



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

Bancada Experimental Para Análises Aeroelásticas em Túnel de Vento

Autor: Mila Fernanda Esper
Orientador: Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes

Brasília, DF
2023



Mila Fernanda Esper

Bancada Experimental Para Análises Aeroelásticas em Túnel de Vento

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

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes

Coorientador: Prof. Dra. Polliana Cândida Oliveira Martins

Brasília, DF

2023

Mila Fernanda Esper

Bancada Experimental Para Análises Aeroelásticas em Túnel de Vento/ Mila
Fernanda Esper. – Brasília, DF, 2023-
52 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2023.

1. Flutter. 2. Aeroelasticidade. I. Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes. II.
Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Bancada Experimental
Para Análises Aeroelásticas em Túnel de Vento

CDU

Mila Fernanda Esper

Bancada Experimental Para Análises Aeroelásticas em Túnel de Vento

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

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 14 de dezembro de 2023:

**Prof. Dr. Rafael Castilho Faria
Mendes**
Orientador

**Prof. Dra. Polliana Cândida Oliveira
Martins**
Coorientadora

**Prof. Dr. Sérgio Henrique da Silva
Carneiro**
Convidado 1

Prof. Dr. Douglas Domingues Bueno
Convidado 2

Brasília, DF
2023

Resumo

O *flutter* é um fenômeno aeroelástico dinâmico de potencial catastrófico e difícil predição, especialmente no âmbito experimental. Por isso, a busca por metodologias mais precisas que ajudam a prevenir esse evento, como os ensaios aeroelásticos, vem ganhando tamanha notabilidade. Nesse contexto, este estudo objetiva definir e construir um modelo de aparato aeroelástico que seja capaz de atender, em um primeiro momento, às necessidades didáticas da comunidade acadêmica. Uma revisão bibliográfica foi feita acerca da construção e montagem de aparatos aeroelásticos considerando a complexidade, viabilidade e resultados de cada um. Em sequência, foi construído um aparato de simulações aeroelásticas no túnel de vento do Laboratório de Energia e Ambiente na Universidade de Brasília. O modelo de análise consiste em uma placa reta engastada, verticalmente posicionada. São utilizadas as ferramentas *MATLAB* e *SolidWorks* para realizar o projeto da bancada e o *Tracker* como meio de obtenção de dados de frequência e análise de velocidade de *flutter*. Os resultados obtidos são comparados qualitativamente com a teoria do fenômeno.

Palavras-chaves: *flutter*. aeroelasticidade. aparato aeroelástico. ensaio aeroelástico. túnel de vento.

Abstract

Flutter is a dynamic aeroelastic phenomenon with catastrophic potential and challenging predictability, particularly in experimental settings. Hence, the quest for more accurate methodologies to prevent this occurrence, such as aeroelastic tests, has gained considerable attention. In this context, this study aims to define and build an aeroelastic apparatus model capable, initially, of meeting the didactic needs within the academic community. A literature review was conducted regarding the construction and assembly of aeroelastic apparatuses, considering their complexity, feasibility, and outcomes. Subsequently, an aeroelastic simulation apparatus was built in the wind tunnel at the Energy and Environment Laboratory at the University of Brasília. The analysis model consists of a vertically positioned clamped flat plate. MATLAB and SolidWorks tools were used to design the test rig, and Tracker was employed to obtain flutter frequency data and velocity analysis. The obtained results are qualitatively compared with the theory of the phenomenon.

Key-words: flutter. aeroelasticity. aeroelastic apparatus. aeroelastic test. wind tunnel.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Diagrama de Collar. Adaptado de Cooper e Wright (2007)	13
Figura 2 – Diagrama Vgf para exemplo de caso de <i>flutter</i> binário.	17
Figura 3 – Modelo de asa retangular (COOPER; WRIGHT, 2007).	18
Figura 4 – Modelo aeroelástico binário (COOPER; WRIGHT, 2007).	18
Figura 5 – <i>Flutter</i> X LCO.	20
Figura 6 – Vista lateral do aparato projetado por Farmer (1982) (adaptado).	22
Figura 7 – PAPA adaptado (SILVA; SILVESTRE; DONADON, 2018).	22
Figura 8 – Aparato aeroelástico proposto por Conner et al. (1997) (SANCHES, 2022).	23
Figura 9 – Aparato aeroelástico proposto por O’Neil, Giliatt e Strganac (1996) (SANCHES, 2022).	24
Figura 10 – Três graus de liberdade da asa (CHOWDHURY; SARKAR, 2003).	24
Figura 11 – Aparato proposto por (CHOWDHURY; SARKAR, 2003) (adaptado).	25
Figura 12 – Vista isométrica do aparato (CHOWDHURY; SARKAR, 2003).	25
Figura 13 – Aparato aeroelástico sugerido por Sanches (2022).	26
Figura 14 – Raiz do modelo do aparato (SANCHES, 2022).	26
Figura 15 – Túnel de Vento do LEA/UnB (MENDES, 2020).	29
Figura 16 – Tubo de Pitot (MENDES, 2020).	29
Figura 17 – Manômetro (MENDES, 2020).	30
Figura 18 – Modelo 3D do aparato.	31
Figura 19 – Exemplo de aquisição de dados no <i>Tracker</i>	32
Figura 20 – Fixação dos perfis na parede do túnel de vento.	34
Figura 21 – Resultado final das bancadas.	35
Figura 22 – Folha quadriculada colada na placa.	35
Figura 23 – Placa flexionada após o escoamento atingir velocidades mais altas.	36
Figura 24 – Ponto A escolhido para análise.	37
Figura 25 – Deslocamentos da placa de alumínio: Teste 1	37
Figura 26 – Deslocamentos da placa de alumínio: Teste 2	38
Figura 27 – Deslocamentos da placa de alumínio: Teste 3	38
Figura 28 – FFT: Teste 1 do Alumínio	39
Figura 29 – FFT: Teste do Alumínio	40
Figura 30 – FFT: Teste 3 do Alumínio	40
Figura 31 – Ponto B escolhido para análise.	42
Figura 32 – Deslocamentos da placa de madeira balsa: Teste 1	42
Figura 33 – Deslocamentos da placa de madeira balsa: Teste 2	43
Figura 34 – Deslocamentos da placa de madeira balsa: Teste 3	43

Figura 35 – FFT: Teste 1 da Madeira Balsa	44
Figura 36 – FFT: Teste 2 da Madeira Balsa	44
Figura 37 – FFT: Teste 3 da Madeira Balsa	45
Figura 38 – Modelo 3D do aparato com a bala.	51
Figura 39 – Modelo 3D da bala.	51
Figura 40 – Modelo da bala impresso em PLA.	51

Lista de tabelas

Tabela 1 – Vantagens e desvantagens de cada aparato.	27
Tabela 2 – Instrumentos de medição de cada aparato.	27
Tabela 3 – Matriz de decisões.	28
Tabela 4 – Comparação entre resultados dos testes da placa de alumínio.	41
Tabela 5 – Comparação entre resultados dos testes da placa de madeira balsa.	45

Lista de abreviaturas e siglas

GVT	<i>Ground Vibration Test</i> (Testes de Vibração em Solo)
GDL	Graus de Liberdade
PAPA	<i>Pitch and Plunge Apparatus</i> (Aparato de Torção e Flexão)
NATA	<i>Nonlinear Aeroelastic Test Apparatus</i> (Aparato de Testes Aeroelásticos Não-lineares)
LCO	<i>Limit-Cycle Oscillation</i> (Oscilação Ciclo Limite)
LEA	Laboratório de Energia e Ambiente
FFT	<i>Fast Fourier Transform</i> (Transformada Rápida de Fourier)
PLA	Ácido Polilático
FPS	<i>Frames Per Second</i> (Quadros Por Segundo)

Lista de símbolos

m	Massa
s	Envergadura
c	Corda
z	Deslocamento na direção z
θ	Ângulo de torção
L	Função Lagrangiana
T	Energia cinética
U	Energia potencial
ϕ_κ	Modo assumido de flexão
ϕ_Θ	Modo assumido de torção
K_κ	Rigidez da mola de flexão
K_Θ	Rigidez da mola de torção
x_f	Posição do eixo elástico
ρ	Densidade do ar
V	Velocidade do escoamento
a_w	Ângulo da curva de sustentação
$M_{\dot{\theta}}$	Termo de amortecimento aerodinâmico
e	Distância entre eixo elástico e centro aerodinâmico
EI	Rigidez à flexão
GJ	Rigidez torcional
κ	Coordenada generalizada para flexão
Θ	Coordenada generalizada para torção
α	Ângulo de ataque
f_b	Frequência linear de flexão
f_t	Frequência linear de torção

Sumário

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	Contextualização	13
1.2	Objetivos	15
1.3	Organização do trabalho	15
2	REFERENCIAL TEÓRICO	16
2.1	Contexto Histórico	16
2.2	<i>Flutter</i>	17
2.2.1	<i>Oscilação Ciclo Limite</i>	19
2.3	Aparatos Aeroelásticos	20
2.3.1	PAPA	21
2.3.2	Aparato com Torção Desacoplada	22
2.3.3	NATA	23
2.3.4	Aparato com Sistema de Suspensão Elástico	24
2.3.5	Aparato com Superfície de Controle e Compensador	25
3	METODOLOGIA	27
3.1	Comparação Entre Aparatos	27
3.2	Aparato Aeroelástico Escolhido	28
3.3	Túnel de Vento	29
3.4	Modelo	30
3.5	Obtenção de Dados	31
3.6	Procedimentos	33
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	34
4.1	Construção do Aparato	34
4.2	Placa de Alumínio	36
4.3	Placa de Madeira Balsa	41
5	CONCLUSÕES	46
5.1	Considerações sobre o <i>Tracker</i>	46
5.2	Sugestões para Trabalhos futuros	47
	REFERÊNCIAS	48
	APÊNDICE A – MODELO VARIAÇÃO DO CENTRO DE MASSA	50

APÊNDICE B – REPOSITÓRIO	52
---------------------------------	-----------

1 Introdução

1.1 Contextualização

A aeroelasticidade é o ramo da engenharia aeroespacial em que se estuda a interação do fluxo de ar com a deformação estrutural de alguma parte da aeronave. Ela explica o conjunto de associações de três disciplinas, a aerodinâmica, em que se investiga as forças provenientes do escoamento, a elasticidade, que aborda os efeitos da deformação de um corpo com dado material, e a dinâmica, onde os efeitos das forças inerciais são considerados (HODGES; PIERCE, 2011).

Dentro dessa área, difere-se o domínio estático do domínio dinâmico. Na aeroelasticidade estática, são observados os fenômenos que são independentes da ação do tempo, como divergência e reversão de controle. Já nos casos de *flutter*, *buffeting* e resposta dinâmica, é necessário que os três tipos de força interajam entre si (COOPER; WRIGHT, 2007). A Fig. 1 explica, por meio do Diagrama de Collar, como essas forças relacionam-se.

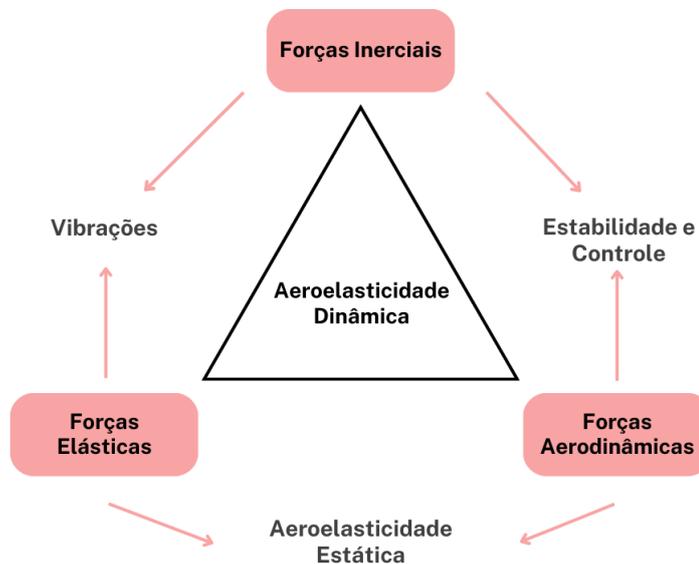


Figura 1 – Diagrama de Collar. Adaptado de Cooper e Wright (2007)

Dos dinâmicos, destaca-se o *flutter*, o qual há mais de 50 anos é um objeto essencial de estudo na evolução de aeronaves. Nesse fenômeno, a estrutura do avião se deforma por causa do vento. Como consequência, o fluxo ao redor dela também se altera, deformando novamente os componentes do avião. Quando há dois modos de vibração acoplados, tal quais torção e flexão da asa em que um depende do outro, esse processo de realimentação pode levar a estrutura à uma oscilação autoexcitada, ou seja, que absorve energia da

corrente de ar, chamada de *flutter*. Ele é normalmente catastrófico e pode ser evitado com alterações no design da aeronave e do envelope de voo (GARRICK; REED, 1981).

Nos primeiros anos da aviação, as aeronaves eram testadas voando-as até o limite de suas velocidades máximas, a fim de demonstrar a estabilidade aeroelástica. Já os modelos atuais passam por análises sofisticadas para garantir que o design não atinja a velocidade de *flutter* durante o envelope de voo. Os resultados analíticos são normalmente verificados através de modelos em túneis de vento e testes de vibração em solo (GVT) (KEHOE, 1995).

Considerando a natureza potencialmente destrutiva desse fenômeno, que apresenta risco à vida do piloto, os testes em túneis de vento são considerados uma alternativa segura para as análises de *flutter* (MARQUI, 2004). Esses testes podem ser realizados utilizando modelos de asas flexíveis, ou modelos rígidos associados a dispositivos flexíveis, gerando-se uma rigidez equivalente (CHOWDHURY; SARKAR, 2003). Durante os ensaios, o fluxo de ar é projetado em velocidade controlada e instrumentos medidores posicionados ao longo do modelo em escala registram os efeitos provocados.

Esses modelos são instalados no túnel de vento por meio de uma estrutura chamada aparato aeroelástico, que sustenta o protótipo, possibilitando sua movimentação nos graus de liberdade (GDL) desejados. Além disso, ele pode ser projetado com a intenção de modificar as características elásticas do modelo, caso necessário (FARMER, 1982). A proposta do aparato pode possuir diversas formas e cumprir objetivos distintos. O'Neil, Gilliatt e Strganac (1996) produziram o NATA (*Nonlinear Aeroelastic Test Apparatus*), com a finalidade de analisar a resposta não linear do *flutter*. Já Sanches (2022), sugeriu um modelo com superfície de controle e compensador, em que os testes focam nos modos torcionais de cada seção.

Além dos objetivos de verificação de análises e certificação de aeronaves, o emprego de aparatos aeroelásticos se apresenta como uma boa opção a ser utilizada nos estudos e aprofundamento do *flutter* e outros fenômenos aeroelásticos. Pode servir de apoio à investigação e compreensão de conceitos básicos, além de despertar a curiosidade e o interesse das pessoas acerca do assunto.

Neste contexto, o presente trabalho compreende a construção de um aparato aeroelástico para uso em universidades, com fins didáticos, auxiliando a comunidade acadêmica na realização de testes de *flutter* em túneis de vento. É feita uma revisão bibliográfica com os principais tipos de aparato disponíveis na literatura, e um dos modelos é escolhido como base para o projeto, considerando os requisitos e limitações das universidades. O trabalho aborda o projeto, construção, execução de testes experimentais e validação qualitativa dos resultados obtidos a partir da referência designada.

1.2 Objetivos

O objetivo principal desta monografia é desenvolver um aparato aeroelástico para testes em túneis de vento dentro de universidades.

São estabelecidos os objetivos específicos:

- Analisar quais são os aparatos disponíveis na literatura;
- Estabelecer um modelo de aparato como base para o projeto;
- Projetar e desenvolver o aparato utilizando diferentes materiais;
- Realizar experimentos do aparato em túnel de vento;
- Verificar os resultados obtidos nos experimentos através dos conceitos teóricos de *flutter*.
- Projetar e construir um modelo de variação de centro de massa para o aparato;

1.3 Organização do trabalho

O conteúdo do trabalho é organizado da seguinte forma:

- Capítulo 2: Expõe o conceito de *flutter* na literatura e a revisão bibliográfica de diversas abordagens para ensaios aeroelásticos em túneis de vento.
- Capítulo 3: Discute a metodologia do trabalho. Detalhes do projeto e construção do aparato, bem como da obtenção de dados, são abordados neste capítulo.
- Capítulo 4: Apresenta os resultados obtidos nos testes de *flutter* e os discute conforme objetivos propostos;
- Capítulo 5: Expõe as conclusões e considerações finais deste trabalho;

2 Referencial Teórico

Este capítulo tem por propósito apresentar o referencial teórico que fundamenta esse trabalho. Os fenômenos de *flutter* e Oscilação Ciclo Limite (LCO - *Limit Cycle Oscillation*) são introduzidos a fim de basear o entendimento do funcionamento de aparatos aeroelásticos.

São apresentados cinco modelos de aparato aeroelástico com foco em testes de *flutter* encontrados na literatura. Estes são o PAPA (*Pitch and Plunge Aeroelastic Apparatus*), o Aparato com Torção Desacoplada, o NATA (*Nonlinear Aeroelastic Test Apparatus*), o Aparato com Sistema de Suspensão Elástico e o Aparato com Superfície de Controle e Compensador.

2.1 Contexto Histórico

Os estudos do fenômeno de *flutter* se iniciaram durante a I Guerra Mundial, com os problemas oriundos da necessidade de aeronaves que alcançassem velocidades cada vez mais altas. Em 1916, o primeiro estudo documentado foi feito com o bombardeiro *Handley Page O/400 Bomber*, que experimentou oscilações antissimétricas da fuselagem e cauda (GARRICK; REED, 1981).

Ainda em 1919, a aeronave italiana *Caproni Ca.4* sofreu um desastre que matou todos os passageiros à bordo. Apesar de não ser um registro oficial, pessoas que estavam próximas ao local do acidente e assistiram ao acontecimento, relataram que as asas da aeronave tremularam antes de colapsarem (MAGAZINE, 1919).

Após anos, esse fenômeno ainda não era totalmente dominado pelos engenheiros. Em 1952, durante uma exibição aérea no *Farnborough Airshow* na Inglaterra, um protótipo do *Havilland DH.110* se desintegrou durante uma manobra acrobática após um mergulho em velocidade supersônica. A causa do acidente foi posteriormente determinada como uma falha estrutural devido à um equívoco de seu projeto, provocando *flutter* na fuselagem (MAGAZINE, 1952).

Em seguida das descobertas e investigações dos fenômenos aeroelásticos, a eliminação desse tipo de falha nos projetos atuais tornou-se indispensável e, atualmente, acidentes como estes não ocorrem com frequência.

Entretanto, é imprescindível que os voos não ultrapassem os limites de operação da aeronave para que sejam seguros. Em 2018, o piloto do avião *Van's RV-7* ultrapassou o limite de velocidade previsto no projeto, o que resultou em *flutter* do leme, provocando a quebra da estrutura em voo (SERVICE, 2020).

2.2 Flutter

O *flutter* é uma vibração instável auto-excitada na qual a estrutura absorve energia do escoamento. Ocorre geralmente em partes da aeronave que estão sujeitas à maiores deformações, como asas e empenagens, resultando em falhas catastróficas. Já que a estrutura não consegue amortecer as oscilações, a amplitude de deformação aumenta até seu colapso (COOPER; WRIGHT, 2007).

Nesse fenômeno, é necessário que as forças aerodinâmicas se associem com o movimento acoplado de ao menos 2 modos de vibração, ou seja, deve haver uma influência mútua entre eles. Ele é previsto a partir de uma velocidade crítica, chamada velocidade de *flutter*. Antes dela, o sistema é submetido a oscilações amortecidas, e após, o movimento de um dos modos torna-se amortecido negativamente. O amortecimento negativo provoca oscilações instáveis na estrutura, até sua falha (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 1955) .

A curva de comportamento para um caso ilustrativo de *flutter* binário clássico, em que um modo de flexão e outro de torção se acoplam, é mostrado na Fig. 2. O gráfico foi gerado a partir do código no Apêndice B de Cooper e Wright (2007).

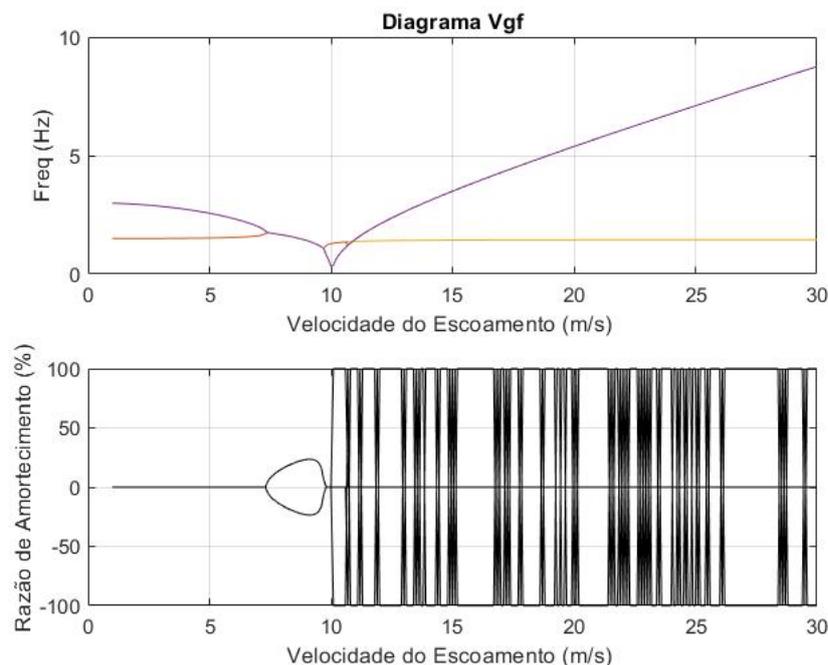


Figura 2 – Diagrama Vgf para exemplo de caso de *flutter* binário.

A partir do diagrama Vgf (velocidade, amortecimento e frequência) observa-se que, conforme a velocidade do escoamento aumenta, as frequências de flexão e torção vão se aproximando até que, na velocidade de *flutter*, elas coalescem. Ainda, nessa velocidade, um dos amortecimentos se torna negativo.

A Fig. 3 ilustra o movimento de um modelo aeroelástico binário de uma asa retangular de envergadura s e corda c , em flexão (*bending*) e torção (*torsion*). A Fig. 4 representa esse movimento através de duas molas rotacionais na raiz da asa, K_κ e K_Θ , que fornecem os graus de liberdade de flexão κ e torção Θ .

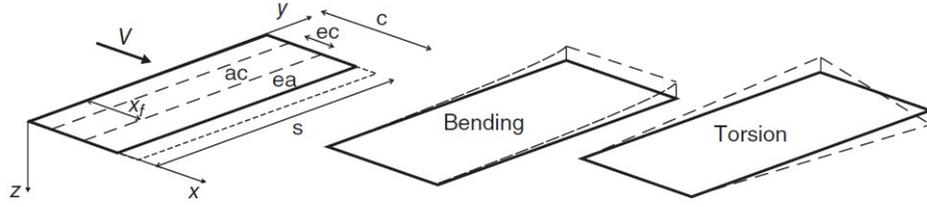


Figura 3 – Modelo de asa retangular (COOPER; WRIGHT, 2007).

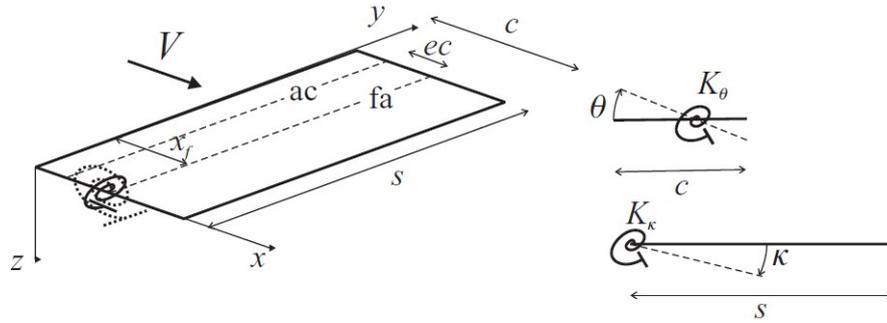


Figura 4 – Modelo aeroelástico binário (COOPER; WRIGHT, 2007).

O deslocamento de um ponto da asa na direção z pode ser determinado em função de x , y e t na Eq. 2.1:

$$z(x, y, t) = y\kappa(t) + (x - x_f)\Theta(t) = \phi_\kappa\kappa + \phi_\Theta\Theta \quad (2.1)$$

Onde κ e Θ são coordenadas generalizadas e ϕ_κ e ϕ_Θ são modos assumidos. Aplicando as equações de movimento de Lagrange para ambas as coordenadas generalizadas:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\kappa}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \kappa} = Q_\kappa \quad (2.2)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\Theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \Theta} = Q_\Theta \quad (2.3)$$

$$L = T - U \quad (2.4)$$

Em que L é a função lagrangiana, definida pela diferença entre a energia cinética T e a energia potencial U do sistema, e Q_κ e Q_Θ são as forças generalizadas. Dessa

forma, são encontradas as equações aeroelásticas do movimento sem influência das forças aerodinâmicas na Eq. 2.5:

$$\begin{bmatrix} \frac{msc}{5} & \frac{ms^2}{2}(c^2 - cx_f) \\ \frac{ms^2}{2}(c^2 - cx_f) & ms(\frac{c^3}{3} - c^2x_f + cx_f^2) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\kappa} \\ \ddot{\Theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_\kappa & 0 \\ 0 & K_\Theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa \\ \Theta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2.5)$$

Adicionando a influência das forças aerodinâmicas do sistema e utilizando a Função de *Theodorsen* a partir da teoria de aerodinâmica não estacionária, [Cooper e Wright \(2007\)](#) afirmam que as equações aeroelásticas completas do movimento do modelo binário são descritas pela Eq. 2.6:

$$\begin{aligned} m \begin{bmatrix} \frac{sc}{5} & \frac{s}{4}(c^2 - cx_f) \\ \frac{s}{4}(c^2 - cx_f) & \frac{s}{3}(c^3 - c^2x_f + cx_f^2) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\kappa} \\ \ddot{\Theta} \end{Bmatrix} + \rho V \begin{bmatrix} \frac{cs}{10}a_w & 0 \\ -\frac{c^2s}{8}ea_w & -\frac{c^3s}{24}M_\Theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\kappa} \\ \dot{\Theta} \end{Bmatrix} \\ + \left\{ \rho V^2 \begin{bmatrix} 0 & \frac{cs}{8}a_w \\ 0 & -\frac{c^2s}{6}ea_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{4EI}{s^3} & 0 \\ 0 & \frac{GJ}{s} \end{bmatrix} \right\} \begin{Bmatrix} \kappa \\ \Theta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (2.6)$$

Essas equações dependem de características geométricas e do material da asa, onde m é a massa da asa, x_f a posição do eixo elástico, ρ a densidade do ar, V a velocidade do escoamento, a_w o ângulo da curva de sustentação, M_θ o termo de amortecimento aerodinâmico, e a distância entre eixo elástico e centro aerodinâmico, EI a rigidez de flexão e GJ a rigidez torsional.

Este modelo pode ser alterado para incluir o amortecimento estrutural do sistema e os efeitos da mudança de posição dos eixos de flexão e massa.

2.2.1 Oscilação Ciclo Limite

Quando as deformações estruturais são pequenas e as forças aerodinâmicas são linearmente proporcionais à resposta do sistema, o modelo utilizado pode ser assumido linear. Entretanto, as não linearidades podem se fazer presentes a partir da estrutura, da aerodinâmica e de sistemas de controle, e afetam diretamente o comportamento aeroelástico ([CONNER et al., 1997](#)).

Não linearidades estruturais ocorrem a partir de efeitos de rigidez não uniforme. Aeronaves muito flexíveis demonstram rigidez geométrica não linear devido às grandes deflexões que podem ocorrer. As não linearidades aerodinâmicas são provenientes principalmente do regime transônico, onde as ondas de choque são presentes na asa ou nas superfícies de controle. Já as não linearidades de controle incluem a deflexão das superfícies de controle e casos em que elas não conseguem responder ao comando dado da maneira exigida pelas leis de controle ([COOPER; WRIGHT, 2007](#)).

De acordo com a teoria linear de *flutter*, a amplitude das oscilações se afastarão cada vez mais do equilíbrio, até que o material falhe. Agora, se no sistema há um termo não linear, a amplitude cresce até uma Oscilação Ciclo Limite (LCO). Nesse tipo de *flutter*, as forças aerodinâmicas e as características estruturais interagem de tal forma que a amplitude da oscilação se estabiliza, atingindo um valor máximo consistente ao longo do tempo (PATIL; HODGES; CESNIK, 2001).

A Fig. 5 ilustra a diferença no comportamento da amplitude de vibração de uma estrutura em *flutter* e LCO ao longo do tempo.

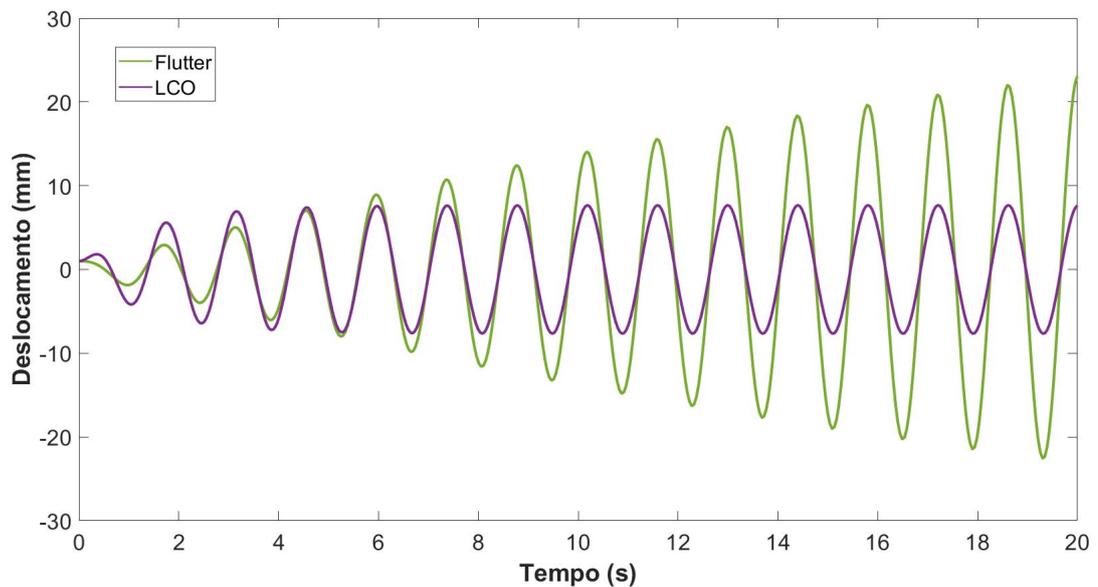


Figura 5 – *Flutter* X LCO.

Dependendo da amplitude da LCO, a estrutura pode ou não experienciar uma falha imediata. Contudo, a vibração causada pela LCO pode causar fadiga, reduzindo a vida útil da estrutura, e comprometer o controle da aeronave durante o voo, portanto deve ser mantida fora do envelope de voo (PATIL; HODGES; CESNIK, 2001).

2.3 Aparatos Aeroelásticos

Para a investigação experimental do fenômeno de *flutter* em túneis de vento, são desenvolvidos aparatos aeroelásticos (SANCHES, 2022). Hodges e Pierce (2011) descrevem que o desenvolvimento de um aparato que represente o fenômeno de *flutter* em uma aeronave real é uma tarefa complexa, sendo mais interessante confeccionar uma versão em escala que represente corretamente o comportamento estrutural.

Sanches (2022) menciona, tomando como base Farmer (1982), que os aparatos aeroelásticos são compostos, em linhas gerais, por duas partes: asa e estrutura de suporte.

A depender dos tipos de fixação, geometrias e materiais utilizados, os resultados serão influenciados pela rigidez e massa equivalente do sistema.

Os aparatos aeroelásticos abordados neste trabalho possuem vias de experimentação do fenômeno de *flutter* em túneis de vento.

2.3.1 PAPA

O aparato aeroelástico PAPA, sigla em inglês para *Pitch and Plunge Aeroelastic Apparatus*, foi proposto e desenvolvido por Farmer (1982). O dispositivo é utilizado para estudo do *flutter* em túneis de vento, sendo que a geometria permite apenas os movimentos de torção e flexão (*pitching* e *plunging*).

Farmer (1982) menciona que uma asa rígida que possua apenas esses dois GDL, é capaz de representar de maneira qualitativa o fenômeno de *flutter* para um modelo de asa flexível de três dimensões que possua modos de vibração estrutural de flexão e torção. Para que isso ocorra, necessita-se que o aparato seja capaz de suportar os carregamentos dinâmicos, presentes no experimento em túnel de vento.

O modo de vibração de *pitching* está diretamente ligado as propriedades de torção do sistema, como momento de inércia de massa (I_m) e rigidez de torção (GJ). O modo de vibração de *plunging*, por sua vez, é ligado à flexão da geometria. Logo, as propriedades do sistemas que regem esse modo é momento de inércia de área (I_a), bem como a rigidez à flexão (EI).

O modelo a ser testado é anexado à uma placa divisora de modo que os dois se movam como um corpo rígido. A placa divisora é suportada por um sistema de hastes engastadas. As hastes flexionam de tal forma que apenas as oscilações de *pitching* e *plunging* são permitidas. Na parede do túnel, as hastes são conectadas a uma mesa rotativa controlada remotamente para que o ângulo de ataque (α) possa ser variado.

Vale ressaltar que a frequência natural de ambos os modos sofrem influência do comprimento das hastes que conferem rigidez ao aparato.

Farmer (1982), utilizando o aparato aeroelástico PAPA, realizou os experimentos no túnel de vento *Langley Transonic Dynamics Tunnel* (TDT), desenvolvido pela NASA. O túnel de vento foi projetado para estudos nas áreas de aeroelasticidade, dinâmica e testes de alto risco (NASA, 2016). O aparato proposto pode ser visto na Fig. 6. A Fig. 7 mostra um modelo construído por Silva, Silvestre e Donadon (2018) baseado no de Farmer (1982).

Esse modelo trabalha dentro dos limites de linearidade e pode ser usado para estudar os efeitos do ângulo de ataque no fenômeno de *flutter*.

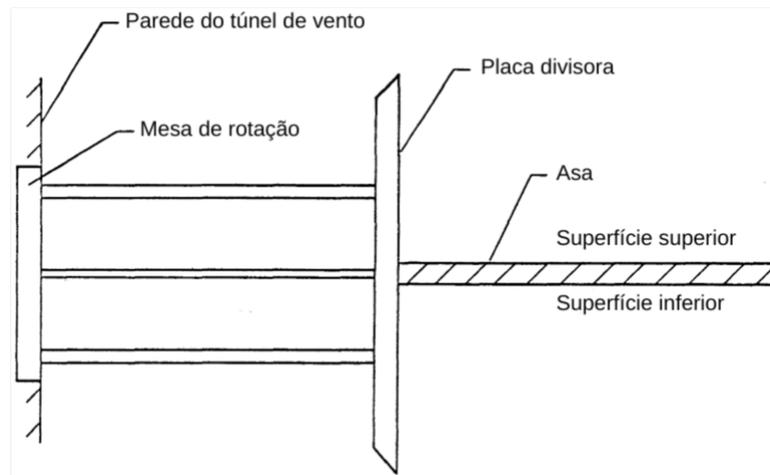


Figura 6 – Vista lateral do aparato projetado por [Farmer \(1982\)](#) (adaptado).

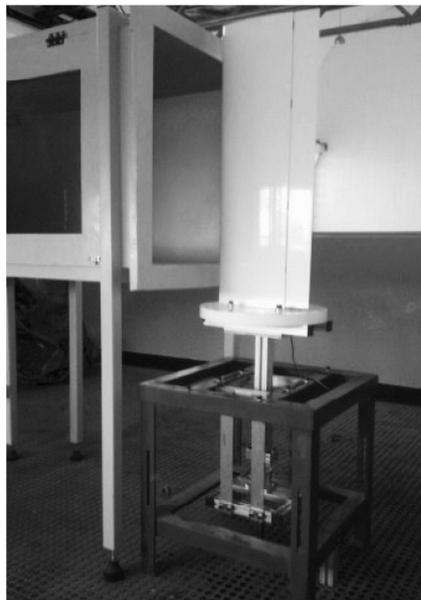


Figura 7 – PAPA adaptado ([SILVA; SILVESTRE; DONADON, 2018](#)).

2.3.2 Aparato com Torção Desacoplada

Diferente de [Farmer \(1982\)](#), o objetivo principal do trabalho de [Conner et al. \(1997\)](#) era produzir um estudo experimental a respeito do comportamento não linear do *flutter*. Para tal, foi utilizado um aerofólio de perfil NACA 0012 com superfície de controle para a realização do experimento.

A configuração do aparato aeroelástico desenvolvido por [Conner et al. \(1997\)](#) possui três GDL, sendo eles a flexão e a torção do perfil aerodinâmico, bem como a rotação da superfície de controle. O aparato possui um eixo que possibilita que o movimento de *plunge* seja independente do movimento de *pitch*.

Sanches (2022) explica que nesse aparato o perfil 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.

O modelo foi projetado de modo que o aerofólio fosse fixado utilizando um sistema de viga equivalente, como pode ser visto na Fig. 8. Assim, os aparatos que conferem rigidez ao sistema, como este de Conner et al. (1997) e semelhante ao que foi feito por Farmer (1982), podem ser representados matematicamente por um único corpo.

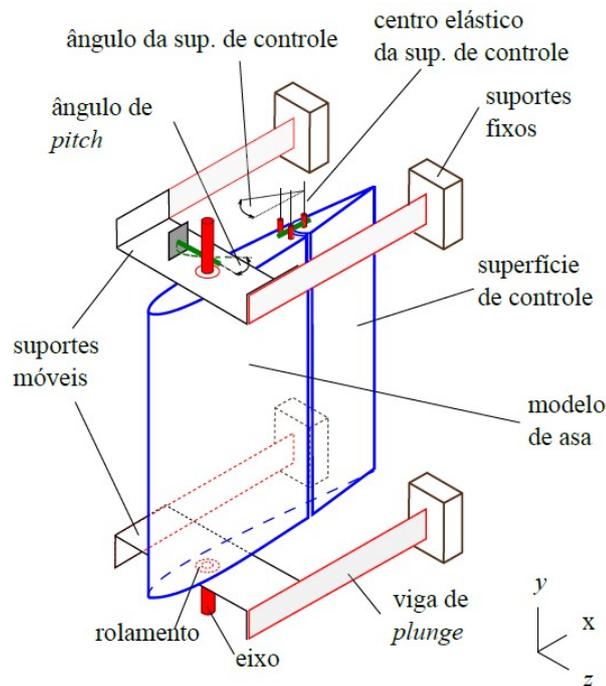


Figura 8 – Aparato aeroelástico proposto por Conner et al. (1997) (SANCHES, 2022).

Essa referência busca investigar a influência da superfície de controle na não linearidade do *flutter* e não abrange os efeitos de variação do ângulo de ataque do perfil.

2.3.3 NATA

Assim como Conner et al. (1997), O'Neil, Gilliatt e Strganac (1996) desenvolveram um aparato aeroelástico com a finalidade de realizar estudos experimentais da resposta não linear do *flutter*, nesse caso, sem superfície de controle. Na estrutura é fixada um aerofólio, o qual possui dois GDL, flexão e torção. Para que o movimento de *plunging* aconteça de maneira independente do movimento de *pitching*, foram utilizados rolamentos. Os autores nomearam o aparato como *Nonlinear Aeroelastic Test Apparatus* (NATA), apresentado na Fig. 9.

A partir da aplicação de *comes*, o aparato desenvolvido pode ser usado tanto para o estudo linear, quanto para não linear do *flutter*. *Cames* são mecanismos que convertem o movimento rotacional em retilíneo (MELO; CARNEIRO, 2008). São utilizados os cir-

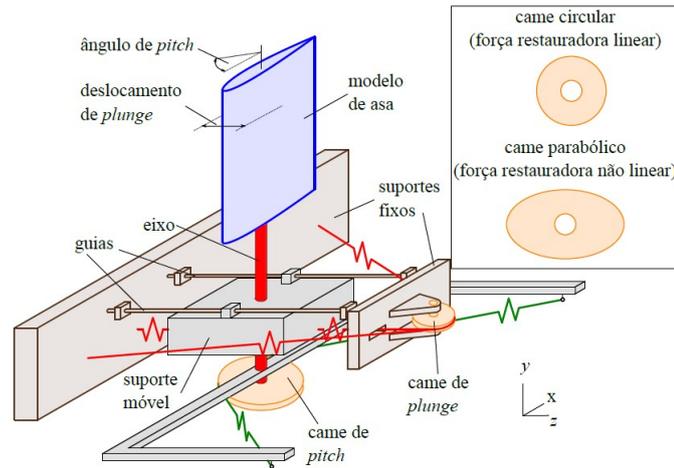


Figura 9 – Aparato aeroelástico proposto por O'Neil, Gilliatt e Strganac (1996) (SANCHES, 2022).

culares para a análise linear e outros formatos não circulares para a análise não linear. A natureza da não linearidade é governada tanto pela geometria dos *comes*, quanto pela rigidez das molas utilizadas na estrutura do aparato (O'NEIL; GILLIATT; STRGANAC, 1996).

2.3.4 Aparato com Sistema de Suspensão Elástico

Chowdhury e Sarkar (2003) propõem um esquema de suspensão elástico da asa com três GDL. Além da deflexão vertical (h) e da rotação (α) ao redor do centro geométrico da asa, é adicionada uma deflexão horizontal denominada p , como ilustra a Fig. 10.

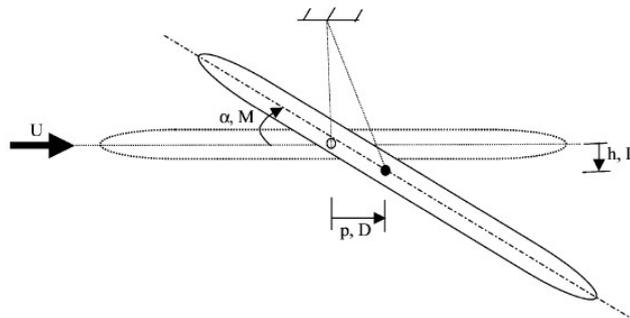


Figura 10 – Três graus de liberdade da asa (CHOWDHURY; SARKAR, 2003).

O sistema construído para testes no Laboratório de Simulações de Vento e Testes (WiST), no Departamento de Engenharia Aeroespacial, Universidade Estadual de Iowa, permite simultaneamente os movimentos vertical, horizontal e torcional do modelo suspenso e capta o efeito de acoplamento entre diferentes graus de liberdade de uma estrutura flexível imerso em um campo de fluxo dinâmico.

No aparato, são utilizadas buchas pneumáticas, que deslizam ao longo dos eixos de aço, permitindo os deslocamentos verticais e horizontais. Dois conjuntos de torção, um de

cada lado do aerofólio, geram o movimento de torção do modelo. O centro de gravidade do modelo coincide com o eixo elástico para evitar desequilíbrio estático. O aparato pode ser visto em maior detalhes nas Fig. 11 e 12.

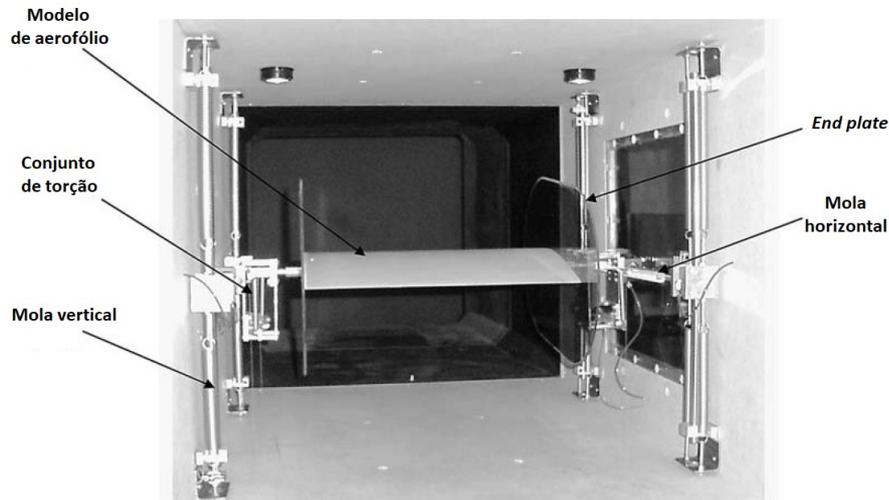


Figura 11 – Aparato proposto por (CHOWDHURY; SARKAR, 2003) (adaptado).



Figura 12 – Vista isométrica do aparato (CHOWDHURY; SARKAR, 2003).

A vantagem desse modelo é que podem ser realizados testes tanto de dois quanto de três GDL. No caso de dois, o acoplamento dos modos pode ser feito de formas diferentes.

2.3.5 Aparato com Superfície de Controle e Compensador

O modelo sugerido por Sanches (2022) trata-se de uma asa de perfil NACA 0012 e com superfície de controle e compensador no bordo de fuga. O dispositivo é impresso em 3D e possui alta rigidez, podendo ser considerado um modelo rígido.

Em cada seção há um eixo de rotação e a asa principal é suportada por um extensor, como ilustra a Fig. 13. Os testes focam nos modos torcionais de cada seção (três GDL) e

são feitos no túnel de vento do LARAVA (Laboratório de Refrigeração, Ar Condicionado, Ventilação e Aquecimento), na Universidade Federal da Grande Dourados.

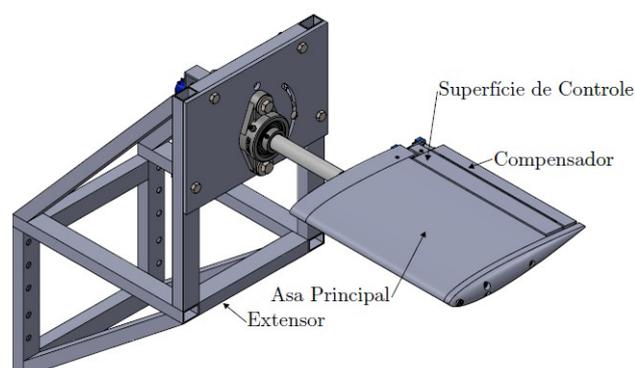


Figura 13 – Aparato aeroelástico sugerido por [Sanches \(2022\)](#).

Os parâmetros de rigidez rotacional da superfície de controle e compensador são reproduzidos a partir de fios de aço inseridos em semieixos instalados nas nervuras da raiz de cada um, como ilustra a figura 14.

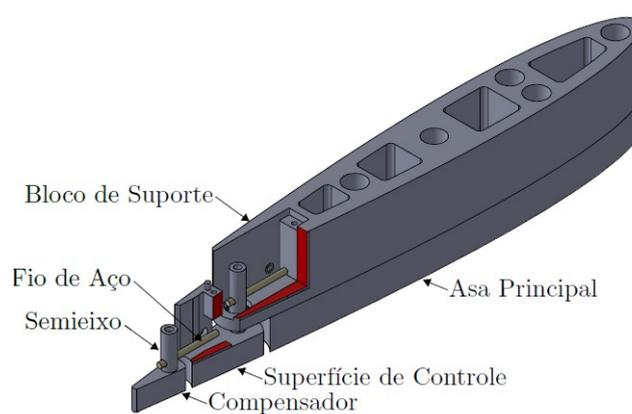


Figura 14 – Raiz do modelo do aparato ([SANCHES, 2022](#)).

3 Metodologia

3.1 Comparação Entre Aparatos

Dadas as características apresentadas dos modelos propostos por diferentes autores, a Tab. 1 compara as vantagens e desvantagens de cada um, com foco na viabilidade da construção em universidades.

Ademais, a Tab. 2 mostra qual é a instrumentação utilizada para a captação de dados experimentais para cada um deles.

Tabela 1 – Vantagens e desvantagens de cada aparato.

Tipos de Aparatos	Vantagens	Desvantagens
PAPA	Montagem simples; Modelo de asa adaptável; Possui equacionamento para estimar as frequências naturais.	Oferece uma quantidade menor de resultados em relação aos outros.
Torção Desacoplada	Montagem simples; Modelo de asa adaptável.	Parâmetros iniciais precisam ser estimados utilizando análise modal experimental.
NATA	Permite que sejam estudadas as respostas linear e não linear do fenômeno de flutter; Modelo de asa adaptável.	Geometria e montagem complexas.
Suspensão elástica com três GDL	Permite a configuração de vários modos de vibração.	Montagem complexa; Materiais caros; Extração de parâmetros avançados para primeiros estudos.
Superfície de controle e compensador	Montagem simples; Material barato (impressão 3D); Modelo de asa adaptável.	Permite apenas o movimento de <i>pitch</i> para cada seção.

Tabela 2 – Instrumentos de medição de cada aparato.

Tipos de Aparatos	Equipamentos
PAPA	Acelerômetros.
Torção Desacoplada	Transdutores de deslocamento e velocidade rotacional.
NATA	Acelerômetros e codificadores ópticos.
Suspensão elástica com três GDL	Transdutores de força; Sensor de torque.
Superfície de controle e compensador	Potenciômetros (sensores de deslocamento angular ou linear); Tubo de Pitot (anemômetro).

Para definir qual equipamento melhor atende à finalidade do estudo, a Tab. 3 apresenta uma avaliação dos aparatos por meio de uma matriz de decisões, na qual são atribuídas notas aos equipamentos. O aparato com pontuação maior na matriz de decisões é o PAPA.

Os critérios de precisão, desempenho, acessibilidade e aplicabilidade foram classificados de 1 a 3, sendo (1) ruim, (2) bom e (3) ótimo. Esses critérios descrevem:

- **Precisão:** refere-se à consistência entre os resultados experimentais, numéricos e teóricos.
- **Desempenho:** avalia em que medida o aparato atende aos requisitos estabelecidos para a pesquisa;
- **Acessibilidade:** disponibilidade fácil aos equipamentos e materiais propostos.;
- **Aplicabilidade:** necessidade dos resultados alcançáveis para o objetivo definido.

Tabela 3 – Matriz de decisões.

	Precisão	Desempenho	Acessibilidade	Aplicabilidade	Total
PAPA	3	3	3	3	12
Torção Desacoplada	3	2	1	2	8
NATA	3	2	2	1	8
Suspensão Elástica com 3 GDL	2	2	2	1	7
Superfície de Controle e Compensador	2	3	1	2	8

3.2 Aparato Aeroelástico Escolhido

Considerando os requisitos dos testes aeroelásticos em estudos didáticos iniciais, alguns tipos de aparatos avaliados podem ser desprezados, já que abordam conteúdos mais avançados. Assim, a resposta não linear do flutter e a presença de superfícies de controle não se mostram interessantes para estudos iniciais.

A análise dos efeitos de não linearidade do flutter no aparato proposto por O’Neil, Gilliatt e Strganac (1996), bem como as diferentes configurações de graus de liberdade no aparato de Chowdhury e Sarkar (2003), são vantagens interessantes em um estudo mais aprofundado do fenômeno, mas acabam dificultando o processo de construção sem que haja necessidade nesse primeiro momento.

Os modelos de Conner et al. (1997) e Sanches (2022) apresentam uma superfície de controle, o que torna o estudo mais complexo e pode ser dispensado para obtenção de resultados preliminares da asa.

Após análises e utilizando a Tab. 3, o projeto que se mostrou mais adequado à construção em universidades foi o aparato PAPA (FARMER, 1982). Além da geometria ser

simples e fácil de ser reproduzida, a única desvantagem é que ele oferece uma quantidade menor de resultados quanto comparado aos outros aparatos. Contudo, para o objetivo desejado, eles se mostram suficientes.

Sendo assim, o presente trabalho se baseará no modelo PAPA para a construção da bancada a ser testada no túnel de vento da Universidade de Brasília.

3.3 Túnel de Vento

O túnel de vento utilizado no trabalho pertence ao Laboratório de Energia e Ambiente (LEA) da Universidade de Brasília (Fig. 15). A área da seção de testes tem dimensões 1.2 x 1.2m e 2m de comprimento e a velocidade máxima de escoamento é 20m/s. Ele possui um tubo de Pitot conectado em um manômetro, mostrados nas Fig. 16 e 17.

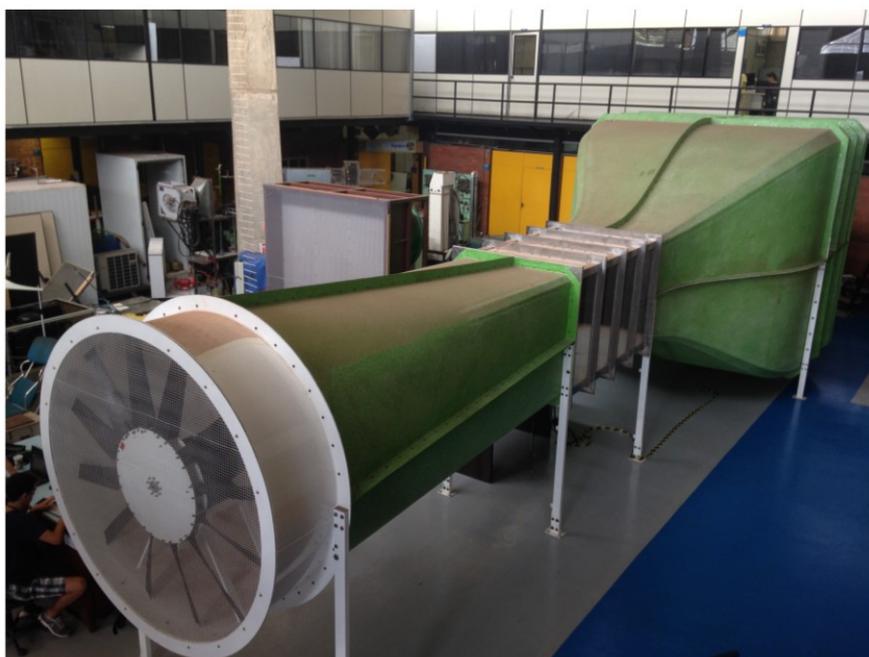


Figura 15 – Túnel de Vento do LEA/UnB (MENDES, 2020).



Figura 16 – Tubo de Pitot (MENDES, 2020).



Figura 17 – Manômetro (MENDES, 2020).

3.4 Modelo

O foco deste estudo está na caracterização experimental da velocidade de *flutter* e em sua comparação qualitativa com os conceitos analíticos associados ao fenômeno. Importante notar que, para esta análise, optou-se por não considerar a variável de amortecimento.

Dessa forma, o dispositivo é composto por um modelo simplificado de asa, formado por uma placa plana fixa, possibilitando 2 graus de liberdade: flexão com deslocamento em Z e torção θ ao longo de seu comprimento. Essa abordagem simplificada confere ao aparato uma construção simples e de fácil implementação. O experimento envolverá a avaliação do dispositivo utilizando duas placas distintas, uma de alumínio e outra de madeira balsa. A seleção desses materiais foi motivada, principalmente, pelo critério de custo.

As dimensões foram escolhidas a partir da limitação de velocidade de escoamento e da seção do túnel de vento. Utilizando o código em *MATLAB* para cálculo de velocidades de *flutter*, apresentado por (COOPER; WRIGHT, 2007) e presente no repositório do Apêndice B, as características determinadas para os componentes utilizados na construção foram:

1. Placa de alumínio

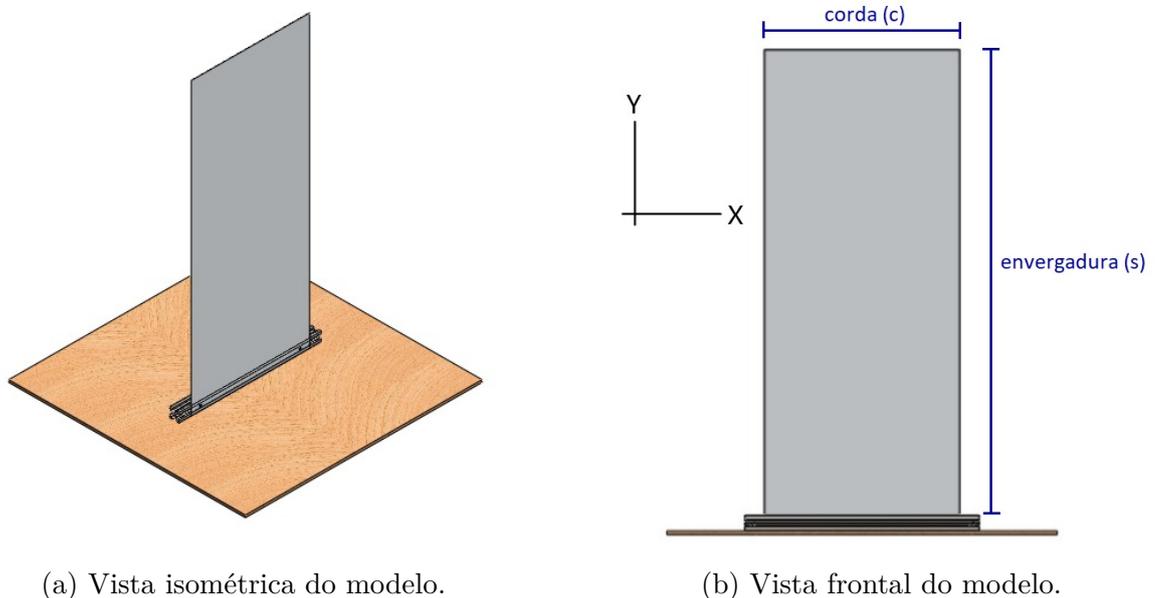
- corda c : 250 mm
- comprimento s : 600 mm
- espessura t : 0.5 mm
- massa m : 200 g

2. Placa de madeira balsa

- corda c : 80 mm
- comprimento s : 750 mm

- espessura t : 2 mm
 - massa m : 19.2 g
3. Dois perfis de alumínio
- 20x20 mm
 - comprimento: 300 mm

O modelo foi feito no programa de modelagem 3D *SolidWorks* versão 2022, como ilustra a Fig. 18. A placa foi fixada nos perfis com dois parafusos M4 e os perfis na parede do túnel com dois parafusos M6 cada.



(a) Vista isométrica do modelo.

(b) Vista frontal do modelo.

Figura 18 – Modelo 3D do aparato.

Adicionalmente, uma versão preliminar do dispositivo para variar o centro de massa, conforme proposto por [Westin \(2010\)](#) e denominado "bala", foi concebida, conforme descrito no Apêndice A. Este dispositivo visa facilitar a investigação dos impactos da posição do centro de massa da placa na velocidade de *flutter* e nas frequências de vibração.

3.5 Obtenção de Dados

Para obtenção de resultados preliminares desse trabalho, apenas uma câmera é necessária. A aproximação das frequências de flexão e torção da placa são adquiridas a partir da ferramenta de análise e modelagem de vídeo *Tracker*.

A partir de gravações do experimento, a ferramenta analisa a movimentação de um ponto a cada *frame* e gera pontos de um gráfico das coordenadas X e Y pelo tempo.

O Teorema da amostragem de Nyquist-Shannon estabelece que um sinal analógico amostrado pode ser completamente recuperado a partir de uma sequência infinita de amostras, contanto que a taxa de amostragem seja superior a 2 vezes a maior frequência do sinal original (OPPENHEIM; WILLSKY; NAWAB, 1996).

Assim sendo, a câmera utilizada nos experimentos possui uma taxa de captura de 30 quadros por segundo (FPS), considerando que a frequência de vibração observada não excede 15 Hz.

Fundamentado em Cooper e Wright (2007), o deslocamento em Z e o ângulo de torção θ podem ser encontrados utilizando a teoria de modos assumidos, dados pelas Eq. 3.1 e 3.2:

$$z(x, y, t) = \left(\frac{y}{s}\right)^2 \kappa(t) + \left(\frac{y}{s}\right) (x - x_f) \Theta(t) \quad (3.1)$$

$$\theta(y, t) = \left(\frac{y}{s}\right) \Theta(t) \quad (3.2)$$

Em que, novamente, κ e Θ são coordenadas generalizadas para flexão e torção. Dessa forma, aplicando uma FFT (Transformada Rápida de Fourier), obtém-se as frequências dos modos.

A Fig. 19 exibe um exemplo de aquisição de dados no programa.

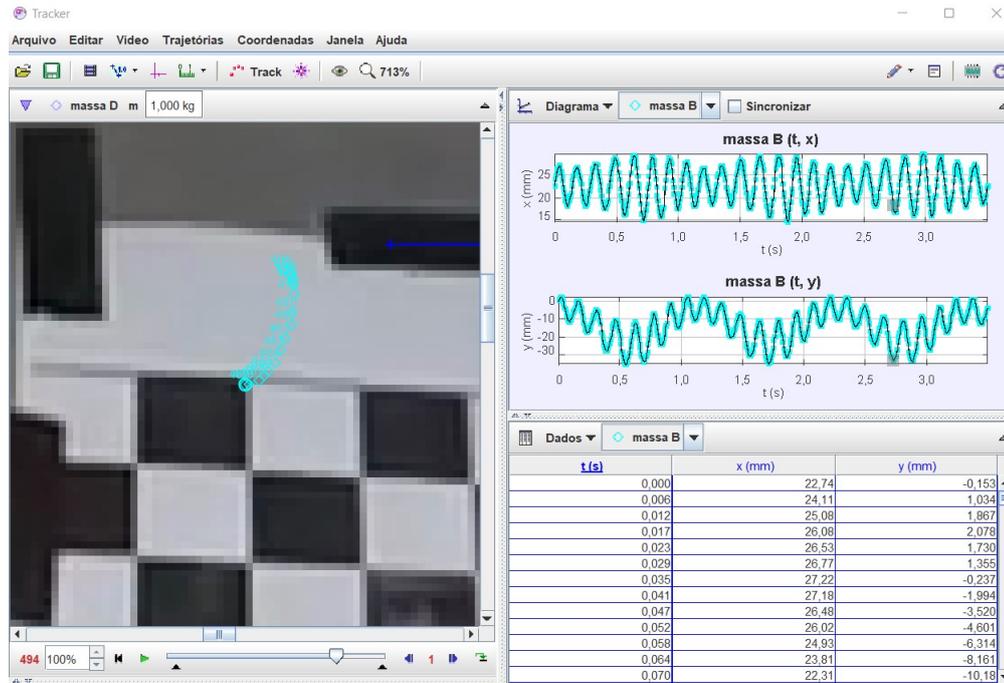


Figura 19 – Exemplo de aquisição de dados no *Tracker*.

3.6 Procedimentos

Os testes com os aparatos foram realizados aumentando-se a velocidade do escoamento no túnel gradativamente, objetivando a identificação visual do início do fenômeno na placa. O aumento era verificado no manômetro do túnel e a velocidade se mantinha constante durante 30 segundos para que o escoamento se estabilizasse.

A gravação foi realizado pela câmera de um celular com resolução de 30 FPS (quadros por segundo).

4 Resultados e Discussões

4.1 Construção do Aparato

A escolha das geometrias e dos materiais dos componentes do aparato se deu de forma à facilitar sua fabricação e construção.

Primeiro, os perfis de alumínio foram fixados à parede do túnel de vento feita de madeira compensada por meio de dois parafusos M6 (Fig. 20).

Em seguida, as placas foram firmadas aos perfis utilizando dois parafusos M4.



Figura 20 – Fixação dos perfis na parede do túnel de vento.

A Fig. 21 exibe o resultado final da construção das bancadas.

Ainda, para facilitar o rastreamento dos pontos da placa no *Tracker*, foi colado um desenho quadriculado impresso em folha A4 (Fig.22) para proporcionar uma disparidade de cores.



(a) Placa de Alumínio.



(b) Placa de Madeira Balsa.

Figura 21 – Resultado final das bancadas.



(a) Placa de Alumínio.



(b) Placa de Madeira Balsa.

Figura 22 – Folha quadriculada colada na placa.

4.2 Placa de Alumínio

Em velocidades mais altas de escoamento, a placa de alumínio se deformava em flexão, comprometendo a aquisição dos dados pelo *Tracker*, já que a folha quadriculada fugia do campo de visão da câmera (Fig. 23). Nesse caso, os testes foram interrompidos no momento em que a placa sofria essa flexão.



Figura 23 – Placa flexionada após o escoamento atingir velocidades mais altas.

As análises foram conduzidas em três testes, todos empregando a mesma placa. Ao examinar o comportamento da placa no *Tracker*, qualquer ponto poderia ser selecionado. Dado que a análise não impõe critérios específicos para a posição ao longo da corda ou envergadura, o ponto A (Fig. 24) foi escolhido de forma aleatória para a avaliação.

Os deslocamentos nas coordenadas X e Y foram extraídos do *Tracker* e estão disponíveis para verificação no repositório mencionado no Apêndice B, juntamente com os vídeos dos ensaios utilizados. As Fig. 25 a 27 ilustram os deslocamentos em Z e θ pelo tempo de aquisição de dados para cada teste após aplicadas as equações 3.1 e 3.2.

O comportamento do teste 1 se diferenciou bastante dos outros, já que a placa apresentou uma deflexão drástica após um curto tempo de vibração. Já nos testes 2 e 3, a placa se manteve vibrando em Z e θ durante um intervalo maior de tempo, antes de seu colapso.

A discrepância nos resultados veio do fato de que, após cada teste, era preciso desamassar a placa para que ela voltasse à sua posição inicial, alterando assim as condições de cada ensaio.



Figura 24 – Ponto A escolhido para análise.

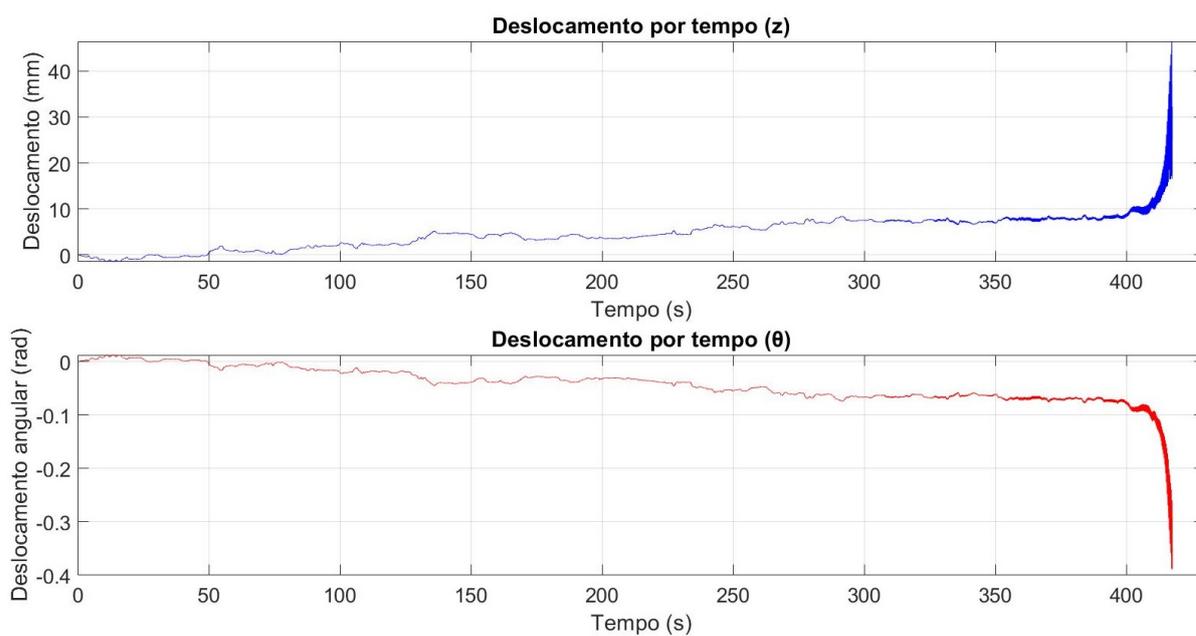


Figura 25 – Deslocamentos da placa de alumínio: Teste 1

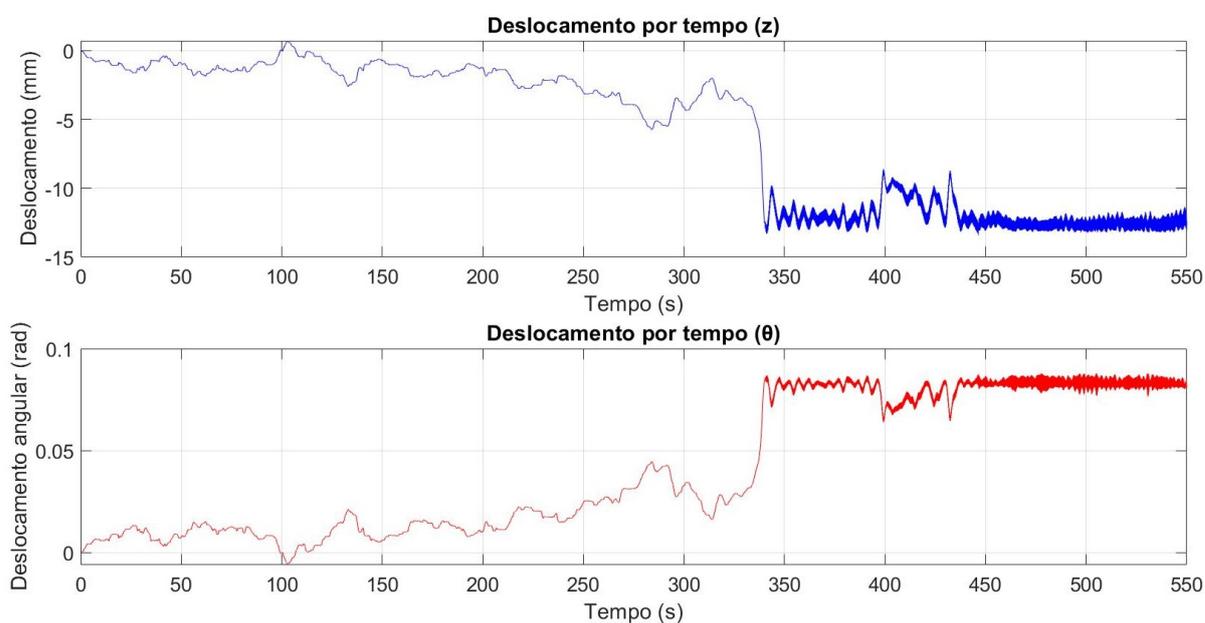


Figura 26 – Deslocamentos da placa de alumínio: Teste 2

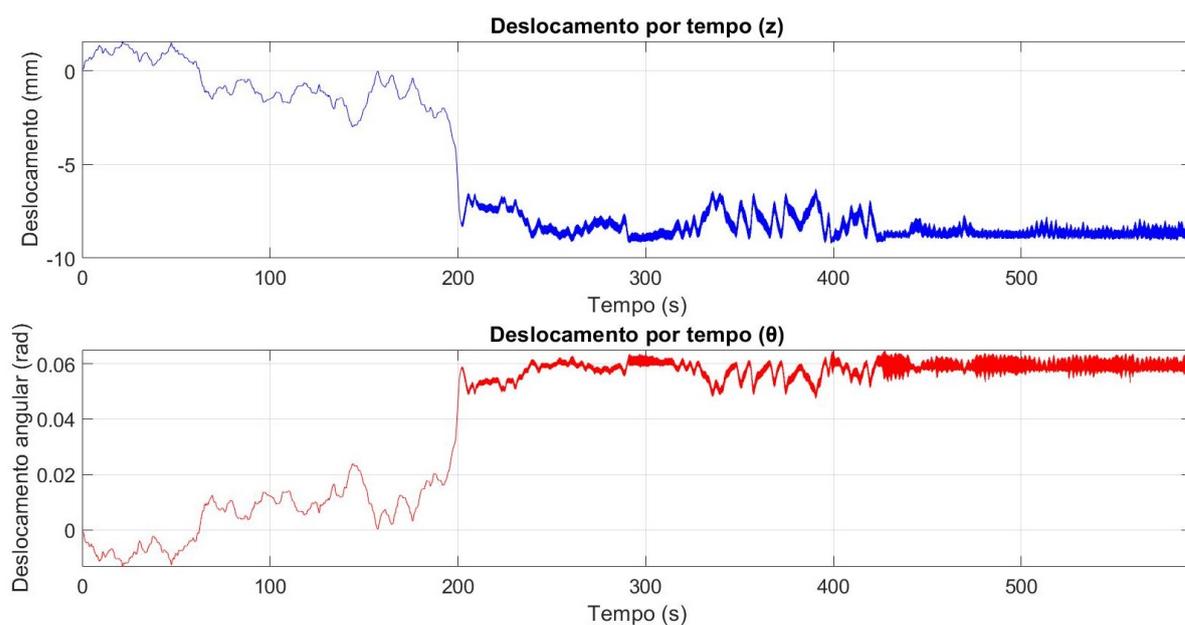


Figura 27 – Deslocamentos da placa de alumínio: Teste 3

Ainda, nos gráficos de deslocamento é possível perceber o comportamento característico do fenômeno de LCO mencionado no capítulo 2, em que a amplitude de vibração da placa vai aumentando ao longo de todo o experimento, atingindo um valor quase constante.

Para determinar a frequência em que o LCO ocorre, foi separada uma amostra de 10 s dos instantes finais com velocidade constante de cada teste. A resolução em frequência do sinal é dada por $df = 1/T_{max}$, ou seja, 0.1 Hz . Em seguida, a função de FFT no MATLAB foi aplicada sobre essas amostras.

Com o objetivo de realçar os componentes de frequência, a média do sinal foi subtraída da FFT. Além disso, o gráfico de frequência por magnitude obtido abrange somente frequências positivas e até 10 Hz, dado que não foram identificados outros picos para frequências mais altas.

São apresentados, nas Fig. 28 a 30, a amostra analisada e o gráfico da FFT para cada teste. As velocidades em que a placa estava em cada amostra são identificadas nos gráficos de deslocamento.

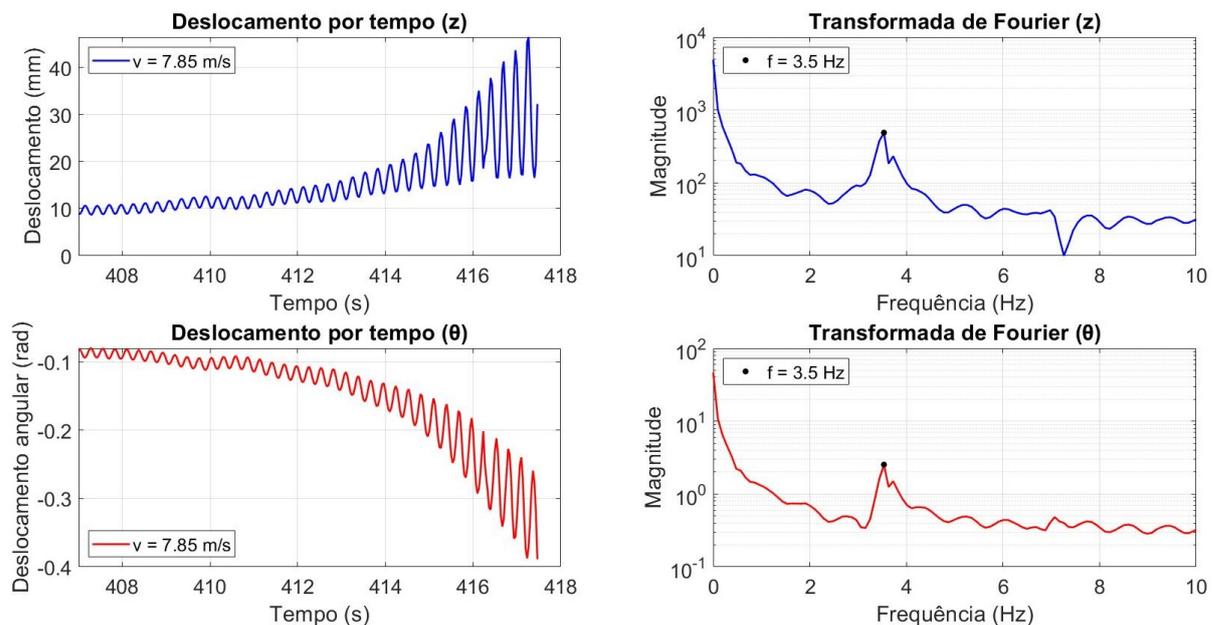


Figura 28 – FFT: Teste 1 do Alumínio

Nessas amostras de tempo do sinal, o aumento gradual da amplitude de vibração é mais evidente, seguido por uma estagnação.

Além disso, nos testes 2 e 3, torna-se nitidamente perceptível o fenômeno de batimento de frequência, que ocorre quando dois sinais de frequências ligeiramente diferentes interagem, relacionando-se nesse caso ao acoplamento de modos.

Ao compararmos as FFT's nos casos de flexão e torção, observamos que em todos os três testes analisados os picos de frequência demonstraram ser idênticos entre si. Essa

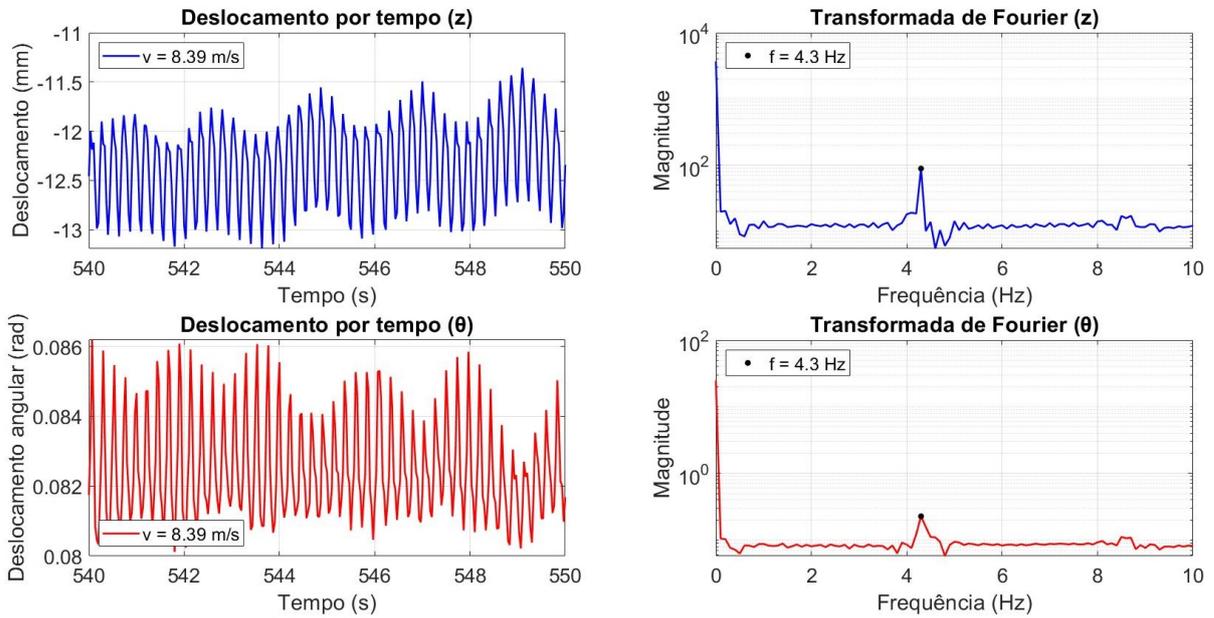


Figura 29 – FFT: Teste do Alumínio

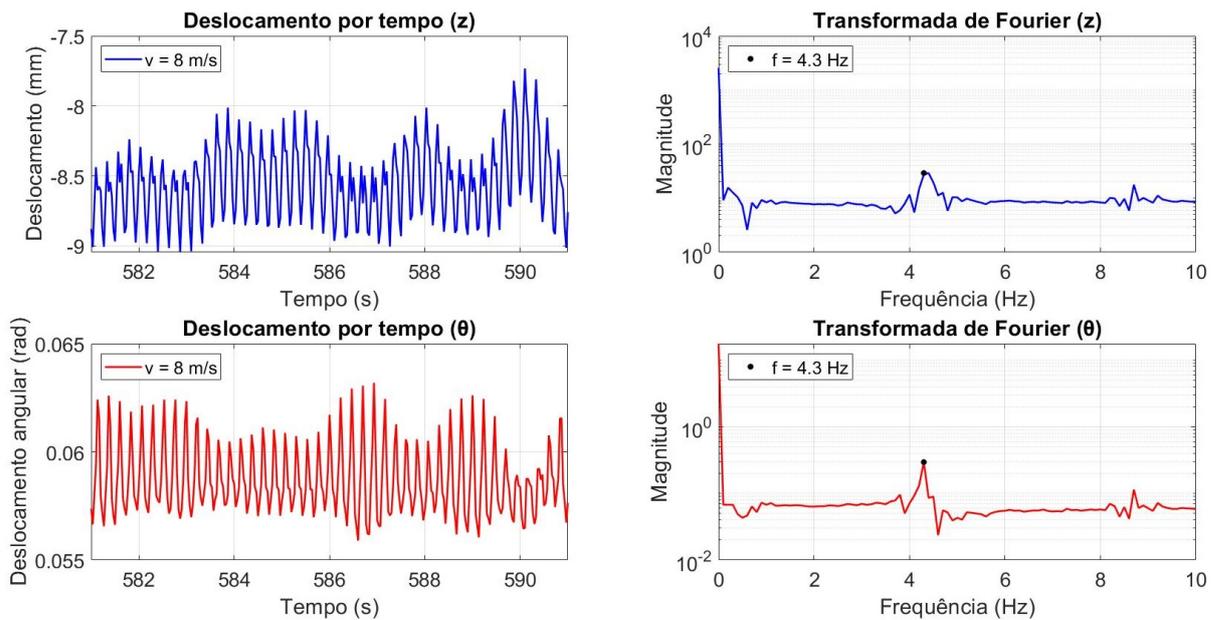


Figura 30 – FFT: Teste 3 do Alumínio

ocorrência é compatível com a ideia de acoplamento dos modos na LCO, no qual as frequências associadas a diferentes modos vibracionais tornam-se equivalentes.

A Tab. 4 a seguir compara os valores de velocidade do escoamento e frequências de cada modo. Como os resultados de frequência de flexão e torção são iguais para cada teste, a média e o desvio padrão calculados são equivalentes ao acoplamento dos modos.

Tabela 4 – Comparação entre resultados dos testes da placa de alumínio.

	Teste 1	Teste 2	Teste 3
Velocidade do Escoamento (m/s)	7.85	8.39	8.00
Média da Velocidade (m/s)	8.08		
Desvio Padrão da Velocidade (m/s)	0.23		
Freq. Flexão (Hz)	3.50	4.30	4.30
Freq. Torção (Hz)	3.50	4.30	4.30
Média da Freq. de Acoplamento (Hz)	4.03		
Desvio Padrão da Freq. de Acoplamento (Hz)	0.38		

O valor médio de velocidade de LCO da placa é igual a 8.08 m/s , com desvio padrão de 0.23 m/s . A média de frequência de acoplamento dos modos de flexão e torção é 4.03 Hz com desvio padrão 0.38 Hz . Como dito anteriormente, a diferença de resultados está provavelmente associada à variação da integridade estrutural da placa no instante de cada teste.

4.3 Placa de Madeira Balsa

Da mesma forma, a gravação dos testes com a placa de madeira balsa foi realizado pela câmera de 30 FPS. As análises também foram feitas em três testes utilizando a mesma placa e o ponto B foi escolhido sem um critério específico, conforme Fig. 31.

A placa de madeira não sofreu deformações permanentes em sua estrutura durante os ensaios. Dessa forma, os testes foram interrompidos na velocidade de escoamento em que já era possível observar o fenômeno de LCO visualmente na placa, por volta de 4 m/s , evitando prolongar a fadiga do material.

Os dados de X e Y e os vídeos dos experimentos com a placa de madeira balsa encontram-se no repositório no Apêndice B. As Fig. 32 a 34 ilustram os deslocamentos em Z e θ pelo tempo de aquisição de dados para cada teste após aplicadas as equações 3.1 e 3.2.

A madeira balsa se comportou de maneira muito semelhante durante os 3 testes e houve pouca discrepância nos resultados. Semelhante à placa de alumínio, a amplitude de vibração vai aumentando até atingir um valor constante, caracterizando a LCO. O procedimento para determinar a frequência em que o LCO ocorre foi o mesmo.



Figura 31 – Ponto B escolhido para análise.

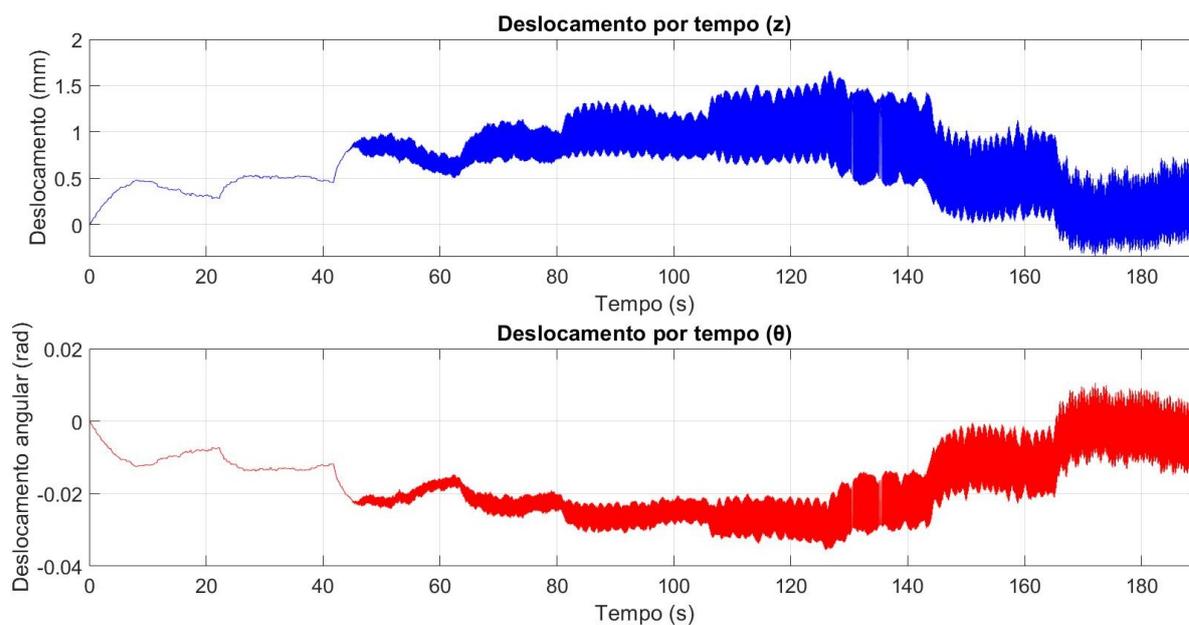


Figura 32 – Deslocamentos da placa de madeira balsa: Teste 1

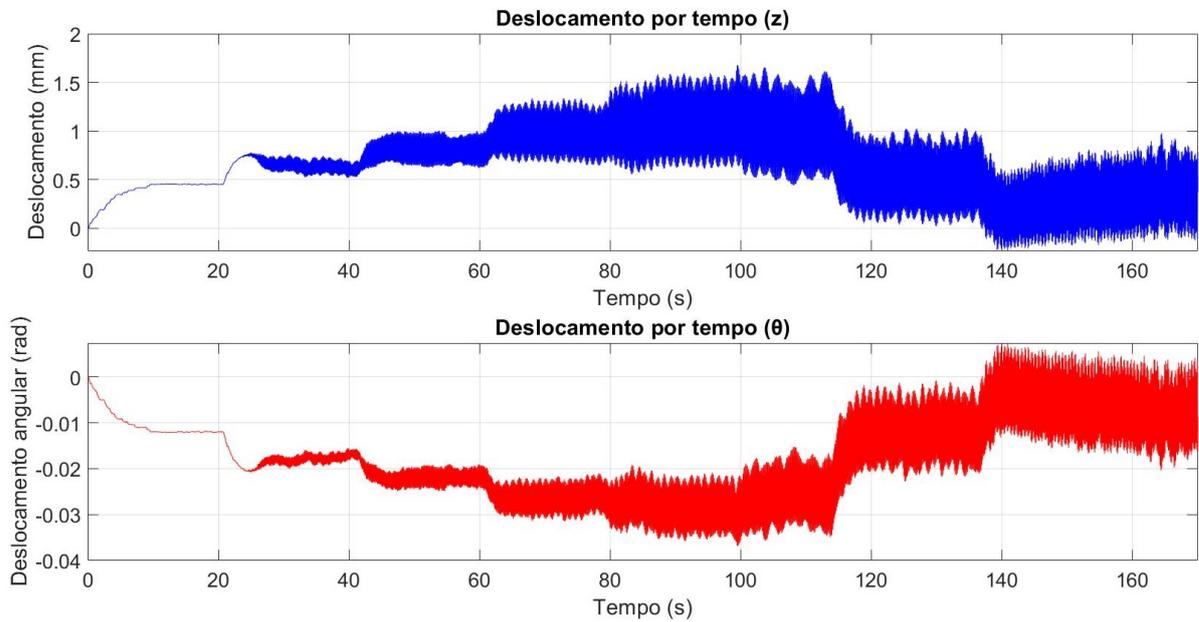


Figura 33 – Deslocamentos da placa de madeira balsa: Teste 2

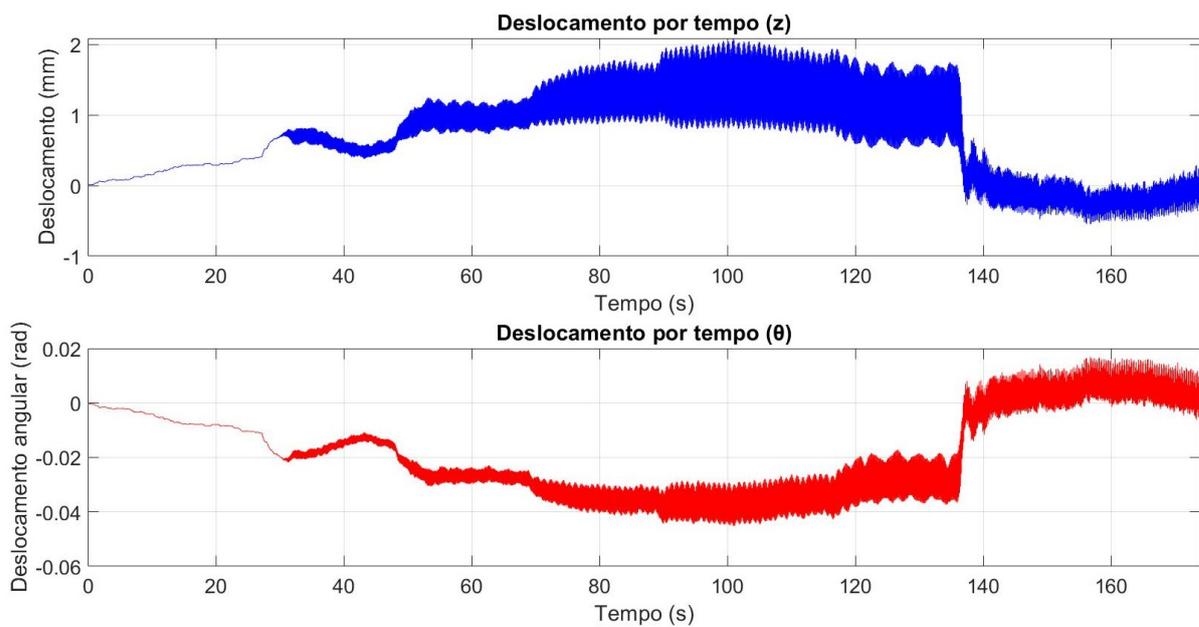


Figura 34 – Deslocamentos da placa de madeira balsa: Teste 3

São apresentados, nas Fig. 35 a 37, a amostra analisada e o gráfico da FFT para cada teste da madeira. As velocidades em que a placa estava em cada amostra são identificadas nos gráficos de deslocamento.

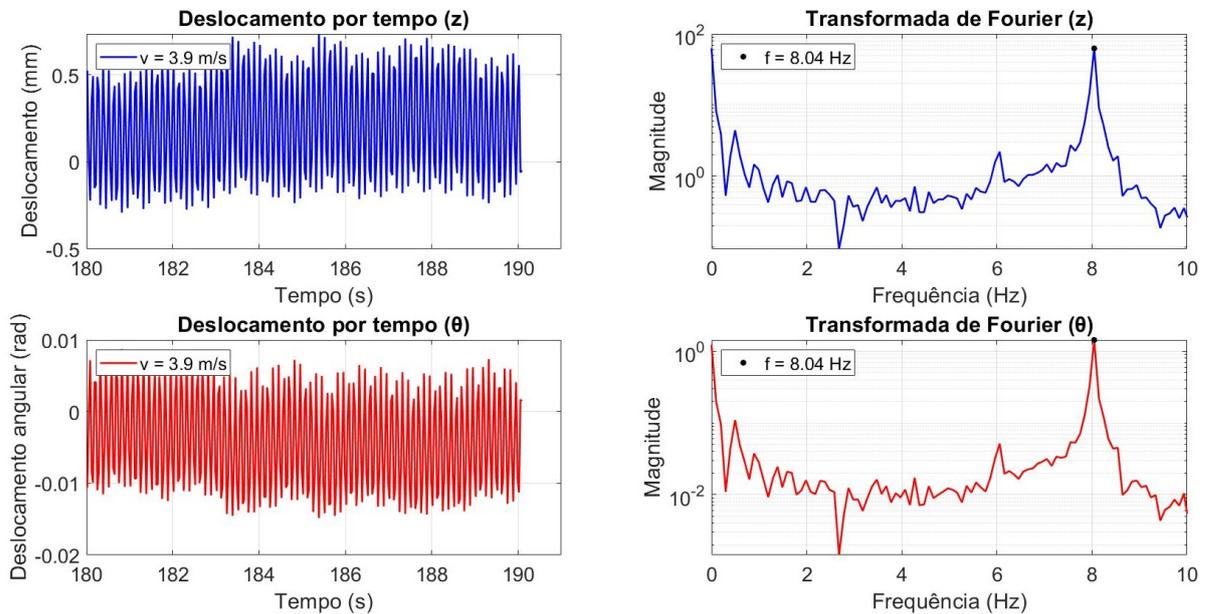


Figura 35 – FFT: Teste 1 da Madeira Balsa

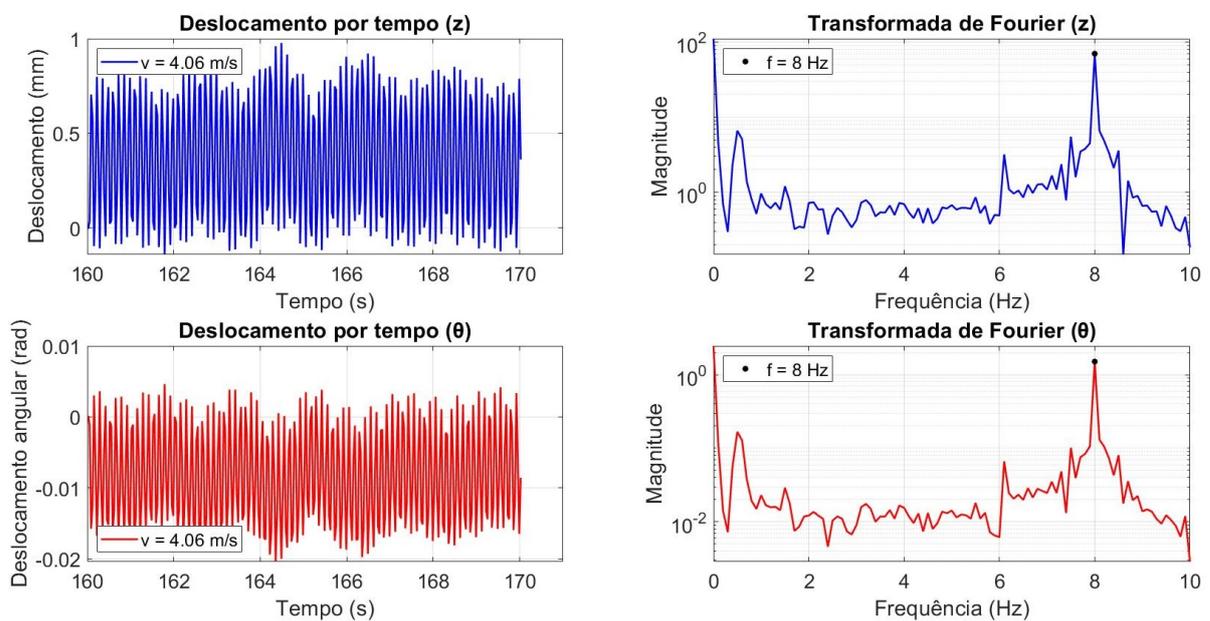


Figura 36 – FFT: Teste 2 da Madeira Balsa

O fenômeno de batimento de frequência, embora mais sutil, também pode ser identificado. Em cada teste, observa-se que os picos de frequência correspondentes aos modos de torção e flexão são consistentes entre si, indicando o acoplamento entre esses modos.

A Tab. 5 a seguir compara os valores de velocidade do escoamento e frequências de cada modo, bem como a média dos resultados e o respectivo desvio padrão.

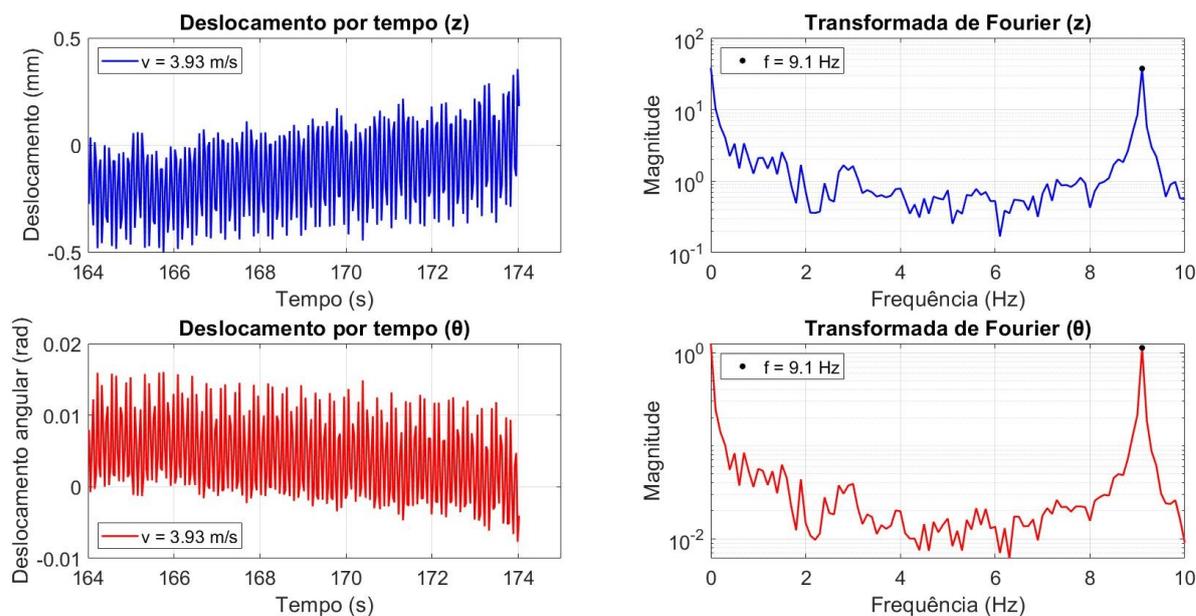


Figura 37 – FFT: Teste 3 da Madeira Balsa

Tabela 5 – Comparação entre resultados dos testes da placa de madeira balsa.

	Teste 1	Teste 2	Teste 3
Velocidade do Escoamento (m/s)	3.90	4.06	3.93
Média da Velocidade (m/s)	3.96		
Desvio Padrão da Velocidade (m/s)	0.07		
Freq. Flexão (Hz)	8.04	8.00	9.10
Freq. Torção (Hz)	8.04	8.00	9.10
Média da Freq. de Acoplamento (Hz)	8.38		
Desvio Padrão da Freq. de Acoplamento (Hz)	0.51		

O valor médio de velocidade de LCO da madeira balsa é igual a 3.96 m/s , com desvio padrão de 0.07 m/s . A média de frequência de acoplamento dos modos de flexão e torção é 8.38 Hz com desvio padrão 0.53 Hz .

Em comparação à placa de alumínio, a placa de madeira balsa apresentou um padrão de comportamento bem mais constante durante os ensaios. Dado que a estrutura não sofria deformações permanentes durante os testes, sua integridade não foi comprometida, contribuindo para melhores análises.

Ao examinar as condições iniciais do fenômeno, foi observado que a placa de madeira balsa entrou em LCO em velocidade mais baixa e frequência de acoplamento mais alta do que a de alumínio. Embora elas possuam dimensões diferentes, a hipótese é que a de madeira entra em LCO a uma velocidade inferior devido à sua maior flexibilidade e leveza.

5 Conclusões

A revisão do estado da arte de diversos dispositivos aeroelásticos, conforme documentado na literatura, orientou a seleção de um modelo mais adequado para a implementação no túnel de vento da universidade. Além disso, essa análise proporciona uma base para o aprimoramento contínuo da bancada em futuras pesquisas.

Com base nos resultados e discussões apresentados nos capítulos anteriores, é possível destacar diversas conclusões significativas sobre o estudo realizado. A observação da placa de alumínio revelou a presença do fenômeno de *flutter*, identificado pelo aumento progressivo da amplitude de vibração ao longo dos testes. A análise das FFTs evidenciou a ocorrência de acoplamento de modos na LCO, indicando que as frequências associadas aos diferentes modos vibracionais tornaram-se equivalentes.

A comparação entre os testes de flexão e torção demonstrou consistência nos resultados, revelando picos de frequência idênticos em ambos os casos. Os valores médios de velocidade de LCO e frequência de acoplamento dos modos foram calculados, apresentando uma relação entre essas grandezas. Além disso, a análise da placa de madeira balsa revelou um comportamento mais constante durante os testes em comparação com a placa de alumínio, sugerindo uma influência significativa das propriedades materiais na ocorrência do fenômeno.

Os resultados obtidos contribuem para uma compreensão da complexidade de instalação de um aparato aeroelástico em túnel de vento, destacando a influência de propriedades materiais e dimensões do objeto. Em conclusão, todos os objetivos estabelecidos neste trabalho foram atingidos.

5.1 Considerações sobre o *Tracker*

Durante as observações utilizando o programa *Tracker*, foram identificadas algumas dificuldades significativas. Para obter resultados de melhor qualidade, é crucial gravar o experimento em condições ideais: uma filmagem limpa, bem iluminada, sem reflexos e com o objeto ou ponto de interesse claramente distinguível do restante da imagem.

Além disso, para garantir resultados mais precisos, é recomendável utilizar vídeos mais longos. No entanto, devido ao método de análise quadro a quadro do programa, o processamento se torna mais lento, aumentando consideravelmente o tempo necessário para verificar cada vídeo.

Ademais, o programa foi desenvolvido para avaliar movimentos em imagens 2D. Portanto, ao ocorrer flexão das placas na direção Z , o ponto analisado saía do campo de

visão do programa, dificultando o processo e exigindo interrupções para ajustes quando necessário.

Outro ponto observado foi a ocorrência ocasional de erros no rastreamento, levando o programa a identificar pixels diferentes dos originalmente selecionados. Isso resultava em imprecisões nos gráficos de deslocamento, exigindo o acompanhamento constante da análise para corrigir tais erros no decorrer da investigação.

5.2 Sugestões para Trabalhos futuros

A partir das questões levantadas anteriormente, sugere-se alguns pontos para serem avaliados em trabalhos futuros.

1. Conduzir testes adicionais com o modelo de bala proposto, buscando compreender mais profundamente os efeitos da variação do centro de massa no fenômeno de *flutter*.
2. Explorar diferentes configurações de placas para avaliar o impacto de variáveis como forma, espessura e geometria na ocorrência de *flutter*.
3. Incluir a análise de materiais adicionais, investigando como propriedades específicas influenciam o comportamento aeroelástico das placas.
4. Comparar e contrastar o desempenho de diferentes *softwares* de obtenção de dados, explorando alternativas que possam oferecer maior precisão, eficiência ou funcionalidades específicas.
5. Incluir uma análise detalhada do amortecimento nas investigações futuras, visando uma compreensão mais abrangente e precisa do comportamento vibratório das placas.

Referências

- BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. *Aeroelasticity*. 1st edition. ed. New York: Addison-Wesley Publishing Co., 1955. Citado na página 17.
- 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*, v. 25, n. 14, p. 1763–1772, 2003. Citado 5 vezes nas páginas 6, 14, 24, 25 e 28.
- 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*, v. 11, p. 89–109, 1997. Citado 5 vezes nas páginas 6, 19, 22, 23 e 28.
- COOPER, J. E.; WRIGHT, J. R. *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. 1st edition. ed. Chichester: John Wiley & Sons, 2007. Citado 7 vezes nas páginas 6, 13, 17, 18, 19, 30 e 32.
- FARMER, M. G. A two-degree-of-freedom flutter mount system with low damping for testing rigid wings at different angles of attack. *NASA-TM-83302*, 1982. Citado 7 vezes nas páginas 6, 14, 20, 21, 22, 23 e 28.
- GARRICK, I. E.; REED, W. H. Historical development of aircraft flutter. *Journal of Aircraft*, v. 18, p. 897–912, 1981. Citado 2 vezes nas páginas 14 e 16.
- HODGES, D. H.; PIERCE, G. A. *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. 2nd edition. ed. New York: Cambridge University Press, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 20.
- KEHOE, M. W. A historical overview of flight flutter testing. In: *National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Program*. [S.l.: s.n.], 1995. Citado na página 14.
- MAGAZINE, F. I. *Edição de Agosto de 1919 da Flight International Magazine*. 1919. <https://archive.org/details/Flight_International_Magazine_1919-08-07-pdf/mode/2up>. Citado na página 16.
- MAGAZINE, F. I. *Edição de Setembro de 1952 da Flight International Magazine*. 1952. <https://archive.org/details/Flight_International_Magazine_1919-08-07-pdf/mode/2up>. Citado na página 16.
- MARQUI, C. d. *Estudo Teórico e Experimental de um Controlador para Supressão de ‘Flutter’*. Tese (Doutorado) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, Brasil, 2004. Citado na página 14.
- MELO, F. Q.; CARNEIRO, J. *Física I*. Azurém: Universidade do Minho, 2008. Citado na página 23.
- MENDES, R. C. F. *Interação Entre Esteiras Aerodinâmicas de Turbinas de Eixo Horizontal em Arranjos*. Tese (Doutorado) — Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, Brasília, Brasil, 2020. Citado 3 vezes nas páginas 6, 29 e 30.

NASA. *Transonic Dynamics Tunnel*. 2016. Transonic Dynamics Tunnel - Aeroelasticity Branch. 28 Dez. 2022 <<https://aeroelasticity.larc.nasa.gov/facilities/transonic-dynamics-tunnel/>>. Citado na página 21.

O'NEIL, T.; GILLIATT, H.; STRGANAC, T. W. Investigations of aeroelastic response for a system with continuous structural nonlinearities. *Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, v. 37, n. 96-1390, 1996. Citado 5 vezes nas páginas 6, 14, 23, 24 e 28.

OPPENHEIM, A. V.; WILLSKY, A. S.; NAWAB, S. H. *Signals & Systems (2nd Ed.)*. USA: Prentice-Hall, Inc., 1996. ISBN 0138147574. Citado na página 32.

PATIL, M. J.; HODGES, D. H.; CESNIK, C. E. Limit-cycle oscillations in high-aspect-ratio wings. *Journal of fluids and structures*, Elsevier, v. 15, n. 1, p. 107–132, 2001. Citado na página 20.

SANCHES, P. A. M. *Projeto de Aparato Aeroelástico com Superfície de Controle e Compensador*. Dissertação (Mestrado) — Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, Universidade Estadual Paulista, Ilha Solteira, Brasil, 2022. Citado 8 vezes nas páginas 6, 14, 20, 23, 24, 25, 26 e 28.

SERVICE, N. Z. A. S. *Aircraft broke up in-flight as a result of 'rudder flutter,' says CAA*. 2020. Citado na página 16.

SILVA, G.; SILVESTRE, F.; DONADON, M. Active and passive control for acceleration reduction of an aeroelastic typical wing section. *Journal of Vibration and Control*, 2018. Citado 3 vezes nas páginas 6, 21 e 22.

WESTIN, M. F. *Aeroelastic Modeling and Experimental Analysis of a Flexible Wing for Wind Tunnel Flutter Test*. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil, 2010. Citado 2 vezes nas páginas 31 e 50.

APÊNDICE A – Modelo Variação do Centro de Massa

Além de considerar a velocidade e a coalescência dos modos de *flutter* nas placas, é apresentado um modelo para analisar a interferência da posição do centro de massa, pois este é um dos parâmetros que mais influenciam o fenômeno.

Para este fim, propõe-se um modelo de bala inspirado no trabalho de (WESTIN, 2010), envolvendo a sua disposição na extremidade da placa.

A bala é pode ser posicionada em vários pontos ao longo da corda, sendo fixada por pressão com o auxílio de três parafusos M3. Ela é constituída por uma base e uma tampa, e apresenta seis compartimentos para a inserção de ímãs de neodímio, permitindo a variação da massa sobre a placa.

As dimensões da bala são:

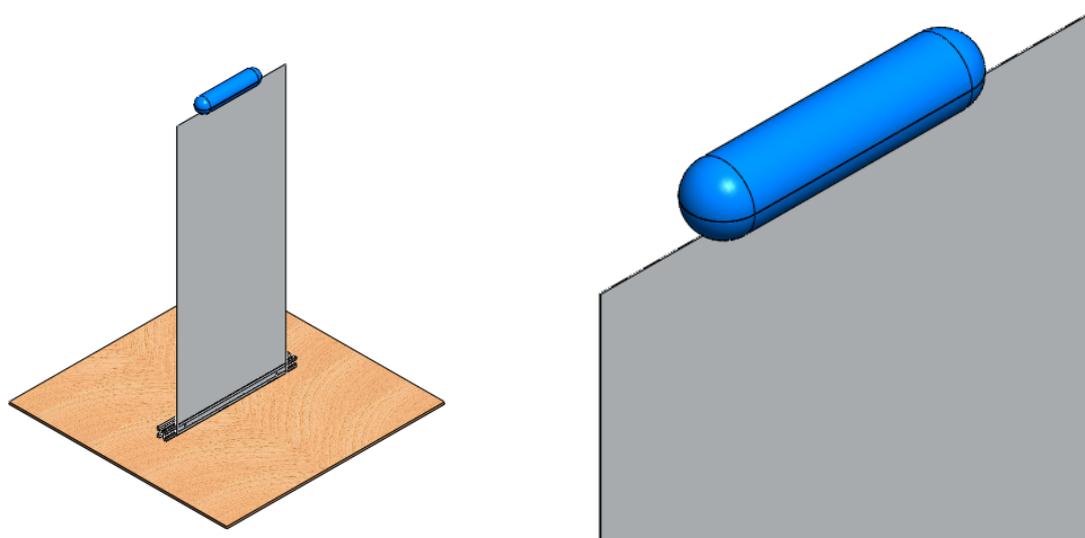
- diâmetro: 32mm;
- comprimento: 142mm;
- massa da base: 66g;
- massa da tampa: 36g;
- diâmetro do ímã: 22mm;
- comprimento do ímã: 10mm;
- massa de cada ímã: 28g.

As Fig. 38 a 39 demonstram o desenho da bala bem como sua disposição na placa.

Ela foi confeccionada em impressão 3D utilizando-se o material PLA, conforme Fig. 40.

Todavia, alguns empecilhos encontrados ao longo dos testes sem a bala, como a deflexão da placa e o extenso tempo de processamento dos dados no *Tracker*, dificultaram o entendimento das variáveis que influenciam o experimento.

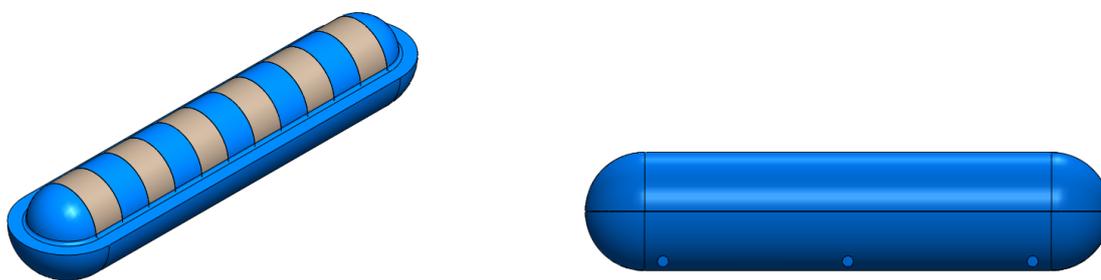
Devido ao tempo de duração do projeto, não foi possível realizar os testes utilizando a bala. O modelo proposto fica então como sugestão para trabalhos futuros.



(a) Vista afastada.

(b) Vista aproximada.

Figura 38 – Modelo 3D do aparato com a bala.



(a) Sem tampa.

(b) Com tampa.

Figura 39 – Modelo 3D da bala.



(a) Bala com tampa aberta



(b) Bala com tampa fechada

Figura 40 – Modelo da bala impresso em PLA.

APÊNDICE B – Repositório

[Link para Repositório do Trabalho no Google Drive](#)