UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA "JÚLIO DE MESQUITA FILHO"



FACULDADE DE ENGENHARIA

CAMPUS DE ILHA SOLTEIRA

Pedro Augusto Marques Sanches

Projeto de Aparato Aeroelástico com Superfície de Controle e Compensador

Ilha Solteira

Setembro, 2022

PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Pedro Augusto Marques Sanches

Projeto de Aparato Aeroelástico com Superfície de Controle e Compensador

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira - UNESP como parte dos requisitos necessários para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Douglas Domingues Bueno

Co-Orientador: Prof. Dr. Augusto Salomão Bornschlegell

Ilha Solteira

Setembro, 2022

FICHA CATALOGRÁFICA
Desenvolvido pelo Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação

S211p

Sanches, Pedro Augusto Marques.
Projeto de aparato aeroelástico com superfície de controle e compensador / Pedro Augusto Marques Sanches. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2022
36 f. : il.

Dissertação (mestrado) - Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira. Área de conhecimento: Mecânica dos Sólidos, 2022

Orientador: Douglas Domingues Bueno
Coorientador: Augusto Salomão Bornschlegell
Inclui bibliografia

1. Aparato aeroelástico. 2. Ensaios experimentais. 3. Túnel de vento. 4. Instrumentação.

Raiane da Silva Santos
Supervisora Técnica de Seção
Seção Técnica de Referência, Atendimento ao usuário e Documentação
Diretoria Técnica de Biblioteca e Documentação
CRB/8 - 9999

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA

Câmpus de Ilha Solteira

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

TÍTULO DA DISSERTAÇÃO: Projeto de Aparato Aeroelástico com Superfície de Controle e Compensador

AUTOR: PEDRO AUGUSTO MARQUES SANCHES
ORIENTADOR: DOUGLAS DOMINGUES BUENO
COORIENTADOR: AUGUSTO SALOMÃO BORNSCHLEGELL

Aprovado como parte das exigências para obtenção do Título de Mestre em ENGENHARIA MECÂNICA, área: Mecânica dos Sólidos pela Comissão Examinadora:

Prof. Dr. DOUGLAS DOMINGUES BUENO (Participaçao Virtual)
Departamento de Matemática / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira - UNESP

Prof. Dr. MARCUS VINICIUS MONTEIRO VARANIS (Participaçao Virtual)
Instituto de física / Universidade Federal do Mato Grosso do Sul

Profa. Dra. POLLIANA CANDIDA OLIVEIRA MARTINS (Participaçao Virtual)
Departamento de engenharia Mecânica / Faculdade do Gama, Universidade de Brasília (UnB)

Ilha Solteira, 01 de setembro de 2022

À minha namorada e melhor amiga, Carla.
À memória da Vó Joana.

Agradecimentos

Primeiramente, gostaria de agradecer a Deus pela força e determinação para que eu pudesse concluir este trabalho.

Agradeço imensamente à minha namorada e melhor amiga, Carla Maria, por seu amor e apoio incondicionais, essenciais ao longo de toda a extensão da pesquisa, mesmo nos momentos mais difíceis e conturbados.

Gostaria de agradecer à minha família, em especial a meu pai Agnaldo e minha mãe, por todo suporte durante a realização da pesquisa.

Agradeço a orientação do professor Douglas Domingues Bueno, além de toda sua paciência, disponibilidade, atenção, zelo e sabedoria dispendidos ao longo do trabalho. Agradeço também imensamente a indicação, amizade e coorientação do professor Augusto Salomão Bornschlegell, que incondicionalmente me suporta, apoia e orienta em minha caminhada desde o início da graduação.

Agradeço a todos os colegas do programa que me auxiliaram, em especial agradeço a Larissa Drews Wayhs Lopes pela execução de simulações e assistência nas mais diversas questões e dúvidas que surgiram ao longo do trabalho.

Agradeço ao professor Rodrigo Borges Santos por ceder equipamentos para a instrumentação do aparato e suporte técnico para sua utilização. Gostaria de agradecer imensamente o corpo técnico dos laboratórios da Faculdade de Engenharia - FAEN da Universidade Federal da Grande Dourados, por permitirem o uso das instalações para realização dos ensaios experimentais. Agradeço especialmente o técnico Marcelo Alves Ferreira por toda a sua habilidade, conhecimento e disponibilidade durante o desenvolvimento, fabricação e montagem do modelo experimental.

Agradeço ao professor Evandro Luís Souza Falleiros, do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de Mato Grosso do Sul - Campus Dourados, por ceder seu tempo, disponibilidade, conhecimento técnico e as instalações do IFMS durante o processo de projeto e impressão 3D das peças do aparato. Agradeço também aos professores da UFGD Natanael Takeo Yamamoto e Roberto Carlos Orlando pela impressão 3D das peças do aparato.

Esta pesquisa tornou-se possível graças aos recursos computacionais disponibilizados pelo Núcleo de Computação Científica (NCC/GridUNESP) da Universidade Estadual Paulista (UNESP).

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) - Código de Financiamento 001.

"Ainda que eu ande pelo vale da sombra da morte, não temerei mal algum, porque tu estás comigo"

Salmos 23:4

Resumo

A aeroelasticidade é uma importante área da ciência que estuda as interações entre forças estruturais e aerodinâmicas. Além de estudos teóricos, envolve trabalhos experimentais, que se mostram como ferramentas ideais para verificação, validação e aprofundamento dos estudos envolvendo a aeroelasticidade. Dessa maneira, o presente trabalho compreende o projeto, o desenvolvimento, a construção e os ensaios realizados em um aparato aeroelástico com perfil NACA0012, com uma superfície de controle e compensador instalados em seu bordo de fuga. As peças do aparato são fabricadas por meio de processos de impressão 3D, são montadas e passam por processo de acabamento pós-impressão. A instrumentação do aparato é composta de equipamentos de baixo custo, como potenciômetros para registro dos movimentos do modelo. Diferentes configurações são consideradas, inclusive variando o ângulo de ataque e a velocidade de escoamento. Campanhas de ensaios são realizadas em túnel de vento e os sinais de respostas são analisados e discutidos.

Palavras-chave: Aparato Aeroelástico. Ensaios Experimentais. Túnel de Vento. Instrumentação.

Abstract

Aeroelasticity is an important area of science that studies the interactions between structural and aerodynamic forces. In addition to theoretical studies, it involves experimental work, which prove to be ideal tools for verification, validation and deepening of studies involving aeroelasticity. In this way, the present work comprises the design, development, construction and tests carried out on an aeroelastic apparatus with NACA0012 airfoil, with a control surface and compensator installed on its trailing edge. The parts of the apparatus are manufactured through 3D printing processes, are assembled and undergo a post-print finishing process. The instrumentation of the apparatus is composed of low-cost equipment, such as potentiometers for recording the model's movements. Different configurations are considered, including varying the angle of attack and the flow velocity. Rehearsal campaigns are carried out in a wind tunnel and the response signals are analyzed and discussed.

Keywords: Aeroelastic Apparatus. Experiments. Wind Tunnel. Instrumentation.

Lista de Figuras

2.1 Aparato *PAPA* (do inglês *Pitch and Plunge Aeroelastic Apparatus*) proposto por Farmer (1982). O GDL de *plunge* é dado na direção do eixo z (positivo para baixo) e o ângulo de *pitch* é positivo no sentido horário em torno do eixo y. 5

2.2 Aparato aeroelástico proposto por Conner et al. (1997b). O movimento de *plunge* ocorre no eixo z, o ângulo de *pitch* em torno do eixo y e a rotação da superfície de controle é em torno da *hinge line*. 6

2.3 Aparato aeroelástico empregado por O'Neil, Gilliatt e Strganac (1996). A geometria dos cames, mostrados no detalhe, determina se a resposta será linear ou não linear. 7

2.4 Aparato aeroelástico desenvolvido por Chowdhury e Sarkar (2003). O modo *inplane* é incluído na dinâmica através do efeito de deflexão das molas horizontais. 8

2.5 Detalhe do mecanismo de folga e das rigidezes da superfície de controle e compensador. 9

2.6 Ilustração de uma asa com aileron e compensador, sendo b a semicorda, e a, c e d as distâncias adimensionais entre a semicorda da seção e os eixos elásticos da asa principal, superfície de controle e compensador, respectivamente, com cinco graus de liberdade: h, θ, β, γ e w. 9

3.1 Aparato aeroelástico com suporte tipo viga equivalente em flexão e torção. . . . 15

3.2 Aparato aeroelástico com suporte tipo viga equivalente em flexão e torção. . . . 15

3.3 Desenho esquemático do sistema de um grau de liberdade, com amplitude de folga 2δ, massa m, rigidez k e deslocamento $u(t)$. 17

3.4 Influência da região de folga na força restauradora do sistema. 18

3.5 Instalação dos microfones em miniatura no aerofólio. 26

4.1 Fotografias do aparato aeroelástico experimental desenvolvido. 30

4.2 Dimensões, em mm, da seção aeroelástica e localização dos centros de massa e eixos de rotação do modelo experimental. 31

4.3 Aparato para estudo aeroelástico, composto por um extensor fixado no posicionador tridimensional, suportando um modelo de asa com superfície de controle, compensador e mecanismo para inclusão de folgas simultâneas. 31

4.4 Mecanismo instalado na raiz do modelo de asa para inserção e controle das folgas simultâneas no sistema aeroelástico. 32

4.5 Mecanismo de funcionamento de um potenciômetro rotativo de 60 kΩ. 33

4.6 Esquema de ligação dos potenciômetros e placa Arduino. 33

4.7 Sistema de aquisição e fonte empregados na baterias finais de ensaios. 34
4.8 Potenciômetro linear Bourns 3310C-012-103L de 10 kΩ. 34
4.9 Curvas de calibração dos potenciômetros lineares Bourns 3310C-012-103L de 10 kΩ. 35
4.10 Pesagem da Asa Principal. 36
4.11 Pesagem da Sup. de Controle. 36
4.12 Pesagem do Compensador. 36
4.13 Pesagem do Eixo. 36
4.14 Fotografia do ensaio para Localização do Centro de Massa da Asa Principal. . . 37
4.15 Fotografia do ensaio para Localização do Centro de Massa da Sup. de Controle. 37
4.16 Fotografia do ensaio para Localização do Centro de Massa do Compensador. . . 38
4.17 Vista superior de asa e superfícies móveis com indicação do sistema de coordenadas (canto superior direito) considerado para determinar a localização do centro de massa. 39
4.18 Respostas temporais do aparato aeroelástico devido aos impulsos. 39
4.19 Espectro em frequência das respostas do aparato aeroelástico. 40
4.20 Fotografias com ilustrações dos ensaios experimentais para obtenção das rigidezes de cada grau de liberdade. 40
4.21 Fotografia e desenho esquemático do túnel aerodinâmico Aeroalcool modelo AA-TVSH1 instalado no LARAVA-UFGD. 42
4.22 Posicionador tridimensional *Dantec* modelo 9041T033, instalado nos laboratórios da FAEN-UFGD. 43
4.23 Detalhe do mecanismo para inserção do movimento de *pitch* no aparato, além de ângulo de ataque, folga na asa principal e registro dos movimentos de *pitch*. 43
4.24 Respostas ao impulso para a dinâmica estrutural do aparato aeroelástico (túnel de vento desligado ($V = 0$ m/s). 44
4.25 Resposta temporal ao impulso do sistema com ângulo de ataque de 1 grau, 1 grau de folga em *pitch* e 4 graus na superfície de controle, para velocidade de escoamento de 15 $\mathrm{m\,s^{-1}}$. 45
4.26 Resposta temporal ao impulso do sistema com ângulo de ataque de 1 grau, 1 grau de folga em *pitch* e 4 graus na superfície de controle, para velocidade de escoamento de 19 $\mathrm{m\,s^{-1}}$. 45
4.27 Detalhe da instalação de duas barras metálicas no bordo de fuga do compensador para adição de massa no aparato. 46
4.28 Respostas aeroelásticas ao impulso para velocidade de escoamento de $V = 10$ m/s com ângulo de ataque nulo. 47
4.29 Respostas aeroelásticas ao impulso para velocidade de escoamento de $V = 19$ m/s com ângulo de ataque nulo. 48
4.30 Comparação entre os espectros de frequência, dos três graus de liberdade, para as velocidades de $V = 19$ m/s e $V = 20$ m/s. 49

4.31 Detalhe das respostas temporais dos três graus de liberdade em configuração de 1 grau de ângulo de ataque, folgas simétricas de 1 grau em *pitch*, 25.2 graus na superfície de controle e 15.7 graus no compensador, após impulso, para velocidade de escoamento de $19.3\,\mathrm{m\,s^{-1}}$. 50
4.32 Espectro em frequência dos três graus de liberdade para ângulo de ataque de 1 grau, com folgas simétricas de 1 grau em *pitch*, 25,2 graus na superfície de controle e 15,7 graus no compensador, para velocidade de escoamento de $19.3\,\mathrm{m\,s^{-1}}$. 50

Lista de Tabelas

3.1 Fatores de incerteza para alguns tipos de anemômetros. 23
3.2 Comparação de transdutores com base em fatores comumente utilizados em medições de velocidade. 24

4.1 Propriedades de massa das peças do aparato aeroelástico. 35
4.2 Localização do Centro de Massa das Peças. 36
4.3 Propriedades de rigidez torsional do aparato aeroelástico. 41

Conteúdo

1 Introdução **1**

1.1 Objetivos . . . 2

1.2 Contribuições Alcançadas . . . 2

1.3 Organização do Documento . . . 3

2 Aparatos Aeroelásticos: Estado da Arte **4**

2.1 Conceitos de Aparatos Aeroelásticos . . . 4

2.2 Aplicações Envolvendo Aparatos Aeroelásticos . . . 9

3 Dinâmica de Aparatos Aeroelásticos **14**

3.1 Fundamentos e Parâmetros Físico-geométricos . . . 14

3.2 Folgas em Superfícies Móveis . . . 17

3.3 Instrumentação Típica e Dinâmica Observada . . . 20

3.4 Desafios em Ensaios com Aparatos Aeroelásticos . . . 25

3.5 Montagem de Aparato Aeroelástico . . . 26

4 Resultados e Discussões **30**

4.1 Ensaios Preliminares no Aparato . . . 32

4.2 Ensaios Experimentais e Túnel de Vento . . . 41

4.2.1 Respostas Aeroelásticas . . . 42

4.2.2 Fenômenos Não-Lineares . . . 47

5 Considerações Finais **51**

5.1 Sugestões para Trabalhos Futuros . . . 52

Bibliografia **53**

1

Introdução

Aeroelasticidade é a ciência que estuda os fenômenos que envolvem a interação entre forças estruturais e aerodinâmicas. Esta área compreende uma classe importante de problemas envolvidos no projeto de aeronaves, além de diversas outras aplicações, como na construção civil (DOWELL, 2015a). Na maioria dos projetos, os fenômenos aeroelásticos e suas consequências são indesejados por implicarem em redução de desempenho do projeto, e, até mesmo, falhas estruturais catastróficas, que evidenciam a importância de pesquisas no tema (DOWELL, 2015b).

Em particular para os estudos em aeroelasticidade dinâmica, Ormiston et al. (1988) citam que o entendimento dos fenômenos pode ser obtido através de estudos analíticos paramétricos ou investigações experimentais, além da comparação de resultados com dados de ensaios experimentais. Os autores destacam que trabalhos que envolvem a realização de experimentos devem ser cuidadosamente planejados, para que seus objetivos sejam alcançados sem a interferência de fenômenos externos ou fora do escopo do estudo. Além disso, segundo os autores, as características físicas do modelo ensaiado devem ser rigorosamente controladas e conhecidas, para que a correlação com os resultados teóricos seja efetivamente alcançada.

Parte das pesquisas em aeroelasticidade envolvendo ensaios experimentais são conduzidas em túneis de vento com o emprego de modelos em escala (FRIEDMANN, 1999). Estes modelos são geralmente instalados nos túneis de vento através de estruturas de suporte, que devem possibilitar os movimentos dos graus de liberdade desejados pelo estudo, além de suportar as solicitações dinâmicas do ensaio e garantir as características elásticas do modelo, quando empregadas asas rígidas (FARMER, 1982). Os modelos aeroelásticos podem ser rígidos ou flexíveis, com importantes estudos envolvendo os modelos que empregam asas rígidas. Na literatura, o conjunto formado pelo modelo a ser ensaiado, seu suporte e a instrumentação do ensaio é comumente chamado de aparato aeroelástico.

De acordo com a literatura, um dos primeiros aparatos aeroelásticos foi projetado e utilizado por Fales e Kerber (1927). Depois deste trabalho, aparatos aeroelásticos têm cada vez mais se mostrado adequados para apoiar o desenvolvimento de tecnologias, especialmente em fases de baixa prontidão tecnológica. Também, AAs têm sido item típico em universidades e centros de pesquisas em aeroservoelasticidade, pois apresentam baixo custo relativo, facilidade de instalação, além de permitirem estudos envolvendo uma ampla diversidade de temas. Para AAs com compesnsadores, Perring (1928) é um dos primeiros autores a apresentar as bases

teóricas para o desenvolvimento de compensadores no contexto da aeroelasticidade. Theodorsen (1935a) formula e apresenta as forças aerodinâmicas em um aerofólio com superfície de controle composto por três graus de liberdade independentes no total.

Na literatura são encontrados diferentes tipos de aparatos aeroelásticos. Conner et al. (1997b) desenvolvem uma geometria e modelo experimental baseado no estudo de Edwards, Ashley e Breakwell (1979), que consiste em uma seção típica de asa com uma superfície de controle instalada no bordo de fuga. Uma folga é adicionada na superfície de controle, de maneira que a rigidez e o momento restaurador geram uma dinâmica não-linear envolvendo o ângulo de rotação. Al-Mashhadani et al. (2017) modificam o modelo experimental de Conner et al. (1997b) e adicionam um compensador ao bordo de fuga da asa, na sequência da superfície de controle. Uma folga é considerada no compensador.

Neste contexto, o presente trabalho compreende o projeto e construção de um aparato aeroelástico para ensaios em túnel de vento, considerando uma superfície de controle e um compensador. O sistema compreende uma estrutura suporte que define a flexibilidade do aparato. A estrutura da asa, superfície de controle e compensador são feitos a partir de impressão 3D. A instrumentação é implementada para medir os graus de liberdade de interesse durante os ensaios. São conduzidos ensaios em túnel de vento, considerando diferentes velocidades de escoamento, além de distintos ângulos de ataque, para se compreender a dinâmica aeroelástica do sistema. Assim, apresenta-se a seguir os objetivos específicos do trabalho, além da organização deste documento.

1.1 Objetivos

O objetivo principal desta dissertação de mestrado é apresentar o desenvolvimento de um aparato aeroelástico incluindo superfície de controle e compensador, para ensaios em túnel de vento.

Os objetivos específicos deste trabalho são:

- Revisão da literatura para identificação de trabalhos desenvolvidos com a utilização de aparatos aeroelásticos para ensaios em túneis de vento;
- Realização de campanhas de ensaios experimentais empregando o aparato projetado e construído;
- Desenvolvimento de sistema de aquisição de dados e algoritmos computacionais para pós-processamento dos resultados obtidos.

1.2 Contribuições Alcançadas

As principais contribuições alcançadas com esse trabalho são:

- Projeto, construção e ensaio de um aparato aeroelástico com compensador;
- Validação de um dispositivo mecânico para inclusão de folgas simultâneas, simétricas e assimétricas, nos três graus de liberdade do aparato;

- Capacidade de controle fino do ângulo de ataque permitindo valores positivos e negativos.

1.3 Organização do Documento

A seguir apresenta-se sucintamente como o conteúdo do trabalho é organizado neste documento:

- Capítulo 1: Expõe o tema abordado na pesquisa, além de alguns trabalhos da área encontrados na literatura. Também inclui o objetivo da pesquisa e a organização do documento;
- Capítulo 2: Apresenta o estado da arte dos aparatos aeroelásticos. O capítulo inclui figuras e discussões sobre diversas abordagens para ensaios aeroelásticos em túneis de vento, além de revisão bibliográfica de trabalhos que empregam aparatos aeroelásticos. A instrumentação e os desafios encontrados em ensaios aeroelásticos também são comentados;
- Capítulo 3: Discute os aspectos da dinâmica e equacionamento de trabalhos experimentais envolvendo aparatos aeroelásticos. Detalhes da construção e instrumentação do aparato desenvolvido na pesquisa também são apresentados neste capítulo;
- Capítulo 4: Apresenta os resultados obtidos na pesquisa e os discute com ênfase no escopo do trabalho;
- Capítulo 5: Introduz as principais conclusões obtidas à partir dos resultados. Também são sugeridas abordagens para trabalhos futuros.

2

Aparatos Aeroelásticos: Estado da Arte

Este capítulo apresenta uma revisão bibliográfica que compreende os principais trabalhos da literatura que abordam os aparatos aeroelásticos. Também, são apresentados aspectos conceituais para um melhor entendimento do projeto e funcionamento destes dispositivos.

2.1 Conceitos de Aparatos Aeroelásticos

Aparatos Aeroelásticos (AA) são dispositivos projetados para ensaios em túneis de vento. Tipicamente são formados por duas partes principais: *i*) a asa, podendo conter aileron e compensador; *ii*) estrutura suporte. A asa é tipicamente mais rígida que os suportes, que geralmente apresentam dois principais graus de liberdade, que correspondem aos movimentos de translação h (*plunge*) e rotação θ (*pitch*) (FARMER, 1982). As variações mais comuns consideram uma superfície de controle principal (aileron), com rotação β ou, também, um compensador com rotação γ, fixado no bordo de fuga (ou seja, no aileron) ou no bordo de ataque. Também como variação conhecida, um aparato aeroelástico pode permitir o movimento de flexão w no plano que contém a asa (CHOWDHURY; SARKAR, 2003). Por outro lado, a estrutura suporte é estrategicamente construída para posicionar a asa na seção de testes do túnel de vento. Em geral, tal estrutura é posicionada fora da seção de testes para não afetar a dinâmica aeroelástica relacionada aos graus de liberdade de interesse.

Especialmente para túneis de vento com seção de testes de grande dimensão, a estrutura suporte pode ser projetada para se posicionar total, ou parcialmente, na seção de ensaios, como é o caso do aparato aeroelástico PAPA (do inglês, *Pitch and Plunge Apparatus*), projetado por Farmer (1982). Este aparato conta com carenagens aerodinâmicas para eliminar sua influência do suporte na dinâmica aeroelástica da asa, como apresentam Bennett et al. (1991).

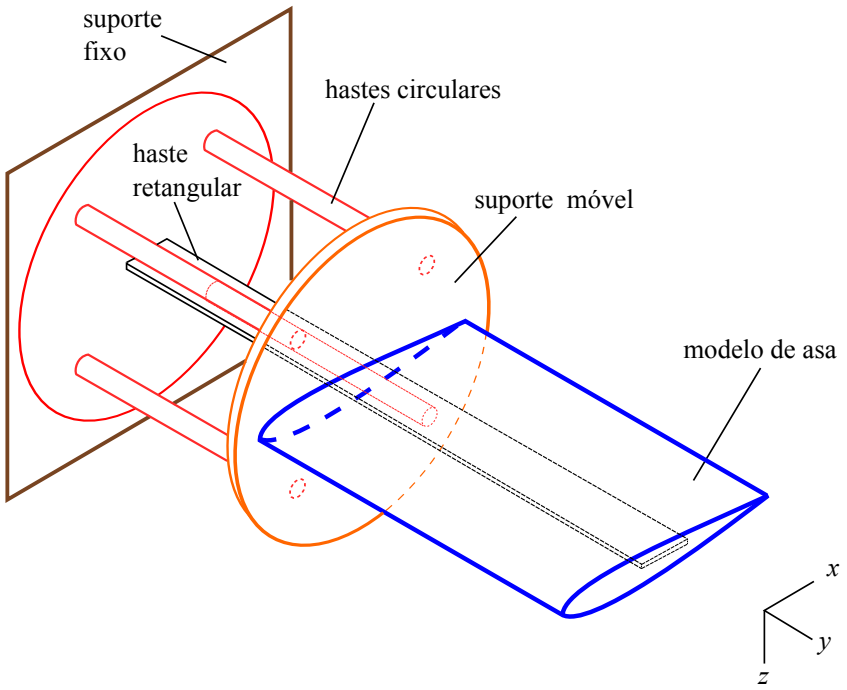
Os aparatos aeroelásticos podem assumir diferentes formas, dependendo das necessidades de cada estudo. Em particular, o modelo que contém os movimentos de *pitch* e *plunge* é consagrado na literatura, e permite representar o equivalente aos modos de torção e flexão de uma semiasa, respectivamente. A seguir são apresentados os principais conceitos de projeto deste tipo de AA.

- Movimento por Viga Equivalente em Flexão e Torção

Um sistema de suporte para estudos de flutter em túnel de vento envolvendo asas rígidas é desenvolvido por Farmer (1982). Os objetivos principais do trabalho são garantir que o aparato possibilite apenas deslocamentos de *pitch* e *plunge*, oferecer baixos níveis de amortecimento estrutural, além de suportar os carregamentos elevados exigidos pelos ensaios.

O AA desenvolvido por Farmer (1982) consiste em uma estrutura suporte para um modelo de asa rígida, fixada pela corda da raiz de asa a uma placa móvel, de maneira que asa e placa se movimentam como um corpo rígido. Esta placa é engastada na parede do túnel de vento através de quatro vigas circulares e uma viga retangular, que se flexionam de maneira a possibilitarem os movimentos de *pitch* e *plunge*, como ilustrado na Figura 2.1. As cinco vigas podem ser representadas por uma viga equivalente. A viga retangular apresenta pequena contribuição para os momentos de *pitch* e *plunge*. No entanto, devido sua elevada razão de aspecto (largura por espessura), apresenta elevado momento de inércia de área na direção da corda aerodinâmica, levando o modo de flexão w, no plano xy, se apresentar em frequência acima da faixa de interesse nas análises.

Figura 2.1: Aparato *PAPA* (do inglês *Pitch and Plunge Aeroelastic Apparatus*) proposto por Farmer (1982). O GDL de *plunge* é dado na direção do eixo z (positivo para baixo) e o ângulo de *pitch* é positivo no sentido horário em torno do eixo y.



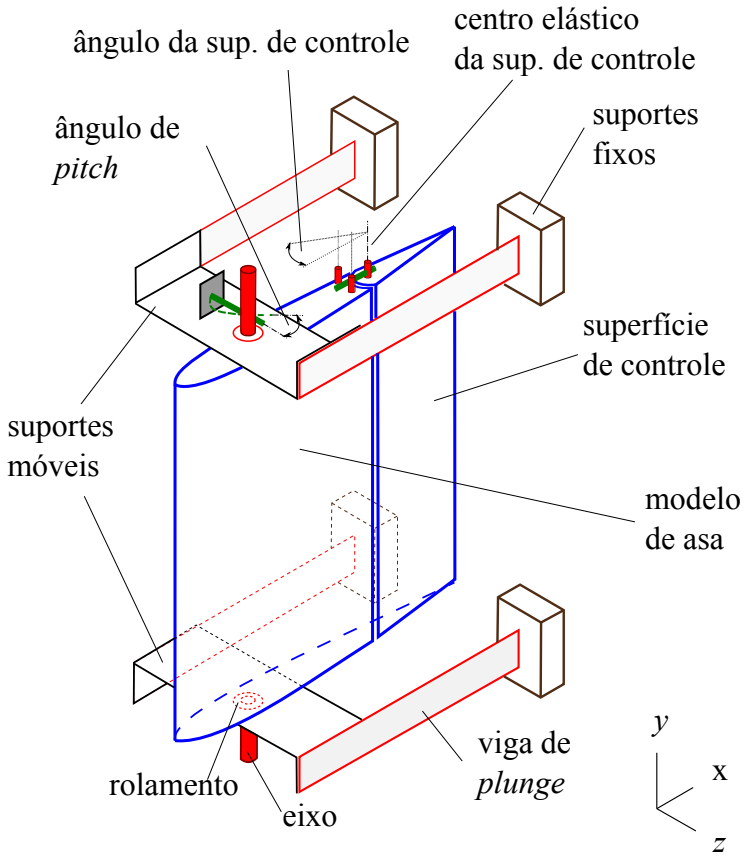
Fonte: elaborado pelo autor. Baseado em Farmer (1982).

- Movimento com Torção Desacoplada

O aparato aeroelástico desenvolvido por Conner et al. (1997b), Conner et al. (1997a) apresenta uma configuração conveniente para desacoplar os modos de *pitch* e *plunge* em termos de rigidez. O sistema de suporte ilustrado na Figura 2.2 sugere também uma representação por viga equivalente, porém apenas para o modo de *plunge*. Os autores incluem um eixo adicional, que permite gerar o movimento de *pitch*, independentemente da torça da viga. Com isto, a rigidez em *pitch* (k_θ) é dada pela flexão de um fio mola, de maneira similar ao empregado

para a rigidez da superfície de controle.

Figura 2.2: Aparato aeroelástico proposto por Conner et al. (1997b). O movimento de *plunge* ocorre no eixo z, o ângulo de *pitch* em torno do eixo y e a rotação da superfície de controle é em torno da *hinge line*.



Fonte: elaborado pelo autor. Baseado em Conner et al. (1997b).

O modelo de asa com perfil NACA0012 é suportado por dois blocos móveis, que se deslocam na direção do *plunge*. As rigidezes de *pitch* da asa e da superfície de controle são proporcionadas por fios de aço fixados nos respectivos eixos elásticos, engastadas as outras extremidades em blocos de suporte. O bloco de suporte da superfície de controle apresenta uma possibilidade de incluir folga. Os deslocamentos dos três graus de liberdade são registrados por RVDTs.

A abordagem de Conner et al. (1997b) e seus coautores também permite concentrar o efeito de rigidez em *plunge* no centro elástico do modelo. Com isso, tem-se um arranjo geométrico que elimina a flexão em ψ apresentada no aparato de Farmer (1982). Por outro lado, a dinâmica deve ser restrita a pequenas amplitudes de *plunge* uma vez que o movimento ocorre em uma trajetória que corresponde a um arco de circunferência. Então, é também importante assegurar $|h(t)/L_b| < 10°$ durante os ensaios. Além disso, esta configuração exige a inclusão de duas peças adicionais, nas quais se conectam as quatro vigas em flexão. Também, nestas peças adicionais são posicionados dois rolamentos que suportam o eixo em torno do qual se tem o movimento de *pitch*.

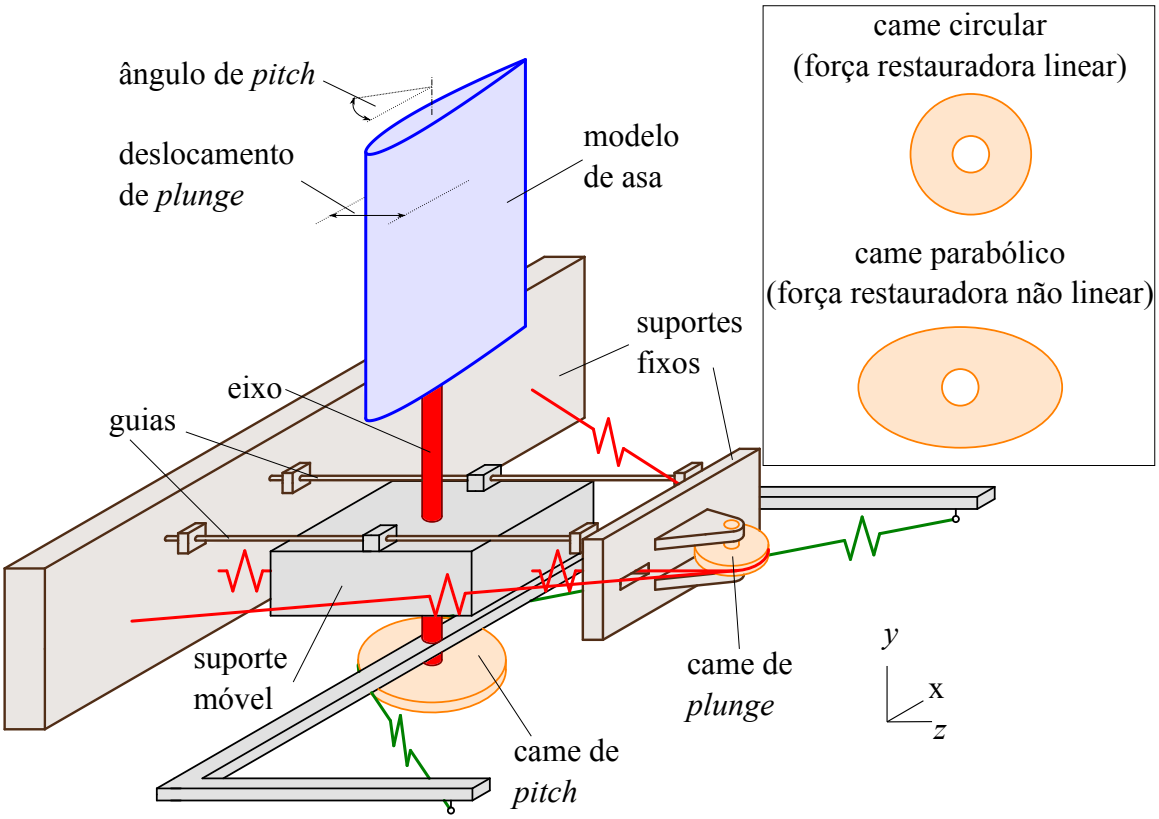
Bueno (2014) apresenta um conceito semelhante ao de Conner, que considera rigidez de-

sacoplada. No entanto, o autor propõe um sistema de fixação que se conecta à asa apenas em uma de suas extremidades, simplificando de maneira importante a instalação do modelo em seção de testes de túnel de vento. O aparato é utilizado por Silva et al. (2017) para aplicação em controle.

- Movimento usando Cames

O'Neil, Gilliatt e Strganac (1996) apresenta um AA estrategicamente projetado para incluir não linearidades estruturais, especialmente nas rigidezes. O aparato ilustrado na Figura 2.3 é suportado por um bloco móvel que proporciona o movimento de *plunge*. Rolamentos instalados neste bloco possibilitam a rotação de *pitch* da asa. Cames de geometrias especiais garantem as não linearidades no sistema. As respostas do AA são obtidas para regimes de escoamento subsônico e registradas por acelerômetros e encoders óticos. O aparato é nomeado de NATA (Nonlinear Aeroelastic Test Apparatus), e permite investigar dinâmica linear ao se utilizar came circular. No entanto, para outras geometrias de came tem-se os efeitos não lineares.

Figura 2.3: Aparato aeroelástico empregado por O'Neil, Gilliatt e Strganac (1996). A geometria dos cames, mostrados no detalhe, determina se a resposta será linear ou não linear.



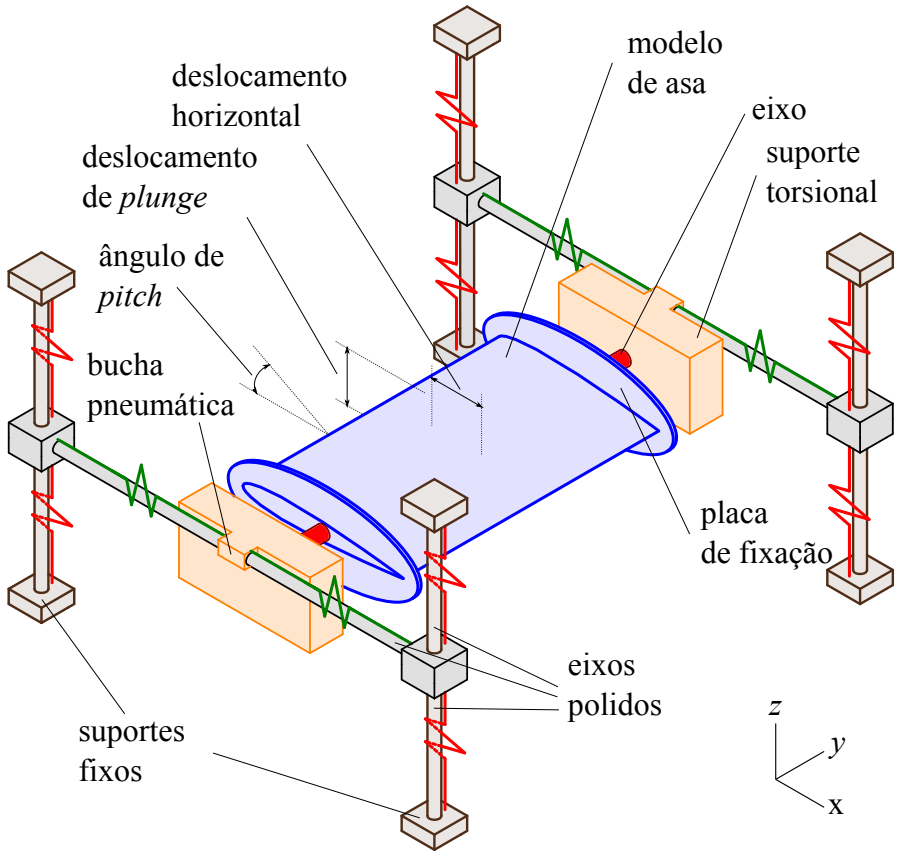
Fonte: elaborado pelo autor. Baseado em O'Neil, Gilliatt e Strganac (1996).

- Movimento usando Guias

Chowdhury e Sarkar (2003) propõem um aparato que permite a inclusão de um modo de flexão no plano da asa. O sistema desenvolvido permite movimento em três graus de liberdade, sendo *pitch*, *plunge* e *inplane*. A asa desliza em eixos verticais e horizontais por meio de buchas pneumáticas, aplicadas para reduzir o atrito e o amortecimento entre as partes móveis, conforme ilustra a Figura 2.4. A rotação da asa é garantida por montagens torsionais

instaladas em suas extremidades. Os carregamentos são registrados por células de carga e sensores de torque.

Figura 2.4: Aparato aeroelástico desenvolvido por Chowdhury e Sarkar (2003). O modo *inplane* é incluído na dinâmica através do efeito de deflexão das molas horizontais.



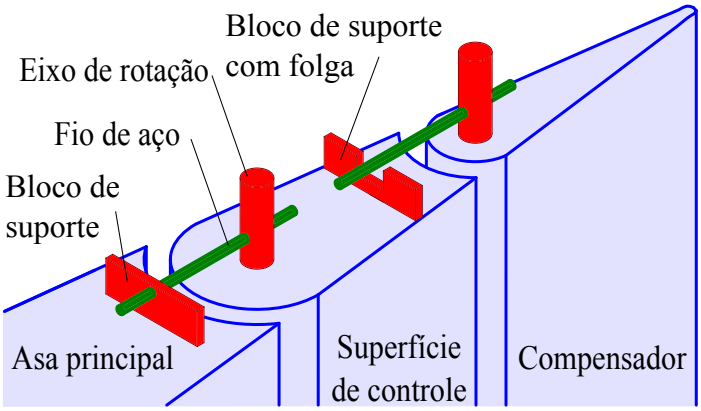
Fonte: elaborado pelo autor. Baseado em Chowdhury e Sarkar (2003).

- Aparato com Superfície de Controle e Compensador

Al-Mashhadani et al. (2017) modificam o aparato de Conner et al. (1997b) e adicionam um compensador ao bordo de fuga da asa, após a superfície de controle. Os autores incluem um folga no compensador para investigar as características de oscilações de ciclo limite. Os movimentos de *pitch* e *plunge*, as rotações da superfície de controle e do compensador compõem os quatro graus de liberdade do aparato. A Figura 2.5 mostra um desenho esquemático dos mecanismos de rigidez torsional e folga. Os deslocamentos angulares dos graus de liberdade rotacionais são medidos por sensores tipo RVDT, e o movimento de *plunge* é registrado por um sensor ultrassônico. Os autores concluem que as predições analíticas e numéricas das respostas dinâmicas do sistema, envolvendo principalmente os fenômenos de flutter e LCO, apresentam boa correlação com os resultados experimentais. Uma ilustração de asa com aileron e compensador é apresentada na Figura 2.6. Note que esta geometria de seção típica conta com uma superfície de controle e um compensador instalados em seu bordo de fuga, de maneira que cinco graus de liberdade são possibilitados, sendo eles a rotação da asa principal θ, a rotação da superfície de controle β, a rotação do compensador γ e os movimentos lineares de translação na direção horizontal w e vertical h. As dimensões a, c e d representam as

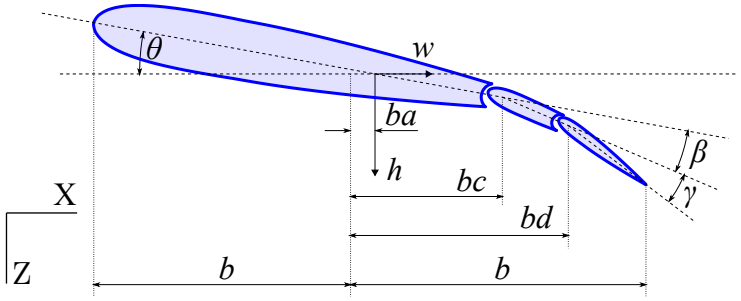
distâncias adimensionais entre a semicorda b e os eixos elásticos da asa principal, superfície de controle e compensador respectivamente.

Figura 2.5: Detalhe do mecanismo de folga e das rigidezes da superfície de controle e compensador.



Fonte: elaborado pelo autor. Baseado em Al-Mashhadani et al. (2017).

Figura 2.6: Ilustração de uma asa com aileron e compensador, sendo b a semicorda, e a, c e d as distâncias adimensionais entre a semicorda da seção e os eixos elásticos da asa principal, superfície de controle e compensador, respectivamente, com cinco graus de liberdade: h, θ, β, γ e w.



Fonte: elaborado pelo autor.

De maneira geral, diferentes aparatos aeroelásticos são encontrados na literatura. As configurações dos equipamentos empregados nos ensaios variam de acordo com os experimentos realizados. Também, são usualmente influenciadas pelo tipo de túnel de vento utilizado em cada caso. Em particular para AA com superfície de controle e compensador, são limitadas as informações referentes ao projeto destes dispositivos. Assim, tem-se no presente trabalho detalhes construtivos e resultados de operação para esta configuração de aparato aeroelástico.

2.2 Aplicações Envolvendo Aparatos Aeroelásticos

Diversos trabalhos que desenvolvem aparatos aeroelásticos voltados para estudos experimentais em túnel de vento podem ser identificados na literatura. Rock e DeBra (1981) projetam um aparato linear de dois graus de liberdade para estudo dos movimento transientes de um aerofólio, comparam as predições analíticas com os resultados de ensaio e concluem que a

teoria é capaz de predizer com precisão as respostas do modelo, além de acreditarem ser o primeiro estudo envolvendo movimentos não senoidais.

Mclntosh, Reed e Rodden (1981) apresentam o projeto, construção e validação de um aparato para estudos não lineares de flutter. O suporte possibilita movimentos de *pitch* e *plunge* do modelo, além de permitir a adição de não linearidades em ambos os graus de liberdade. Os autores também desenvolvem um modelo matemático do sistema e, após os ensaios, concluem que há uma boa correlação entre o modelo teórico e experimental e que os objetivos do estudo são alcançados. Heeg (1993) estuda analitica e experimentalmente a eficiência de um atuador piezoelétrico na supressão de flutter de um sistema aeroelástico. Para isto, é desenvolvido um aparato composto de uma asa rígida e um suporte flexível construído com vigas retangulares permitindo movimentos de torção e flexão. A autora conclui que o controlador é eficiente e afirma que resultados experimentais deste estudo representam a primeira vez em que materiais adaptativos são empregados com esta finalidade.

Yang, Zhao e Jiang (1995) estudam analiticamente e experimentalmente a aplicação de uma técnica de controle semi ativo em um sistema aeroelástico com dois graus de liberdade. Com esta finalidade, os autores desenvolvem um suporte elástico que permite a inclusão e o controle de não linearidades no *pitch* do modelo. Através dos resultados experimentais e numéricos, os autores concluem que o controle das características não lineares do sistema é capaz de suprimir efetivamente o fenômeno de flutter. Block et al. (1997) e Block e Strganac (1998) estudam a aplicação de controle ativo à uma estrutura aeroelástica não linear, e encontram excelente correlação entre simulações computacionais e o estudo experimental, desenvolvido com o auxílio de um aparato que adiciona não linearidades nos dois graus de liberdade do sistema.

Vipperman et al. (1998), Vipperman et al. (1999) comparam diferentes controladores atuando em um sistema aeroelástico com superfície de controle para supressão de flutter e OCLs, e apresentam resultados relevantes quanto à eficiência de cada controlador, além de suas vantagens e desvantagens. Dowell et al. (1999) apresentam diversos estudos desenvolvidos em asas e rotores com não linearidades, e também discutem os experimentos realizados nestes equipamentos.

Tang, Kholodar e Dowell (2000) observam, tanto em estudo teórico quanto experimental, comportamento caótico na resposta de um modelo aeroelástico com folgas na superfície de controle quando submetido à cargas de rajada. Frampton e Clark (2000) aplicam técnicas de controle ativo a uma seção típica aeroelástica com três graus de liberdade, com folga na superfície de controle, que eliminam o surgimento de OCLs no sistema, além de aumentarem a velocidade de flutter em 17%. Kholodar e Dowell (2000) analisam a influência de cargas de rajada em um sistema aeroelástico de três graus de liberdade com folgas na superfície de controle, e observam bom acordo entre o estudo experimental e computacional.

Strganac et al. (2000) discutem a identificação e o controle de OCLs em sistemas aeroelásticos não lineares, e apresentam estudos experimentais, onde os resultados obtidos são aplicados em um modelo físico. Radcliffe e Cesnik (2001) apresentam o modelamento de uma asa composta por seis segmentos dobráveis, e avaliam um bom desempenho da teoria desenvolvida em comparação com um estudo experimental. Trickey, Virgin e Dowell (2002) investigam

a influência de cargas de rajada na estabilidade dinâmica de um sistema aeroelástico com não linearidades em sua superfície de controle, e comparam os resultados obtidos com um modelo teórico.

Ardelean et al. (2004), Ardelean et al. (2006) utilizam experimentos em túnel de vento para validar as capacidades de um equipamento piezoelétrico desenvolvido para controle e atuação da superfície de controle de um modelo aeroelástico, e obtiverem bons resultados na supressão de OCLs. Tang, Gavin e Dowell (2004) validam experimentalmente a eficiência de um amortecedor eletromagnético desenvolvido em estudo prévio, na redução das respostas do sistema à cargas de rajada, obtendo bons resultados.

Marsden e Price (2005) investigam experimentalmente a influência de diferentes tamanhos de folgas e frequência de oscilação de arfagem na resposta aeroelástica de um sistema típico. Liu e Dowell (2005) comparam a resposta de um sistema aeroelástico modelado por meio do método de balanço harmônico com resultados experimentais obtidos previamente, que mostram boa eficiência do método teórico. Tang e Dowell (2006) modelam teoricamente um sistema aeroelástico em forma de asa delta com um tanque acoplado, e realizam experimentos onde constatam que o modelo teórico somente representa bem as OCLs para baixas velocidades de escoamento.

Krzysiak e Narkiewicz (2006) apresentam um estudo sobre as cargas aerodinâmicas atuantes em um modelo de asa NACA0012 com dois graus de liberdade, onde a superfície de controle oscila com frequência diferente da asa principal. O aparato desenvolvido proporciona os movimentos de rotação de *pitch* da asa principal e superfície de controle, além de promover a atuação da superfície de controle. Através dos ensaios, os autores obtêm resultados para diversas situações diferentes de ângulos de ataque e defasagem, e concluem que o modelo teórico representa bem os fenômenos observados.

Lee et al. (2010) estudam a influência de cargas de rajada e diferentes ângulos de ataque em um sistema aeroelástico com folga na superfície de controle, e concluem experimentalmente que as OCLs podem ser totalmente mitigadas através de elevados carregamentos na superfície de controle. Vasconcellos, Marques e Hajj (2010) aplicam análises de respostas temporais para identificação das características dinâmicas de um modelo típico aeroelástico, e obtêm os dados para identificação através de realização de experimentos em túnel de vento. Sousa et al. (2011) introduzem um acoplamento piezoelétrico ao movimento de *plunge* e não linearidades ao movimento de arfagem de um modelo aeroelástico para investigar a influência das variáveis do sistema na conversão de sua energia vibracional em eletricidade.

Abdelkefi et al. (2012d) investigam experimental e numericamente a dinâmica de um sistema aeroelástico rígido com folgas em rotação, e identificam instabilidades supercríticas em seu comportamento. Wang, Gibbs e Dowell (2012) discutem o modelamento de asas dobráveis multissegmentadas, e utilizam experimentos para validar a teoria desenvolvida. Abdelkefi et al. (2012c) incluem não linearidades quadráticas e cúbicas na rigidez torsional de um modelo experimental e concluem que os métodos analíticos empregados para solução do sistema estão de acordo com os resultados obtidos.

Vasconcellos et al. (2012), Vasconcellos et al. (2016) aproximam as não linearidades causadas por folgas na superfície de controle de uma seção aeroelástica através de funções tangente

hiperbólicas e comprovam suas teorias com estudos experimentais. Abdelkefi et al. (2012b) identificam o efeito da folga na arfagem de um modelo aeroelástico nos tipos bifurcações apresentadas pelo sistema, e validam os resultados com um estudo experimental e numérico.

Junior e Erturk (2013) instalam equipamentos piezoelétricos e magnéticos em uma seção típica aeroelástica com o objetivo de coletar a energia gerada pelas oscilações do sistema e investigam a influência de diversas variáveis no sistema. Amandolese, Michelin e Choquel (2013) estudam o comportamento de flutter e oscilações de ciclo limite de uma placa plana. Os ensaios são realizados em um túnel de vento de baixa velocidade e empregam um suporte elástico que proporciona altas amplitudes de movimento de *pitch* e *plunge* do aparato. Através das respostas dinâmicas obtidas nos ensaios, os autores concluem que, apesar de não inclusos no aparato, efeitos não lineares tem grande influência nos resultados encontrados.

Kholodar (2014) utiliza um modelo de seção típica aerodinâmica para estudar numericamente e experimentalmente a influência de uma pré carga aerodinâmica aplicada à superfície de controle nas frequências de oscilação e velocidade de bifurcação do sistema, e encontra características não conservativas nas análises de estabilidade estudadas. Verstraelen et al. (2015) apresentam um estudo teórico e experimental de um modelo aeroelástico com dois graus de liberdade de rotação (*pitch* e superfície de controle), sujeito a não linearidades de origem estrutural e aerodinâmica. O aparato consiste em uma placa plana suportada por um bloco metálico responsável pela adição e configuração das não linearidades estruturais. Os autores desenvolvem três modelos teóricos para representação do sistema e concluem que, apesar de predizerem oscilações de baixa amplitude com boa eficácia, estes modelos não são capazes de predizer saltos na amplitude de *pitch*.

Pereira et al. (2016) aplicam dois tipos de não linearidades, enrijecimento no movimento de arfagem e folga na superfície de controle, em um aerofólio com três graus de liberdade, e estudam a resposta do sistema através de experimentos e simulações computacionais, obtendo boas relações entre ambos. Sousa, Junior e Elahinia (2017) discutem a concordância de resultados experimentais e numéricos no emprego de molas helicoidais do tipo SMA em uma seção típica aeroelástica como alternativa passiva para a alteração do comportamento dinâmico do sistema.

Jiffri et al. (2017) implementam, experimentalmente, um sistema de controle a um modelo aeroelástico com o objetivo de linearizar suas características dinâmicas, com isso, um atraso e até mesmo mitigação do estabelecimento de OCLs é observado. Al-Mashhadani et al. (2017) constroem um modelo de seção típica com superfície de controle e compensador apresentando folgas para comparação entre o estudo experimental e numérico da resposta aeroelástica do sistema, observando bom acordo entre ambos.

Verstraelen et al. (2017) investigam as oscilações de ciclo limite em um sistema típico aeroelástico com folgas no movimento de arfagem, e encontram boa relação entre o estudo teórico e experimental. Thompson e Virgin (2019) apresentam vários estudos de casos que envolvem forças não conservativas e interações entre fluido e estrutura, incluindo trabalhos experimentais em sistemas aeroelásticos não lineares.

Mirabbashi, Mazidi e Jalili (2019) investigam o flutter em um sistema com cinco graus de liberdade, composto por uma asa principal com superfície de controle e um motor instalado

nesta asa. O suporte proporciona movimentos de rotação e translação no modelo através de molas torsionais e longitudinais. Efeitos de diversos parâmetros da montagem do motor são ensaiados, e os autores concluem que a região de estabilidade aeroelástica pode ser ajustada por alterações nestes parâmetros. Kassem et al. (2020) desenvolvem um absorvedor ativo de vibrações e o aplicam em um modelo experimental de seção típica aeroelástica, obtendo supressão de até 93.3% nas OCLs e aumento na velocidade de flutter.

3

Dinâmica de Aparatos Aeroelásticos

Este capítulo apresenta aspectos da dinâmica de alguns aparatos aeroelásticos identificados na literatura. Também, são apresentadas informações relativas à instrumentação tipicamente empregada, bem como questões relevantes para ensaios em túneis de vento empregando estes dispositivos.

3.1 Fundamentos e Parâmetros Físico-geométricos

- Movimento por Viga Equivalente em Flexão e Torção

No aparato desenvolvido por Farmer (1982), as vigas empregadas geram a rigidez no aparato aeroelástico, como mostrado na Figura 3.1. A viga equivalente é considerada engastada, com uma massa na extremidade livre, gerando carregamento P. Assim, para um comprimento L, a rigidez em flexão $k_h = P/h$ é dada por $k_h = 12E_{eq}I_{eq}/L^3$, sendo E_{eq} o módulo de elasticidade e I_{eq} o momento de inércia de área da seção transversal, ambos da viga equivalente (YOUNG; BUDYNAS; SADEGH, 2012).

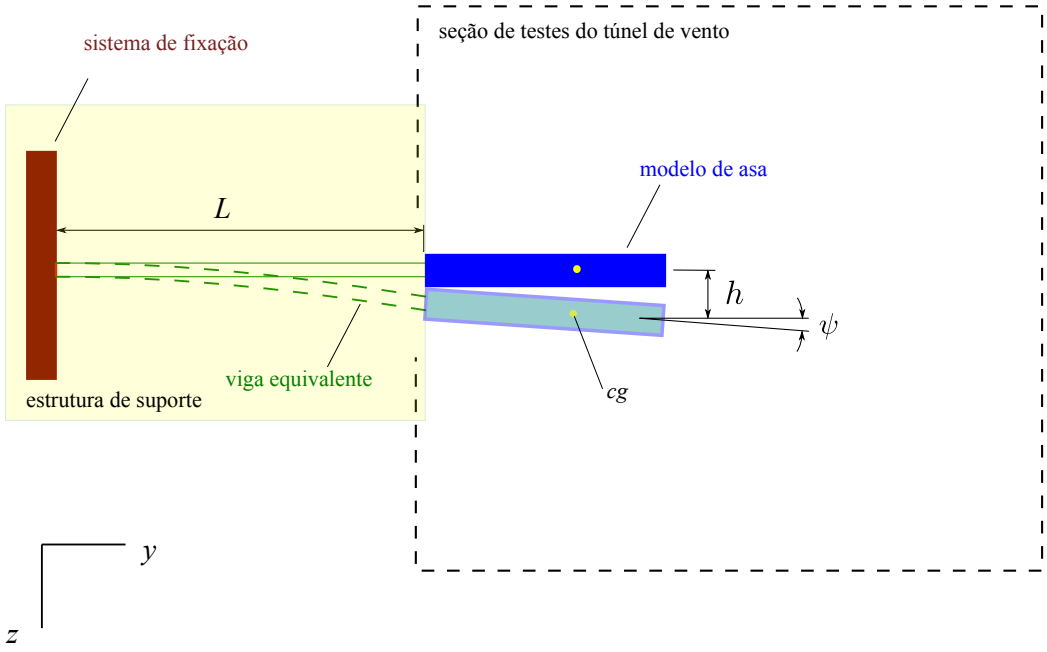
Considerando um torque T aplicado na extremidade livre da viga equivalente, a rigidez torsional $k_\theta = T/\theta$ é similarmente dada por $k_\theta = G_{eq}J_{eq}/L$, sendo G_{eq} é o módulo de cisalhamento do material e J_{eq} é o momento de inércia polar da seção transversal da viga equivalente.

Em particular para o arranjo geométrico utilizado por Farmer (1982), a rigidez em *plunge* é alternativamente dada por $k_h \equiv \sum_{i=1}^{4} k_{h(i)}$, $i = 1,...,4$, sendo a rigidez de cada i-ésima viga dada por $k_{h(i)} = 12E_iI_i/L^3$, que se reduz a $k_h = 48EI/L^3$ para vigas de mesmo material e momento de inércia. Similarmente, a rigidez em *pitch* é também obtida por $k_\theta \equiv 4GJ/L + k_hR^2$, sendo R a distância do centro de cada viga ao centro elástico a asa, como ilustra a Figura 3.2. Note que se assume uma montagem simétrica.

O aparato aeroelástico de Farmer (1982) gera um acoplamento em rigidez uma vez que o torque elástico em *pitch* depende também da rigidez em *plunge*, i.e. $T_\theta \propto (k_\theta,\ k_h)$. Para viga circular o momento de inércia de área é dado por $I_b = \pi D^4/64$, e o momento polar de inércia é dado por $J = \pi D^4/32$. Por outro lado, essas propriedades são respectivamente $I_b = \pi BH^3/12$ e $J = (B^2 + H^2)BH/12$, ao se considerar viga retangular, com base B e altura H. Assim, nota-se que esta configuração de aparato deve resultar em modo de *pitch* com frequência superior à de *plunge*.

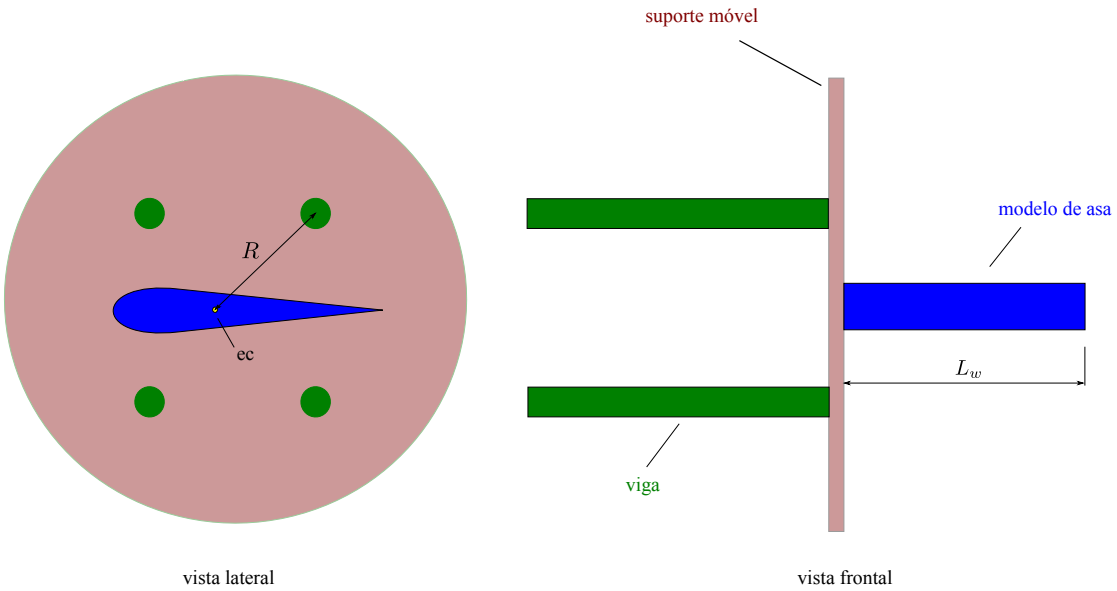
O AA de Farmer (1982) também gera um movimento de *plunge* combinado com uma

Figura 3.1: Aparato aeroelástico com suporte tipo viga equivalente em flexão e torção.



Fonte: elaborado pelo autor. Baseado em Farmer (1982).

Figura 3.2: Aparato aeroelástico com suporte tipo viga equivalente em flexão e torção.



Fonte: elaborado pelo autor. Baseado em Farmer (1982).

flexão em primeiro modo da viga equivalente. Assim, além da translação h se tem uma rotação ψ, como indicado na Figura 3.1. Para uma envergadura L_w, considerando pequenos deslocamentos h, tem-se $\psi \approx h/L_w$. Note que o modelo de asa é assumido como rígido suficiente para os modos locais com frequências relativamente mais altas que as frequências dos

modos de interesse do aparato. Por isso, é importante verificar nos ensaios em túnel de vento que $|h(t)/L_w| < 10°$, caso contrário, a influência da flexão ψ pode ser significativa, afetando a representatividade dos resultados em termos de comparação com simulações computacionais lineares para este tipo de sistema.

- Movimento com Torção Desacoplada

No aparato desenvolvido por Conner et al. (1997b), Conner et al. (1997a) os modos de *pitch* e *plunge* são desacoplados em termos de rigidez. Os blocos móveis responsáveis pelo movimento de *pitch* são fixados através de vigas metálicas, de comprimento L_b, responsáveis pela rigidez do modo. Para vigas retangulares com condições de contorno *fixed-guided* nas extremidades, Young, Budynas e Sadegh (2012) apresentam que a rigidez em flexão de cada viga é $k_b = 12E_bI_b/L_b^3$, sendo então a rigidez total em *plunge* dada por $k_h = 4k_b$.

Neste aparato, o movimento de *pitch* é proporcionado através de rolamentos instalados nos suportes móveis. Com isso, a massa m_s (dos dois suportes, dos rolamentos e do eixo) deve ser somada à massa do modelo, alterando a matriz de massa para $\mathbf{M}_c = \mathbf{M} + \Delta\mathbf{M}$, sendo $\Delta\mathbf{M} = diag(m_s,\ 0)$, onde o subscrito c indica a matriz de massa do aparato de Conner, sendo $\mathbf{M}$ a matriz de massa da asa. Note que nesta notação de $\Delta\mathbf{M}$ se considera o vetor de deslocamento dado por $\mathbf{u} = \{h \quad \theta\}^T$. Este tipo de montagem do aparato gera de fato o desacoplamento em rigidez, gerando a matriz de rigidez $\mathbf{K}$ na forma diagonal. No entanto, as acelerações em *plunge* são alteradas, relação ao aparato de Farmer, pois neste caso se tem $\ddot{h} = F_h/(m + m_s)$, em vez de $\ddot{h} = F_h/m$, sendo F_h a força em *plunge*.

- Dinâmica dos Modos Estruturais do PAPA

A dinâmica do aparato aeroelástico tem sido amplamente investigada. No contexto de aeroelasticidade, Theodorsen (1935b) apresenta o consagrado modelo para análise de flutter. A equação dinâmica de segunda ordem é dada por $\mathbf{M\ddot{u}} + \mathbf{Ku} = \mathbf{0}$ para os sistema livre e não amortecido. Em particular para o AA com *pitch* e *plunge*, tem-se $\mathbf{K} = diag(k_h,\ k_\theta)$ e a matriz de massa é dada por

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & S_\theta \\ S_\theta & I_\theta \end{bmatrix} \tag{3.1}$$

sendo I_θ e S_θ respectivamente os momentos de inércia e estático de massa em *pitch*. Resolvendo o problema de autovalor associado, as frequências estruturais de *pitch* e *plunge* são respectivamente dadas por

$$\omega_\theta = \frac{mk_\theta + I_\theta k_h + \sqrt{\Delta}}{2\left(mI_\theta - S_\theta^2\right)} \qquad \omega_h = \frac{mk_\theta + I_\theta k_h - \sqrt{\Delta}}{2\left(mI_\theta - S_\theta^2\right)} \tag{3.2}$$

sendo $\Delta = k_\theta^2 m^2 - 2I_\theta k_h k_\theta m + 4S_\theta^2 k_h k_\theta + I_\theta^2 k_h^2$. Isso implica que em Hertz dos modos do AA ($\Delta f = f_\theta - f_h$) é dada por $\sqrt{\Delta}/\left[2\pi\left(mI_\theta - S_\theta^2\right)\right]$, que pode ser reescrita em termos das características físico geométrica do aparato por $\Delta f = \dfrac{\sqrt{\Delta}}{2\pi b^2 m^2\left(r^2 - x_\theta^2\right)}$, ou, de forma equivalente,

$$\Delta f = \frac{\sqrt{k_\theta^2 - 2b^2r^2k_hk_r + 4b^2x_\theta^2k_hk_\theta + b^4r^4k_h^2}}{2\pi b^2 m\left(r^2 - x_\theta^2\right)} \tag{3.3}$$

sendo b a semicorda, e os parâmetros equivalentes r o raio de giração e x_θ a distância entre a

seção média e o centro de massa, apresentados a seguir:

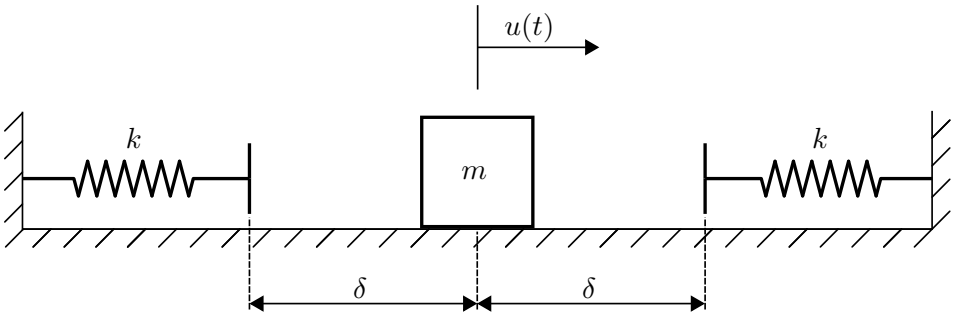
$$x_\theta = \frac{S_\theta}{mb} \qquad\qquad r = \sqrt{\frac{I_\theta}{mb^2}} \tag{3.4}$$

A modelagem dinâmica do AA apresenta o acoplamento em inércia devido a distância do centro elástico ao centro de gravidade. Por outro lado, apresenta desacoplamento em rigidez, o que sugere que um conceito de projeto empregando movimento com torção e flexão desacopladas pode gerar maior aderência dos resultados teóricos aos experimentais. No entanto, para análise de estabilidade, como a análise de flutter, é possível alterar o acoplamento ao se empregar uma matriz de massa $\bar{\mathbf{M}}$ diagonal e uma matriz de rigidez $\bar{\mathbf{K}}$ não diagonal tal que os autovalores de $\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K}$ sejam os mesmos da matriz $\bar{\mathbf{M}}^{-1}\bar{\mathbf{K}}$. Neste caso tem-se $\bar{\mathbf{M}} = diag(m,\ I_\theta)$, e os elementos fora da diagonal principal de $\bar{\mathbf{K}}$ escritos em termos de S_θ. Note que os modos estruturais (não amortecidos), que correspondem aos autovetores dessas matrizes, também devem ser preservados se a mudança de acoplamento for aplicada, visando assegurar a similaridade dinâmica entre as abordagens.

3.2 Folgas em Superfícies Móveis

Sabe-se que sistemas dinâmicos podem apresentar não-linearidades. Um exemplo são as folgas mecânicas, que causam efeitos na força restauradora, ou no torque elástico para o caso rotativo, e podem alterar as características das respostas dinâmicas. O modelo esquemático da folga é apresentado na Figura 3.3 para uma massa m com deslocamento u e rigidez k, sendo a folga de amplitude total igual a 2δ. O movimento deste sistema é descrito pela equação $m\ddot{u}(t) + F_{nl,\delta}(u) = 0$, na qual $F_{nl,\delta}$ é a força elástica não-linear de restauração e influenciada pela folga.

Figura 3.3: Desenho esquemático do sistema de um grau de liberdade, com amplitude de folga 2δ, massa m, rigidez k e deslocamento $u(t)$.



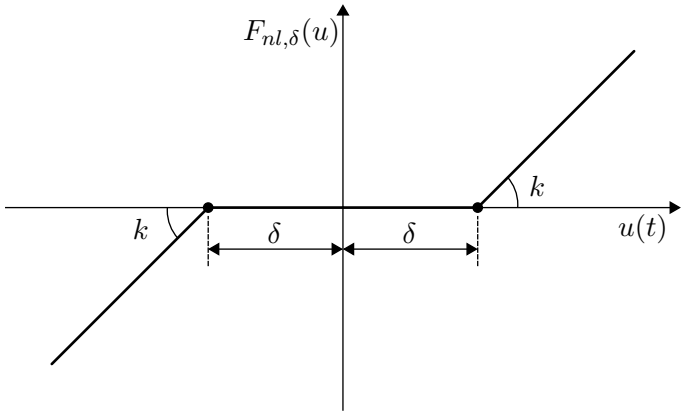
Fonte: reproduzido de Wayhs-Lopes (2019).

A influência da folga na força restauradora é representada na Figura 3.4, ou seja, no intervalo de deslocamento em que $u(t)$ se encontra dentro da região de folga, a rigidez k é nula, o que implica que a força restauradora $F_{nl,\delta}$ também é nula nesta região. Por outro lado, na região fora da folga, pode-se definir a força restauradora como função do deslocamento,

conforme a Equação 3.5.

$$F_{nl,\delta}(u) = \begin{cases} k\left[u(t) - \delta\right], & |u| \geq \delta \\ 0, & 0 > |u| > \delta \end{cases} \tag{3.5}$$

Figura 3.4: Influência da região de folga na força restauradora do sistema.



A influência de folgas também pode ser considerada para sistemas aeroelásticos apresentando superfície de controle ou compensador. Neste caso, a folga ocasiona, por exemplo, uma região δ do movimento rotacional γ do aparato onde o torque restaurador τ é nulo, acarretando assim não linearidades na dinâmica do aparato aeroelástico.

Segundo Tang e Dowell (2016) as não-linearidades causadas por folgas geralmente ocorrem nos seguintes componentes de aeronaves: (a) entre a asa principal e o sistema de atuação da superfície de controle; (b) entre a cauda móvel vertical ou horizontal e o estabilizador ou seu mecanismo de atuação e controle. Para conduzir estudos experimentais para o caso (a), os autores constroem um modelo de seção de aerofólio com folgas na superfície de controle idêntico ao abordado por Conner et al. (1997b). Até mesmo as dimensões e os materiais empregados são os mesmos. Neste novo trabalho, porém, são disponibilizadas fotografias com maior qualidade da configuração experimental.

Para a medição do ângulo de *pitch* da asa principal Conner et al. (1997b) consideram um sensor RVDT (do inglês, *Rotary Variable Differential Transformer*) fixado na extremidade superior do eixo de rotação da asa. Os autores relatam que este tipo de sensor apresenta uma excelente resposta linear e alta sensibilidade. O deslocamento de *plunge* é medido por outro LVDT, que registra a posição do bloco de suporte superior do sistema. O movimento rotacional da superfície de controle em relação à asa principal é medido por meio de um micro RVDT montado no eixo de rotação da superfície de controle.

No trabalho de Conner et al. (1997b) as informações obtidas pelos sensores são amplificadas e registradas diretamente por um sistema de aquisição de dados, auxiliado pelo software LabView versão 8.0. Os resultados obtidos podem ser analisados em tempo real por meio de gráficos como resposta no domínio do tempo, gráfico de fase, FFT (do inglês, *Fast Fourier Transform*), PSD (do inglês, *Power Spectral Density*), ou mapa de Poincaré. Para possibilitar a comparação dos dados experimentais com os dados teóricos o sistema de medição é calibrado antes de ser instalado no túnel de vento. Os coeficientes de calibração dinâmica são obtidos

por meio de um GVT (do inglês, *Ground Vibration Test*).

Kholodar (2014) utiliza o aparato aeroelástico de Conner et al. (1997b) para realizar estudos experimentais que validam seus resultados teóricos e numéricos. O momento restaurador da superfície de controle empregada neste estudo apresenta folga, definida por uma região em que a superfície de controle está sujeita a rigidez rotacional nula. Fora da região de folga, a superfície de controle apresenta rigidez nominal de operação. Neste trabalho, os autores adicionam uma pré-carga aerodinâmica na superfície de controle. Os resultados mostram que a resposta dinâmica do sistema está diretamente relacionada à pré-carga adicionada, e evocam a necessidade de mais trabalhos experimentais que relacionem as mudanças na resposta do sistema aeroelástico com diferentes amplitudes de pré-carga, para dessa maneira determinar momentos atuantes na superfície de controle que contribuem para a estabilidade. Os autores sugerem ainda que trabalhos experimentais futuros desenvolvam um equipamento que aplique um certo momento no eixo de rotação da superfície de controle, evitando assim as não-linearidades que ocorrem em ângulos de ataque não nulos. Dessa maneira a pré-carga se torna independente da velocidade do escoamento dentro do túnel, além disso, será possível determinar experimentalmente o momento aplicado na superfície de controle necessário para evitar que o modelo oscile. Similarmente, experimentos podem definir a pré-carga necessária para excitar certas OCLs que normalmente não são observadas.

Verstraelen et al. (2017) estudam as oscilações de ciclo limite em uma seção aeroelástica típica que apresenta folgas no *pitch* da asa principal. O momento restaurador da superfície de controle é proporcionado por uma corda de piano colada no eixo de rotação e na asa principal. A asa é fixada ao suporte por meio de rolamentos que suportam o eixo de rotação da asa. O ângulo de ataque é alterado por meio de parafusos, o que também altera a pré-carga aerodinâmica no sistema. A rigidez rotacional da asa principal é proporcionada por outra corda de piano. Finalmente, o suporte é fixado ao túnel de vento por meio de chapas metálicas que fazem o papel de molas, e ditam a rigidez de *plunge* do sistema. Os autores empregam cinco configurações de rigidez de *pitch*. Primeiramente, a corda é fixada sem nenhuma folga, para a determinação das características lineares do sistema. Em seguida, a corda é fixada em chapas com furos de vários diâmetros, o que resulta em diferentes graus de folga. O tamanho das folgas é obtido experimentalmente, utilizando-se o próprio sensor rotacional e movendo a corda de piano entre os limites dos furos.

Vasconcellos et al. (2012) desenvolvem um estudo experimental com um modelo semelhante ao proposto por Conner et al. (1997b). A asa principal é construída com isopor, alumínio e fibra de vidro, e é montada verticalmente no suporte por meio de um eixo de alumínio situado a aproximadamente 1/4 da corda à partir do bordo de ataque. Nas extremidades, este eixo é conectado ao suporte por meio de rolamentos. O movimento de *plunge* do suporte é garantido por dois conjuntos de barras de aço, que se comportam como feixes de molas. O centro de gravidade do sistema, em relação à corda, pode ser alterado com a adição de pesos. A rigidez torsional de *pitch* da asa principal vem de um fio de aço, com uma extremidade inserida em seu eixo de rotação, e a outra em um suporte. A distância entre o suporte e o eixo, além do diâmetro dos fios podem ser variados para que sejam obtidas alterações na rigidez. A superfície de controle é ligada à asa por meio de dois micro rolamentos. Similarmente, a

rigidez rotacional da superfície de controle é regida por um fio de aço ligado ao eixo e à um suporte, que pode ser alterado para variar as características do sistema.

3.3 Instrumentação Típica e Dinâmica Observada

Estudos experimentais que citam Edwards, Ashley e Breakwell (1979) em geral utilizam o modelo experimental desenvolvido em Conner et al. (1997b) e Conner et al. (1997a) como base para seus trabalhos. A saída dos sensores é amplificada e enviada para um analisador de sinais modelo SD 380 e gravada diretamente por um computador. O sistema de aquisição de dados conta ainda com uma placa NB-MIO-16, que oferece 16 canais para conversão A/D, uma caixa de terminação BNC, e um software de aquisição e análise de sinais Labview. Uma análise estática na faixa de 0-50 Hz é realizada para determinação das características do sistema.

Kholodar (2014) em seu estudo experimental registra frequências de OCLs na superfície de controle com valores máximos entre 10 Hz e 12 Hz. O modelo e setup experimental utilizado é baseado em Conner et al. (1997b). Utilizando um atuador na superfície de controle, Jiffri et al. (2017) estudam a estabilidade e controle de um sistema aeroelástico. Aplicando análises de Fourier nas respostas de OCL registradas, os autores encontram valores de frequências de oscilações fundamentais em torno de 4.40 Hz. Três sensores de deslocamento à laser são empregados para alimentar o sistema de controle. Características aeroelásticas do modelo são obtidas com um sistema LMS SCADAS 3 por testes do tipo stepped-sine.

Al-Mashhadani et al. (2017) desenvolvem um modelo aeroelástico que é uma modificação do modelo utilizado por Conner et al. (1997b), com a adição de um compensador no bordo de fuga do aerofólio, após a superfície de controle. As rotações da asa principal, superfície de controle e compensador são medidas por sensores do tipo RVDT, especificamente dos modelos R30D e R30A. O deslocamento de *plunge* do modelo é registrado por meio de um sensor ultrassom da marca Senix corporation. Os 4 sinais obtidos são aquisitados por um sistema de aquisição de dados modelo National Instrument BNC-2120 e lido pelo software Labview 2014. Os resultados experimentais apresentam frequências máximas entre 10 Hz e 11Hz.

Utilizando um encoder para registrar as rotações de um modelo experimental, e um acelerômetro para medir os movimentos no sentido do *plunge*, os estudos de Abdelkefi et al. (2012d), Abdelkefi et al. (2012c) e Abdelkefi et al. (2012a) encontram valores de frequência de flutter em torno de 2.63 Hz, para uma velocidade de 10.9 m/s. Wang, Gibbs e Dowell (2012) estudam a influência dos ângulos entre os segmentos de um modelo de asa dobrável nas características aeroelásticas e de flutter do sistema. Acelerômetros fixados com cera são utilizados na aquisição de dados. Frequências de flutter de até aproximadamente 30 Hz são encontradas para o caso de um modelo com dois segmentos dobráveis.

Levando em conta um modelo aeroelástico em forma de asa-delta com um tanque acoplado, Tang e Dowell (2006) desenvolvem correlações entre diversas características do sistema e sua resposta. Os dados coletados por um micro acelerômetro fixado na asa são registrados pelo software LabView 5.1 com as seguintes configurações: Taxa de aquisição de 500 pontos/s, $\Delta t = 1/500$ e total de aquisição de 5000 pontos. Para determinar a frequência das OCLs, a análise FFT de média conjunta é empregada. Este processamento evidencia um valor de frequência dominante no sistema em torno de 8.8 Hz.

Trickey, Virgin e Dowell (2002) discutem a estabilidade das oscilações de ciclo limite em um sistema aeroelástico não-linear quando submetido à rajadas. O modelo experimental em questão é o desenvolvido por Conner et al. (1997a). O sistema é instrumentado por três RVDTs, um fixado ao eixo rotacional do *pitch*, outro fixado ao eixo rotacional da superfície de controle e o último fixado ao suporte do sistema, que são responsáveis pelo registro dos deslocamentos, respectivamente, do *pitch*, da superfície de controle e do *plunge*. Após análise das características da taxa de sinal por ruído (SNR), o estudo se concentra nas medições da superfície de controle. Apesar do trabalho incluir uma banda de frequência de 0 Hz a 40 Hz, o comportamento do sistema se concentra nos valores abaixo de 30 Hz.

Sensores ou câmeras fotográficas e análise de imagens também são utilizados para registro de deslocamentos e estudos aeroelásticos. Radcliffe e Cesnik (2001) registra a posição de um modelo de asa dobrável utilizando um sistema de vídeo de alta velocidade Ektapro™, filmando à uma taxa de 500 frames por segundo. A gravação é analisada pelo software de processamento de imagens Scion Image™, que analisa a localização de áreas pintadas na asa. Esta configuração proporciona uma precisão de aproximadamente 0.4 mm no *plunge* e 0.6° no *pitch*.

Tang, Kholodar e Dowell (2000) estudam a resposta não linear de um sistema quando submetido à rajadas periódicas. Esta discussão é realizada utilizando o modelo aeroelástico e o sistema de medição e aquisição de dados descrito em Conner et al. (1997b). Os autores comparam a resposta teórica e experimental em frequência da superfície de controle. Observa-se que o sistema de medição consegue registrar apenas os picos principais de frequência que se encontram na faixa de até 15 Hz.

Frampton e Clark (2000) estudam experimentalmente o controle das OCLs em uma seção típica. Novamente o modelo utilizado é o de Conner et al. (1997b). Três RVDTs são utilizados para medir o deslocamento angular dos aerofólios, e os dados registrados servem de alimentação para o sistema de controle, implementado em uma placa TMS320C40. As análises de resposta temporal e resposta em frequência são obtidas por meio de um analisador de espectro de quatro canais Siglab. A definição das características aeroelásticas do sistema é importante para a configuração do sistema de controle.

Outro tipo de sensor utilizado em trabalhos que envolvem a aeroelasticidade é o encoder ótico. Block et al. (1997) e Block e Strganac (1998) empregam dois encoders óticos de modelo U.S. Digital E-2 para medir os deslocamentos de *pitch* e *plunge* em um sistema aeroelástico. Os sensores são montados nos cames que governam os movimentos de *pitch* e *plunge*. Os dados coletados são enviados para três placas de aquisição de dados (DataTranslation® 2821-F16SE, Computer Boards® CIO-CTR5, Computer Boards® DIO-24H) que processam e administram todo o sistema de controle aeroelástico que é o objeto de estudo do trabalho em questão. Frequências máximas de flutter de 2.87 Hz são encontradas.

Kholodar e Dowell (2000) discutem a influência de diferentes ângulos de ataque e cargas de rajada na resposta não linear de um sistema aeroelástico típico com folgas na superfície de controle. Apesar da faixa de frequência incluída no estudo se estender até 30 Hz, tanto as respostas numéricas quanto experimentais apresentam picos significativos em frequências abaixo de 15 Hz.

Kassem et al. (2020) propõem uma técnica de supressão de flutter utilizando um absorvedor ativo de vibrações dinâmicas (ADVA). Os autores utilizam um sensor laser, modelo Panasonic HG-C1050, para registrar o deslocamento linear de *plunge* da asa principal. Para a medição do movimento do ADVA, outro sensor laser é utilizado, modelo Panasonic HG-C1100. Para registro da rotação de *pitch* os autores utilizam um encoder digital rotacional modelo PENON E6B2-CWZ6C. Este encoder é do tipo relativo, ou seja, não mede o valor angular absoluto e isto é levado em conta no processamento do sinal. Os sinais obtidos são amplificados e enviados para um sistema DAQ da marca Quanser.

Mirabbashi, Mazidi e Jalili (2019) analisam a influência nas características de flutter, causadas por um motor desbalanceado conectado à asa. Para medição de todos os movimentos do sistema aeroelástico, os autores utilizam uma câmera de alta velocidade modelo Opti-Track Camera, que captura imagens à uma taxa de 120 frames por segundo.

Verstraelen et al. (2017) utilizam um sensor RVDT R30D com sensibilidade de 0.125 mV/grau para medir deslocamentos de *pitch* da asa principal. Outro RVDT modelo R30A é utilizado para registrar o ângulo da superfície de controle, e apresenta sensibilidade de 0.02 mV/grau. O *plunge* é medido por um sensor de ultrassom, com sensibilidade de 10V/m. A velocidade do ar no túnel de vento é medida por um anemômetro de fio quente. Todos os dados registrados pelos instrumentos são enviados para um datalogger NI compactDAQ com frequência de aquisição de 1kHz. Todos os sinais tem duração de 20s e são filtrados à 45 Hz para remover interferências elétricas.

Vasconcellos, Marques e Hajj (2010) utilizam um encoder ótico ligado ao eixo de rotação para medir os deslocamentos angulares da asa principal. O modelo do sensor é USdigital HEDS-9000-T00 e seus dados são lidos por um controlador dSPACE DS1103 PPC, com uma interface em tempo real com o software SIMULINK. Os estudos são realizados em um túnel de vento de circuito aberto, com seção de testes de 500x500mm e velocidade máxima de ar em torno de 17 m/s. Ardelean et al. (2006) empregam um potenciômetro ligado ao eixo de rotação da asa para o registro de seu ângulo.

Strganac et al. (2000) medem as respostas do sistema através de acelerômetros e encoders óticos. Os deslocamentos de *pitch* e *plunge* são medidos por encoders óticos instalados nos eixos de rotação dos cames. As acelerações de *pitch* e *plunge* são registrados por acelerômetros. A velocidade de corrente livre do escoamento é determinada por um tubo de Pitot montado na seção de testes. Para garantir uma velocidade satisfatória de aquisição de dados, os autores empregaram um sistema duplo de aquisição. Primeiramente, os encoders óticos são lidos por uma placa de aquisição de dados (Data Translation DT2821-F-16SE), em conjunto com uma placa eletrônica personalizada. Um programa especializado de computador converte os sinais digitais em analógicos. Um segundo computador registra estes sinais analógicos dos encoders, além dos sinais analógicos dos acelerômetros e do tubo de Pitot. Este último computador utiliza uma placa National Instruments PCI-MIO-16XE-10 para registro dos dados. Um software desenvolvido pelos autores na plataforma Labview permite que os dados sejam aquisitados, registrados e processados em tempo real. Este software também permite a aplicação das leis de controle desenvolvidas no estudo.

- Medições de Velocidade em Túneis de Vento

Chun (2011) apresenta vários padrões e normas internacionais para certificação de produtos e sensores que envolvem medições de velocidade do ar em túneis de vento. Apesar deste trabalho, inicialmente, não almejar patentes e desenvolvimentos comerciais, o estudo de normas recentes que regulam padrões de certificação na área de instrumentação é essencial para uma base sólida na elaboração de metodologias de estudos experimentais que envolvam qualquer tipo de sensor e sistema de medição. O autor também discorre sobre alguns tópicos de padronização de calibragem em sensores de velocidade em túneis de vento e fontes de incertezas em anemômetros (Tabela 3.1).

Tabela 3.1: Fatores de incerteza para alguns tipos de anemômetros.

Anemômetro	Incertezas
LDA	ângulo dos feixes, frequência Doppler, divergência marginal, comprimento de onda
Ultrassônico	distância dos sensores, velocidade do som, medição do tempo
Tubo de Pitot	densidade do ar, diferença de pressão, expansibilidade, alinhamento do sensor
Térmico	ajuste de curva de calibração, temperatura, tensão de alimentação
Rotacional	alinhamento, localização radial das partes rotativas, velocidade de rotação

Fonte: Chun (2011).

A revisão desenvolvida por Ristic et al. (2004) aborda os métodos de medição da velocidade de escoamento em túneis de vento. Segundo os autores, medições de velocidade e qualidade de fluxo em túneis de vento compõem atividades significantes na área de aerodinâmica experimental, além de envolverem uma série de diferentes métodos e aplicação de equipamentos modernos. O artigo discute os métodos mais significantes para medições de velocidade em escoamentos, tanto subsônicos quanto supersônicos, em seções de teste de túneis de vento. Além dos princípios básicos e equipamentos utilizados por cada método, os autores incluem resultados encontrados na literatura e laboratório próprio.

Outro autor que revisa os diversos métodos para instrumentação de problemas que envolvem a medição de velocidade em escoamentos é Jensen (2004). A revisão inclui os desenvolvimentos mais recentes, até a data da redação do artigo, na área. O autor revela que a intenção do artigo é providenciar detalhes suficientes para possibilitar que leitores iniciantes e novos à área possam utilizar o trabalho em questão como base na seleção dos equipamentos necessários para solucionar problemas de medição em fluxos e escoamentos. A Tabela 3.2 apresenta uma comparação dos transdutores geralmente empregados para medição de velocidade em escoamentos.

Tabela 3.2: Comparação de transdutores com base em fatores comumente utilizados em medições de velocidade.

	CTA	LDA	PIV
Proporcionalidade do sinal de saída $S(t)$	Não-Linear	Linear	Linear
Resolução Espacial	Único ponto; Tipicamente 5 μm x 1 mm; Multi-fios: Volume de medição	Único ponto geralmente; 100 μm x 1 mm	Multi ponto; Varia dependendo da ampliação de campo (volume de medição)
Distorção de frequência	Sensor em contato com o escoamento - Alta exposta em frequência; segue o comportamento do escoamento	Boa resposta em frequência - Assume que as partículas traçadoras seguem o fluxo (particle lag)	Movimento da partícula registrado em 2 instantes de tempo; Assume deslocamento linear (particle lag)
Faixa dinâmica; Resolução	Depende do ADC; 12-bit e 16-bit geralmente	16-bit; Digitalização da frequência Doppler dentro da banda selecionada	Depende da resolução sub-pixel do deslocamento da partícula - 6-bit a 8-bit tipicamente
Interferência no processo físico	SIM	NÃO	NÃO
Influência de outras variáveis	SIM	NÃO	NÃO

Fonte: Jensen (2004).

- Microfones e Sensores Piezoelétricos

Desenvolvimentos recentes na tecnologia de microfones de tamanho reduzido, células de carga e sensores piezoelétricos fazem com que estes equipamentos sejam empregados como sensores para medições de diversas grandezas, entre elas, dados de pressão em um escoamento. A natureza relativamente simples destes sensores e a possibilidade de emprego de soluções de baixo custo no sistema de medição, faz com que tais sensores sejam estudados e aplicados em problemas que envolvam a medição de velocidade de escoamento.

Como solução para obter a velocidade de um fluido, com o mínimo de interferência nas características do escoamento, Li et al. (2019) propõem um método baseado em um sensor piezoelétrico de filme de fluoreto de polivinilideno (PVDF). Este material é um tipo de polímero que pode ser classificado na categoria de termoplásticos. No trabalho, um sensor PVDF de fabricação própria foi colocado em umas posição paralela à direção do fluxo e usado para medir a velocidade do mesmo. Para isso, as características piezoelétricas do PVDF foram obtidas teoricamente. Em seguida, a relação entre a velocidade do fluxo e a pressão do ar (som) foi verificada numericamente. Por último, a relação entre a velocidade do escoamento e a saída elétrica do filme piezoelétrico foi obtida experimentalmente. Os autores concluem que o método proposto no artigo mostrou-se confiável e eficaz.

De maneira similar, Xu et al. (2019) desenvolvem um sensor flexível de dimensões milimétricas do tipo resistivo (MRSF), fabricado por meio de tecnologia de impressão à tinta (IPT), com a finalidade de monitorar em tempo real taxas de fluxo de água dentro de canos. O mecanismo de funcionamento do MRSF parte do princípio que os eletrodos criados pela camada de nanopartículas de prata depositadas no filme de polímero flexível do sensor se

deformam de acordo com as mudanças na taxa de fluxo do escoamento, o que leva à variações na resistência elétrica de acordo com os graus de curvatura do sensor. Testes contínuos mostram que o MRSF desenvolvido apresenta alta precisão (0.2 m/s) e excelente sensibilidade ($0.1447/ms^{-1}$). Os autores modelam a resistência do sensor e a velocidade do escoamento, para estudar a correlação entre as mecânicas fundamentais do fluido e a flexibilidade do sensor. O modelo analítico apresenta elevado grau de determinação ($R^2 > 0.93$) na relação entre os incrementos na resistência do MRSF e o quadrado da velocidade do escoamento, na faixa entre 0.25-2.00 m/s. Características térmicas do sensor e os efeitos da temperatura da água nas medições também foram estudadas. Simulações computacionais de fluido (CFD) foram desenvolvidas para que suposições empregadas no modelo analítico fossem verificadas e validadas, além de estudar o comportamento do sensor quando utilizados diferentes materiais em sua construção. Os autores concluem que o MRSF possui grande potencial para o monitoramento em tempo real da velocidade em escoamentos, apresentando baixo custo, alta precisão e especialmente alta resolução espacial e temporal. Sen et al. (2014) também apresentam um projeto de sensor piezoelétrico para medição de velocidade em escoamentos.

Microfones também podem ser empregados como sensores de pressão em ensaios experimentais. Microfones em miniatura, construídos com materiais piezoelétricos, como os fabricados pela empresa *Kulite*, são empregados na instrumentação de modelos experimentais em túnel de vento, na medição de pressão em dutos, cavidades, tubos e acoplamentos. Devido à sua geometria e seu tamanho reduzido, estes sensores podem ser instalados na superfície dos aparatos, possibilitando a obtenção da distribuição de pressão atuante no modelo.

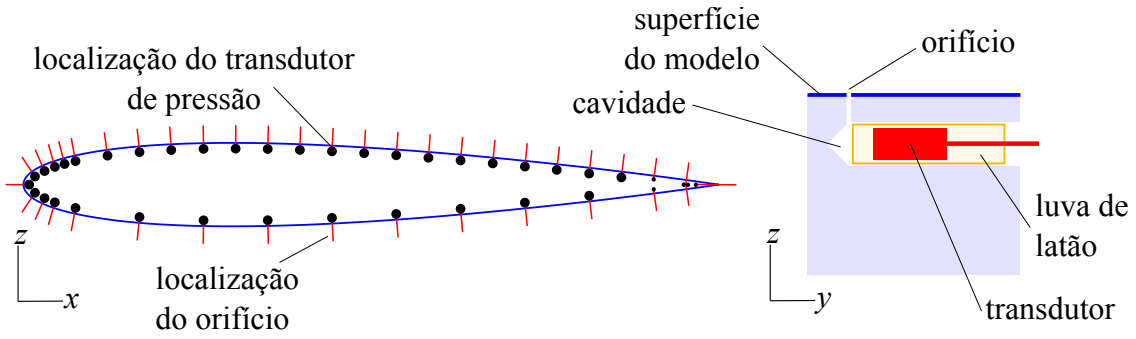
Bennett et al. (1991) utilizam o PAPA e instalam duas fileiras de microfones em miniatura nos aerofólios empregados no estudo. Estas fileiras são distribuídas a 60% e 95% da envergadura dos modelos. A Figura 3.5 mostra um desenho da seção do aerofólio com os microfones instalados. Percebe-se que, devido ao tamanho reduzido, os sensores podem ser instalados de maneira que as medições de pressão são tomadas exatamente na superfície do modelo, sem perturbar a geometria do aparato. Os autores obtêm medições estacionárias de pressão através de diversos ensaios para diferentes valores de velocidade do escoamento, com o PAPA configurado para que modelo não apresente movimentos de *pitch* e *plunge*. Respostas temporais de pressão também são obtidas para regimes de escoamento em que o aparato está sujeito a flutter. Rivera Jose A. et al. (1992) empregam o mesmo aparato e instrumentação para investigarem a distribuição de pressão no aerofólio NACA0012 para diversos valores subsônicos de número de Mach.

Durham et al. (1991) também distribuem microfones na superfície do aerofólio NACA0012, à 40% e 60% da envergadura para o registro da distribuição de pressão no modelo, mesmo quando este se encontra em situação de flutter.

3.4 Desafios em Ensaios com Aparatos Aeroelásticos

Virgin, Dowell e Conner (1999) identificam um certo padrão no comportamento de um sistema aeroelástico, com folgas na superfície de controle, em relação à evolução da velocidade crítica de flutter. O sistema evolui à partir do equilíbrio estático (18% da velocidade crítica de flutter para o sistema linear sem folga) para uma região simples periódica (18-33%), não-periódica

Figura 3.5: Instalação dos microfones em miniatura no aerofólio.



Fonte: elaborado pelo autor. Baseado em Bennett et al. (1991) e Dansberry et al. (1993).

(33-45%), não-simples periódica (45-50%) seguida de um salto abrupto para uma resposta qualitativamente diferente, porém ainda periódica (acima de 55%), até apresentar oscilações divergentes e a completa perca de estabilidade.

Em velocidades de aproximadamente 49% da crítica de flutter, a simulação numérica indica que o comportamento do sistema aeroelástico é aperiódico e o espectro de frequência sugere uma resposta caótica. Nesta faixa de velocidade o modelo experimental apresenta o que aparenta ser um alto nível de ruído, o que atrapalha a interpretação dos resultados.

Para atestar a robustez dos resultados numéricos e experimentais os autores usam uma variedade de diferentes condições iniciais e perturbações, visto que tais práticas influenciam diretamente nos resultados. Uma importante característica de sistemas dinâmicos é o comportamento quasi-periódico. Este fenômeno ocorre quando duas ou mais frequências incomensuráveis estão presentes em um sinal.

Algumas respostas e fenômenos específicos encontrados nos resultados numéricos são extremamente sensíveis à pequenas mudanças na velocidade do fluxo, fazendo com que sua observação experimental se torne um problema. O autor relata que mudanças na casa dos milésimos da velocidade adimensional crítica de flutter provocam grandes alterações na resposta do sistema, passando de quasi-periódica com um loop fechado, para período 9, para possivelmente caótica, para quasi-periódica com nove loops fechados, para período 9 e finalmente voltando ao caos. Os autores porém identificam em seus resultados e na literatura um certo padrão nos sinais obtidos experimentalmente, que apresentam um aumento significativo no ruído quando o sistema passa por faixas de velocidade em que a ocorrência de quasi-periodicidade e caos são esperadas. Os autores sugerem que futuros trabalhos estudem o tratamento de tais cenários como determinísticos para a ocorrência de caos e quasi-periodicidade.

3.5 Montagem de Aparato Aeroelástico

Edwards, Ashley e Breakwell (1979) estudam as cargas aerodinâmicas instáveis decorrentes de movimentos arbitrários em um aerofólio, e suas aplicações no cálculo da resposta e estabilidade dos modos aeroelásticos nestes sistemas. Para isso, os autores desenvolvem uma extensa modelagem analítica empregando uma geometria de seção de asa típica com uma superfície de controle em seu bordo de fuga. O desenvolvimento deste modelo e seus parâmetros é abordado

de maneira mais detalhada em Edwards (1977).

Al-Mashhadani et al. (2017) apresentam um modelo aeroelástico experimental composto por uma asa, uma superfície de controle e um compensador no bordo de fuga. Uma folga é introduzida no momento restaurador apenas do compensador. Tal sistema utilizado por Al-Mashhadani et al. (2017) é uma modificação direta do estudado por Conner et al. (1997b), sendo a asa principal a mesma, apenas com a superfície de controle sendo substituída por um sistema superfície de controle-compensador.

No trabalho original, a asa e a superfície de controle apresentam mesma envergadura. No modelo modificado, a envergadura do sistema superfície de controle-compensador é reduzida 2 cm em relação à asa, para possibilitar a instalação dos transdutores de posição angular. As extremidades das longarinas da superfície de controle são fixadas por placas de liga de alumínio, fabricadas por um sistema CAD/CAM, utilizado também para cortar as nervuras da superfície de controle, feitas de madeira balsa. As nervuras são montadas com um certo espaço entre cada uma, tanto na superfície de controle quanto no compensador, para melhorar a distribuição de massa ao longo da envergadura do sistema. Para garantir o alinhamento de todas as nervuras, uma linha de alumínio é fixada logo atrás da longarina e paralela à mesma.

A rotação da superfície de controle é proporcionada por micro rolamentos fixados às laterais da asa principal. Igualmente, micro rolamentos instalados nas laterais da superfície de controle suportam o compensador e proporcionam sua rotação. A rigidez rotacional tanto da superfície de controle quanto da asa é produzida e controlada por meio de dois feixes de aço de diferentes diâmetros engastados em uma extremidade no eixo de rotação da peça com a outra extremidade suportada por um bloco fixado na asa principal e na superfície de controle respectivamente.

- Construção do Aparato

Esta seção compila e discute algumas observações sobre os procedimentos realizados durante o processo de construção do aparato aeroelástico para ensaios experimentais.

- Acabamento Pós-Impressão

Devido à natureza do processo de impressão 3D, que consiste na deposição de diversas camadas de material sobre uma mesa, a superfície da peça impressa pode apresentar textura consideravelmente áspera, o que pode acarretar em perturbações no escoamento, nos resultados obtidos pelos ensaios e na estética do aparato. Com o intuito de reduzir estes efeitos, um processo de acabamento pós-impressão é aplicado nas peças do aparato. A lista abaixo apresenta um detalhamento deste processo:

- lixar as peças, gradualmente, utilizando lixas para madeira ou ferro. Lixas para parede costumam ser mais quebradiças, mas também podem ser utilizadas;
- começar com lixas de menor granulação (lixas “grossas”), com numeração de 220 ou menos;
- finalizar com lixas de maior granulação, com numeração de no mínimo 320;
- para acabamento mais fino, recomenda-se a utilização de lixas de maior granulação;

- após o processo de lixamento inicial, aplicar camadas do primer automotivo em spray nas peças. O primer automotivo proporciona uma cobertura e ajuda no preenchimento das camadas de filamento aparentes;
- as camadas devem ser finas e de espessura constante para melhor acabamento. Para isso, o primer deve ser aplicado a uma distância de cerca de 30 cm da peça e a lata de spray deve ser devidamente agitada;
- lixar novamente as peças após cada aplicação de primer, para garantir a uniformidade das camadas;
- após a aplicação de no mínimo 4 demãos de primer, para finalização do processo, lixar as peças com uma lixa de alta granulação, de numeração 1200 ou mais;
- se necessário, as peças podem ser pintadas com tinta spray, após a finalização do processo de lixamento e aplicação de primer.

- Colagem das Dobradiças

Dobradiças de Nylon, geralmente utilizadas em modelos de aeromodelismo, são empregadas no aparato aeroelástico com a finalidade de proporcionar a rotação e a fixação do compensador na superfície de controle. Seguem algumas observações sobre o processo de colagem das dobradiças:

- para garantir uma boa colagem, as superfícies tanto das dobradiças, quanto das peças, devem estar bem limpas, livres principalmente de gordura e poeira. Recomenda-se um pano de microfibra seco ou com um pouco de álcool para esta limpeza;
- para colagem deste tipo de material, emprega-se geralmente cola instantânea. A cola deve ser aplicada nas abas das dobradiças com cautela e em pouca quantidade, para que não trave o pino central e não afete a rotação da peça;
- após aplicação da cola, as abas das dobradiças devem ser inseridas lentamente nos recessos da superfície de controle e compensador. Novamente, deve-se ter cuidado para que a cola não escorra para o pino central. Além disso, deve-se certificar que o mecanismo da dobradiça não fique travado entre os recessos;
- o processo de secagem da cola ocorre muito rapidamente, assim, cuidados devem ser tomados para que as peças estejam alinhadas durante a colagem, de maneira que a rotação das peças seja garantida e ofereça o mínimo de resistência possível.

- Efeitos de Parede no Modelo

O túnel de vento instalado nos laboratórios da FAEN-UFGD possui seção de testes fechada, com 462 mm de largura e altura, e 1200 mm de extensão. Devido à estas dimensões reduzidas, a geometria do modelo experimental deve ser definida para que os efeitos proporcionados ao escoamento pelas paredes do túnel influenciem minimamente nos resultados.

Levando em conta a maior razão de bloqueio em sua direção, a envergadura do modelo deve ser reduzida, para garantir que a extremidade do aerofólio não se encontre dentro da região de influência da camada limite do escoamento.

Segundo Fox, Pritchard e McDonald (2011), a camada limite é a região do escoamento adjacente à superfície de um sólido, onde estresses viscosos estão presentes, diferentemente da região de corrente livre, onde esses fenômenos são negligíveis. A espessura da camada limite, δ pode ser definida como a distância à partir da superfície do sólido, em que a velocidade u corresponde a 99% da velocidade de corrente livre V, ou seja, $v \approx 0.99V$.

Modelando a parede do túnel como uma placa plana, e assumindo que o escoamento é incompressível, com gradiente de pressão nulo, é possível calcular a espessura da camada limite laminar por meio da fórmula derivada por Fox, Pritchard e McDonald (2011):

$$\delta_v = \sqrt{\frac{30\mu x}{\rho V}} \tag{3.6}$$

em que x é a distância ao longo da placa, medida à partir do seu início; δ_v é a espessura da camada limite no ponto x; V é a velocidade de corrente livre do escoamento; μ e ρ representam, respectivamente, a viscosidade dinâmica do escoamento e a densidade do fluido. Para o caso de uma camada limite com perfil de velocidades turbulento, de ordem 1/7, o autor emprega a seguinte fórmula:

$$\delta_v = 0.382x \left(\frac{\nu}{Vx}\right)^{1/5} \tag{3.7}$$

Saha et al. (2011) utilizam de simulações numéricas e análises CFD para estudar a relação entre a altura da seção de testes, a velocidade do escoamento e a espessura da camada limite em túneis de vento. Analisando os resultados, os autores obtêm a seguinte fórmula:

$$\delta_v = 0.141H^{0.94}v_m^{-0.18} \tag{3.8}$$

onde δ_v é a espessura da camada limite; H é a altura da seção de testes e v_m a velocidade média do escoamento no túnel. Pode-se concluir que a altura do túnel influência no desenvolvimento da camada limite do que os outros parâmetros. Além disso, o aumento na velocidade do escoamento reduz a espessura da camada limite.

4

Resultados e Discussões

Esta seção apresenta o aparato aeroelástico (AA) desenvolvido. O dispositivo é composto de uma asa principal com elevada rigidez, o que permite ser considerada rígida nas faixas frequência típicas para este tipo de dispositivo. Também, tem-se uma superfície de controle e compensador em seu bordo de fuga. Considera-se uma corda aerodinâmica de 254 mm, com envergadura de 300 mm. O AA é apresentado na Figura 4.1, na qual pode-se notar a superfície de controle e o compensador, com cordas iguais a 34 mm e 24 mm, respectivamente. O perfil é um modelo NACA0012, tendo então espessura máxima de 30.48 mm em 30% da corda à partir do bordo de ataque.

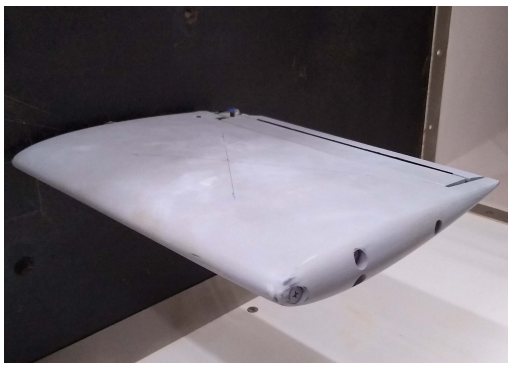
Figura 4.1: Fotografias do aparato aeroelástico experimental desenvolvido.



(a) Vista Superior.



(b) Vista Lateral.

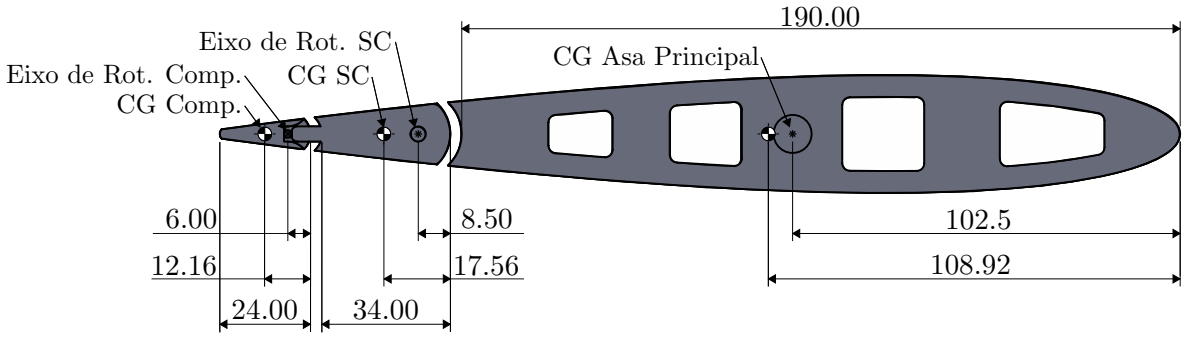


(c) Vista em perspectiva.

Fonte: elaborado pelo autor.

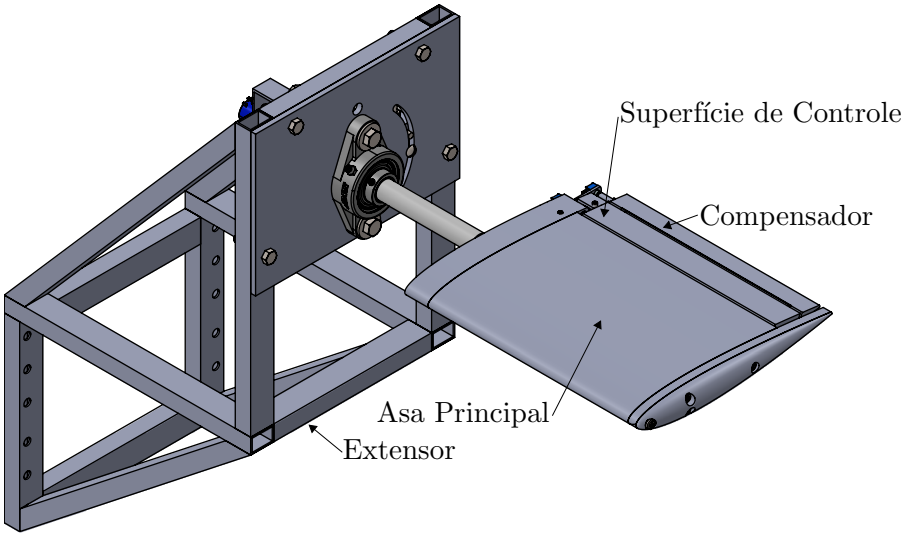
A Figura 4.2 apresenta um desenho esquemático da seção do modelo, com suas dimensões e localização dos centros de gravidade e eixos de rotação, de acordo com o projeto. As peças e componentes do modelo são fabricados por processo de impressão 3D. A asa principal é suportada pelo extensor instalado no posicionador tridimensional. A Figura 4.3 apresenta um desenho esquemático do aparato, contendo o suporte externo e a asa com as superfícies móveis.

Figura 4.2: Dimensões, em mm, da seção aeroelástica e localização dos centros de massa e eixos de rotação do modelo experimental.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.3: Aparato para estudo aeroelástico, composto por um extensor fixado no posicionador tridimensional, suportando um modelo de asa com superfície de controle, compensador e mecanismo para inclusão de folgas simultâneas.

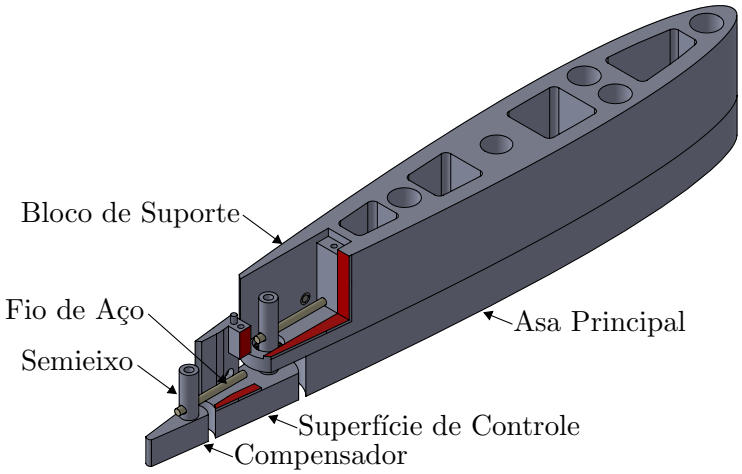


Fonte: elaborado pelo autor.

Os parâmetros de rigidez rotacional da superfície de controle e compensador são configurados através de fios de aço inseridos em semieixos instalados nas nervuras da raiz de ambos. Os semieixos são alinhados com os eixos de rotação da superfície de controle e compensador. A extremidade oposta dos fios é fixa em blocos de suporte. Estes blocos proporcionam a adição e alteração da amplitude das folgas no sistema. Um bloco de folga instalado no suporte é responsável pelo controle da amplitude de folga da asa principal. Um desenho esquemático

do mecanismo de ajuste das folgas é apresentado na Figura 4.4.

Figura 4.4: Mecanismo instalado na raiz do modelo de asa para inserção e controle das folgas simultâneas no sistema aeroelástico.



Fonte: elaborado pelo autor.

4.1 Ensaios Preliminares no Aparato

Para verificação de parâmetros construtivos e comparação entre o aparato montado com o projeto, o dispositivo é submetido à ensaios preliminares, conforme apresentado a seguir.

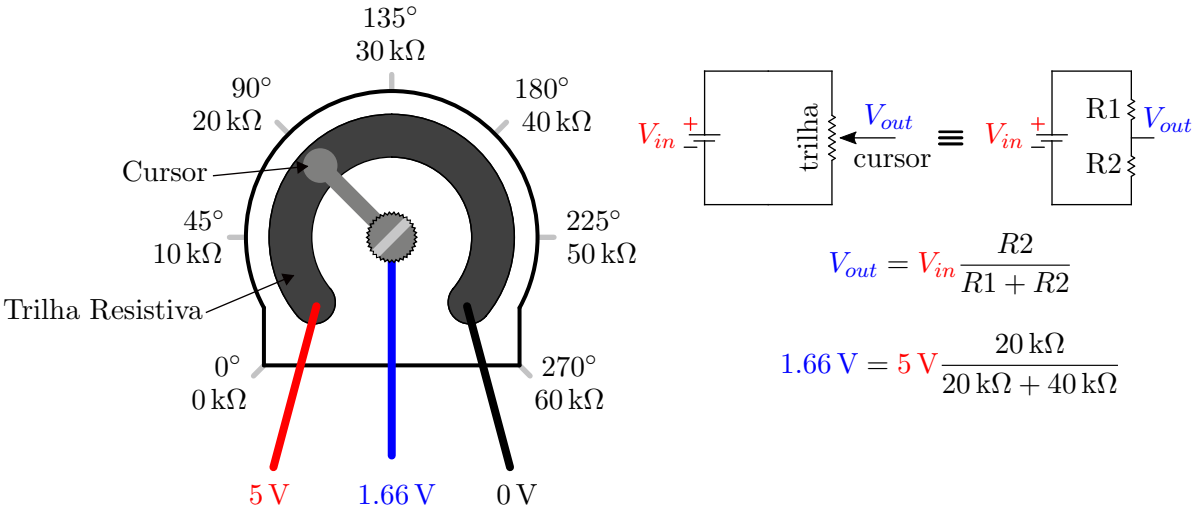
- Calibração dos Potenciômetros

Potenciômetros são equipamentos elétricos passivos que apresentam uma resistência variável em função do deslocamento mecânico, seja este linear ou rotativo, de suas partes móveis. Usualmente, o potenciômetro atua como um divisor de tensão no circuito, sendo a diferença de potencial entre seus terminais uma função direta da posição mecânica do atuador. Os potenciômetros são empregados nas mais diversas aplicações, geralmente como dispositivos de controle em circuitos elétricos. Devido a seu comportamento, onde incrementos de tensão estão relacionados a incrementos de deslocamento, estes equipamentos também podem ser utilizados como sensores de deslocamento angular ou linear, como discutido por Todd (1975).

A Figura 4.5 apresenta um desenho esquemático do funcionamento de um potenciômetro rotativo de 60 kΩ. Uma tensão elétrica é aplicada nos terminais fixos do equipamento, localizados nas extremidades da trilha resistiva, e a tensão de saída do potenciômetro corresponde à queda de tensão entre os terminais fixos e o cursor. Esta queda de tensão pode ser ajustada através do deslizamento do cursor ao longo da trilha resistiva. Esta também inclui o esquema elétrico do potenciômetro e a equação baseada na Lei de Ohm, que relaciona a queda de tensão elétrica de saída com as resistências decorrentes da posição angular do cursor.

Uma placa Arduino Uno R3 é utilizada para calibração de diferentes modelos de potenciômetros. O esquema de ligação dos potenciômetros é mostrado na Figura 4.6. O ADC de 10 bits presente na placa é responsável por converter a tensão analógica de $0 - 5$ V para valores digitais inteiros entre $0 - 1023$. Os potenciômetros são alimentados com uma tensão elétrica de 5 V DC pela fonte de energia elétrica da placa, através dos pinos “5V” e “GND”. A

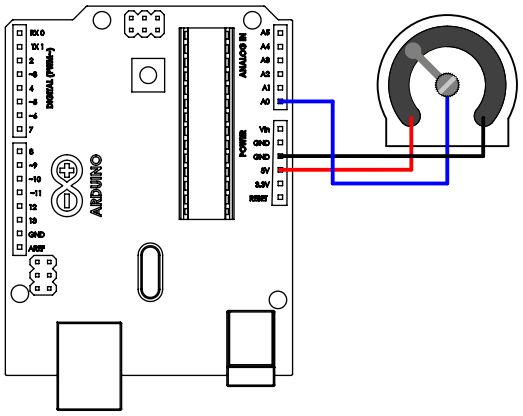
Figura 4.5: Mecanismo de funcionamento de um potenciômetro rotativo de 60 kΩ.



Fonte: elaborado pelo autor.

tensão de saída nos sensores é registrada pela entrada analógica “A0”, e apresentam um fundo de escala de 300° após calibrados. Para fins da calibração, valores de tensão foram registrados para deflexões angulares progressivas de 15° em 15°, e regressões lineares foram aplicadas aos pontos obtidos. Os valores relativamente altos de R^2 obtidos em todas as calibrações indicam boa correlação entre os dados originais e a curva calibrada. Isto também evidencia o comportamento linear entre a deflexão angular do eixo dos potenciômetros e sua resistência elétrica. Observa-se, porém, que a linearidade dos instrumentos ensaiados é prejudicada quando o eixo se encontra perto de suas posições angulares máxima e mínima. Devido às características de linearidade, e levando em consideração as limitações geométricas do aparato, os potenciômetros selecionados para leitura dos movimentos dos três graus de liberdade, são do modelo Bourns 3310C-012-103L, apresentado nas Figuras 4.8 e 4.9.

Figura 4.6: Esquema de ligação dos potenciômetros e placa Arduino.

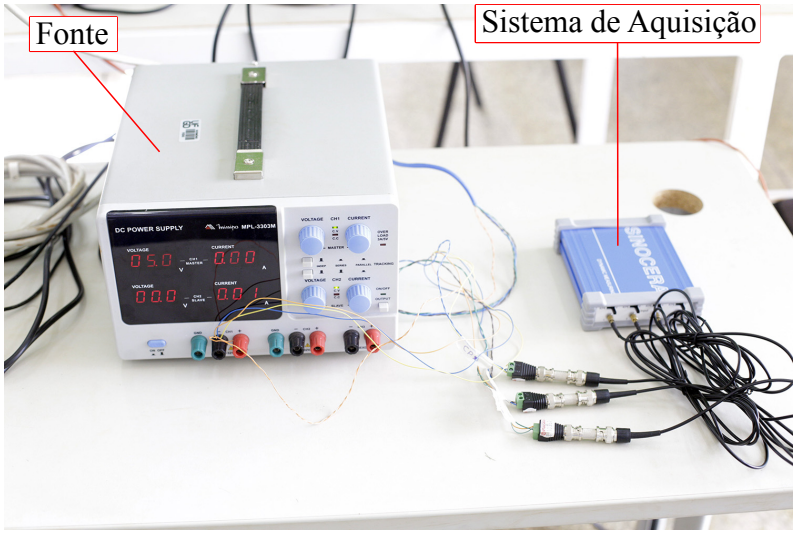


Fonte: elaborado pelo autor.

Nas baterias finais de ensaios, é empregada um sistema de aquisição dinâmica modelo Sinocera YE6231 para registro e leitura dos dados de resposta do aparato provenientes dos

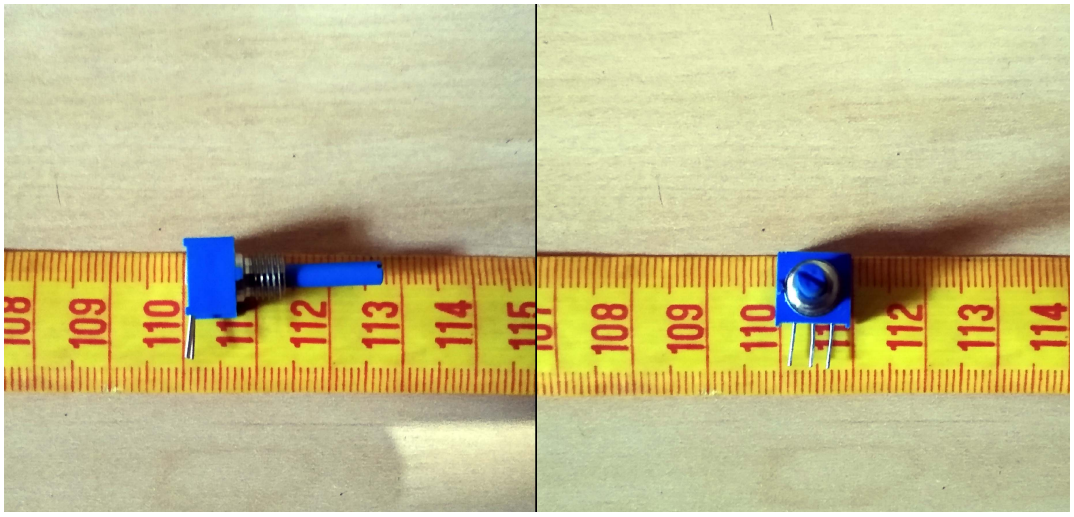
potenciômetros. Nesta configuração os potenciômetros são alimentados com uma tensão de 5 V DC através de uma fonte modelo Minipa MPL-3303M. A Figura 4.7 apresenta uma fotografia do sistema de aquisição empregado.

Figura 4.7: Sistema de aquisição e fonte empregados na baterias finais de ensaios.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.8: Potenciômetro linear Bourns 3310C-012-103L de 10 kΩ.

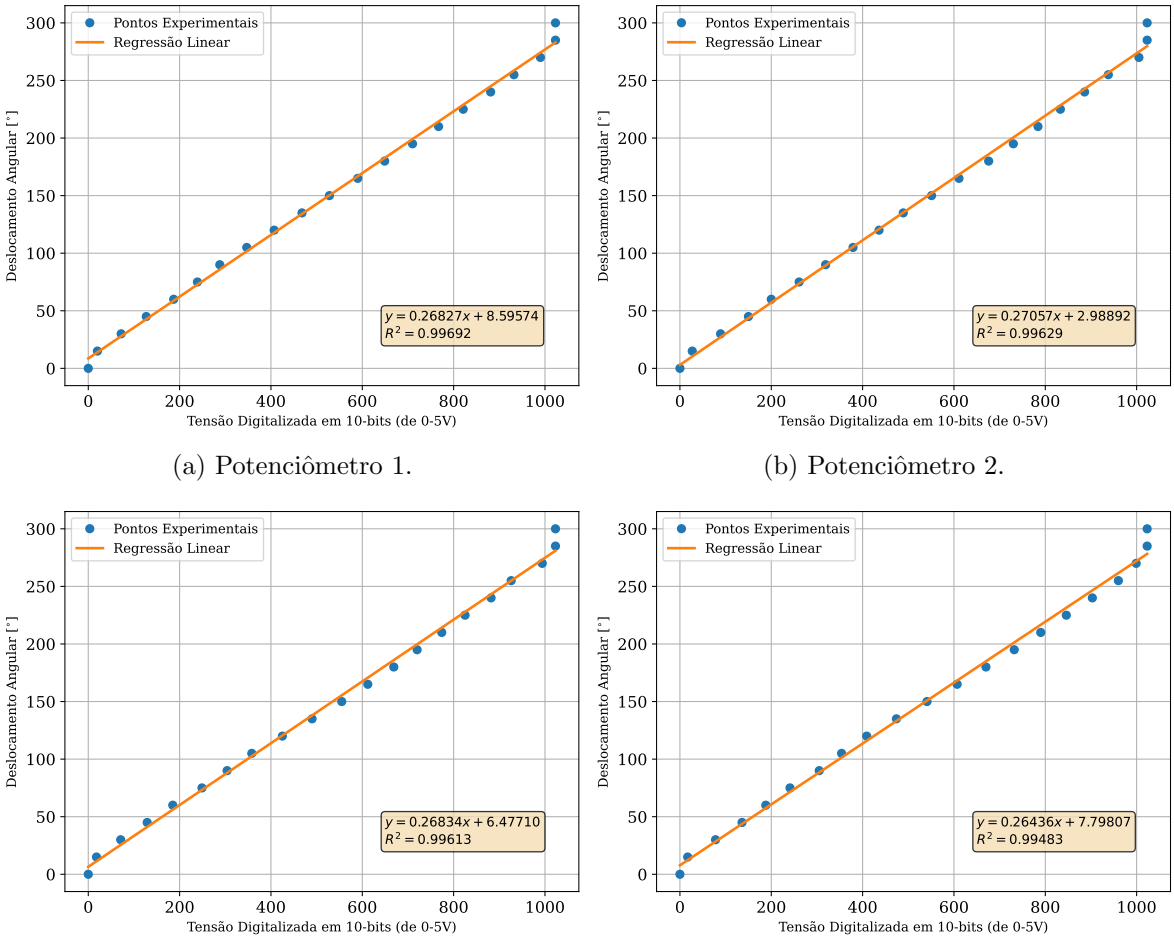


Fonte: elaborado pelo autor

- Aferição da Massa

Após o processo de impressão, montagem e acabamento, as peças representativas da asa principal, da superfície de controle e do compensador são ensaiadas para verificação das quantidades de massa de cada parte. Para assegurar que os valores obtidos nos ensaios representam a influência dinâmica da massa das peças nos experimentos, elas são verificadas com todos os equipamentos constituintes instalados, ou seja, rolamentos, eixos, sensores, hastes de folga, parafusos e dispositivos de fixação em geral. Emprega-se nos ensaios uma balança de pre-

Figura 4.9: Curvas de calibração dos potenciômetros lineares Bourns 3310C-012-103L de 10 kΩ.



(a) Potenciômetro 1.

(b) Potenciômetro 2.

(c) Potenciômetro 3.

(d) Potenciômetro 4.

Fonte: elaborado pelo autor.

cisão da marca BEL Engineering, modelo Mark S2202, com capacidade máxima de 2200 g e resolução de 0.01 g. A Tabela 4.1 apresenta os resultados de propriedades de massa obtidos nos ensaios. As Figuras 4.10 a 4.13 mostram fotografias do processo de pesagem das peças.

Tabela 4.1: Propriedades de massa das peças do aparato aeroelástico.

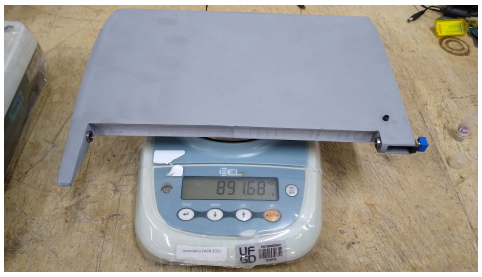
Peça	Massa
Asa Principal	891.68 g
Superfície de Controle	122.34 g
Compensador	18.41 g
Eixo da Asa Principal	738.97 g

Fonte: elaborado pelo autor.

- Localização do Centro de Massa

A localização dos centros de massa das peças que constituem o aparato aeroelástico também

Figura 4.10: Pesagem da Asa Principal.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.11: Pesagem da Sup. de Controle.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.12: Pesagem do Compensador.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.13: Pesagem do Eixo.



Fonte: elaborado pelo autor.

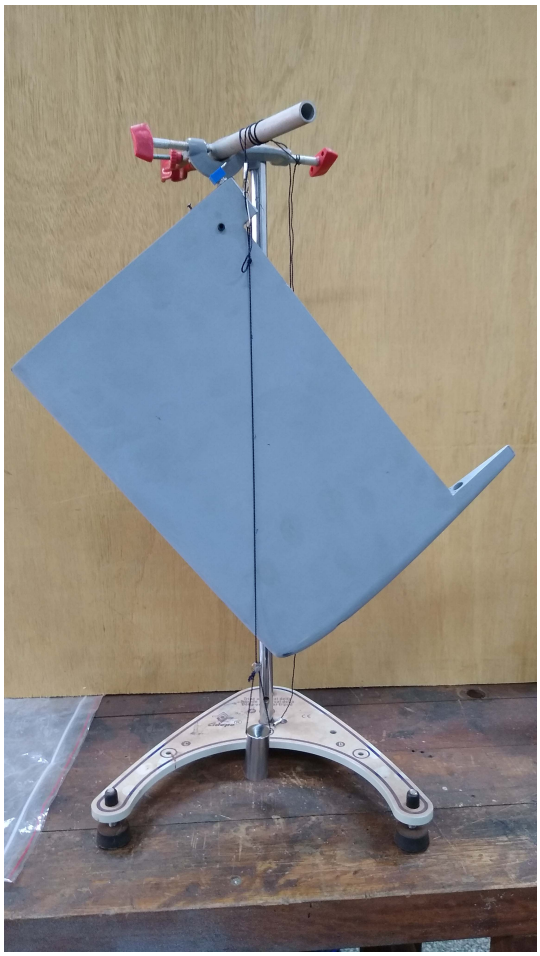
foi determinada São realizados ensaios. Considerando que as peças possuem simetria em torno do plano médio entre seu extradorso e intradorso, pode-se considerar que o centro de massa é solidário a este plano, de maneira que a determinação de sua posição pode ser tomada como um problema bidimensional. Reidl (1995) apresenta um método experimental de determinação do centro de massa em problemas simplificados para duas dimensões, que consiste em suspender a peça ensaiada a partir de dois pontos por vez, e suspender, nos mesmos pontos, prumos de centro. A intersecção das linhas marcadas pelos prumos identifica a localização do centro de massa da peça. Este método é aplicado separadamente às peças da asa principal, superfície de controle e compensador, e os resultados das posições dos centros de massa são apresentados na Tabela 4.2. As Figuras 4.14, 4.15 e 4.16 mostram fotografias dos ensaios, e a Figura 4.17 apresenta um desenho esquemático da vista superior do aparato com o sistema de coordenadas empregado no experimento.

Tabela 4.2: Localização do Centro de Massa das Peças.

Peça	x	y
Asa Principal	103.1 mm	151.8 mm
Superfície de Controle	210.4 mm	148.2 mm
Compensador	241 mm	134.1 mm

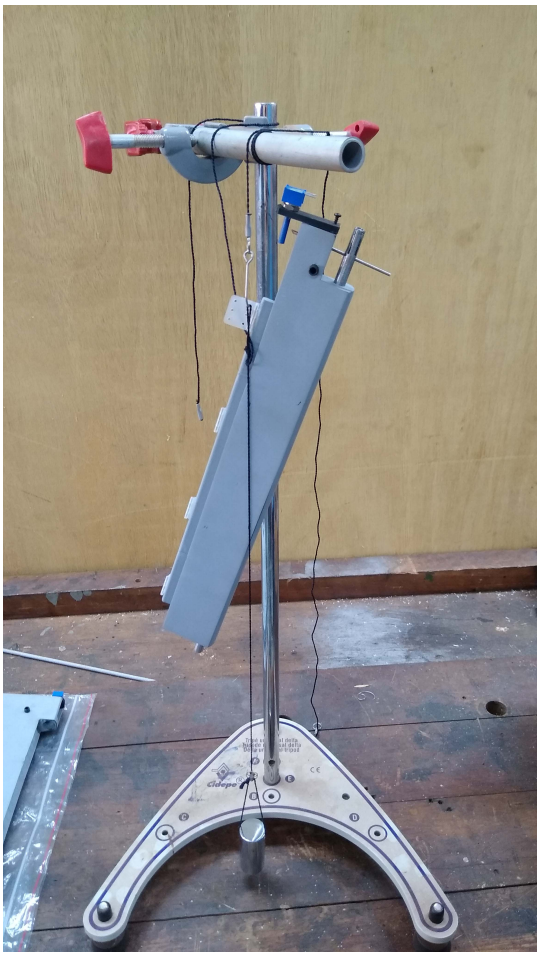
Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.14: Fotografia do ensaio para Localização do Centro de Massa da Asa Principal.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.15: Fotografia do ensaio para Localização do Centro de Massa da Sup. de Controle.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.16: Fotografia do ensaio para Localização do Centro de Massa do Compensador.



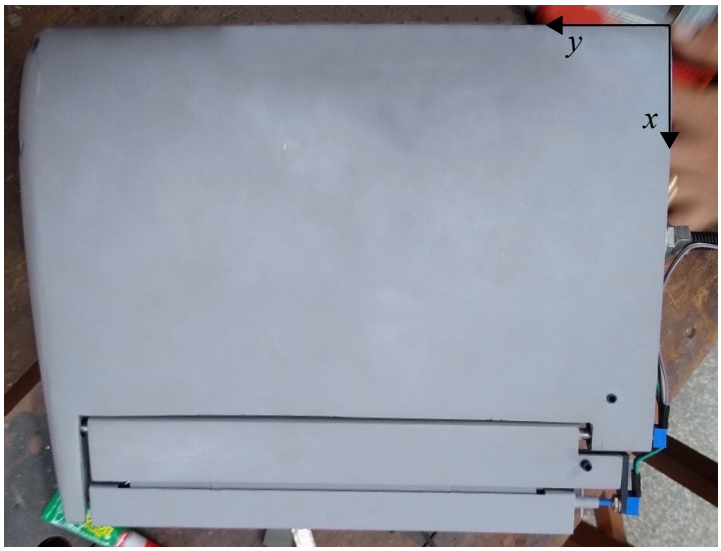
Fonte: elaborado pelo autor.

- Estimativa das Frequências dos Modos Estruturais

As frequências dos modos estruturais são verificadas a partir da análise de respostas do aparato aeroelástico. Para isso, o aparato é configurado sem folga, em todos os graus de liberdade, para apresentam rigidez nominal.

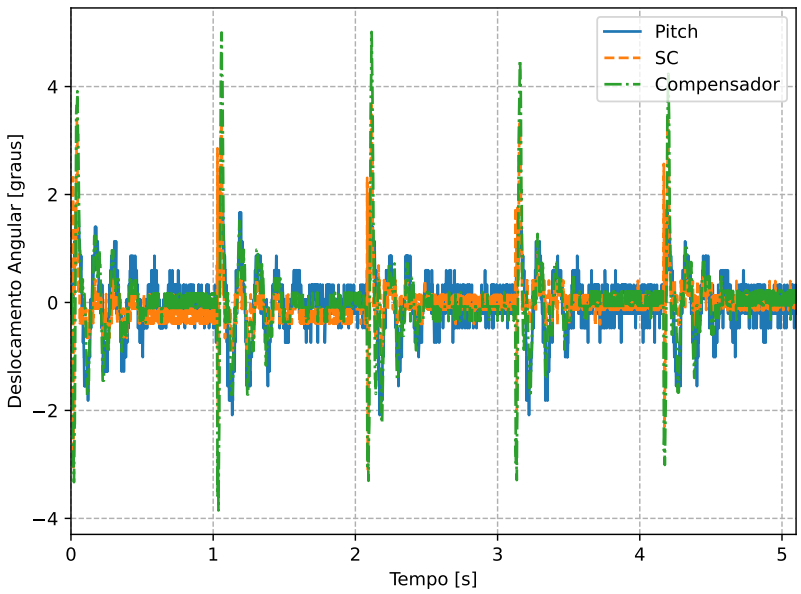
As respostas do sistema são obtidas aplicando entradas do tipo impulsos, e as respostas para cada grau de liberdade são registradas pelos sensores. Os sinais temporais registrados nos ensaios apresentam passo temporal variável devido as características do sistema de aquisição de dados empregado. Assim, realiza-se a reamostragem dos sinais, para garantir passo fixo, e para isso aplica-se uma interpolação linear entre os dois pontos medidos. A Figura 4.18 apresenta os dados registrados pelos sensores, e a Figura 4.19 mostra os espectros em frequência das respostas obtidos para os sinais reamostrados. Embora se verifique a presença de ruídos, estima-se as frequências dos modos estruturais sendo aproximadamente 7.56 Hz, 21 Hz e 68.85 Hz, o que permite ter uma visão geral da faixa de frequência da dinâmica estrutural.

Figura 4.17: Vista superior de asa e superfícies móveis com indicação do sistema de coordenadas (canto superior direito) considerado para determinar a localização do centro de massa.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.18: Respostas temporais do aparato aeroelástico devido aos impulsos.

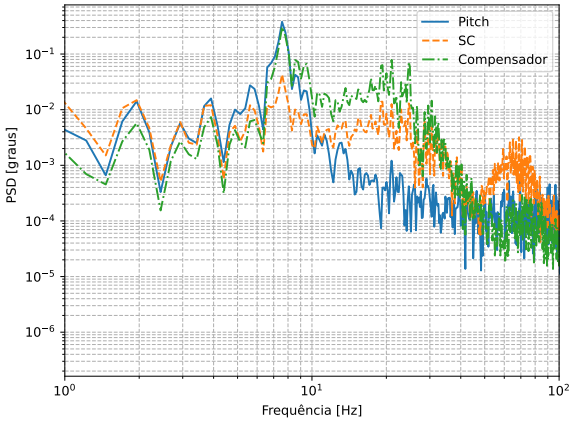


Fonte: elaborado pelo autor.

- Estimativa Experimental das Rigidezes

O conhecimento das características de rigidez do aparato experimental é essencial para a interpretação, predição e validação dos resultados obtidos. As rigidezes de todos os graus de liberdade do aparato desenvolvido são regidas por hastes metálicas instaladas na asa principal, superfície de controle e compensador. Assim, ensaios experimentais são realizados em amostras das hastes de rigidez que compõe o modelo. Estes ensaios consistem no engaste de um dos lados da haste em uma prensa e a colocação de uma massa conhecida, e calibrada na outra

Figura 4.19: Espectro em frequência das respostas do aparato aeroelástico.



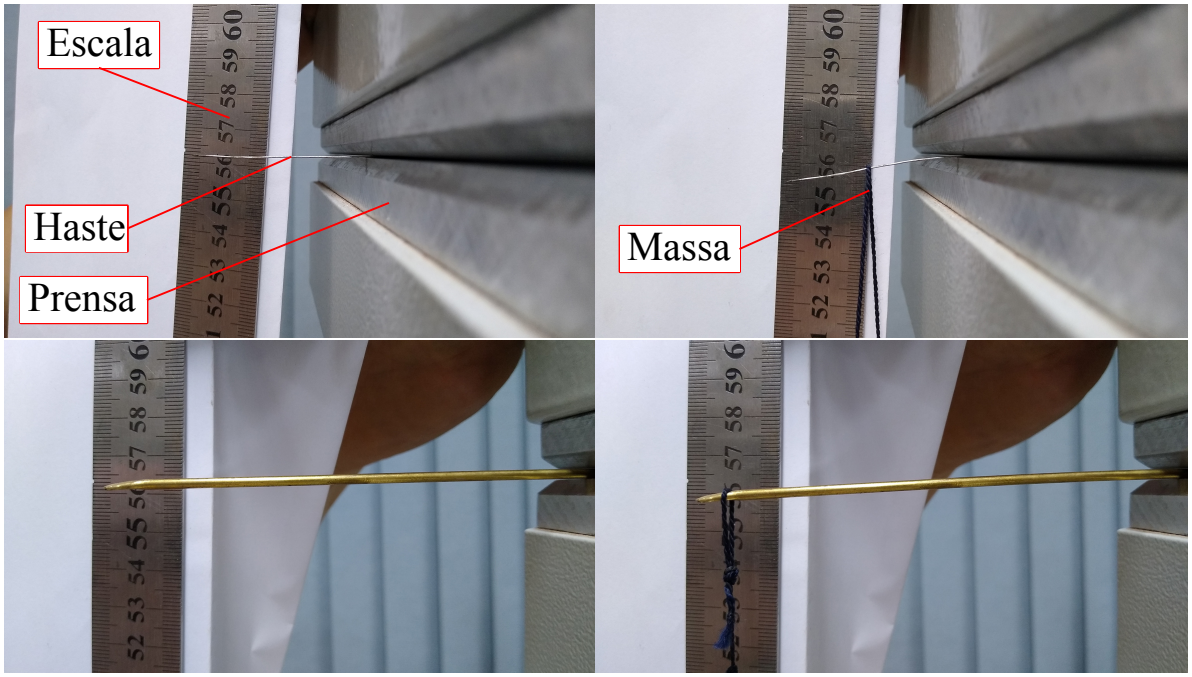
Fonte: elaborado pelo autor.

extremidade da haste, que ocasiona uma deflexão angular no metal. Sabendo a massa aplicada, a quantidade de deflexão e a geometria da haste é possível obter a rigidez torsional k de maneira direta através da equação:

$$k = \frac{M}{\theta} \tag{4.1}$$

onde M é o momento aplicado e θ é a deflexão angular da haste. A Figura 4.20 mostra os detalhes de alguns dos ensaios de rigidez. A Tabela 4.3 apresenta os resultados obtidos para cada grau de liberdade.

Figura 4.20: Fotografias com ilustrações dos ensaios experimentais para obtenção das rigidezes de cada grau de liberdade.



Fonte: elaborado pelo autor.

Tabela 4.3: Propriedades de rigidez torsional do aparato aeroelástico.

Peça	Rigidez
Asa Principal	$3.1313\,\mathrm{N\,m\,rad^{-1}}$
Superfície de Controle	$0.0708\,\mathrm{N\,m\,rad^{-1}}$
Compensador	$0.0326\,\mathrm{N\,m\,rad^{-1}}$

Fonte: elaborado pelo autor.

4.2 Ensaios Experimentais e Túnel de Vento

Para os ensaios aeroelásticos se considera o túnel de vento instalado no LARAVA (Laboratório de Refrigeração, Ar Condicionado, Ventilação e Aquecimento) da UFGD, em Dourados-MS, mostrado na Figura 4.21. O túnel de vento é do modelo AA-TVSH1 fabricado pela empresa Aeroalcool Tecnologia Ltda. Trata-se de um equipamento subsônico horizontal de circuito aberto, onde o ar é admitido pelo bocal de entrada devido à sucção gerada pela hélice localizada na parte posterior. A velocidade do escoamento na seção de testes é medida por um anemômetro de tubo de Pitot modelo HD350 da marca EXTECH com resolução de $0.01\,\mathrm{m\,s^{-1}}$. O tubo de Pitot é posicionado na entrada da seção de testes, a uma altura média. O aparato desenvolvido possibilita a alteração do ângulo de ataque para valores positivos e negativos, além da adição e ajuste de folgas nos três graus de liberdade, ou seja, *pitch*, superfície de controle e compensador. Para se obter baixos níveis de turbulência e direcionar o escoamento, o ar é orientado na direção longitudinal com o auxílio de uma colmeia. Adicionalmente, a velocidade na entrada é homogeneizada com duas telas de Nylon. Então, o escoamento é acelerado na contração até atingir a velocidade desejada na seção de ensaios, onde o escoamento se encontra com perfil uniforme de velocidades e com baixa intensidade turbulenta. Com isso, o escoamento é desacelerado no difusor e expelido fora do túnel. O motor elétrico responsável pelo fluxo de ar no túnel é um WEG modelo W22 Plus trifásico, com potência nominal de 10 HP e rotação máxima de 1760 RPM.

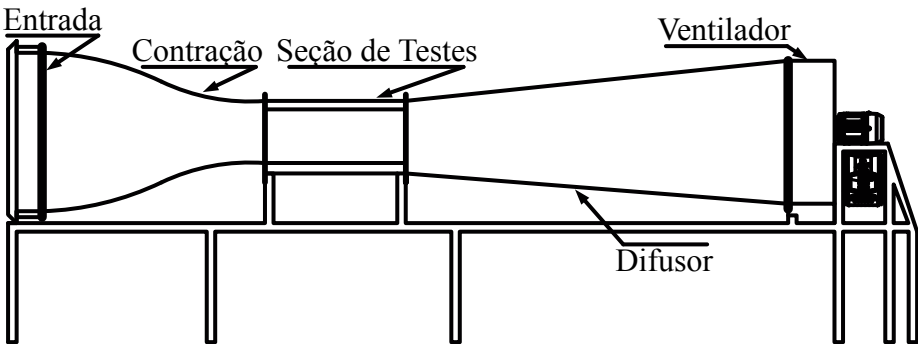
A espessura da camada limite do túnel de vento é estimada sendo de aproximadamente $\delta_u \approx 89.6$ mm, a partir da Equação 3.8, para uma operação na velocidade de escoamento de $u_m = 0.22$ m/s), identificada como mínima suficientemente medida. Se a Equação 3.6 for utilizada para a situação extrema, ou seja, mínima velocidade e maior distância da entrada da seção de teste ($x = 1200$ mm), tem-se um valor de espessura de camada limite laminar de aproximadamente $\delta \approx 49.8$ mm. Para uma camada limite turbulenta, sua espessura é de aproximadamente $\delta \approx 65$ mm.

Para o posicionamento do modelo de seção típica aeroelástica no túnel de vento é empregado um posicionador tridimensional *Dantec*, do tipo "*traverse*", modelo 9041T033. Este equipamento apresenta construção robusta, capaz de movimentar cargas de até 60 kg. Devido a seus motores de passo de precisão e sistema de controle, o posicionador apresenta faixa de movimento de 610 mm nas três dimensões, com resolução de 6.25 µm. A Figura 4.22 mostra uma fotografia do equipamento instalado na FAEN-UFGD. Devido à altura elevada da seção de testes do túnel de vento, um extensor é desenvolvido e instalado na placa de fixação do posicionador, visto também na Figura 4.22.

Figura 4.21: Fotografia e desenho esquemático do túnel aerodinâmico Aeroalcool modelo AA-TVSH1 instalado no LARAVA-UFGD.



(a) Fotografia.



(b) Desenho Esquemático.

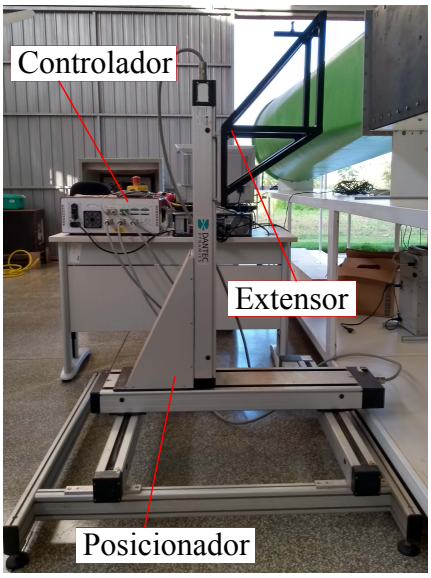
Fonte: elaborado pelo autor.

4.2.1 Respostas Aeroelásticas

As respostas aeroelásticas para cada grau de liberdade, obtidas pelos sensores instalados no aparato aeroelástico, são apresentadas nesta seção para diferentes velocidades de escoamento na seção de testes. As respostas em frequência são obtidas por meio da aplicação da PSD (do inglês, *Power Spectral Density*) nos sinais temporais, calculadas considerando uma frequência de aquisição de 1500 Hz, com janelamento do tipo *Hann* e taxa de sobreposição entre os segmentos de 50%. A escolha deste tipo de janela se deve à natureza oscilatória dos sinais medidos, e por sua adequada capacidade *anti-aliasing*.

Para aplicar impulsos no aparato aeroelástico se considera um fio de barbante instalado na haste de rigidez da asa principal. A Figura 4.23 mostra o fio utilizado na aplicação da entrada de impulso, além de detalhes do mecanismo que possibilita o movimento de *pitch* do aparato. Assim, ao ser puxado manualmente, uma entrada é aplicada no sistema, que induz inicialmente um movimento na asa principal, no sentido do ângulo de ataque negativo, como pode ser observado na Figura 4.24. Observa-se também que os demais graus de liberdade percebem o impulso no sentido contrário, decorrente do impulso inicial na asa principal. Trata-

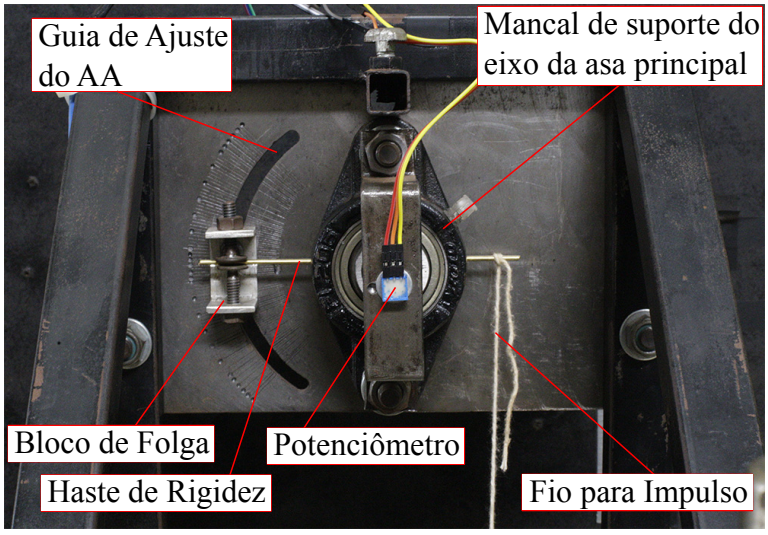
Figura 4.22: Posicionador tridimensional *Dantec* modelo 9041T033, instalado nos laboratórios da FAEN-UFGD.



Fonte: elaborado pelo autor.

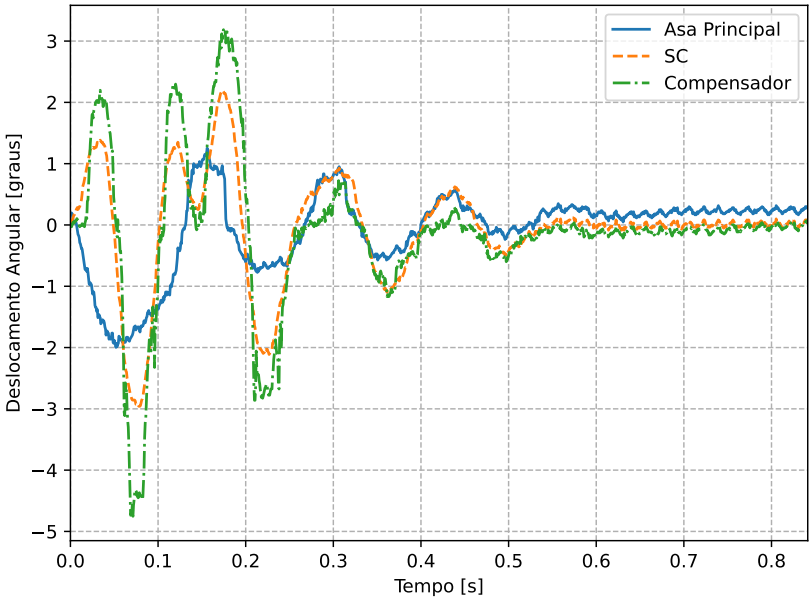
se da resposta estrutural do aparato aeroelástico, que permite verificar a dinâmica dos modos elásticos nas frequências de 7.1 Hz e 14.2 Hz correspondentes aos picos apresentados no espectro de frequência.

Figura 4.23: Detalhe do mecanismo para inserção do movimento de *pitch* no aparato, além de ângulo de ataque, folga na asa principal e registro dos movimentos de *pitch*.

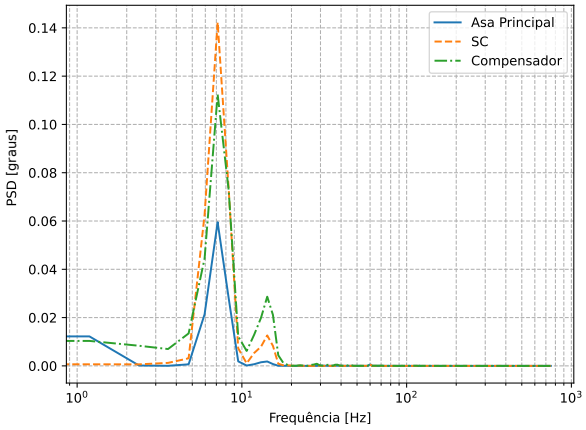


Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.24: Respostas ao impulso para a dinâmica estrutural do aparato aeroelástico (túnel de vento desligado ($V = 0$ m/s).



(a) Resposta Temporal.

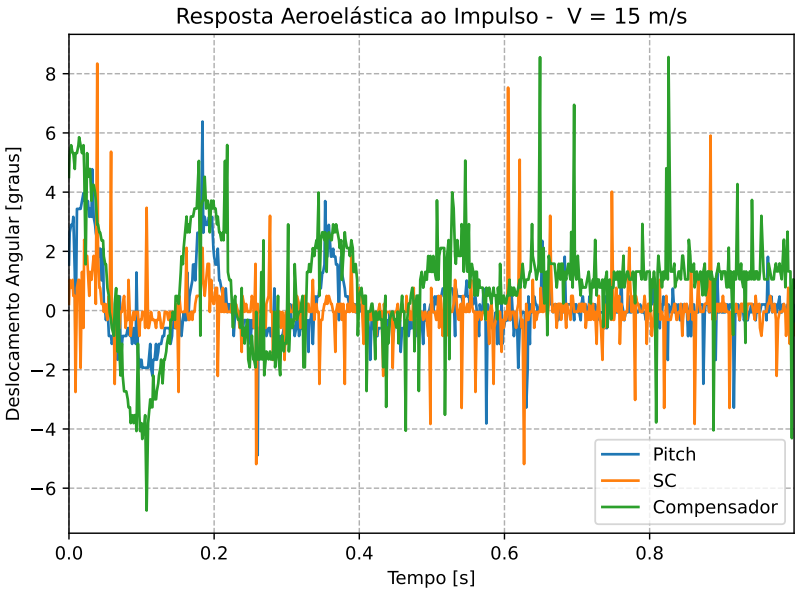


(b) Espectro de Frequência.

Fonte: elaborado pelo autor.

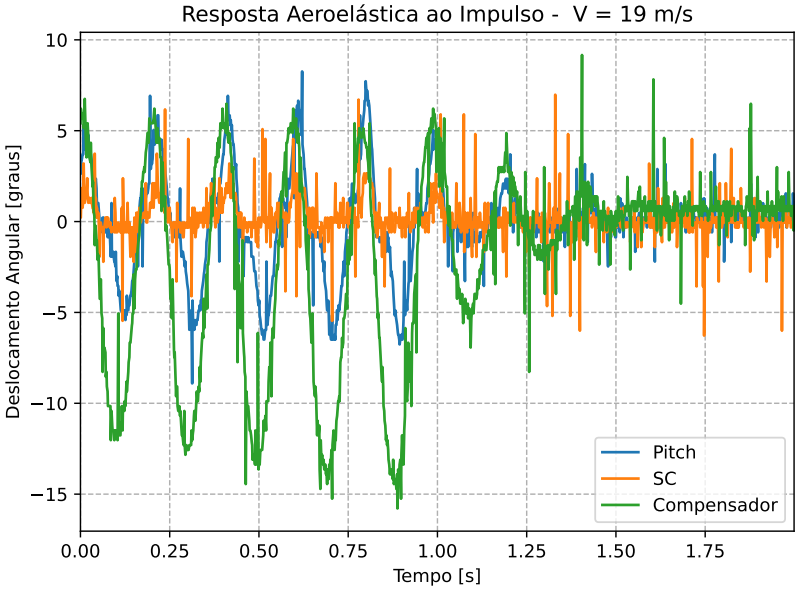
Diversos ensaios em túnel de vento foram realizados, avaliando diferentes ângulos de ataque e arranjos de folga, separadas e simultaneamente, em cada grau de liberdade do aparato. No entanto, para esta configuração inicial do AA foram verificadas apenas respostas assintoticamente estáveis. Para ilustrar, a Figura 4.25 mostra as respostas aeroelásticas considerando ângulo de ataque de 1 grau, combinado com folgas em pitch e na superfície de controle, de respectivamente 1 e 4 graus, para velocidade $V = 15$ m/s. Nota-se que o compensador encontrar uma nova posição de equilíbrio, neste caso fora do zero. Por outro lado, para $V = 19$ m/s, como mostrado na Figura 4.26, o compensador tem alguns ciclos de oscilações, inclusive com algum aumento de amplitude, mas a dinâmica se dissipa novamente para uma resposta estável.

Figura 4.25: Resposta temporal ao impulso do sistema com ângulo de ataque de 1 grau, 1 grau de folga em *pitch* e 4 graus na superfície de controle, para velocidade de escoamento de $15\,\mathrm{m\,s^{-1}}$.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.26: Resposta temporal ao impulso do sistema com ângulo de ataque de 1 grau, 1 grau de folga em *pitch* e 4 graus na superfície de controle, para velocidade de escoamento de $19\,\mathrm{m\,s^{-1}}$.



Fonte: elaborado pelo autor.

Uma segunda configuração do aparato aeroelástico foi avaliada considerando a inclusão de massa adicional no bordo de fuga do compensador. Duas barras metálicas, utilizadas em

soldagem, foram instaladas no bordo de fuga do aparato, com a mesma corda do compensador. Desta maneira, um aumento de 100% de massa foi obtido no compensador, que passou de 18.41 g para 36.82 g. Os resultados a seguir incluem esta adição de massa. A Figura 4.27 apresenta uma fotografia do aparato nesta configuração. Com isso, pode-se verificar se o aumento de massa tem potencial para alterar a estabilidade do sistema. Assim, através desta alteração, e a consequente alteração da inércia do aparato, é possível avaliar a influência na dinâmica do modelo.

Figura 4.27: Detalhe da instalação de duas barras metálicas no bordo de fuga do compensador para adição de massa no aparato.

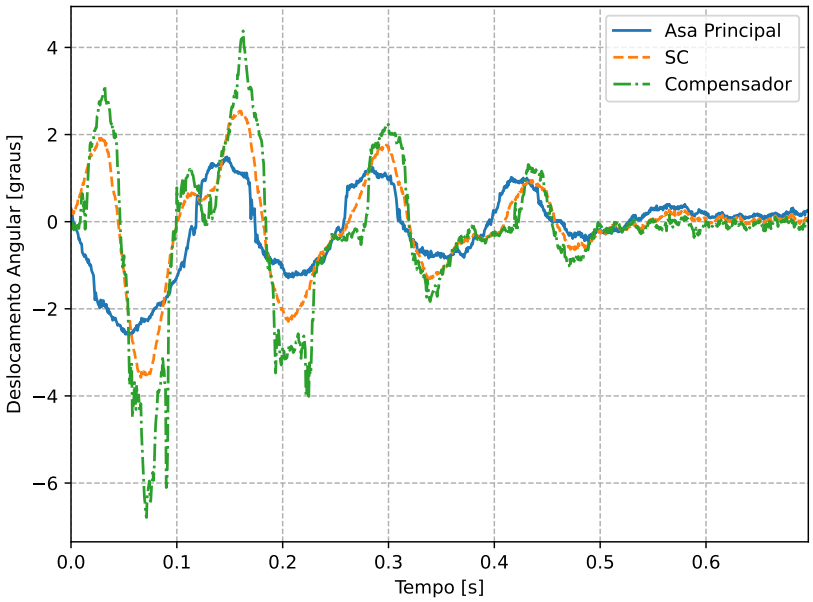


Fonte: elaborado pelo autor.

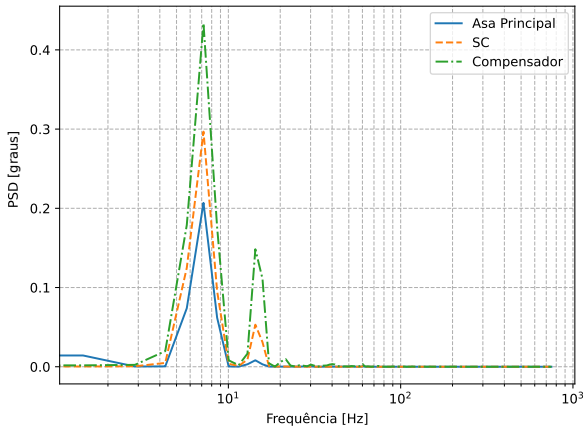
As Figura 4.28(a) e (b) mostram as respostas aeroelásticas para a velocidade de escoamento igual a $V = 10$ m/s. Nota-se que para esta velocidade a resposta temporal é estável, com os três graus de liberdade oscilando até a posição de equilíbrio, a partir de um impulso aplicado em *pitch* da asa principal, resultando em um movimento no sentido do ângulo de ataque negativo. O espectro de frequência deste resultado evidencia modos de aeroelásticos nas frequências de 7.1 Hz, 14.3 Hz e 21.5 Hz. Observa-se que os dois primeiros picos apresentam valores ligeiramente maiores, em frequência, quando comparados com as respostas para o túnel desligado. Além disso, em comparação, os modos apresentam, de maneira geral, mais energia neste caso, e o terceiro pico é mais evidente no espectro, visto que os três graus de liberdade contribuem para a dinâmica do aparato. Similarmente, as Figura 4.29(a) e (b) mostram a dinâmica aeroelástica para $V = 19$ m/s, nas quais se observa uma amplitude de movimento consideravelmente maior, quando comparada com o resultado para $V = 10$ m/s, mas ainda estável assintoticamente. Observa-se modos em 7.3 Hz e 14.6 Hz, ou seja, novamente os picos se apresentam deslocados para valores ligeiramente maiores de frequência, quando comparados com resultados para velocidades anteriores, neste caso $V = 10$ m/s, e agora o terceiro pico não é mais distinguido no espectro de frequência. Ainda, na Figura 4.30 tem-se uma comparação dos espectros em frequência, para os três graus de liberdade, nas velocidades de 19 e 20 m/s. Nota-se que para ambas as velocidades e para os três graus de liberdade, os dois picos mais evidentes estão localizados nas mesas valores de frequência. Além disso, o primeiro modo é mais evidente em todas as curvas. Observa-se que para $V = 20$ m/s um terceiro pico na

curva correspondente ao compensador pode ser identificado. De maneira geral todos os modos correspondentes a $V = 20$ m/s apresentam maiores níveis de energia.

Figura 4.28: Respostas aeroelásticas ao impulso para velocidade de escoamento de $V = 10$ m/s com ângulo de ataque nulo.



(a) Resposta Temporal.



(b) Espectro de Frequência.

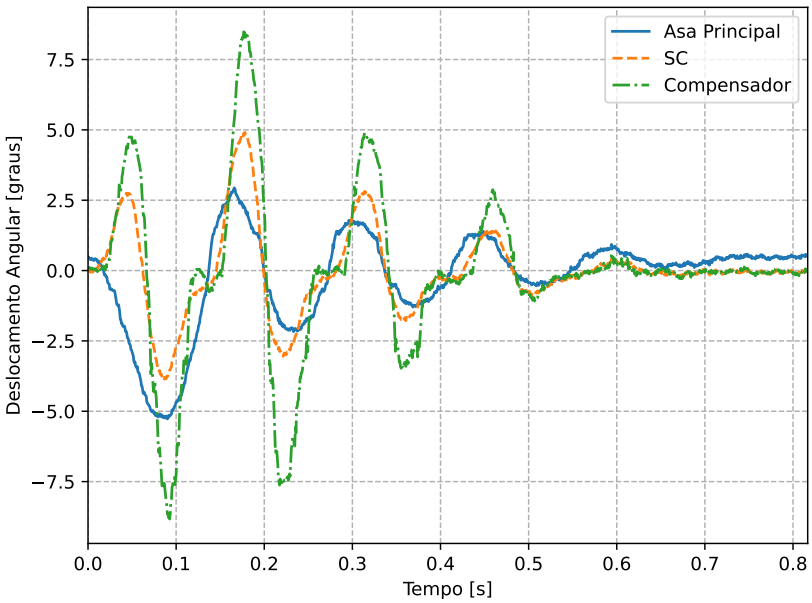
Fonte: elaborado pelo autor.

4.2.2 Fenômenos Não-Lineares

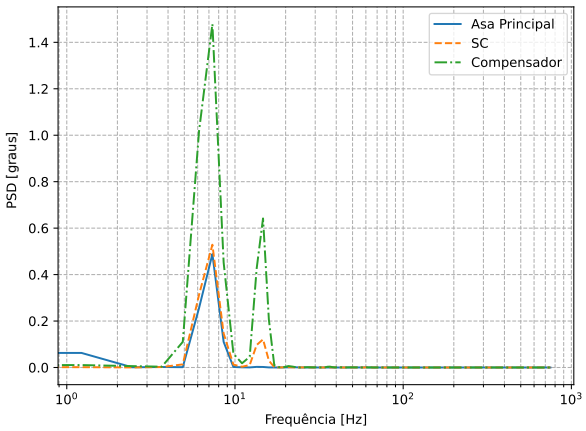
Devido às características típicas de uma dinâmica aeroelástica não-linear, ensaios com folgas são realizados seguindo um procedimento planejado, que inclui a abertura do envelope de velocidades de escoamento de forma gradual, com pequenos incrementos na velocidade. O procedimento empregado basicamente consistem nos seguintes passos, apresentados em ordem:

1. fixar o ângulo de ataque e amplitude de folgas;
2. Acionar o túnel de vento e configuração da velocidade de escoamento;

Figura 4.29: Respostas aeroelásticas ao impulso para velocidade de escoamento de $V = 19$ m/s com ângulo de ataque nulo.



(a) Resposta Temporal.



(b) Espectro de Frequência.

Fonte: elaborado pelo autor.

3. Aguardar cerca de 60 segundos para total desenvolvimento do escoamento e dinâmica aeroelástica;

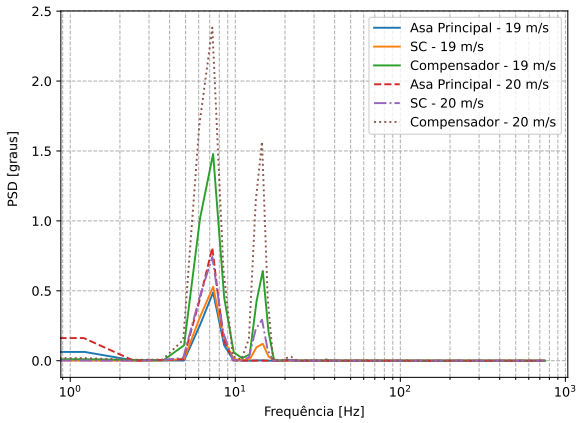
4. Registrar 60 segundos de dados de resposta dos sensores;

5. plicar impulso no grau de liberdade de *pitch*;

6. seguir para a próxima velocidade de escoamento considerando um incremento de $1\,\mathrm{m\,s^{-1}}$.

São realizados ensaios na faixa de velocidade de escoamento de 1 a 20 m/s, considerando ângulos de ataque de 0 a 5 graus. São consideradas folgas em cada grau de liberdade, sendo 0 e 4 graus no compensador e na superfície de controle, bem como 0 e 1 grau em *pitch*. Nestas condições não são verificadas oscilações de ciclo limite (OCL), sendo as respostas aeroelásticas

Figura 4.30: Comparação entre os espectros de frequência, dos três graus de liberdade, para as velocidades de $V = 19$ m/s e $V = 20$ m/s.

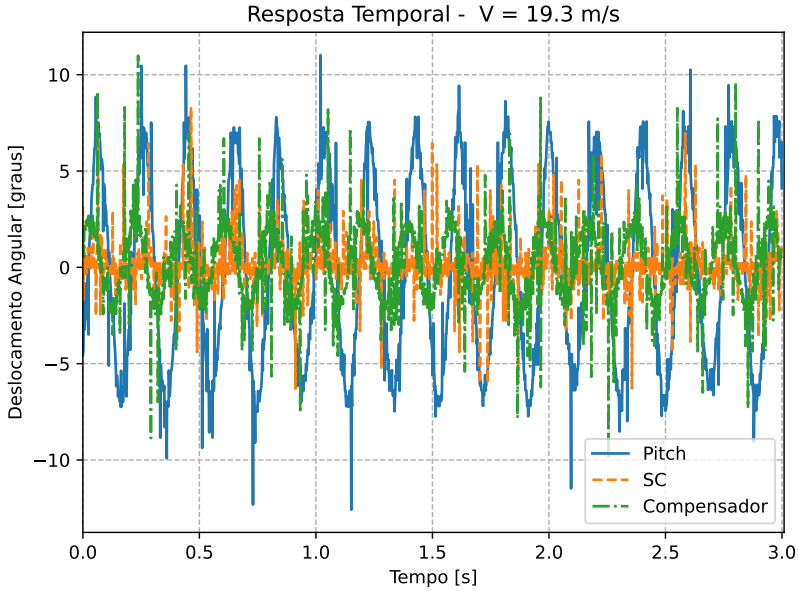


Fonte: elaborado pelo autor.

assintoticamente estáveis. Note que o procedimento de ensaio envolve uma forma limitada de imposição das condições iniciais, o que pode ter influenciado para se estabelecer a dinâmica observada. Ainda, as propriedades físico-geométricas, como massa rigidez e posições de centros elásticos e de gravidade podem ter limitado o aparato aeroelástico em termos de verificação das OCLs.

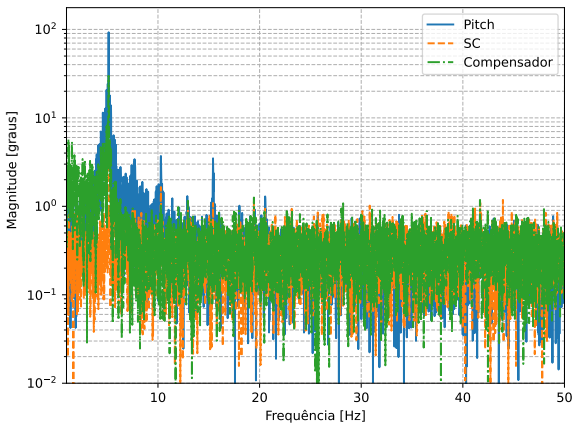
Considerando ângulo de ataque de 1 grau e folgas nos três graus de liberdade, sendo respectivamente 1 grau em *pitch*, 25,2 graus na superfície de controle e 15,7 graus no compensador, o aparato aeroelástico apresenta oscilações de ciclo limite em $V = 20$ m/s. Estas elevadas amplitudes de folga são consideradas visando representar uma condição compatível com falha no sistema de fixação das superfícies móveis, na qual passam ter rigidez equivalente praticamente nula na superfície de controle e no compensador. As OCLs são também observadas em $V = 19{,}3$ m/s, conforme mostrado na Figura 4.31. Os sinais apresentam importante nível de ruído devido interferências do inversor de frequência do sistema de acionamento do túnel de vento com o sistema de aquisição de dados empregado. No entanto, nota-se o movimento dos três graus de liberdade, com o ângulo de *pitch* e o compensador apresentando maiores amplitudes, respectivamente em torno de 7,5 graus e 2,5 graus. Ainda é possível observar uma defasagem entre as oscilações do *pitch* e do compensador. Os picos no espectro em frequência destas respostas, mostrado na Figura 4.32, mostram que a frequência de oscilação para os três graus de liberdade é de aproximadamente 5.1 Hz.

Figura 4.31: Detalhe das respostas temporais dos três graus de liberdade em configuração de 1 grau de ângulo de ataque, folgas simétricas de 1 grau em *pitch*, 25.2 graus na superfície de controle e 15.7 graus no compensador, após impulso, para velocidade de escoamento de $19.3\,\mathrm{m\,s^{-1}}$.



Fonte: elaborado pelo autor.

Figura 4.32: Espectro em frequência dos três graus de liberdade para ângulo de ataque de 1 grau, com folgas simétricas de 1 grau em *pitch*, 25,2 graus na superfície de controle e 15,7 graus no compensador, para velocidade de escoamento de $19.3\,\mathrm{m\,s^{-1}}$.



Fonte: elaborado pelo autor.

5

Considerações Finais

Este trabalho apresentou o desenvolvimento de um aparato aeroelástico projetado para estudar a dinâmica dos movimentos de *pitch*, de uma superfície de controle e de um compensador. O dispositivo permite a inclusão das não-linearidades do tipo folga nos três graus de liberdade. O trabalho compreendeu o projeto, desenho, construção, montagem, instrumentação e ensaios em túnel de vento.

O processo de projeto e desenho conta com diferentes considerações, como por exemplo a geometria da seção de testes do túnel de vento, o acoplamento com o suporte e o posicionador, a faixa de operação de velocidades de escoamento do túnel de vento, os sensores empregados para o registro dos dados, além das particularidades do processo de fabricação da asa e ferramentas disponíveis no laboratório da FAEN-UFGD.

Para a construção do modelo foi empregado um processo de impressão 3D. Este processo garantiu bons resultados dimensionais, além de um aparato aeroelástivo visivelmente robusto e resistente. As partes impressas envolveram um criterioso processo de montagem, visto que foram impressas diferentes partes das peças, de maneira que, furos, roscas, rolamentos, eixos, dobradiças e outros componentes envolvidos na montagem e fixação são empregados. O acabamento superficial do aparato foi crucial para garantir superfícies com baixa rugosidade, contribuindo para se obter bons resultados nos ensaios em túnel de vento.

De maneira geral, o projeto do aparato se mostra adequado também para investigação de oscilações de ciclo limite, embora não tenha sido observadas tais oscilações para pequenas amplitudes de folga. Por outro lado, a capacidade de alteração de ângulo de ataque, amplitudes de folga, bem como substituição de rigidezes das superfícies móveis, compõem uma interessante capacidade de alterar a dinâmica do dispositivo, o que pode contribuir para observação de oscilações de ciclo limite em futuros trabalhos envolvendo o dispositivo. Assim, tem-se que ajustes e alterações de características, como rigidezes, hastes de folga, localização dos centros de massa, entre outras relevantes, podem ser avaliadas em futuros trabalhos com foco na dinâmica aeroelástica não-linear.

Os resultados obtidos também sugerem que são necessárias melhorias no sistema de aquisição de dados e na instrumentação empregada, pois, apesar de registrarem com sucesso a dinâmica nos ensaios experimentais, apresentaram importantes níveis de ruído, especialmente devido interferências com o inversor de frequência e motor elétrico do túnel de vento.

Por fim, o aparato desenvolvido se mostra um importante e interessante recurso, que

pode ser melhor investigado em futuros trabalhos, para estudo em aeroelasticidade, principalmente por permitir ensaios experimentais com diversas configurações, que podem envolver combinações de rigidezes e folgas em *pitch*, na superfície de controle e no compensador, além de diferentes ângulos de ataque, positivos e negativos. Além disso, devido ao versátil sistema de suporte, o aparato aeroelástico também pode ser empregado para experimentos com foco na aerodinâmica, como ensaios de visualização de escoamento.

5.1 Sugestões para Trabalhos Futuros

A partir da realização deste trabalho, são sugeridos os seguintes tópicos para continuidade da pesquisa:

- Validação dos resultados através de simulações numéricas e analíticas;
- Alteração dos parâmetros geométricos do aparato para facilitar a investigação de oscilações de ciclo limite;
- Ajustes na instrumentação e pós-processamento das respostas, para tornar o processo mais robusto e possibilitar outros estudos;
- Realização de ensaios experimentais envolvendo diversas técnicas diferentes, como análise e identificação modal, visualização de escoamento, entre outras.

Bibliografia

ABDELKEFI, A. et al. Experimental identification of concentrated nonlinearity in aeroelastic system. *MATEC Web of Conferences*, EDP Sciences, v. 1, p. 03001, 2012.

ABDELKEFI, A. et al. Modeling and identification of freeplay nonlinearity. *Journal of Sound and Vibration*, v. 331, n. 8, p. 1898–1907, 2012.

ABDELKEFI, A. et al. Nonlinear analysis and identification of limit cycle oscillations in an aeroelastic system. In: *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.

ABDELKEFI, A. et al. An analytical and experimental investigation into limit-cycle oscillations of an aeroelastic system. *Nonlinear Dynamics*, Springer Science and Business Media LLC, v. 71, n. 1-2, p. 159–173, oct 2012.

AL-MASHHADANI, W. J. et al. Aeroelastic response and limit cycle oscillations for wing-flap-tab section with freeplay in tab. *Journal of Fluids and Structures*, Elsevier BV, v. 68, p. 403–422, jan 2017.

AMANDOLESE, X.; MICHELIN, S.; CHOQUEL, M. Low speed flutter and limit cycle oscillations of a two-degree-of-freedom flat plate in a wind tunnel. *Journal of Fluids and Structures*, v. 43, p. 244–255, 2013.

ARDELEAN, E. et al. Aeroelastic control using v-stack piezoelectric actuator and q-parameterized system identification. In: . [S.l.: s.n.], 2004. v. 5383, p. 353–365.

ARDELEAN, E. et al. Active flutter control with v-stack piezoelectric flap actuator. *Journal of Aircraft*, v. 43, n. 2, p. 482–486, 2006.

BENNETT, R. M. et al. *The benchmark aeroelastic models program: Description and highlights of initial results*. [S.l.], 1991.

BLOCK, J. et al. Active control of an aeroelastic structure. In: *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.

BLOCK, J. J.; STRGANAC, T. W. Applied active control for a nonlinear aeroelastic structure. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 21, n. 6, p. 838–845, nov 1998.

BUENO, D. D. *A Contribution to Aeroelasticity using Lyapunov's Theory*. 178 p. Tese (Thesis of Doctor in Science) — Technological Institute of Aeronautics, São José dos Campos, 2014.

CHOWDHURY, A. G.; SARKAR, P. P. A new technique for identification of eighteen flutter derivatives using a three-degree-of-freedom section model. *Engineering Structures*, Elsevier BV, v. 25, n. 14, p. 1763–1772, dec 2003.

CHUN, S. Air speed measurement standards using wind tunnels. In: *Wind Tunnels and Experimental Fluid Dynamics Research*. [S.l.]: InTech, 2011.

CONNER, M. et al. Nonlinear aeroelasticity of an airfoil with control surface freeplay. In: *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.

CONNER, M. D. et al. Nonlinear behavior of a typical airfoil section with control surface freeplay: A numerical and experimental study. *Journal of Fluids and Structures*, Elsevier BV, v. 11, n. 1, p. 89–109, jan 1997.

DANSBERRY, B. E. et al. *Physical properties of the benchmark models program supercritical wing*. [S.l.], 1993.

DOWELL, E. H. Aeroelasticity in civil engineering. In: *A Modern Course in Aeroelasticity*. [S.l.]: Springer International Publishing, 2015. p. 285–347. ISBN 978-3-319-09453-3.

DOWELL, E. H. *A Modern Course in Aeroelasticity*. [S.l.]: Springer International Publishing, 2015.

DOWELL, E. H. et al. Nonlinear dynamics of aeroelastic systems. In: *IUTAM Symposium on New Applications of Nonlinear and Chaotic Dynamics in Mechanics*. [S.l.]: Springer Netherlands, 1999. p. 427–449.

DURHAM, M. et al. A status report on a model for benchmark active controls testing. In: *32nd Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991.

EDWARDS, J. W. Unsteady aerodynamic modeling and active aeroelastic control. *NASA Technical Reports Server: NTRS*, NASA-CR-148019, SUDAAR-504, n. 19780002074, p. 207, fev. 1977.

EDWARDS, J. W.; ASHLEY, H.; BREAKWELL, J. V. Unsteady aerodynamic modeling for arbitrary motions. *AIAA Journal*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 17, n. 4, p. 365–374, apr 1979.

FALES, E. N.; KERBER, L. V. Tests of pneumatic means for raising airfoil lift and critical angle. In: *SAE Technical Paper Series*. [S.l.]: SAE International, 1927.

FARMER, M. G. A two-degree-of-freedom flutter mount system with low damping for testing rigid wings at different angles of attack. In: *NASA-TM-83302, NAS 1.15:83302*. [S.l.: s.n.], 1982.

FOX, R. W.; PRITCHARD, P. J.; MCDONALD, A. T. *Fox and McDonald's introduction to fluid mechanics*. Hoboken, NJ; Chichester: John Wiley & Sons, Inc. ; John Wiley [distributor], 2011. ISSN 9780470547557 0470547553.

FRAMPTON, K. D.; CLARK, R. L. Experiments on control of limit-cycle oscillations in a typical section. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 23, n. 5, p. 956–960, sep 2000.

FRIEDMANN, P. P. Renaissance of aeroelasticity and its future. *Journal of Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 36, n. 1, p. 105–121, jan 1999.

HEEG, J. *Analytical and experimental investigation of flutter suppression by piezoelectric actuation*. [S.l.], 1993.

JENSEN, K. D. Flow measurements. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Springer Science and Business Media LLC, v. 26, n. 4, dec 2004.

JIFFRI, S. et al. Experimental nonlinear control for flutter suppression in a nonlinear aeroelastic system. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 40, n. 8, p. 1925–1938, aug 2017.

JUNIOR, C. D. M.; ERTURK, A. Airfoil-based linear and nonlinear electroaeroelastic energy harvesting. In: *Advances in Energy Harvesting Methods*. [S.l.]: Springer New York, 2013. p. 269–294.

KASSEM, M. et al. Active dynamic vibration absorber for flutter suppression. *Journal of Sound and Vibration*, v. 469, 2020.

KHOLODAR, D.; DOWELL, E. The influence of a nonzero angle of attack and gust loads on the nonlinear response of a typical airfoil section with a control surface freeplay. *International Journal of Nonlinear Sciences and Numerical Simulation*, Walter de Gruyter GmbH, v. 1, n. 3, jan 2000.

KHOLODAR, D. B. Nature of freeplay-induced aeroelastic oscillations. *Journal of Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 51, n. 2, p. 571–583, mar 2014.

KRZYSIAK, A.; NARKIEWICZ, J. Aerodynamic loads on airfoil with trailing-edge flap pitching with different frequencies. *Journal of Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 43, n. 2, p. 407–418, mar 2006.

LEE, D.-H. et al. Nonlinear gust response of a control surface with free-play. In: . [S.l.: s.n.], 2010.

LI, Q. et al. A flow velocity measurement method based on a PVDF piezoelectric sensor. *Sensors*, MDPI AG, v. 19, n. 7, p. 1657, apr 2019.

LIU, L.; DOWELL, E. Harmonic balance approach for an airfoil with a freeplay control surface. *AIAA Journal*, v. 43, n. 4, p. 802–815, 2005.

MARSDEN, C.; PRICE, S. The aeroelastic response of a wing section with a structural freeplay nonlinearity: An experimental investigation. *Journal of Fluids and Structures*, v. 21, n. 3 SPEC. ISS., p. 257–276, 2005.

MCLNTOSH, S. C.; REED, R. E.; RODDEN, W. P. Experimental and theoretical study of nonlinear flutter. *Journal of Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 18, n. 12, p. 1057–1063, dez. 1981.

MIRABBASHI, A. S.; MAZIDI, A.; JALILI, M. M. Analytical and experimental flutter analysis of a typical wing section carrying a flexibly mounted unbalanced engine. *International Journal of Structural Stability and Dynamics*, v. 19, n. 2, 2019.

O'NEIL, T.; GILLIATT, H.; STRGANAC, T. Investigations of aeroelastic response for a system with continuous structural nonlinearities. In: *37th Structure, Structural Dynamics and Materials Conference*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.

ORMISTON, R. A. et al. *Survey of Army/NASA rotorcraft aeroelastic stability research*. [S.l.], 1988.

PEREIRA, D. 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.

PERRING, W. G. A. *The theoretical relationships for an aerofoil with a multiply hinged flap system*. [S.l.], 1928.

RADCLIFFE, T.; CESNIK, C. Aeroelastic response of multi-segmented hinged wings. In: *19th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.

REIDL, C. J. Three methods of finding center of mass. *The Physics Teacher*, American Association of Physics Teachers (AAPT), v. 33, n. 2, p. 126–127, feb 1995.

RISTIC, S. et al. Review of methods for flow velocity measurement in wind tunnels. *Scientific-Technical Review*, LIV, n. 3, p. 60–70, 2004.

RIVERA JOSE A., J. et al. NACA 0012 benchmark model experimental flutter results with unsteadypressure distributions. In: *33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

ROCK, S. M.; DEBRA, D. B. Prediction and experimental verification of transient airfoil motion in a small wind tunnel. In: *19th Aerospace Sciences Meeting*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1981.

SAHA, C. K. et al. Assessing effect of wind tunnel sizes on air velocity and concentration boundary layers and on ammonia emission estimation using computational fluid dynamics (CFD). *Computers and Electronics in Agriculture*, Elsevier BV, v. 78, n. 1, p. 49–60, aug 2011.

SEN, S. et al. Efficient and low cost flow measurement using bendsensor flowmeter. *International Journal of Electronic and Electrical Engineering*, v. 7, n. 8, p. 879–885, 2014. ISSN 0974-2174.

SILVA, G. C. et al. Active and passive control for acceleration reduction of an aeroelastic typical wing section. *Journal of Vibration and Control*, SAGE Publications, v. 24, n. 13, p. 2673–2687, aug 2017.

SOUSA, V. C. et al. Enhanced aeroelastic energy harvesting by exploiting combined nonlinearities: theory and experiment. *Smart Materials and Structures*, IOP Publishing, v. 20, n. 9, p. 094007, aug 2011.

SOUSA, V. C. de; JUNIOR, C. D. M.; ELAHINIA, M. Aeroelastic behavior of a typical section with shape memory alloy springs: Modeling nonhomogeneous distribution of state variables. *Applied Mathematical Modelling*, Elsevier BV, v. 52, p. 404–416, dec 2017.

STRGANAC, T. et al. Identification and control of limit cycle oscillations in aeroelastic systems. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 23, n. 6, p. 1127–1133, 2000.

TANG, D.; DOWELL, E. Experimental aeroelastic models design and wind tunnel testing for correlation with new theory. *Aerospace*, MDPI AG, v. 3, n. 2, p. 12, apr 2016.

TANG, D.; DOWELL, E. H. Flutter and limit-cycle oscillations for a wing-store model with freeplay. *Journal of Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 43, n. 2, p. 487–503, mar 2006.

TANG, D.; GAVIN, H.; DOWELL, E. Study of airfoil gust response alleviation using an electro-magnetic dry friction damper. part 1: Theory. *Journal of Sound and Vibration*, v. 269, n. 3-5, p. 853–874, 2004.

TANG, D.; KHOLODAR, D.; DOWELL, E. H. Nonlinear response of airfoil section with control surface freeplay to gust loads. *AIAA Journal*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 38, n. 9, p. 1543–1557, sep 2000.

THEODORSEN, T. General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter. *NACA Rept. 496*, v. 13, p. 374–387, 1935.

THEODORSEN, T. *General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter*. [S.l.], 1935. Disponível em: ⟨https://ntrs.nasa.gov/citations/19800006788⟩.

THOMPSON, J. M. T.; VIRGIN, L. N. Instabilities of nonconservative fluid-loaded systems. *International Journal of Bifurcation and Chaos*, v. 29, n. 14, 2019.

TODD, C. D. *The potentiometer handbook: users' guide to cost-effective applications*. New York: McGraw-Hill, 1975. ISBN 0070066906.

TRICKEY, S. T.; VIRGIN, L. N.; DOWELL, E. H. The stability of limit–cycle oscillations in a nonlinear aeroelastic system. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, The Royal Society, v. 458, n. 2025, p. 2203–2226, sep 2002.

VASCONCELLOS, R. et al. Airfoil control surface discontinuous nonlinearity experimental assessment and numerical model validation. *JVC/Journal of Vibration and Control*, v. 22, n. 6, p. 1633–1644, 2016.

VASCONCELLOS, R. et al. Control surface freeplay nonlinearity: Modeling and experimental validation. In: . [S.l.: s.n.], 2012.

VASCONCELLOS, R. M. G.; MARQUES, F. D.; HAJJ, M. R. Time series analysis and identification of a nonlinear aeroelastic section. In: . [S.l.: s.n.], 2010.

VERSTRAELEN, E. et al. Theoretical and experimental investigation of a structurally and aerodynamically nonlinear pitch and flap wing. In: . [S.l.: s.n.], 2015.

VERSTRAELEN, E. et al. Two-domain and three-domain limit cycles in a typical aeroelastic system with freeplay in pitch. *Journal of Fluids and Structures*, v. 69, p. 89–107, 2017.

VIPPERMAN, J. et al. Experimental active control of a typical section using a trailing-edge flap. *Journal of Aircraft*, v. 35, n. 2, p. 224–229, 1998.

VIPPERMAN, J. S. et al. Comparison of micro- and h2-synthesis controllers on an experimental typical section. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 22, n. 2, p. 278–285, 1999.

VIRGIN, L.; DOWELL, E.; CONNER, M. On the evolution of deterministic non-periodic behavior of an airfoil. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, Elsevier BV, v. 34, n. 3, p. 499–514, may 1999.

WANG, I.; GIBBS, S. C.; DOWELL, E. H. Aeroelastic model of multisegmented folding wings: Theory and experiment. *Journal of Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), v. 49, n. 3, p. 911–921, may 2012.

WAYHS-LOPES, L. D. Fundamentos de funções descritivas aplicadas à não linearidade de folga assimétrica. Trabalho de Graduação. 2019.

XU, Z. et al. Towards high resolution monitoring of water flow velocity using flat flexible thin mm-sized resistance-typed sensor film (MRSF). *Water Research X*, Elsevier BV, v. 4, p. 100028, aug 2019.

YANG, Z.-C.; ZHAO, L.-C.; JIANG, J.-S. A semi-active flutter control scheme for a two-dimensional wing. *Journal of Sound and Vibration*, Elsevier BV, v. 184, n. 1, p. 1–7, jul 1995.

YOUNG, W. C.; BUDYNAS, R. G.; SADEGH, A. M. *Roark's Formulas for Stress and Strain*. [S.l.]: McGraw-Hill, 2012.