UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
ENGENHARIA ELÉTRICA

Sérvio Túlio Suenai Haramura Bastos

Aplicação de materiais inteligentes para controle da instabilidade de *whirl-flutter*

Orientador: Prof. Dr. Rui Marcos Grombone de Vasconcellos

São João da Boa Vista (SP), 29 de abril de 2024

Sérvio Túlio Suenai Haramura Bastos

Aplicação de materiais inteligentes para controle da instabilidade de *whirl-flutter*

Dissertação apresentada à Universidade Estadual Paulista
"Júlio de Mesquita Filho" como requisito para
obtenção de título de Mestre em Engenharia
Elétrica.
Orientador: Prof. Dr. Rui Marcos Grombone de Vasconcellos

São João da Boa Vista (SP), 29 de abril de 2024

B327a

Bastos, Sérvio Túlio Suenai Haramura
Aplicação de materiais inteligentes para controle da instabilidade de whirl-flutter / Sérvio Túlio Suenai Haramura Bastos. -- São João da Boa Vista, 2024
137 p.

Dissertação (mestrado) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista
Orientador: Rui Marcos Grombone de Vasconcellos

1. Aeroelasticidade. 2. Controle. 3. Materiais piezoeletricos. 4. Dinâmica estrutural. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

Impacto Potencial da Pesquisa

Com o advento da mobilidade aérea do futuro e com o atual desenvolvimento de aeronaves turbo-hélice e aeronaves com a capacidade de pouso e decolagem verticais (VTOL - do inglês *Vertical Take Off and Landing*) com rotores móveis de grande diâmetro, como os *tilt-rotors* tanto em ramos militares como em civis, o fenômeno do *whirl-flutter*, instabilidade aeroelástica que surge em hélices e rotores, passou a ser fundamental tanto para o desenvolvimento de aeronaves cada vez mais eficientes quanto para suas respectivas certificações, visto que pode vir a danificar a estrutura da aeronave e por consequência gerar condições catastróficas a mesma e perdas econômicas. Desse modo, a investigação formas de se controlar tal instabilidade torna-se importante especialmente em condições realistas, ou seja, quando efeitos não lineares devido aos distintos componentes aplicados em uma aeronave se fazem presentes. Assim, pode-se contribuir de forma mais efetiva com a indústria nacional para a obtenção de aeronaves cada vez mais eficientes e com inovação tecnológica, visto que na presente se aplica materiais inteligentes com a capacidade de converter movimentos vibracionais em energia elétrica. Dessa forma, através de leis de controle pode-se obter aeronaves mais leves reduzindo-se o peso estrutural e consequentemente reduzindo-se o consumo de combustível e energia e contribuindo com a redução de custos e com questões de preservação ambiental.

Potential Impact of this Research

With the advent of modern air mobility and the increased development of turboprop and vertical takeoff and landing (VTOL) aircraft with large diameter moving rotors, such as tilt rotors in the military and civilian branches, the phenomenon of whirl flutter, an unstable aeroelastic phenomenon that arises from propellers and rotors, has become fundamental both for the development of more efficient aircraft and for their certification process, since it could damage the aircraft structure and consequently generate catastrophic conditions and economic losses. Therefore, investigating different ways of controlling such instability becomes important especially in realistic conditions, when non-linear effects are present due to the different components applied to an aircraft. Thus, this research could possibly contribute effectively to the national industry to design efficient aircraft with technological innovation, since intelligent materials with the capacity to convert vibrational movements into electrical energy are applied in this dissertation. Thus, through control techniques, lighter aircraft can be designed, reducing structural weight and consequently reducing fuel consumption, contributing to cost reduction and environmental preservation.

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

TÍTULO DA DISSERTAÇÃO: Aplicação de materiais inteligentes para controle da instabilidade de whirl-flutter

AUTOR: SÉRVIO TÚLIO SUENAI HARAMURA BASTOS
ORIENTADOR: RUI MARCOS GROMBONE DE VASCONCELLOS

Aprovado como parte das exigências para obtenção do Título de Mestre em , área: Automação pela Comissão Examinadora:

Prof. Dr. RUI MARCOS GROMBONE DE VASCONCELLOS (Participaçao Virtual)
Departamento de Engenharia Aeronáutica / Faculdade de Engenharia Câmpus de São João da Boa Vista - UNESP

Professor Dr. DOMINGOS ALVES RADE (Participaçao Virtual)
Divisão de Engenharia Mecânica / Instituto Tecnológico de Aeronáutica

Prof. Dr. CARLOS DE MARQUI JUNIOR (Participaçao Virtual)
Departamento de Engenharia Aeronáutica / Escola de Engenharia de São Carlos - USP

São João da Boa Vista, 29 de abril de 2024

Verônica Liberali Messias
Supervisora Técnica de Seção
Seção Técnica de Graduação e Pós-Graduação

Assinado de forma digital por Veronica Liberali Messias:36823715839
Dados: 2024.05.03 15:02:09 -03'00'

Dissertação apresentada à Universidade Estadual Paulista
"Júlio de Mesquita Filho" como requisito para
obtenção de título de Mestre em Engenharia.
Orientador: Prof. Dr. Rui Marcos Grombone de Vasconcellos

Dedico essa dissertação a minha família, em especial a minha querida mãe, que me acompanhou e fortaleceu para que pudesse chegar até esse momento.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente gostaria de agradecer a minha família por todo apoio fornecido. Agradeço especialmente a minha mãe Suely Haramura por toda a dedicação, instrução e paciência de modo a gerar as condições para que pudesse alcançar esse momento.

Adicionalmente, agradeço a todos os professores que contribuíram de maneira direta ou indireta para o meu desenvolvimento pessoal e profissional, sendo exemplos de ética profissional. Destaco aqui os professores Dr. Julian Arnaldo Avila Diaz que contribuiu diretamente em passos anteriores ao presente intento, além de ser um grande incentivador ao meu desenvolvimento profissional auxiliando inclusive em visitas em universidades no exterior, e Dr. Daniel Sampaio Souza também pelo exemplo profissional e auxílio em visitas a universidades no exterior. Claramente, o meu maior agradecimento fica ao meu grande orientador, professor Dr. Rui Marcos Grombone de Vasconcellos, por toda orientação durante todo o desenvolvimento profissional e acadêmico, pela liberdade para buscar o meu próprio caminho em termos de pesquisa e senso crítico.

Por fim, gostaria de agradecer ao financiamento via processo nº 2021/09276-5, Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP). Além disso, o presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – Brasil (CAPES) – Código de Financiamento 001. Ademais, a oportunidade de realizar parte da presente pesquisa na *New Mexico State University (USA)* sob orientação e recepção do professor Dr. Abdessttar Abdelkefi devido à bolsa de estágio e pesquisa no exterior (BEPE/FAPESP), processo nº 2022/12372-9, Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP).

"O único homem que está isento de erros
e aquele que não arrisca acertar."
Albert Einstein

"Quanto maior o conhecimento, menor o ego,
quanto maior o ego, menor o conhecimento."
Albert Einstein

Resumo

O fenômeno do *whirl-flutter* é uma instabilidade aeroelástica que deve ser considerada durante o projeto de uma aeronave. Esse é provocado pelo acoplamento dos modos estruturais da asa em concomitância com as forças aerodinâmicas que atuam nas pás das hélices e com efeito giroscópico atuante no rotor. Desse modo, um movimento instável pode ser produzido, causando danos e até falhas estruturais na aeronave. Normalmente, hélices ou rotores em uma nacele de uma asa são susceptíveis a tal fenômeno, especialmente quando esses possuem grande diâmetro, como no caso das aeronaves com capacidade de decolagem e pouso vertical (VTOL) com rotores móveis, como as *tilt-rotors*. Deste modo, com o intuito de melhorar o desempenho de tais aeronaves, diversos estudos buscaram formas de controle vibracional dos rotores das aeronaves. Contudo, mesmo com ampla aplicação em diversos estudos envolvendo problemas aeroelásticos, a aplicação piezoelétrica para problemas envolvendo o *whirl-flutter*, seja passivamente como transdutores (coleta de energia ou controle passivo) ou como atuadores (ativamente), permanecem, até onde se sabe, pouco exploradas. Ademais, comumente diversos estudos buscam a análise de estruturas lineares, negligenciando efeitos não lineares. No entanto, esses são intrínsecos a todo tipo de aeronave podendo surgir em projeto ou durante a vida operacional das mesmas. Tais efeitos podem engendrar, por exemplo, oscilações em ciclo limite ou comportamentos imprevisíveis não observados em projeto, podendo causar inclusive causar falhas catastróficas. Dessa forma, fica clara a importância tanto do fenômeno ora apresentado e da aplicabilidade dos materiais piezoelétricos e, portanto, a presente pesquisa buscou a realização da análise numérica para o controle vibracional do *whirl-flutter* em rotores de aeronaves de forma passiva, ativa e híbrida com a inclusão de materiais piezoelétricos nos sistemas linear e não linear com a inclusão do *hardening* estrutural e da folga, assim possibilitando a observância do controle das amplitudes de oscilação e postergação da velocidade *flutter*. Ademais, a idealização de um aparato experimental visando possíveis validações experimentais foi buscada.

Palavras-chave: *whirl-flutter; piezoelétricos; controle ativo, passivo e híbrido; hardening estrutural; folga; não linearidades estruturais.*

Abstract

The whirl-flutter phenomenon is an aeroelastic instability that must be considered during the design of an aircraft. This is caused by the coupling of all structural modes of the wing together with the aerodynamic forces acting on the propeller blades and with a gyroscopic effect acting on the rotor. Hence, an unstable movement can be produced, causing damage and even structural failures to the aircraft. Normally, propellers or rotors in a wing nacelle are susceptible to such a phenomenon, especially when they have a large diameter, as in the case of aircraft with vertical takeoff and landing (VTOL) with moving rotors, such as tilt-rotors. Therefore, to improve the performance of such aircraft, several studies have sought to control the vibrational of aircraft rotors. However, even with wide application in several studies involving aeroelastic problems, the piezoelectric application for problems involving whirl-flutter, whether passively as transducers (energy harvesting or passive control) or as actuators (actively), remains, as far as is known, little explored. Furthermore, several studies commonly seek to analyze linear structures, neglecting non-linear effects. However, these are intrinsic to all aircraft types and may arise in design or during operational life. Such effects can generate, for example, limit cycles or unpredictable behavior not observed in the project, which can even cause catastrophic failures. Thus, the importance of both the phenomenon presented here and the applicability of piezoelectric materials becomes clear and, therefore, the present research sought to carry out numerical analysis for the vibrational control of whirl-flutter in aircraft rotors in a passive, active, and hybrid way. with the inclusion of piezoelectric materials in linear and nonlinear systems with structural hardening and freeplay nonlinearities, thus enabling compliance with the control of oscillation amplitudes and postponement of flutter speed. Furthermore, the idealization of an experimental apparatus aiming at possible future experimental validations was sought.

Key-words: *whirl-flutter; piezoelectrics; active, passive, and hybrid control; structural hardening; freeplay; non-linearities*

Lista de Figuras

1.1 CV-22B Osprey. 22
1.2 Lockheed L-188 C Electra II 23
1.3 Modos independentes de vibração 26
1.4 Orientação do movimento do eixo da hélice 27
1.5 Efeito giroscópico estável e instável 27
1.6 Modelo simples de uma hélice para túnel de vento 29
1.7 Modelo da NASA para um modelo de hélice em túnel de vento. 30
1.8 Modelo de túnel de vento com pás articuladas. 30
1.9 Modelo de túnel de vento do NAL com pás articuladas. 31
1.10 Modelo com componentes de semi-envergadura com componentes de asa/motor 32
1.11 Modelo aeroelástico da aeronave L-188 C Electra II 32
1.12 Modelo *prop-rotor* com pás habilitas a oscilar 33
1.13 Modelo simples *prop-rotor* com duas pás 33
1.14 Modelo *prop-rotor* 34
1.15 Modelo com componente do WRATS *tilt-rotor* 35
1.16 Modelo *prop-rotor* com três pás 35
1.17 Modelo *prop-rotor* 36
1.18 Modelo *W-WING* com a estrutura da asa acoplada 36

2.1 Modelo experimental desenvolvido na *New Mexico State University* 47
2.2 Protótipo do modelo experimental linear em desenvolvido 50
2.3 Protótipo do modelo experimental com modificação para inclusão do *hardening* estrutural 51
2.4 Modelo experimental desenvolvido para a inclusão da folga estrutural . . . 52

3.1 Esquema do modelo para a análise de *whirl-flutter* 53
3.2 Representação da folga 58

3.3 Modelo do Acoplamento Piezoelétrico em uma Viga Engastada 59
3.4 Representação dos pirezoeletricos acoplados em vigas engastadas. *a)* Configuração *unimorph harvester* e *b)* Configuração *bimorph harvester*. 62

4.1 Resultados obtidos por Mair et al. (2018) 69
4.2 Validação dos resultados obtidos para *a)* Variação dos autovalores no plano complexo, *b)* Variação do amortecimento modal e *c)* Variação da frequência modal. 70
4.3 Efeito da variação do coeficiente de amortecimento em arfagem na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 71
4.4 Efeito da variação do coeficiente de amortecimento em arfagem na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 72
4.5 Efeito da variação da inércia do rotor na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 72
4.6 Efeito da variação da inércia da nacele na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 73
4.7 Efeito da variação da corda da pá na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 73
4.8 Efeito da variação do raio do rotor na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 74
4.9 Efeito da variação do do $C_{l,\alpha}$ na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 74
4.10 Efeito da variação do número de pás na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 75
4.11 Efeito da variação da velocidade angular do rotor na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 75
4.14 Efeito da variação da rigidez em guinada na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 75
4.12 Efeito da variação do eixo de pivotamento na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 76
4.13 Efeito da variação da rigidez em arfagem na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 76

4.15 Efeito da variação da rigidez em guinada para a não ocorrência do *whirl-flutter* na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 76

5.1 Efeito da aplicação da rigidez *hardening* estrutural em ψ na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ. 79
5.2 Efeito da aplicação da rigidez *hardening* estrutural em θ na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ. 80
5.3 Efeito da aplicação da rigidez *hardening* estrutural em ambos GDL na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ. 80
5.4 Comparação entre as respostas dos sistemas com representação descontínua e aproximação por tangente hiperbólica 82
5.5 Efeito da aplicação da folga em θ na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ. 82
5.6 Efeito da aplicação da folga em ambos GDL na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ. 83

6.1 Efeito da aplicação da configuração *unimorph harvester a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 88
6.2 Efeito da aplicação da configuração *bimorph harvester a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 89
6.3 Comparação casos *unimorph* e *bimorph*. *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 90
6.4 Efeito da aplicação da configuração *unimorph harvester* simétrica na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 92
6.5 Efeito da aplicação da configuração *bimorph harvester* simétrica na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento. 92

7.1 Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em θ com *harvesting* em ψ, caso *unimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência. 96
7.2 Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em θ com *harvesting* em ψ, caso *bimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência. 97
7.3 Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ com *harvesting* em ψ, caso *unimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência. 98

7.4 Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ com *harvesting* em ψ, caso *bimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência. 99
7.5 Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ e θ com *harvesting* em ψ, caso *unimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência. 100
7.6 Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ e θ com *harvesting* em ψ, caso *bimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência. 101
7.7 Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ e θ com *harvesting* em ψ e θ, caso *unimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ, *c)* Resposta para a potência em θ e *d)* Resposta para a potência em ψ. 102
7.8 Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ e θ com *harvesting* em ψ e θ, caso *bimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ, *c)* Resposta para a potência em θ e *d)* Resposta para a potência em ψ. 103
7.9 Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em θ com configuração *unimorph* em ψ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 104
7.10 Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ψ com configuração *unimorph* em ψ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 105
7.11 Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em ψ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 105
7.12 Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em ambos GDL. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 106
7.13 Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em θ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 107

7.14 Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em ψ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 108
7.15 Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em ambos GDL. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 109

8.1 Velocidade de *flutter* em função do tempo de defasagem (τ) para diferentes valores do ganho linear. 113
8.2 Efeito de τ no início do flutter para o sistema submetido ao *whirl-flutter* com rigidez *hardening* estrutural para diferentes velocidades de escoamento. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 114
8.3 Efeitos do ganho linear G no início do flutter para o sistema submetido ao *whirl-flutter* com rigidez *hardening* estrutural para diferentes velocidades de escoamento. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 116
8.4 Efeito de τ no início do flutter para o sistema submetido ao *whirl-flutter* com rigidez *hardening* estrutural para diferentes velocidades de escoamento. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 117
8.5 Comparação entre o controle passivo aplicado em guinada e híbrido com atuador em arfagem e transdutor em guinada, ambos com resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 118
8.6 Efeito da variação da resistência externa aplicada no grau de liberdade de guinada no controlador híbrido. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. . . 119
8.7 Efeito da variação do ganho de tensão aplicado no atuador piezoelétrico devido à resistência externa $R_e = 10^5$ Ohms aplicada no grau de liberdade de guinada no controlador híbrido. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. . . 120
8.8 Efeito da variação do ganho de tensão aplicado no atuador piezoelétrico devido à resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms aplicada no grau de liberdade de guinada no controlador híbrido. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. . . 121
8.9 Efeito de τ no início do flutter para o sistema submetido ao *whirl-flutter* com folga estrutural simétrica estrutural para diferentes velocidades de escoamento. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 122

8.10 Efeito da variação do ganho de tensão aplicado no atuador piezoelétrico devido à resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms aplicada no grau de liberdade de guinada no controlador híbrido. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. . . 123
8.11 Comparação entre o controle passivo aplicado em guinada e híbrido com atuador em arfagem e transdutor em guinada, ambos com resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ. 124

Lista de Tabelas

4.1 Parâmetros físicos para a validação do modelo implementado. 69

5.1 Valores dos termos cúbicos da rigidez não linear 78
5.2 Parâmetros para as representações de folga. 81

6.1 Parâmetros físicos para o cálculo do acoplamento e capacitância piezoelétricas. 88

Sumário

1 Introdução **22**

1.1 OBJETIVOS 24

1.2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA 24

1.2.1 A aeroelasticidade e o *flutter* 24

1.2.2 O *whirl-flutter* em rotores 25

1.2.3 Os piezoelétricos e suas aplicações 38

1.2.4 O controle ativo 43

1.3 ORGANIZAÇÃO DA DISSERTAÇÃO 44

2 O Aparato Experimental Desenvolvido **46**

2.1 O PROTÓTIPO EXPERIMENTAL PIEZO-AEROELÁSTICO 46

2.2 CONSIDERAÇÕES FINAIS 52

3 Modelagem Numérica **53**

3.1 DESCRIÇÃO DO MODELO TEÓRICO 53

3.1.1 Análise de estabilidade 55

3.2 INCLUSÃO DO *HARDENING* ESTRUTURAL NO MODELO ESTRUTURAL 56

3.2.1 INCLUSÃO DA FOLGA ESTRUTURAL NO MODELO ESTRUTURAL . 57

3.3 O MODELO PIEZO-AEROELÁSTICO 59

3.4 SISTEMA PIEZO-AEROELÁSTICO COM RIGIDEZ *HARDENING* ESTRUTURAL 63

3.5 SISTEMA PIEZO-AEROELÁSTICO COM *FREEPLAY* 64

3.6 ABORDAGEM ATIVA COM ATUADOR MECÂNICO 64

3.7 O CONTROLADOR PIEZOELÉTRICO HÍBRIDO 66

4 Análise do comportamento do modelo aeroelástico **68**

4.1 VALIDAÇÃO DO MODELO IMPLEMENTADO 68

4.2 AVALIAÇÃO DO COMPORTAMENTO AEROELÁSTICO DO SISTEMA 70

4.3 CONSIDERAÇÕES FINAIS 77

5 Efeitos das não linearidades estruturais 78
5.1 EFEITOS DO *HARDENING* ESTRUTURAL 78
5.2 EFEITOS DA FOLGA ESTRUTURAL 81
5.3 CONSIDERAÇÕES FINAIS 84

6 O Modelo Piezo-Aeroelástico 85
6.1 O MODELO PIEZO-AEROELÁSTICO PARA ANÁLISES DO *WHIRL-FLUTTER* 85
6.2 APLICAÇÃO DE PIEZOELÉTRICOS NO SISTEMA AEROELÁTICO LINEAR 87
6.3 CONSIDERAÇÕES FINAIS 93

7 Sistema eletromecânico com não linearidades estruturais 94
7.1 O *EfITOS DO HARDENING ESTRUTURAL* 94
7.2 EFEITOS DA FOLGA ESTRUTURAL 102
7.3 CONSIDERAÇÕES FINAIS 109

8 Controle ativo e híbrido com *time-delayed feedback* 111
8.1 EFEITO DO CONTROLE LINEAR VIA *TIME-DELAYED FEEDBACK* NO SISTEMA AEROELÁSTICO 111
8.2 EFEITOS DO CONTROLE VIA *TIME-DELAYED FEEDBACK* NO SISTEMA AEROELÁSTICO COM NÃO LINEARIDADE *HARDENING* ESTRUTURAL 113
8.3 EFEITOS DO CONTROLE HÍBRIDO PIEZOELÉTRICO NO SISTEMA MECÂNICO COM *HARDENING* ESTRUTURAL 116
8.4 EFEITOS DO CONTROLADOR HÍBRIDO PIEZOELÉTRICO NO SISTEMA COM FOLGA ESTRUTURAL 121
8.5 CONSIDERAÇÕES FINAIS 124

9 Considerações finais 127
9.1 SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS 129

Referências Bibliográficas 131

Capítulo 1
Introdução

As aeronaves com a capacidade de pouso e decolagem verticais (VTOL - do inglês *Vertical Take Off and Landing*) com rotores móveis de grande diâmetro, como os *tilt-rotors*, Fig.1.1, têm ganhado um novo destaque no cenário aeronáutico. Por atrelarem características de um helicóptero com a de uma aeronave de asa fixa turbo-hélice, apenas mudando a inclinação dos seus rotores, essas podem ser aplicadas em ramos militares e comerciais (ADEYEMI et al., 2019). Contudo, a mobilidade e tamanho dos rotores aumentam a susceptibilidade dessas aeronaves ao fenômeno *whirl-flutter*, uma instabilidade aeroelástica que surge no grupo moto-propulsor e na fixação do conjunto à estrutura da aeronave e que, por consequência, influencia no projeto dos rotores, das asas e dos *pylons*, devendo, portanto, ser considerada durante o projeto (KUNZ, 2005).

Figura 1.1: CV-22B Osprey.



Fonte: Retirado de Adeyemi et al. (2019)

Embora tal fenômeno tenha sido descoberto descoberto por Taylor & Browne (1938), seguido pelas análises de Ribner (1945a) e Ribner (1945b), esse teve sua importância reconhecida em 1959 e 1960 com os acidentes do *Lockheed L-188 C Electra II* , Fig. 1.2. Maiores detalhes sobre o fenômeno são apresentados na seção 1.2.2.

Figura 1.2: Lockheed L-188 C Electra II



Retirado de Čečrdle (2015)

Desse modo, distintas maneiras de se controlar e de se evitar situações perigosas envolvendo o fenômeno *whirl flutter* tornam-se necessárias para garantir a viabilidade, eficiência e a segurança na operação de aeronaves sujeitas à sua ocorrência. O controle pode ser feito de forma passiva ou ativa envolvendo atuadores diversos. Recentes estudos sobre a aplicação de transdutores ou atuadores piezoelétricos para o controle de vibrações têm ganhado muita atenção da comunidade científica. Tal fato reside na capacidade desse poder explorar os efeitos piezoelétrico direto, aplicando tal material como transdutor e se explorando coleta de energia (*energy harvesting*) e o controle passivo, ou inverso aplicando tal material como atuador e ainda de forma híbrida, na qual os efeitos direto e inverso são explorados concomitantemente. Vale notar que há uma vasta aplicabilidade de tais materiais em especial para a coleta de energia. Assim, diversos estudos têm explorado os fenômenos de *flutter*, *buffeting*, *galloping* e as vibrações induzidas por vórtice (*VIV*) para a obtenção de energia elétrica, como os estudos de Hagood & Von Flotow (1991); Mcgowan (1999); Anton & Sodano (2007); Arnold (2007); Erturk & Inman (2008); De Marqui Jr et al. (2009); De Marqui Jr & Inman (2010); Erturk et al. (2010); De Marqui Jr & Erturk (2013); Cunefare et al. (2013); Abdelkefi (2012); Dias et al. (2013); Dai et al. (2014); Javed et al. (2015); Abdelkefi (2016); Naseer et al. (2017) e De Marqui Jr et al. (2018).

Com o exposto, nota-se a viabilidade da implementação de táticas de controle vibracional para o desenvolvimento de aeronaves cada vez mais eficientes. Sendo a aplicação de piezoelétricos, para situações nas quais o *whirl-flutter* pode ocorrer, uma estratégia que pode resultar no aumento das margens de estabilidade e de controle de vibrações já estabelecidas, de forma a aumentar a segurança operacional, possibilitar a redução dos custos de manutenção e operação das aeronaves.

1.1 OBJETIVOS

A presente pesquisa propõe investigar o controle do fenômeno do *whirl-flutter*, com 2 graus de liberdade (2GDL), através de transdutores piezoelétricos. Um estudo numérico visa estabelecer o controle passivo com circuito puramente resistivo, bem como avaliar o efeito de não linearidades estruturais.

Busca-se a identificação de parâmetros estruturais e elétricos críticos no desenvolvimento de sistemas sujeitos ao *whirl-flutter*, tanto para o controle de vibrações via transdutor piezoelétrico como para maximizar a coleta de energia a partir das vibrações.

Adicionalmente, procura-se verificar o efeito de não linearidades estruturais do tipo *hardening* e folga no comportamento do sistema em concomitância a presença do material piezoelétrico. Dessa forma, os efeitos combinados para o controle vibracional e a coleta de energia devem ser avaliados.

Ademais, deve-se explorar o controle ativo via *time-delayed feedback* e híbrido, nesse último caso aplicando material piezoelétrico, tanto para o sistema linear quanto não linear com *hardening* estrutural e a folga. Dessa forma, pretende-se explorar os principais efeitos do controlador proposto em termos de eficiência na postergação da velocidade de *flutter* e na atenuação das amplitudes de oscilações pós-instabilidade.

Por fim, é buscado o desenvolvimento de protótipo experimental para a realização de futuros ensaios experimentais.

1.2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

1.2.1 A aeroelasticidade e o *flutter*

A aeroelasticidade é a área que estuda fenômenos de deformação estrutural estáticos ou dinâmicos a partir da interação entre as forças aerodinâmicas, inerciais e elásticas em uma estrutura flexível exposta a um escoamento. Os efeitos aeroelásticos possuem grande influência tanto no projeto quanto no desempenho de aeronaves, uma vez que fenômenos como o *flutter* e a divergência possuem potencial para causar a falha estrutural. Assim,

projetos estruturais de aeronaves são normalmente dimensionados com uma margem de segurança elevada, com o fim de se garantir a integridade estrutural (WRIGHT; COOPER, 2015).

Dentre todas as instabilidades aeroelásticas, tais como o *galloping* e VIV, o *flutter* é a mais importante, especialmente em aeronáutica, uma vez que essa gera condições catastróficas para as aeronaves. Tal instabilidade é entendida como um fenômeno aeroelástico dinâmico no qual forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais interagem, por exemplo, em uma asa. Essa interação faz com que a energia provida pelo fluido seja rapidamente absorvida e transformada em vibrações mecânicas que resultam em uma resposta vibracional de amplitude crescente (LATIF et al., 2021). Caso a velocidade do escoamento se torne maior que uma velocidade crítica denominada de velocidade de *flutter*, os movimentos vibracionais tornam-se auto-excitáveis graças ao amortecimento estrutural insuficiente devido aos efeitos aerodinâmicos (HEINRICH, 1956). Tal instabilidade podem vir a causar falhas catastróficas em diversas estruturas e por isso possui grande interesse da comunidade científica.

O *flutter*, por sua vez, possui subcategorias como o *flutter* torcional, de painel, o *stall flutter* e o *whirl-flutter*. No caso do *whirl-flutter*, por exemplo, ocorre a partir de asas rotativas, ou seja, a partir de hélices e rotores de grande diâmetro, como por exemplo nas aeronaves *tilt-rotors* (ADEYEMI et al., 2019) e aeronaves turbo-hélice.

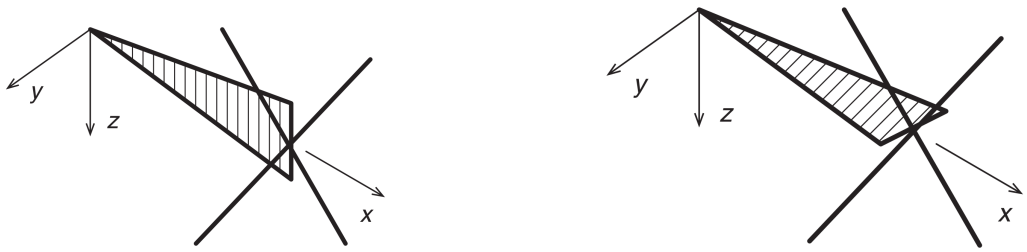
Uma vez que o enfoque da presente pesquisa reside no último, torna-se fundamental compreender quais são os princípios físicos e os estudos acerca dessa instabilidade, bem como definir de forma clara o que são os materiais inteligentes do tipo piezoelétrico, aplicações gerais e em problemas envolvendo o *flutter* como será realizado nas seções que se seguem.

1.2.2 O *whirl-flutter* em rotores

Como afirmado por Čečrdle (2018), o *whirl-flutter* é um tipo específico de *flutter* decorrente de efeitos dinâmicos e aerodinâmicos oriundos de partes que rotacionam, como as hélices. O aumento da rotação, a possibilidade de mudança de orientação, a flexibilidade do eixo e/ou fixação dos rotores e o efeito giroscópico podem gerar forças aerodinâmicas não estacionárias que, quando acopladas à estrutura, podem induzir a instabilidade.

Quando se ignora a rotação da hélice, as forças aerodinâmicas e de amortecimento, o movimento do sistema apresenta as características de um movimento angular bidimensional (LIU XU, 2020). Tal movimento pode ser representado por dois modos desacoplados de vibração, o modo de arfagem e de guinada que, por sua vez, apresentam frequências naturais angulares distintas, como apresentado na Fig. 1.3 (ČEČRDLE, 2015).

Figura 1.3: Modos independentes de vibração



(a) Modo de arfagem (b) Modo de guinada

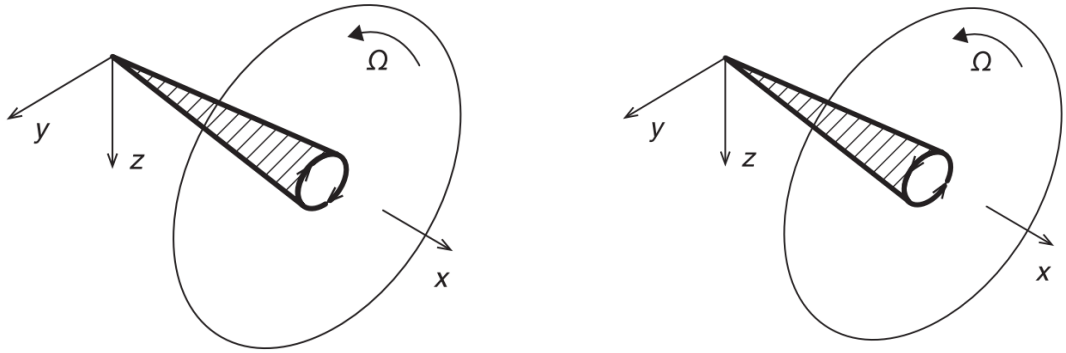
Fonte: Retirado de Čečrdle (2015)

Considerando agora o movimento de rotação das hélices, porém ignorando as forças aerodinâmicas e de amortecimento, o efeito giroscópico faz com que haja o acoplamento dos modos de vibrar descritos anteriormente e o eixo da hélice passa a descrever um movimento de precessão ao redor do seu eixo estático de tração (LIU XU, 2020). Esse movimento elíptico com modos acoplados apresenta os modos de *backward (BW)*, com menor frequência e velocidade de precessão e no sentido oposto a rotação da hélice, e o modo de *forward (FW)*, com maior frequência e velocidade de precessão e no mesmo sentido da rotação da hélice, como apresentado na Fig. 1.4. Vale ainda destacar que com o aumento da velocidade angular das hélices a diferença entre os dois modos é aumentada (ČEČRDLE, 2015).

Considerando agora os efeitos aerodinâmicos, pode-se observar que o efeito giroscópico modifica os ângulos de ataque das pás das hélices (LIU XU, 2020). Dessa forma, são criadas forças e momentos aerodinâmicos não estacionários que podem induzir a instabilidade de *flutter* em condições específicas (ČEČRDLE, 2015). Se as pás forem corpos rígidos, o sistema torna-se divergente e instável apenas para o modo *BW* quando a velocidade do escoamento se torna superior a linear de *flutter* (V_{FL}). Caso as hélices sejam flexíveis, o *flutter* poderá ocorrer em ambos os modos. Observe ainda que se a velocidade

de escoamento for menor que a velocidade linear de *flutter* o movimento vibracional é amortecido e estável. Nota-se que o movimento angular torna-se divergente quando o amortecimento total torna-se nulo fazendo o sistema se mover em uma direção característica, como pode ser observado na Fig 1.5 (ČEČRDLE, 2015). Dessa forma, pode haver a falha das instalações do motor ou de toda a asa.

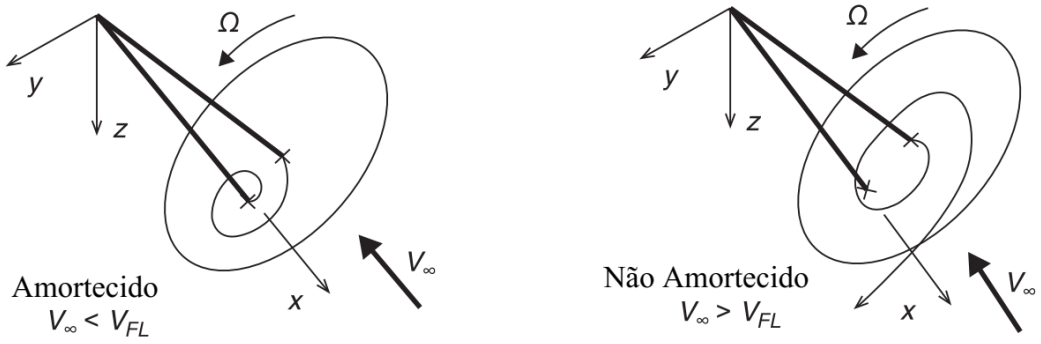
Figura 1.4: Orientação do movimento do eixo da hélice



(a) Modo de *backward* (b) Modo de *forward*

Fonte: Retirado de Čečrdle (2015)

Figura 1.5: Efeito giroscópico estável e instável



(a) Modo de estável (b) Modo instável

Fonte: Adaptado de Čečrdle (2015)

Dada a importância do presente fenômeno, diversas pesquisas têm buscado formas de previsão, controle e aumento das margens de estabilidade como os estudos de Ribner (1945a, 1945b); Heeg (1992); Anthony & Elliott (2000); Kvaternik et al. (2001); Nixon et al. (2003); Piatak et al. (2003); Mueller et al. (2004); Hathaway & Gandhi (2006); Kruger (2009); Čečrdle & Maleček (2012); Čečrdle & Maleček (2014); Čečrdle (2015); Kruger (2016); Čečrdle (2018); Mair et al. (2018); Adeyemi et al. (2019); Liu Xu (2020)

e Quintana et al. (2021), com o fim de aumentar a vida útil dos diversos componentes presentes em aeronaves, reduzindo o custo de manutenção e melhorando o desempenho das mesmas durante suas operações. No entanto, a principal dificuldade de se desenvolver métodos analíticos para a descrição do fenômeno do *whirl-flutter* reside na determinação das forças e momentos aerodinâmicos induzidos pelo efeito giroscópico no plano da hélice (LIU XU, 2020).

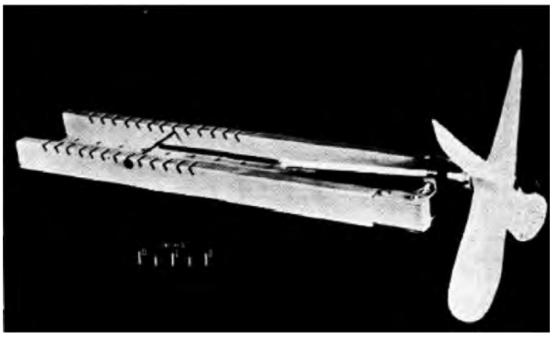
Com a maior utilização de aeronaves *turbofan*, o *whirl-flutter* foi menos pesquisado e entendido que o *flutter* clássico em asas nos últimos anos (LIU XU, 2020). No entanto, com o advento da mobilidade aérea do futuro, com o maior uso e desenvolvimento de aeronaves turbo-hélice e com a aplicação das aeronaves *tilt-rotors* em ramos militares e civis, o fenômeno do *whirl-flutter* passou a ser fundamental tanto para o desenvolvimento de aeronaves cada vez mais eficientes quanto para suas respectivas certificações, uma vez que os regulamentos de aeronavegabilidade, como é o caso da FAR/CS 23 e FAR/CS 25, requerem que as aeronaves do tipo turbo-hélice sejam certificadas com relação ao *whirl-flutter* (ČEČRDLE, 2015; LIU XU, 2020).

Uma vez apresentada a importância da presente instabilidade para o atual cenário aeronáutico, torna-se interessante conhecer um pouco mais sobre o histórico de estudos acerca do *whirl-flutter* e os motivos pelos quais esse se tornou significativo no ramo aeronáutico. Os primeiros estudos relacionados ao fenômeno do *whirl-flutter* podem ser encontrados desde a década de 1930. Devido ao desconhecimento do presente fenômeno nessa época, os ensaios experimentais consistiam em analisar a interferência aerodinâmica entre a nacele, a asa e as hélices, de modo que Taylor & Browne (1938) foram os pioneiros analisando tais interferências de maneira analítica e com análises experimentais. Desse modo, Taylor & Browne (1938) mostraram que o amortecimento estrutural possuía um papel chave para a ocorrência do *whirl-flutter*, de forma que quando a fricção era baixa a instabilidade ocorria, ou seja, o amortecimento estrutural possuía influência no aparecimento do *whirl-flutter*. Nos anos subsequentes Ribner (1945a) e Ribner (1945b) buscaram a formulação básica para as derivadas aerodinâmicas das forças e momentos das hélices promovidas pelos movimentos e velocidades de arfagem e guinada. Tais derivadas aerodinâmicas ainda são frequentemente utilizadas nas soluções analíticas (ČEČRDLE, 2015). Contudo, apenas na década de 1960, após os acidentes das aeronaves Electra, que a importância do *whirl-flutter* foi observada e estudos conhecendo o fenômeno propria-

mente dito foram realizados (ČEČRDLE, 2015).

Os trabalhos de Houbolt & Reed (1962) e Reed & Bennett (1963) tiveram importante contribuição para a compreensão analítica da instabilidade de *whirl-flutter*. Em ambos os casos foi utilizado uma aerodinâmica quasi-estacionária. No caso de Houbolt & Reed (1962), foram realizados os primeiros experimentos para a investigação do efeitos do fenômeno do *whirl-flutter* propriamente dito. Seu aparato experimental era do tipo *Propeller demonstrators*, ou seja, era um aparato experimental simples que utilizava uma hélice, sem motor, que funcionava como um moinho de vento. A hélice era fixada de forma flexível permitindo sua vibração. Esse dispositivo experimental era composto por uma hélice presa em um eixo que simulava a inércia do motor. Além disso, tal eixo possuia a liberdade de oscilar tanto em arfagem quanto em guinada. O presente modelo ainda apresentava a possibilidade de ajustar a rigidez e o comprimento do eixo, como observado na Fig. 1.6.

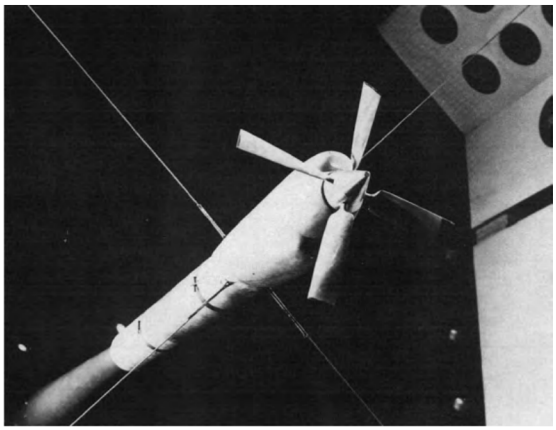
Figura 1.6: Modelo simples de uma hélice para túnel de vento



Fonte: Houbolt & Reed (1962). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Pode-se citar ainda modelos mais complexos como o utilizado por Bland & Bennett (1963) no túnel de vento da NASA Langley, Fig. 1.7. Novamente, o aparato funcionava como um moinho de vento, sendo que a hélice era unida a um eixo que através de um sistema de dobradiça que permitia a movimentação em arfagem e guinada. Esse modelo ainda possibilitava a variação do comprimento do eixo, do amortecimento estrutural e do ângulo das pás das hélices. O foco dessa pesquisa estava na investigação das forças aerodinâmicas na hélice-nacele e das características do *whirl-flutter*. Com a comparação dos resultados experimentais com o apresentado na teoria foi mostrado que as derivadas aerodinâmicas subestimavam a velocidade de *flutter*.

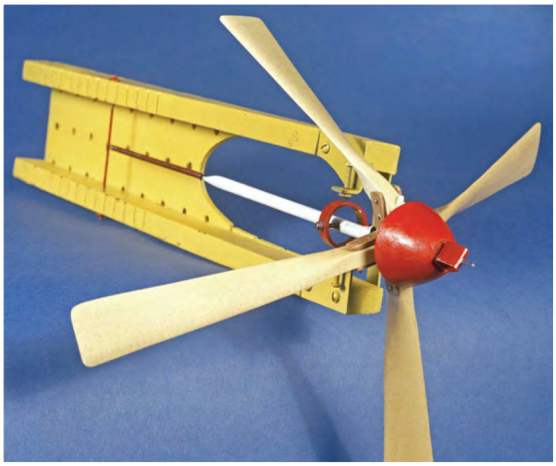
Figura 1.7: Modelo da NASA para um modelo de hélice em túnel de vento.



Fonte: Bland & Bennett (1963). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

É importante notar que os modelos experimentais descritos acima tomavam apenas o eixo como flexível e as hélices eram consideradas como corpos rígidos. No entanto, existem aplicações nas quais a flexibilidade das pás deve ser considerada, visto que promover a oscilação das pás possui um efeito estabilizante no modo de *backward* e desestabilizante no modo de *forward*. Esse efeito foi observado pelo experimento de Reed & Bennett (1963) que utilizaram um modelo simples com pás habilitadas a oscilar, como apresentado na Fig 1.8. Cada pá era unida a um eixo por dois pinos, caso um desses pinos fosse removido, a pá começava a oscilar. No entanto, se todos os pinos fossem mantidos, a hélice era considerada como um corpo rígido.

Figura 1.8: Modelo de túnel de vento com pás articuladas.

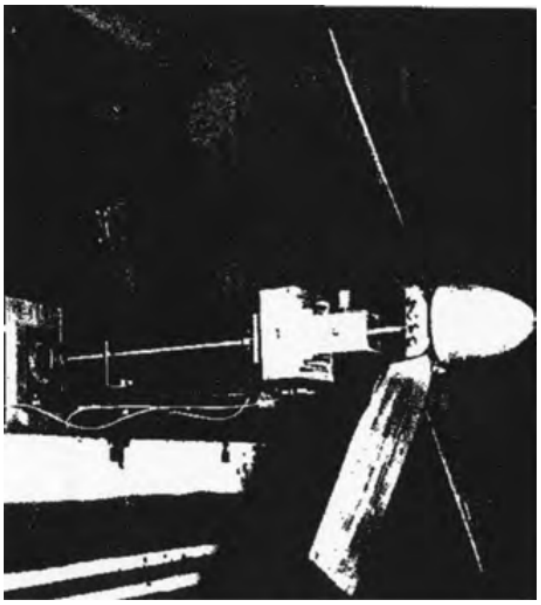


Fonte: Reed & Bennett (1963). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Cita-se ainda o modelo com pás articuladas utilizado por Rao & Sundararajan (1969) no NAL Bangalore. Esse modelo utilizava um rotor com quatro pás, contudo também

funcionava no modo de moinho de vento. Tais pás, assim como no modelo de Reed & Bennett (1963) podiam ser travadas ou habilitadas a oscilar através da retirada ou não de pino de fixação das articulações. O rotor por sua vez era conectado a uma nacele habilitada a oscilar nos modos de arfagem e guinada a partir de um conjunto de eixos formando uma espécie de gimbal, como mostrado na Fig. 1.9.

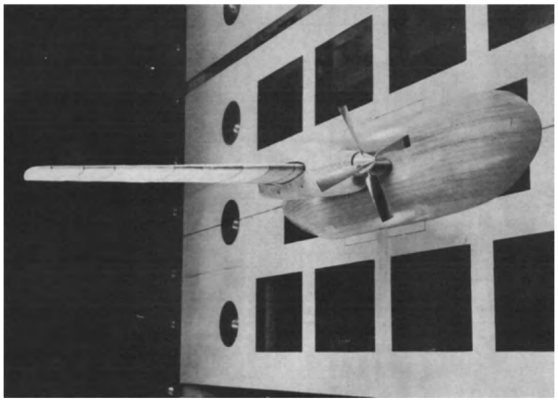
Figura 1.9: Modelo de túnel de vento do NAL com pás articuladas.



Fonte: Rao & Sundararajan (1969). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Além dos *propeller demonstrators* algumas investigações experimentais utilizaram protótipos de partes de aeronaves e até mesmo estruturas de aeronaves completas (ČEČRDLE, 2015). O primeiro exemplo desse tipo de aparato é o de Bland & Bennett (1963) e Bennett & Bland (1964) que realizaram estudos experimentais e analíticos para a investigação do efeito de motores em asas flexíveis no túnel de vento da NASA Langley. O modelo utilizado, Fig. 1.10, apresentava uma semi-asa com um único conjunto rotor/nacele e uma hélice de quatro pás que funcionava também como um moinho de vento. As longarinas das asas eram fabricadas com alumínio com seção variável para que se pudesse modelar a rigidez. Para se aproximar do contorno do aerofólio fez-se o uso de uma estrutura em balsa. Além disso, o modelo contava com a metade de uma fuselagem cujo motor podia ser posicionado em quatro regiões diferentes da asa, além de se poder variar sua massa e a rigidez de arfagem e guinada. Ressalta-se que esse modelo não representava nenhuma aeronave específica, mas os parâmetros estruturais eram realistas.

Figura 1.10: Modelo com componentes de semi-envergadura com componentes de asa/motor



Fonte: Bland & Bennett (1963) e Bennett & Bland (1964). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Outro interessante estudo experimental foi condizido por Abbott et al. (1963) de forma que o modelo, disposto na Fig. 1.11, apresentava a envergadura completa da aeronave *L-188 C Electra II* para que se pudesse investigar o fenômeno do *whirl-flutter*. Esse modelo era composto por quatro naceles e hélices, sendo que os motores eram fixados de forma a garantir a variação da rigidez em arfagem e guinada. Além disso, a massa e a inércia eram mantidas com valores fixos e as hélices rotacionavam como um moinho de vento. Vale ressaltar que para simular a rigidez foram utilizadas vigas de alumínio, ao passo que para a inércia utilizou-se pesos de chumbo (ČEČRDLE, 2015).

Figura 1.11: Modelo aeroelástico da aeronave L-188 C Electra II

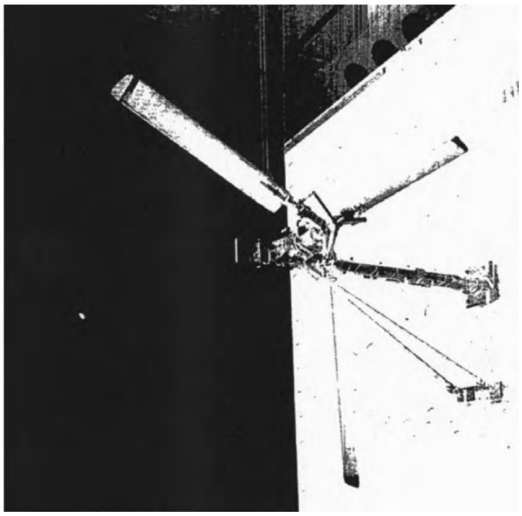


Fonte: Abbott et al. (1963). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Kvaternik & Kohn (1977) desenvolveram análises analítica e experimental para as aeronaves *tilt-rotor* considerando a flexibilidade das hélices e do rotor. Tais investigações experimentais foram realizadas com um modelo de hélice-rotor com pás habilitadas a oscilar. Tal modelo, embora possuísse rotor, funcionava como um moinho de vento e possuía quatro graus de liberdade, com oscilações lateral, no plano da hélice e de arfagem

e guinada da nacele, como mostrado na Fig. 1.12

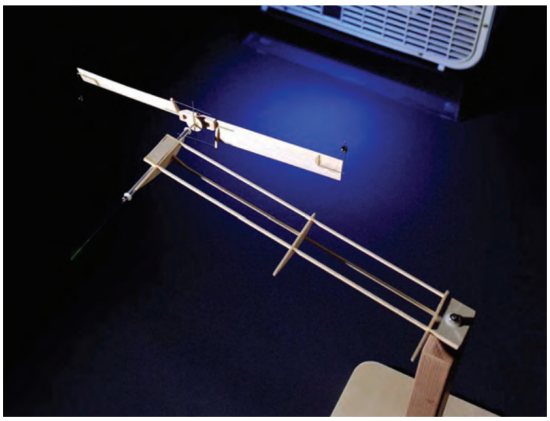
Figura 1.12: Modelo *prop-rotor* com pás habilitas a oscilar



Fonte: Kvaternik & Kohn (1977). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Acree et al. (1999), por sua vez, construíram um modelo de duas pás feitas de balsa com a inclusão de um rotor, porém, novamente o modelo funcionava com um moinho de vento, Fig 1.13. O fluxo de ar era promovido por um ventilador. O presente modelo incluía pesos no bordo de ataque das pontas das pás. Se o peso fosse movido na direção da corda havia mudanças significativas modo de estabilidade de rotação.

Figura 1.13: Modelo simples *prop-rotor* com duas pás

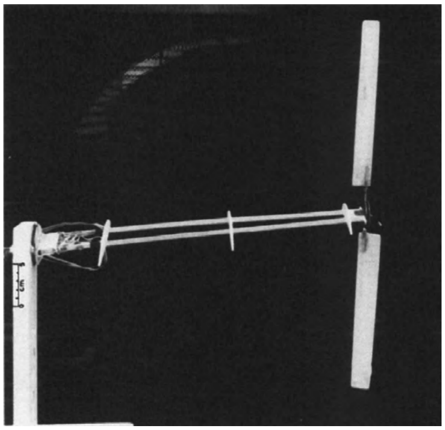


Fonte: Acree et al. (1999). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Outro importante modelo é o desenvolvido por Rand & Peyran (2000). O modelo representava um conjunto rotor-hélice ligado a estrutura de uma asa e funcionava como um moinho de vento, como apresentado na Fig. 1.14. Contudo, a asa apresentava apenas características dinâmicas estruturais e não eram geradas forças aerodinâmicas. O modelo

permitia a variação da corda alterando as características de flexão a partir da movimentação da nacele. Além disso, esse modelo era capaz de simular o movimento da nacele de arfagem, guinada e de *plunge*.

Figura 1.14: Modelo *prop-rotor*

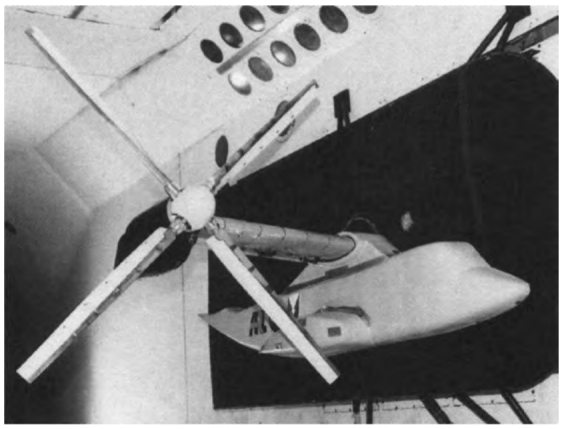


Fonte: Rand & Peyran (2000). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Para a análise de aeronaves do tipo *tilt-rotor* foram realizados os experimentos com o modelo WRATS (*Wing and Rotor Aeroelastic Test System*) por Piatak et al. (2001, 2003) e Nixon et al. (2003) no laboratório da NASA Langley. Esse modelo apresentava escala reduzida da aeronave *V-22 Osprey* e foi utilizado para melhorar características de estabilidade da presente aeronave. O modelo foi modificado em estudos subsequentes para que se pudesse realizar o controle ativo vibracional.

Em resumo, o modelo disposto na Fig. 1.15 possuía a representação de meia fuselagem com um conjunto hélice-rotor que operava como um moinho de vento conectado a uma estrutura de asa. Esse modelo permitia a análise em diferentes condições de voo, como é o caso de voo em cruzeiro e pairado. Além disso, as pás do rotor possuíam a liberdade de oscilar. Com o presente modelo e as pesquisas anteriores foi possível realizar a validação de modelos analíticos e determinar que o efeito do número de Mach era um fator desestabilizante para a presente aeronave. Além disso, Piatak et al. (2001) analisaram os efeitos do acoplamento *pitch-flap* e o controle da rigidez analisando os limites de estabilidade.

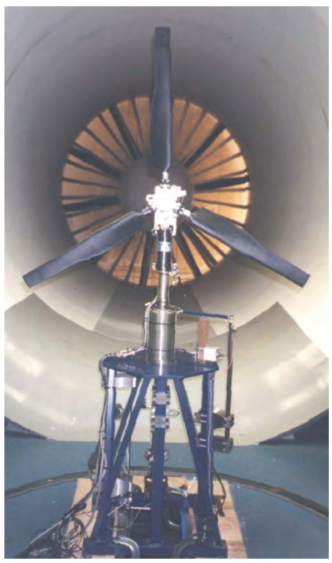
Figura 1.15: Modelo com componente do WRATS *tilt-rotor*



Fonte: Piatak et al. (2003) e Nixon et al. (2003). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Pode-se citar ainda o modelo experimental de Mueller et al. (2004) que era similar ao modelo de Rand & Peyran (2000). Contudo sua montagem é baseado em um de moinho de vento com um sistema de gimbal com três pás, como mostrado na Fig. 1.16.

Figura 1.16: Modelo *prop-rotor* com três pás



Fonte: Mueller et al. (2004). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Em 2005, Kunz (2005) realizou um modelo matemático que unificou as análises do *whirl-flutter* em hélices, helicópteros e em aeronaves do tipo *tilt-rotors*.

Anos depois, um modelo experimental mais complexo testado no túnel de vento DNW na Holanda foi o utilizado por Kruger (2009). Tal aparato experimental, exibido na Fig. 1.17, era composto por um conjunto rotor-hélice de quatro pás no formato de moinho de vento. O nacele era ligado a estrutura da asa por molas. As últimas acabavam por exibir

um comportamento não linear estrutural devido a baixa faixa operacional das mesmas. Já a estrutura da asa era representada por vigas que simulavam a flexão e a torção da mesma a partir de um par de molas. Além disso, o aparato experimental ainda apresentava um sistema de excitação localizado no nacele composto por um par de massas para o desbalanceamento.

Figura 1.17: Modelo *prop-rotor*



Fonte: Kruger (2009). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Pode-se arguir ainda sobre o modelo *W-WING* construído por Čečrdle & Maleček (2012, 2014), apresentado na Fig. 1.18. Esse tipo de modelo, embora não representasse nenhuma aeronave específica, possuía a habilidade de representar a estrutura da nacele em conjunto ou não a estrutura de uma asa. Além disso, seus parâmetros estruturais eram representativos de aeronaves da categoria comutadora (ČEČRDLE, 2015).

Figura 1.18: Modelo *W-WING* com a estrutura da asa acoplada



Fonte: Čečrdle & Maleček (2012, 2014). Retirado de (ČEČRDLE, 2015)

Esse tipo de dispositivo experimental era capaz de simular mudanças de parâmetros de influência importantes para a análise do *whirl-flutter* em aeronaves turbo-hélice comutadoras. A nacele foi modelada com dois graus de liberdade (arfagem e guinada), já para a rigidez em ambos os graus de liberdade foram utilizados pivôs de molas cruzadas e cada rigidez era independente uma da outra podendo ser substituída ou ajustada de maneira independente. Já para inércia do motor, foram utilizados pesos que eram removíveis e móveis, de forma a ajustar o seu centro de gravidade (ČEČRDLE, 2015).

Além disso, quando a asa e a nacele eram acopladas, havia a possibilidade ainda de se ajustar suas características dinâmicas, podendo-se simular variação do peso de combustível e sua influência na estrutura da asa e, consequentemente, no fenômeno do *whirl-flutter*. Ressalta-se que para fabricar a nacele foi utilizado a técnica de manufatura aditiva com a impressão 3D e a asa foi equipada com medidores de deformação para que se pudesse determinar a flexão vertical, no plano e a torção da mesma. Além disso, o modelo foi equipado ainda com acelerômetros na parte frontal do motor e na ponta da asa para fornecer sinais de aceleração vertical e lateral (ČEČRDLE, 2015).

Para se modelar o efeito giroscópico da massa que rotaciona, foram utilizadas pás das hélices fabricadas com duralumínio e que eram representativas da hélice *Avia V-518* em escala reduzida. Adicionalmente, a hélice era movida por um motor elétrico. Aqui vale um ressalva, embora a tração da hélice possua uma baixa influência na estabilidade do *whirl-flutter*, possuir uma hélice motorizada permite a escolha de uma maior variedade de combinações entre a velocidade do túnel de vento e a revolução das hélices (ČEČRDLE, 2015).

Recentemente, existe a busca por condições mais realistas com a aplicação de não linearidades estruturais. Mair et al. (2018) utilizando as descrições de Bielawa (1992), Reed (1966) e as de Ribner (1945b) realizaram análises acerca de não linearidades continuas como a cúbica *hardening*, cúbica *softening* e o caso combinado, analisando seus efeitos em temos de estabilidade com um modelo de 2GDL com aerodinâmica quasi-estacionária.

Mair et al. (2019) investigaram os impactos de não linearidades em termos estabilidade e compararam com estruturas lineares. No caso dessa investigação foi utilizado um modelo de 9GDL utilizando aerodinâmica quasi-estacionária e considerando as pás do rotor com a habilidade de vibrar. Além dos estudos anteriores, Mair et al. (2021) inves-

tigaram os efeitos de não linearidades de folga no sistema, além de analisar os efeitos de não linearidades suaves.

Liu Xu (2020), por sua vez, realizou análises acerca da instabilidade em um conjunto rotor-nacele-asa realizando análises paramétricas observando o comportamento aerodinâmico e a estabilidade do sistema quanto a instabilidade do *whirl-flutter*.

Quintana et al. (2021) utilizando a mesma abordagem aplicada por Mair et al. (2018) realizaram análises paramétricas no sistema linear observando como as características estruturais e aerodinâmicas afetam a instabilidade de *whirl-flutter*. Em seguida, realizaram análises aplicando não linearidades em ambos os movimentos os graus de liberdade.

Análises aplicando-se a dinâmica dos fluidos computacional (CFD), também têm sido realizadas. Shen & Kang (2017) realizaram a comparação entre o *Rotorcraft Comprehensive Analysis System (RCAS)* com *Dymore* para a predição do *whirl-flutter* em aeronaves *tilt-rotors*. Higgins & Barakos (2017) investigaram o início da instabilidade de *whirl-flutter* e sua estabilidade para aeronaves XV-15 e V-22. No caso dessa pesquisa, fora combinado o solver *Helicopter Multi-Block* da universidade de Glasgow com o software NASTRAN estrutural (QUINTANA et al., 2021). Yeo et al. (2018) utilizando o CFD investigou a instabilidade em questão, também em aeronaves *tilt-rotors*.

1.2.3 Os piezoelétricos e suas aplicações

Os materiais inteligentes são aqueles possuem a capacidade de ativar suas funções de forma intrínseca e extrínseca a partir de respostas aos estímulos ou mudanças ambientais (AKHRAS, 2000). Uma outra forma de definição é a citada por Leo (2007) na qual é afirmado que os materiais inteligentes são aqueles que apresentam acoplamentos entre diversos domínios físicos. Pode-se dizer que um material possui acoplamento quando a mudança de uma variável estado de um determinado domínio físico engendra uma mudança em outra variável de estado de outro domínio físico. No caso, da presente dissertação, foca-se nos materiais do tipo piezoelétrico, que são aqueles que possuem o acoplamento entre os domínios elétrico e mecânico (ANICEZIO, 2015).

A piezoeletricidade é entendida como uma forma de acoplamento entre os comportamentos mecânicos e elétricos de uma certa classe de cerâmicas e cristais. Adicionalmente, tais materiais apresentam o denominado efeito piezoelétrico que pode ser dividido

em direto e inverso. Quando o material piezoelétrico é deformado mecanicamente é produzido uma polarização elétrica proporcional. Esse efeito é denominado de efeito direto. Contudo, quando esse material é submetido a uma polarização elétrica, o material é deformado mecanicamente de maneira proporcional. Nesse caso possui-se o efeito inverso (ERTURK; INMAN, 2011).

Matematicamente, Erturk & Inman (2008, 2011) apresentam as equações constitutivas para a descrição do material piezoelétrico. Segundo Erturk & Inman (2011) pode-se partir, assim como Tiersten (1969), das leis da termodinâmicas para se obter as equações constitutivas de um piezoelétrico linear e contínuo, sendo que para efeitos práticos em engenharia, a aplicação de camadas piezoelétricas em vigas engastadas possuem grande destaque.

Devido a essa versatilidade, diversos estudos vêm sendo realizados com a aplicação desse material. Pode-se citar como exemplos os estudos de Deu et al. (2014) que utilizaram a aplicação de circuitos *shunt* em aplicações aeroacústicas. Dessa forma, realizaram implementação de um modelo de ordem reduzida para aproximar o comportamento de um sistema eletromecânico-acústico de forma a possibilitar a predição e a atenuação de vibrações e ruídos. Berardengo et al. (2015), por sua vez, buscaram a otimização de atuadores piezoelétricos com impedâncias *RL shunt damping* para sistemas eletromecânicos a partir da técnica de matriz de inequalidade. Como resultado, os autores afirmam que o método utilizado possui a capacidade de atenuação maior que os métodos usualmente empregados. Mokrani et al. (2015) utilizaram novamente circuitos *RL* de vibrações com transdutores piezoelétricos. Dessa forma, foi obtido um esquema de indutores adaptativos para regiões nas quais havia oscilações próximas a frequência natural. Berardengo et al. (2017) mostraram que as impedâncias *shunt* podem ser utilizadas como controladores vibracionais de sistemas eletromecânicos. Assim a pesquisa obteve a impedância ótima para controle multi-modo passivo. Tairidis (2019) otimizou circuitos *RL* baseados em piezoelétricos em conjunto com sistemas de controle inteligentes baseados em técnicas *neuro-fuzzy* adaptativas para o controle vibracional.

Em paralelo aos estudos de otimização e controle vibracional, há também estudos para o desenvolvimento de sensores e dispositivos auto-sustentados alimentados por transdutores piezoelétricos tais como os *Wireless Sensor Networks - WSN* e os sensores de monitoramento estrutural (do inglês - *Structural Health Monitoring*) que buscam formas de

reduzir o custo de manutenção e operação de diversas aeronaves e estruturas. Um exemplo disso, é o estudo de Monthéard et al. (2014) que realizaram a conversão de energia provida de ruídos aeroacústicos em energia elétrica. Dessa forma, puderam alimentar sensores instalados na superfície externa de aeronaves.

Como se pode notar há uma gama de aplicações de sistemas piezoelétricos com diversos fins que variam desde sensores de monitoramento até a otimização para o controle vibracional. No entanto, na atualidade há a busca por aeronaves com uma alta eficiência aerodinâmica e energética e com menor massa estrutural. Desse modo, com a redução da massa há o aumento da flexibilidade dessas estruturas e isso pode acarretar no aparecimento de instabilidades graças a interação entre o fluido e a estrutura que, por conseguinte, pode causar falha estrutural.

Vasconcellos & Abdelkefi (2015) afirmam que as vibrações causadas por fenômenos aeroelásticos são especialmente interessantes para a obtenção de energia elétrica, uma vez que diversas estruturas, quando são submetidas a um escoamento, podem sofrer diversos tipos de respostas e por isso há um interesse grande acerca da conversão mecânica-elétrica. Abdelkefi (2016) ainda afirma que, quando uma estrutura é submetida a um escoamento, essa pode sofrer diferentes tipos de respostas tais como bifurcações, oscilações do ciclo limite, ressonância e até algum tipo de movimento caótico. Vale notar que os fenômenos aeroelásticos podem ocorrer em diversas estruturas como pontes, chaminés, linhas de transmissão, dutos de extração de petróleo (do inglês - *risers*), trens de pouso, asas e rotores de uma aeronave causando vibrações excessivas e de grande amplitude que podem causar falhas estruturais e sérios prejuízos ambientais e econômicos (BASTOS et al., 2019a).

Pode-se citar como exemplos os estudos Abdelkefi et al. (2012) realizaram investigações aplicando piezoelétricos em cilindros submetidos as vibrações induzidas por vórtice (VIV) mostrando que a resistência elétrica alterava a frequência natural da estrutura e, por conseguinte o início da região de sincronização. Assim como os de Naseer et al. (2017) buscaram a análise dos efeitos de não linearidades do tipo magnética observando os efeitos tanto na coleta de energia via piezoelétricos quanto na variação da frequência natural em um cilindro submetido ao VIV. E os de Bastos & Vasconcellos (2021) que buscaram a atenuação do VIV observando a redução do *upper* e *lower branches*, bem como a coleta de energia.

Como se pode observar, existe uma gama de aplicações de tal material inteligente envolvendo problemas aeroelásticos. Contudo, como para a presente pesquisa o fenômeno aeroelástico do *flutter* é o cerne, torna-se necessária uma maior atenção em aplicações o envolvendo.

Embora o *flutter* possa ocorrer em diversas estruturas, o estudo de tal fenômeno no ramo aeronáutico é de suma importância, visto que cada vez mais são buscadas aeronaves com baixa massa estrutural e alta eficiência. Dessa forma, com a redução da inércia e com o elevado afilamento das asas há o aumento da flexibilidade que, por sua vez, facilita o acoplamento fluido-estrutural podendo causar o fenômeno do *flutter*.

Abdelkefi et al. (2011), por sua vez, investigaram as influências de não linearidades aerodinâmicas e estruturais no comportamento dinâmico de um sistema piezo-aeroelástico de um aerofólio. Foram comparados resultados analíticos com numéricos, verificando-se que havia conformidade nas predições perto da bifurcação. Adicionalmente, foi determinada a resistência ótima para a maximização da coleta de energia, além de ser observado que o acoplamento elétrico possuía pouco efeito na velocidade de *flutter*. D'Assunção (2013) realizou estudos para o controle e coleta de energia em uma seção típica. Silva (2014) realizou a avaliação de controladores para sistemas aeroelásticos. Anicezio (2015) para controle semi-passivo em pás de helicópteros.

Dias & De Marqui Jr (2015) utilizaram um modelo que explorava o controle a partir das superfícies de controle do aerofólio combinadas com a aplicação de piezoelétricos e *energy harvesting* a partir da excitação de *flutter*. Foram avaliados os efeitos dos parâmetros aeroelásticos, bem como o efeito das resistências no comportamento eletroestático geral do sistema.

Candido de Sousa & De Marqui Jr (2015) realizaram a análise de aerofólios acoplados com piezoelétricos e com ligas com memória para que se pudesse analisar a *energy harvesting*. Com tal liga, foi observado que o sistema passava a apresentar um comportamento histerético, algo que se tornava uma importante fonte para melhoria da coleta de energia.

Tsushima & Su (2017a) avaliaram a utilização de materiais piezoelétricos como atuadores e a *energy harvesting* em asas das aeronaves observado o controle ativo e passivo das vibrações aeroelásticas. Os controladores demonstraram ser eficazes para o controle de situações de rajadas. Além disso, o controle de vibração ativo simultâneo e a coleta de

energia melhoraram o desempenho das asas. Tsushima & Su (2017b) estudaram a atuação piezoelétrica ativa aplicada como a abordagem primária para a supressão do *flutter*, com a captação de energia, como uma abordagem passiva secundária, trabalhando concomitantemente para fornecer um efeito adicional de amortecimento na vibração da asa. Com tal análise houve a possibilidade de melhorar o desempenho da aeronave tanto em aspectos de estabilidade aeroelástica quanto de consumo de energia. Tsushima & Su (2018) continuaram a realizar estudos acerca do controle vibracional, contudo passaram a realizar a análise do controle adaptativo e a *energy harvesting* em aeronaves de alta flexibilidade utilizando de forma ativa e passiva transdutores piezoelétricos.

De Marqui Jr et al. (2018) analisaram o efeito de camadas piezoelétricas segmentadas para melhorar a obtenção da coleta de energia. Com o fim de se amenizar a implementação de esquemas complexos para tais análises, o trabalho apresentava um critério para segmentação das camadas piezoelétricas para melhorar a extração de energia das oscilações do ciclo limite aeroelástico de uma viga engastada flexível em fluxo axial.

Bao et al. (2019), por sua vez, realizaram o desenvolvimento de um novo esquema para a análise do *stall flutter* com o fim de se avaliar a *energy harvesting* com a aplicação de piezoelétricos de maneira mais efetiva.

Elahi et al. (2020) investigaram a aplicação da *energy harvesting* para uma asa fixa com a presença de *flap* submetida a condição de *flutter*. Adicionalmente, foi buscada a aplicação de dois tipos de materiais piezoelétricos para que se pudesse observar a potência máxima obtida.

Mesmo que os materiais piezoelétricos sejam amplamente estudados e aplicados na literatura seja para o controle vibracional ou visando a coleta de energia, observou-se que com o presente levantamento bibliográfico não se encontrou, até o presente momento, aplicações desse material em problemas específicos envolvendo o fenômeno do *whirl-flutter*. Dessa forma, tendo em vista o advento da mobilidade aérea do futuro, escolheu-se realizar estudos aplicando-se os materiais piezoelétricos para o controle e a coleta de energia a partir de tal instabilidade.

1.2.4 O controle ativo

Os controladores ativos possuem um melhor desempenho para faixas de frequências maiores quando comparados com os passivos. Contudo, a potência requerida para atuação, a complexidade do *hardware*, a necessidade de se projetar e implementar as leis de controle e a necessidade de distribuir sensores na estrutura são empecilhos (MCGOWAN, 1999). No entanto, são largamente aplicados para o controle vibracional como os estudos de Heeg (1992), Anthony & Elliott (2000), Barros (2011), Tsushima & Su (2017a, 2017b, 2018), Portella et al. (2018).

Comumente, análises numéricas considerando controladores ativos são realizadas para sistemas denotados como lineares invariantes no tempo (LIT). Dessa forma, se o sistema apresenta algum tipo de não linearidade estrutural, como o *hardening* ou a folga, a aplicação de tais controladores deixa de ser possível, visto que embora os sistemas possam ser invariantes no tempo, esses deixam de ser lineares. Dessa forma, gera-se a necessidade do desenvolvimento, avaliação e aplicação de técnicas de controles adequadas a tais situações.

No caso do ramo aeronáutico os comportamentos não lineares são intrínsecos a qualquer tipo de aeronave. Não linearidades do tipo polinomiais, descontínuas e histeréticas podem introduzir oscilações em ciclo limite, bifurcações e até mesmo caos em distintos sistemas (PEREIRA et al., 2016). Contudo, mesmo com a mudança de comportamento dos sistemas analisados, análises clássicas negligenciam tais efeitos não lineares levando, portanto, a perda de fidedignidade dos comportamentos que possam vir a ocorrer na realidade. Tais comportamentos podem ser preditos em projeto ou podem surgir durante o ciclo operacional, de tal forma que a performance das mesmas passa a ser influenciada. Adiciona-se a tal fato o surgimento de respostas vibracionais inesperadas que, por sua vez, podem vir a causar falhas estruturais. Dessa forma, percebe-se que é fundamental o entendimento dos distintos efeitos não lineares que possam vir a influenciar o comportamento aeroelástico de aeronaves, uma vez que se pode propor soluções corretivas e preditivas com o fim de se evitar situações de risco, através da mitigação tais comportamentos indesejáveis, assim se obtendo uma relação ótima entre performance e segurança (ABDELKEFI et al., 2012d, 2012e, 2012f, 2012g). No caso, específico do *whirl-flutter* poucos estudos acerca de não linearidades têm sido realizados como Mair et al. (2018, 2019, 2021) e Quintana et al. (2021, 2023).

Dessa forma, considerando as lacunas existentes apresentadas anteriormente e as problemáticas envolvendo não linearidades e táticas de controle, o presente intento busca a aplicação do controle através da realimentação com atraso de tempo (do inglês - *time-delayed feedback control*). A escolha dessa técnica reside primeiramente no fato de que pode ser aplicada seja em sistemas lineares quanto não lineares. Adicionalmente, é considerada não invasiva uma vez que ao se atingir um estado desejado ou o estado estacionário as forças de controle deixam da atuar (SCHOLL et al., 2010). Vale ainda notar que as forças de controle agem somente se o sistema se desviar do estado a ser estabilizado. Por fim, essa possibilita o controle da dinâmica do sistema em modo de tempo-real e não necessita conhecimentos detalhados sobre o estado desejado (SCHOLL et al., 2010). Por fim, é comumente utilizada para o controle vibracional (DAI et al., 2015), sendo utilizada em diversos estudos tais como Scholl et al. (2010), Dai et al. (2014, 2015), Li et al. (2019).

1.3 ORGANIZAÇÃO DA DISSERTAÇÃO

A presente dissertação fora organizada em mais oito capítulos, além do presente.

No capítulo 2 é apresentado o design do aparato experimental desenvolvido. São apresentados modificações para a inclusão das não linearidades do tipo *hardening* e folga estruturais, bem como a apresentação de como se realizar a aplicação de piezoelétrico para o presente fenômeno.

No capítulo 3, realiza-se a descrição dos modelos teóricos utilizados. Inicia-se com a descrição do modelo estrutural, incluindo-se as não linearidades do tipo *hardening* e folga. Em seguida, descreve-se o modelo piezo-aeroelástico adotado e o modelo com controle ativo, aplicando-se atuador mecânico, e híbrido, com a aplicação de atuador e transdutor piezoelétrico concomitantemente.

No capítulo 4, passa-se a analisar os comportamento do sistema puramente aeroelástico, observando os diferentes efeitos dos parâmetros geométricos e estruturais.

No capítulo 5, passa-se modificar o modelo teórico linear para que se possa incluir não linearidades do tipo *hardening* e folga estruturais. E se realiza novas simulações observando os efeitos de tais não linearidades em termos de supressão de vibração e do comportamento na bifurcação. E finaliza-se destacando os principais efeitos observados.

Já no capítulo 6, o modelo linear é modificado e inclui-se as equações elétricas para a aplicação dos piezoelétricos. De tal forma que se apresenta a modelagem para tal aplicação e se analisa distintas configurações para que se possa aumentar a margem de estabilidade do sistema, ou seja, o incremento na velocidade de *flutter*. Por fim, novamente, destacam-se a principais observações a cerca do modelo eletromecânico.

Como forma de se analisar os efeitos simultâneos das respectivas não linearidades e do efeito piezoelétrico direto, dedicou-se o capítulo 7 para tal fim. De forma que são observados os efeitos do sistema piezo-aeroelástico com *hardening* e folga estruturais. São apresentadas diversas análises observando tanto as condições ótimas para o controle vibracional e o aumento na velocidade de *flutter*, como a coleta de energia provida pelo sistema. O presente capítulo também é finalizado com o destaque das principais observações.

O capítulo 8 apresenta a modelagem do controle ativo com atuador mecânico geral via *time-delayed feedback* com aplicação de atuador mecânico e controle híbrido aplicando piezoelétricos. Assim, foram mapeados os parâmetros críticos de ambos os controladores, bem como suas respectivas eficiências nos sistemas linear e não lineares no que diz respeito a postergação do *flutter* e na mitigação da amplitude de oscilação.

Para finalizar a dissertação, o capítulo 9 apresenta as considerações finais da presente pesquisa, realizando a revisão dos principais pontos observados em cada capítulo e indica-se possibilidades de passos futuros.

Capítulo 2
O Aparato Experimental Desenvolvido

O presente capítulo tem por objetivo apresentar o desenvolvimento de um aparato experimental para a descrição do fenômeno aeroelástico do *whirl-flutter* em rotores com 2GDL. A partir desse, então burcar-se-à formas de realizar a modelagem numérica.

Espera-se ao final obter-se um modelo experimental que possibilite a aplicação de materiais do tipo piezoelétrico para futuras validações experimentais.

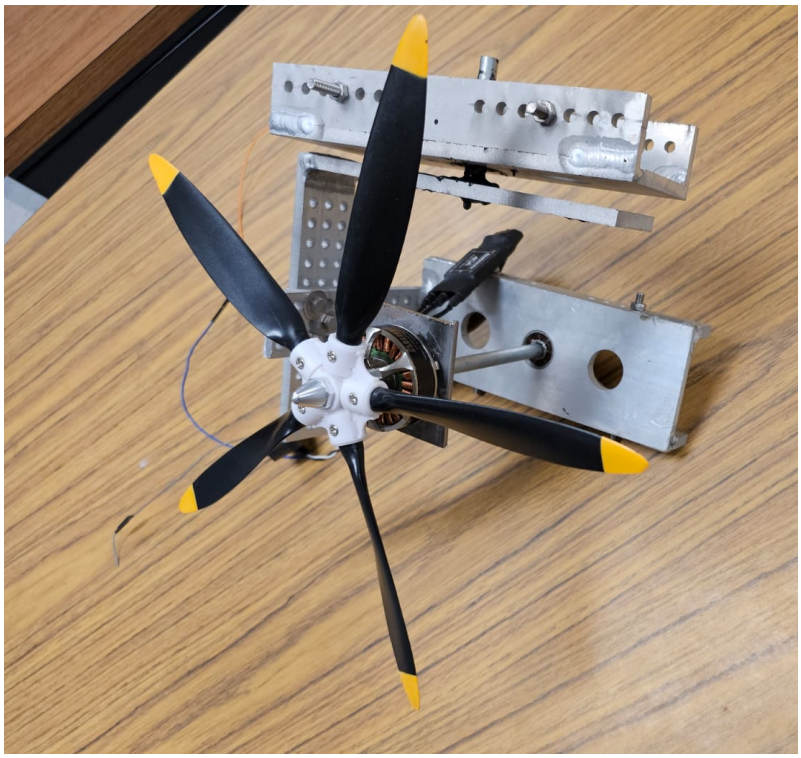
2.1 O PROTÓTIPO EXPERIMENTAL PIEZO-AEROELÁSTICO

Como o fim da presente pesquisa é avaliar o comportamento aeroelástico do sistema rotor-nacele apresentando o fenômeno do *whirl-flutter* com a aplicação ativa, passiva e híbrida de materiais piezoelétricos para o controle da presente instabilidade, o aparato experimental deve possuir características que supram tais necessidades. Como ponto de partida para a presente pesquisa foi analisado e adaptado o aparato experimental previamente desenvolvido na *New Mexico State University (NMSU)*, apresentado na Figs. 2.1.

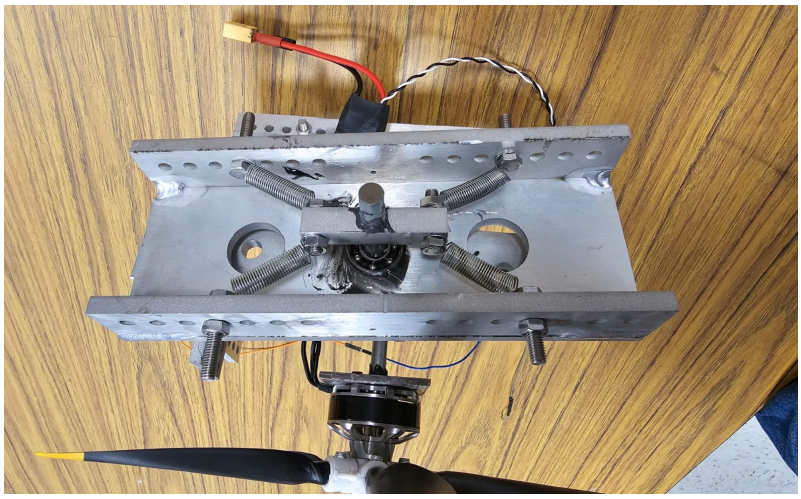
Basicamente, o dispositivo exibido nas Figs. 2.1a e 2.1b é baseado em um rotor conectado a um eixo rígido como descrito no modelo numérico aqui empregado. Contudo, tal modelo possui apenas a habilidade de vibrar em um único grau de liberdade, isto é, no grau de liberdade de guinada, promovido pelas quatro molas como mostrado na Fig. 2.1b. Embora tal abordagem possa até funcionar em determinadas condições é possível se deparar com algumas características problemáticas.

Embora esse modelo permitisse a variação da rigidez a partir da variação das molas ou da variação dos parafusos, a adição de diferentes tipos de não linearidades pode se tornar desafiador nesse aparato. Entretanto, como pode ser visto na Fig. 2.1b, pode-se conectar

Figura 2.1: Modelo experimental desenvolvido na *New Mexico State University*



(a) Vista frontal do modelo experimental desenvolvido na *New Mexico State University*



(b) Vista superior do modelo experimental desenvolvido na *New Mexico State University*

Fonte: Fotos tiradas pelo próprio autor

no eixo superior, região das molas, algum tipo de atuador mecânico e aplicar diferentes tipos de técnicas de controle vibracional.

Note-se ainda que, mesmo que esta característica pudesse proporcionar algumas dificuldades para explorar diferentes tipos de não linearidade, seria possível adaptá-las para incluí-las. Contudo, devido aos estudos previamente apresentados na presente disserta-

ção, outra preocupação surge. Durante os estudos preliminares da pesquisa foi feita uma análise paramétrica do sistema linear observando quais eram os parâmetros que possuíam efeitos estabilizantes e desestabilizantes do presente sistema.

Assim, constatou-se que três fatores aumentavam a velocidade de *flutter*: o comprimento do eixo, o amortecimento estrutural e a rigidez estrutural. Como efeito adicional, se a rigidez estrutural em um DOF fosse significativamente maior que a apresentada no outro, o *whirl-flutter* não seria observado, corroborando com as observações do Čečrdle (2015). Portanto, foi possível prever alguns problemas potenciais deste tipo de configuração e em relação à aplicação piezoelétrica em concomitância aos problemas ora mencionados.

Desse modo, optou-se por adaptar o modelo desenvolvido na *New Mexico State University* de forma a possibilitar a resolução desses problemas para o sistema linear. Adicionalmente, para representar a não linearidade de folga, foi utilizado as descrições dos estudos conduzidos por Vasconcellos (2012). De forma que essas se tornaram base para o desenvolvimento do aparato experimental. Já para a descrição do *hardening* estrutural, seguiu-se o mesmo realizado por Bastos et al. (2019b, 2019a).

Com o intuito de se possuir um modelo cujos os graus de liberdade possuam respostas vibracionais desacopladas entre si, pensou-se na utilização de um sistema baseado em gimbal. Dessa forma, tal modelo seria capaz de representar os movimentos de arfagem e guinada estando em conformidade com o modelo teórico previamente implementado. Adicionalmente, para garantir a conformidade como o sistema rotor-nacele, buscou-se realizar um modelo do tipo *prop-rotor whirl-flutter demonstrator* (ČEČRDLE, 2015). Ademais como o acoplamento piezoelétrico ocorre através de vigas engastadas, buscou-se modelar a rigidez estrutural em ambos os GDL com as mesmas.

O modelo idealizado preliminarmente no *software SolidWorks 2016* é apresentado na Fig. 2.2 de tal maneira que busca atrelar uma facilidade construtiva e a conformidade em representar os principais efeitos da variação da inércia, rigidez, velocidade do rotor, número de pás e diâmetro do hélice.

Para a obtenção de um equipamento mais simples de se construir acredita-se que a utilização da técnica de manufatura híbrida seja uma solução possível e interessante para os fins da presente pesquisa, uma vez que se reduz a necessidade de partes móveis e o desperdício de material para a fabricação do aparato. E apenas em regiões nas quais

sejam necessárias maiores resistências mecânicas se optará pela manufatura subtrativa.

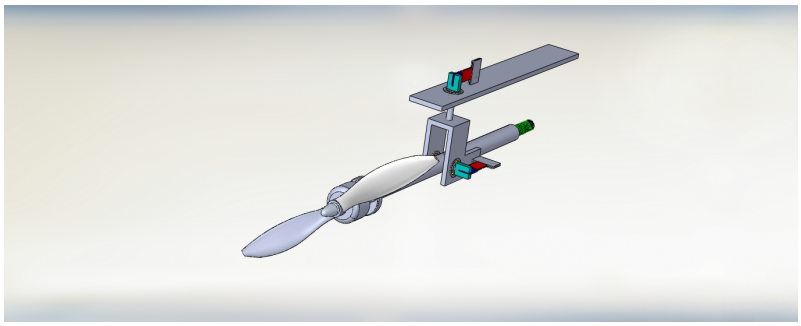
No caso da utilização da MA, o processo a ser utilizado deve ser a Modelagem por Fusão e Deposição (FMD), visto que há uma facilidade em seu uso e uma boa relação entre o custo e o benefício (WOJTYLA et al., 2017). O FMD pode ser caracterizado por uma técnica de extrusão sendo que um filamento é aquecido gradualmente e extrudado através de um bico de calibrado sobre uma plataforma de extrusão. Feito isso o material resfria rapidamente e se solidifica possibilitando a acomodação da próxima camada de material. O processo se repete até que a peça seja reproduzida por completo (SANTANA et al., 2018).

Com a análise dos principais filamentos que poderão ser utilizados na técnica do FMD, acredita-se que o Poliácido láctico (PLA) possa ser a melhor opção. Tal escolha pautou-se não apenas em sua popularidade e sua facilidade de impressão, mas também por causa de suas características termomecânicas, ou seja, sua maior resistência mecânica e menor coeficiente de expansão térmica, comparando-se, por exemplo, com o Acrilonitrila Butadieno Estireno (ABS), o que reduz, por conseguinte, os efeitos de empenamento durante o processo de fabricação (CASAVOLA et al., 2017). Ressalta-se ainda que o PLA é um polímero que surge a partir de fontes renováveis como por exemplo a batata, cana de açúcar e açúcar de milho através do processo de bioconversão e polimerização. Dessa forma, esse material torna o dispositivo experimental, aqui desenvolvido, mais *eco-friendly* visto que ele agrega questões como biocompatibilidade, biodegradabilidade, absorção biológica e baixo impacto ambiental (GAIHONG et al.,).

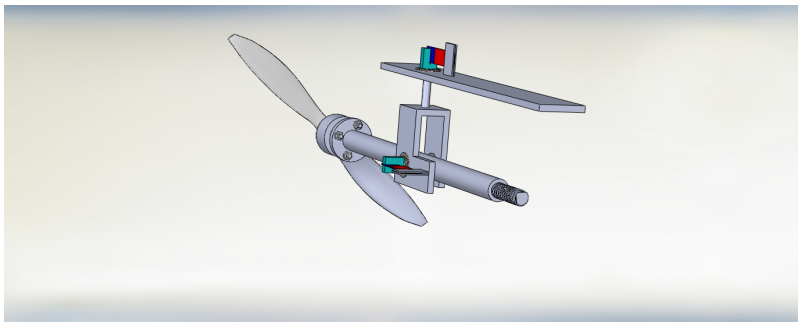
A hélice, inicialmente de 8 polegadas, pode ser fabricada também em PLA. Contudo, é importante notar que se pode utilizar qualquer outro material para a sua fabricação, inclusive comprá-la pronta, sendo que é necessário avaliar o custo de caso a caso. Esse componente pode ser substituído para variar-se o número de pás e o diâmetro da hélice. O rotor a ser empregado foi escolhido *Racerstar Racing Edition 2212 BR2212 920KV 2-4S Brushless Motor* devido ao seu preço e por se atender as necessidades de projeto. Por fim, a chapa superior é o componente que possivelmente será o processo de fabricação de usinagem. O material a ser utilizado será alumínio para que se garanta a resistência mecânica necessária para suportar o peso dos demais componentes.

Deve-se notar que o eixo que suporta o rotor possui em seu término uma região roscada, para que se possa incluir barras roscadas de outro tipo de material como o aço,

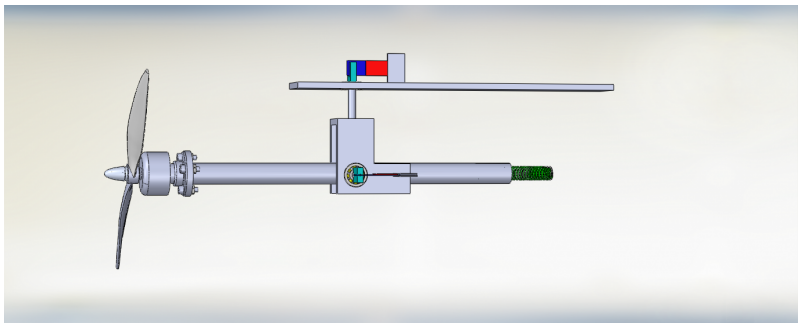
Figura 2.2: Protótipo do modelo experimental linear em desenvolvido



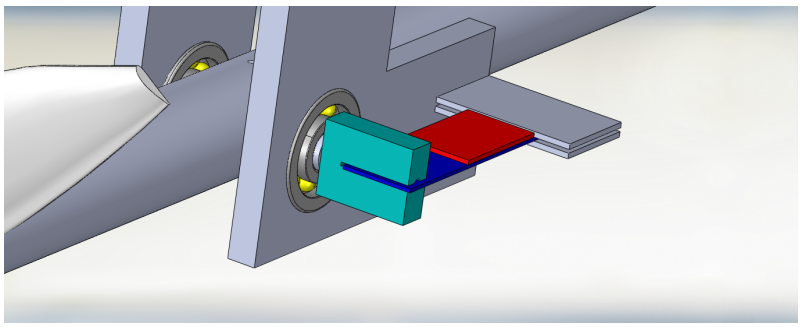
(a) Vista isométrica frontal



(b) Vista isométrica traseira



(c) Vista isométrica lateral



(d) Viga com acoplamento piezoelétrico (componente em vermelho)

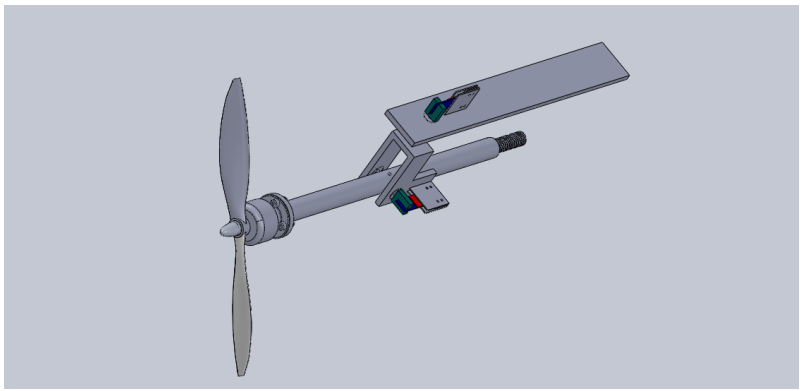
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

componente em verde claro na Fig. 2.2c, para garantir que haja o balanceamento do sistema. Vale ainda perceber que a utilização de uma barra roscada presa na parte anterior do protótipo possibilita a inclusão de contra pesos rosqueáveis que irão garantir a vari-

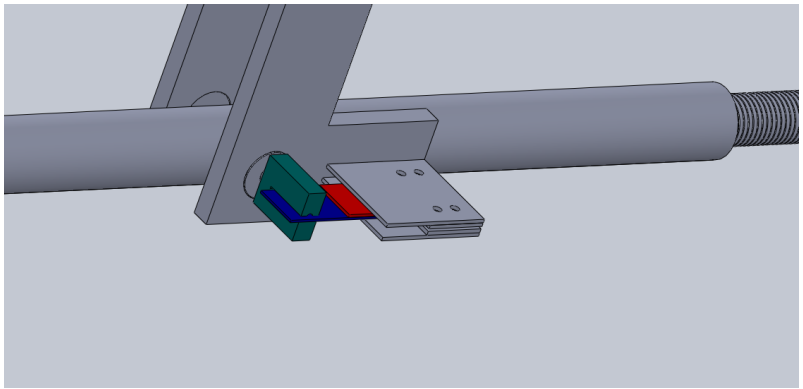
ação da inércia do modelo. Adicionalmente, os movimentos angulares de guinada e de arfagem são transmitidos seus respectivos eixos fixados em rolamentos que transmitem o torque equivalente, através do componente turquesa, para as vigas, componentes azuis, com camadas piezoelétricas acopladas, componentes vermelhos, fixadas, que simulam a rigidez estrutural em ambos os GDL.

Por fim, para a inclusão de efeitos não lineares como o *hardening* estrutural o presente modelo deverá ser modificado de forma que se possa incluir tal não linearidade. Uma possível forma de se realizar é a realizada por Bastos et al. (2019b, 2019a) na qual aproxima-se a rigidez bilinear *hardening* para a rigidez *hardening* continua, de tal forma que se pode idealizar um modelo similar ao apresentado na Fig. 2.3.

Figura 2.3: Protótipo do modelo experimental com modificação para inclusão do *hardening* estrutural



(a) Vista isométrica superior

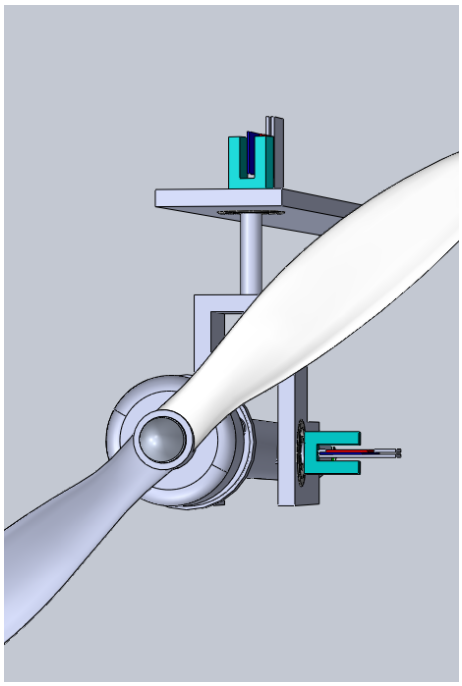


(b) Vista da modificação *hardening*

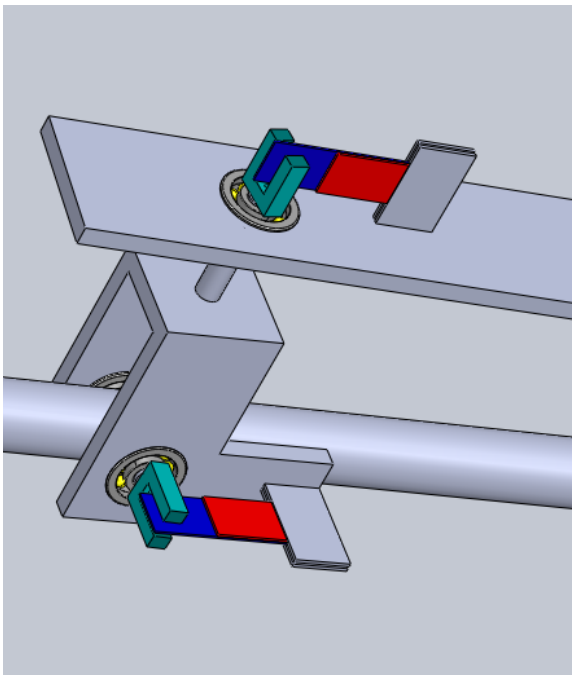
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Para que se possa incluir a folga estrutural, pode-se seguir o descrito por Vasconcellos (2012), de tal maneira a se modificar o componente turquesa no aparato experimental, apresentado na Fig. 2.2. Assim pode-se obter o aparato apresentado na Fig. 2.4

Figura 2.4: Modelo experimental desenvolvido para a inclusão da folga estrutural



(a) Vista frontal do modelo com a folga.



(b) Vista lateral do modelo com a inclusão da folga

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

2.2 CONSIDERAÇÕES FINAIS

No presente capítulo foi apresentado uma possível modelagem experimental para o estudo do fenômeno do *whirl-flutter* em um rotor com 2GDL.

Com o presente aparato foi possível determinar formas de se incluir o acoplamento piezoelétrico em vigas engastadas no modelo considerando o *whirl-flutter*. Adicionalmente, foram buscadas formas de se incluir distintas não linearidades como o *hardening* e a folga estruturais.

Com o presente modelo pode-se então realizar formas de se modelar numericamente o fenômeno do *whirl-flutter* e se incluir tanto o acoplamento piezoelétrico quanto as não linearidades ora apresentadas.

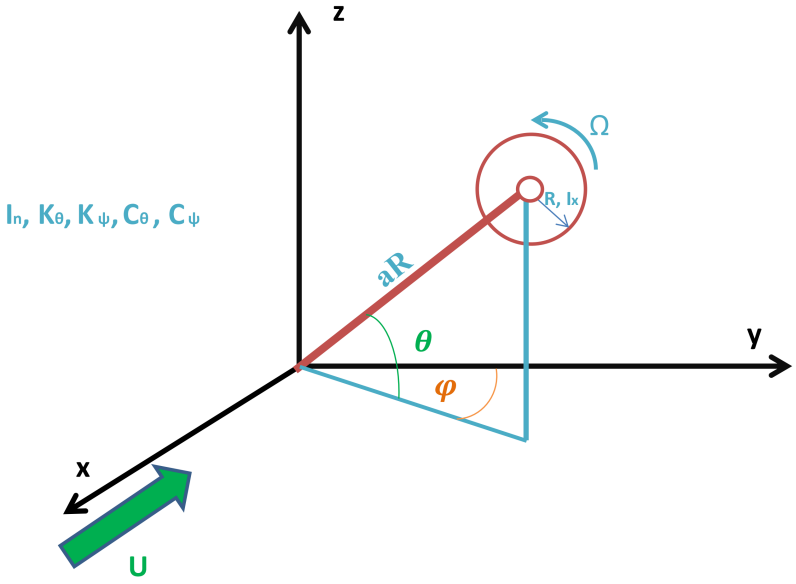
Capítulo 3

Modelagem Numérica

3.1 DESCRIÇÃO DO MODELO TEÓRICO

O modelo, aqui utilizado, é baseado na mesma abordagem utilizada por Mair et al. (2018). Seja definido R o raio do rotor, Ω a velocidade angular de rotação, I_x o momento de inércia em relação ao eixo de rotação, θ o ângulo de oscilação em arfagem e ψ o de oscilação em guinada em relação ao ponto de pivotamento efetivo com momento de inércia I_n. Além disso, as contribuições da estrutura da asa são modelados como uma rigidez K equivalente e um amortecimento C, em ambas as direções de arfagem e guinada. Por fim, o rotor é conectado a uma distancia a, múltipla do raio, e está submetido a uma condição de escoamento axial U que é incidente ao rotor e paralelo ao eixo x, como apresentado na Fig. 3.1.

Figura 3.1: Esquema do modelo para a análise de *whirl-flutter*



Fonte: Realizado pelo autor

Dessa forma, as equações que governam o movimento do sistema podem ser dadas da mesma forma que o descrito por Bielawa (1992) como:

$$\begin{bmatrix} I_n & 0 \\ 0 & I_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_\theta & -I_x\Omega \\ I_x\Omega & C_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_\theta & 0 \\ 0 & k_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} \tag{3.1}$$

com M_θ e M_ψ sendo, respectivamente, os momentos aerodinâmicos de arfagem e guinada. Ressalta-se que tais momentos são derivados do trabalho de Ribner (1945b) e aqui é necessário notar que se utiliza a teoria do elemento de pá (do inglês - *Blade element theory*), sendo que é assumido uma aerodinâmica *quasi*-estacionária, ou seja, as forças e os momentos aerodinâmicos dependem apenas de movimentos instantâneos da superfície do corpo, além de ser negligenciado o movimento do fluído ou a influência da esteira. Assim, pode-se descrever tais momentos como:

$$M_\theta = \frac{N_B}{2} K_a R \left[-\left(A_3 + a^2 A_1\right) \frac{\dot{\theta}}{\Omega} - A_2' \psi + a A_1' \theta \right] \tag{3.2}$$

$$M_\psi = \frac{N_B}{2} K_a R \left[-\left(A_3 + a^2 A_1\right) \frac{\dot{\psi}}{\Omega} + A_2' \theta + a A_1' \psi \right] \tag{3.3}$$

$$K_a = \frac{1}{2} \rho c_{l,\alpha} R^4 \Omega^2 \tag{3.4}$$

onde K_a é um termo para tornar a notação mais concisa. Já ρ é a densidade do ar, $c_{l,\alpha}$ é a inclinação do gráfico do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque do perfil de uma seção da pá. Além disso, os termos A_i são as integrais aerodinâmicas que surgem a partir da integração da sustentação ao longo de cada umas das pás e são definidas como:

$$A_1 = \frac{c}{R} \int_0^1 \frac{\mu^2}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2}} d\eta \tag{3.5}$$

$$A_1' = \mu A_1 \tag{3.6}$$

$$A_2' = \frac{c}{R} \int_0^1 \frac{\eta^2 \mu^2}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2}} d\eta \tag{3.7}$$

$$A_3 = \frac{c}{R} \int_0^1 \frac{\eta^4}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2}} d\eta \tag{3.8}$$

$$\mu = \frac{U}{\Omega R} \tag{3.9}$$

3.1.1 Análise de estabilidade

Para a realização da análise de estabilidade do sistema linear analisado, aqui, será utilizado a análise de autovalores, assim como apresentado por Mair et al. (2018).

Escrevendo as equações de movimento do sistema no espaço de estados, de forma que se possa obter a matriz Jacobiana do sistema denotada por **J** em um determinado ponto de equilíbrio, pode-se escrever o sistema como:

$$\dot{\mathbf{Y}} = \mathbf{J}\mathbf{Y} \tag{3.10}$$

onde **Y** é o vetor de estado definido como $\mathbf{Y} = [\theta, \psi, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$.

Reescrevendo a Eq. 3.1, de forma que os termos da direita sejam incorporados nas matrizes da esquerda, pode-se obter:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{X}} + \mathbf{K}\mathbf{X} = \mathbf{0} \tag{3.11}$$

com $\mathbf{X} = [\theta, \psi]^T$.

Assim, a matriz Jacobiana do sistema pode ser descrita como:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{1} \\ -\mathbf{M^{-1}K} & -\mathbf{M^{-1}C} \end{bmatrix} \tag{3.12}$$

com **0** e **1** são matrizes nula e identidade, respectivamente, 2x2.

Com a definição da matriz Jacobiana, pode-se obter informações acerca da frequência e do amortecimento ou taxa de decaimento, ou seja, pode-se compreender acerca da estabilidade dos modos vibracionais do sistema (MAIR et al., 2018). Sejam definidas, então, a frequência natural, ω, e a razão de amortecimento, ζ, para um determinado modo em função da parte real e imaginária do do autovalor, λ, então escreve-se:

$$\omega = \sqrt{Re(\lambda)^2 + Im(\lambda)^2} \tag{3.13}$$

$$\zeta = \frac{-Re(\lambda)}{\omega} \tag{3.14}$$

Com tais definições, pode-se realizar a análise de estabilidade linear do sistema que pode ser quantificada em termos de margens. Além disso, a ocorrência de alguma instabilidade pode ser determinada pela localização e o movimento dos autovalores no plano complexo (MAIR et al., 2018).

3.2 INCLUSÃO DO *HARDENING* ESTRUTURAL NO MODELO ESTRUTURAL

Para a inclusão da não linearidade *hardening* estrutural pautou-se nas descrições realizadas por Mair et al. (2018); Bastos et al. (2019b) e Quintana et al. (2021).

Sejam as funções $f(\theta)$ e $g(\psi)$ nos graus de liberdade θ e ψ, respectivamente, pode-se reescrever a Eq. 3.1 de forma a incluir os efeitos não lineares da rigidez *hardening* estrutural cúbica. Dessa forma, a Eq. 3.1 torna-se:

$$\begin{bmatrix} I_n & 0 \\ 0 & I_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_\theta & -I_x\Omega \\ I_x\Omega & C_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f\left(\theta\right) k_\theta & 0 \\ 0 & g\left(\psi\right) k_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} \tag{3.15}$$

onde $f(\theta)$ e $g(\psi)$ são descritas por:

$$f\left(\theta\right) = \gamma_\theta + \beta_\theta \theta^2 \tag{3.16}$$

$$g\left(\psi\right) = \gamma_\psi + \beta_\psi \psi^2 \tag{3.17}$$

sendo γ_θ e γ_ψ os termos lineares, que são assumidos como unitários para as presentes análises, e β_θ e β_ψ os termos cúbicos da rigidez não linear *hardening* em ambos os graus de liberdade.

3.2.1 INCLUSÃO DA FOLGA ESTRUTURAL NO MODELO ESTRUTURAL

A folga (do inglês - *freeplay*) é uma das não linearidades estruturais mais importantes, visto que não podem ser evitadas durante o projeto devido à tolerâncias e propriedades térmicas dos materiais. Ademais, devido ao envelhecimento e a fadiga de diversos componente, essa pode ser inesperadamente introduzida durante o ciclo operacional de aeronaves.

Posto isso, é fundamental o entendimento de possíveis efeitos dessa em aeronaves. Embora tal efeito já venha sendo explorado na literatura para o caso do *whirl-flutter*, como é o caso dos estudos de Mair et al. (2021), Quintana et al. (2023), para efeito de controle piezoelétrico tais estudos permanecem inexploradas. Dessa forma, no presente trabalho tal não linearidade será explorada a partir da representação descontínua e com aplicação da aproximação por tangente hiperbólica seguindo o descrito por Vasconcellos (2012), Vasconcellos et al. (2012, 2014), Saunders et al. (2022).

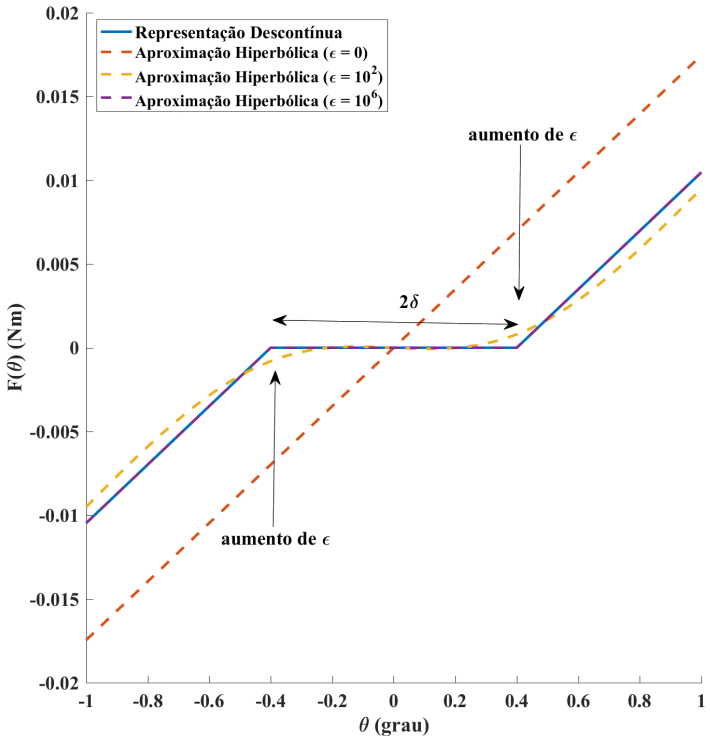
Suponha-se que, para efeito de ilustração, a presente não linearidade seja aplicada seja aplicada no grau de liberdade de arfagem (θ). Assim, o comportamento da folga pode ser representado como apresentado na Fig. 3.2. Considerando, o caso no qual a folga é representada de forma descontínua, o momento aplicado no grau de liberdade de arfagem, $F(\theta)$, pode ser representado como:

$$F(\theta) = \begin{cases} 0, |\theta| \leq 0 \\ \theta - \delta, |\theta| > \delta \end{cases} \tag{3.18}$$

onde δ é a região para aplicação da folga. Observe que nesse caso para que se possua uma aplicação acurada do comportamento descontínuo e intermitente promovido pela folga, o *Event Location* deve ser aplicado, uma vez que as simulações serão realizadas em MATLAB com o uso do integrador *ode45* (SAUNDERS et al., 2021, 2022).

Ademais, a escolha e a necessidade da aplicação da aproximação de tal não linearidade pela tangente hiperbólica, reside no fato de que tal representação é a melhor alternativa para aproximar o comportamento descontínuo (SAUNDERS et al., 2022). Além disso, para a aplicação do controle ativo com o *time-delayed feedback* será necessária a mudança de integrador, sendo adotado o método de Runge-Kutta de 4ª ordem com o fim de se evitar erros numéricos promovidos pelos passos adaptativos do integrador *ode45*.

Figura 3.2: Representação da folga



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Dessa forma, para a utilização da representação descontínua seria necessário a aplicação do método de Henón para garantir a acurácia do comportamento observado (VASCONCELLOS et al., 2012), saindo, portanto, do escopo inicial da presente pesquisa. Dessa forma, considerando o descrito por Vasconcellos et al. (2012), Saunders et al. (2022) e que a não linearidade está aplicada no grau de liberdade de arfagem, o momento aplicado por tal aproximação pode ser descrita como:

$$F(\theta) = \frac{1}{2}\left[1 - tgh\left(\epsilon\left(\theta - \theta_l\right)\right)\right]\left(\theta - \theta_l\right) + \frac{1}{2}\left[1 + tgh\left(\epsilon\left(\theta - \theta_u\right)\right)\right]\left(\theta - \theta_u\right) + P \quad (3.19)$$

com θ_l e θ_u são os limites inferior e superior da região de folga, respectivamente. Já o parâmetro P é o pré-carregamento do sistema, que para as análises aqui realizadas é considerado como nula. Por fim, ϵ é o parâmetro que determina a acurácia da aproximação, de modo que com seu aumento há o aumento da acurácia.

Assim, incluindo a presente representação no sistema submetido ao *whirl-flutter*, possui-se:

$$\boldsymbol{M\ddot{u} + C\dot{u} + M_{freeplay}Ku = F} \tag{3.20}$$

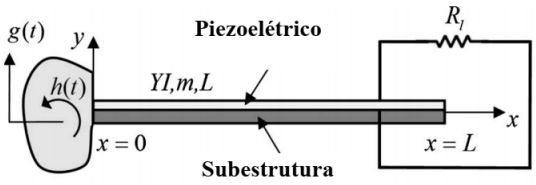
onde a matriz $M_{freeplay}$ inclui o efeito da não linearidade em ambos os graus de liberdade e representada matematicamente como $\boldsymbol{M_{freeplay}} = \begin{bmatrix} F(\theta)/\theta & 0 \\ 0 & F(\psi)/\psi \end{bmatrix}$.

3.3 O MODELO PIEZO-AEROELÁSTICO

Para a descrição de sistemas eletromecânicos acoplados aqui será adotada a abordagem descrita por De Marqui Jr et al. (2009). Contudo, a viga a ser aplicada na presente proposta de pesquisa possui apenas a função de suporte estrutural do rotor, não estando, a priori, sob influência do escoamento. De tal maneira que essa simula os movimentos de guinada e arfagem do mesmo a partir de seu movimento de flexão. Note que são aplicadas duas vigas no presente sistema.

De maneira geral, o modelo baseado em elementos finitos considera uma viga retangular cuja a condição de contorno é engastada-livre, com piezoelétricos posicionadas a partir do engaste da viga, Fig. 3.3. São aplicadas as relações linear-elásticas constitutivas para um material isotrópico e as linear eletro-elásticas para um material piezo-cerâmico. Adota-se ainda as hipóteses de placa de Kirchhoff cujos deslocamentos estruturais são no máximo 10% da maior dimensão da estrutura. Além disso, são negligenciadas as deformações de cisalhamento e as inércias que rotacionam em um elemento finito no plano no qual há os deslocamentos.

Figura 3.3: Modelo do Acoplamento Piezoelétrico em uma Viga Engastada



Fonte: Adaptado de Erturk & Inman (2008)

Analisando a teoria de placa de Kirchhoff, percebe-se que as deformações de cisalhamento e as inércias que rotacionam em um elemento finito são negligenciados no plano

no qual há os deslocamentos. Dessa forma, os deslocamentos são decorrentes da flexão da placa podem ser descritos como:

$$\mathbf{u} = \begin{Bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -z\frac{\partial w}{\partial x} & -z\frac{\partial w}{\partial y} & w \end{Bmatrix}^T \tag{3.21}$$

sendo que u_x, u_y e u_z são os componentes do deslocamento em uma espessura de altura z determinada a partir de uma superfície de referência que sofre umas deflexão transversal w.

Adicionalmente as componentes de tensão podem ser escritas como:

$$\mathbf{S} = \begin{Bmatrix} S_x \\ S_y \\ 2S_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} & \frac{\partial v}{\partial y} & \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{Bmatrix}^T = \begin{Bmatrix} -z\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} & 2\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix}^T \tag{3.22}$$

Além disso, definindo o vetor nodal para um elemento finito retangular possui-se:

$$\mathbf{u} = \begin{Bmatrix} w_i & \theta_{xi} & \theta_{yi} \end{Bmatrix}^T \tag{3.23}$$

com $i = 1, 2, 3$ e 4. Vale ainda verificar que w_i é o deslocamento transversal do i-ésimo nó, $\theta_{xi} = \frac{\partial w}{\partial y} \mid_{x_k, y_k}$ e $\theta_{yi} = -\frac{\partial w}{\partial x} \mid_{x_k, y_k}$ são as flexões de rotação.

De Marqui Jr et al. (2009) durante suas descrições ainda afirmam que os deslocamentos $\mathbf{u}$ e as componentes de tensão $\mathbf{S}$ devem ser expressos em termos das variáveis nodais. Isso pode ser realizado considerando o deslocamento transversal do vetor que expressa a curvatura. Logo, pode-se escrever que:

$$\begin{Bmatrix} \frac{\partial w}{\partial x} & \frac{\partial w}{\partial y} & w \end{Bmatrix}^T = \mathbf{B}_\eta \mathbf{u} \tag{3.24}$$

$$\begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} & 2\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix}^T = \mathbf{B}_\kappa \mathbf{u} \tag{3.25}$$

onde $\mathbf{B}_\eta$ e $\mathbf{B}_\kappa$ são as matrizes (3x12) de funções de interpolação.

Concomitantemente, o piezoelétrico é assumida polarizada na direção de sua espessura, de tal forma que o vetor campo elétrico é dado por:

$$\mathbf{E} = -\mathbf{B}_{\mathbf{E}} v_p \tag{3.26}$$

com v_p a tensão dos eletrodos e $\mathbf{B}_{\mathbf{E}} = \left\{ 0 \quad 0 \quad \frac{1}{h_p} \right\}^T$, sendo h_p a distância entre os eletrodos.

Vale notar que quando se considera um elemento finito retangular, para modelar a sub-estrutura, esse possui quatro nós e cada um possui três graus de liberdade mecânicos. Considerando agora que o piezoelétrico, pode-se perceber que esse pode ser modelado da mesma forma, contudo adicionando-se mais um grau de liberdade por conta do efeito elétrico que é adicionado. Adicionalmente, faz-se necessário realizar uma transformação para que exista apenas uma tensão de saída para considerar os eletrodos. Isso graças ao fato de que os últimos são considerados contínuos, perfeitamente condutores e equipotenciais, por conseguinte. Dessa forma, as equações que descrevem o sistema piezo-aeroelástico para uma única viga engasta são dadas por:

$$\boldsymbol{M\ddot{u}} + \boldsymbol{C\dot{u}} + \boldsymbol{Ku} - \boldsymbol{\Theta} v_p = \mathbf{F} \tag{3.27}$$

$$C_p \dot{v}_p + \boldsymbol{\dot{Q}_p} + \boldsymbol{\Theta^t \dot{u}} = \mathbf{0} \tag{3.28}$$

com $\boldsymbol{M}$ a matriz global ou generalizada de massa, $\boldsymbol{K}$ a matriz de rigidez global, $\boldsymbol{\Theta}$ a matriz de acoplamento eletromecânico modal equivalente, v_p a tensão elétrica obtida do piezoelétrico, $\boldsymbol{u}$ o vetor de deslocamentos modais, C_p a capacitância equivalente, $\boldsymbol{Q_p}$ o vetor de carga elétrica e $\boldsymbol{F}$ o vetor de forças generalizadas, que considera as forças aerodinâmicas e externas.

Embora o modelo faça o uso metodologia de elementos finitos (FEM), as eqs. 3.27 e 3.28 podem ser simplificadas de modo a serem utilizadas em modelos com parâmetros concentrados para análises aeroelásticas como é utilizado, por exemplo, por Abdelkefi et al. (2011), Abdelkefi (2012), Abdelkefi et al. (2012) e Bastos & Vasconcellos (2021), de forma que a utilização da FEM deixa de ser necessária. Adicionalmente, como aqui é buscada análise do efeito em 2GDL, então se deve obter um conjunto de equações para o sistema de modo que o equacionamento torne-se similar as eqs. 3.27 e 3.28, porém que seja possível a aplicação em ambos os graus de liberdade. Dessa forma, considerando o caso em que o circuito é puramente resistivo é aplicado em um sistema concentrado e que

tanto os piezoelétricos quanto as resistências externas, R_e, podem ser aplicadas em ambos os graus de liberdade, o sistema eletromecânico pode ser descrito por:

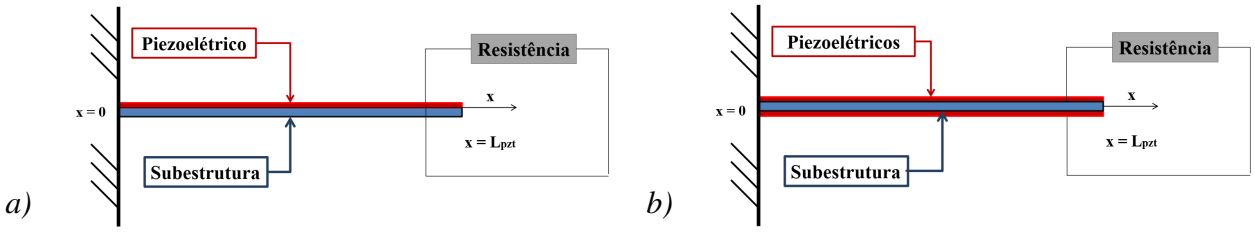
$$\boldsymbol{M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku - \Theta V_p = F} \tag{3.29}$$

$$C_p\dot{\boldsymbol{V}}_{\boldsymbol{p}} + \frac{\boldsymbol{V_p}}{R_e} + \boldsymbol{\Theta\dot{u}} = \boldsymbol{0} \tag{3.30}$$

onde C_p e R_e continuam sendo escalares, $\boldsymbol{M}$, $\boldsymbol{C}$, $\boldsymbol{K}$ continuam sendo definidas como anteriormente, porém com dimensão 2x2 e $\boldsymbol{F}$ o vetor de forças 2x1. O vetor de deslocamentos passa a ser descrito por $\boldsymbol{u} = [\theta, \psi]^T$, o vetor de voltagem provida dos piezoelétricos é dado por $\boldsymbol{V_p} = [v_{p\theta}, v_\psi]^T$ e a matriz de acoplamento elétrico, $\boldsymbol{\Theta}$, torna-se uma matriz 2x2 com os acoplamentos elétricos referentes aos movimentos de arfagem e guinada na diagonal principal.

Dessa forma, pode-se observar o efeito piezoelétrico independentemente do circuito, seja o material piezoelétrico aplicado passivamente ou como atuador, detalhes sobre o último são apresentados na seção 3.7. Ademais, pode-se realizar análises com material piezoelétrico tanto na configuração *unimorph harvester*, quando o piezoelétrico é colocada em apenas uma superfície da subestrutura, quanto na configuração *bimorph harvester*, quando dois piezoelétricos idênticos são posicionados em série sobre as duas superfícies do sub-material, como apresentado na Fig. 3.4. Nesse segundo caso, a conexão torna-se em série e o acoplamento eletromecânico equivalente obtido é o mesmo do caso *unimorph harvester*, porém, com capacitância equivalente sendo a metade (DE MARQUI JR et al., 2009).

Figura 3.4: Representação dos pirezoeletricos acoplados em vigas engastadas. *a)* Configuração *unimorph harvester* e *b)* Configuração *bimorph harvester*.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Possuindo tais conceitos e equacionamentos pertinentes pode-se então escrever o sistema eletromecânico no espaço de estados como:

$$\dot{\boldsymbol{\Phi}}_{\boldsymbol{2dof}} = \boldsymbol{J}_{(\boldsymbol{e},\boldsymbol{2dof})}\boldsymbol{\Phi}_{\boldsymbol{2dof}} \tag{3.31}$$

com $\boldsymbol{\Phi}_{\boldsymbol{2dof}} = [\theta, \psi, \dot{\theta}, \dot{\psi}, v_\theta, v_\psi]^T$.

Assim, a matriz Jacobiana do sistema, quando se aplica os piezoelétricos em ambos os GDL torna-se:

$$\boldsymbol{J}_{(\boldsymbol{e},\boldsymbol{2dof})} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2,2} & \mathbf{1}_{2,2} & \mathbf{0}_{2,2} \\ -\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{K} & -\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{C} & \boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{\Theta} \\ \mathbf{0}_{2,2} & -\frac{\boldsymbol{\Theta}}{C_p} & -\Lambda_{2,2} \end{bmatrix} \tag{3.32}$$

onde $\Lambda = \begin{bmatrix} \frac{1}{R_{e,\theta}C_{p,\theta}} & 0 \\ 0 & \frac{1}{R_{e,\psi}C_{p,\psi}} \end{bmatrix}$. Sendo $R_{e,\theta}$ e $C_{p,\theta}$ a resistência externa e a capacitância estática do piezoelétrico aplicadas no grau de liberdade de arfagem e $R_{e,\psi}$ e $C_{p,\psi}$ no de guinada.

Dessa forma, com a utilização da Eq. 3.32 pode-se calcular os autovalores e com a utilização das Eqs. 3.13 e 3.14 calcula-se a frequência e o amortecimento modais computando os efeitos do acoplamento elétrico.

3.4 SISTEMA PIEZO-AEROELÁSTICO COM RIGIDEZ *HARDENING* ESTRUTURAL

Para a inclusão da não linearidade de *hardening* estrutural pautou-se nas descrições realizadas por Mair et al. (2018); Bastos et al. (2019b) e Quintana et al. (2021).

Sejam as funções $f(\theta)$ e $g(\psi)$ nos graus de liberdade θ e ψ, respectivamente. Desse modo, pode-se reescrever a Eqs. 3.27 e 3.28 de forma a incluir os efeitos não lineares da rigidez *hardening* estrutural cúbica. Dessa forma, a Eqs. 3.27 e 3.28 tornam-se:

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{u}} + \boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{u}} + \boldsymbol{H}\boldsymbol{K}\boldsymbol{u} - \boldsymbol{\Theta}\boldsymbol{V_p} = \boldsymbol{F} \tag{3.33}$$

$$C_p\dot{\boldsymbol{V_p}} + \frac{\boldsymbol{V_p}}{R_e} + \boldsymbol{\Theta}\dot{\boldsymbol{u}} = \mathbf{0} \tag{3.34}$$

onde a matriz $\boldsymbol{H}$ pode ser descrita por $\boldsymbol{H} = \begin{bmatrix} f(\theta) & 0 \\ 0 & g(\psi) \end{bmatrix}$ de forma a incluir o *hardening* estrutural nos graus de liberdade de guinada e arfagem.

3.5 SISTEMA PIEZO-AEROELÁSTICO COM *FREEPLAY*

Introduzindo a Eq. 3.18, que representa a folga de maneira descontínua com a utilização o *Event detection* as Eqs. 3.27 e 3.28 do sistema piezo-aeroelástico tornam-se:

$$\boldsymbol{M\ddot{u} + C\dot{u} + M_{freeplay}Ku - \Theta}v_p = \boldsymbol{F} \tag{3.35}$$

$$C_p\dot{v}_p + \frac{v_p}{R_e} + \boldsymbol{\Theta^T\dot{u}} = \mathbf{0} \tag{3.36}$$

onde a matriz $\boldsymbol{M_{freeplay}} = \begin{bmatrix} F(\theta)/\theta & 0 \\ 0 & F(\psi)/\psi \end{bmatrix}$ fornece os efeitos da folga nos graus de liberdade de arfagem e guinada.

3.6 ABORDAGEM ATIVA COM ATUADOR MECÂNICO

Diferentes tipos de técnicas de controle vibracional poderiam ser exploradas na presente pesquisa. Contudo, dentre diversas técnicas de controle vibracional, o controle via *time-delayed feedback* é a técnica que possui destaque dentre todas as demais.

Considerada uma técnica não invasiva, uma vez que para de atuar quando o estágio desejado é atingido, e de simples implementação, já que não há necessidade de grandes detalhamentos acerca do sistema em questão (SCHOLL et al., 2010), tal técnica torna-se bastante interessante no universo do controle. Ademais, sua aplicação é válida tanto para sistemas lineares quanto para não lineares, podendo ser explorados os controles linear e não linear (DAI et al., 2014, 2015). Vale destacar que a técnica *time-delayed feedback* é um dos métodos mais bem sucedidos para descobrir características dinamicamente instáveis através de experimentos. Essa abordagem realimenta apenas os termos que possuem

alguma diferença entre um estado atual e um estado a um tempo τ passado. Devido ao exposto, diversas pesquisas buscam sua aplicação (SIEBER, 2016).

Comumente, diferentes ferramentas já desenvolvidas, por exemplo em Matlab, não podem ser aplicadas para sistemas não lineares. Geralmente são adotadas as premissas de que o sistema mecânicos são lineares e invariantes no tempo (*LIT*), de forma a se aplicar distintas transformações como a transformada de Laplace. No entanto, como na presente pesquisa busca-se a análise de um sistema com não linearidades estruturais, até onde se sabe, tais ferramentas não válidas para o presente caso, assim um código que possa ser aplicado a casos mais gerais foi implementado para que se pudesse atingir os objetivos da presente pesquisa.

Assim, seguindo o descrito por Dai et al. (2014), foi possível implementar o controle linear via *time-delayed feedback* para a análise de sistemas não lineares. Assumindo que o controle pode ser aplicado em ambos os graus de liberdade, a equação do sistema linear submetido ao *whirl-flutter* considerando a aplicação do controlador mecânico linear via *time-delayed feedback* torna-se:

$$\boldsymbol{M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku} + \begin{bmatrix} G_1 & 0 \\ 0 & G_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta(t-\tau) \\ \psi(t-\tau) \end{bmatrix} = \boldsymbol{F} \tag{3.37}$$

onde τ é o *time-delayed*, G_1 e G_2 são os ganhos dos controladores lineares aplicados nos graus de liberdade de arfagem e guinada, respectivamente.

Para incluir a não linearidade estrutural *hardening* foi introduzida a matriz $\boldsymbol{H}$. Desse modo, a equação do sistema não linear com controlador torna-se:

$$\boldsymbol{M\ddot{u} + C\dot{u} + HKu} + \begin{bmatrix} G_1 & 0 \\ 0 & G_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta(t-\tau) \\ \psi(t-\tau) \end{bmatrix} = \boldsymbol{F} \tag{3.38}$$

com a matriz $\boldsymbol{H}$ incluindo os efeitos das não linearidade estrutural *hardening* previamente descrita.

3.7 O CONTROLADOR PIEZOELÉTRICO HÍBRIDO

Para a realização da modelagem híbrida fez-se o uso das Eqs. 3.29 e 3.30. Primeiramente, considere que o material piezoelétrico aplicado no grau de liberdade de arfagem, θ, torna-se nulo e que o material piezoelétrico no grau de liberdade de guinada, ψ é aplicado passivamente. Dessa forma, as equações que governam o sistema linear tornam-se:

$$\begin{bmatrix} I_n & 0 \\ 0 & I_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_\theta & -I_x\Omega \\ I_x\Omega & C_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_\theta & 0 \\ 0 & k_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \psi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \upsilon_\psi v_{p,\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} \tag{3.39}$$

$$\dot{v}_{p,\psi} + \frac{v_{p,\psi}}{C_p R_e} - \upsilon_\psi \dot{\psi} = 0 \tag{3.40}$$

Agora, considere que um material piezoelétrico é introduzido no grau de liberdade de arfagem como o fim de ser utilizado como atuador. Com o intuito de se obter a tensão de atuação em θ, realiza-se a realimentação da tensão obtida pelo efeito piezoelétrico direto provida por ψ. Dessa forma, a equação elétrica que governa o atuador piezoelétrico torna-se (SILVA, 2014):

$$v_{p,\psi}(t) + v_{p,\theta}(t) = 0 \longrightarrow v_{p,\theta}(t) = -v_{p,\psi}(t) \tag{3.41}$$

Se a realimentação da voltagem provida pelo grau de liberdade de guinada pode ser defasada por um tempo, τ, e a tensão de realimentação no atuador pode ser amplificada por um ganho linear, G, a equação que governa o sistema linear com *time-delayed feedback*, com realimentação através da defasagem da tensão produzida pelo efeito piezoelétrico direto em guinada torna-se:

$$\begin{bmatrix} I_n & 0 \\ 0 & I_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_\theta & -I_x\Omega \\ I_x\Omega & C_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_\theta & 0 \\ 0 & k_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \psi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -G\upsilon_\theta v_{p,\psi}(t-\tau) \\ \upsilon_\psi v_{p,\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} \tag{3.42}$$

$$\dot{v}_{p,\psi} + \frac{v_{p,\psi}}{C_p R_e} - \upsilon_\psi \dot{\psi} = 0 \tag{3.43}$$

Seguindo os procedimentos similares descritos nas seções referentes a análises com *hardening* estrutural, as Eqs. 3.42 e 3.43 com a inclusão de tal não linearidade tornam-se:

$$\begin{bmatrix} I_n & 0 \\ 0 & I_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_\theta & -I_x\Omega \\ I_x\Omega & C_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \boldsymbol{H} \begin{bmatrix} k_\theta & 0 \\ 0 & k_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \psi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -G\upsilon_\theta v_{p,\psi}(t-\tau) \\ \upsilon_\psi v_{p,\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

$$\dot{v}_{p,\psi} + \frac{v_{p,\psi}}{C_p R_e} - \upsilon_\psi \dot{\psi} = 0 \quad (3.45)$$

onde a matriz $\boldsymbol{H}$ inclui os efeitos da rigidez estrutural *hardening* em ambos os GDL.

Caso, o efeito da folga seja buscado, então obtém-se:

$$\begin{bmatrix} I_n & 0 \\ 0 & I_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_\theta & -I_x\Omega \\ I_x\Omega & C_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \boldsymbol{M_{freeplay}} \begin{bmatrix} k_\theta & 0 \\ 0 & k_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \psi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -G\upsilon_\theta v_{p,\psi}(t-\tau) \\ \upsilon_\psi v_{p,\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

$$\dot{v}_{p,\psi} + \frac{v_{p,\psi}}{C_p R_e} - \upsilon_\psi \dot{\psi} = 0 \quad (3.47)$$

com a matriz $\boldsymbol{M_{freeplay}}$ podendo incluir os efeito da folga em ambos os GDL. Note que aqui a folga passa a ser aproximada pela tangente hiperbólica devido a utilização do integrador Runge Kutta de 4 ordem.

Capítulo 4

Análise do comportamento do modelo aeroelástico

Com o intuito de se analisar o comportamento aeroelástico do sistema rotor-nacele com 2GDL, o presente capítulo busca a análise da influência dos parâmetros geométricos e estruturais no comportamento aeroelástico da instabilidade de *whirl-flutter*.

A partir de uma análise paramétrica, espera-se definir os parâmetros estabilizantes e desestabilizantes do sistema aeroelástico, observando a variação da velocidade de *flutter*.

4.1 VALIDAÇÃO DO MODELO IMPLEMENTADO

Para garantir sua conformidade com o apresentado na literatura, foi realizado a validação do modelo implementado a partir de comparações com os resultados apresentados por Mair et al. (2018). Em seu trabalho são definidos os parâmetros apresentados na Tab. 4.1.

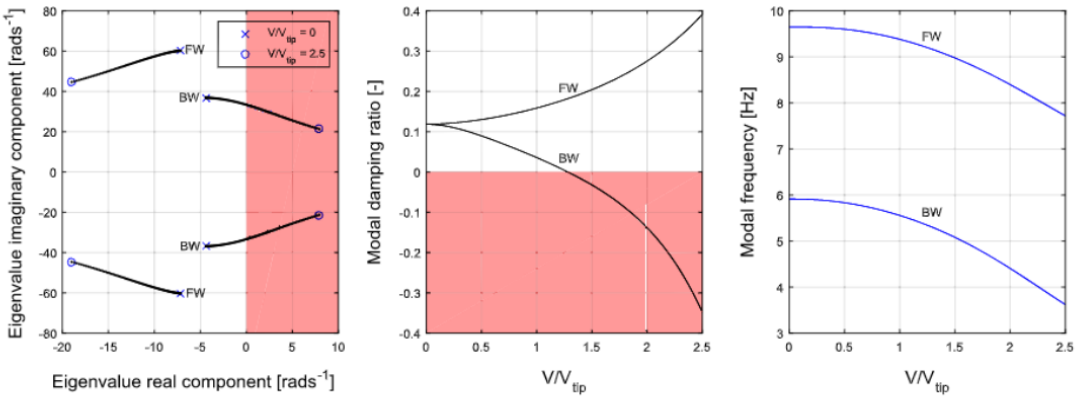
Tabela 4.1: Parâmetros físicos para a validação do modelo implementado.

Descrição	Valor
Raio do rotor, R	0,152 m
Velocidade angular do rotor, Ω	40 rad/s
Razão do comprimento do eixo de pivotamento pelo raio do rotor, a	0,25
Momento de inércia do rotor, I_x	0,000103 kg m^2
Momento de inércia do nacele, I_n	0,000178 kg m^2
Amortecimento estrutural de arfagem, C_θ	0,001 Nms/rad
Rigidez estrutural de arfagem, K_θ	0,4 N m/rad
Amortecimento estrutural de guinada, C_ψ	0,001 N m s/rad
Rigidez estrutural de guinada, K_ψ	0,4 N m/rad
Número de pás, N_B	4
Corda da pá, c	0,026 m
Inclinação da sustentação da pá, $C_{l,\alpha}$	$2\pi\ rad^{-1}$

Fonte: Retirado de Mair et al. (2018)

Com a utilização desses parâmetros, Mair et al. (2018) realizaram a representação das variações dos autovalores no plano complexo e do amortecimento modal e da frequência modal em relação a razão de velocidades do escoamento, V, e da ponta da pá, V_{tip}. Dessa forma, os resultados obtidos por eles são apresentados na Fig 4.1.

Figura 4.1: Resultados obtidos por Mair et al. (2018)

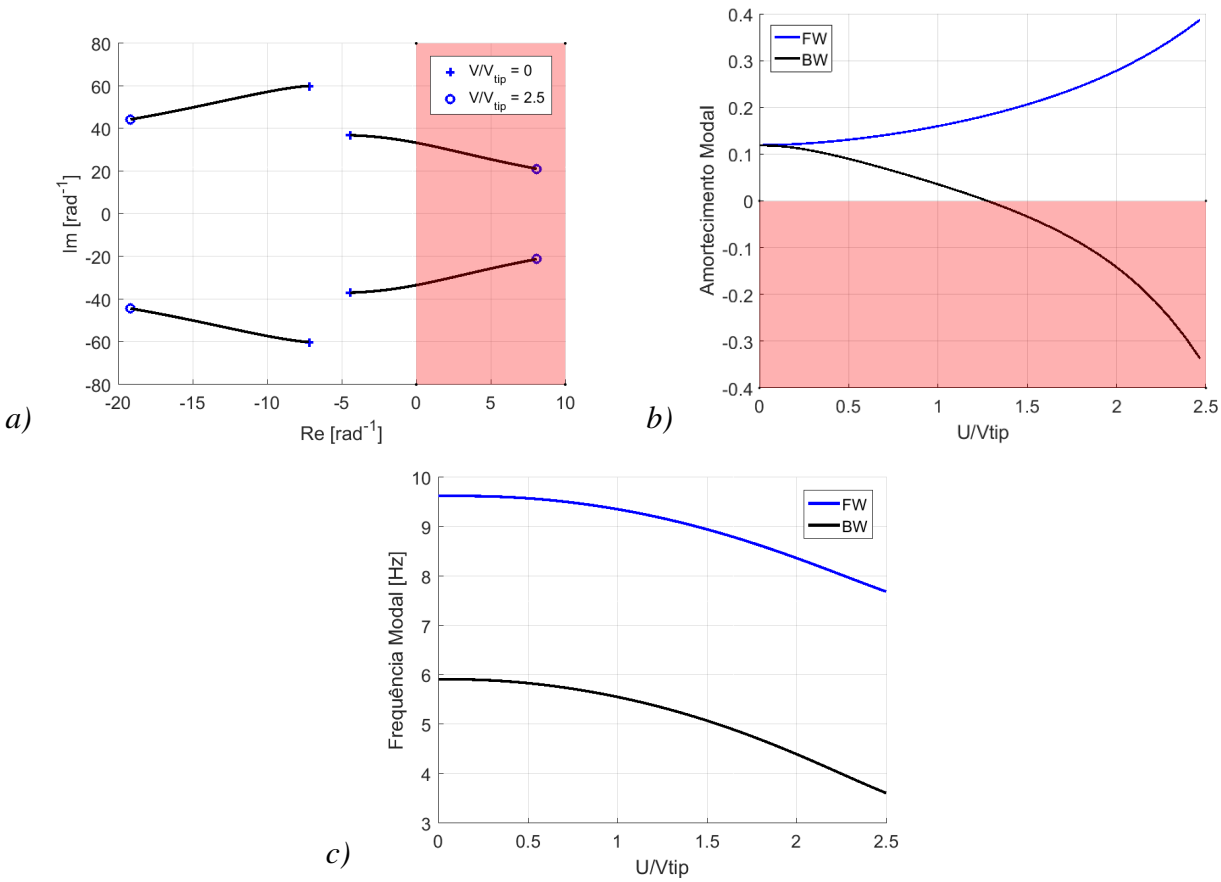


Fonte: Retirado de Mair et al. (2018)

Assim, para realizar a validação do modelo teórico, buscou-se obter as variações apresentadas na Fig. 4.1. Desse modo, apresenta-se os resultados obtidos na Fig. 4.2 com o fim de comparação com os apresentados na literatura.

Comparando-se os resultados obtidos nas Fig. 4.2 com os resultados apresentados na

Figura 4.2: Validação dos resultados obtidos para *a)* Variação dos autovalores no plano complexo, *b)* Variação do amortecimento modal e *c)* Variação da frequência modal.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Fig. 4.1, percebe-se que o modelo conseguiu abarcar os comportamentos apresentados na literatura. Dessa forma, pode-se considerá-lo validado.

4.2 AVALIAÇÃO DO COMPORTAMENTO AEROELÁSTICO DO SISTEMA

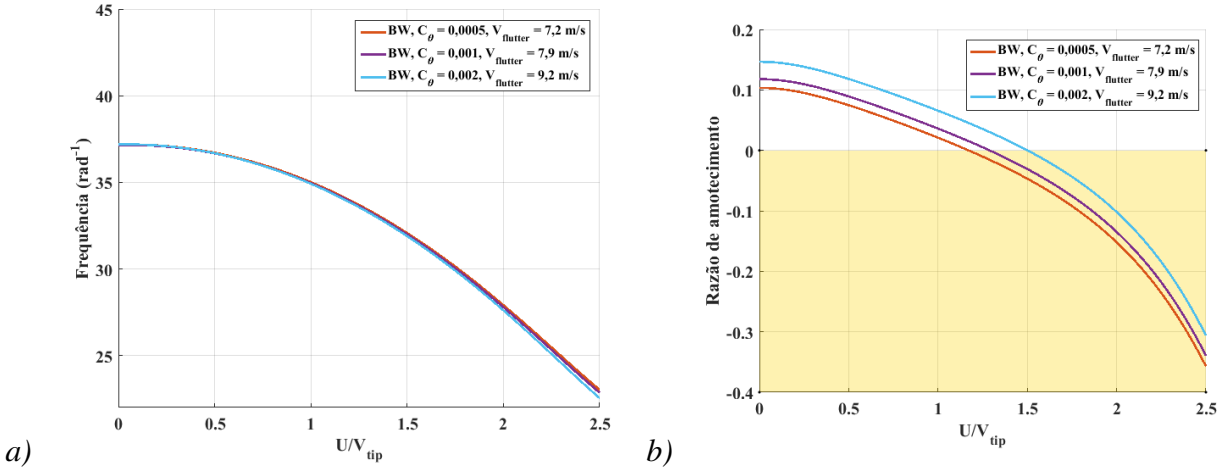
Com a confirmação da validade dos resultados fornecidos pelo modelo teórico, como a presentado na seção anterior, passou-se então a realizar a análise dos fatores que mais poderiam influenciar o surgimento do fenômeno do *whirl-flutter*. Para isso variou-se cada um dos parâmetros apresentados na Tab. 4.1 individualmente mantendo os demais constantes como apresentado em tal tabela.

Dessa forma, pôde-se obter os gráficos da variação do amortecimento modal e da frequência modal, ambos pela velocidade de escoamento, como apresentado nas Figs. 4.3

até 4.13.

Como se pode observar na Fig. 4.3 com o aumento do amortecimento de arfagem ocasiona o aumento da velocidade linear de *flutter*. Isso devido ao fato de que com o aumento do amortecimento global, promove-se o aumento da razão de amortecimento modal, uma vez que as frequências naturais do modo *backward* variam de forma similar para as velocidades analisadas partindo de um mesmo valor. Dessa forma, a resposta com amplitudes crescentes torna-se mais tardia, uma vez que, há o aumento da velocidade de *flutter*. Ademais, como o sistema é simétrico o mesmo pode ser observado quando há a variação do amortecimento no movimento de guinada, como observado na Fig. 4.4.

Figura 4.3: Efeito da variação do coeficiente de amortecimento em arfagem na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.

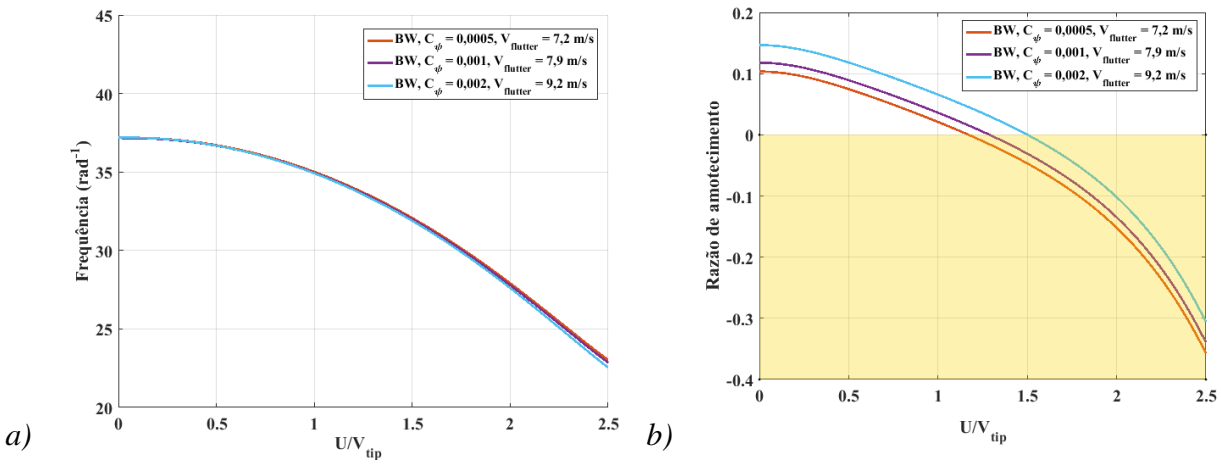


Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Já com o aumento das inércias do rotor e da nacele percebe-se o efeito oposto ao observado para o amortecimento, como se observa nas Figs. 4.5 e 4.6. Além disso, a inércia de qualquer sistema influencia diretamente nos modos de vibrar do sistema, de tal maneira que com o aumento da inércia, mantendo-se a rigidez global do sistema como constante, deve-se observar a redução da frequência.

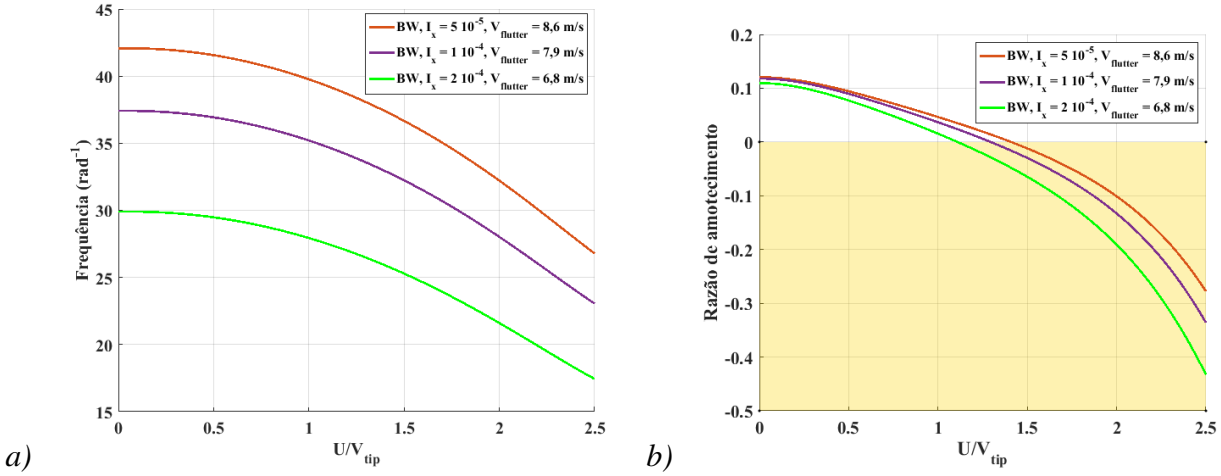
Analisando a influência da corda da pá, do raio rotor, da inclinação do coeficiente de sustentação e do número de pás, Figs. 4.7 até 4.11, nota-se que em todos os casos o aumento dos mesmos faz com que haja a diminuição da velocidade linear de *flutter*,

Figura 4.4: Efeito da variação do coeficiente de amortecimento em arfagem na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Figura 4.5: Efeito da variação da inércia do rotor na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.

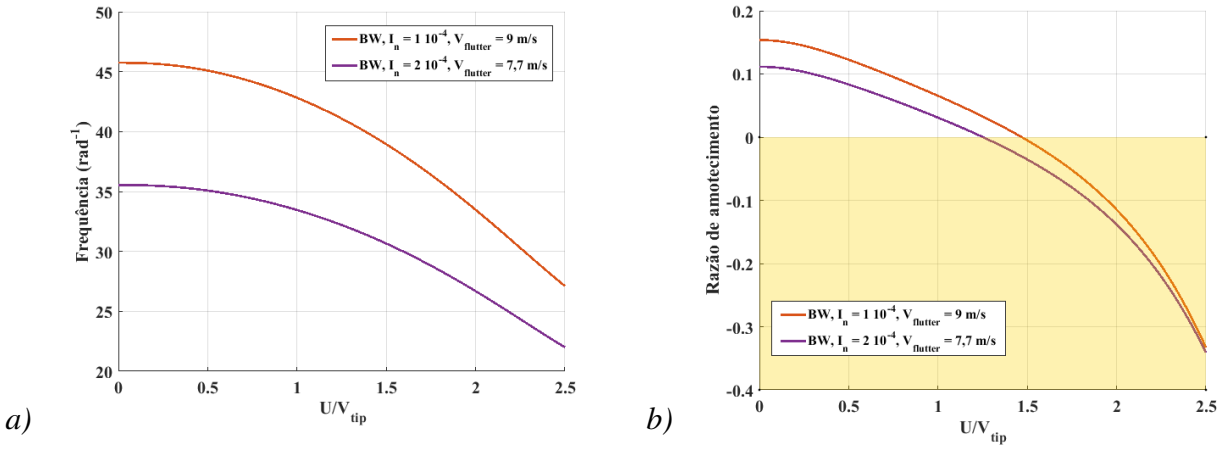


Fonte: Elaborado pelo próprio autor

visto que com o seus respectivos aumentos, existe o decaimento do amortecimento com o aumento da velocidade se torna mais acentuado.

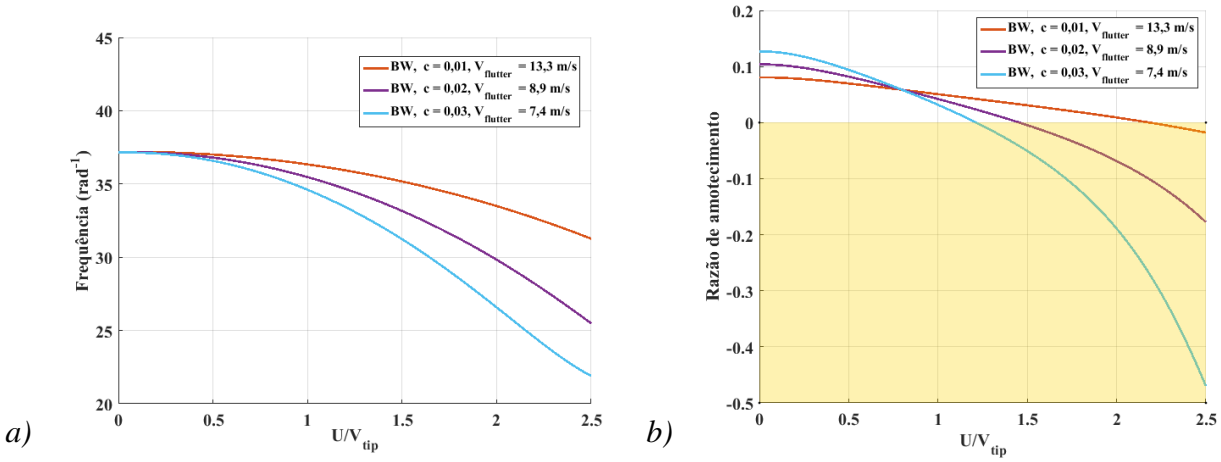
No caso da variação do eixo de pivotamento, Fig. 4.12, esse acaba influenciando diretamente os momentos aerodinâmicos em ambos os movimentos de arfagem e guinada.

Figura 4.6: Efeito da variação da inércia da nacele na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Figura 4.7: Efeito da variação da corda da pá na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.

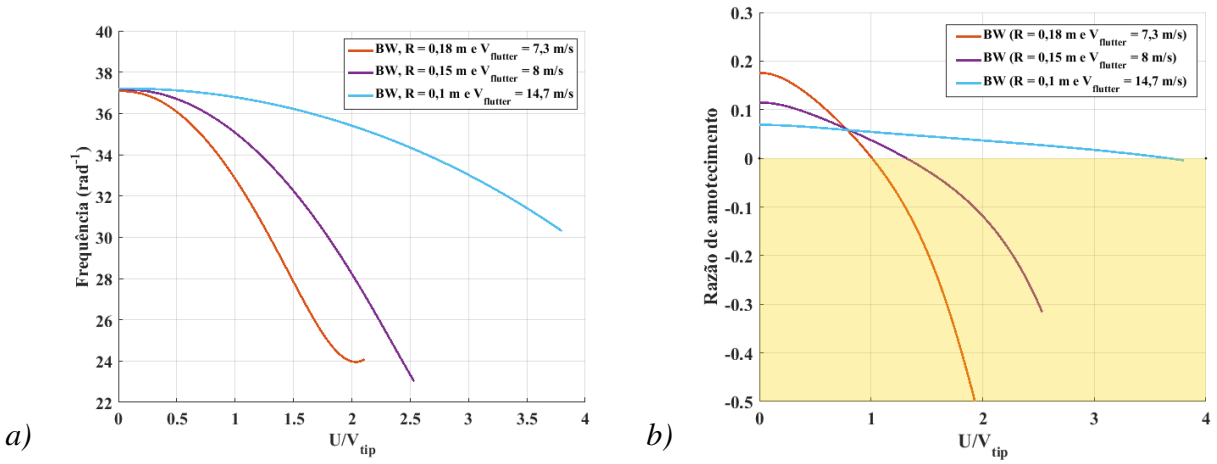


Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Como se pode observar o aumento do eixo de pivotamento aumenta a velocidade linear de *flutter*. Tal observação vai de acordo com o descrito por Čečrdle (2015).

Agora, analisando a influência na variação da rigidez do movimento de arfagem e guinada, Figs. 4.13 e 4.14. É possível observar que com o aumento da rigidez há o aumento da velocidade de *flutter*. Por fim, é de suma importância notar que caso a rigidez em um dos movimentos seja mais intensa o fenômeno em questão não irá ocorrer, como observado na Fig. 4.15. Tal observação foi previamente constatada na literatura como descrito por Čečrdle (2015) e foi observada com a avaliação paramétrica aqui realizada.

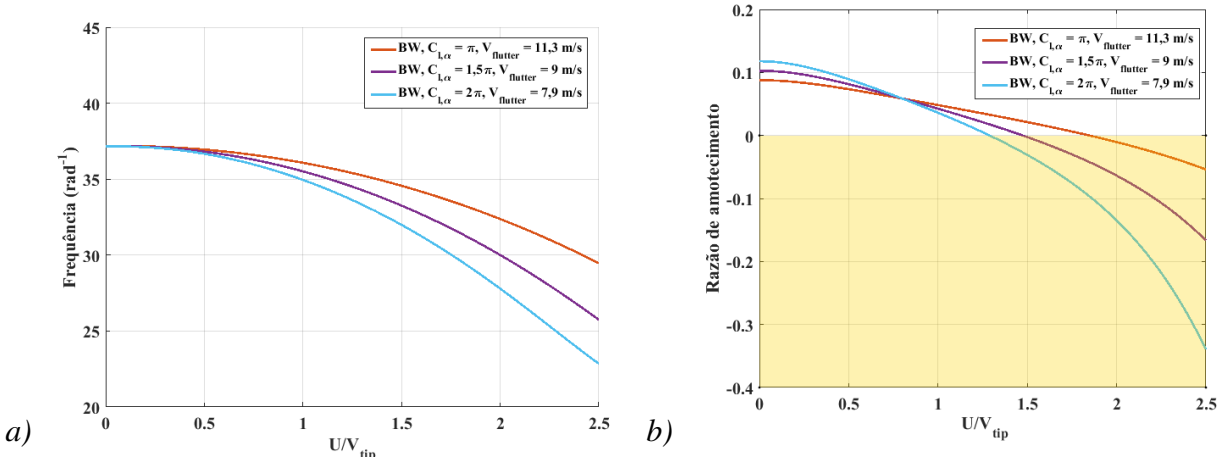
Figura 4.8: Efeito da variação do raio do rotor na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

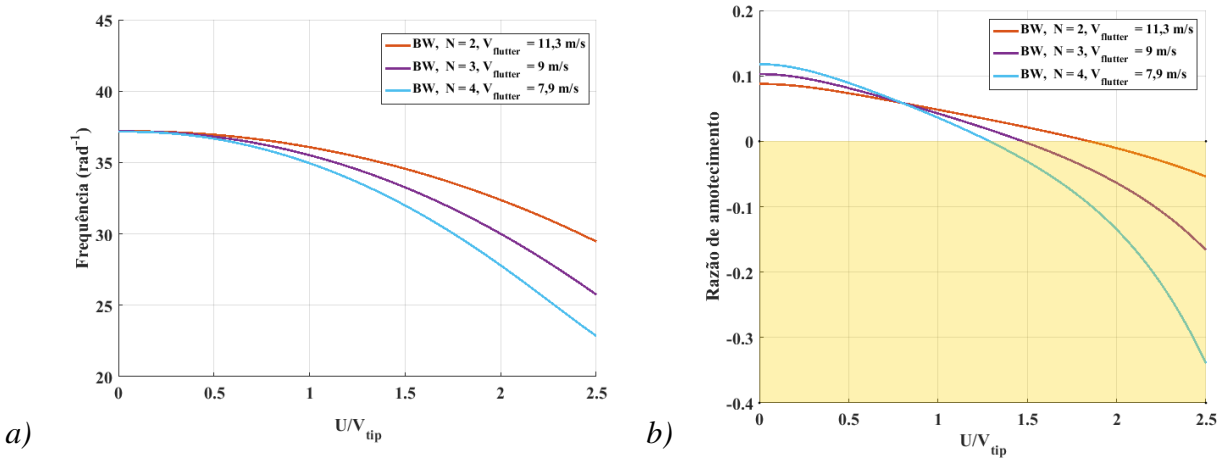
Figura 4.9: Efeito da variação do do $C_{l,\alpha}$ na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

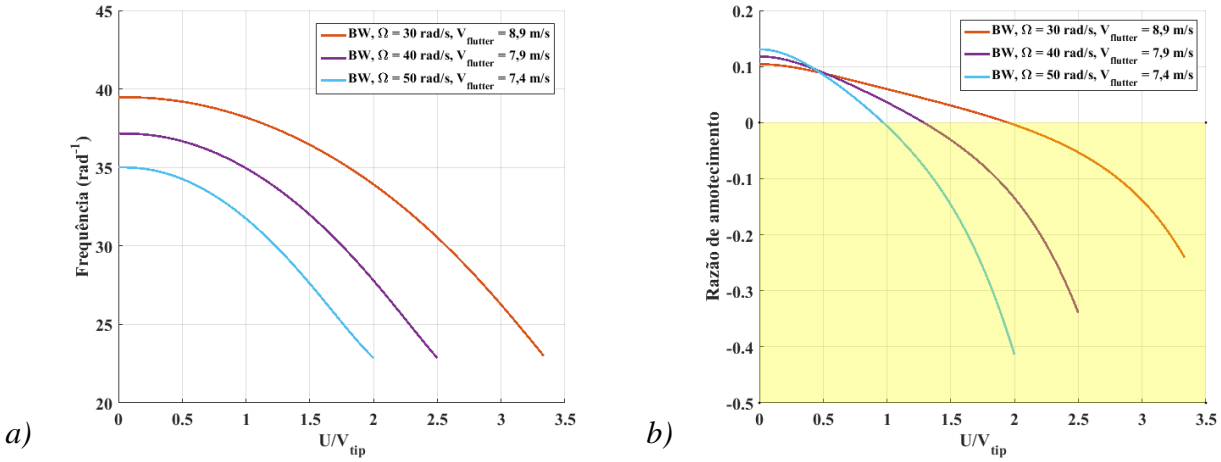
Figura 4.10: Efeito da variação do número de pás na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

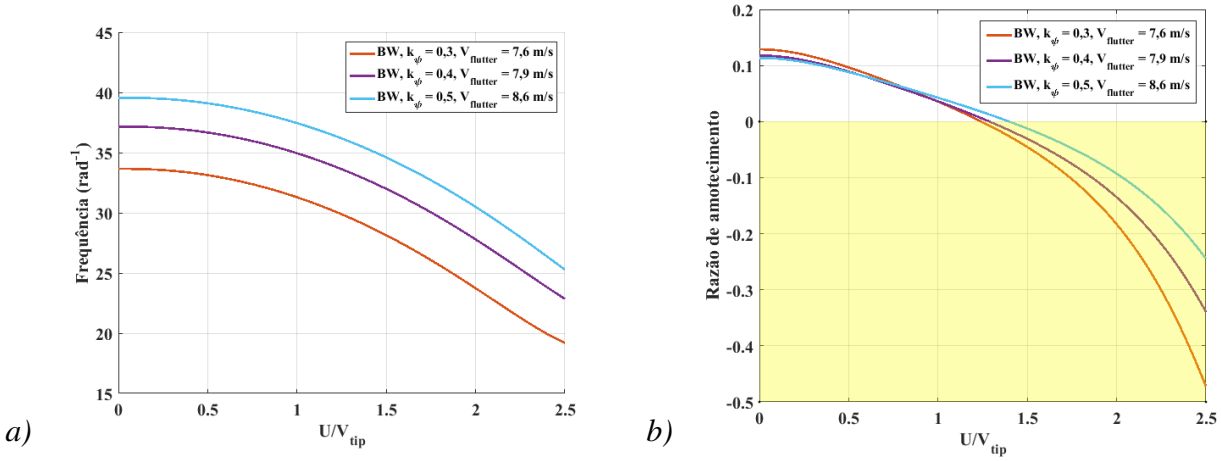
Figura 4.11: Efeito da variação da velocidade angular do rotor na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

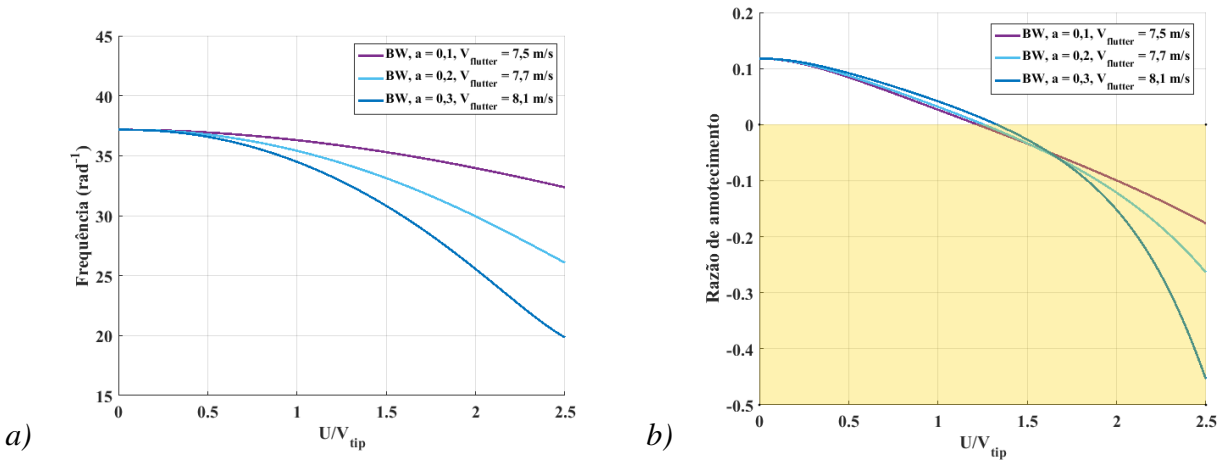
Figura 4.14: Efeito da variação da rigidez em guinada na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



a) *b)*

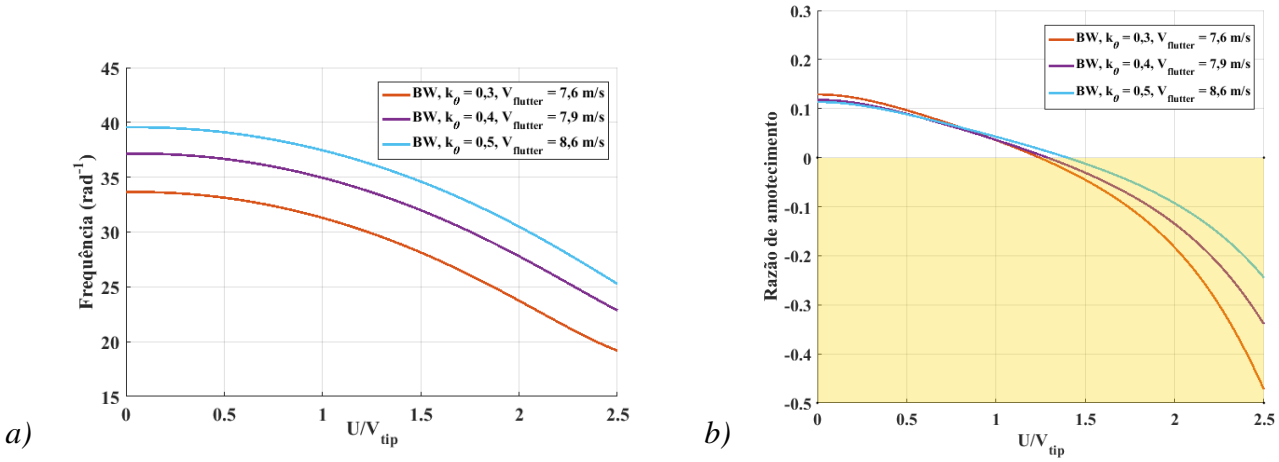
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Figura 4.12: Efeito da variação do eixo de pivotamento na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



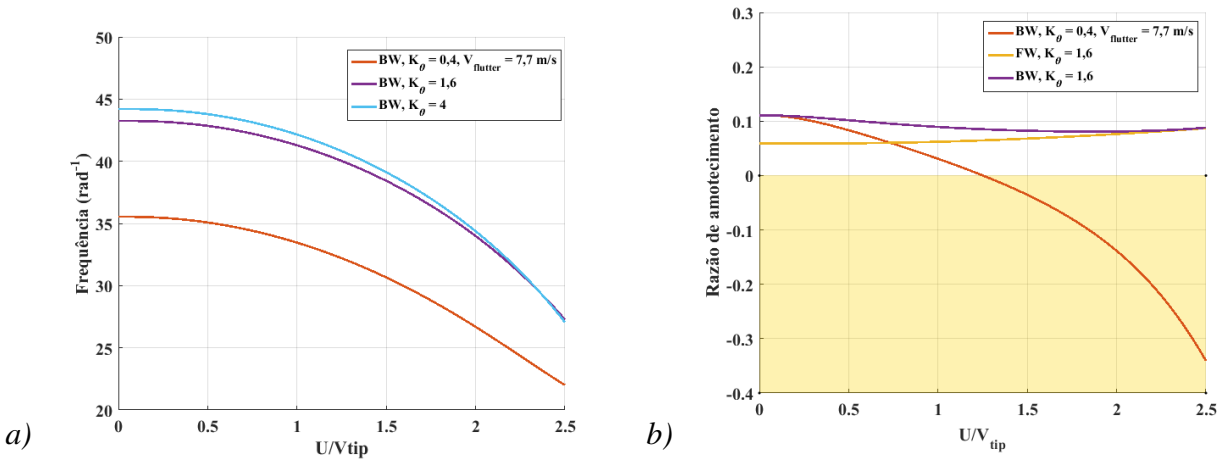
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Figura 4.13: Efeito da variação da rigidez em arfagem na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Figura 4.15: Efeito da variação da rigidez em guinada para a não ocorrência do *whirl-flutter* na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

4.3 CONSIDERAÇÕES FINAIS

O modelo analítico com 2GDL para a descrição do fenômeno do *whirl-flutter* em rotores de aeronaves foi inicialmente implementado e validado a partir da comparação das respostas da variação dos autovalores no plano complexo, do amortecimento modal e da frequência modal com resultados apresentados na literatura.

Com a presente validação, então passou-se a analisar os efeitos de distintos parâmetros. Dessa forma, notou-se que com o aumento do cl_α, da corda e do número das pás, da velocidade de rotação e do raio do rotor, bem como o aumento das inércias do rotor e da nacele provocaram a redução da velocidade de *flutter*, sendo considerados parâmetros desestabilizantes. Ao mesmo tempo, o aumento do eixo do rotor, do coeficiente de amortecimento estrutural e da rigidez em ambos GDL aumentaram a velocidade de *flutter*, de forma a contribuir com a estabilidade do sistema. Foi observado ainda que a rigidez e o amortecimento possuem efeitos simétricos quando se varia tais parâmetros em seus respectivos graus de liberdade. Concomitantemente, se a rigidez em um grau de liberdade for aumentada de maneira significativa a presente instabilidade deixa de ser presenciada.

Capítulo 5

Efeitos das não linearidades estruturais

O presente capítulo tem por objetivo realizar a inclusão de efeitos não lineares ao modelo mecânico apresentado no capítulo 2. No caso, aqui são buscadas a inclusão de não linearidades do tipo *hardening* cúbica e a folga.

Espera-se com as análises determinar os efeitos de tais não linearidades tanto na velocidade de *flutter* como na amplitude de oscilação. Além de se observar o seus efeitos em bifurcações.

5.1 EFEITOS DO *HARDENING* ESTRUTURAL

Foram avaliadas as respostas do sistema considerando três casos, quando se possui a rigidez apenas no grau de liberdade ψ, apenas em θ e em ambos os graus de liberdade simultaneamente. Além disso, observou-se em todos os casos qual o tipo de regime de oscilação seria presenciado pela bifurcação de Hopf, ou seja, se o regime seria subcrítico ou supercrítico, através da variação da velocidade de escoamento de forma aumentativa e diminutiva. Adotando os valores de β_θ e β_ψ como exibido na Tab. 5.1 foram obtidos os resultados apresentados nas Figs. 5.1 até 5.3.

Tabela 5.1: Valores dos termos cúbicos da rigidez não linear

β_θ	β_ψ
100	100
500	500
1000	1000

Fonte: Elaborado pelo autor

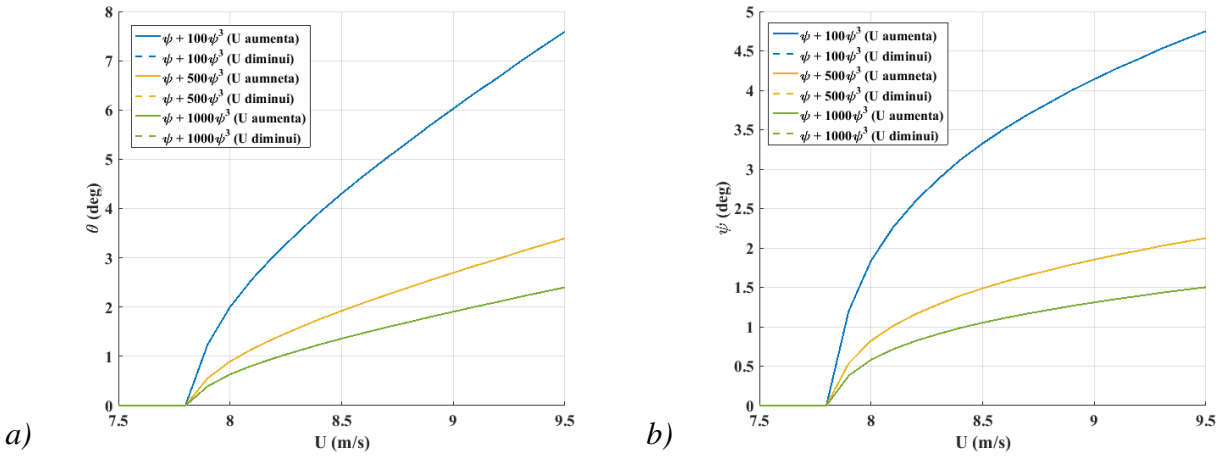
Com a aplicação da rigidez cúbica *hardening* estrutural observa-se que em todos os casos apresentados nas Figs. 5.1 até 5.3 o sistema no regime pós *flutter* apresentou osci-

lações em ciclo limite. Adicionalmente, a inclusão da não linearidade cúbica não influenciou de maneira significativa a velocidade de *flutter* em relação ao comportamento linear, mantendo-se em todos os casos em cerca de $7,84$ m/s, valor equivalente ao caso linear.

Em termos da bifurcação de Hopf, a variação da intensidade da rigidez *hardening* estrutural não influenciou de maneira significativa tal bifurcação, de modo que as respostas do sistema com o aumento e a diminuição da velocidade de escoamento tornaram-se equivalentes apresentando, por conseguinte, um comportamento supercrítico. Tal fato torna-se importante uma vez que havendo um comportamento supercrítico, o sistema não apresenta um aumento repentino de oscilações algo que pode vir a causar sérios problemas as instalações do rotor e da estrutura da aeronave.

Observando agora as amplitudes de oscilações percebe-se que com o aumento da intensidade da rigidez *hardening* há a redução da amplitude angular de oscilação. Adicionalmente, a resposta do sistema é simétrica quando se aplica o *hardening* apenas em um grau de liberdade, de modo que quando a não linearidade é aplicada no grau de liberdade ψ as amplitudes de oscilação no presente grau de liberdade tonam-se menores do que no grau de liberdade θ, grau de liberdade sem não linearidade, como se observa na Fig. 5.1.

Figura 5.1: Efeito da aplicação da rigidez *hardening* estrutural em ψ na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ.



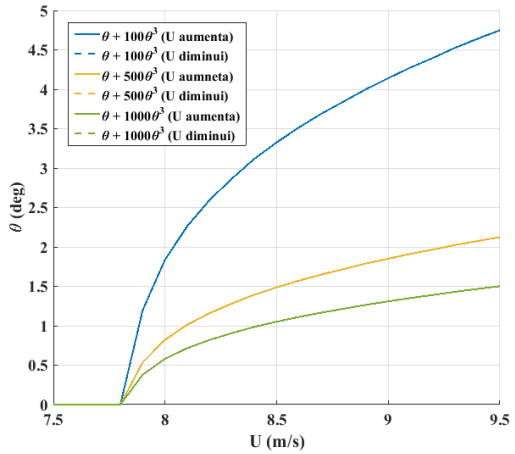
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Similarmente, o mesmo ocorre quando a não linearidade é aplicada apenas em θ, como observa-se na Fig. 5.2.

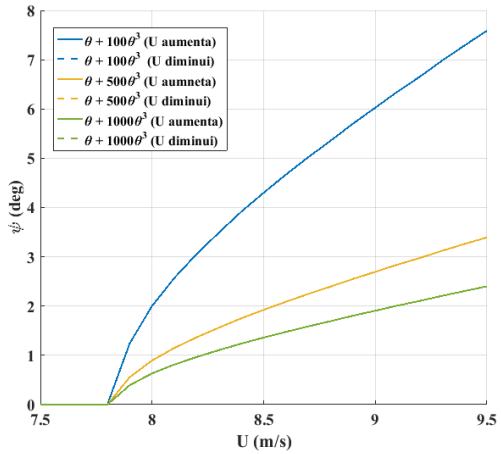
Com aplicação da não linearidade nos dois graus de liberdade simultaneamente, Fig.

Figura 5.2: Efeito da aplicação da rigidez *hardening* estrutural em θ na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ.

a)



b)

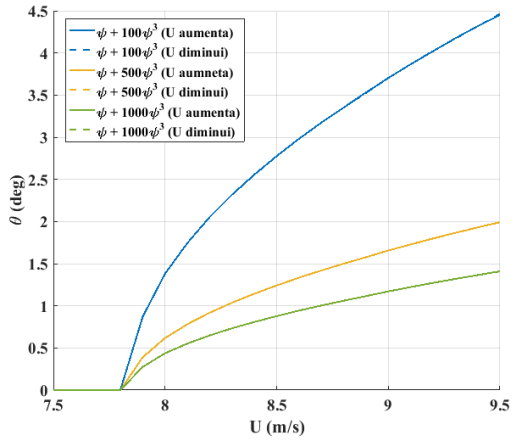


Fonte: Elaborado pelo próprio autor

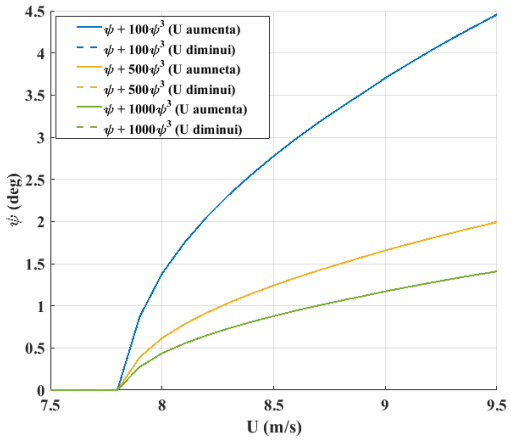
5.3, as amplitudes de oscilações tornam-se iguais em ambos os graus de liberdade.

Figura 5.3: Efeito da aplicação da rigidez *hardening* estrutural em ambos GDL na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ.

a)



b)



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Por fim, a simulação foi realizada até $9,5$ m/s, devido à possibilidade de haver possíveis efeitos de estol imprevisíveis para velocidades muito superiores fornecendo, por conseguinte, resultados menos realistas. Tais observações vão de acordo com o observado por Quintana et al. (2021).

5.2 EFEITOS DA FOLGA ESTRUTURAL

Com o intuito de se verificar aproximação via tangente hiperbólica e a representação descontínua eram de fato coincidentes, primeiramente buscou-se realizar a comparação dos sistemas com a utilização da primeira com a segunda aplicando-se o integrador ODE45 com *Event dectection*. Em ambos os caso foi utilizado códigos implementados em MATLAB com a utilização do integrador *ode45* e foram adotados os parâmetros apresentados nas Tabs. 4.1 e 5.2.

Tabela 5.2: Parâmetros para as representações de folga.

Descrição	Valor
Limite inferior para a tangente hiperbólica, θ_l	$-0,5^o$
Limite inferior para a tangente hiperbólica, θ_u	$0,5^o$
Parâmetro de acurácia para a tangente hiperbólica, ϵ	104
Região de aplicação da folga para representação descontínua, δ	$0,5^o$
Velocidade de escoamento, U	$8\ m/s$

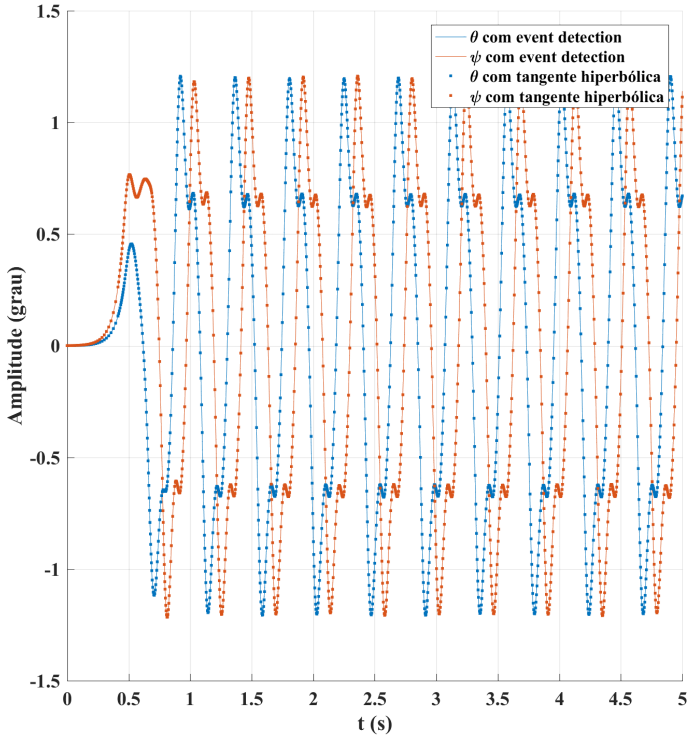
Fonte: Elaborado pelo autor.

Com a determinação dos parâmetros da Tab. 5.2, comparou-se as séries temporais providas pelos sistemas com ambas as representações como apresentado na Fig. 5.4. Dessa forma, como se observa ambas as representações para ambos os graus de liberdade se sobrepõem perfeitamente de tal modo que pode-se considerar que as implementações são equivalentes para a velocidade analisada.

Em seguida, passou-se a analisar o efeito do espaçamento da região de folga utilizando-se a representação descontínua com a aplicação do *Event detection*. Ademais, para as presentes análises fez-se o uso dos diagramas de bifurcação de extremos locais (inglês - *local extrema bifurcation*). Tal técnica pauta-se em identificar, a partir das séries temporais, os máximos e mínimos locais de modo a identificar pontos críticos, nos quais uma pequena variação promove a mudança de comportamento do sistema.

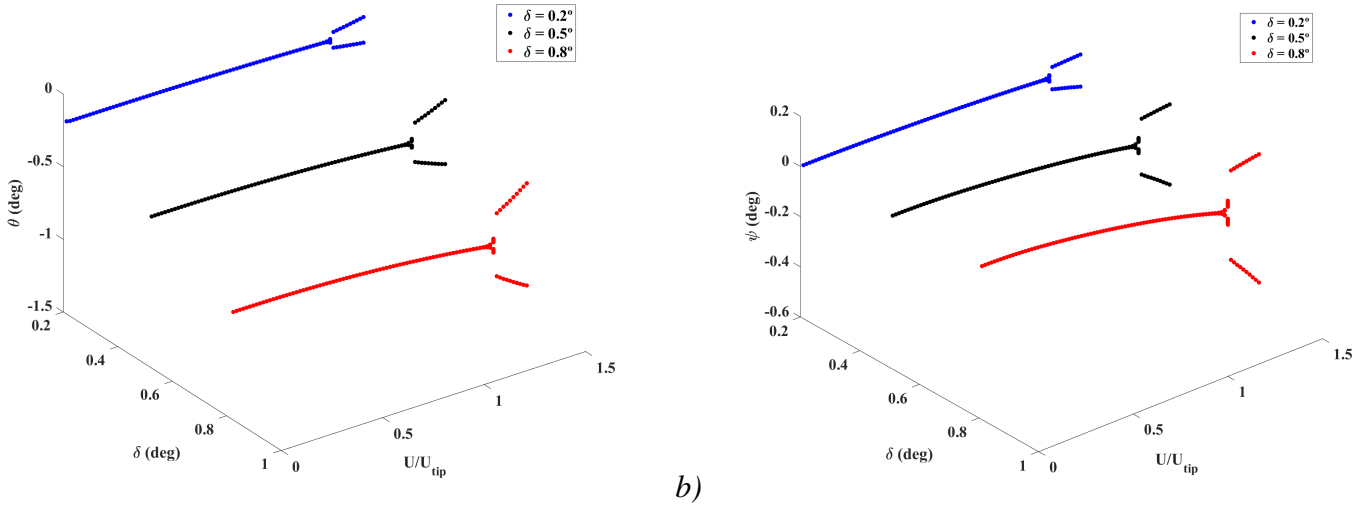
Como observado anteriormente o sistema em questão apresenta simetria em ambos os graus de liberdade, dessa forma aqui será analisado tanto a aplicação da folga de forma assimétrica, ou seja, quando essa se faz presente no grau de liberdade de arfagem, quanto simétrica, quando a folga é aplicada em ambos os graus de liberdade. Desse modo, variando-se a região de folga para $\delta = 0,2^o$, $\delta = 0,5^o$ e $\delta = 0,8^o$, obteve-se os resultados apresentados nas Figs. 5.5 e 5.6.

Figura 5.4: Comparação entre as respostas dos sistemas com representação descontínua e aproximação por tangente hiperbólica



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Figura 5.5: Efeito da aplicação da folga em θ na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ.



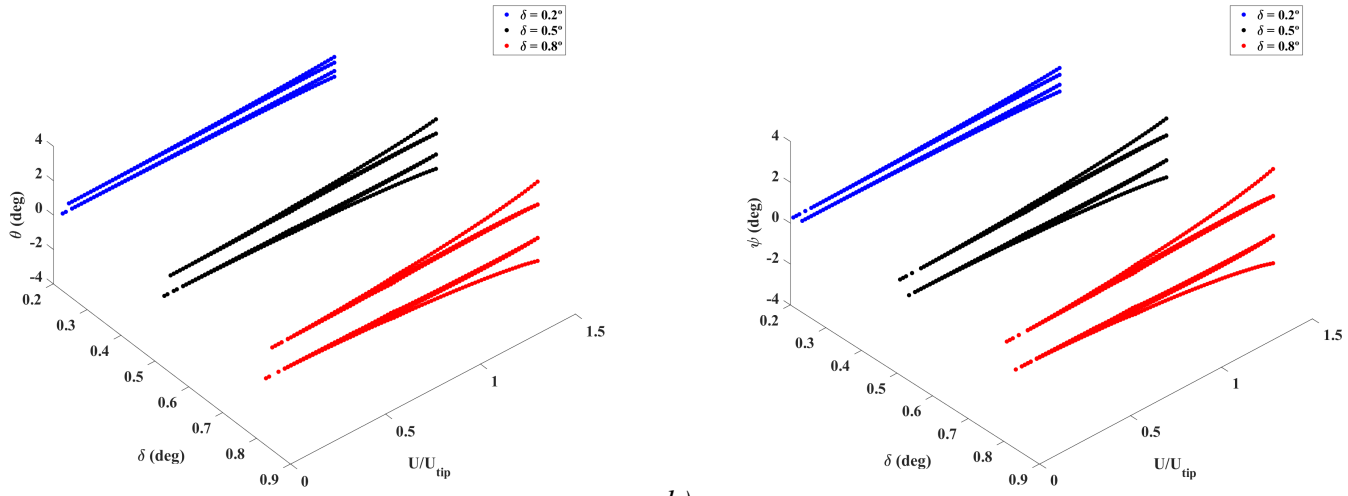
a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Começando pelo caso no qual a folga é aplicada apenas no grau de liberdade de arfagem, obteve-se os resultados apresentados na Fig. 5.5. Como é possível notar, a aplicação

da presente não linearidade em apenas um GDL não possui uma influência significativa na velocidade de *flutter*. Comparando todos os casos com as distintas regiões de folga, a velocidade de *flutter* permanece praticamente a mesma apresentada no caso linear, isto é, $U = 7.9$ m/s. No entanto, observa-se o *jump* ocorrido na bifurcação, caracterizando um comportamento subcrítico, ou seja, pode haver uma dependência das condições iniciais na velocidade de *flutter*. Nota-se ainda que esse *jump* torna-se mais pronunciado a medida que a região de folga é aumentada.

Figura 5.6: Efeito da aplicação da folga em ambos GDL na *a)* Resposta θ e *b)* Resposta ψ.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Contudo, quando a folga é aplica simetricamente, obteve-se os resultados apresentados na Fig. 5.6. Não importa qual a região de folga aplicada, o sistema apresenta oscilações não amortecidas desde o início das simulações, ou seja, para velocidades de escoamentos baixas. Ademais, observa-se que há duas bifurcações no sistema analisado. A primeira, que ocorre com baixas velocidades, apresenta uma amplitude quase que constatante até cerca de $U/U_{tip} = 0,2$, isto é $U = 1,216$ m/s, no momento em que se observa uma segunda bifurcação, que por sua vez demonstra um comportamento de aumento da amplitude com o aumento da velocidade do escoamento. Finalmente, como principal efeito do aumento da região de folga, nota-se que a amplitude máxima a cada velocidade do escoamento aumenta significativamente a partir da segunda bifurcação.

5.3 CONSIDERAÇÕES FINAIS

No presente capítulo foram observadas os efeitos promovido pela aplicação de rigidez *hardening* estrutural cúbica, bem como pela folga estrutural no sistema mecânico de forma simétrica, nos 2GDL, e assimétrica, em um único GDL.

Como esperado, o sistema com o *hardening* estrutural apresentou um comportamento supercrítico não apresentando, portanto uma disparidade entre as curvas com o aumento e redução de velocidade. Adicionalmente, notou-se que a presente não linearidade não afetou a velocidade de *flutter* observada no sistema linear, ou seja, 7,84 m/s.

Ademais, no regime de pós-*flutter* foi observado oscilações em ciclo limite, sendo que com o aumento da intensidade *hardening* houve a redução das amplitudes de oscilação, sendo tal efeito mais pronunciado no GDL que apresentava a não linearidade.

Já quando a folga estrutural tornou-se presente, o comportamento do sistema tornou-se subcrítico, uma vez que houve o aparecimento de um *jump* nas amplitudes de oscilações. Vale ser destacado que com o aumento da região de folga tal salto nas amplitudes de oscilação tornaram-se mais pronunciados. Notou-se ainda que quando o sistema apresentava folga em ambos os graus de liberdade, o sistema mecânico tornou-se bifurcado desde baixas velocidades de escoamento e apresentou uma segunda bifurcação, essa com um comportamento de amplitude crescente. Tal comportamento tornou-se mais pronunciado com o aumento da região de folga.

Finalmente, é necessário observar que foram realizadas as comparações do modelo com a aproximação via tangente hiperbólica com a representação descontínua através da comparação das séries temporais. Desse modo, pôde-se verificar que ambas as representações eram equivalentes para o sistema analisado.

Capítulo 6

O Modelo Piezo-Aeroelástico

A finalidade do presente capítulo é observar os efeitos provenientes da aplicação de transdutores piezoelétricos no sistema mecânico submetido ao *whirl-flutter*

Espera-se ao final da presente análise se determinar os parâmetros elétricos para que se otimize o sistema, no que diz respeito ao controle vibracional e postergação da velocidade *flutter*.

6.1 O MODELO PIEZO-AEROELÁSTICO PARA ANÁLISES DO *WHIRL-FLUTTER*

Tal constatação reside no fato de que durante as descrições para a avaliação da *energy harvesting* em vigas engastadas são adotados os deslocamentos lineares, ao passo que o modelo para a descrição da instabilidade do *whirl-flutter*, aqui utilizado, parte-se dos deslocamentos angulares.

Conforme o descrito por Erturk & Inman (2008) e De Marqui Jr et al. (2009) o acoplamento eletromecânico descrito por vigas engastadas, como apresentado nas Eqs. 3.29 e 3.30, são realizadas para os deslocamentos lineares a partir da ponta da viga. Ao mesmo tempo o modelo para a descrição do *whirl-flutter* aqui utilizado descreve o movimento em termos dos deslocamentos angulares θ e ψ, como se observa na Eq. 3.1. Contudo, observando mais profundamente as descrições de Erturk & Inman (2008), percebe-se que a modelagem do acoplamento eletromecânico em vigas surge a partir de movimentos angulares e que apenas é realizado uma transformação para que a descrição de deslocamentos lineares seja aplicada. Dessa forma, pode-se observar que através da deflexão transversal relativa em relação a sua base, $w_{rel}(x,t)$, a equação do movimento para a viga engastada com piezoelétrico, como descrito por Erturk & Inman (2008), é dada por:

$$\frac{\partial^2 M(x,t)}{\partial x^2} + c_s I \frac{\partial^5 w_{rel}(x,t)}{\partial^4 x \partial t} + c_a \frac{\partial w_{rel}(x,t)}{\partial t} + m \frac{\partial^2 w_{rel}(x,t)}{\partial t^2} = -m \frac{\partial^2 w_b(x,t)}{\partial t^2} - c_a \frac{\partial w_b(x,t)}{\partial t} \quad (6.1)$$

sendo que $w_b(x,t)$ é o movimento da base, $c_s I$ é o termo de amortecimento equivalente da seção transversal do compósito, c_a é o coeficiente de viscosidade do ar, m é a massa por unidade de comprimento da viga e o termo $M(x,t)$ é o momento interno de flexão.

Com o fim de obter tal momento, Erturk & Inman (2008) utilizam as equações constitutivas para o material piezoelétrico, assumindo a polarização na direção da espessura e assim é obtido o momento interno para a viga com o material piezoelétrico acoplado como:

$$M(x,t) = YI \frac{\partial^2 w_{rel}(x,t)}{\partial x^2} + \upsilon v(t) \quad (6.2)$$

sendo que YI é a rigidez de flexão da seção transversal da viga com o acoplamento e $v(t)$ a tensão aplicada sobre o piezoelétrico. Já o termo de acoplamento υ, assumindo que o piezoelétrico cobre toda a superficie da viga, é dado por:

$$\upsilon = -\frac{Y_p d_{31} b}{2h_p} \left(h_c^2 - h_b^2\right) \quad (6.3)$$

sendo Y_p o módulo de Young do material piezoelétrico, d_{31} é a constante piezoelétrica cujo valor é -190 (pm/V) e b a largura da viga. Já h_p é a espessura do material piezoelétrico, h_b a posição da base da camada piezoelétrica a partir do eixo neutro e h_c a posição do topo da camada piezoelétrica a partir do eixo neutro. Vale aqui notar que, por estar se escrevendo o momento interno, o acoplamento, υ, deve possuir uma unidade de Nm/V, de tal maneira que acaba descrevendo os deslocamentos angulares e, portanto, pode ser utilizado no modelo aqui implementado.

Além disso, durante suas descrições, Erturk & Inman (2008) definem a capacitância estática da camada piezoelétrica em termos da geometria de tal camada. Logo, a capacitância, C_p é dada por:

$$C_p = \frac{\epsilon_{33}^S b L}{h_p} \quad (6.4)$$

sendo ϵ_{33}^S é a permissividade de valor 15,33 nF/m e L o comprimento do piezoelétrico.

Por fim, as alturas h_b e h_c são definidas como:

$$h_b = h_{pa} - h_p \tag{6.5}$$

$$h_c = h_{pa} \tag{6.6}$$

sendo que

$$h_{pa} = \frac{h_p^2 + 2nh_ph_s + nh_s^2}{2(h_p + nh_s)} \tag{6.7}$$

sendo $n = Y_s/Yp$, com Y_s é o módulo de Young da subestrutura.

Com as eqs. 6.3 e 6.4 pode-se então realizar as modificações necessárias no modelo descrito pelas eqs. 3.29 e 3.30 descrevendo o acoplamento em termos angulares. Vale notar ainda que tanto o acoplamento piezoelétrico quanto a capacitância do mesmo são escritos em termos de seus parâmetros geométricos e pode-se analisar diferentes configurações para se obter uma melhor resposta no que se diz respeito a atenuação de vibrações e coleta de energia.

Adicionalmente, é fundamental perceber que, assim como afirmado anteriormente, caso aplique-se duas camada piezoelétricas em série (*bimorph harvester*), o acoplamento eletromecânico é mantido o mesmo que o caso *unimorph harvester*, porém a capacitância equivalente deve ser a metade de uma camada única (DE MARQUI JR et al., 2009). Todo o equacionamento para se obter tal configuração pode ser encontrado em detalhes no artigo de Erturk & Inman (2009), de forma que se define a capacitância equivalente em série, $C_{(p,bimorph)}$, como:

$$C_{(p,bimorph)} = \frac{C_p}{2} \tag{6.8}$$

6.2 APLICAÇÃO DE PIEZOELÉTRICOS NO SISTEMA AEROELÁTICO LINEAR

Com a implementação das descrições realizadas por Erturk & Inman (2008, 2009) e De Marqui Jr et al. (2009) pode-se realizar a adaptação do modelo previamente im-

plementado descrevendo-se o acoplamento piezoelétrico em vigas engastadas em termos angulares. Assim, para que se pudesse iniciar as análises com o modelo modificado com o acoplamento piezoelétrico utilizou-se os parâmetros como definidos na Tab. 6.1.

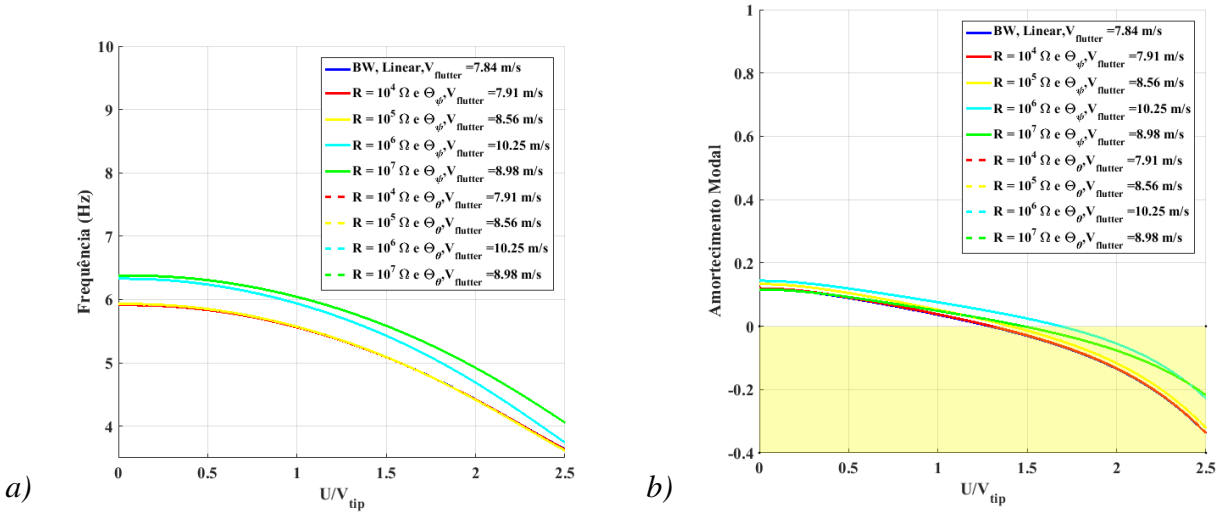
Tabela 6.1: Parâmetros físicos para o cálculo do acoplamento e capacitância piezoelétricas.

Descrição	**Valor**
Comprimento do piezoelétrico, L	$53,84\ 10^{-3}m$
Largura da viga, b	$0,02m$
Espessura da subestrutura h_s	$0,5\ 10^{-3}m$
Espessura do piezoelétrico, h_p	$0,4\ 10^{-3}m$
Módulo de Young da subestrutura, Y_s	$100\ 10^{9}Pa$
Módulo de Young do piezoelétrico, Y_p	$66\ 10^{9}Pa$
Constante piezoelétrica, d_{31}	$-190\ 10^{-12}m/V$
Permissividade, ϵ^s_{33}	$15,93\ 10^{-9}F/m$

Fonte: Adaptado de Erturk & Inman (2008)

Dessa forma, com a utilização dos dados apresentado nas Tabs. 4.1 e 6.1 e calculando os autovalores através da Eq. 3.32 e, em seguida, a frequência e o amortecimento modais, pelas Eqs. 3.13 e 3.14, foi analisado o caso em que se possui um único piezoelétrico acoplado, ou seja, para o caso *unimorph harvester* aplicado em cada grau de liberdade de forma independente e obteve-se os resultados apresentados na Fig. 6.1.

Figura 6.1: Efeito da aplicação da configuração *unimorph harvester a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



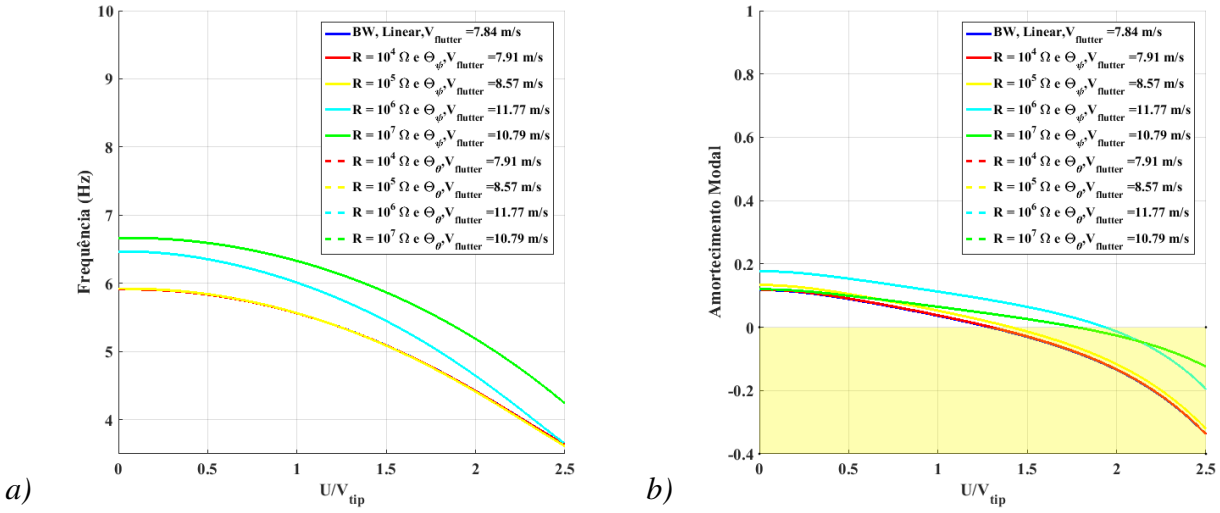
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Como se observa nas Fig. 6.1 com o aumento da resistência externa há o aumento

da frequência modal do sistema rotor-nacele. Ao mesmo tempo, devido à aplicação da camada piezoelétrica nota-se que a resistência externa afeta a velocidade linear de *flutter*. Com o aumento da resistência externa de $R_e = 10^4$ até $R_e = 10^6$ Ohms percebe-se que a velocidade linear de *flutter* é aumentada de $7,91$ m/s para $10,25$ m/s. Porém, para resistência mais elevada, caso de $R_e = 10^7$ Ohms, nota-se que a velocidade linear de *flutter* começa a ser reduzida, quando se compara com o caso de $R_e = 10^6$ Ohms, visto que para a primeira tal velocidade ocorre em cerca de $8,98$ m/s, ao passo que para a segunda ocorre em $10,25$ m/s.

Em seguida, analisou-se o caso no qual se possui dois piezoelétricos acoplados em série em uma viga engastada, ou seja, caso *bimorph harvester*, como descrito por Erturk & Inman (2009), novamente aplicadas em um único grau de liberdade. É necessário notar que o acoplamento piezoelétrico torna-se o mesmo que o para o caso de uma única piezocerâmica acoplada. Contudo, a capacitância equivalente para o caso *bimorph* torna-se a metade do caso *unimorph*. Dessa forma, obteve-se os resultados apresentados na Fig. 6.2.

Figura 6.2: Efeito da aplicação da configuração *bimorph harvester a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



a) *b)*

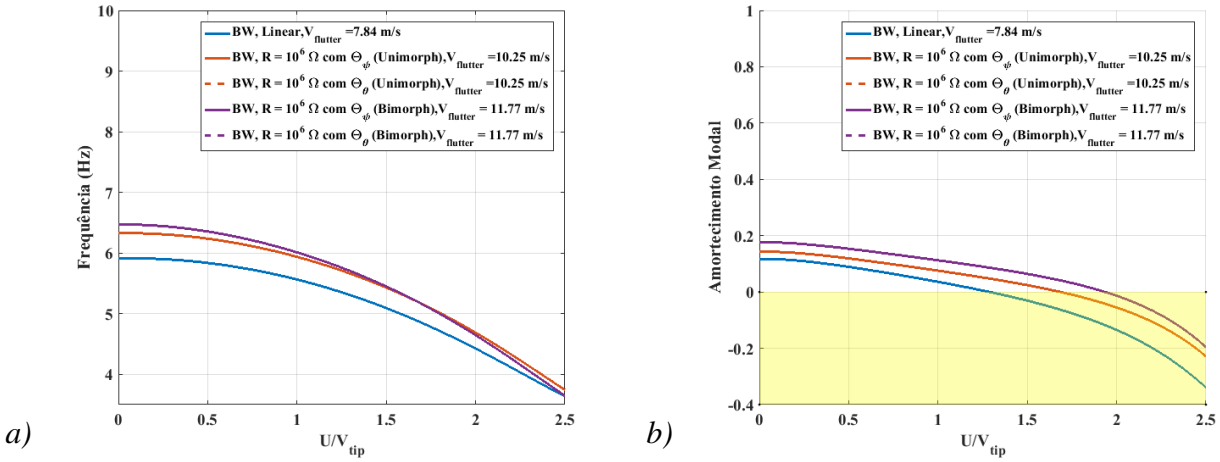
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

A partir da Fig. 6.2*a)*, da mesma forma que ocorre no caso *unimorph*, com o aumento da resistência externa há o aumento da frequência do modo de *backward*. Ao mesmo tempo a velocidade linear de *flutter* é aumentada, como apresentado na Fig. 6.2*b)*, de forma que para $R_e = 10^4$ Ohms observa-se que a velocidade linear de *flutter* é a mesma

que a apresentada para o caso *unimorph*, ou seja, de $7,91$ m/s. Com o aumento da resistência até $R_e = 10^6$ Ohms há o aumento da velocidade linear de *flutter*, assim como o caso *unimorph*, no entanto, a velocidade obtida para o presente caso foi de cerca de $11,77$ m/s superior a velocidade com uma única camada piezoelétrica que foi de cerca de $10,25$ m/s. Adicionalmente, para a resistência de $R_e = 10^7$ Ohms novamente houve a redução da velocidade linear de *flutter* em comparação ao caso de $R_e = 10^6$ Ohms, porém tal velocidade de $10,79$ m/s ainda é superior a velocidade obtida para o caso *unimorph* com $R_e = 10^7$ Ohms.

Vale ainda notar que em todos os casos, sejam os *unimorph* ou *bimorph*, as respostas dos autovalores e das frequências obtidas eram simétricas quando se aplicou o piezoelétrico tanto no grau de liberdade de arfagem quanto no de guinada.

Figura 6.3: Comparação casos *unimorph* e *bimorph*. *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Comparando-se de forma mais clara os sistemas *unimorph* e *bimorph harvesters*, tomando o caso com os circuitos com resistência externa de $R_e = 10^6$ Ohms, caso no qual obteve-se a maior velocidade linear de *flutter*, foi possível obter os resultado apresentado na Fig. 6.3. Desse modo, fica clara que para um maior aumento na velocidade de *flutter* deve-se utilizar o sistema na configuração *bimorph harvester*.

Em termos de controle, a postergação da velocidade de *flutter* obtida nos resultados acima torna-se importante, uma vez que com tal aumento há o aumento das margens de estabilidade de operação do rotor aplicado. Isso devido ao fato e que até se atingir essa nova velocidade de *flutter*, o sistema apresentará movimentos vibratórios amortecidos

garantindo, portanto, a integridade estrutural da aeronave.

Adicionalmente, o efeito no incremento na velocidade de *flutter* pode ser explicado devido ao aumento do amortecimento estrutural através do efeito *shunt damping*. Com o movimento vibracional da estrutura há a conversão de energia mecânica para elétrica devido ao efeito piezoelétrico direto. Como o piezoelétrico é associado a uma resistência externa há a dissipação de energia através do circuito externo e, por conseguinte, adiciona-se um amortecimento a estrutura reduzindo-se a amplitude de oscilação. Esse efeito do aumento de amortecimento à estrutura, adicionado a questões relacionadas à aerodinâmica, acabam também por influenciar a variação da frequência. No caso, da configuração *bimorph* o ganho superior na velocidade, em comparação com a configuração *unimorph*, pode ser entendida por conta da redução da capacitância equivalente do sistema. Como cada camada piezoelétrica pode ser modelada como um capacitor, ao se associar dois capacitores em série há a redução pela metade da capacitância do caso *unimorph*, assim implicando em um sistema que possui uma capacidade de armazenar a metade da carga original. Dessa forma, essa diferença acaba por ser dissipada no circuito externo aplicado aumentando o efeito *shunt damping*.

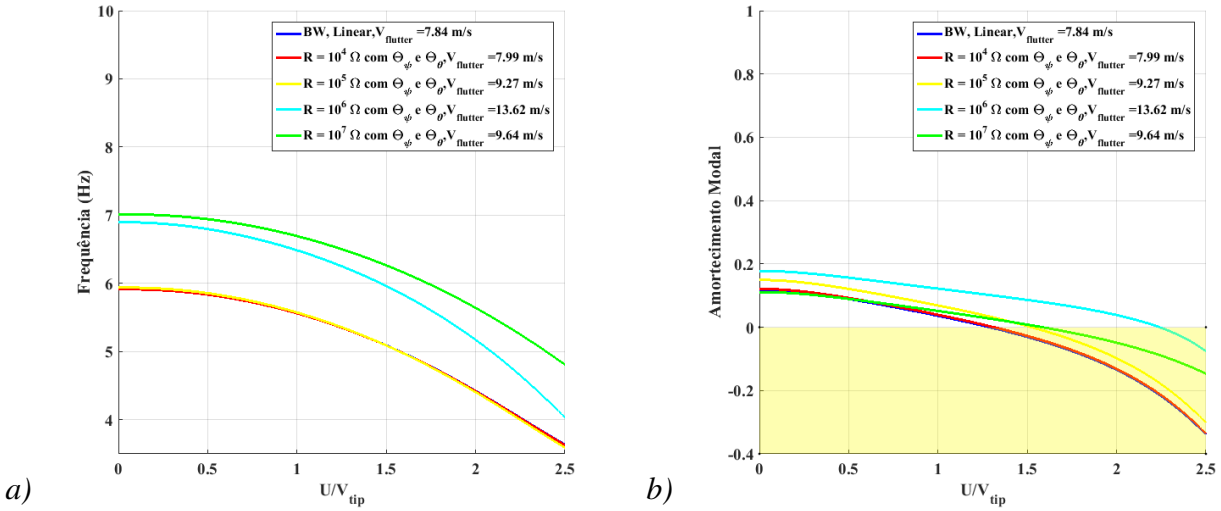
Com a análise dos casos *unimorph* e *bimorph harvesters* aplicados em um único grau de liberdade, ou seja, ou aplicado no GDL de arfagem ou no de guinada, pode-se então observar os efeitos quando os piezoelétricos são aplicados simultaneamente em ambos os GDL.

Utilizando os dados das Tabs. 4.1 e 6.1 e considerando o caso *unimorph harvester* foram obtidos os resultados apresentados Fig. 6.4.

Assim como quando se aplicou o piezoelétrico em um único grau de liberdade, resultados apresentados nas Fig. 6.1, ao se aplicar o piezoelétrico em ambos os GDL, efeitos similares podem ser observados, como exibido na Fig. 6.4. Contudo, o efeito na postergação da velocidade de *flutter* e o aumento da frequência no presente caso foram maiores que no caso quando se aplicou em um único GDL.

No caso da aplicação nos 2GDL, os efeitos foram similares aos obtidos na aplicação assimétrica. Novamente ao se aplicar os piezoelétricos com uma resistência de $R_e = 10^4 ohms$ houve um leve aumento na velocidade de *flutter* de $7,99$ m/s, porém superior ao caso assimétrico. Já a velocidade máxima de *flutter* obtida foi para o caso com $R_e = 10^6$ Ohms obtido foi de $13,62$ m/s. Porém, atingindo-se $R_e = 10^7$ Ohms a velocidade de

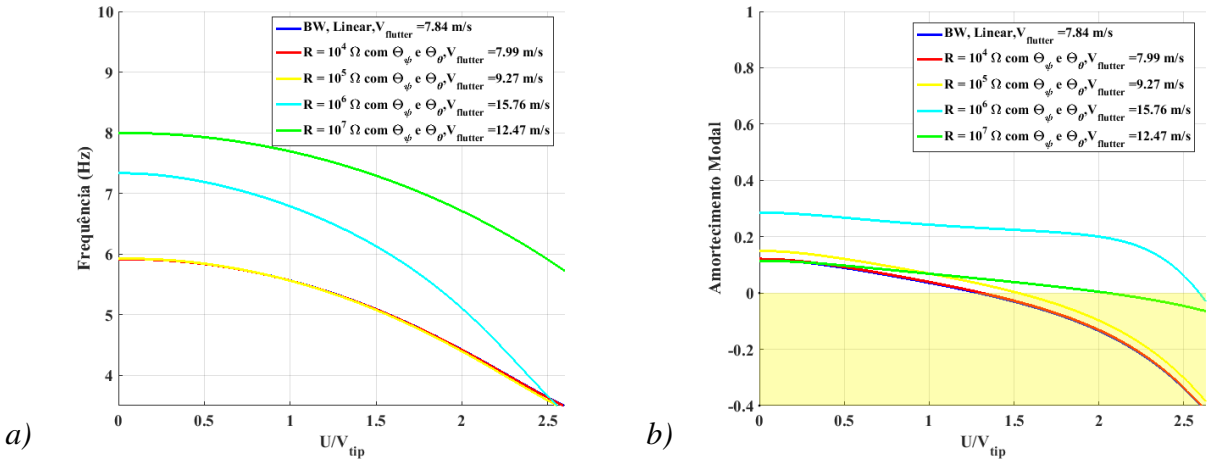
Figura 6.4: Efeito da aplicação da configuração *unimorph harvester* simétrica na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

flutter foi reduzida para $9,64$ m/s.

Figura 6.5: Efeito da aplicação da configuração *bimorph harvester* simétrica na *a)* Variação da frequência e *b)* Variação do amortecimento.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

No caso da aplicação nos 2GDL, com a configuração *bimorph* os efeitos também foram similares aos obtidos na aplicação assimétrica. De tal maneira que destaca-se a velocidade máxima obtida com $R_e = 10^6$ Ohms que foi de $15,76$ m/s. E mesmo com uma redução quando se alcançou $R_e = 10^7$ Ohms para $12,47$ m/s, os efeitos no ganho de velocidade foram superiores aos respectivos casos *unimorph*.

Por fim, é fundamental notar que o efeito no incremento na velocidade do sistema

ocorre por conta do efeito *shunt damping*. No caso, como são aplicados piezoelétricos nos dois graus de liberdade o efeito se torna mais pronunciado. Dessa forma, com o aumento do amortecimento da estrutura, em concomitância a efeitos aerodinâmicos, há o aumento da frequência do sistema.

6.3 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Com os resultados do presente capítulo, foi possível obter o modelo piezo-aeroelástico para a descrição de movimentos angulares e avaliar o efeito da aplicação dos piezoelétricos no comportamento aeroelástico do sistema.

Inicialmente, foram buscadas formas de se descrever o acoplamento elétrico em termos de momentos ao invés de forças. Para isso foi implementado tal acoplamento e a capacitância estática em termos das propriedades físicas e geométricas do material piezoelétrico.

Com a implementação, foram avaliadas as configurações *unimorph* e *bimorph harvester* aplicado-se o material piezoelétrico em um único GDL e em ambos. Em todas as situações analisadas foram observados que a resistência que otimizava o sistema, em termos de postergação da velocidade de *flutter* e, consequentemente, controle vibracional, foi a $R_e = 10^6 ohms$, sendo que quando se aplicou a configuração *bimorph* em ambos os GDL, obteve-se o maior incremento na velocidade de *flutter* dentre todas as configurações analisadas.

Tal ganho na velocidade pode ser explicado pelo efeito *shunt damping*, que aumenta o amortecimento estrutural. Adicionalmente, houve a intensificação dos efeitos observados na aplicação em 2GDL, em comparação a aplicação assimétrica. Ademais, devido à capacidade do sistema de armazenar a metade da carga na configuração *bimorph harvester* quando comparado com o caso *unimorph*, a primeira acabou por engendrar um maior ganho na faixa de velocidades que a segunda, de modo a dissipar uma maior quantidade de energia no resistor externo. Além disso, a frequência do sistema foi aumentada por influência dos fatores ora mencionados e por causa de efeitos aerodinâmicos.

Capítulo 7

Sistema eletromecânico com não linearidades estruturais

O presente capítulo busca a avaliação do efeito das não linearidades *hardening* e folga estruturais em concomitância ao acoplamento piezoelétrico no sistema submetido a instabilidade de *whirl-flutter*.

Espera-se determinar os efeitos da não linearidade e do piezoelétrico simultaneamente aplicados na amplitude de oscilação, na postergação da velocidade de *flutter* e no comportamento aeroelástico do sistema.

7.1 O *EfITOS DO HARDENING ESTRUTURAL*

Após a investigação dos efeitos da não linearidade cúbica *hardening* estrutural pode-se, então, observar o efeito combinado da não linearidade em questão e com o acoplamento piezoelétrico. Dessa forma, analisou-se os casos nos quais a não linearidade era mais intensa, ou seja, quando β_θ e β_ψ possuíam o valor de 1000, aplicando-a em ambos os graus de liberdade separadamente e de forma simétrica, mantendo-se sempre os piezoelétricos aplicadas no grau de liberdade de guinada ou em ambos GDL. Em todos os casos foram analisados os comportamentos do sistema não linear quando uma única camada piezoelétrica e quando eram aplicadas duas camadas piezoelétricas em série. Assim, obtiveram-se os resultados apresentados nas Figs. 7.1 até 7.8

De forma geral, assim como no caso no qual apenas a rigidez não linear *hardening* estrutural, houve o aparecimento de oscilações em ciclo limite no regime após a velocidade de *flutter*, de tal maneira que o grau de liberdade que apresentava a não linearidade cúbica possuía um aumento de amplitude menor que o grau de liberdade que não a apresentava,

como se observa nas Figs.7.1 até 7.5. Porém, a aplicação de piezoelétricos no sistema não linear acaba por provocar efeitos adicionais aos casos com apenas a não linearidade estrutural.

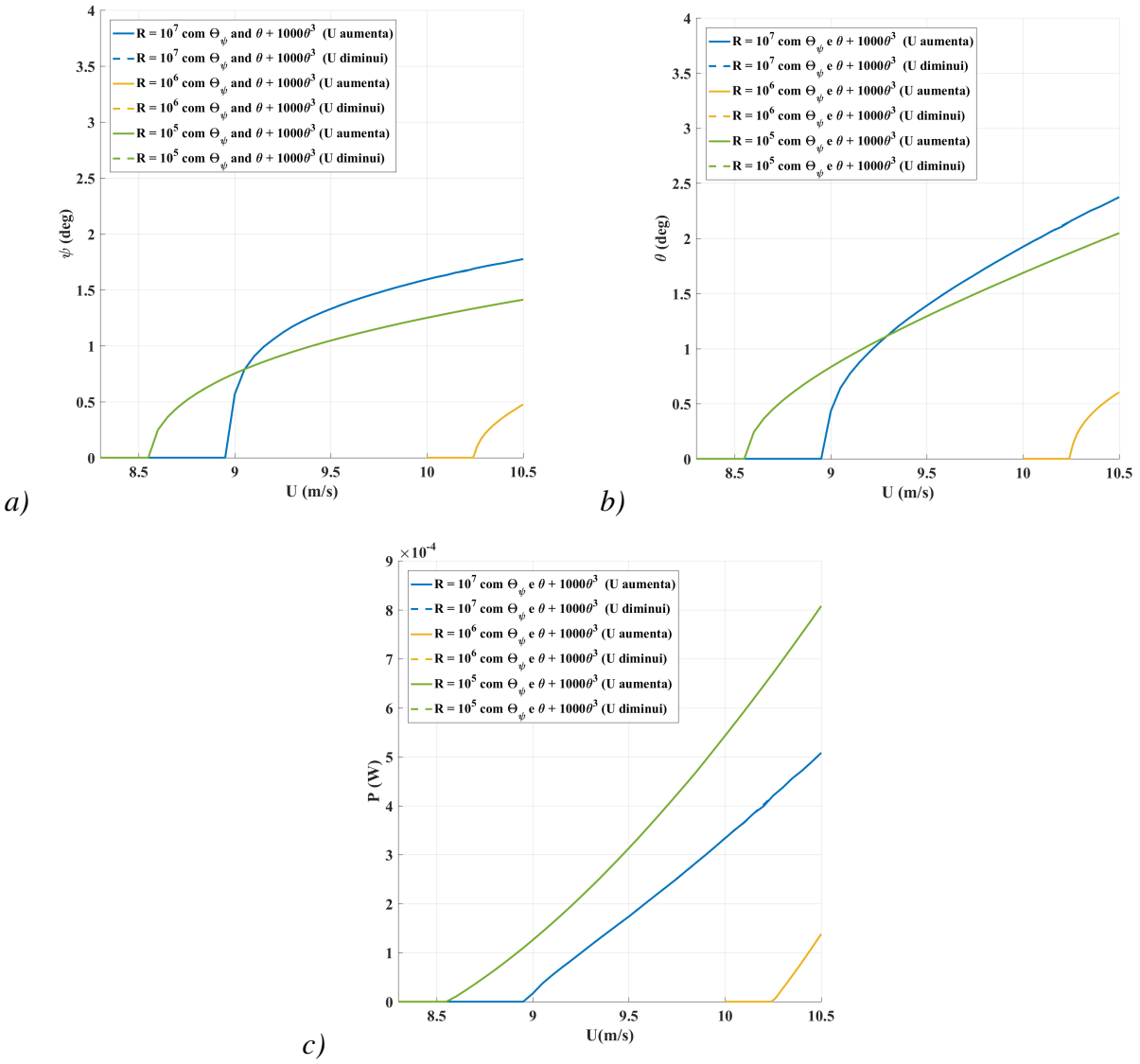
Assim como para o sistema linear a aplicação de piezoelétricos provocaram o aumento da velocidades de *flutter*, de tal maneira que as velocidades aqui obtidas foram as mesmas que as observadas no caso linear, tanto para o caso *unimorph* quanto para o *bimorph*. Contudo, apenas para o caso no qual a não linearidade em arfagem e os piezoelétricos na configuração *bimorph* no grau de liberdade de guinada, houve a mudança do comportamento observado no caso puramente não linear no que diz respeito a bifurcação de Hopf, ou seja, o sistema deixou de ser supercrítico e tornou-se subcrítico.

Iniciando pelas Figs. 7.1 e 7.2 casos nos quais o piezoelétricos são aplicados em ψ e a não linearidade é aplicada em θ. Como se nota para o caso *unimorph*, Fig. 7.1, a aplicação da não linearidade nos deslocamentos angulares θ possui um maior efeito supressor que a aplicação do piezoelétrico no grau de liberdade ψ, quando se compara as Figs. 7.1a e 7.1b. Adicionalmente, a variação da resistência, como foi comentado anteriormente, influencia na velocidade de *flutter*. Ademais, para o caso *unimorph* o comportamento do sistema foi supercrítico para todas as resistências avaliadas, algo que muda para o caso *bimorph* para a resistência de ordem de $R_e = 10^7$ Ohms, na qual o sistema apresentou um comportamento subcrítico, como observado na Fig. 7.2. Observa-se ainda que em ambos os casos a resistência ótima, considerando a postergação da velocidade de *flutter*, foi a $R_e = 10^6$ Ohms, sendo que o caso *bimorph* forneceu uma maior possibilidade de incremento na velocidade de *flutter* que o caso *unimorph* devido à intensificação do efeito *shunt damping*. Considerando a coleta de energia, para o caso *unimorph* a resistência ótima, dentre as analisadas, para a faixa de velocidades observadas foi $R_e = 10^5$ Ohms. No caso do acoplamento em série, para a faixa de velocidades observada, para até aproximadamente 12 m/s a resistência que maximizou a coleta de energia foi $R_e = 10^5$ Ohms e para velocidades mais elevadas $R_e = 10^7$ Ohms.

Partindo agora para o caso no qual tanto a rigidez cúbica *hardening* e os piezoelétricos são aplicadas no mesmo grau de liberdade ψ foi possível obter os resultados apresentados nas Figs. 7.3 e 7.4.

Para o caso *unimorph*, Fig. 7.3, observa-se que o comportamento do sistema é super-

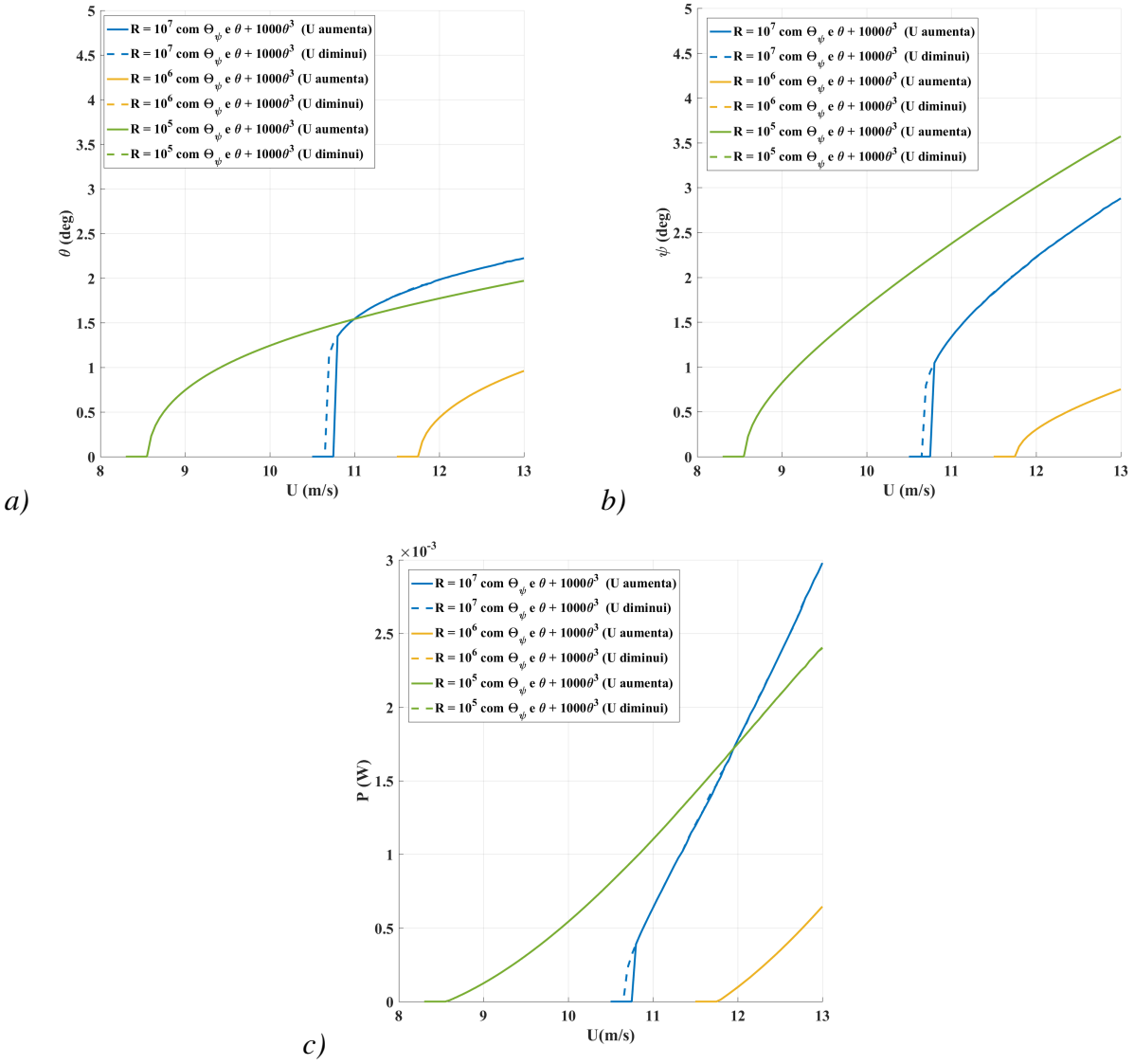
Figura 7.1: Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em θ com *harvesting* em ψ, caso *unimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

crítico para todas as resistências observadas, a partir da análise da bifurcação de Hopf. Em termos de amplitude de oscilação, a resistência que fornece a menor oscilação em ciclo limite no regime pós-*flutter* com o maior aumento na velocidade de *flutter* é, novamente, a resistência de $R_e = 10^6$ Ohms. Diferentemente do apresentado nos casos nos quais a rigidez não linear e o piezoelétrico eram aplicados em graus de liberdade distintos, no presente caso percebe-se que para o caso da resistência $R_e = 10^5$ Ohms as amplitudes de oscilação em ambos GDL tornam-se superiores ao caso de $R_e = 10^7$ Ohms algo que não ocorreu em casos anteriores. Por fim, observando a potência obtida, novamente houverem duas resistências ótimas para a maior coleta de energia. Se o regime de velocidades for

Figura 7.2: Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em θ com *harvesting* em ψ, caso *bimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência.



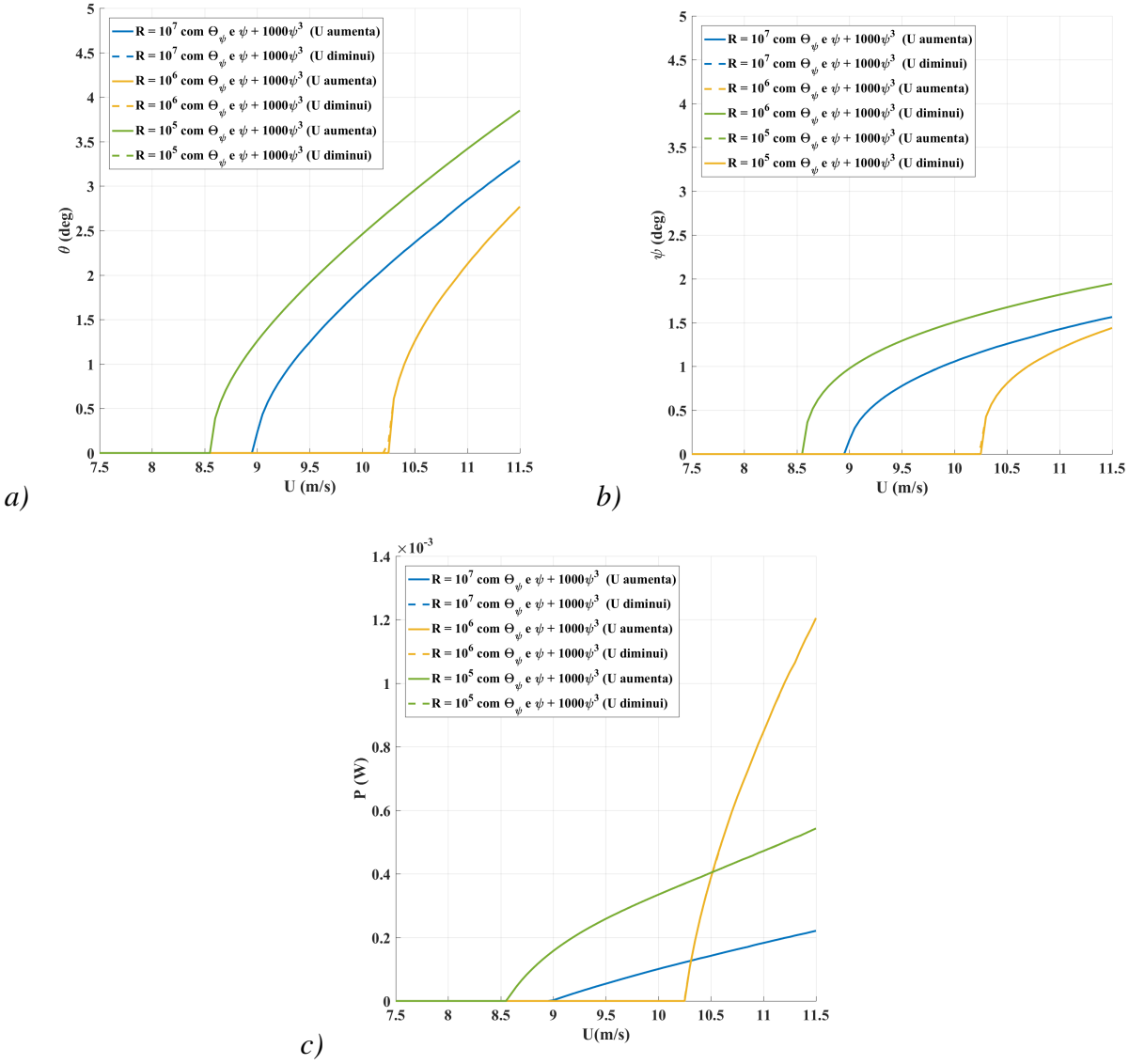
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

até aproximadamente 10.5 m/s a resistência ótima foi de $R_e = 10^5$ Ohms. Porém, para velocidades mais elevadas, a resistência ótima torna-se $R_e = 10^6$ Ohms, como pode se observar na Fig. 7.3c.

Analisando agora o caso *bimorph* quando os piezoelétricos e a não linearidade são aplicadas no grau de liberdade de guinada (ψ), obteve-se a Fig. 7.4.

Comparando todos os casos dispostos na Fig.7.4 verifica-se a resistência de $R_e = 10^6$ Ohms de fato fornece a menor amplitude de oscilação associada a maior postergação da velocidade de *flutter* dentre todas as resistências analisadas. Adicionalmente, nota-se que

Figura 7.3: Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ com *harvesting* em ψ, caso *unimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência.



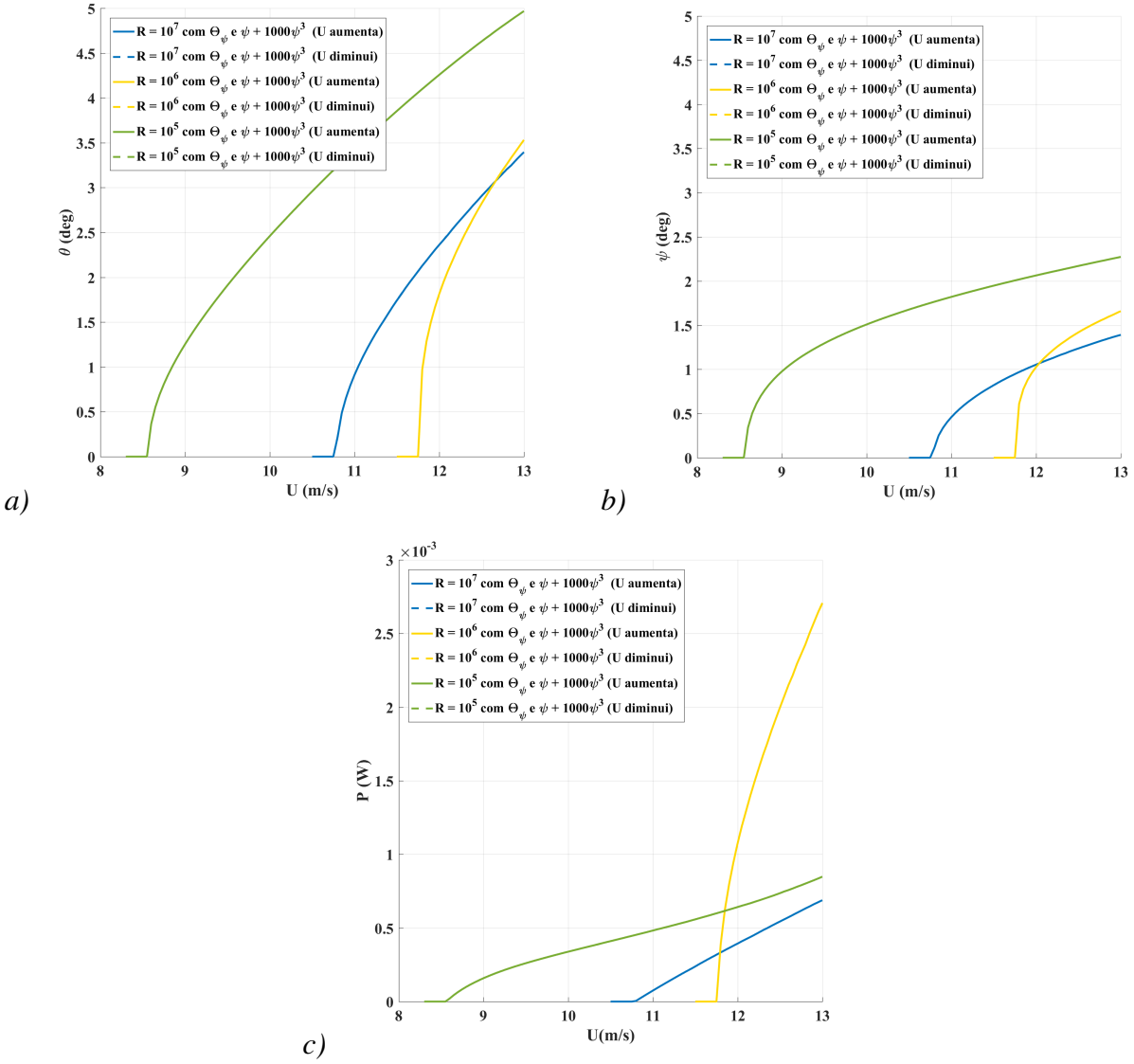
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

a bifurcação de Hopf para essa condição fornece um único comportamento para o sistema, o comportamento supercrítico. Ademais, em termos de coleta de energia, as resistências $R_e = 10^5$ Ohms e $R_e = 10^6$ Ohms abarcaram as condições ótimas fornecendo as maiores potências de pico para o regime de velocidades analisadas.

Seguindo o conjunto de análises do sistema não linear com a aplicação de piezoelétricos, observou-se o comportamento com a aplicação da não linearidade em ambos os graus de liberdade e com o piezoelétrico aplicado em ψ, Figs. 7.5 e 7.6.

Para o caso *unimorph*, o grau de liberdade com aplicação do piezoelétrico possui am-

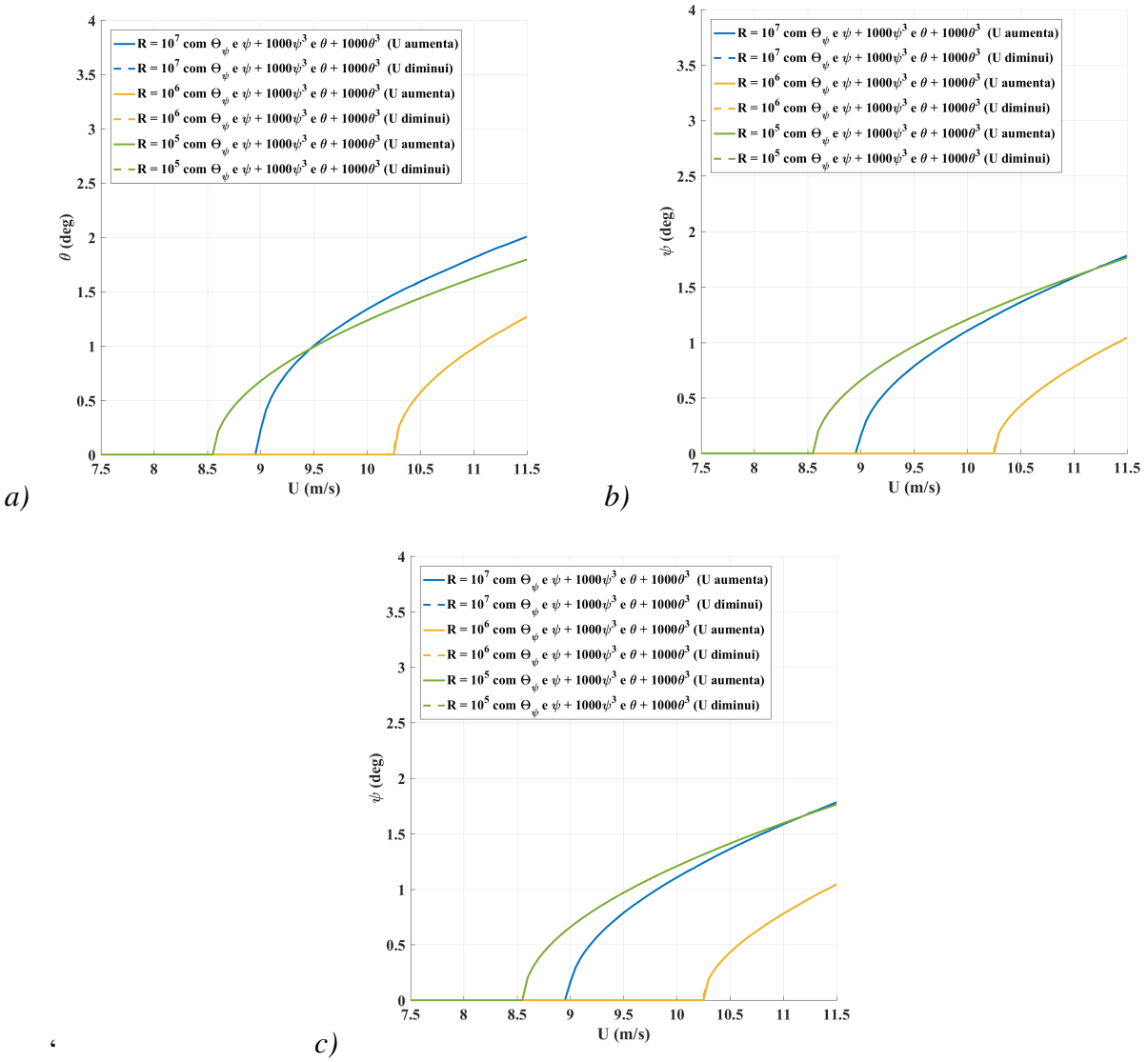
Figura 7.4: Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ com *harvesting* em ψ, caso *bimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

plitude de oscilação em ciclo limite menores que o graus de liberdade sem o piezoelétrico. Para os casos analisados a resistência $R_e = 10^7$ Ohms apresenta o comportamento super-crítico. Adicionalmente, assim como nos casos *unimorph* analisados anteriormente, a resistência que promove a menor amplitude de oscilação com o maior ganho na velocidade de *flutter* foi a $R_e = 10^6$ Ohms. Ademais, em termos de potência obtida, a resistência ótima a ser considerada para o regime de velocidades analisadas é a $R_e = 10^5$ Ohms, no entanto caso o sistema consiga atingir velocidades superiores as analisadas, a resistência ótima para a maximização da coleta de energia torna-se $R_e = 10^6$ Ohms.

Figura 7.5: Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ e θ com *harvesting* em ψ, caso *unimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência.



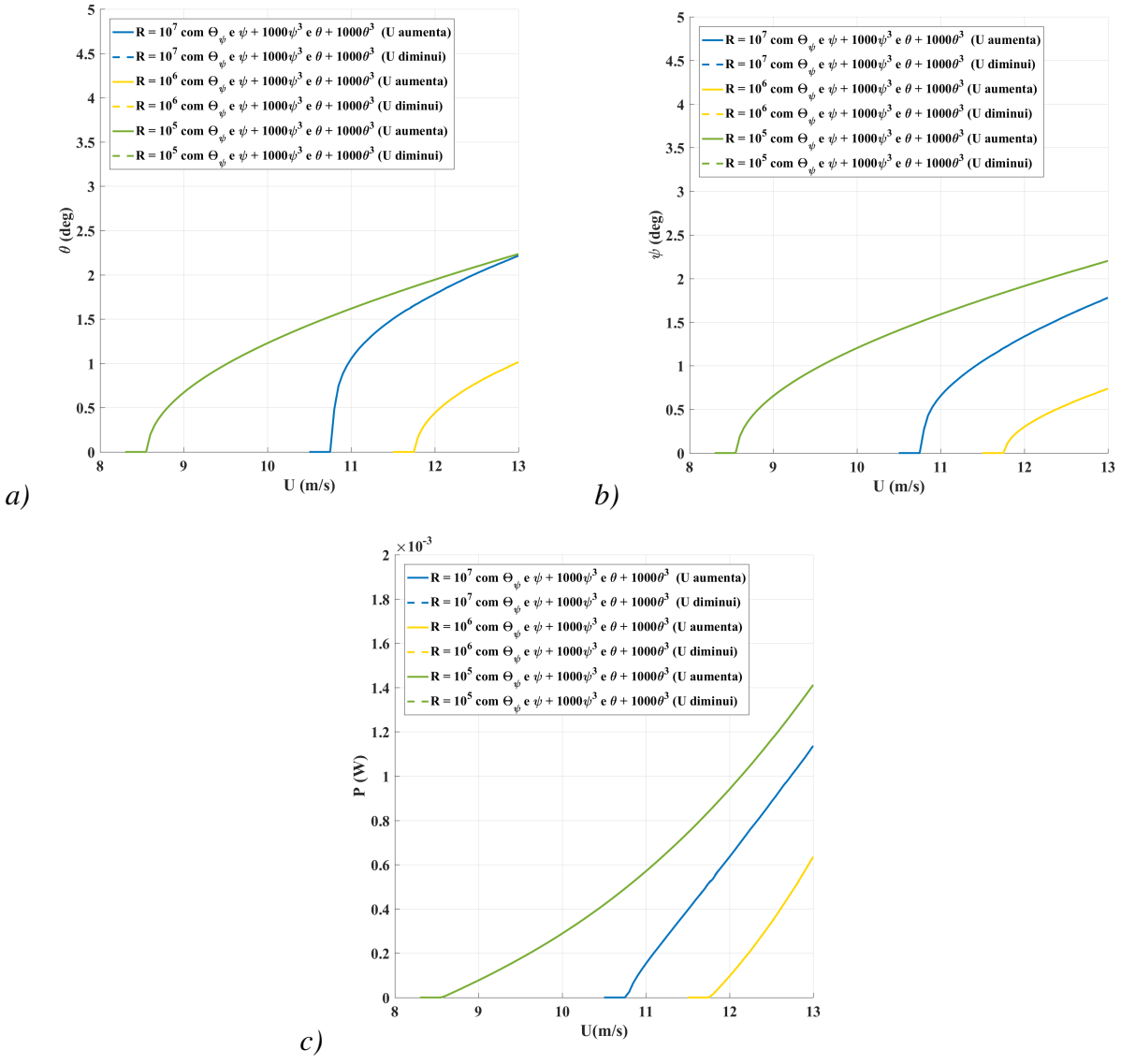
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Para o caso *bimorph* observa-se que no presente caso as amplitudes em ambos os graus de liberdade têm a tendência de crescimento menores quando se compara com o caso do piezoelétrico e a rigidez não linear são aplicadas em um único GDL. Ademais, a resistência ótima para a maximização da coleta de energia é $R_e = 10^5$ Ohms.

Finalmente, considerando aplicações simétricas tanto para o *hardening* quanto para o *harvesting* para as configurações *unimorph* e *bimorph*, Figs. 7.7 e 7.8. Para ambos os casos independentemente da resistência aplicada o comportamento do sistema através da bifurcação de Hopf é supercrítico. Adicionalmente, observando a coleta de energia, para a faixa de velocidades, a resistência ótima observada foi $R_e = 10^5$ Ohms. Já para a

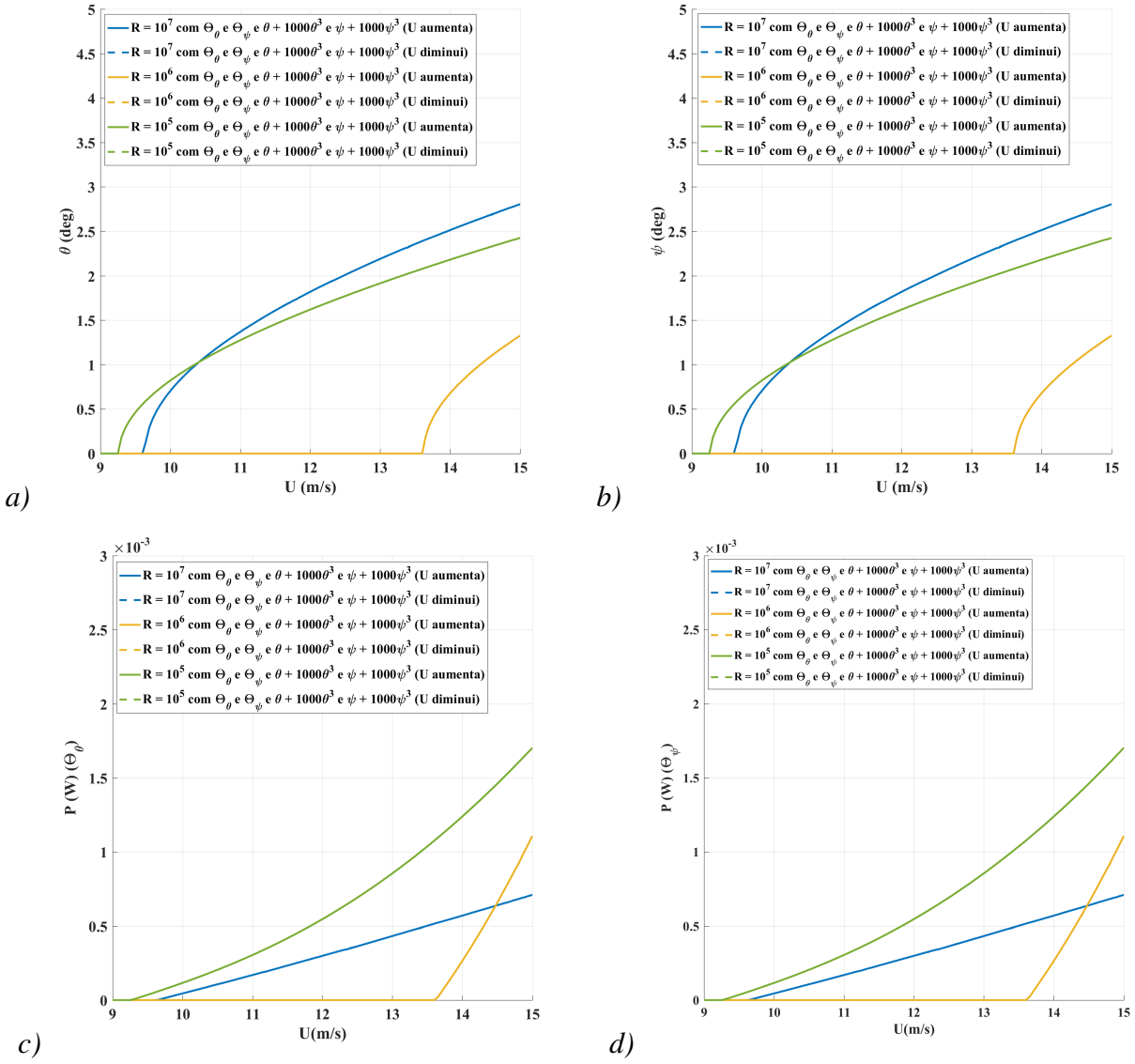
postergação da velocidade de *flutter* novamente a resistência ótima foi $R_e = 10^6$ Ohms. Vale notar que a aplicação simétrica promove os maiores ganhos na velocidade dentre todas as configurações analisadas. Para o caso *unimorph* as velocidades máximas obtidas foram próximas de 13.7 m/s. Já para o caso *bimorph* as velocidades máximas obtidas foram próximas de 16 m/s.

Figura 7.6: Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ e θ com *harvesting* em ψ, caso *bimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ e *c)* Resposta para a potência.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Figura 7.7: Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ e θ com *harvesting* em ψ e θ, caso *unimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ, *c)* Resposta para a potência em θ e *d)* Resposta para a potência em ψ.

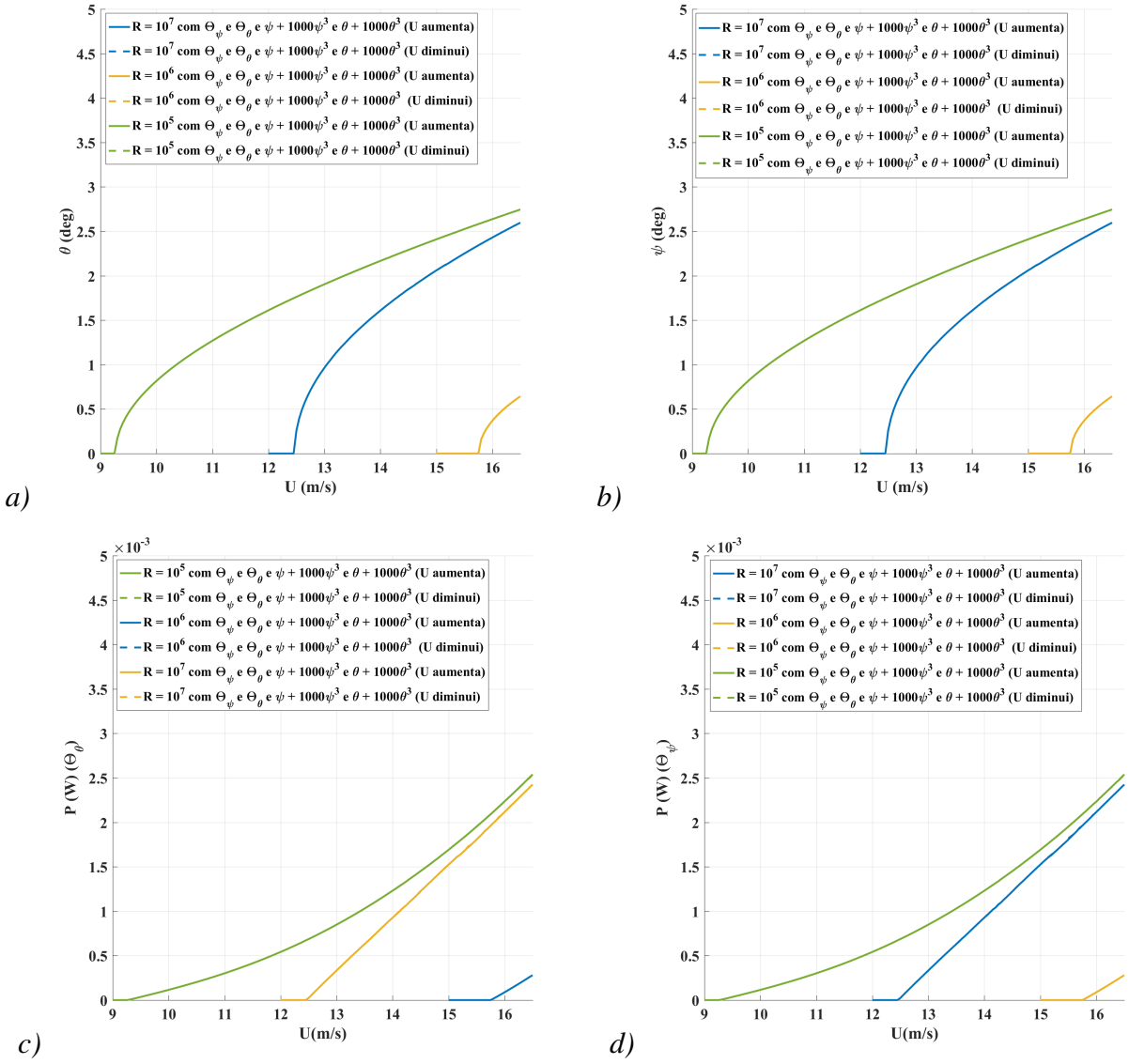


Fonte: Elaborado pelo próprio autor

7.2 EFEITOS DA FOLGA ESTRUTURAL

Com o intuito de se observar o efeito piezoelétrico direto no para o controle vibracional da instabilidade *whirl-flutter* foram utilizados os parâmetros apresentados nas Tabs. 4.1 e 6.1. Note ainda que para as presentes análises fez-se o uso dos diagramas de bifurcação de extremos locais. Adicionalmente, foram observados os efeitos da variação da resistência externa, bem como a variação da região de folga com a resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms, em ambos os casos analisou-se a configuração *unimorph harvester*. Ademais, assim como no caso analisado para a rigidez *hardening* cúbica, são analisadas

Figura 7.8: Resposta do sistema não linear com *hardening* estrutural em ψ e θ com *harvesting* em ψ e θ, caso *bimorph*. *a)* Resposta para θ, *b)* Resposta para ψ, *c)* Resposta para a potência em θ e *d)* Resposta para a potência em ψ.



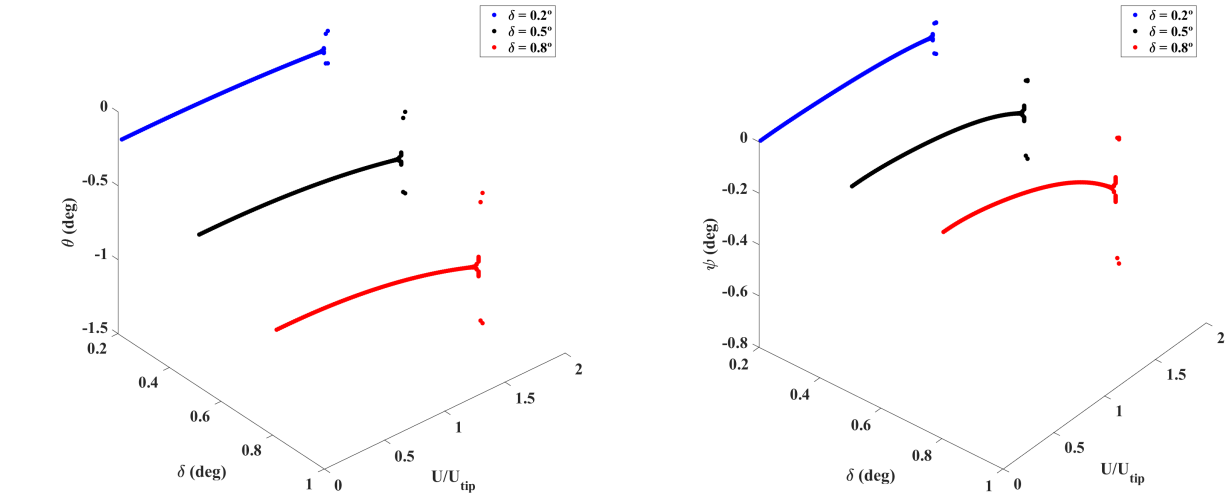
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

configurações assimétricas e simétricas tanto simétricas para a aplicação da folga e do piezoelétrico.

Primeiramente considerou-se o efeito da variação da região de folga para a configuração *unimorph harvester* com resistência eterna $R_e = 10^6$ Ohms. Desse modo, obtiveram-se os resultados apresentados nas Figs. 7.9 a 7.12.

Iniciando pelo caso no qual a folga é apresentada em guinada e o piezoelétrico no grau de liberdade de arfagem, obteve-se os dados apresentados na Fig. 7.9. Com a presente configuração, nota-se que a variação da região de folga não possui um significativo efeito

Figura 7.9: Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em θ com configuração *unimorph* em ψ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

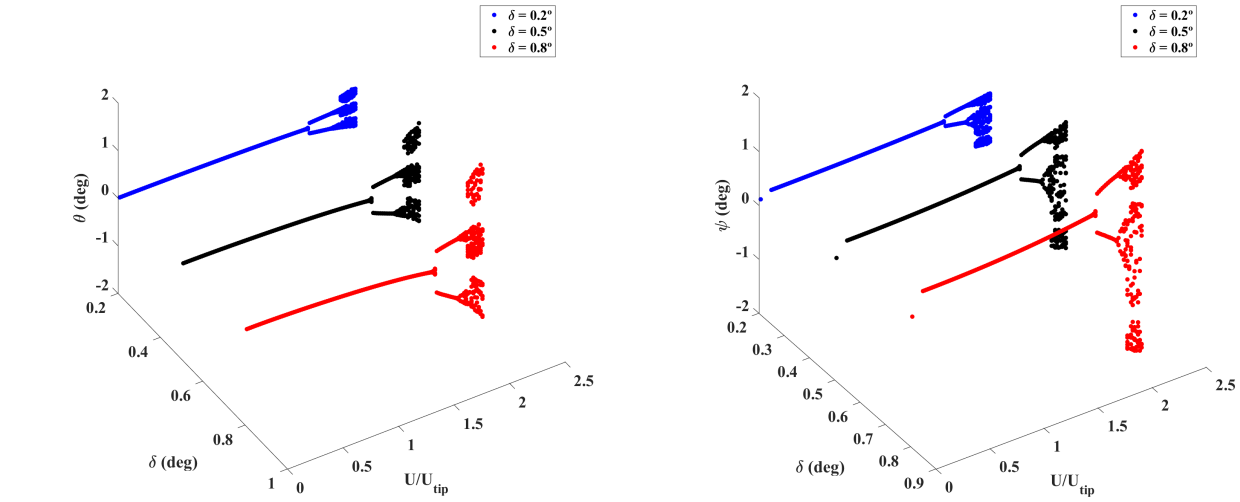
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

na variação da postergação do *jump* das amplitudes de oscilação ocorrendo, portanto, praticamente na mesma velocidade. Vale observar ainda que ao se atingir a velocidade de *flutter* com o aumento da região da folga, o *jump* apresentado se torna mais pronunciado.

Considerando a folga e o piezoelétrico no mesmo grau de liberdade, pôde-se obter o apresentado na Fig. 7.10. Assim como no caso anterior, a variação da região de folga não possui um significativo efeito no início do *flutter*, quando se compara os casos apresentados. No entanto, a mudança do posicionamento do material piezoelétrico para o mesmo GDL da folga permite que, embora haja o aumento das amplitudes de oscilação, esse ocorre de forma mais lenta provendo bifurcações adicionais, algo que no caso anterior não foi observado. Como semelhança ao caso anterior, com o aumento da região de folga, o efeito do aumento da amplitude de oscilação torna-se mais pronunciado.

Passando-se agora para o caso no qual a folga é apresentada em ambos os graus de liberdade e o piezoelétrico é posicionada apenas no grau de liberdade de guinada, pôde-se obter os resultados apresentados na Fig. 7.11. Assim como o caso no qual puramente mecânico, observa-se que o sistema apresenta amplitudes não amortecidas para baixas velocidades e que há a presença de bifurcações secundárias com amplitudes de oscilação crescentes com a velocidade que, por sua vez, são intensificadas com o aumento do espaçamento da folga. Contudo, no GDL no qual há a presença do piezoelétrico percebe-se tal aumento nas amplitudes é atenuado, de tal modo que a bifurcação é mantida com am-

Figura 7.10: Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ψ com configuração *unimorph* em ψ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.

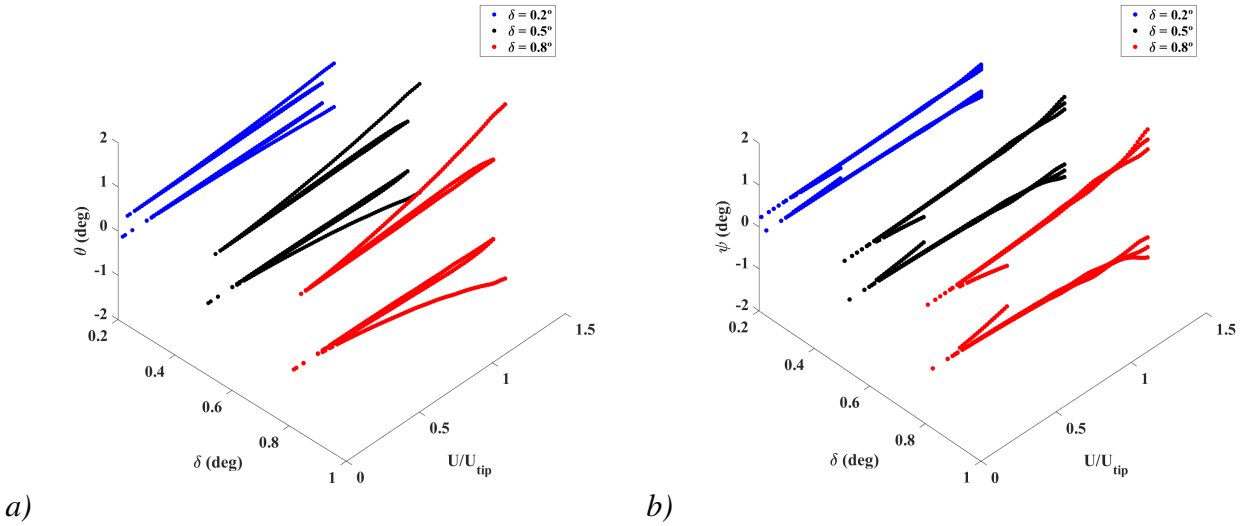


a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

plitudes praticamente constantes até velocidades de no mínimo $U/U_{tip} = 1.229$, ou seja, $U = 7.47$ m/s, para o caso no qual a região de folga era a maior, $\delta = 0.8^o$. Vale mencionar que para o GDL no qual não apresenta o piezoelétrico, para o mesmo espaçamento, passou a ter um aumento nas amplitudes de oscilação em $U/U_{tip} = 0.428$, ou seja, $U = 2.6$ m/s, aproximadamente.

Figura 7.11: Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em ψ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



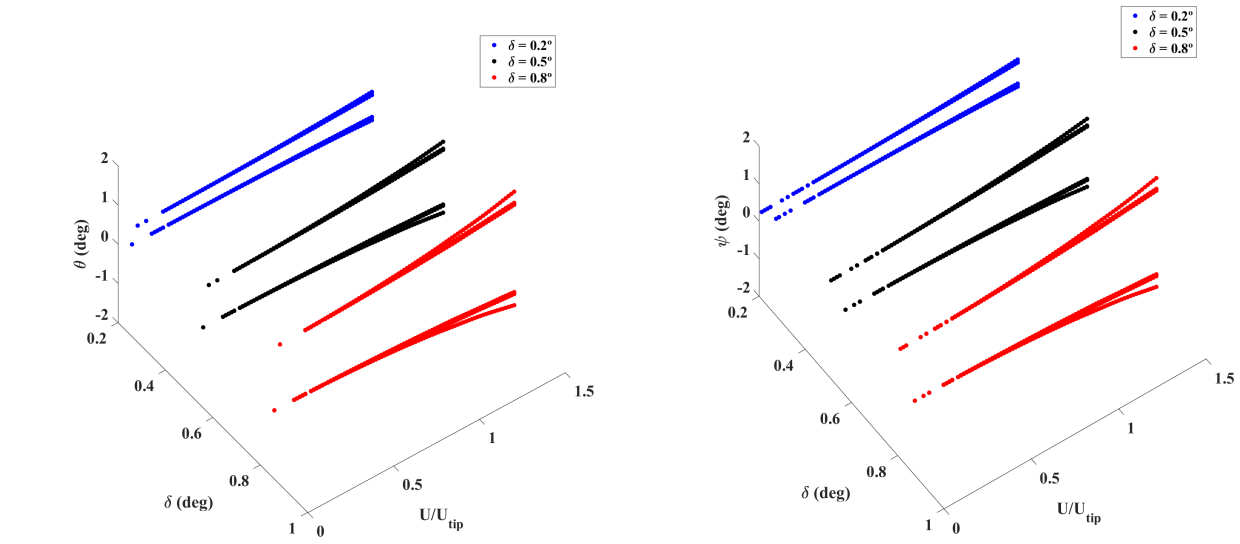
a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Contudo, se o sistema for todo simétrico, ou seja, tanto a folga estrutural quanto os pi-

ezoelétricos forem dispostos em ambos os GDL, pode-se obter os resultados apresentados na Fig. 7.12.

Figura 7.12: Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em ambos GDL. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

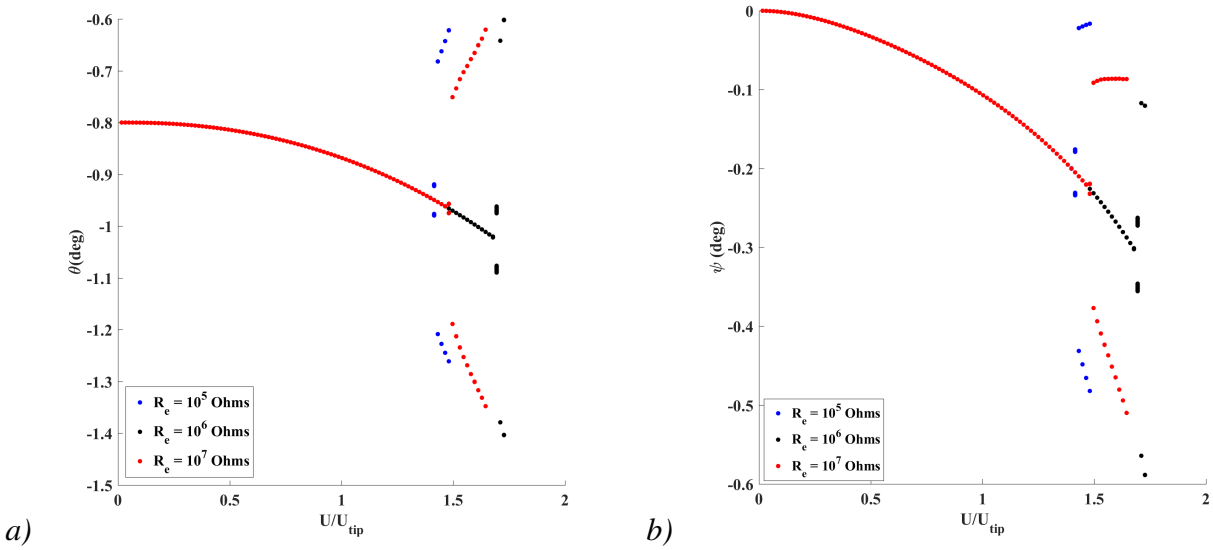
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Observe que com a aplicação piezoelétrica simétrica, os ramos com amplitudes crescentes permaneceram com amplitude constante por velocidades mais elevadas, $U/U_{tip} = 1.168$, ou seja, $U = 7.1$ m/s, para o caso no qual $\delta = 0.8^o$. É fundamental notar que, embora a velocidade obtida para o aumento das amplitudes seja um pouco menor do que a observada no caso da aplicação assimétrica, Fig. 7.11, diferentemente do apresentado na última, no caso simétrico ambos os graus de liberdade são mantidos com amplitudes praticamente constantes até a velocidade de $U = 7.1$ m/s, algo que no caso assimétrico não foi observado. Desse modo, a aplicação simétrica torna, por conseguinte, o sistema mais estável em comparação a assimétrica, visto que não se nota o aumento das amplitudes de oscilações dos ramos em ambos GDL até uma velocidade de aproximadamente $U = 7.1$ m/s.

Finalmente, observou-se o efeito da variação da resistência externa mantendo-se a região de folga no valor máximo analisado, ou seja, $\delta = 0.8^o$. Desse modo, mantendo-se a folga e o piezoelétrico em configuração *unimorph* em graus de liberdade distintos, pôde-se obter os resultados apresentados na Fig. 7.13. Assim como nos casos linear e com *hardening* estrutural, a resistência que promoveu o maior aumento na faixa de velocidades

foi a $R_e = 10^6$ Ohms, aumentando a velocidade até $U/U_{tip} = 1.678$, ou seja, $U = 10.2$ m/s. Contudo, embora haja o aumento da velocidade de *flutter*, quando tal velocidade é alcançada há um aumento nas amplitudes de oscilação devido ao *jump*. Tal fato pode vir a causar sérios problemas nas instalações do sistema rotor-nacele quando a folga estiver presente.

Figura 7.13: Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em θ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



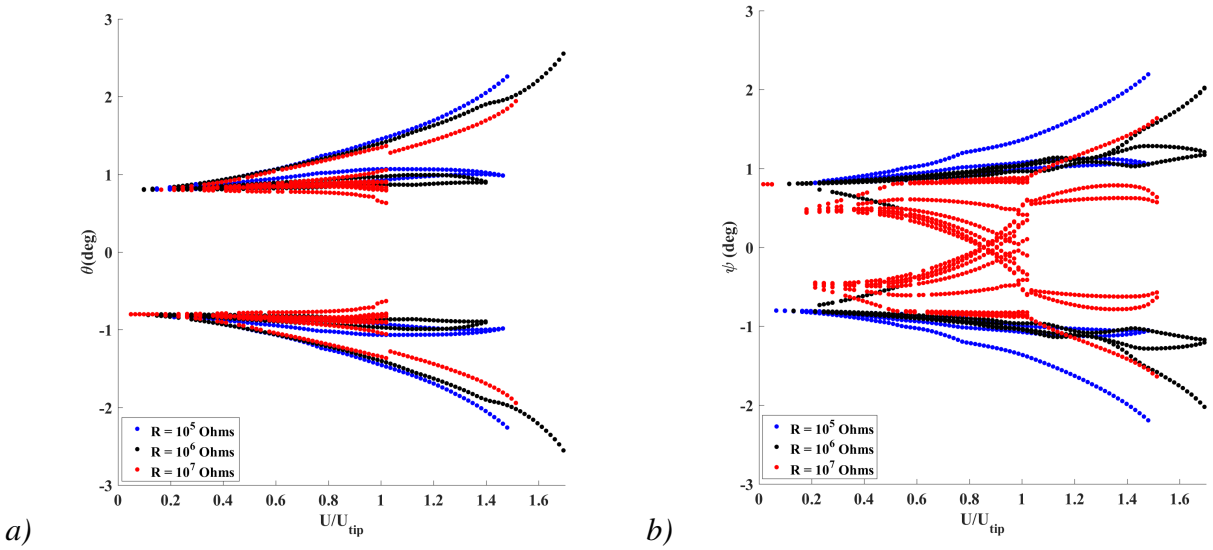
a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Agora, quando se possui uma folga em ambos os GDL e o piezoelétrico apenas no GDL de guinada, pode-se observar os resultados apresentados na Fig. 7.14. Com o aumento da resistência externa até $R_e = 10^6$ Ohms, observa-se que o ramo com amplitudes crescentes apresentado para a resistência $R_e = 10^5$ Ohms no grau de liberdade no qual o piezoelétrico é aplicado é postergado na faixa de velocidades analisadas, de tal forma que as amplitudes de oscilação permanecem com amplitudes praticamente constantes com $R_e = 10^6$ Ohms. Caso se aumente a resistência externa para $R_e = 10^7$ Ohms, observa-se que até cerca de $U/U_{tip} = 1$, ou seja, $U = 6.08$ m/s, o grau de liberdade com o piezoelétrico tem suas amplitudes de oscilações reduzidas. Porém, o aumento das amplitudes de oscilação para esse caso foi observada para velocidades inferiores ao da $R_e = 10^6$ Ohms. Vale ainda mencionar que no GDL no qual não se fez presente o piezoelétrico, as amplitudes de oscilações do ramo com amplitudes de oscilações crescentes para os três casos analisados foram praticamente semelhantes. Porém, a resistência $R_e = 10^6$ Ohms foi capaz de postergar o aumento das amplitudes de oscilação e, por conseguinte, a divergência

do sistema para velocidades superiores aos outros dois casos.

Figura 7.14: Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em ψ. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.

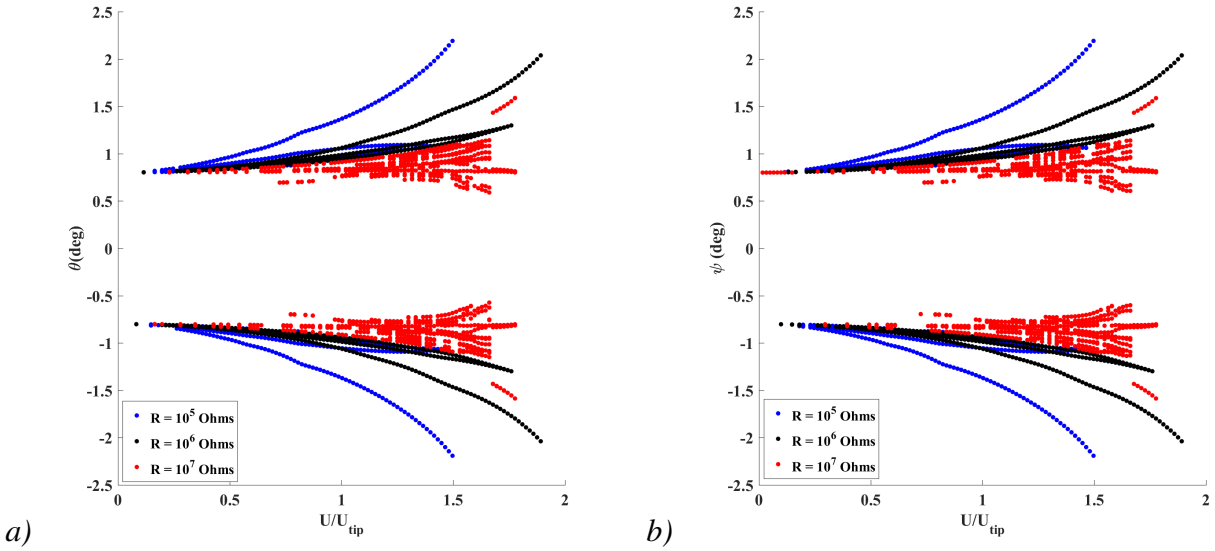


a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Finalmente, foi considerado o sistema totalmente simétrico, ou seja, em ambos os GDL, passou-se a aplicar os piezoelétricos em concomitância a presença da folga. Desse modo, obteve-se os resultados apresentados na Fig. 7.15. Novamente o caso que promoveu o maior ganho na faixa de velocidades foi a resistência a $R_e = 10^6$ Ohms, de forma que a divergência foi observada em aproximadamente $U/U_{tip} = 1.9$, ou seja, $U = 11.55$ m/s. Contudo, mesmo obtendo uma velocidade inferior ao primeiro caso, a resistência a $R_e = 10^7$ Ohms promoveu uma amplitudes de oscilações mais constantes para a faixa de velocidades analisadas, porém sua divergência ocorreu em $U/U_{tip} = 1.77$, ou seja, $U = 10.76$ m/s.

Figura 7.15: Resposta do sistema não linear para diferentes regiões de *freeplay* com *freeplay* em ambos GDL com configuração *unimorph* em ambos GDL. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

7.3 CONSIDERAÇÕES FINAIS

No presente capítulo, foram explorados os principais efeitos do controlador passivo em concomitância com a rigidez *hardening* estrutural e a folga estrutural.

Foram explorados diferentes posicionamentos do piezoelétrico em relação as não linearidades apresentadas. Quando aplicado o *hardening* estrutural, em todos os casos analisados a resistência ótima obtida, considerando o ponto de vista do controle, foi $R_e = 10^6$ Ohms, sendo que a configuração totalmente simétrica, ou seja, *hardening* e piezoelétricos aplicados em ambos os GDL na configuração *bimorph* promoveu o maior ganho na velocidade de *flutter* cerca de aproximadamente 16 m/s.

Quando se observa a questão acerca da coleta de energia em todos os casos a resistência $R_e = 10^5$ Ohms foi a que promoveu a maior potência para parcialmente ou totalmente a faixa de velocidades analisadas. Vale ainda perceber que quando a resistência anterior não fornecia a potência máxima para toda a faixa de velocidades, na maioria dos casos, a resistência ótima para velocidades mais elevadas foi a $R_e = 10^6$ Ohms.

Por fim, em todos os casos o sistema apresentou oscilações em ciclo limite no regime pós-*flutter* devido a não linearidade cúbica. Adicionalmente, em praticamente todos os casos analisados o comportamento do sistema foi supercrítico, com exceção do caso *bimorph* com aplicação do piezoelétrico e da não linearidade em graus de liberdade dis-

tintos com resistência da ordem de $R_e = 10^7$ Ohms que forneceu um comportamento subcrítico.

Ao se aplicar a folga estrutural, primeiramente foi analisado o efeito do posicionamento e da intensidade da folga no sistema eletromecânico com resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms. Desse modo, foi observado que com a aplicação do piezoelétrico foi capaz de retardar o aumento das amplitudes de oscilação da instabilidade de *whirl-flutter*. Ademais, com o aumento do espaçamento da folga, o efeito de tal aumento tornava-se mais pronunciado. Com a avaliação dos distintos posicionamentos, observou-se que para o caso simétrico, seja para a folga quanto piezoelétrico, promoveu o melhor controle do fenômeno da divergência em ambos os GDL.

Finalmente, foi analisado foi analisado o efeito da variação da resistência para uma região de folga $\delta = 0.8^o$. Dessa forma, foi observado que a aplicação simétrica foi a melhor escolha para o controle da instabilidade, sendo que novamente a resistência que promoveu o maior aumento na velocidade flutter foi a $R_e = 10^6$ Ohms. Contudo, a resistência $R_e = 10^7$ Ohms promoveu amplitudes mais constantes para a faixa de velocidades analisadas, embora sua divergência tenha ocorrido em velocidade menor que a apresentada para a $R_e = 10^6$ Ohms.

Capítulo 8

Controle ativo e híbrido com *time-delayed feedback*

O presente capítulo tem por objetivo a análise do comportamento do sistema rotor-nacele submetido ao *whirl-flutter* com a aplicação de atuadores mecânico e piezoelétrico. Desse modo, busca-se observar os principais efeitos da técnica de controle *time-delayed feedback* para os sistemas linear e não linear com *hardening* estrutural e folga.

Primeiramente, busca-se observar os principais efeitos da presente técnica considerando o controlador linear com tempo de atraso fixo para os sistemas linear e não com linearidade *hardening* estrutural. É buscada a observância de tal controlador em termos da redução das amplitudes de oscilações e postergação da velocidade de *flutter*.

Em seguida, aplica-se os materiais piezoelétricos de forma ativa e passiva simultaneamente. Dessa forma, busca-se observar os efeitos dos controladores híbridos com a técnica de *time-delayed feedback* em concomitância com a presença das não linearidades *hardening* e folga. Desse modo, observa-se o efeito do controlador proposto em termos da postergação da velocidade *flutter*, bem como sua efetividade para a supressão das amplitudes de vibração.

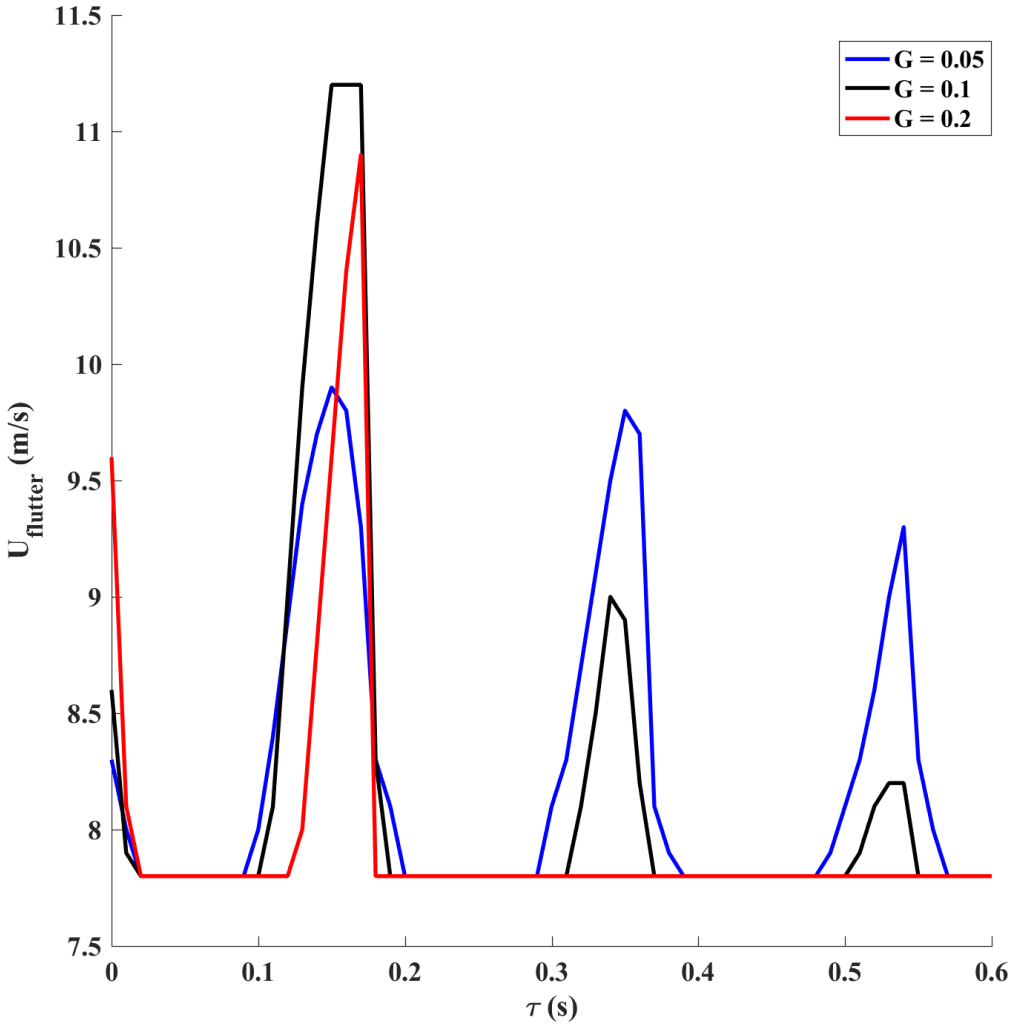
8.1 EFEITO DO CONTROLE LINEAR VIA *TIME-DELAYED FEEDBACK* NO SISTEMA AEROELÁSTICO

A determinação de parâmetros críticos e intrínsecos ao controlador via *time-delayed feedback* são fundamentais para que a postergação da velocidade de *flutter* e a redução das amplitudes de oscilações sejam alcançadas. Deste modo, a avaliação e determinação dos efeitos do ganho linear (G) e do tempo de defasagem (τ) tornam-se, por conseguinte, fundamentais.

Primeiramente, é sabido que o tempo de defasagem deve influenciar diretamente a postergação da velocidade de *flutter*, uma vez que a partir dele relações destrutivas entre a oscilação do sistema e do controlador podem ser alcançadas, ou seja, a atuação do controlador deve estar em fase oposta a oscilação do sistema. Assim, inicialmente foram avaliados os efeitos do parâmetro τ na velocidade de *flutter*. Para isso, variou-se tal parâmetro com passo de 0.01 s para distintos valores do ganho do controlador linear, ou seja, $G = 0.05Nm/rad$, $G = 0.1Nm/rad$ e $G = 0.2Nm/rad$, aplicado somente no grau de liberdade de arfagem. Fazendo o uso dos parâmetros da Tab. 4.1 e utilizando o integrador de passo fixo Runge-Kutta de 4ª ordem, obteve-se os resultados apresentados na Fig. 8.1.

A partir do disposto na Fig. 8.1 pode ser observado que controle via *time-delayed feedback* possui um comportamento aproximadamente periódico. Quando o ganho do controlador linear foi adotado como $G = 0.05Nm/rad$, observa-se que há três picos cujas velocidades de *flutter* foram incrementadas acima de 9.5 m/s. Contudo, com o aumento do ganho para $G = 0.1Nm/rad$ é observado uma maior disparidade na capacidade de aumento da velocidade de *flutter*, ou seja, para o primeiro pico o aumento na velocidade de *flutter* foi no máximo de 11.3 m/s, aproximadamente. Porém, quando se observa o terceiro pico os incrementos na velocidade não superam 8.5 m/s. Para o ganho mais elevado, $G = 0.2Nm/rad$, o aumento da velocidade de *flutter* no primeiro pico foi de aproximadamente 11 m/s inferior ao caso de $G = 0.1Nm/rad$. Adicionalmente, observa-se a abstenção dos demais picos para tempos de defasagem mais elevados. Dessa forma, inspecionando a Fig. 8.1, o menor tempo de atraso dentre os picos apresentados promove os maiores ganhos na velocidade de *flutter*, desse modo um possível valor para um τ ótimo é $\tau = 0.15s$. Adicionalmente, como se observa, para o sistema linear para o maior ganho na velocidade de *flutter* deve ser de $G = 0.1Nm/rad$. Contudo, se for considerado uma questão de segurança o ganho de $G = 0.05Nm/rad$ deve ser escolhido, pois independentemente da escolha de τ há um aumento aproximadamente igual na velocidade de *flutter*.

Figura 8.1: Velocidade de *flutter* em função do tempo de defasagem (τ) para diferentes valores do ganho linear.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

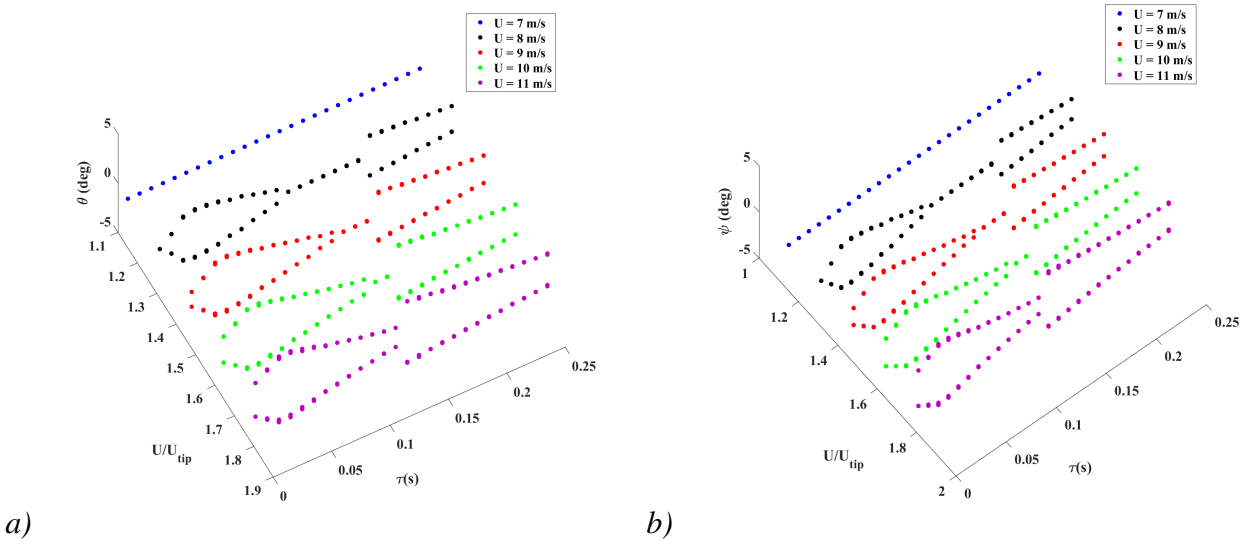
8.2 EFEITOS DO CONTROLE VIA *TIME-DELAYED FEEDBACK* NO SISTEMA AEROELÁSTICO COM NÃO LINEARIDADE *HARDENING* ESTRUTURAL

Com o fim de se observar os efeitos do controlador via *time-delayed feedback*, fez-se o uso dos diagramas de bifurcação de extremos locais. Considera-se o controlador aplicado apenas no grau de liberdade no grau de arfagem em concomitância a presença simétrica da rigidez *hardening* cúbica estrutural, isto é, aplicada em ambos GDL, cujo termo cúbico é adotado com o valor igual a $\beta = 1000$. Ademais, utiliza-se o integrador de passo fixo Runge-Kutta de 4ª ordem. Inicialmente, o efeito da variação do tempo de

atraso de realimentação, τ, no comportamento do sistema foi avaliado. Para isso, variou-se tal parâmetro de 0 até 0.25s mantendo-se constante o ganho do controlador linear igual a 0.1 e usando os parâmetros apresentados na Tab. 4.1. Desse modo, foram obtidos os resultados apresentados na Fig. 8.2.

Como esperado, a variação do parâmetro τ deveria afetar as amplitudes de oscilação do sistema, algo que pode ser confirmado com os resultados das Fig. 8.2. Através de tais resultados, o valor ótimo para τ pode ser definido ou estimado em regiões onde amplitudes zero ou próximas a zero são obtidas, assim aumentando as margens de estabilidade do sistema. Adicionalmente, um comportamento interessante pode ser observado, com variação do tempo de atraso as amplitudes de oscilação podem decrescer próximas de zero quando o τ ótimo é alcançado, depois disso um salto nas amplitudes de oscilações ocorrem e amplitudes mais elevadas são observadas. Esse processo é repetido com o aumento do valor de τ. Tal comportamento pode ser relacionado com a presença do *hardening* estrutural que afeta as frequências principais variando-as. Em outras palavras, as frequências principais do sistema variam dependendo da amplitude de oscilação em concomitância com a relação de fase da resposta do sistema e da entrada do controlador.

Figura 8.2: Efeito de τ no início do flutter para o sistema submetido ao *whirl-flutter* com rigidez *hardening* estrutural para diferentes velocidades de escoamento. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Como pode ser observado o parâmetro τ possui a capacidade de aumentar a velocidade de *flutter* e controlar as amplitudes de oscilação do sistema. Desse modo, pela análise da

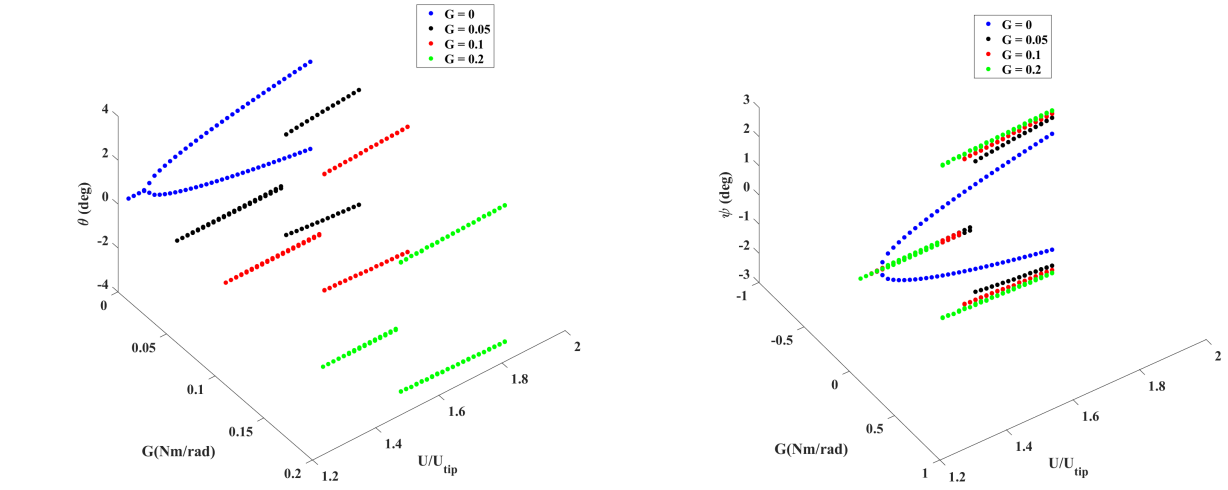
Fig. 8.2 um valor ótimo para τ poderia ser aquele que promovesse aumento na velocidade *flutter*, ou seja, algo próximo de $\tau = 0.15s$, para que se obtenha oscilações de amplitude zero ou quase zero. Nota-se que tal parâmetro é o mesmo do obtido no caso linear.

Com a determinação do valor de τ, pode-se então observar os efeitos do ganho do controlador linear no comportamento do sistema. Realizando o mesmo procedimento descrito anteriormente, mas agora variando a velocidade de escoamento com um passo de 0.1 m/s, a Fig. 8.3 foi obtida.

Com a inclusão do controlador, como pode ser observado pela Fig. 8.3, há um aumento significativo nas margens de estabilidade do sistema aeroelástico. Quando o sistema não possuía controlador, o sistema mecânico apresentou uma velocidade de *flutter* de aproximadamente $U = 7.9$ m/s com um comportamento supercrítico. Com a inclusão do controlador linear, as amplitudes de oscilação permaneceram próximas a zero para velocidades mais elevadas. O caso ótimo foi obtido quando o ganho linear foi de $G = 0.05Nm/rad$, possuindo um *jump* para amplitudes mais elevadas apenas quando $U/U_{tip} = 1.563$, ou seja, $U = 9.5$ m/s. Porém, comparando-se com o caso linear, a velocidade para o presente caso é reduzida, uma vez que a velocidade máxima obtida na Fig. 8.1 para o τ e *G* referidos foi de $U = 9.9$ m/s. Desse modo, nota-se que a presente não linearidade acaba por reduzir a efetividade do controlador. Isso pode estar relacionado novamente a variação de período e, consequentemente, dos modos do sistema por conta da não linearidade. Nota-se ainda que a sensibilidade a tal variação torna-se mais pronunciada com o aumento do ganho linear G, uma vez o ganho de $G = 0.2Nm/rad$ forneceu o menor incremento na velocidade de *flutter*, como observado na Fig. 8.3.

Observe também que, embora a velocidade de *flutter* seja postergada, com a aplicação do controlador linear, após a ocorrência da bifurcação, amplitudes de oscilação maiores são notadas em concomitância a mudança de comportamento do sistema, uma vez que há um *jump* caracterizando um comportamento subcrítico. Isso pode ser relacionado com a variação da frequência do sistema devido a presença da rigidez *hardening* estrutural. Com o aumento da velocidade de escoamento e, consequentemente, das amplitudes de oscilação, o período do sistema muda. Assim, a disparidade entre as fases do controlador e do sistema, que originalmente foram determinadas para serem destrutivas, tornam-se construtivas, promovendo amplitudes de oscilações maiores em comparação ao sistema puramente aeroelástico.

Figura 8.3: Efeitos do ganho linear G no início do flutter para o sistema submetido ao *whirl-flutter* com rigidez *hardening* estrutural para diferentes velocidades de escoamento. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

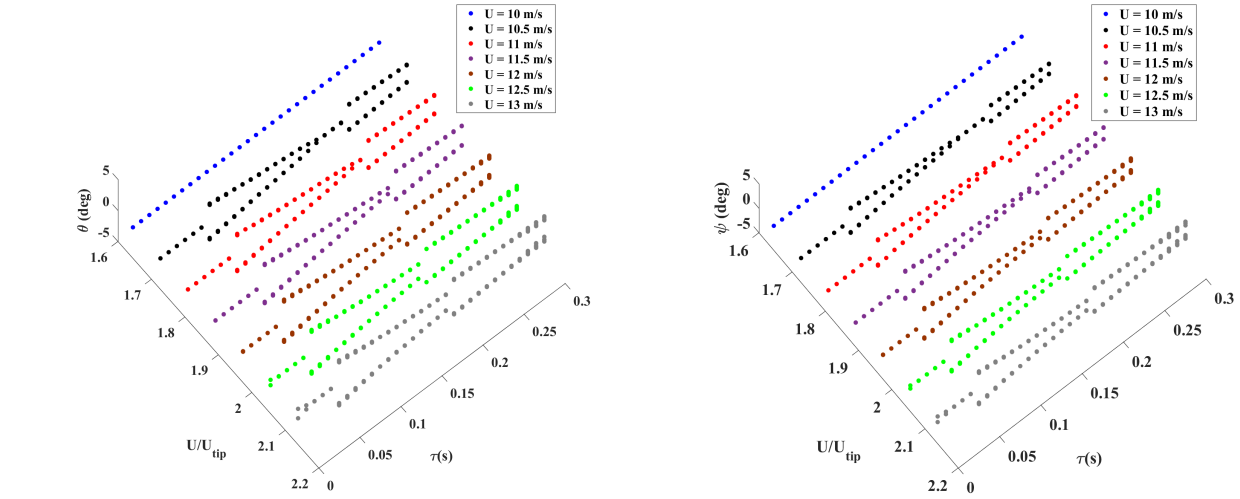
8.3 EFEITOS DO CONTROLE HÍBRIDO PIEZOELÉTRICO NO SISTEMA MECÂNICO COM *HARDENING* ESTRUTURAL

Com o fim de se determinar o τ ótimo, foi realizado análises via diagramas de extremos locais. Considerando diferentes velocidades de escoamento e com o aumento do tempo de atraso com passo de $0.01s$, foi observado o seu efeito nas amplitudes de oscilação. Utilizando os parâmetros do sistema como apresentado nas Tabs. 4.1 e 6.1 e considerando uma resistência externa de $R_e = 10^6$ Ohms, resistência ótima determinada para o controle passivo, com a presença de não linearidade *hardening* simétrica cujo valor do termo cúbico igual a $\beta = 1000$ e considerando o ganho G de valor unitário, obteve-se os resultados apresentados na Fig. 8.4.

Como descrito para o controlador geral, é esperado que as entradas do controlador defasadas afetem as amplitudes de oscilações, algo que pode ser confirmado através da Fig. 8.4. Analisando os resultados, o valor ótimo para τ pode ser definido ou estimado através da observação das regiões nas quais há a presença de amplitudes zero ou próximas a zero, de tal maneira a aumentar as margens de estabilidade do sistema. Além disso, um comportamento interessante é observado, assim como ocorrido no controlador geral. Com a variação do tempo de atraso, as amplitudes de oscilações podem chegar a um valor zero quando se alcança um *delay* ótimo, contudo depois que o *jump* ocorre amplitudes

de oscilações mais elevadas são observadas, de forma que tal processo se repete com o aumento do tempo de atraso. Tal comportamento deve estar relacionado com a presença da rigidez *hardening* estrutural que modifica as frequências principais do sistema dependendo da amplitude de oscilação em combinação com a modificação da relação de fase existente entre a resposta do sistema e a entrada do controlador.

Figura 8.4: Efeito de τ no início do flutter para o sistema submetido ao *whirl-flutter* com rigidez *hardening* estrutural para diferentes velocidades de escoamento. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



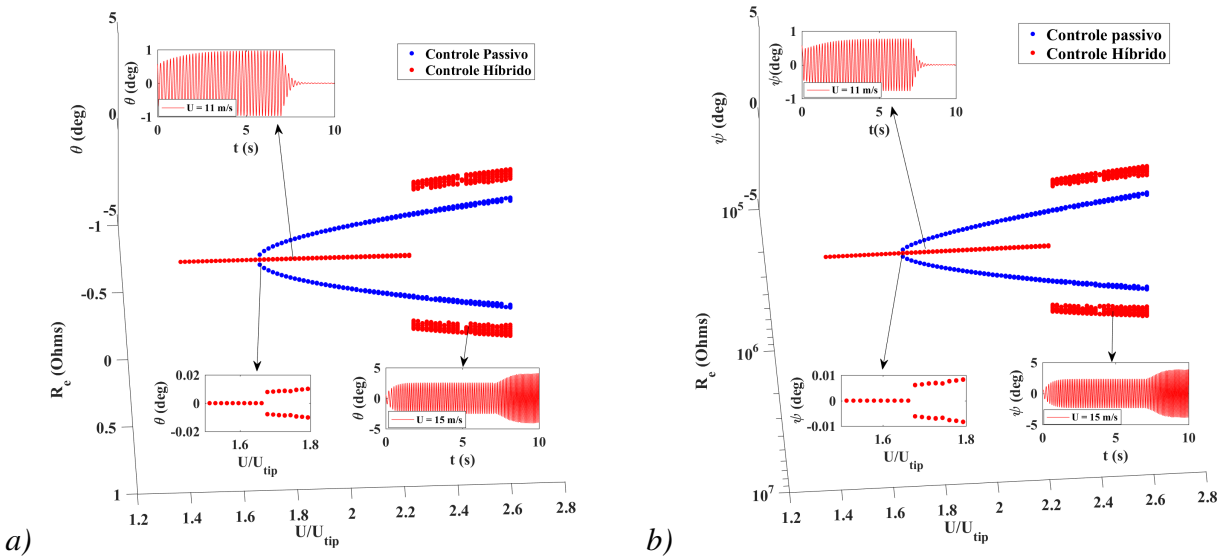
a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Inspecionando a Fig. 8.4, o tempo ótimo tempo de atraso foi determinado para promover o maior aumento na velocidade de *flutter*. Logo, observando as curvas, para uma velocidade de *flutter* próxima de $U = 13$ m/s, o *delay* com amplitudes de oscilações quase nulas pode ser igual a $\tau = 0.04s$.

Para analisar a eficiência do controlador do proposto, realizou-se uma comparação fazendo-se o uso de diagramas de bifurcação de extremos locais entre o sistema com o controlador híbrido e com o sistema com o controle apenas passivo foi realizada. Para alcançar esse fim, foi utilizado os mesmos dados apresentados na Tab. 4.1 e com uma resistência externa aplicada no grau de liberdade de guinada de $R_e = 10^6$ Ohms, com *hardening* simétrico com termo cúbico igual a 1000 para ambos sistemas e ganho do controlador híbrido unitário. Ademais, o passo no incremento na velocidade adotado para o controle híbrido foi de 0.1 m/s. Com isso, foram obtidos os resultados apresentado na Fig. 8.5.

Figura 8.5: Comparação entre o controle passivo aplicado em guinada e híbrido com atuador em arfagem e transdutor em guinada, ambos com resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

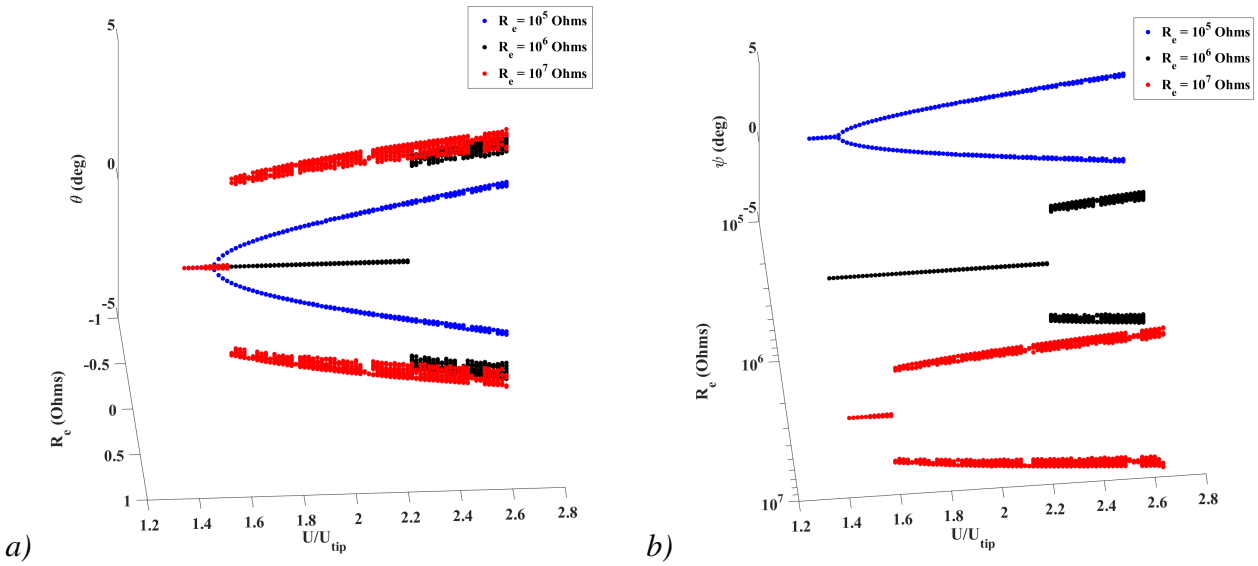
Com o controlador híbrido, como pode ser observado na Fig. 8.5, há um significativo aumento nas margens de estabilidade do sistema aeroelástico. Quando o sistema apresenta apenas o efeito piezoelétrico direto, a bifurcação ocorre em $U/U_{tip} = 1.686$, ou seja, $U = 10.25$ m/s, aproximadamente. Com a inclusão do efeito piezoelétrico inverso, as amplitudes próximas de zero são mantidas até amplitudes maiores, de tal modo que o *jump* para amplitudes mais elevadas ocorre em $U/U_{tip} = 2.253$, isto é, $U = 13.7$ m/s.

Observe também que, embora o início seja postergado com a aplicação do atuador piezoelétrico, após a bifurcação ocorrer, amplitudes de oscilações mais elevadas do que no caso no qual apenas transdutores são aplicados. Tal comportamento deve ser relacionado com a presença da rigidez *hardening* estrutural, que com o aumento da velocidade de escoamento e, consequentemente, das amplitudes de oscilações promovem a variação do período. Assim, a fase que originalmente foi determinada para ser destrutiva entre a entrada do controlador e do sistema torna-se construtiva, promovendo assim amplitudes de oscilações mais elevadas.

Fazendo-se a observância do efeito da variação da resistência externa, considerando o ganho do controlador híbrido como unitário. Para isso, novamente fez-se o uso dos diagramas de bifurcação de extremos locais, obtendo-se os resultados da Fig. 8.6.

Como pode ser observado a variação da resistência possui uma significante influên-

Figura 8.6: Efeito da variação da resistência externa aplicada no grau de liberdade de guinada no controlador híbrido. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



Fonte: Elaborado pelo próprio autor

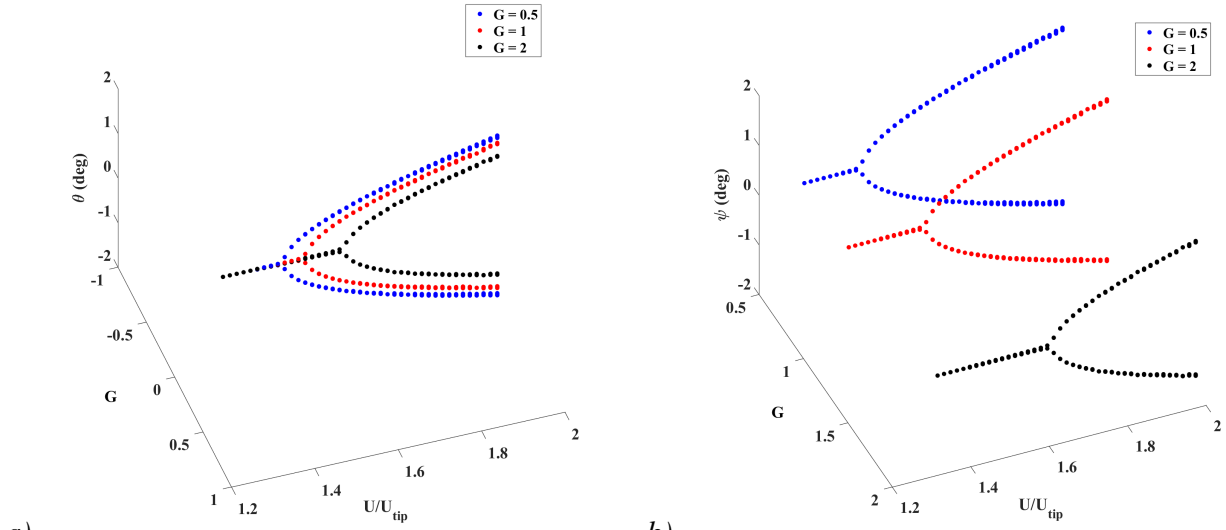
cia na variação da velocidade de *flutter*. Devido ao aumento ou decrescimento do efeito *shunt damping*, que faz com que o transdutor piezoelétrico aumente ou diminua o amortecimento pelo qual o sistema é submetido. Contudo, como efeito adicional a tensão na qual a resistência externa é submetida torna-se maior. Desse modo, a tensão no qual o atuador piezoelétrico fica submetido torna-se maior, aumentando sua capacidade de reduzir as amplitudes de oscilações, assim aumentando ainda mais a velocidade de *flutter*. Como esperado, a partir das explicações acima, a resistência ótima, considerando o ponto de vista do controle, deveria ser o mesmo do caso passivo, ou seja, $R_e = 10^6$ Ohms.

Como efeito adicional da presença desse tipo de controlador está a mudança de comportamento do sistema. Quando a resistência aplicada era de $R_e = 10^5$ Ohms nenhum *jump* no regime pós-*flutter* foi observado, caracterizando um comportamento supercrítico. Contudo, para resistências eram mais elevadas o sistema apresentou um *jump*, caracterizando um comportamento subcrítico.

Finalmente é necessário a observância dos efeitos do ganho do controlador. Para tal fim, buscou-se analisar o caso no qual a resistência era igual a $R_e = 10^5$, uma vez que, embora apresentasse o menor ganho na faixa de velocidades, o comportamento supercrítico era mantido. Desse modo, observou-se os casos nos quais os ganhos G eram iguais a 0.5, 1 e 2, obtendo-se assim os resultados apresentados na Fig. 8.7.

Como observa-se a partir dos resultados apresentados na Fig. 8.7, a variação do ga-

Figura 8.7: Efeito da variação do ganho de tensão aplicado no atuador piezoelétrico devido à resistência externa $R_e = 10^5$ Ohms aplicada no grau de liberdade de guinada no controlador híbrido. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

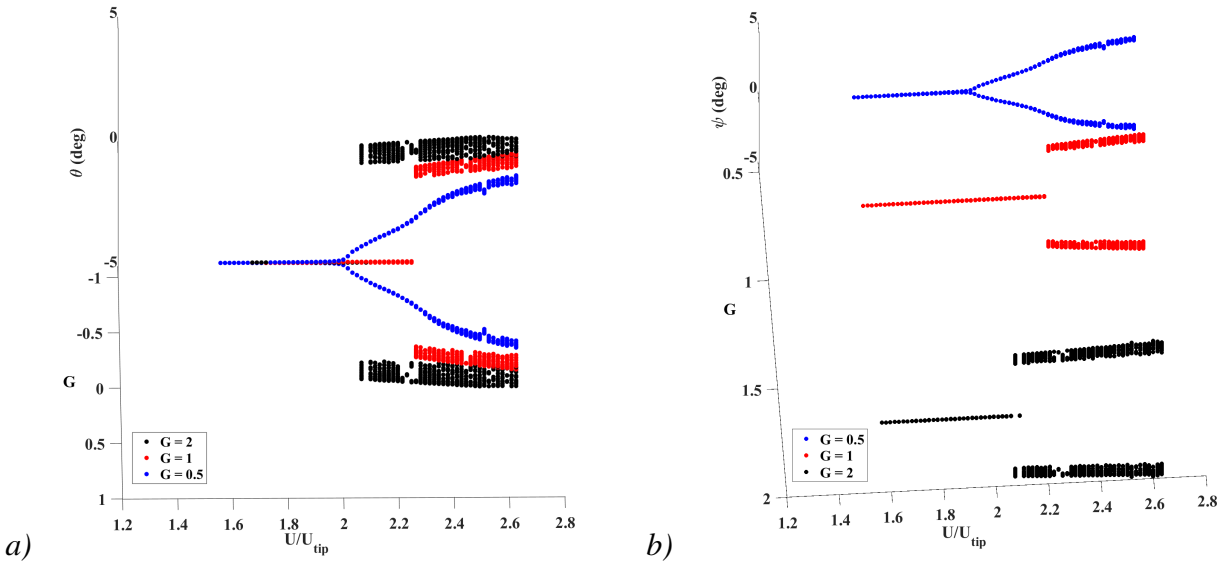
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

nho influencia tanto nas amplitudes de oscilação quanto na postergação da velocidade de *flutter*. Para um ganho $G = 0.5$, como esperado, a velocidade de *flutter* é reduzida em comparação ao caso com ganho unitário atingindo um valor de cerca de $U/U_{tip} = 1.45$, ou seja, $U = 8.82$ m/s e com amplitude maior que a do caso unitário. Contudo, quando se aplicou um ganho $G = 2$ a velocidade *flutter* atingiu $U/U_{tip} = 1.6$, ou seja, $U = 9.3$ m/s e com uma amplitude menor que no caso unitário. Nota-se ainda que associou-se tal aumento na velocidade de *flutter* com a preservação do comportamento supercrítico do sistema.

Caso a resistência externa aplicada no grau de liberdade de guinada torne-se $R_e = 10^6$ Ohms com a variação do ganho pode-se observar os efeitos apresentados nas Figs. 8.8. No presente caso, para o caso unitário o sistema apresenta um comportamento subcrítico, como previamente discutido. Desse modo, diferentemente do apresentado com a resistência $R_e = 10^5$ Ohms, com a redução do valor do ganho para $G = 0.5$ promoveu a redução das amplitudes de oscilação no regime pós-*flutter*. Adicionalmente, houve a mudança de comportamento de subcrítico para supercrítico. No entanto, similarmente ao caso com $R_e = 10^5$ Ohms houve a redução da velocidade de *flutter*, atingindo $U/U_{tip} = 1.99$, ou seja, $U = 12,1$ m/s.

Aumentando-se o ganho para $G = 2$ o comportamento subcrítico volta a ser presen-

Figura 8.8: Efeito da variação do ganho de tensão aplicado no atuador piezoelétrico devido à resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms aplicada no grau de liberdade de guinada no controlador híbrido. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

ciado e as amplitudes de oscilação no regime pós-*flutter* tornaram-se superiores ao caso com ganho unitário. Porém, nota-se uma redução significativa na velocidade de *flutter* em comparação ao caso unitário atingindo $U/U_{tip} = 2.06$, ou seja, $U = 12,52$ m/s. Percebe-se, por conseguinte, que a tensão aplicada no atuador piezoelétrico tem relação direta na mudança de comportamento do sistema de subcrítico para supercrítico e vice-versa, sendo, desse modo, um parâmetro fundamental no projeto do controlador.

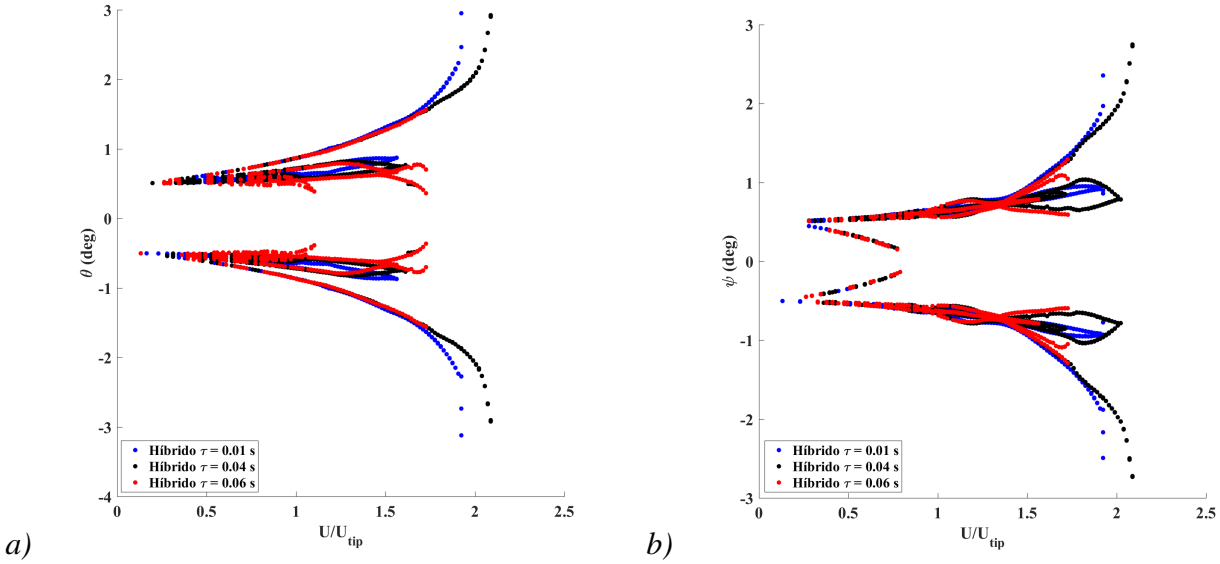
8.4 EFEITOS DO CONTROLADOR HÍBRIDO PIEZOELÉTRICO NO SISTEMA COM FOLGA ESTRUTURAL

Devido à utilização do integrador de passo fixo Runge-Kutta de 4ª ordem, a aproximação via tangente hiperbólica foi requerida para que se evitasse erros numéricos. Vale notar que a comparação entre a aproximação hiperbólica e a representação descontínua já foi realizada na seção 5.2, de tal modo que a representação via tangente hiperbólica foi representativa, como apresentado na Fig. 5.4.

Desse modo, iniciou-se as análise com o controlador híbrido analisando o efeito do tempo de atraso. Como descrito no caso da rigidez *hardening*, é esperado que o parâmetro τ influencie significativa na velocidade de *flutter*. Dessa forma, esse parâmetro deve ser

determinado para que o controlador tenha uma fase destrutiva em relação a oscilação do sistema. Para estimar o tempo de atraso ideal, foi considerado diferentes valores de τ, ou seja, 0.01, 0.04 e 0.06 s. Foi considerado a presença da folga simétrica e adotado uma região de folga de 0.5^o com fator $\epsilon = 10^4$ e uma resistência externa aplicada em todos os casos de $R_e = 10^6$ Ohms. Adicionalmente, para todas as análises fez-se o uso dos diagramas de bifurcação de extremos locais. Observe ainda que o atuador piezoelétrico é aplicado no GDL de arfagem e o transdutor no GDL de guinada. Assim, obteve-se os resultados apresentados na Fig. 8.9.

Figura 8.9: Efeito de τ no início do flutter para o sistema submetido ao *whirl-flutter* com folga estrutural simétrica estrutural para diferentes velocidades de escoamento. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

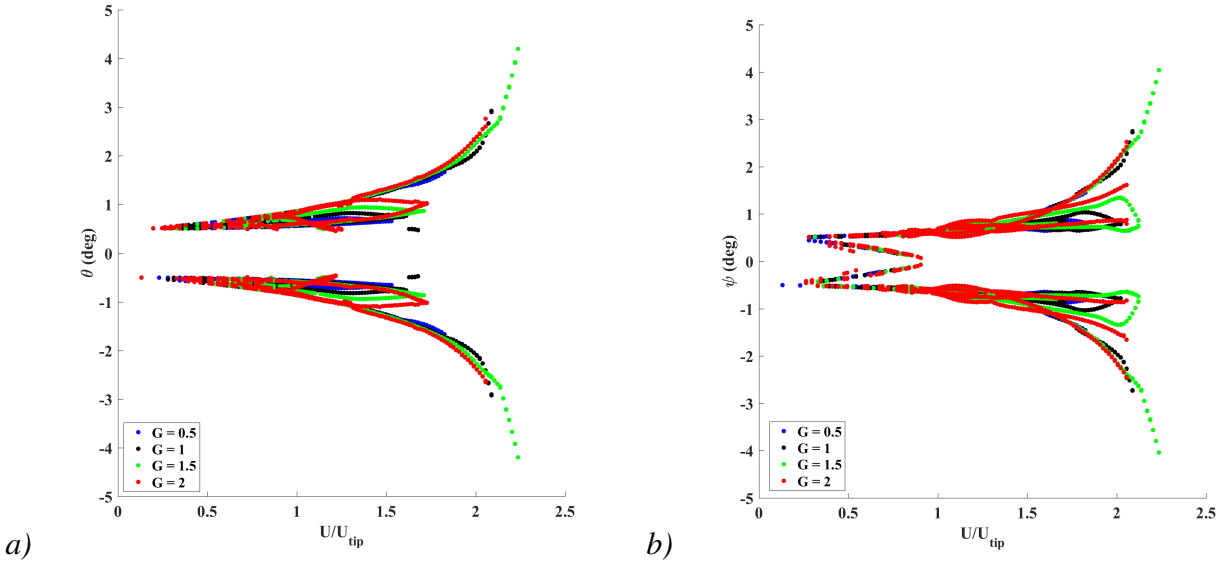
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

A partir da Fig. 8.9 verifica-se que a variação de τ pode influenciar o quão rápido o fenômeno da divergência deve ocorrer. Quando τ foi 0.01 s, a divergência ocorreu em $U/U_{tip} = 1.924$, ou seja, $U = 11.7$ m/s. Para $\tau = 0.04s$ o efeito da divergência ocorreu em $U/U_{tip} = 2.089$, ou seja, $U = 12.7$ m/s. Porém, quando τ alcançou 0.06 s, a divergência ocorreu de forma mais rápida que nos outros casos, ocorrendo em $U/U_{tip} = 1.727$, isto é, $U = 10.5$ m/s. Assim, pela análise da faixa de valores, um valor possível para o aumento das margens de estabilidade seria $\tau = 0.04s$.

Com o valor ótimo estimado de $\tau = 0.04s$, passou-se a analisar o efeito da variação do o efeito do ganho do controlador com a resistência externa de valor $R_e = 10^6$ Ohms, valor ótimo encontrado para o caso puramente passivo. Desse modo, obteve-se o apresentado

na Fig. 8.10.

Figura 8.10: Efeito da variação do ganho de tensão aplicado no atuador piezoelétrico devido à resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms aplicada no grau de liberdade de guinada no controlador híbrido. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

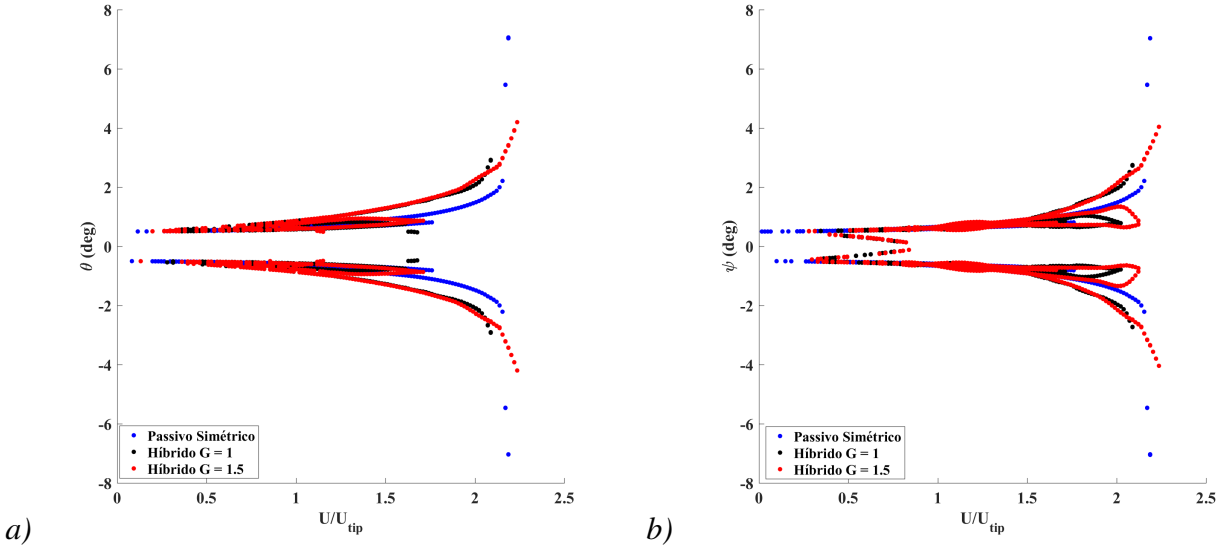
Fonte: Elaborado pelo próprio autor

Com a variação do ganho linear G no sistema híbrido, observa-se que o efeito da divergência pode ser postergado para velocidades mais elevadas. Quando se reduziu para $G = 0.5$, a velocidade de *flutter* foi reduzida para $U/U_{tip} = 1.826$, ou seja, $U = 11.1$ m/s. Ao se atingir $G = 1.5$ a velocidade de *flutter* atingiu o seu valor máximo cujo valor foi de $U/U_{tip} = 2.237$, ou seja, $U = 13.6$ m/s. Porém, quando o ganho atingiu $G = 2$, a velocidade de *flutter* foi reduzida, em comparação ao ganho de $G = 1.5$, atingindo um valor de $U/U_{tip} = 2.089$, ou seja, $U = 12.7$ m/s. Desse modo, nota-se que para a otimização do sistema, em termos de controle vibracional, foi o ganho $G = 1.5$.

Uma vez determinados o ganho e o valor de τ ótimos, realizou-se uma análise comparativa observando a performance entre os controladores passivo aplicado simetricamente e o híbrido. Desse modo, pode-se observar o quão rápido a divergência ocorre. Assim, usando os mesmo dados apresentados anteriormente, obteve-se os resultados na Fig. 8.11.

Pela análise da Fig. 8.11, a melhor configuração ocorreu quando o controlador híbrido foi aplicado com o ganho $G = 1.5$. Como pode ser visto, a divergência para esse caso ocorreu quando $U/U_{tip} = 2.237$, ou seja, $U = 13.6$ m/s. Ao mesmo tempo que para o ganho unitário a velocidade da divergência foi aumentada para $U/U_{tip} = 2.089$, isto é, $U = 12.7$ m/s. Já quando observa-se o controlador passivo simétrico, a divergência

Figura 8.11: Comparação entre o controle passivo aplicado em guinada e híbrido com atuador em arfagem e transdutor em guinada, ambos com resistência externa $R_e = 10^6$ Ohms. *a)* Resposta para θ e *b)* Resposta para ψ.



a) *b)*

Fonte: Elaborado pelo próprio autor

ocorreu em $U/U_{tip} = 2.188$, ou seja, $U = 13.3$ m/s. Logo, o primeiro tipo de controlador promove melhores condições para aumentar o início do *flutter*. Porém, é importante notar que dentre todos os casos o controlador passivo apresentou um ramo de amplitudes crescentes de menor amplitude de oscilação até a sua divergência ao atingir $U = 13.3$ m/s.

8.5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Com as análises apresentadas no presente capítulo, foi possível realizar o mapeamento dos principais efeitos da aplicação de controladores ativos e híbridos, nesse último aplicando piezoelétricos, através da técnica de controle por defasagem de tempo.

Inicialmente, foi observado os efeitos do ganho G e do tempo de defasagem τ no sistema linear com controle ativo. Foi notado que o parâmetro τ fornecia regiões nas quais a velocidade de *flutter* poderia ser aumentada. Já o parâmetro G por sua vez influenciava na intensidade, amplificando a velocidade de *flutter* para valores mais elevados. Contudo, com o aumento do parâmetro G o comportamento periódico observado para ganhos menores acabava sendo dissipado e perdido quando o valor de τ era aumentado. Desse modo, o τ encontrado para o aumento da velocidade de *flutter* foi de $0.15s$ com o ganho

de $G = 0.1Nm/rad$.

Em seguida, foi introduzida a não linearidade *hardening* de modo simétrica no sistema com o controlador. Como principal efeito observado foi que a presença da não linearidade reduziu a velocidade de *flutter* em comparação ao sistema linear. Adicionalmente, os ganhos de valor mais elevados tornaram-se mais sensíveis a presença da não linearidade, de tal modo que esses sofreram a uma maior redução na velocidade de *flutter* que o caso com menor ganho analisado. Vale perceber que o valor de τ permaneceu similar ao apresentado no caso linear. Tal mudança de comportamento deve estar relacionada a variação dos modos do sistema devido a presença da não linearidade.

Em seguida, realizou-se a análise do controlador híbrido aplicando-se transdutores e atuadores piezoelétricos no sistema não linear com *hardening* estrutural. Realizando análises via diagramas de bifurcação de extremos locais, determinou-se o valor de τ para o maior aumento na velocidade de *flutter*, cujo valor foi de 0.04s. Assim, realizou-se uma análise comparativa entre os sistemas puramente passivo e com controle híbrido com ganho na tensão de atuação unitária. O último mostrou-se ser mais eficiente no que diz respeito ao aumento da velocidade de *flutter*. Contudo, dependendo da resistência externa aplicada após a bifurcação, um *jump* nas amplitudes amplitudes de oscilações era observada, de modo que essas se tornavam maiores que as do caso puramente passivos. Tal comportamento novamente deve estar relacionado a presença do *hardening* estrutural que varia a frequência de oscilações, de tal forma a variar as fases entre o controlador e a resposta do sistema que inicialmente eram destrutivas e se tornaram construtivas.

Ademais, avaliou-se o efeito do ganho aplicado sobre a tensão de atuação no grau de liberdade de arfagem. Para tal considerou-se a resistência $R_e = 10^5$ Ohms, uma vez que essa apresentou um comportamento supercrítico. Assim, com o aumento do ganho da tensão de atuação, além de se manter o comportamento supercrítico, foi possível aumentar a velocidade de *flutter* para $U/U_{tip} = 1.6$, ou seja, $U = 9.3$ m/s e reduzir-se as amplitudes de oscilação quando se compara com o controlador com ganho unitário. Quando se incluiu a resistência $R_e = 10^6$ Ohms, percebeu-se que a variação do ganho na tensão de atuação possuía a capacidade de cambiar o comportamento do sistema, ou seja, mudar de subcrítico para supercrítico e vice-versa. Para o ganho $G = 0.5$ o comportamento apresentado tornou-se supercrítico em comparação ao caso unitário, com amplitudes de oscilação no regime pós-*flutter* inferiores ao caso unitário. Porém com uma velocidade

de *flutter* inferior de $U/U_{tip} = 1.99$, ou seja, $U = 12,1$ m/s. Com o aumento do ganho para $G = 2$, além de se possuir amplitudes de oscilação superiores no caso pós-*flutter* e um comportamento subcrítico, a velocidade de *flutter* foi reduzida em comparação ao caso unitário para $U/U_{tip} = 2.06$, ou seja, $U = 12,52$ m/s. Desse modo, notou-se que o ganho na tensão de atuação era um parâmetro fundamental no projeto do controlador uma vez que influenciava tanto o comportamento do sistema, quanto a velocidade de *flutter* e as amplitudes de oscilação no regime pós-*flutter*.

Finalmente, uma análise com a presença da folga e o controlador híbrido foi buscada. Primeiramente, foi estimado um valor ótimo do tempo de defasagem, de tal modo que se obteve o mesmo valor para o caso com o *hardening* estrutural, ou seja, $\tau = 0.04s$. Com tal valor em mãos e considerando uma resistência externa de $R_e = 10^6$ Ohms passou-se a observar o efeito da variação do ganho do controlador. Desse modo, determinou-se que para a maior postergação da divergência, o ganho ótimo seria de $G = 1.5$. Por fim, buscou-se a verificação da efetividade de tal tática de controle com o caso puramente passivo. Dessa forma, verificou-se que o controlador híbrido era capaz de postergar a divergência do sistema, quando se comparava com o caso puramente passivo. Contudo, as amplitudes de oscilação do caso passivo foram inferiores ao caso híbrido até que fosse alcançada a velocidade de divergência do primeiro controlador.

Capítulo 9
Considerações finais

Com a presente dissertação de mestrado, buscou-se a avaliação de diferentes formas de se postergar a velocidade de *flutter* para um sistema rotor-nacele submetido ao fenômeno do *whirl-flutter* com a presença ou não de rigidez não linear *hardening* cúbica e a folga.

Inicialmente, foi considerado o sistema puramente linear e foram avaliados os efeitos de parâmetros geométricos e estruturais do sistema. Com a presente análise, dentre todos os parâmetros apenas o eixo do rotor, a rigidez estrutural e o amortecimento estrutural foram aqueles que aumentaram a velocidade de *flutter* com os seus respectivos aumentos. Todos os demais reduziram a velocidade de *flutter* com os seus aumentos. Vale ressaltar que se a rigidez estrutural se tornasse muito intensa em um GDL em comparação com o outro, o fenômeno do *whirl-flutter* deixava de ser presenciado.

Em seguida foi incluído a rigidez estrutural *hardening* cúbica. Foi notado que tal não linearidade não afetava a velocidade de *flutter*. Contudo, no regime pós-*flutter*, como era esperado, foi apresentado oscilações em ciclo limite bem como um comportamento supercrítico analisando a bifurcação de Hopf. Vale notar que com o aumento da intensidade do termo cúbico, as amplitudes de oscilações no regime pós-*flutter* eram reduzidas.

Similarmente, incluiu-se a folga estrutural. Primeiramente, foi comparado a aproximação via tangente hiperbólica com a representação descontínua, de forma a verificar se ambas eram equivalentes. Uma vez que tal fato foi constatado, iniciou-se as análises com o modelo descontínuo. Foi observado que a presença da folga promoveu uma mudança de comportamento do sistema, uma vez que o mesmo apresentou um *jump* nas amplitudes de oscilação, caracterizando um comportamento subcrítico. Adicionalmente, quando a folga era presente em ambos os GDL, o sistema apresentou amplitudes de oscilação não amortecidas para baixas velocidades e apresentava ramos secundários com amplitudes crescentes em velocidades mais elevadas, que acarretavam na divergência do sistema.

Ademais, verificou-se que com o aumento da região de folga, o *jump* nas amplitudes de oscilação se tornava mais pronunciado.

Com tais avaliações, passou-se a incluir incluir no modelo linear os efeitos de materiais piezoelétricos, observando os efeitos na postergação na velocidade de *flutter*. Com a aplicação de piezoelétricos foi possível a postergação da velocidade de *flutter* devido ao efeito *shunt damping* que aumentava o amortecimento do sistema. Observou-se ainda que as resistências externas, como esperado, possuíam a habilidade de aumentar tal efeito e, por conseguinte, aumentar a velocidade de *flutter*. Com a inclusão dos da rigidez *hardening* as mesmas observações quanto a postergação e aparecimento de ciclo limite puderam ser observadas. Contudo, quando o piezoelétrico em configuração *bimorph* e a não linearidade era aplicados em graus de liberdade distintos o comportamento do sistema através da bifurcação de Hopf tornou-se subcrítico. Vale observar que a configuração *bimorph* promoveu o maior incremento na velocidade, isso devido ao fato da capacidade de se armazenar energia no sistema ser reduzida pela metade devido à associação em série e, portanto, aumentando a energia dissipada na resistência externa. Já, quando se incluiu a folga estrutural, notou-se que o transdutor piezoelétrico era capaz de postergar divergência do sistema, uma vez que ele era capaz de manter as amplitudes dos ramos, inicialmente com amplitudes crescentes, com amplitudes constantes até velocidades mais elevadas. Vale ressaltar que assim como obtido nos casos linear e com *hardening* estrutural, ou a resistência ótima com o foco em controle vibracional foi de $R_e = 10^6$ Ohms para todos os casos analisados.

Em seguida, foi analisada a abordagem ativa seguida da híbrida aplicando-se piezoelétricos com a técnica de controle por atraso de tempo. Primeiramente, foi analisado o controle ativo no sistema linear avaliando os parâmetros críticos, ou seja, o ganho do controlador linear G e o tempo de defasagem τ. Foi observado que o parâmetro τ possuía regiões nas quais deixava o controlador em fase oposta ao sistema, gerando-se interações destrutivas e, por conseguinte, aumentando a velocidade de *flutter*. Ao mesmo tempo, o ganho linear G fornecia o quão grande seriam os aumentos na velocidade de *flutter*. Vale notar que com o aumento do ganho, a efetividade do controlador era reduzida para valores de τ mais elevados. Incluindo a não linearidade *hardening* no sistema, percebeu-se que havia uma redução na efetividade do controlado, reduzindo a velocidade de *flutter* em comparação com o caso linear, sendo que os controladores com ganho mais eleva-

dos se tornavam mais sensíveis ao decréscimo na velocidade. Vale notar ainda que um *jump* nas amplitudes de oscilação era observado tornando o comportamento do sistema em subcrítico. Esse efeito pode estar relacionados a variação de período promovido pela não linearidade. Ao se incluir o controlador híbrido com piezoelétrico as mesmas constatações do controlador anterior, contudo notou-se que dependendo da resistência externa o controlador podia mudar ou não o comportamento do sistema, ou seja, podia ser apresentado um *jump* nas amplitudes de oscilação ou não. Adicionalmente, caso fosse incluído um ganho na tensão de atuação se podia cambiar o comportamento do sistema, bem como a velocidade de *flutter* e as amplitudes de oscilações no regime pós-*flutter*. De tal forma que esse último tornou-se um parâmetro fundamental no projeto desse tipo de controlador. Ao se incluir a folga estrutural, processos similares foram realizados, de forma a se buscar os valores ótimos para τ e para o ganho linear G. Com tais parâmetros determinados analisou-se a efetividade entre os controladores híbrido e passivo simétrico, de tal forma que o primeiro foi capaz de postergar a divergência para velocidades superiores em comparação ao segundo. Foi notado ainda que até que a divergência ocorresse, as amplitudes do controlador puramente passivo eram inferiores ao do controlador híbrido.

Finalmente, buscou-se realizar o desenvolvimento de um aparato experimental para futuras validações. Basicamente, adaptou-se um modelo construído na *New Mexico State University* de forma a abarcar as condições necessárias para a inclusão da abordagem piezoelétrica e a inclusão de não linearidades *hardening* estrutural e folga. Desse modo, acredita-se que em futuros passos possa-se realizar experimentos com o intuito de se validar os resultados obtidos numericamente.

9.1 SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS

Como continuação do presente trabalho sugere-se a construção do aparato experimental para a validação dos resultados numéricos.

Adicionalmente, torna-se importante a busca pela exploração de outros tipos de não linearidades como por exemplo a combinação da folga com o *hardening* e a aplicação da não linearidade multi-segmentada, em concomitância a aplicação de materiais piezoelétricos de forma passiva, ativa e híbrido ou com ligas com memória de forma, por exemplo.

Ressalta-se ainda a necessidade de se avaliar distintas leis de controle de modo a se otimizar questões voltadas ao controle vibracional em sistemas com não linearidades.

Referências Bibliográficas

ABBOTT, F. et al. Investigation of propellerpower plant autoprecession boundaries for a dynamic-aeroelastic model of a four-engine turboprop transport airplane. 1963.

ABDELKEFI, A. *Global nonlinear analysis of piezoelectric energy harvesting from ambient and aeroelastic vibrations*. Tese (Dutorado em Engenharia Mecânica) — Virginia Polytechnic Institute and State University, jan. 2012.

ABDELKEFI, A. Aeroelastic energy harvesting: A review. *International Journal of Engineering Science*, v. 100, p. 112–135, 2016. ISSN 0020-7225. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0020722515001482>.

ABDELKEFI, A.; HAJJ, M. R.; NAYFEH, A. Phenomena and modeling of piezoelectric energy harvesting from freely oscillating cylinders. *Nonlinear Dynamics*, v. 70, 10 2012.

ABDELKEFI, A.; NAYFEH, A.; HAJJ, M. R. Modeling and analysis of piezoaeroelastic energy harvesters. *Nonlinear Dynamics*, v. 67, p. 925–939, 01 2011.

ABDELKEFI, A. et al. Experimental identification of concentrated nonlinearity in aeroelastic system. In: . [S.l.: s.n.], 2012d. v. 1.

ABDELKEFI, A. et al. Modeling and identification of freeplay nonlinearity. *Journal of Sound and Vibration*, v. 331, p. 1898–1907, 04 2012e.

ABDELKEFI, A. et al. Bifurcation analysis of an aeroelastic system with concentrated nonlinearities. *Nonlinear Dynamics*, v. 69, 07 2012f.

ABDELKEFI, A. et al. Nonlinear analysis and identification of limit cycle oscillations in an aeroelastic system. In: . [S.l.: s.n.], 2012g.

ACREE, C. et al. Rotor design for whirl flutter: An examination of options for improving tiltrotor aeroelastic stability margins. In: *American Helicopter Society 55th Annual Forum*. Montreal, QC, Canada: [s.n.], 1999. p. 25–27.

ADEYEMI, D. A.; CLEAVER, D. J.; DU BOIS, J. L. Whirl flutter modelling for active control. In: THE 4TH ANNUAL UK VERTICAL LIFT NETWORK TECHNICAL WORKSHOP. [S.l.], 2019.

AKHRAS, G. Smart materials and smart systems for the future. *Canadian Military Journal*, v. 1, n. 3, p. 25–31, 2000.

ANICEZIO, M. M. *Atenuação de vibrações em pás de helicópteros utilizando circuito piezelétrico semi-passivo.* Dissertação (Mestrado em Aeronaves) — Universidade de São Paulo, São Carlos, 2015.

ANTHONY, D.; ELLIOTT, S. Comparison of the effectiveness of minimizing cost function parameters for active control of vibrational energy transmission in a lightly damped structure. *Journal of Sound and Vibration*, v. 237, n. 2, p. 223–244, 2000. ISSN 0022-460X. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0022460X00930359>.

ANTON, S. R.; SODANO, H. A. A review of power harvesting using piezoelectric materials (2003–2006). *Smart Materials and Structures*, IOP Publishing, v. 16, n. 3, p. R1–R21, may 2007. Disponível em: <https://doi.org/10.1088/0964-1726/16/3/r01>.

ARNOLD, D. P. Review of microscale magnetic power generation. *IEEE Transactions on Magnetics*, v. 43, n. 11, p. 3940–3951, 2007.

BAO, C. et al. A piezoelectric energy harvesting scheme based on stall flutter of airfoil section. *European Journal of Mechanics B-fluids*, v. 75, p. 119–132, 2019.

BARROS, C. M. V. *Avaliação de um Regulador Linear Quadrático Aplicado em DFIGs*. Dissertação (Mestrado em Ciência da Computação) — Universidade Federal Rural Do Semi-Árido e Universidade Estadual Do Rio Grande Do Norte, Rio Grande do Norte, 2011.

BASTOS, S. T. S. H.; VASCONCELLOS, R. M. G. Amplitude reduction through energy harvesting in vortex-induced vibrations. In: *International Conference on Advances in Energy Harvesting Technology*. virtual: [s.n.], 2021.

BASTOS, S. T. S. H.; VASCONCELLOS, R. M. G.; MARQUES, F. D. Vibrações induzidas por vórtice em um cilindro com um grau de liberdade e rigidez não linear. In: *CONGRESSO IBERO-AMERICANO DE ENGENHARIA MECÂNICA - CIBIM*. CARTAGENA, COLÔMBIA: [s.n.], 2019.

BASTOS, S. T. S. H.; VASCONCELLOS, R. M. G.; MARQUES, F. D. Vortex induced vibration in a single degree of freedom cylinder with structural nonlinearities. In: *25th ABCM INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING COBEM*. UBERLÂNDIA, BRAZIL: [s.n.], 2019.

BENNETT, R.; BLAND, S. Experimental and analytical investigation of propeller whirl flutter of a power plant on a flexible wing. 1964.

BERARDENGO, M. et al. Vibration control by means of piezoelectric actuators shunted with lr impedances: Performance and robustness analysis. *Shock and Vibration*, v. 2015, p. ID 704265, 05 2015.

BERARDENGO, M.; MANZONI, S.; CONTI, A. Multi-mode passive piezoelectric shunt damping by means of matrix inequalities. *Journal of Sound and Vibration*, v. 405, p. 287–305, 2017. ISSN 0022-460X. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0022460X17304686>.

BIELAWA, R. L. *Rotary wing structural dynamics and aeroelasticity*. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. (AIAA education series). ISBN 9781621981541.

BLAND, S.; BENNETT. Wind-tunnel measurement of propeller whirl – flutter speeds and static-stability derivatives and comparison with theory. *NASA TN D-1807*, v. 29, 1963.

CANDIDO DE SOUSA, V.; DE MARQUI JR, C. Airfoil-based piezoelectric energy harvesting by exploiting the pseudoelastic hysteresis of shape memory alloy springs. *Smart Materials and Structures*, v. 24, p. 125014, 12 2015.

CASAVOLA, C. et al. Residual stress measurement in fused deposition modelling parts. *Polymer Testing*, v. 58, p. 249–255, 2017.

ČEČRDLE, J. Theoretical background of whirl flutter phenomenon. In: ČEČRDLE, J. (Ed.). *Whirl flutter of turboprop aircraft structures*. Oxford: Woodhead Publishing, 2015. p. 13–31. ISBN 978-1-78242-185-6. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9781782421856500027>.

ČEČRDLE, J. Aeroelastic stability of turboprop aircraft: whirl flutter. In: VOLKOV, K. (Ed.). *Flight Physics*. Rijeka: IntechOpen, 2018. cap. 8. Disponível em: <https://doi.org/10.5772/intechopen.70171>.

ČEČRDLE, J.; MALEČEK, J. Conceptual design of aeroelastic demonstrator for whirl flutter simulation. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, World Academy of Science, Engineering and Technology, v. 6, n. 8, p. 1365 – 1369, 2012. ISSN eISSN: 1307-6892. Disponível em: <https://publications.waset.org/vol/68>.

ČEČRDLE, J.; MALEČEK, J. Design and development of new whirl flutter aeroelastic demonstrator. In: 55TH AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC STRUCTURES, STRUCTURAL DYNAMICS, AND MATERIALS CONFERENCE. [S.l.], 2014.

CUNEFARE, K. A. et al. Energy harvesting from hydraulic pressure fluctuations. *Smart Materials and Structures*, IOP Publishing, v. 22, n. 2, p. 025036, jan 2013. Disponível em: <https://doi.org/10.1088/0964-1726/22/2/025036>.

DAI, H. et al. Control of cross-flow-induced vibrations of square cylinders using linear and nonlinear delayed feedbacks. *Nonlinear Dynamics*, Springer, v. 78, n. 2, p. 907–919, 2014.

DAI, H. et al. Time-delay feedback controller for amplitude reduction in vortex-induced vibrations. *Nonlinear Dynamics*, Springer, v. 80, n. 1, p. 59–70, 2015.

DAI, H. L.; ABDELKEFI, A.; WANG, L. Theoretical modeling and nonlinear analysis of piezoelectric energy harvesting from vortex-induced vibrations. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, v. 25, n. 14, p. 1861–1874, 2014. Disponível em: <https://doi.org/10.1177/1045389X14538329>.

D'ASSUNÇÃO, D. *Circuito piezelétrico chaveado para controle de vibrações e coleta de energia em uma seção típica aeroelástica*. Dissertação (Mestrado em Aeronaves) — Universidade de São Paulo, São Carlos, 2013.

DE MARQUI JR, C.; ERTURK, A. Electroaeroelastic analysis of airfoil-based wind energy harvesting using piezoelectric transduction and electromagnetic induction. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, v. 24, n. 7, p. 846–854, 2013. Disponível em: <https://doi.org/10.1177/1045389X12461073>.

DE MARQUI JR, C.; ERTURK, A.; INMAN, D. Piezoaeroelastically coupled modeling and analysis of electrical power generation and shunt damping for a cantilever plate. *Proceedings of the 17th International Conference on Composite Materials, Edinburgh, UK, Jul*, p. 27–31, 01 2009.

DE MARQUI JR, C.; INMAN, D. Piezoaeroelastic modeling and analysis of a generator wing with continuous and segmented electrodes. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, v. 21, p. 983–993, 06 2010.

DE MARQUI JR, C.; TAN, D.; ERTURK, A. On the electrode segmentation for piezoelectric energy harvesting from nonlinear limit cycle oscillations in axial flow. *Journal of Fluids and Structures*, v. 82, p. 492–504, 2018. ISSN 0889-9746. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0889974618300628>.

DEU, J.-F. et al. Piezoelectric Shunt Vibration Damping of Structural-Acoustic Systems: Finite Element Formulation and Reduced-Order Model. *Journal of Vibration and Acoustics*, v. 136, n. 3, 04 2014. ISSN 1048-9002. 031007. Disponível em: <https://doi.org/10.1115/1.4027133>.

DIAS, J.; DE MARQUI JR, C. Three-degree-of-freedom hybrid piezoelectric-inductive aeroelastic energy harvester exploiting a control surface. *AIAA Journal*, v. 53, p. 394–404, 02 2015.

DIAS, J. A. C.; DE MARQUI JR, C.; ERTURK, A. Hybrid piezoelectric-inductive flow energy harvesting and dimensionless electroaeroelastic analysis for scaling. *Applied Physics Letters*, v. 102, n. 4, p. 044101, 2013. Disponível em: <https://doi.org/10.1063/1.4789433>.

ELAHI, H. et al. Modeling and design of a piezoelectric nonlinear aeroelastic energy harvester. *Integrated Ferroelectrics*, v. 211, p. 132–151, 10 2020.

ERTURK, A.; INMAN, D. *Piezoelectric Energy Harvesting*. [S.l.: s.n.], 2011. ISBN 9780470682548.

ERTURK, A.; INMAN, D. J. A distributed parameter electromechanical model for cantilevered piezoelectric energy harvesters. *Journal of Vibration and Acoustics*, v. 130, n. 4, jun 2008. ISSN 1048-9002. 041002. Disponível em: <https://doi.org/10.1115/1.2890402>.

ERTURK, A.; INMAN, D. J. An experimentally validated bimorph cantilever model for piezoelectric energy harvesting from base excitations. *Smart Materials and Structures*, IOP Publishing, v. 18, n. 2, p. 025009, jan 2009. Disponível em: <https://doi.org/10.1088/0964-1726/18/2/025009>.

ERTURK, A. et al. On the energy harvesting potential of piezoaeroelastic systems. *Applied Physics Letters*, v. 96, n. 18, p. 184103, 2010. Disponível em: <https://doi.org/10.1063/1.3427405>.

GAIHONG, W. et al. Preparation and properties of heat resistant polylactic acid (pla)/nano-sio2 composite filament. *Journal of Wuhan University of Technology-Mater. Sci. Ed.*, v. 31, n. 1.

HAGOOD, N.; VON FLOTOW, A. Damping of structural vibrations with piezoelectric materials and passive electrical networks. *Journal of Sound and Vibration*, v. 146, n. 2, p. 243–268, 1991. ISSN 0022-460X. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0022460X91907629>.

HATHAWAY, E.; GANDHI, F. Tiltrotor whirl flutter alleviation using actively controlled wing flaperons. *Aiaa Journal*, v. 44, p. 2524–2534, 11 2006.

HEEG, J. *An analytical and experimental investigation of flutter suppression by piezoelectric actuation*. NASA Langley Technical Report Server, 1992.

HEINRICH, H. *Raymond L. Bisplinghoff, Holt Ashley und Robert L. Halfman, Aeroelasticity. IX+ 860 S. m. 306 Abb. Cambridge 1955. Addison-Wesley Publishing Company, Inc. Preis geb. 14.50*.$[S.l.] : WileyOnlineLibrary, 1956.$

HIGGINS, R. J.; BARAKOS, G. N. Whirl and stall flutter simulation using cfd. In: *AProceedings of the 43rd European Rotorcraft Forum*. Milão, Italia: [s.n.], 2017.

HOUBOLT, J.; REED, W. Propeller – nacelle whirl flutter. *Journal of Aerospace Sciences*, v. 29, 1962.

JAVED, U.; DAI, H.; ABDELKEFI, A. Nonlinear dynamics and comparative analysis of hybrid piezoelectric-inductive energy harvesters subjected to galloping vibrations. *The European Physical Journal Special Topics*, v. 224, 08 2015.

KRUGER, W. Analysis of whirl flutter dynamics on a tiltrotor wind tunnel model. In: *International Forum of Aeroelasticity and Structural Dynamics*. Seattle, WA, USA: [s.n.], 2009. v. 29, p. 21–25.

KRUGER, W. R. Multibody analysis of whirl flutter stability on a tiltrotor wind tunnel model. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part K: Journal of Multi-body Dynamics*, v. 230, n. 2, p. 121–133, 2016. Disponível em: <https://doi.org/10.1177/1464419315582128>.

KUNZ, D. L. Analysis of proprotor whirl flutter: review and update. *Journal of Aircraft*, v. 42, n. 1, p. 172–178, 2005. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.4953>.

KVATERNIK, R.; KOHN, J. An experimental and analytical investigation of proprotor whirl flutter. 1977.

KVATERNIK, R. et al. An experimental evaluation of generalized predictive control for tiltrotor aeroelastic stability augmentation in airplane mode of flight. *Journal of the American Helicopter Society*, v. 47, jun 2001.

LATIF, R. et al. A semi-analytical approach for flutter analysis of a high-aspect-ratio wing. *The Aeronautical Journal*, Cambridge University Press, v. 125, n. 1284, p. 410–429, 2021.

LEO, D. J. *Engineering analysis of smart material systems*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2007.

LI, G.; LI, L.; ZHU, P. Galloping control for iced conductors using tuned mass dampers with fixed time-delayed feedback. *Shock and Vibration*, Hindawi, v. 2019, 2019.

LIU XU, V. *Propeller-wing whirl flutter: an analytical approach*. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) — Delft University of Technology, 2020.

MAIR, C.; REZGUI, D.; TITURUS, B. Stability analysis of whirl flutter in a nonlinear gimballed rotor-nacelle system. In: . [S.l.: s.n.], 2019.

MAIR, C. et al. Nonlinear stability analysis of whirl flutter in a rotor-nacelle system. *Nonlinear Dynamics*, v. 94, nov 2018.

MAIR, C.; TITURUS, B.; REZGUI, D. Stability analysis of whirl flutter in rotor-nacelle systems with freeplay nonlinearity. *Nonlinear Dynamics*, v. 104, p. 1–25, 03 2021.

MCGOWAN, A. M. R. An examination of applying shunted piezoelectrics to reduce aeroelastic response. CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics,1999, p. 553–572, 1999.

MOKRANI, B. et al. Adaptive inductor for vibration damping in presence of uncertainty. In: . [S.l.: s.n.], 2015.

MONTHéARD, R. et al. Powering a commercial datalogger by energy harvesting from generated aeroacoustic noise. *Journal of Physics: Conference Series*, v. 557, 11 2014.

MUELLER, J. et al. A numerical study on active control for tiltrotor whirl flutter stability augmentation, revised version of the paper: A multibody study on singleand multi-variable control algorithms for tiltrotor whirl flutter stability augmentation. In: *American Helicopter Society 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics, Fisherman's Wharf*. San Francisco, CA, USA: [s.n.], 2004. v. 29, p. 21–23.

NASEER, R. et al. Piezomagnetoelastic energy harvesting from vortex-induced vibrations using monostable characteristics. *Applied Energy*, v. 203, p. 142–153, 2017. ISSN 0306-2619. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0306261917307626>.

NIXON, M. et al. Aeroelastic stability of a four-bladed semi-articulated soft-inplane tiltrotor model. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*. Amsterdam, The Netherlands.: [s.n.], 2003. p. 4–6.

PEREIRA, D. A. et al. Effects of combined hardening and free-play nonlinearities on the response of a typical aeroelastic section. *Aerospace Science and Technology*, v. 50, p. 44–54, 2016. ISSN 1270-9638. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963815300249>.

PIATAK, D. et al. A wind-tunnel parametric investigation of tiltrotor whirl-flutter stability boundaries. In: PROCEEDINGS OF THE AMERICAN HELICOPTER SOCIETY 57TH ANNUAL FORUM. Washington, DC, USA, 2001.

PIATAK, D. et al. A wind-tunnel parametric investigation of tiltrotor whirl-flutter stability boundaries. In: *American Helicopter Society 57th Annual Forum*. Washington, DC: [s.n.], 2003. p. 9–11.

PORTELLA, K. et al. Comparação entre estratégias de controle por regulador linear quadrático e controle por mapeamento exponencial aplicado a um sistema de pêndulo invertido. In: . [S.l.: s.n.], 2018.

QUINTANA, A. et al. The influence of freeplay on the whirl flutter and nonlinear characteristics of rotor-nacelle systems. *Meccanica*, v. 58, 04 2023.

QUINTANA, A. et al. Nonlinear analysis and bifurcation characteristics of whirl flutter in unmanned aerial systems. *Drones*, v. 5, n. 4, 2021. ISSN 2504-446X. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2504-446X/5/4/122>.

RAND, O.; PEYRAN, R. Experimental demonstration of the influence of wing couplings on whirl–flutter instability. v. 37, p. 859–864, 2000.

RAO, K. V. K.; SUNDARARAJAN, D. Whirl flutter of flapping blade rotor systems. Bangalore, India, 1969.

REED, W.; BENNETT. Propeller whirl flutter considerations for v/stol aircraft. In: *CAL/TRECOM Symposium*. NY, USA: [s.n.], 1963.

REED, W. H. Propeller-rotor whirl flutter: A state-of-the-art review. *Journal of Sound and Vibration*, v. 4, p. 526–544, 1966.

RIBNER, H. S. *Formulas for propellers in yaw and charts of the side – force derivatives*. NASA Langley Technical Report Server, 1945. v. 819.

RIBNER, H. S. *Propellers in yaw*. NASA Langley Technical Report Server, 1945. v. 820.

SANTANA, L. et al. Estudo comparativo entre petg e pla para impressão 3d através de caracterização térmica, química e mecânica. *Revista Matéria*, v. 23, n. 4, 2018.

SAUNDERS, B. et al. Importance of event detection and nonlinear characterization of dynamical systems with discontinuity boundary. In: . [S.l.: s.n.], 2021.

SAUNDERS, B. et al. Insights on the continuous representations of piecewise-smooth nonlinear systems: limits of applicability and effectiveness. *Nonlinear Dynamics*, v. 107, p. 1–16, 01 2022.

SCHOLL, E. et al. Time-delayed feedback control: From simple models to lasers and neural systems. In: ____. [S.l.: s.n.], 2010. v. 2010, p. 85–150. ISBN 978-3-642-02328-6.

SHEN, J.; KANG, H. Comparison study of tiltrotor whirl flutter using two rotorcraft comprehensive analyses. *Journal of Aircraft*, v. 54, p. 841–846, 03 2017.

SIEBER, J. Generic stabilizability for time-delayed feedback control. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, The Royal Society Publishing, v. 472, n. 2189, p. 20150593, 2016.

SILVA, T. M. P. *Circuitos piezelétricos passivos, semi-passivos, ativos e híbridos e suas aplicações para problemas aeroelásticos*. Dissertação (Mestrado em Aeronaves) — Universidade de São Paulo, São Carlos, 2014.

TAIRIDIS, G. K. Vibration control of smart composite structures using shunted piezoelectric systems and neuro-fuzzy techniques. *Journal of Vibration and Control*, v. 25, n. 18, p. 2397–2408, 2019. Disponível em: <https://doi.org/10.1177/1077546319854588>.

TAYLOR, E. S.; BROWNE, K. A. Vibration isolation of aircraft power plants. *Journal of the Aeronautical Sciences*, v. 6, n. 2, p. 43–49, 1938. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/8.760>.

TIERSTEN, H. *Linear Piezoelectric Plate Vibrations*. Nova Iorque: Plenum Press, 1969.

TSUSHIMA, N.; SU, W. Concurrent active piezoelectric control and energy harvesting of highly flexible multifunctional wings. *Journal of Aircraft*, v. 54, n. 2, p. 724–736, 2017. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.C033846>.

TSUSHIMA, N.; SU, W. Flutter suppression for highly flexible wings using passive and active piezoelectric effects. *Aerospace Science and Technology*, v. 65, p. 78–89, 2017. ISSN 1270-9638. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963816306447>.

TSUSHIMA, N.; SU, W. A study on adaptive vibration control and energy conversion of highly flexible multifunctional wings. *Aerospace Science and Technology*, v. 79, p. 297–309, 08 2018.

VASCONCELLOS, R. *Caracterização e detecção da não linearidade associada à folga em sistemas aeroelásticos*. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) — Universidade de São Paulo, São Carlos, 2012.

VASCONCELLOS, R.; ABDELKEFI, A. Nonlinear dynamical analysis of an aeroelastic system with multi-segmented moment in the pitch degree-of-freedom. *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, v. 20, 12 2015.

VASCONCELLOS, R. et al. Representation and analysis of control surface freeplay nonlinearity. *Journal of Fluids and Structures*, v. 31, p. 79–91, 05 2012.

VASCONCELLOS, R. M. G. et al. Characterization of grazing bifurcation in airfoils with control surface freeplay nonlinearity. In: . [S.l.: s.n.], 2014.

WOJTYLA, S. et al. Is 3d printing safe? analysis of the thermal treatment of thermoplastics: Abs, pla, pet, and nylon. *Journal of occupational and environmental hygiene*, v. 14, n. 6, p. 80–85, 2017.

WRIGHT, J.; COOPER, J. *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads: Second Edition*. [S.l.: s.n.], 2015. 1-543 p. ISBN 9781118488010.

YEO, H. et al. Comparison of camrad ii and rcas predictions of tiltrotor aeroelastic stability. *Journal of the American Helicopter Society*, v. 63, 04 2018.