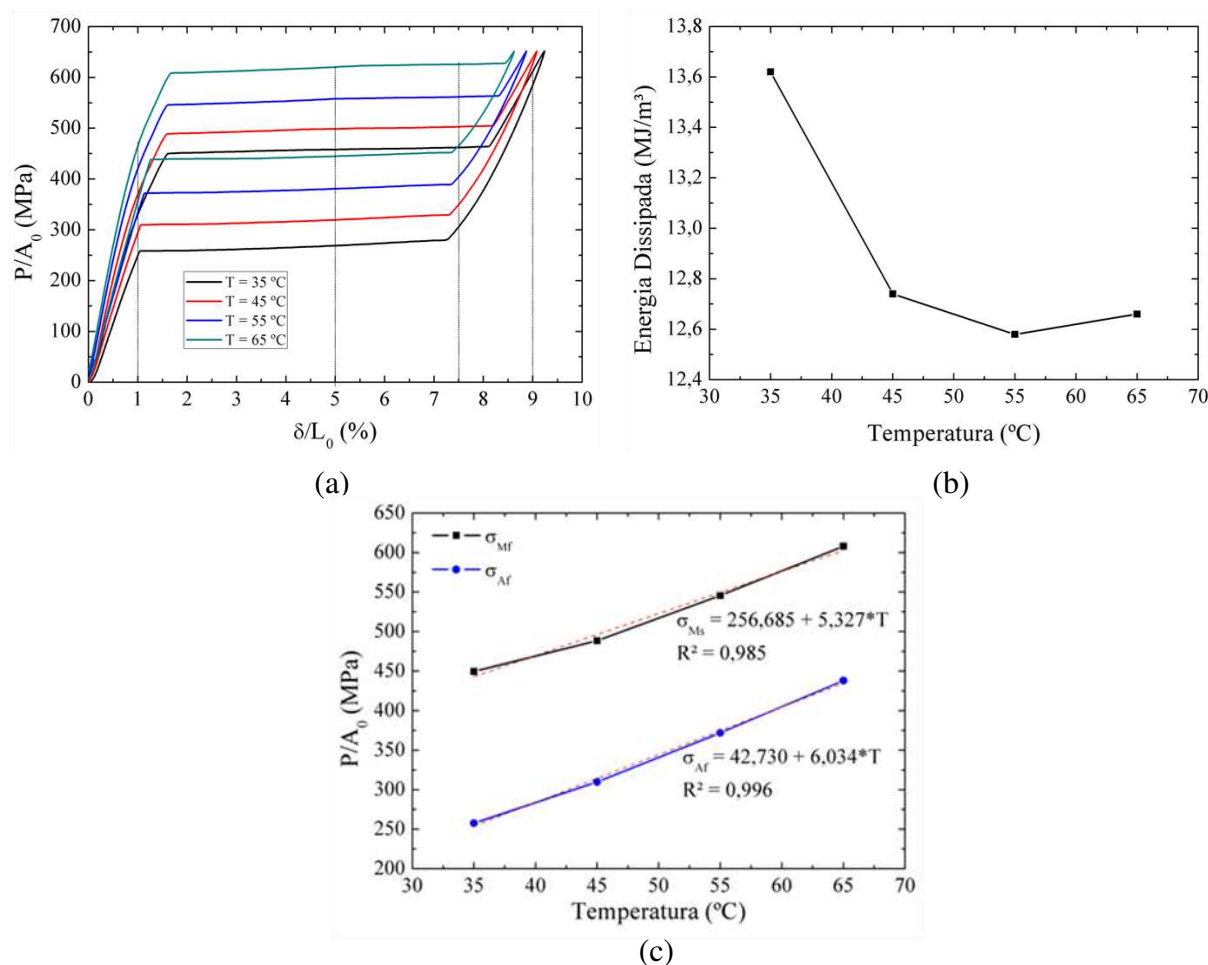
Fonte – Autoria própria

Depois de estabilizada a amostra, fez-se ensaios quase-estáticos isotérmicos com o objetivo de extrair o comportamento das tensões críticas e da energia dissipada com a temperatura; os parâmetros usados nesse ensaio foram: temperaturas de 35, 45, 55 e 65°C, carregamento até um máximo de 8N e posterior descarregamento a 0N a uma taxa de 1N/min, e comprimento da amostra de 8,10 mm.

Realizado o ensaio e construído o gráfico tensão-deformação é possível analisá-lo na Figura 68 (a) e inferir que houve um aumento das tensões críticas de transformação devido ao aumento de temperatura; esse comportamento já era esperado, pois, esse tipo de liga segue a lei de Clausius Clapeyron; a Figura 68 (c) ratifica essa afirmação e a Tabela 20 reúne os valores dessas tensões; usando-a é possível extrair os coeficientes de influência de tensão martensítico e austenítico, respectivamente $C^M = 5,327$ e $C^A = 5,75$ MPa/°C; essa figura também indica em qual estado estará a liga quando submetida a pré-deformação de 1, 5, 7,5 e 9%, que estão, respectivamente, no estado puramente austenítico (1%), região de transformação de fase (5 e 7,5%), e puramente martensítico (9%). No gráfico para a temperatura de 65°C é possível ver uma mudança de inclinação a aproximadamente 1% de pré-deformação; essa mudança no módulo de elasticidade é atribuída à transformação da fase austenítica para a fase R.

Aplicando o procedimento descrito na secção 2.5.5 para extrair a energia dissipada, foi possível construir a Figura 68 (b) em que mostra uma redução na E_D com o aumento da temperatura de aproximadamente 7%.

Figura 68 - Comportamento superelástico do fio nas temperaturas 35, 45, 55 e 65°C (a), efeito da temperatura na ED (b), tensões críticas de transformação de fase (c)



Fonte – A autoria própria

Depois de realizado o estudo sobre o comportamento dos fios sobre carregamento quase-estático, fez-se um estudo com aplicação de carregamento dinâmico. Para isso utilizou-se de uma máquina de ensaio MTS modelo MTS 793 *Series*. Para aquisição dos dados o equipamento HBM modelo MX840A foi utilizado; para aquisição da força, uma célula de carga da HBM modelo S2M/200N; para o deslocamento, um transdutor de deslocamento linear (inglês *Linear Variable Differential Transformer LVDT*) WA/100 mm; um termopar do tipo k foi utilizado para aquisição da temperatura do fio, que foi aquecido por efeito Jaule, com auxílio de uma fonte de tensão variável da marca Politerm modelo POL-16. O fio foi colado entre dois retângulos de papelão – estratégia utilizada para evitar o deslizamento do fio nas garras da máquina de ensaio – restando um comprimento útil inicial de 17,3 mm.

Os ensaios tiveram por objetivo quantificar a energia dissipada do fio em função da amplitude de deformação e pré-deformação; os parâmetros selecionados foram: temperatura

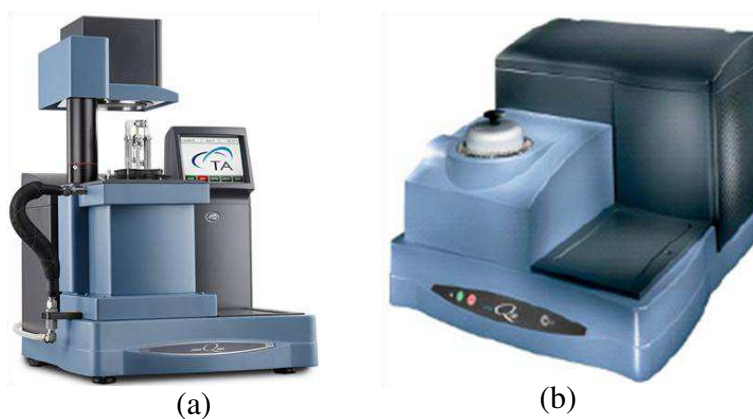
de 40°C, pré-deformação de 3,66 e 9%, amplitude de deformação de 0,75 e 2%, e frequência de 35 Hz. A Figura 70 mostra o esquema da pré-deformação e a amplitude de deformação utilizada no ensaio. Pode-se observar ainda nessa figura que, com os níveis de pré-deformação escolhido para os testes a liga se apresenta no platô superelástico (3,66%) – região de maior dissipação de energia – e totalmente martensítica (9%).

Tabela 20 - Tensões críticas de transformação de fase

Temperatura (°C)	Tensões críticas de transformação (MPa)			
	σ_{Ms}	σ_{Mf}	σ_{As}	σ_{Af}
35	449,65	464,79	280,94	257,69
45	488,57	505,01	329,49	309,94
55	545,67	564,19	389,26	371,93
65	608,17	628,25	452,74	438,16

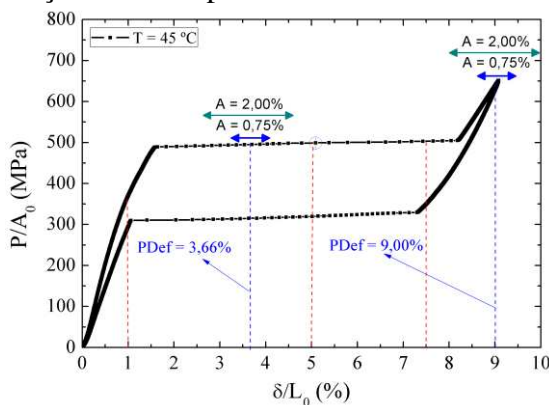
Fonte – Autoria própria

Figura 69 - DMA (a) e DSC (b)



Fonte – Site do fabricante

Figura 70 - Tensão deformação do fio superelástico a 45°C indicando as condições do ensaio



Fonte – Autoria própria

Os ensaios foram realizados da seguinte forma: o fio foi aquecido à temperatura estabelecida; em seguida foi aplicada a pré-deformação àquele; foi ciclado com a amplitude selecionada; e, por fim, descarregado. As condições de ensaio estão reunidas abaixo.

- Ensaio 1: $P_{def} = 3,66\%$ e $A = 0,75\%$
- Ensaio 2: $P_{def} = 3,66\%$ e $A = 2,00\%$
- Ensaio 3: $P_{def} = 9,00\%$ e $A = 0,75\%$
- Ensaio 4: $P_{def} = 9,00\%$ e $A = 2,00\%$

Com a realização dos ensaios, foi possível retirar o valor de energia dissipada para cada ciclo histerético; o valor médio E_D para os 128 ciclos, para os casos supracitados, está reunido na Tabela 21, assim como o fator de amortecimento viscoso equivalente, calculado por meio da Equação 2.

Tabela 21 - Energia dissipada e fator de amortecimento viscoso equivalente

	E_D (MJ/m ³)	E_{SO} (MJ/m ³)	ξ (%)
Ensaio 1	0,4305	3,9975	0,856988
Ensaio 2	2,3584	10,2140	1,837434
Ensaio 3	0,6279	5,7047	0,875886
Ensaio 4	3,0304	14,8785	1,620806

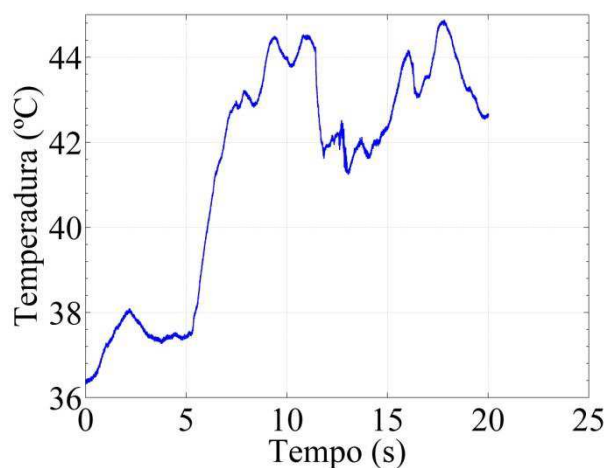
Fonte – Autoria própria

Com a análise da Tabela 21 é possível concluir que uma P_{def} , que leva ao platô SE, resultará em um fator de amortecimento equivalente 3% menor para amplitude de 0,75% e 12% maior para amplitude de 2,00%, quando comparada com a liga na região martensítica. A força interna gerada pelos fios na região martensítica é maior quando comparada às outras situações, além disso, se aquecido o fio, a força gerada também será maior, pois a quantidade de martensita formada é maior para essa situação.

Os níveis de amortecimento que será introduzido na asa serão tão grandes quanto for às amplitudes de deformação, como se pode inferir pela análise da Tabela 21; outro fator importante na quantificação do amortecimento é a temperatura a que o fio se encontra, pois, como mostrado na Figura 68 (b), ele é dependente dela; como se pode ver na secção 2.5, a taxa de deformação a que o material é submetido, não influencia diretamente no comportamento, porém, por meio de altas taxas de deformação não há tempo suficiente para

dissipar o calor gerado na transformação de fase, resultando no autoaquecimento do material e, com isso, modificando o comportamento. O aumento de temperatura foi experimentado pela amostra em todos os ensaios, pode-se visualizar esse comportamento na Figura 71.

Figura 71 - Variação de temperatura para o ensaio 1



Fonte – Autoria própria

Além disso, a força interna acrescida pelos fios também será alterada com aumento de temperatura; geralmente quando um atuador superelástico é submetido a trabalho dentro do laço histerético, tem-se a variável denominada de rigidez secante (K_s), definida como sendo a inclinação da reta que passa pelos pontos de máxima e mínima força do laço histerético, como mostrado na Figura 72, e os valores para os quatro ensaios estão reunidos na Tabela 22.

Tabela 22 - Rigidez secante para os ensaios na MTS

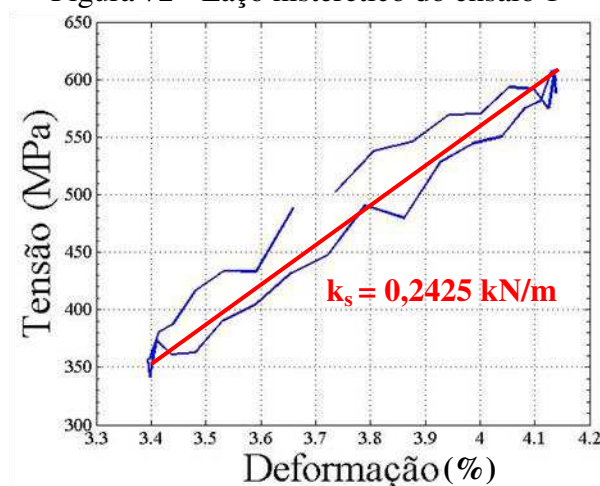
	Ensaio 1	Ensaio 2	Ensaio 3	Ensaio 4
k_s (kN/m)	0,242594	0,181447	0,234959	0,190268

Fonte – Autoria própria

Com análise da tabela acima se infere que baixas amplitudes de deformação geram uma rigidez secante superior, quando comparada com altas amplitudes.

Diante do exposto é possível concluir que, para pequenas amplitudes de vibração, é melhor que se utilize o fio no estado totalmente martensítico, pois trará um maior fator de amortecimento, entretanto, caso as amplitudes se tornem grandes, a Pdef que leve a liga ao platô SE é preferível, tendo em mente que uma aplicação passiva se fará presente.

Figura 72 - Laço histerético do ensaio 1



Fonte – Autoria própria

Outro aspecto importante a se considerar é o efeito do acréscimo das forças internas pelos fios na dinâmica da estrutura, por exemplo, a liga no platô SE tem uma carga praticamente constante variando de 6 N no início do platô para 6,20 N no fim em 6,55% de deformação, já a força em 9% de deformação é de 8 N com apenas 0,85% de deformação a partir do fim do platô, na temperatura de 45 °C, isso considerando apenas um fio de 0,127 mm de diâmetro na estrutura; dependendo da quantidade deles nela a mudança pode ser bastante significativa, do ponto de vista de melhora ou piora no comportamento da estrutura; isso vai depender de: qual tipo de estrutura considerada, a que ela se destina, qual arranjo dos fios, entre outras coisas.

Pelo motivo supracitado nesse trabalho os níveis de pré-deformação selecionados foram: 1, 5 e 7,5%; o primeiro nível foi escolhido apenas para avaliar o efeito do aumento da força interna, pois, a liga está totalmente austenítica não dissipando energia, os outros dois (5 e 7,5) no platô SE.

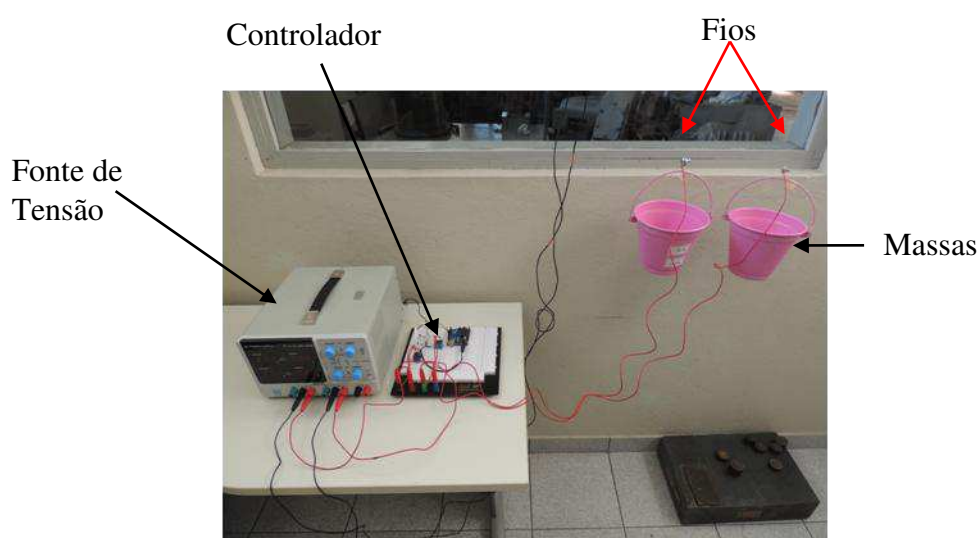
Antes de montar os fios (atuadores) na estrutura, fez-se o processo de ciclagem para estabilização do efeito – esse processo foi utilizado por Almeida (2016) para o treinamento de fios com EMF; a metodologia utilizada foi adaptada a fim de permitir o uso para um fio SE; basicamente esse método é um treinamento termomecânico que consiste em submeter o fio a ciclos térmicos a tensão constante, resumidamente pode ser realizado em quatro passos:

- Os fios em comprimentos de 1,5 m foram fixados em uma sistema de ancoragem de 2,5 m de altura;

- Foram submetidos a uma tensão constante de 500MPa que levou o fio ao patamar superelástico;
- Aquecidos a uma temperatura acima de A_f por efeito Jaule;
- Por fim resfriados à temperatura ambiente.

Esse ciclo deve ser realizado até que o efeito seja estabilizado; para essa pesquisa os fios foram submetidos a 250 ciclos. Para determinar os parâmetros, primeiro aplicou-se a carga para gerar a tensão mecânica pretendida (massa padrão + massa do recipiente) – isso fez com que a amostra tivesse um alongamento –, em seguida, com auxílio de uma fonte de tensão (marca Minipa MPL-3303M), foi aplicada uma tensão de 27V e a corrente foi aumentada gradativamente até que o fio fosse ativado, ou seja, recuperasse a deformação sofrida (temperatura $\geq A_f$) – corrente necessária foi 2,5A; o tempo necessário para aquecer a amostra foi 3s e para resfriar 10s, resultando em uma frequência de aproximadamente 0,077 Hz, sendo necessário por volta de uma hora para cada treinamento. A Figura 73 mostra a montagem realizada para o treinamento do fio – para maiores detalhes sobre o circuito do controlador consultar (ALMEIDA, 2016, p. 42).

Figura 73 - Montagem experimental do treinamento do fio



Fonte – Autoria própria

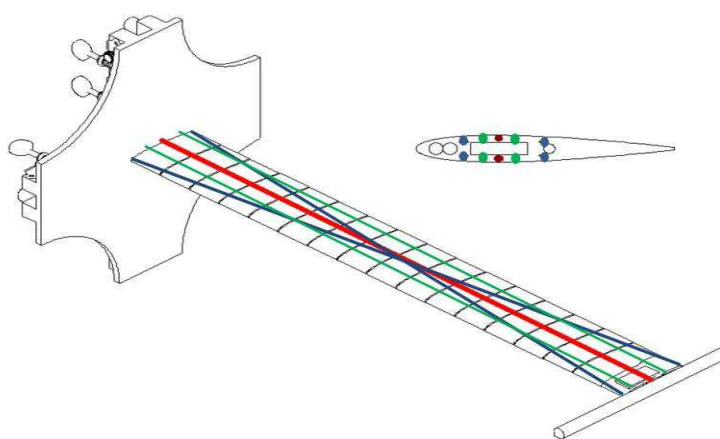
Depois de treinados, os fios foram montados na estrutura como será detalhado abaixo. Montados os fios e pré-tensionados o sistema aeroelástico ficou pronto para os ensaios no túnel de vento.

Os fios trabalharam aos pares – eles estão sendo representados pelos seguimentos de retas coloridas mostradas na Figura 74; a primeira configuração (C1) é representada pela linha vermelha; as linhas verdes representam a segunda (C2); as linhas azuis formam a terceira configuração (C3); e, por último, a quarta configuração (C4) consiste simplesmente no conjunto de todas as anteriores.

As C1 e C2 foram pensadas para atuarem apenas nos modos de flexão, a C3 para ambos os modos, porém, com um foco na torção, por isso os fios se cruzam formando um X. Três pré-deformações foram selecionadas para os fios 1, 5 e 7,5%; esses níveis foram escolhidos para avaliar o comportamento do sistema aeroelástico quando a liga está totalmente austenítica e no platô superelástico, de maneira a avaliar as particularidades de cada uma dessas fases em separado e em conjunto.

Para garantir essas pré-deformações fez-se o projeto de uma nervura de tensionamento mostrada na secção 4.2.4.1; depois de medidos os comprimentos dos fios, usaram-se as relações desenvolvidas e construiu-se a Tabela 23, na qual fica evidente o número de revoluções e passos (*step*) de 90° necessários para garantir as pré-deformações – todos os arredondamentos foram feito para o passo subsequente na ordem crescente.

Figura 74 - Forma que os fios foram arranjados na estrutura da asa



Fonte – Autoria própria

Tabela 23 - Número de revoluções das tarraxas para as pré-deformações nos fios

Fio	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
L ₀	506	501	522	505	538	507	498	520	493	527	
L ₀	1%	5,06	5,01	5,22	5,05	5,38	5,07	4,98	5,20	4,93	5,27
	5%	25,3	25,05	26,1	25,25	26,9	25,35	24,9	26,0	24,65	26,35
	9%	45,54	45,09	46,98	45,45	48,42	45,63	44,82	46,8	44,37	47,43
N ^o Rev	1%	3 _{Rev} + 3 _{Step}	3 _{Rev} + 3 _{Step}	3 _{Rev} + 3 _{Step}	3 _{Rev} + 3 _{Step}	4 _{Rev}	3 _{Rev} + 3 _{Step}	3 _{Rev} + 3 _{Step}	3 _{Rev} + 3 _{Step}	3 _{Rev} + 3 _{Step}	4 _{Rev}
	5%	18 _{Rev} + 3 _{Step}	18 _{Rev} + 2 _{Step}	19 _{Rev} + 1 _{Step}	18 _{Rev} + 3 _{Step}	20 _{Rev}	18 _{Rev} + 3 _{Step}	18 _{Rev} + 2 _{Step}	19 _{Rev} + 1 _{Step}	18 _{Rev} + 1 _{Step}	19 _{Rev} + 2 _{Step}
	7,5%	28 _{Rev}	28 _{Rev} + 3 _{Step}	29 _{Rev}	28 _{Rev}	30 _{Rev}	28 _{Rev} + 1 _{Step}	27 _{Rev} + 3 _{Step}	29 _{Rev}	27 _{Rev} + 2 _{Step}	29 _{Rev} + 1 _{Step}

Fonte – Autoria própria

A Tabela 24 mostra quanto de força é acrescida ao modelo para cada configuração testada quando a liga está a uma temperatura de 35°C. Para pequenas amplitudes de oscilação pode-se considerar a força constante, pois, uma variação de 2,5% na deformação gera uma diferença de 0,23166N, ou seja, 1% aproximadamente.

Tabela 24 - Acréscimo de força devido aos fios SE a 35°C

	Força (N)		
	1%	5%	7,5%
C1	8,121268	11,23981	11,35564
C2	16,24254	22,47962	22,71128
C3	16,24254	22,47962	22,71128
C4	24,3638	33,71943	34,06692

Fonte – Autoria própria

6 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este capítulo se objetiva a mostrar e discutir os resultados obtidos com a aplicação do carregamento aerodinâmico ao modelo aeroelástico projetado para este fim, com foco na compreensão e explicação dos porquês que correspondem ao comportamento observado. Para isso foi estudado inicialmente o comportamento do modelo aeroelástico sem o efeito dos fios à estrutura, em seguida, com os fios apensos à estrutura e, por fim, foi feito o cotejo para as várias configurações apresentadas na seção 5.3, na presença e na ausência de carregamento aerodinâmico.

6.1 Modelo aeroelástico sem os atuadores

Inicialmente fez-se a análise aeroelástica numericamente através do Zaero® no modelo sem os fios e, em seguida, experimentalmente e, logo após, o cotejo com os resultados obtidos. Para aferir a velocidade de *flutter* empiricamente, fez-se uso da técnica de extração (PoliMAX), cujo objetivo principal foi a obtenção dos parâmetros modais do sistema; dessa forma foi possível avaliar o comportamento do amortecimento e frequência natural dos modos 2 (torção) e 3 (flexão).

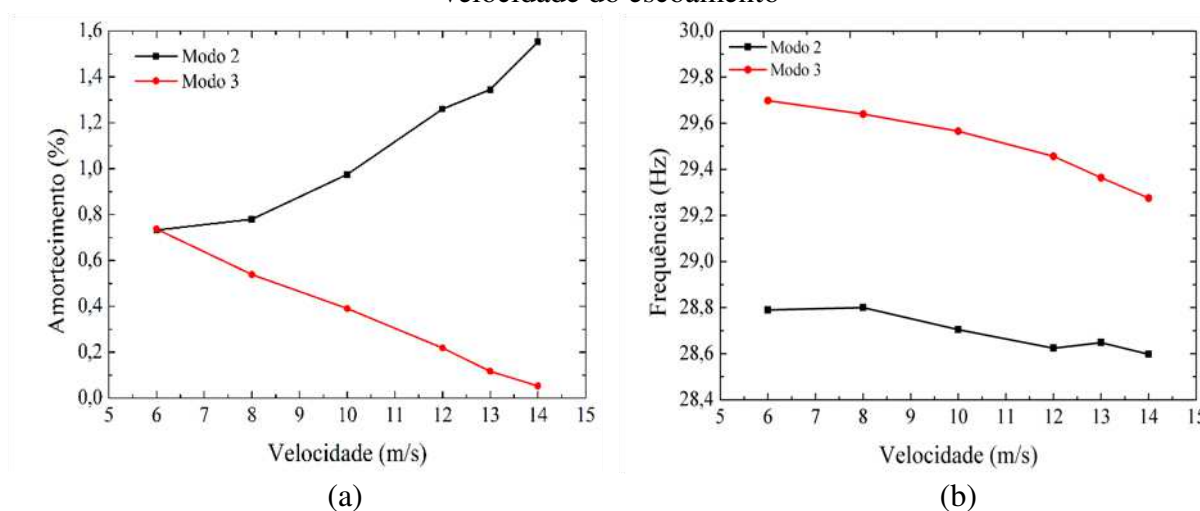
Com análise da Figura 75 (a) pode-se ver que a instabilidade foi apresentada no modo de flexão, já que o amortecimento se tornou praticamente nulo para a velocidade de 14 m/s, configurando assim a V_{crit} ; o comportamento apresentado na figura abaixo será usado como parâmetro para identificar a fronteira de *flutter*; outro comportamento observado foi o da frequência em função da velocidade; há uma queda em ambas, sendo que a mais pronunciada é a frequência do modo de flexão; esse comportamento já era esperado, uma vez que, quando submetido ao escoamento fluido, há uma parcela da rigidez que é dependente da velocidade; é possível notar que o *wind-off* diminui à medida que a velocidade cresce; isso favorece a ocorrência do fenômeno. Os valores para os amortecimentos e frequência desses modos podem ser visualizados na Tabela 25. A Figura 76 mostra a evolução das FRFs para o modelo sem os atuadores, com a velocidade, reforçando a idéia de que o *flutter* ocorre na velocidade supra mencionada, essa afirmativa está sustentada na análise dessa figura, em que mostra a redução do amortecimento com o aumento da velocidade da corrente livre e além disso a coalenscencias dos modos a medida que se aproxima da V_{crit} .

Tabela 25 - Amortecimento dos modos de flexão e de torção em função da velocidade

Velocidade (m/s)	Amortecimento (%)					
	6	8	10	12	13	14
Torção	0,73238	0,78022	0,97508	1,25962	1,34465	1,55272
Flexão	0,73704	0,53875	0,39050	0,21848	0,11713	0,05322
Frequência (Hz)						
Torção	28,7902	28,8001	28,7049	28,6248	28,6492	28,5979
Flexão	29,6988	29,64	29,5658	29,4568	29,3642	29,2751

Fonte – Autoria própria

Figura 75 - Amortecimento (a) e frequência (b) dos modos de torção e de flexão em função da velocidade do escoamento



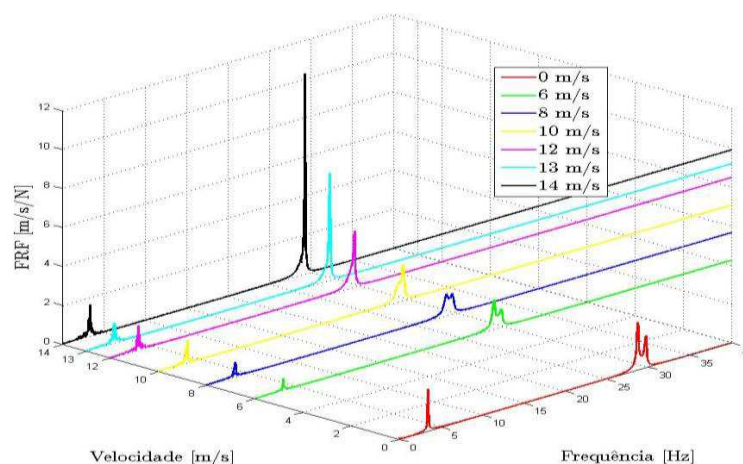
Fonte – Autoria própria

Com o objetivo de comparar os resultados obtidos por meio do Zaero® com os dos ensaios experimentais, fez-se um ajuste de curva apresentada na Figura 52, pois o lastro foi fixado no sistema aeroelástico em uma posição que forneceu um *offset* de 3,8 mm à frente do eixo elástico.

As simulações numéricas contaram com passos de 1 mm, até a largura da longarina – que é de 6,5 mm; no ajuste de curva, quando se subtrai o ponto inicial (*offset* zero), observa-se um comportamento praticamente linear facilitando o processo de obtenção da curva.

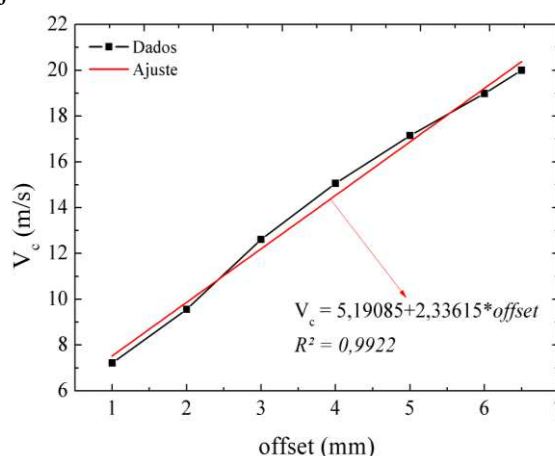
Realizado o processo de regressão linear foi possível obter a equação da reta que representa os pontos e o coeficiente de correlação, ambos apresentados na Figura 77; aplicando o *offset* de 3,8 mm na equação apresentada na figura abaixo se obtém uma V_{crit} igual a 14,07 m/s; comparando essa velocidade com a obtida experimentalmente, tem-se um erro de 0,5%.

Figura 76 - Evolução das FRFs da asa sem atuadores com a velocidade



Fonte – Autoria própria

Figura 77 - Ajuste de curva da velocidade de flutter em função do offset

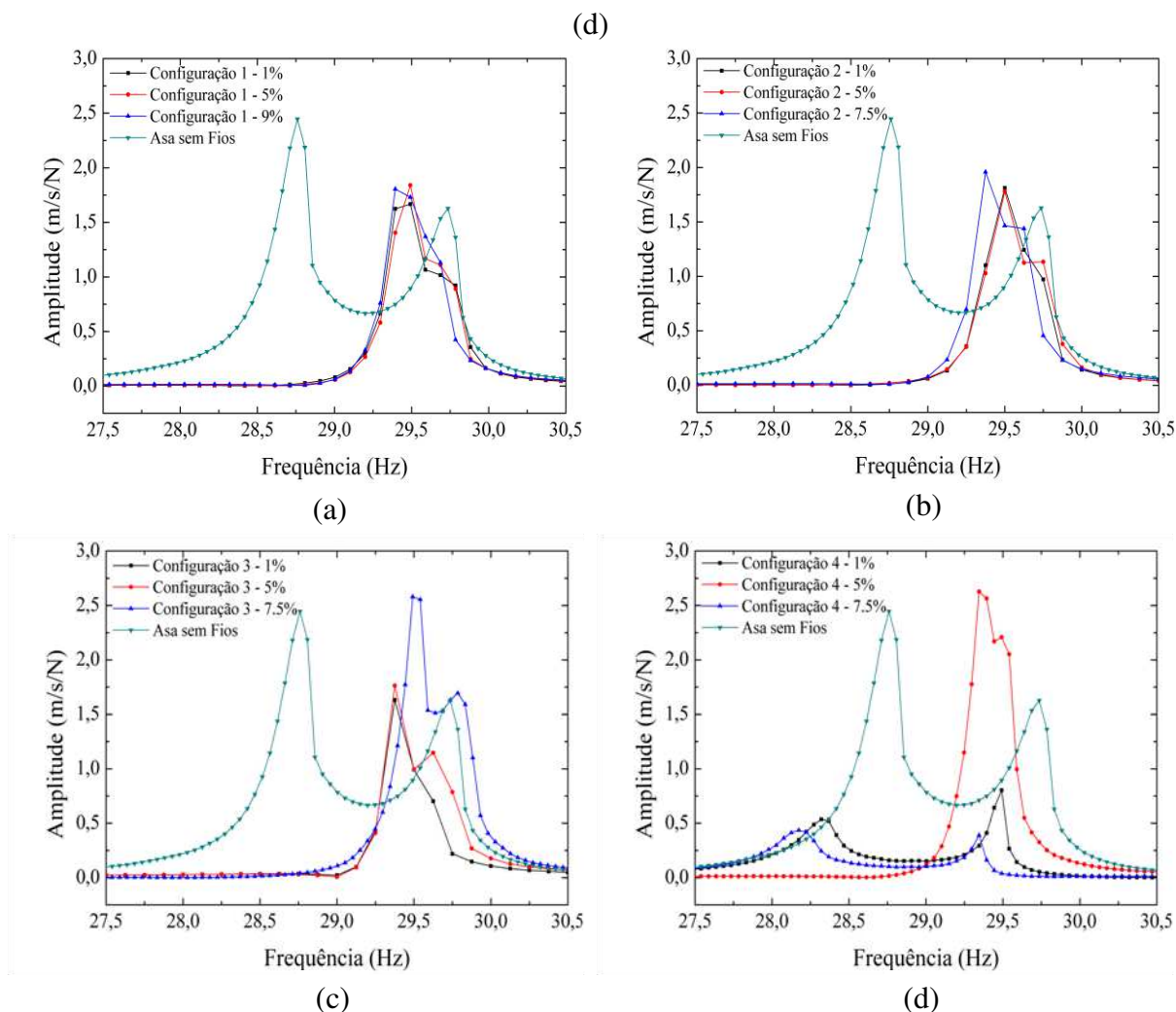


Fonte – Autoria própria

6.2 Modelo aeroelástico com os atuadores sem carregamento aerodinâmico

Para a compreensão do efeito dos fios no modelo aeroelástico, iniciou-se com o entendimento de como as pré-deformações influenciavam o comportamento dinâmico sem o carregamento aerodinâmico (a seco). Para isso fez-se AME para as configurações previamente selecionadas nas pré-deformações de 1, 5 e 7,5%. O resultado pode ser observado na Figura 78 cuja análise pode ser aferida logo abaixo:

Figura 78 - Análise modal experimental a seco do sistema aeroelástico submetido a diferentes pré-deformações C1 (a), C2 (b), C3 (c) e C4



Fonte – Autoria própria

- Configuração 1, 2 e 3: As três pré-deformações geraram um comportamento bastante semelhante; o acréscimo dos fios causou um aumento na frequência de torção, enquanto a de flexão se manteve no mesmo valor; ao analisar os picos das FRFs das C1 e C2 é possível deduzir que houve um aumento do amortecimento, praticamente na mesma intensidade para ambas pré-deformações; o comportamento pode ser visualizado na Figura 78 (a) e (b). Essa proximidade entre as frequências é danosa para o fenômeno de *flutter*, pois, como foi mostrado na secção 2.2, uma redução no *wind-off* resulta em uma V_{crit} menor. Em contrapartida, para C3 7,5% de pré-deformação, houve uma coalescência menos severa dos modos e o amortecimento praticamente não foi alterado Figura 78 (c).
- Configuração 4: Para as pré-deformações de 1 e 7,5% houve um aumento bastante significativo do amortecimento; o *wind-off* aumentou em relação a asa sem fios; esses dois efeitos contribuem para o aumento da V_{crit} . Por outro lado, com 5% de pré-deformação tem-se

um aumento de rigidez à torção e uma leve redução à flexão, resultando na coalescência dos modos, além disso, uma redução do amortecimento foi experimentada para essa configuração; esses dois comportamentos recaem nos mesmos inconvenientes das C1 e C2.

De acordo com o supra escrito é possível concluir que a melhor configuração é a C4 com pré-deformações de 1 e 7,5%, pois aumentaram o *wind-off* e o amortecimento. A Figura 86, reforça esse argumento, uma vez que compara as configurações em cada pré-deformação.

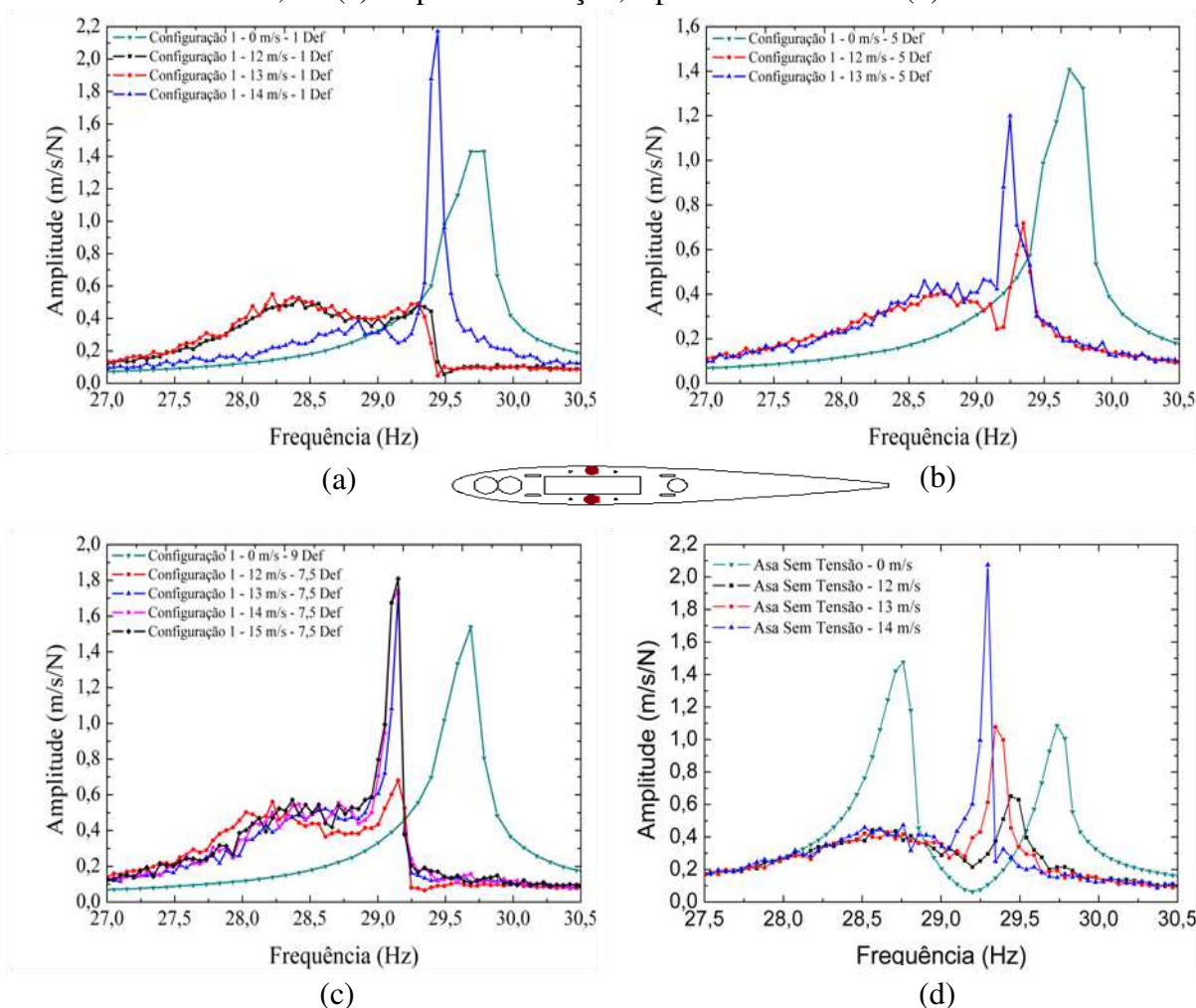
6.3 Modelo aeroelástico com os atuadores e com carregamento aerodinâmico

Analisada as configurações e pré-deformações do sistema aeroelástico sem carregamento aerodinâmico, passa-se a etapa subsequente que contou com o posicionamento da asa em frente ao túnel de vento e a imposição de um escoamento fluido às velocidades de 12, 13 e 14 m/s, cuja escolha foi baseada na V_{crit} da asa sem os fios.

Para algumas configurações a velocidade foi excedida por apresentarem boas respostas nos ensaios sem carregamento aerodinâmico. Todos os ensaios realizados na presença de carregamento aerodinâmico foram comparados com a resposta da asa sem os fios à mesma velocidade, com o propósito de verificar se houve melhora ou piora no comportamento.

Como ponto de partida, a Figura 79 (a) mostra o comportamento da C1 a 1% semelhante ao da asa sem os fios. Há um aumento no amortecimento e uma redução na frequência de ambos os modos. Para o modo de torção essa redução é menos pronunciada quando comparada com a do modo de flexão; essa diminuição das frequências é atribuída ao escoamento fluido que está sendo imposto ao modelo aeroelástico. De acordo com a Equação 26, pode-se ver que a rigidez e o amortecimento do sistema como um todo é dependente da velocidade do escoamento – ambos, rigidez e amortecimento, diminuem o seu valor quando submetido ao escoamento fluido.

Figura 79 - Evolução da resposta aeroelástica com a velocidade para a C1 com 1 (a), 5 (b) e 7,5% (c) de pré-deformação, e para a asa sem fios (d)



Fonte – Autoria própria

O efeito dos fios quase não foi sentido nessa configuração devido à pré-deformação imposta não entrar no platô superelástico; nessa condição não há dissipação de energia e os fios estão fornecendo apenas rigidez ao modelo. Na condição de *flutter* (14m/s) pode-se ver que a amplitude está praticamente a mesma; para as velocidades abaixo dessa houve uma redução considerável nesses picos. A Tabela 26 reúne os valores de amortecimento e frequência para a condição de referência e a C1.

Tabela 26 - Amortecimento e frequências para a condição de referência e C1

Configuração 1 - 1% Pré-deformação			
Amortecimento (%)			
Velocidade (m/s)	12	13	14
Torção	1,46394	1,65175	1,66538
Flexão	0,512345	0,572804	0,0871463
Frequência (Hz)			
Torção	28,3565	28,3295	28,8893
Flexão	29,3443	29,2474	29,4257
Asa Sem pré-tensão			
Amortecimento (%)			
Torção	1,25962	1,34465	1,55272
Flexão	0,21848	0,11713	0,05322
Frequência (Hz)			
Torção	28,6248	28,6492	28,5979
Flexão	29,4568	29,3642	29,2751

Fonte – Autoria própria

Houve um comportamento inesperado para C1 a 5%, pois, a contar com os resultados anteriores, tendia a que a V_{crit} fosse maior devido à dissipação de energia conferida pelos fios, no entanto, foi observado um efeito contrário: o modelo entrou em *flutter* com severas oscilações a 13 m/s. Esse comportamento foi atribuído a coalescência dos modos tornando-se praticamente um só pico, cuja verificação pode ser aferida na Figura 78 (a) e confirmada pelos valores da Tabela 27.

Tabela 27 - Amortecimento e frequências para C1-5%

Configuração 1 - 5% Pré-deformação		
Amortecimento (%)		
Velocidade (m/s)	12	13
Torção	1,45159	1,38191
Flexão	0,177627	0,0960466
Frequência (Hz)		
Torção	28,7915	28,714
Flexão	29,3302	29,252

Fonte – Autoria própria

A C1 a 7,5% também apresentou *flutter* abaixo dos 14 m/s. As amplitudes da FRF para os modos de flexão e torção praticamente não ganharam energia com o aumento de velocidade o que motivou prosseguir com o ensaio até 15 m/s cujo comportamento pode ser visualizado na Figura 79 (c), os valores para os amortecimentos e frequências em função da velocidade do escoamento pode ser visualizado na Tabela 28. Depois disso se fez um ensaio

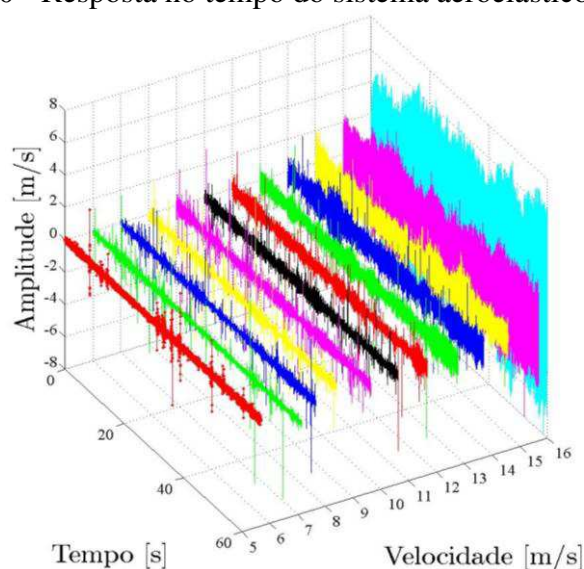
nas velocidades de 5 a 16 m/s com passo de 1 m/s – as respostas podem ser visualizadas na Figura 80.

Tabela 28 - Amortecimento e frequência para C1-7,5%

Configuração 1 - 7,5% Pré-deformação				
Amortecimento (%)				
Velocidade (m/s)	12	13	14	15
Torção	1,3753	1,6735	1,64496	1,49944
Flexão	0,395879	0,074627	0,0582944	0,0589465
Frequência (Hz)				
Torção	28,1785	28,4364	28,4438	28,3261
Flexão	29,1548	29,155	29,1308	29,1326

Fonte – Autoria própria

Figura 80 - Resposta no tempo do sistema aeroelástico C1 -7,5%



Fonte – Autoria própria

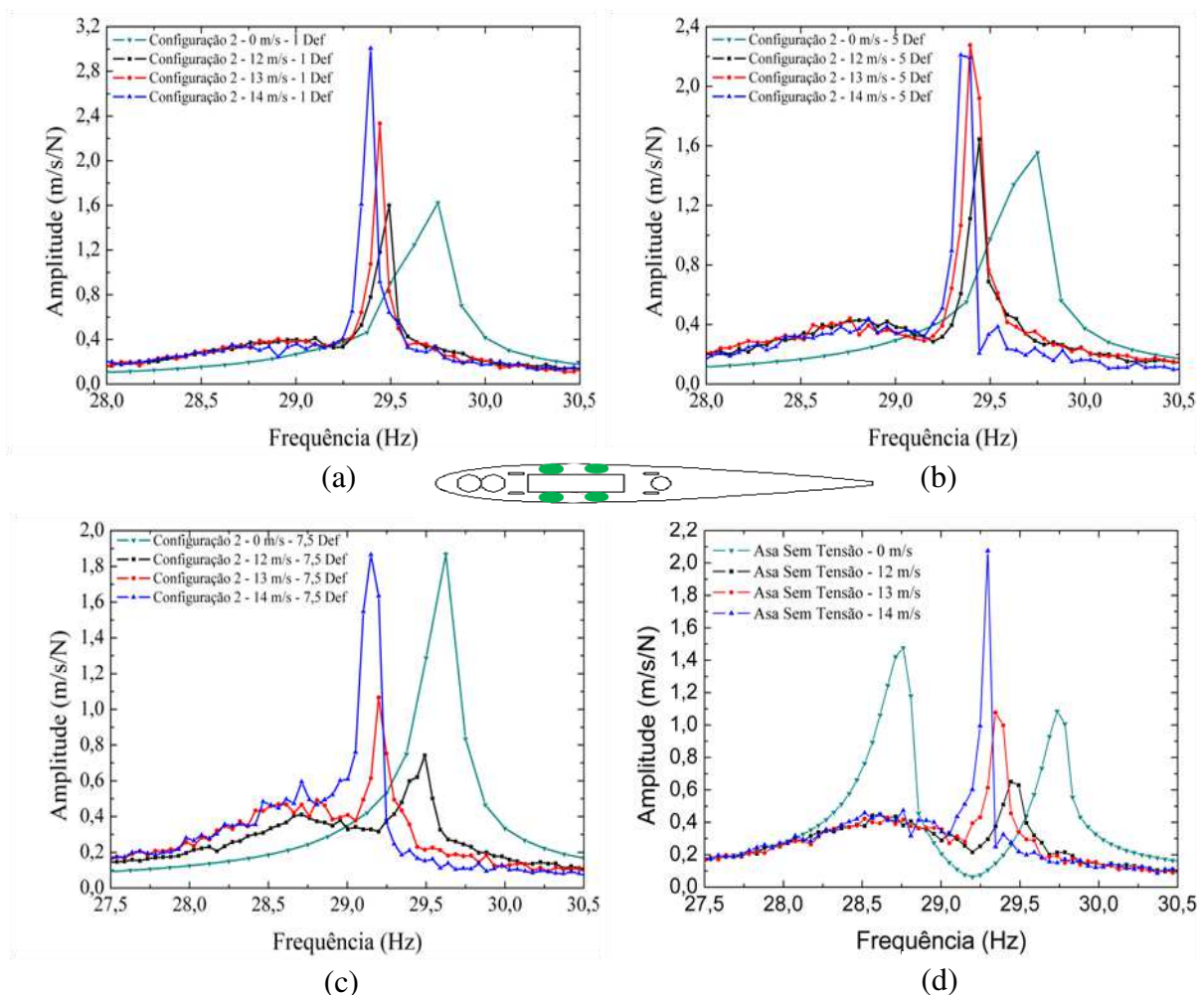
A Figura 80 combinada com a Figura 79 (c) revela o comportamento não-linear das ligas introduzidas no modelo aeroelástico; nota-se que este já apresentava *flutter* a uma velocidade de 13 m/s e isso fez com que entrasse em LCO, porém, à medida que se aumenta a velocidade, não há aumento de amplitudes da FRF para o segundo e terceiro modo – uma visualização da resposta no tempo sugere que houve um aumento das amplitudes, entretanto, esse aumento de amplitude foi atribuído ao primeiro modo. Esse comportamento pode ser explicado devido a forte não linearidade que o atuador possui pois, como foi exposto na secção 5.3, um aumento nas amplitudes do fio leva a um aumento de amortecimento e uma redução na rigidez secante.

Em C2 a 1%, o efeito da aproximação das frequências naturais introduzido pelos fios causou o *flutter* a 12 m/s; como essa pré-deformação não acrescentou amortecimento, maiores amplitudes na FRF foram experimentadas quando comparadas com a asa sem fios – na Tabela 29 e a Figura 81 (a) podem-se visualizar os efeitos supracitados.

Para a C2 a 5% o comportamento foi praticamente o mesmo encontrado para a deformação de C2 a 1%, com a diferença de menores amplitudes da FRF; essa redução era esperada e foi atribuída ao amortecimento introduzido pelos fios, que é máximo para 5% de pré-deformação.

Para finalizar a segunda configuração tem-se a pré-deformação de 7,5%, nela os efeitos esperados de redução das amplitudes da FRF foram melhores que nas pré-deformações anteriores desse mesmo arranjo; houve uma redução no pico da FRF na V_{crit} de aproximadamente 10% (vide Figura 81 (c)).

Figura 81 - Evolução da resposta aeroelástica com a velocidade para a C2 com 1 (a), 5 (b) e 7,5% (c) de pré-deformação, e para a asa sem fios (d)



Fonte – Autoria própria

Tabela 29 - Amortecimentos e frequências para C2

Configuração 2				
Velocidades (m/s)		12	13	14
Modo	Pré-deformação (%)	Amortecimento (%)		
Torção	1	1,7589	1,67089	1,76928
	5	1,3375	1,42817	1,82579
	7,5	1,4729	1,25087	1,4048
Flexão	1	0,0820906	0,0734674	0,0563781
	5	0,103533	0,0728857	0,0612028
	7,5	0,13723	0,123438	0,0450404

Fonte – Autoria própria

Continuação da Tabela 29 - Amortecimentos e frequências para C2

Configuração 2				
Velocidades (m/s)		12	13	14
Modo	Pré-deformação (%)	Frequência (Hz)		
Torção	1	29,0132	29,0467	28,9265
	5	28,8638	28,8136	28,8465
	7,5	28,666	28,6632	28,6068
Flexão	1	29,3443	29,4414	29,3816
	5	29,4183	29,4096	29,3650
	7,5	29,477	29,222	29,1533

Fonte – Autoria própria

É possível observar em C3 que o comportamento do sistema aeroelástico para a pré-deformação de 1% é muito semelhante ao encontrado em C2 a 1%; para esse arranjo há uma redução do amortecimento acompanhada pela amplitude da FRF; aumentando a velocidade do escoamento da corrente livre, o sistema experimenta aumento das amplitudes e diminuição do amortecimento e do *wind-off* culminando no *flutter* a 13 m/s; os ensaios foram realizados até 13,5 m/s por apresentarem violentas oscilações na V_{crit} – a Figura 82 (a) e a Tabela 30 mostram esse efeito.

Tabela 30 - Amortecimentos e frequências naturais C3

Configuração 3				
Velocidades (m/s)		12	13	14
Modo	Pré-deformação (%)	Amortecimento (%)		
Torção	1	1,51316	1,60891	1,61253
	5	1,67144	1,47082	1,36261
	7,5	1,48101	1,25936	1,55276
Flexão	1	0,10604	0,0719991	0,057781
	5	0,0855885	0,0778584	0,0262914
	7,5	0,304659	0,279565	0,0598194

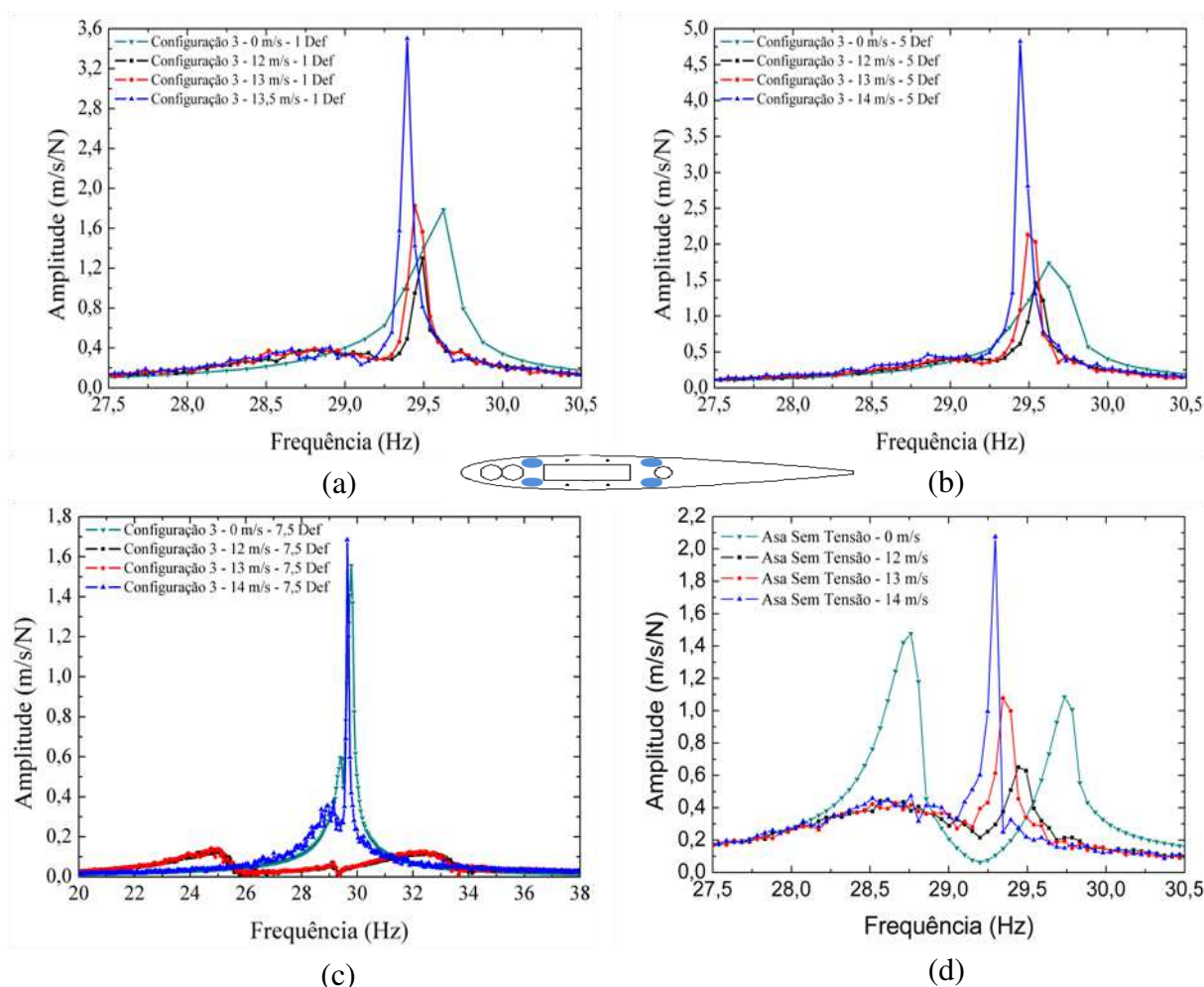
Fonte – Autoria própria

Continuação da Tabela 30 – Amortecimentos e frequências naturais C3

Configuração 3				
Velocidades (m/s)		12	13	14
Modo	Pré-deformação (%)	Frequência (Hz)		
Torção	1	28,9442	28,9227	28,9172
	5	29,1459	29,0897	29,0291
	7,5	25,0747	25,1067	29,2311
Flexão	1	29,4765	29,4561	29,3845
	5	29,550	29,5251	29,4565
	7,5	29,2048	29,211	29,6461

Fonte – Autoria própria

Figura 82 - Evolução da resposta aeroelástica com a velocidade para a C3 com 1 (a), 5 (b) e 7,5% (c) de pré-deformação, e para a asa sem fios (d)



Fonte – Autoria própria

Para C3 a 5% o comportamento observado foi o mesmo, contudo, a amplitude da FRF foi muito superior quando comparada com a asa sem fios; esse fenômeno foi atribuído ao

wind-off que diminuiu em relação à pré-deformação de 1% e à asa sem os fios e ao amortecimento de torção que apresentou uma redução.

A pré-deformação de 7,5% dessa última configuração apresentou amplitudes de oscilação dos modos 2 e 3 bastante baixas sendo praticamente imperceptível às velocidades de 12 e 13 m/s; com um *wind-off* de aproximadamente 4 para essas velocidade e com amortecimento relativamente alto, tudo indicava um aumento na V_{crit} (esse efeito é mostrado na Figura 82 (c)); todavia, aumentando a velocidade para 14 m/s o *wind-off* cai para 0,41 e o amortecimento para 0,0598 configurando o *flutter*; o ponto positivo é que a amplitude máxima da FRF nessa condição foi aproximadamente 20% menor quando comparada com a asa sem os fios.

A última configuração estudada, C4, sofreu modificação devido aos fios terem se rompido no momento do pré-tensionamento restando somente 6 fios do total de 10; nela foram observados comportamentos bastante benéficos para o desempenho aeroelástico em todas as pré-deformações – efeitos que podem ser visualizados na Figura 83; para C4 a 1% a V_{crit} não foi atingida na velocidade de 14 m/s; as amplitudes para esses modos tiveram uma redução de aproximadamente 73%; C1 a 5% teve redução de amplitude de 86% e não apresentou *flutter* mesmo a 18 m/s resultando em um aumento de aproximadamente 28% na V_{crit} considerando essa como última velocidade; a C4 a 7,5% apresentou flutter a 14 m/s com os comportamentos característicos apresentados nas outras configurações, contudo, evidenciou uma redução de aproximadamente 33% nos picos da FRF. Pode-se visualizar os resultados através da Tabela 31.

Tabela 31 - Amortecimentos e frequências naturais C4

		Configuração 4				
Velocidades (m/s)		12	13	14	16	18
Modo	Pré-deformação (%)	Amortecimento (%)				
Torção	1	1,58965	2,06274	2,25416	-	-
	5	1,90656	2,01823	1,72431	1,90504	2,0319
	7,5	1,56905	1,36657	1,71215	-	-
Flexão	1	0,711276	0,366392	0,23102	-	-
	5	0,273428	0,233626	0,377874	0,386605	0,553233
	7,5	0,208718	0,0979141	0,081393	-	-

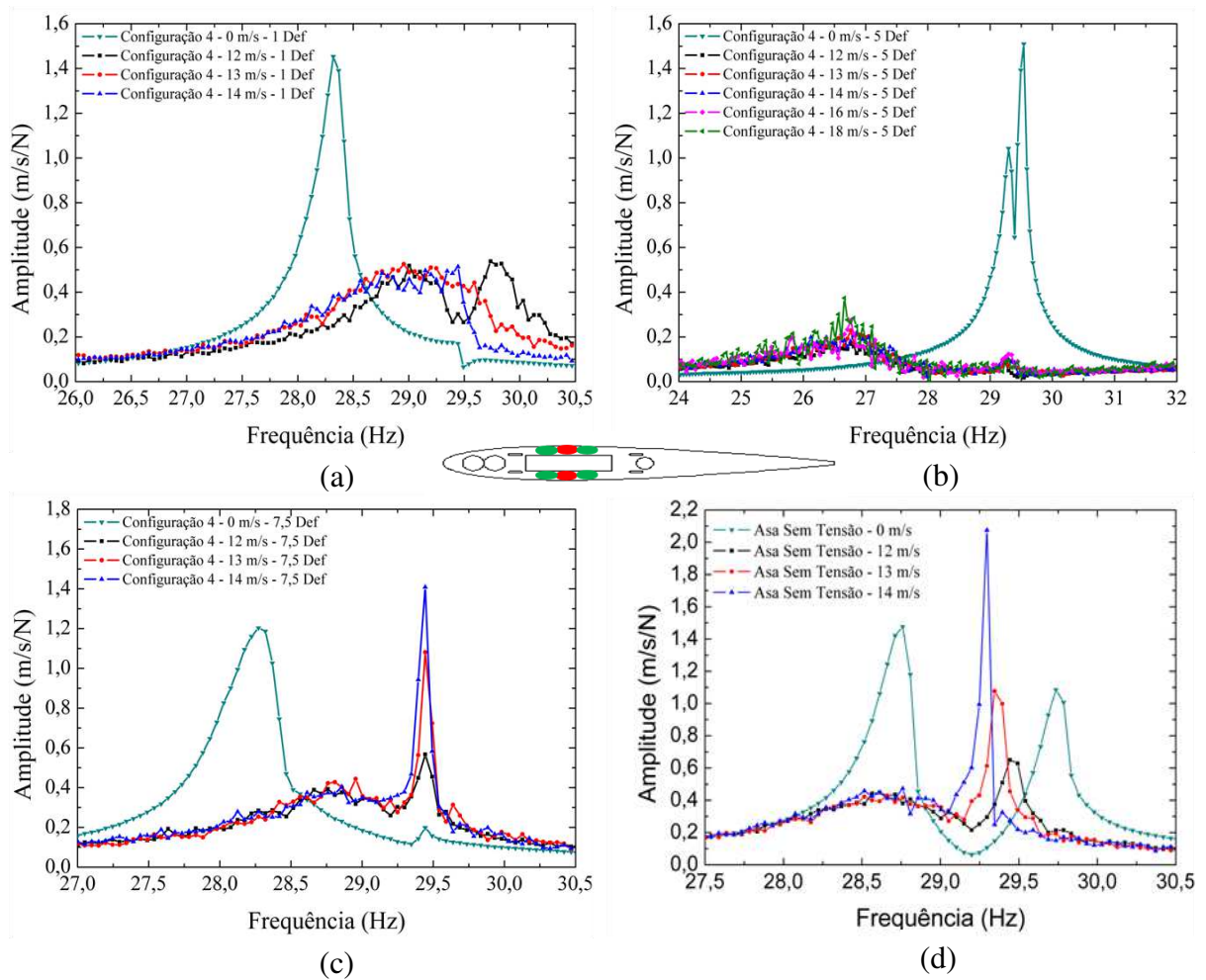
Fonte – Autoria própria

Continuação da Tabela 31 – Amortecimentos e frequências naturais C4

Configuração 4						
Velocidades (m/s)		12	13	14	16	18
Modo	Pré-deformação (%)	Frequência (Hz)				
Torção	1	29,2290	28,8600	28,7717	-	-
	5	26,8537	26,8685	26,2661	26,7433	26,6333
	7,5	28,7881	28,9587	28,7550	-	-
Flexão	1	29,6924	29,5564	29,4684	-	-
	5	29,3428	29,3221	29,3021	29,3334	29,3466
	7,5	29,4341	29,4479	29,4175	-	-

Fonte – Autoria própria

Figura 83 - Evolução da resposta aeroelástica com a velocidade para a C4 com 1 (a), 5 (b) e 7,5% (c) de pré-deformação, e para a asa sem pré deformação (d)



Fonte – Autoria própria

7 CONCLUSÕES

O objetivo dessa pesquisa foi analisar o comportamento aeroelástico de uma asa flexível com alta razão de aspecto, com atuadores passivos de LMF.

Com a análise dos resultados foi possível concluir que a quantidade de fios que são incorporados a estrutura resultam em mudanças na dinâmica da estrutura, que podem ser benéfica ao comportamento dela, reduzindo os picos da FRF para os modos que se coalescem em estado de *flutter* – até 86% de redução –, e aumentando a V_{crit} – cerca de 28%. Constata-se também que em determinados arranjos houve uma piora no comportamento, reduzindo a velocidade de flutter em aproximadamente 15% e aumento da energia dos modos que se acoplam. Isso leva a concluir que deve haver um projeto acurado do efeito do atuador na dinâmica da asa, para que se obtenha os efeitos desejados.

Outro efeito benéfico experimentado pelo modelo sob a ação dos atuadores foi a redução das amplitudes de LCO.

O uso dessa tecnologia de controle aeroelástico é bastante promissora, uma vez que, mesmo passivamente possibilita melhora no comportamento da estrutura com um acréscimo de massa praticamente desprezível (0,8129g que corresponde a 0,3532% da massa total) a estrutura.

REFERÊNCIAS

ALMEIDA, T. C. DE. **Desenvolvimento de asa mórfica atuada por fios de NiTi com Efeito de Memória de Forma**. [s.l.] Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2016.

ANDERSON JUNIOR, John D.. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Introdução ao Voo**. 7. ed. [s. l.]: Mc Graw Hill Education, 2015. 644 p.

ARANTES FILHO, João Otávio Falcão. **Projeto e Modelagem Aeroelástica de uma Asa para Testes de Flutter em Túnel de Vento Subsônico**. 2009. 77f. Trabalho de Conclusão de Curso. (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

ARAÚJO, Iván Darío Gómez. **Análise Modal Operacional: Método de identificação baseado em transmissibilidade**. 2015. 195 f. Tese (Doutorado) - Curso de Programa de Pós-graduação em Engenharia de Estruturas, Universidade de São Paulo - Escola de Engenharia de São Carlos, São Carlos / SP, 2015.

airway.uol.com.br/handley-page-heyford-o-ultimo-dos-grandes-biplanos/

ATTAR, P.G., Dowell, E. H., Tang, D. **A theoretical and experimental investigation of the effects of a steady angle of attack on the nonlinear flutter of a delta wing plate model**. *Journal of Fluids and Structures* 17, p. 243-259, 2003.

AVITABLE, Peter. **Experimental Modal Analysis: A Simple Non-Mathematical Presentation**. *Sound And Vibration*. Lowell, p. 1-11. 01 jan. 2001. Disponível em: <<http://www.sandv.com/downloads/0101avit.pdf>>. Acesso em: 06 set. 2016.

AVITABLE, Peter et al. **Modal Parameter Estimation for Large, Complicated MIMO Tests**. *Sound And Vibration*. [s.i.], p. 14-20. 01 jan. 2006. Disponível em: <<http://www.sandv.com/downloads/0601avit.pdf>>. Acesso em: 08 set. 2016

BARTELS, R. E., Scott, R. C., Funk, C. J., Allen, T. J., Sexton, B. W. **Computed and Experimental Flutter/LCO onset for the Boeing Truss-Braced Wing-Tunnel Model**.

AIAA Aviation 44th AIAA Fluid Dynamics Conference, Atlanta, GA, June 2014.

BARZEGARI, M. M.; DARDEL, M.; FATHI, A. Vibration analysis of a beam with embedded shape memory alloy wires. **Acta Mechanica Solida Sinica**, v. 26, n. 5, p. 536–550, 2013.

BAZ, A., IMAN, K., AND MCCOY, J., Active Vibration Control of Flexible Beams Using Shape Memory Actuators, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 140(3), pp. 437–456, 1990.

BIDINOTTO, Jorge Henrique. **PROPOSTA CONCEITUAL DE EXCITADOR DE “FLUTTER” ALTERNATIVO PARA ENSAIOS EM VÔO**. 2007. 91 f. Dissertação (Mestrado), Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, São Carlos / Sp, 2007.

BISPLINGHOFF, R. L. ; ASHLEY, H. ; HALFMAN, R. L. **AEROELASTICITY**. Addison-Wesley Publishing Company, USA, 1955.

BORGLUNDD., KUTTENKEULER J. **Active wing flutter suppression using a trailing edge flap**. 2002. 24f. *Journal of Fluids and Structures* 16(3), 271-294.

BREWER, G., **The langley machine and the hammondsport trials**, *The aeronautical Journal*, Vol, 25, Dec 1921. pp. 620-664.

BRINSON L.C., LAMMERING R.; **FINITE ELEMENT ANALYSIS OF THE BEHAVIOR OF SHAPE MEMORY ALLOYS AND THEIR APPLICATIONS**. *International Journal of Solids and Structures*. Vol. 30, pp.3261-3341, 1993

CASTRO SOBRINHO, Antonio da Silva. **Introdução ao Método dos Elementos Finitos**. Rio de Janeiro: Editora Ciência Moderna Ltda, 2003. 403 p.

CHAMBERS J. R., **Innovation in flight**, Research of the Nasa Langley Research Center On revolutionary advanced concepts for aeronautics. 2004.

COLLAR, A.R. **THE EXPANDING DOMAIN OF AEROELASTICITY**. *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1946, Vol.50, pp.613-636.

COSTA, T. F. G. DA. **Estudo numérico de uma asa com controle ativo de flutter por**

realimentação da pressão medida num ponto. [s.l.] Universidade de São Paulo, 2007.

DE MARQUI JUNIOR, C. et al. Design of an experimental flutter mount system. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, v. 29, n. 3, p. 246–252, set. 2007.

DIENG, L. et al. Use of shape memory alloys damper device to mitigate vibration amplitudes of bridge cables. **Engineering Structures**, v. 56, p. 1547–1556, 2013.

DONADON, M. V.; DE FARIA, A. R. Aeroelastic behavior of composite laminated shells with embedded SMA wires under supersonic flow. **Aerospace Science and Technology**, v. 52, p. 157–166, 2016.

DOWELL, E.H. ; CLARK, R. ; COX, D. ; CURTISS JR., H. C. ; ESWARDS, J. W. ; HALL, K. C. ; PETERS, D. A. ; SCANLAN, R. ; SIMIU, E. ; SISTO, F. ; STRGANAC, T. W. **AMODERN COURSE IN AEROELASTICITY**. Kluwer Academic Publishers, 4th revised and enlarged edition, Netherland, 2004.

ELAHINIA, M. H. **NONLINEAR CONTROL OF A SHAPE MEMORY ALLOY ACTUATED MANIPULATOR**, 2001. 151f. Dissertation (Master Degree of Engineering) - Villa Nova University, Villa Nova, Pennsylvania.

EMILIAVACA, Angelo. **SMARt MORPHING WING: UM PROTÓTIPO DE ASA ADAPTATIVA ACIONADA POR MICROMOLAS DE LIGA COM MEMÓRIA DE FORMA**. 2016. 107 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, 2016.

EWINS, D. J. **Modal Testing: Theory, Practice and Application**. p. 562, 2000.

FRAZER, R.A. e DUNCAN, W.J., **“The flutter of aeroplane Wings,”** R&M 1155,1929.

FRAZER, R.A. e DUNCAN, W.J., **“The flutter of Monoplanes, Biplanes and Tail units,”** R&M 1255,1931.

GARRICK, I. E.; REED, W. H. Historical Development of Aircraft Flutter. **Journal of Aircraft**, v. 18, n. 11, p. 897–912, 1981.

GASHAW, Eyob BERHANU. **Design Requirements for 2-D Aeroelastic Experiments on Aerofoils**. 2014. 44 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Faculty Of Aerospace Engineering,

Department Of Aerospace Engineering Tudelft, Danmarks Tekniske Universitet, Lyngby, 2014.

GRASSI, Estephanie Nobre Dantas. **COMPORTAMENTO TERMOMECÂNICO DE MINIMOLAS SUPERELÁSTICAS DE NiTi: INFLUÊNCIA DE TRATAMENTOS TÉRMICOS**. 2014. 114 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, 2014.

HEBERT, C. **AERODYNAMIC FLUTTER**. 1996. Disponível em: <<http://www.cs.wright.edu/~jslater/SDTCOutreachWebsite/sitemap.htm>> Acesso em: 15 setembro. 2015.

HEINZE, S. KARPEL, M. **Analysis and Wind Tunnel Testing of a Piezoelectric Tab for Aeroelastic Control Applications**. 2006. 6f. JOURNAL OF AIRCRAFT, Vol. 43, No. 6, November–December 2006.

HIBBELER, R. C. Resistência dos Materiais. 3rd. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2000. Tradução: Silva, F. R.

Hill, G.T.R., **Advances in Aircraft Structural Design**, Anglo American Aeronautical Conference, The Royal Aeronautical Society, Brighton, Sept. 1951.

HODGES, Dewey H.; PIERCE, G. Alvin. **Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity**. Cambridge: Cambridge University Press, 2002. 170 p. (Cambridge Aerospace Series).

IRMÃO, Marcos Antonio da Silva. **Uma Proposta De Identificação De Defeito Em Estrutura Tipo Viga Baseada Nas Frequências Naturais E Modos De Vibrar**. 2012. 153 f. Tese (Doutorado) - Curso de Engenharia de Materiais, Centro de Ciências e Tecnologia, Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, 2012.

JAWORSKI, J. W., Dowell, E. **Comparison of Theoretical Structural Models with Experiment for a High-Aspect-Ratio Aeroelastic Wing**. Journal of Aircraft, v.46, n.2, p. 708-713, March/April 2009.

LAGOUDAS, D. C. **Shape Memory Alloys: Modeling and Engineering Applications**. Springer, 2008, p. 436.

LE, Anne H. **Flutter Suppression of Wings With External Stores Using Shape Memory Alloys**. 2007. 123 f. Tese (Doutorado) - Curso de Aerospace Engineering, University Of California, Los Angeles, 2007. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=0Ekkw2CHckQC&printsec=frontcover&hl=pt-BR#v=onepage&q&f=false>>. Acesso em: 18 out. 2016.

LECCE, Leonardo; CONCILIO, Antonio. **Shape Memory Alloy Engineering: for Aerospace, Strutural and Biomedical Applications**. [S. I.]: Butterworth-heinemann, 2015. 422 p.

LEMONS, E. P. **OBTENÇÃO E CARACTERIZAÇÃO TERMOMECAÂNICA DE MINI MOLAS PLANAS DE LIGA MEMÓRIA DE FORMA Ni-Ti**. [s.l.] UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE, 2016.

MAVROIDIS, C. **Development of Advanced Actuators Using Shape Memory Alloys and Electrorheological Fluids**. New York: Springer-Verlag, 2002. v. 14

NAM, C.; CHATTOPADHYAY, A.; KIM, Y. Application of Shape Memory Alloy (SMA) Spars for Aircraft Maneuver Enhancement. **Smart Structures and Materials, Proceedings of SPIE**, v. 4701, p. 226–236, 2002.

NAM, C.; CHEN, P. C.; LIU, D. D.. Active Flutter Suppression Using Astros With Smart Structures and Ase Modules. **Rto A Vt Symposium On "active Control Technology for Enhanced performance operational capabilities of Military aircraft, Land Vehicles And Sea Vehicles"**. Germany, p. 1-9. 11 ago. 2000.

NITZSCHE, F. **INTRODUCTORY AEROELASTICITY**. Material de curso ministrado no LAE, Agosto 2001.

NJUGUNA, J., **Flutter Prediction, suppression and control in aircraft composite wings as a design prerequisite: A survey**. **Structural Control and Health Monitoring**, 2007, v. 14, p. 715-758.

OLIVEIRA, E. L. **Application of Piezoelectric Materials as Sensor and Actuator for Aeroelastic Investigation**. [s.l.] Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2014a.

OLIVEIRA, H. M. R. DE. **ESTUDO EXPERIMENTAL DO COMPORTAMENTO TÉRMICO E DINÂMICO DE FIOS DE LIGA COM MEMÓRIA DE FORMA NiTi**

EM REGIME SUPERELÁSTICO. [s.l.] UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE, 2014b.

OSTACHOWICZ, W. M.; KACZMARCZYK, S. **Vibration of composite plates with SMA fibres in a gas stream with defects of the type of delamination.** Composite Structures. Gdansk, p. 305-311. jan. 2001.

OTSUKA, K. & WAYMAN, C. M. Shape Memory Materials. Editado por K. Otsuka e C. M. Wayman, Cambridge University Press, Cambridge, UK. 1998.

PEETERS, Bart et al. **A New Procedure for Modal Parameter Estimation.** Sound And Vibration. [S. I.], p. 24-28. 01 jan. 2004. Disponível em: <<http://www.sandv.com/downloads/0401peet.pdf>>. Acesso em: 08 set. 2016.

PEREIRA, Daniel A. et al. **Effects of combined hardening and free-play nonlinearities on the response of a typical aeroelastic section.** Aerospace Science And Technology, [s.l.], v. 50, p.44-54, mar. 2016. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2015.12.022>

PERRING, W.G.A., “**Wing Flutter Experiments Upon Model of a Single Seater Biplane,**” R&M 1197, 1928.

QIAN Wenmin, Huang Rui, Hu Haiyan, Zhao Yonghui. **Active Flutter Suppression of a Wind Tunnel Multiple-Actuated-Wing Model.** 2014. 16f. Artigo Científico. Nanjing University.

RAMOS, A. D. DE O. **FADIGA FUNCIONAL E ESTRUTURAL DE FIOS DE LIGAS NiTi COM MEMÓRIA DE FORMA EM REGIME SUPERELÁSTICO.** [s.l.] UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE, 2012.

RAJA. S. Pashilkar. A.A. Sreedeeep. R. Kamesh. J.V. **Flutter control of a composite plate with piezoelectric multilayered actuators.** 2006. Aerospace Science and Technology 10 (2006) 435–441.

REBOLHO, D. C.; BELO, E. M.; MARQUES, F. D. **Aeroelastic parameter identification in wind tunnel testing via the extended eigensystem realization algorithm.** Journal Of Vibration And Control, [s.l.], v. 20, n. 11, p.1607-1621, 12 abr. 2013. SAGE Publications. <http://dx.doi.org/10.1177/1077546312474015>.

REGIER, Arthur A., MARTIN Dennis J.. **Recent Experimental Flutter Studies**. 1951. 19f. Research Memorandum. NACA – National Advisory Committee For Aeronautics. Washington. 1951.

RICHARDSON, M. H. and FORMENT, D. L., “Global Curve Fitting of Frequency Response Measurements using the Rational Fraction Polynomial Method,” 3rd IMAC Conference, Orlando, FL, 1985

RICKETTS, R. **Experimental Aeroelasticity - History, Status and Future in Brief**. 31st Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. **Anais...**Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2 abr. 1990Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1990-978>>

ROGERS, C.A.; ACTIVE VIBRATION AND STRUCTURAL ACOUSTIC CONTROL OF SHAPE MEMORY ALLOY HYBRID COMPOSITES: Experimental results. Jnl. of Acoustical Society of America, Vol. 88, p. 2803, 1990.

ROXBEE, H. C, PUGSLEY A. G. **THE STABILITY OF THE STATIC EQUILIBRIUM OF THE ELASTIC AND AERODYNAMIC ACTIONS ON A WING**. *Aeronautical Research Committee*. Reports & Memoranda 1509, London, 1933.

SCHNEIKER, Juliano. **Otimização de Peso de Asa utilizando o critério de Estabilidade Aeroelástica**. 2010. 133 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Aeronáutica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2010.

SERRANO, Andrés, **ANÁLISE CONCEITUAL DA AEROELASTICIDADE, FENÔMENOS AEROELÁSTICOS E TECNOLOGIA DA ASA AEROELÁSTICA ATIVA**, R. Conex. SIPAER, v. 1, n. 2, mar. 2010.

SILVA, Gefferson Cleuber. **Sistema de Controle Ativo e Passivo para Supressão de Flutter de uma Seção Típica**. 2016. 191 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2016.

SILVA, Paulo César Sales da. **Estudo Numérico e Experimental de Micro Cabos Flexíveis de NiTi em Regime Superelástico**. 2015. 67 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, 2015.

SILVA, R. G. A., **AEROELÁSTICIDADE AE-249, R: 6482 – IAE/ALA-L (TÚNEL DE VENTO)**, notas de aula, Slides 2008.

SORIANO, Humberto Lima. **Método de Elementos Finitos em Análise de Estruturas**. São Paulo: Edusp, 2003. 580 p. (II).

SOUSA, V. C. DE. **Efeitos de molas com memória de forma superelásticas no comportamento aeroelástico de uma seção típica : aplicações em atenuação passiva de vibrações e coleta de energia**. [s.l.] Universidade de São Paulo, 2016.

TANG, D.; DOWELL, E. Experimental Aeroelastic Models Design and Wind Tunnel Testing for Correlation with New Theory. **Aerospace**, v. 3, n. 2, p. 12, 2016.

TANG, D. M.; DOWELL, E. H. Experimental and Theoretical Study on Aeroelastic Response of High-Aspect-Ratio Wings. **AIAA Journal**, v. 39, n. 8, p. 1430–1441, 2001.

TANG, D., & DOWELL, E. H. **Limit-Cycle Hysteresis Response for a High-spect-Ratio Wing Model**. *Journal Aircraft*, v. 39, n. 5, p. 885-888, September-October 2002.

TANG, D., & DOWELL, E. H. **Experimental and Theoretical Study of Gust Response for High-Aspect-Ratio Wing**. *AIAA Journal*, v. 40, n. 3, p. 419-429, March 2002.

TANG, D., & DOWELL, E. H. **Flutter/LCO Suppression for High-Aspect-Ratio Wing Model**. *The Aeronautical Journal*, p. 8, June 2009.

TECHNOLOGY, Z. **ZAERO Theoretical Manual**, 2011. Disponível em: <<http://www.zonatech.com/Downloads.htm>>

THEODORSEN, T. **General Theory od Aerodynamic Instability ans the Mechanism of Flutter** Naca Report no 496. Washington, D.C: [s.n.].

VERSIANI, Thiago de Souza Siqueira. **Alívio de Carga de Rajada em Asa Flexível Instrumentada Com Transdutores Piezelétricos**. 2016. 118 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Aeronáutica, Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2016.

VILAR, Z. T. **Compósitos Poliméricos Reforçados com Fibras de Carbono (CFRP) Incorporando Fios Atuadores de NiTi com Memória de Forma : Caracterização Termomecânica Usando Análise Mecânica dinâmica (DMA)**. [s.l.] Universidade Federal de Campina Grande, 2013.

VON BAUMHAUER, A.G. KONING, C. **On the stability of oscillations of an Airplane Wing.** 1923. International Air Congress, London.1923.

WARD, D. T., STRGANAC, T. W. **INTRODUCTION TO FLIGHT TEST ENGINEERING**, 2ND EDITION, Kendall/hunt Publishing Company, United States, 1998.

WEISSHAAR, Terrence A.. **Aircraft Aeroelastic Desing and Analysis.**[S. I.]: Purdue University, 1995. 175 p.

WENMIN, Q. et al. Active flutter suppression of a multiple-actuated-wing wind tunnel model. **Chinese Journal of Aeronautics**, v. 27, n. 6, p. 1451–1460, 2014.

WESTIN, Michelle Fernandino. **Aeroelastic Modeling and Experimental Analysis of a Flexible Wing for wind Tunnel Flutter Test.** 2010. 91 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Aeronautics And Mechanics Engineering, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2010

WRIGHT, Jan R.; COOPER, Jonathan E. **Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Load.** 2. ed. Chichester: Wiley, 2015. 544 p. (Aerospace Series List).

YEAGER, W. T. Jr., KVATERNIK, R. G. **A Histotical Overview of Aeroelasticity Branch and Transonic Dynamics Tunel Contributions to Rotorcraft Technology and Development.** Technical Memorandum, NASA/TM-2001-211054. August 2001.

ZHAO. Y.H. **Flutter suppression of a high aspect-ratio wing with multiple control surfaces.** Journal of Sound and Vibration 324 (2009) 490–513.

APÊNDICE A – Características geométricas dos Lastros e análise modal numérica

Tabela 32 - Características dos lastros

CP	Material	Diâmetro	Comprimento	Massa	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
		(mm)	(mm)	(g)	(kgmm ²)		
01	Alumínio	10	150	30	0,373	52,672	52,668
02	Aço	10	150	87	1,081	152,575	152,563
03	Bronze	10	150	98	1,222	172,478	172,464
04	Alumínio	15	150	67	1,845	111,111	111,096
05	Aço	15	150	193	5,346	321,853	321,810
06	Bronze	15	150	218	6,043	363,837	363,788
07	Alumínio	10	200	41	0,507	129,275	129,271
08	Aço	10	200	118	1,468	374,469	374,457
09	Bronze	10	200	133	1,659	423,317	423,304
10	Alumínio	15	200	91	2,519	276,139	276,125
11	Aço	15	200	262	7,297	799,887	799,884
12	Bronze	15	200	296	8,248	904,229	904,180
13	Bronze	10	300	203	2,531	1475,783	1475,797

Fonte – Autoria própria

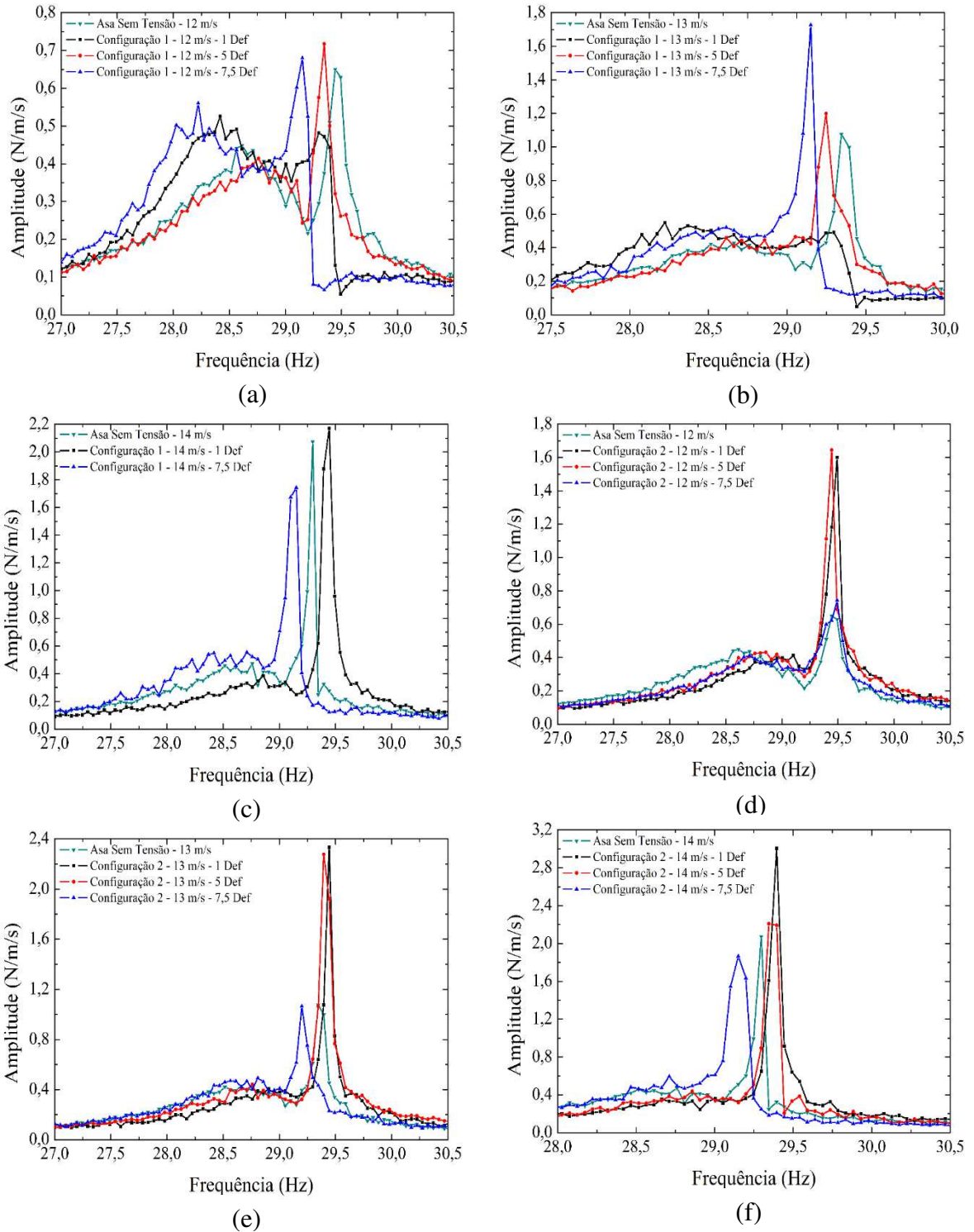
Tabela 33 - Análise modal numérica e V_{crit} dos lastros

CP	1º Modo	2º Modo	3º Modo	4º Modo	5º Modo	$V_{crit}(m/s)$	Freq (Hz)
	(Hz)						
01	7,30	27,28	62,577	63,372	194,51	111,41	60,90
02	5,5317	18,63	42,162	67,075	179,04	100,46	44,21
03	5,2528	17,688	39,659	66,822	174	102,51	41,69
04	6,1776	20,821	49,387	67,725	191,07	93,21	51,33
05	3,8627	13,006	29,045	65,788	145,9	108,58	30,54
06	3,6485	12,284	27,319	65,660	140,07	109,45	28,94
07	7,4976	25,145	45,795	69,363	187,09	111,34	48,60
08	4,8381	16,181	26,929	66,474	138,7	123,21	29,09
09	4,5844	15,329	25,329	66,279	132,86	124,09	27,40
10	5,4252	18,165	31,354	66,976	153,15	119,33	33,69
11	3,3449	11,182	18,429	65,493	103,72	124,62	19,95
12	3,156	10,55	17,334	65,397	98,501	115,10	18,65
13	3,77	12,35	13,56	65,733	80,269	168,20	16,44

Fonte – Autoria própria

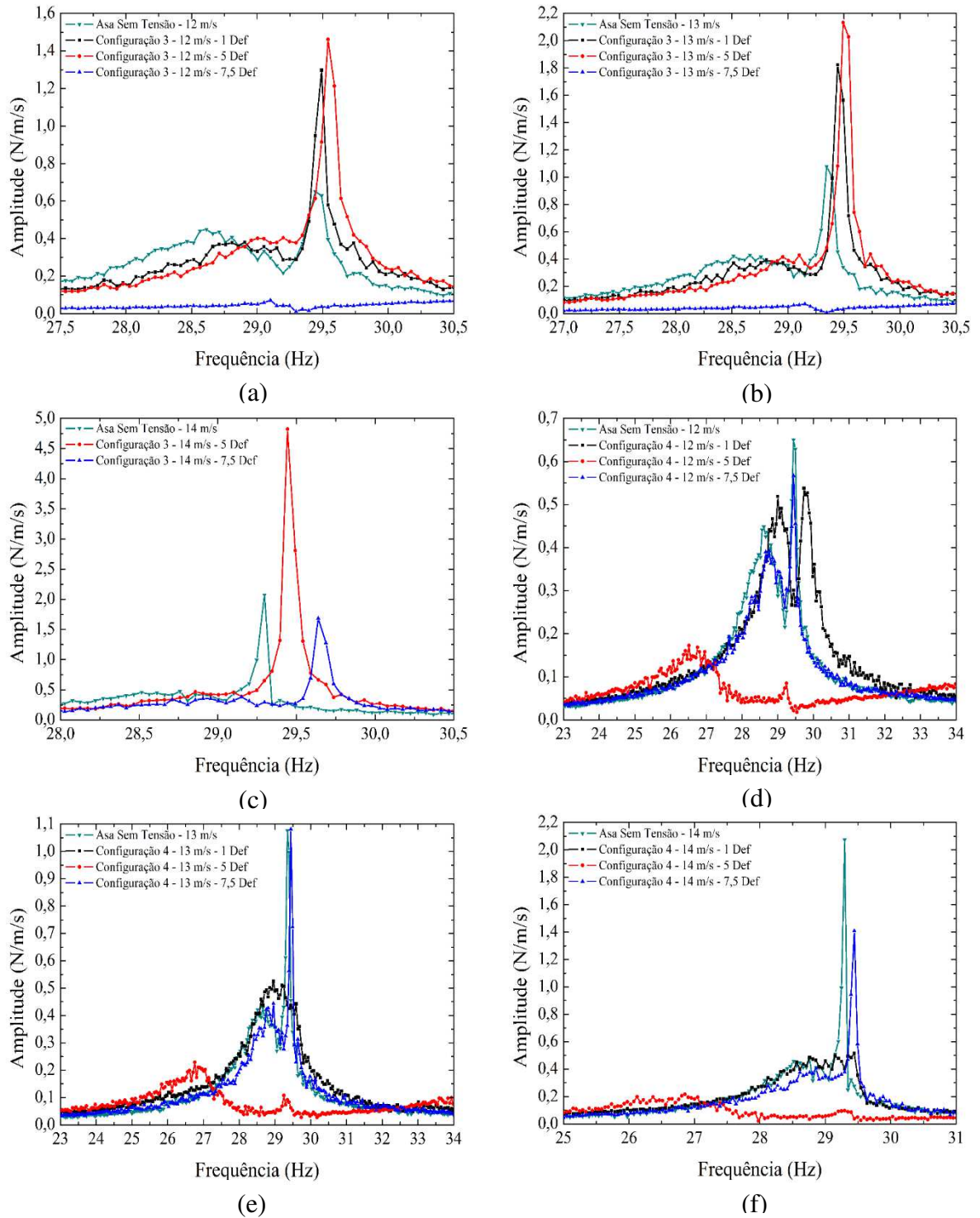
APÊNDICE B – Comparação entre os arranjos dos atuadores na asa, nas velocidades de teste

Figura 84 - Comparação entre os arranjos nas velocidades selecionadas, C1 V = 12m/s (a), C1 V = 13m/s (b), C1 V = 14m/s (c), C2 V = 12m/s (d), C2 V = 13m/s (e), C2 V = 14m/s (f)



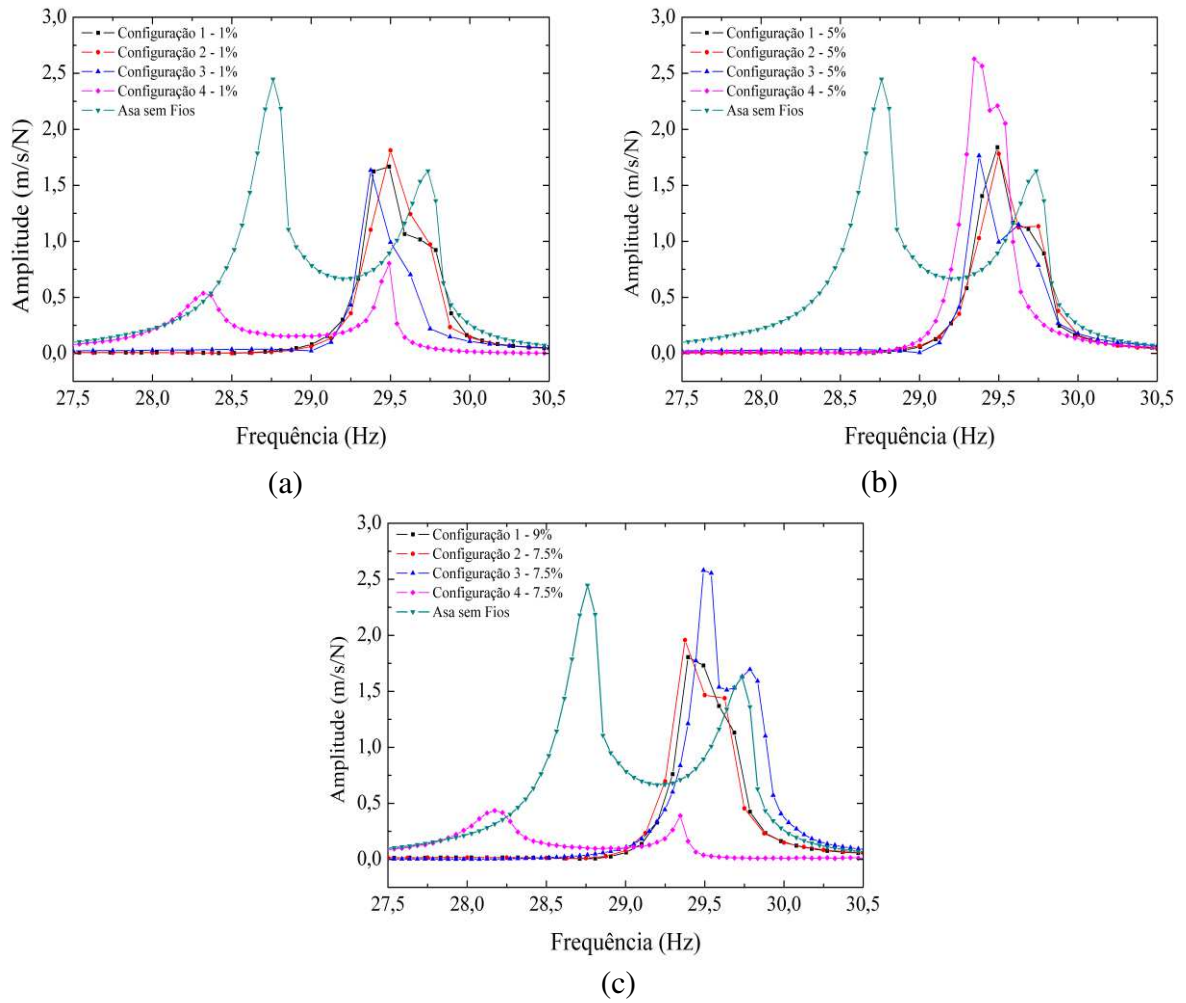
Fonte – Autoria própria

Figura 85 - Comparação entre os arranjos nas velocidades selecionadas, C3 V = 12m/s (a), C3 V = 13m/s (b), C3 V = 14m/s (c), C4 V = 12m/s (d), C4 V = 13m/s (e), C4 V = 14m/s (f)



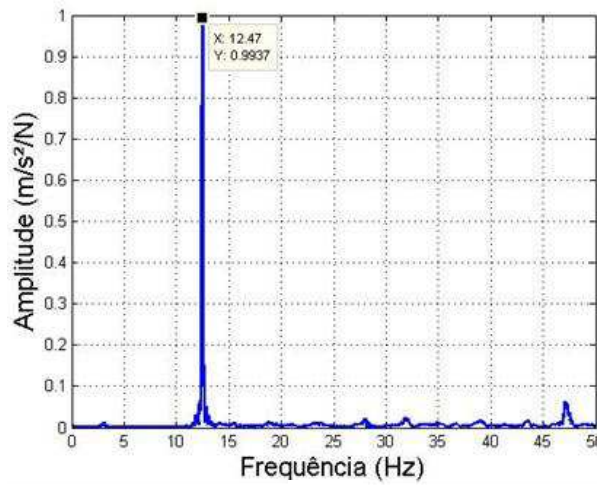
Fonte – Autoria própria

Figura 86 - Comparativo entre as configurações nas pré-deformações de 1, 5 e 7,5%

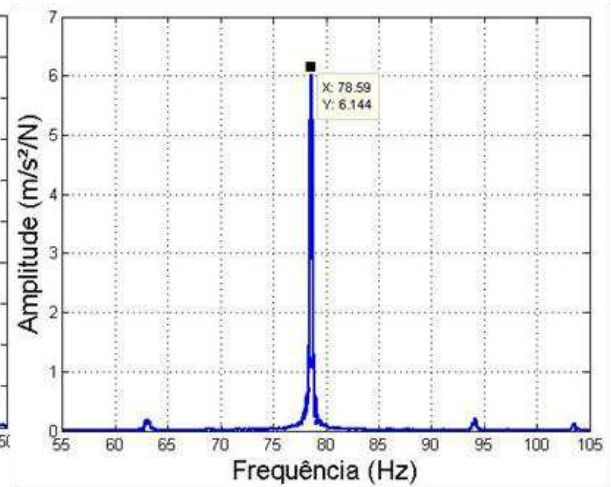


Fonte – Autoria própria

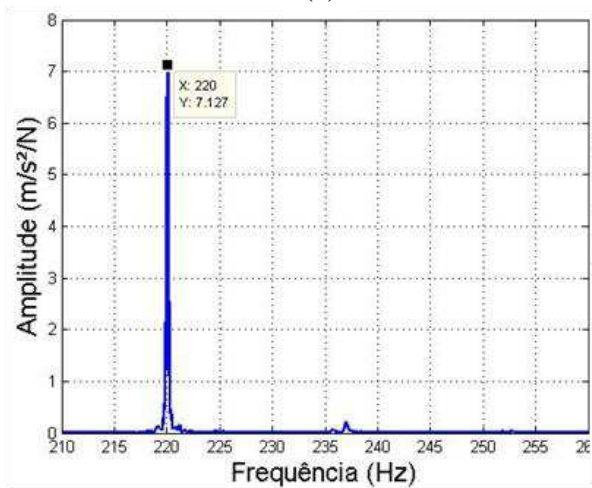
APÊNDICE C – FRFs dos cinco primeiros modos da longarina, realizado no LVi da UFCG



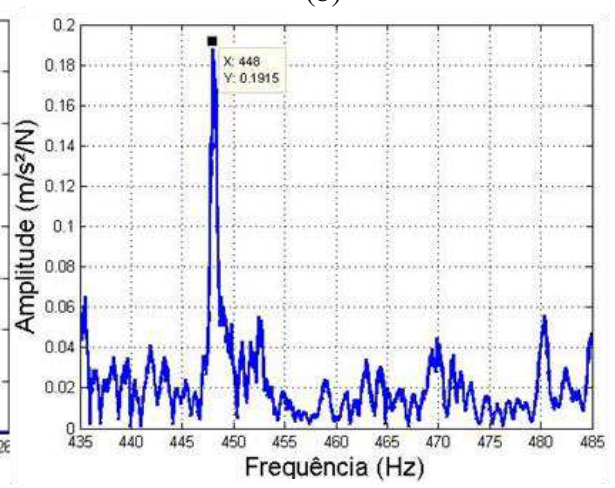
(a)



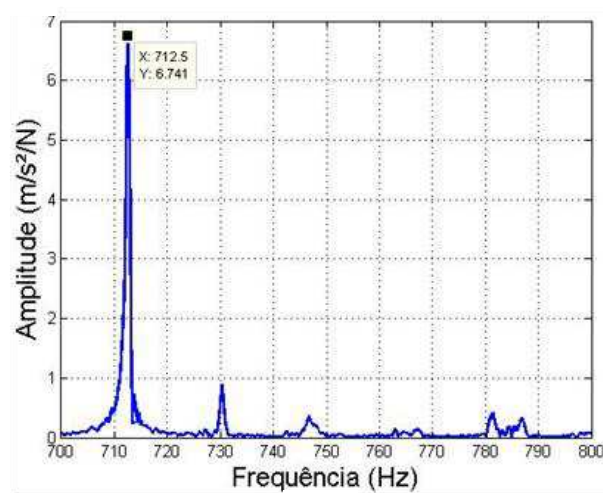
(b)



(c)



(d)



(e)