

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

MATHEUS MARTINES DOS SANTOS

**Projeto, construção, caracterização e validação de um modelo experimental para a investigação
de fenômenos aeroelásticos**

São João da Boa Vista

2023

Matheus Martines dos Santos

Projeto, construção, caracterização e validação de um modelo experimental para a investigação de fenômenos aeroelásticos

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Profº Dr. Vagner Candido De Sousa

São João da Boa Vista

2023

S237p	Santos, Matheus Martines dos Projeto, construção, caracterização e validação de um modelo experimental para a investigação de fenômenos aeroelásticos / Matheus Martines dos Santos. -- São João da Boa Vista, 2023 37 f. : il., tabs., fotos Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista Orientador: Vagner Candido de Sousa 1. Aeroelasticidade. 2. Tuneis aerodinamicos. 3. Simulação por computador. I. Título.
-------	--

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

Essa ficha não pode ser modificada.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**PROJETO, CONSTRUÇÃO, CARACTERIZAÇÃO E VALIDAÇÃO DE UM MODELO
EXPERIMENTAL PARA A INVESTIGAÇÃO DE FENÔMENOS AEROLÁSTICOS**

Aluno: Matheus Martines dos Santos
Orientador: Prof. Dr. Vagner Candido de Sousa

Banca Examinadora:

- Vagner Candido de Sousa (Orientador)
- Edemar Morsch Filho (Examinador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinadora)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Processo nº 058/2023)
--

São João da Boa Vista, 23 de junho de 2023

DADOS CURRICULARES

MATHEUS MARTINES DOS SANTOS

NASCIMENTO 06/01/2000 - Jundiaí / SP

FILIAÇÃO Adriano dos Santos
Rosemary Magosso Martines dos Santos

2018 / 2023 Formação acadêmica (Bacharel em Engenharia Aeronáutica)
Faculdade de Engenharia de São João da Boa Vista - FESJ / UNESP

RESUMO

Neste trabalho foi projetado, construído, caracterizado e verificado um aparelho experimental para investigar o fenômeno de flutter. O aparato experimental construído possui 2 graus de liberdade, composto por dois pares de vigas de aço mola que fornecem rigidez em translação e um fio-mola que fornece rigidez em rotação. Foi utilizado um modelo de asa rígida feito de isopor com o perfil NACA 0012. Utilizando um modelo aerodinâmico não estacionário implementado no software MatLab, foi encontrada uma velocidade crítica de flutter teórica de 9,5 m/s. Realizando ensaios em túnel de vento com o aparelho experimental, encontrou-se um valor de 9 m/s para a velocidade real. Obteve-se um erro de 5,5% entre as velocidades teórica e real. Pode-se concluir que o dispositivo construído atendeu as expectativas e obteve resultados esperados, visto que foi possível observar fenômenos aeroelásticos com características semelhantes ao flutter.

PALAVRAS-CHAVE: Aeroelasticidade. Flutter. Modelo experimental. Túnel de vento

ABSTRACT

In this work, an experimental device was designed, built, characterized and verified to investigate the flutter phenomenon. The constructed experimental apparatus has 2 degrees of freedom, composed of two pairs of spring steel beams that provide protection in translation and a spring wire that provides security in rotation. A rigid wing model made of Styrofoam with the NACA 0012 profile was used. Using a non-stationary aerodynamic model implemented in MatLab software, a theoretical flutter critical velocity of 9.5 m/s was found. Carrying out tests in a wind tunnel with the experimental apparatus, a value of 9 m/s was found for the real velocity. An error of 5.5% was obtained between theoretical and real velocities. It can be concluded that the constructed device met expectations and obtained expected results, since it was possible to observe aeroelastic phenomena with characteristics similar to flutter.

KEYWORDS: Aeroelasticity. Flutter. Experimental model. Wind tunnel.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

1	Seção típica com dois graus de liberdade.	11
2	Aparato experimental proposto por Conner.	13
3	Desenho CAD do dispositivo projetado.	14
4	Etapas do processo de construção do aparato experimental.	14
5	Asa rígida utilizada nos ensaios.	15
6	Fotografia do modelo em configuração de pêndulo para a medição do momento de inércia.	16
7	Interface do software Tracker. Determinação do período de oscilação.	17
8	Gráfico da posição vs tempo do modelo em configuração de pêndulo.	17
9	Teste de vibração livre para translação.	18
10	Teste de vibração livre para rotação.	18
11	Resposta no tempo de translação simulada para velocidade de escoamento de 9 m/s	21
12	Resposta no tempo de rotação simulada para velocidade de escoamento de 9 m/s	22
13	Resposta no tempo de translação simulada para velocidade de escoamento de 9,5 m/s	22
14	Resposta no tempo de rotação simulada para velocidade de escoamento de 9,5 m/s	23
15	Resposta no tempo de translação simulada para velocidade de escoamento de 10 m/s	23
16	Resposta no tempo de rotação simulada para velocidade de escoamento de 10 m/s	24
17	Aparato experimental montado à frente do túnel de vento soprador.	25
18	Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 7 m/s. . . .	25
19	Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 7 m/s. . . .	26
20	Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 7 m/s à uma condição inicial maior.	26
21	Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 7 m/s à uma condição inicial maior.	27
22	Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 8,15 m/s . .	27
23	Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 8,15 m/s. . . .	28
24	Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 8,40 m/s . .	28
25	Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 8,40 m/s. . . .	29
26	Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 9 m/s . . .	29
27	Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 9 m/s. . . .	30
28	Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 9,5 m/s . .	30
29	Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 9,5 m/s. . . .	31

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Parâmetros aeroelásticos experimentais.	20
--	----

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

TCC	Trabalho de conclusão de curso
UNESP	Universidade Estadual Paulista
CG	Centro de gravidade
CAD	Computer aided design

LISTA DE SÍMBOLOS

I_{α}	Momento de inércia
T_{α}	Período de oscilação
m	Massa em rotação
g	Aceleração da gravidade local
d	Distância entre o eixo elástico e o CG
ζ	Razão de amortecimento
u_P	Deslocamento no início de um ciclo
u_Q	Deslocamento no fim de um ciclo
ζ_h	Razão de amortecimento de translação
ω_{dh}	frequência natural amortecida de translação
ζ_{α}	Razão de amortecimento de rotação
$\omega_{d\alpha}$	frequência natural amortecida de rotação
ω_o	Frequência natural
k	Rigidez
ω_d	Frequência natural amortecida
k_h	Rigidez de translação
k_{α}	Rigidez de rotação
b	Semi corda
l	Envergadura
c	Distância entre o eixo elástico e metade da corda
x_{α}	Distância do CG
m_t	Massa em translação
ω_{α}	Frequência natural não amortecida em rotação
ω_h	Frequência natural não amortecida em translação

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	10
1.1	Modelo de uma seção típica	11
1.2	Objetivo	12
2	PROJETO E CONSTRUÇÃO	13
2.1	Revisão Bibliográfica	13
2.2	Dispositivo projetado e construído	13
3	CARACTERIZAÇÃO DOS PARÂMETROS EXPERIMENTAIS	16
3.1	Propriedades inerciais	16
3.2	Razão de amortecimento	18
3.3	Rigidez	19
3.4	Sumário dos parâmetros experimentais	20
4	RESULTADOS	21
4.1	RESULTADOS TEÓRICOS	21
4.2	RESULTADOS EXPERIMENTAIS	24
5	CONCLUSÃO	32
	REFERÊNCIAS	33

1 INTRODUÇÃO

Fenômenos aeroelásticos são resultados da interação entre forças elásticas, inerciais e aerodinâmicas. Nesse sentido, forças aerodinâmicas são induzidas por deformações estáticas ou oscilatórias da estruturas, assim como por forças externas ao sistema. Tais fenômenos já são observados desde o início da aviação, de acordo com os relatos de (COLLAR, 1959), (ASHLEY, 1970), (GARRICK, 1976), (GARRICK; III, 1981), (FRIEDMANN, 1999).

Aeroelasticidade é a área do conhecimento que tem como foco o comportamento de um corpo elástico imerso em um escoamento aerodinâmico. Os fenômenos aeroelásticos podem ser divididos em fenômenos de estabilidade ou de resposta, e estes subdivididos em fenômenos estáticos e dinâmicos (FOERSCHING, 1979).

Os problemas aeroelásticos ganharam maior destaque a partir dos primeiros anos da Segunda Guerra Mundial, pois a busca por aeronaves mais rápidas e leves fez com que tais problemas se tornassem mais presentes na aviação. A princípio, as velocidades empregadas eram relativamente baixas e as estruturas rígidas o suficiente para impedir a maioria dos fenômenos aeroelásticos, no entanto ao aumentar as velocidades e a flexibilidade das estruturas, aumentou-se significativamente a ocorrência de tais fenômenos. Assim, o estudo do comportamento aeroelástico teve um grande impacto no projeto de aeronaves da época, sendo até hoje objeto de grande importância no projeto das aeronaves atuais (DUGUNDJI, 2003).

O flutter é um fenômeno aeroelástico dinâmico, que entre todos os outros se destaca, devido a que sua ocorrência está ligada intimamente a falhas estruturais catastróficas. Tal fenômeno ocorre quando a aeronave ou um de seus componentes, passa a apresentar um comportamento oscilatório e autoexcitado ao ultrapassar uma determinada velocidade de voo, essa velocidade é chamada de velocidade crítica de flutter (BISPLINGHOFF; ASHLEY, 1962), (FUNG, 2008). Para velocidades menores que a de flutter, toda oscilação será amortecida. No entanto, ao ultrapassar a velocidade crítica, ao sofrer qualquer perturbação a aeronave irá começar a oscilar de maneira autoexcitada e com amplitude crescente, gerando assim falhas estruturais.

Por conta do caráter catastrófico do flutter, os ensaios em voo são mais complexos e perigosos. Assim, testes em túnel de vento são uma alternativa mais segura e viável para estudar o fenômeno aeroelástico. Existem duas abordagens comumente utilizadas nesses testes. A primeira é a utilização de modelos de asas flexíveis, como proposto por (MUKHOPADHYAY, 1995). Este método se aproxima mais de um caso real de flutter, no entanto é muito mais complexo e tende a danificar os equipamentos utilizados e o túnel de vento. Sendo assim, a segunda abordagem é considerada mais segura. Nela utilizam-se modelos de asas rígidas combinados com dispositivos flexíveis, conforme sugerido por (WASZAK, 1998), (KO; STRGANAC; KURDILA, 1999), e (CHOWDHURY; SARKAR, 2003).

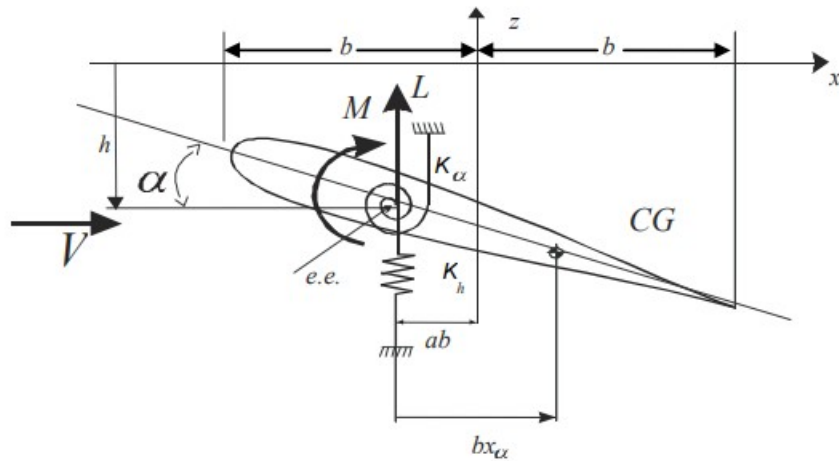
No presente trabalho será realizado o projeto, construção e testes em túnel de vento de um aparelho experimental para flutter, utilizando um modelo de asa rígida. Para isso, serão analisados modelos já existentes na literatura. Assim, partindo das referências pesquisadas um modelo próprio será projetado no software SolidWorks. Posteriormente, a construção do modelo será realizada seguindo as

especificações do desenho. Tendo finalizado a construção do aparelho, será realizada a caracterização do modelo experimental. Tendo obtido os parâmetros, um modelo numérico será implementado a fim de determinar a velocidade crítica de flutter. Por fim, testes em túnel de vento serão realizados, com o intuito de determinar experimentalmente a velocidade de flutter e compará-la com a obtida teoricamente.

1.1 MODELO DE UMA SEÇÃO TÍPICA

Na figura 1 temos o esquemático de uma seção típica com dois graus de liberdade (rotação e translação) que será utilizada para representar o sistema analisado. Tem-se o deslocamento horizontal h com sentido positivo para baixo, e a variação angular α com sentido horário como positivo. A rigidez associada ao movimento de translação está representada por uma mola linear k_h , enquanto que para rotação tem-se uma mola de torção k_α , ambas estão fixadas no eixo elástico da seção.

Figura 1 – Seção típica com dois graus de liberdade.



Fonte: Adaptado de (TAVARES, 2009).

Segundo (HODGES; PIERCE, 2011), a equação de movimento de uma seção típica para dois graus de liberdade é dada por:

$$m\ddot{h} + k_h h + S_\alpha \ddot{\alpha} = -L \quad (1)$$

$$S_\alpha \ddot{h} + I_\alpha \ddot{\alpha} + K_\alpha \alpha = M \quad (2)$$

Onde m é a massa do aerofólio; I_α é o momento de inércia do perfil aerodinâmico em torno do eixo elástico; S_α é o momento estático da estrutura; $\ddot{h}$ se refere a aceleração vertical; e $\ddot{\alpha}$ é a aceleração angular.

Para obter uma estimativa da velocidade crítica de flutter do modelo experimental será realizada uma simulação numérica. Nela, o modelo aerodinâmico não estacionário utilizado será a aproximação exponencial de (JONES, 1938), uma versão alternativa aos modelos clássicos de (THEODORSEN, 1935) e de (WAGNER, 1924) representada no espaço de estados e que é capaz de representar carregamentos aerodinâmicos associados a movimentos arbitrários de aerofólio.

Este modelo leva em consideração comportamentos não lineares, portanto tornou-se uma boa opção para modelar o dispositivo experimental, visto que este possui diversas não linearidades devido a diversos fatores, como por exemplo, folga no fio-mola. Além disso, outro fator levado em consideração na escolha do método foi que este modelo já foi utilizado em diversos trabalhos com propostas semelhantes, em que não linearidades também estavam presentes no dispositivo experimental, mostrando-se ser um método válido para estimativa do comportamento da asa.(SOUSA, 2016) (VASCONCELLOS, 2012)

1.2 OBJETIVO

O objetivo do trabalho é o projeto, construção, caracterização e validação de um modelo experimental para a investigação de fenômenos aeroelásticos. Resumidamente, para alcançar o objetivo proposto os seguintes processos serão realizados:

1. Pesquisa de modelos experimentais já existentes.
2. Realização do projeto em software CAD.
3. Construção do modelo experimental.
4. Caracterização dos parâmetros experimentais.
5. Simulação Numérica do modelo experimental.
6. Ensaios em túnel de vento.

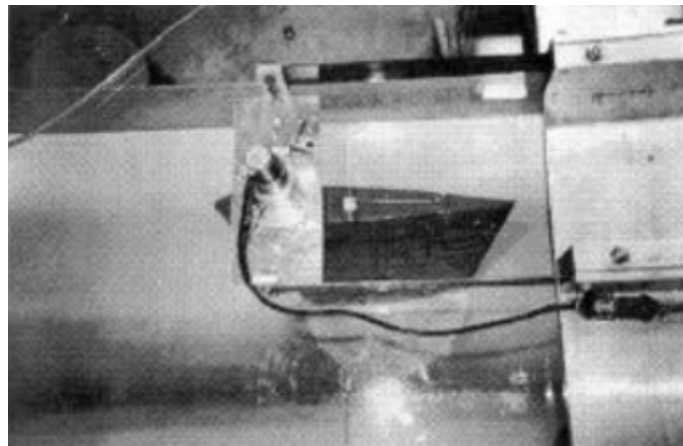
2 PROJETO E CONSTRUÇÃO

2.1 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Para elaboração do projeto do modelo experimental foram analisados trabalhos anteriores, a fim de encontrar a configuração que pudesse ser adequada para atender os objetivos do trabalho dentro dos recursos disponíveis e as características do túnel utilizado nos experimentos.

Após analisar trabalhos experimentais de diversos autores, o que mais se destacou foi o dispositivo para ensaios aeroelásticos utilizado por (CONNER, 1996). O aparato consistia em dois pares de vigas biengastadas dispostas em paralelo, que ofereciam rigidez à flexão, e um fio-mola que passava por um eixo tubular para fornecer rigidez à torção. Esse eixo estava localizado a um quarto do comprimento da asa e conectado ao dispositivo flexível.

Figura 2 – Aparato experimental proposto por Conner.



Fonte: (CONNER, 1996).

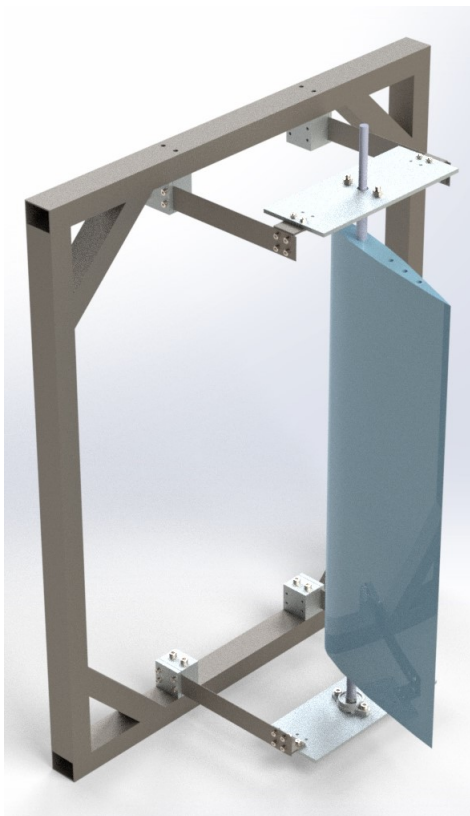
Esta configuração foi escolhida pois é um modelo validado que já foi amplamente utilizado em diversos trabalhos anteriores (SOUSA, 2016) e (TAVARES, 2009). Além disso, outro ponto que levou a escolha desse modelo foi a facilidade com que este poderia ser adequado ao túnel de vento disponível, como também a possibilidade de modificar diversos parâmetros a fim de possibilitar a ocorrência do fenômeno de flutter dentro da faixa de velocidade disponível do túnel de vento.

2.2 DISPOSITIVO PROJETADO E CONSTRUÍDO

O aparato experimental consiste de uma asa rígida feita de ISOPOR, contendo um eixo de alumínio de 10 mm de diâmetro localizado a $\frac{1}{4}$ de corda, sendo montada verticalmente ao longo de sua envergadura. As extremidades do eixo estão ligadas a duas placas de alumínio através de rolamentos e mancais, garantindo assim o deslocamento angular da seção. As placas por sua vez estão engastadas dois pares de vigas flexíveis de aço mola por meio de uma de suas extremidades, permitindo o movimento de translação da asa. Para adicionar rigidez ao grau de liberdade de torção, na placa superior também foi adicionado um suporte para apoiar um fio de aço mola com diâmetro de 1,5 mm

que atravessa o eixo de rotação. Além disso, para garantir que o fenômeno de flutter ocorra dentro da faixa de velocidade disponível do túnel de vento, foi acrescentada uma barra roscada atravessando a asa, permitindo assim o ajuste do CG. Por fim, a outra extremidade das vigas de aço mola estão fixadas em um quadro soldado feito de metalon.

Figura 3 – Desenho CAD do dispositivo projetado.



Fonte: Produção do próprio autor.

Antes de iniciar a construção do modelo, todo o projeto foi desenhado no software CAD SolidWorks, a fim de evitar retrabalho e desperdício de materiais. Na figura 3 temos o modelo desenvolvido. Após a confirmação da viabilidade do modelo utilizando o software, foi realizada a construção do modelo.

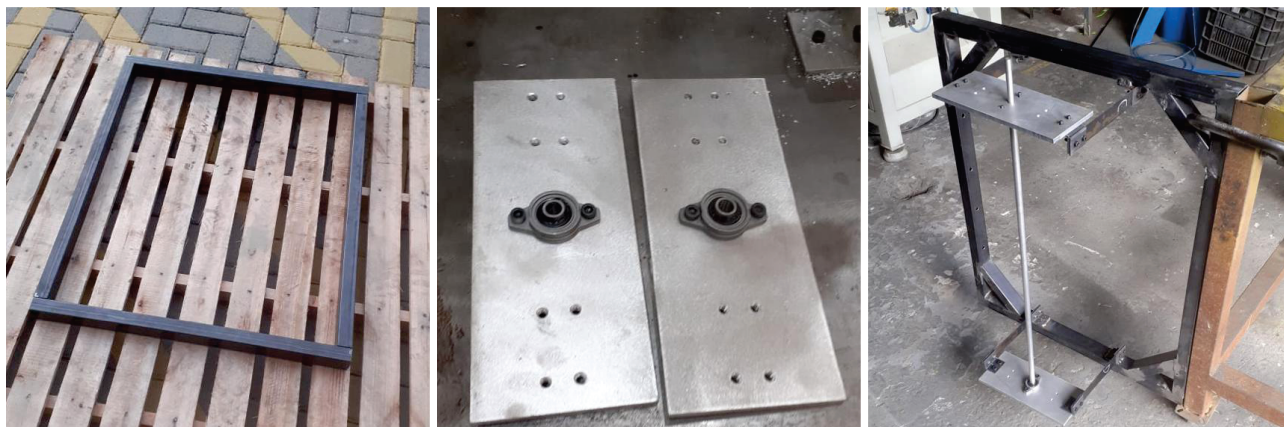
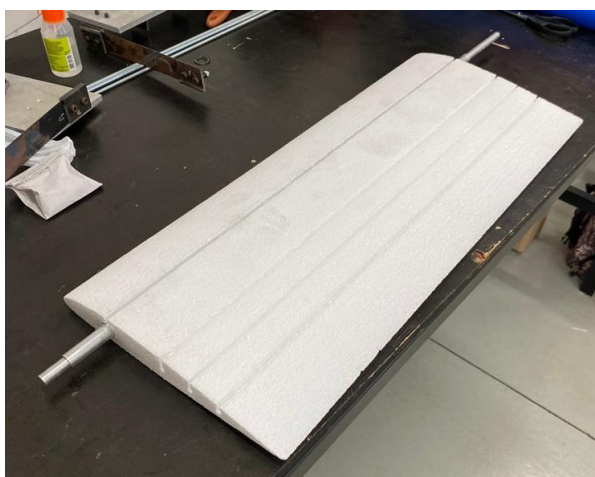


Figura 4 – Etapas do processo de construção do aparato experimental.

Na figura 4 temos as etapas do processo de construção. Primeiramente, foi construído o quadro de suporte, para isso foram cortados os pedaços de metalon seguindo as medidas do desenho, que posteriormente foram soldadas. Em seguida, foram usinadas as placas de alumínio utilizando uma fresadora, para garantir que as placas fossem idênticas, ambas foram esquadrejadas e furadas juntas, evitando assim qualquer desalinhamento do eixo na montagem. O eixo de alumínio foi torneado e furado para encaixar nos mancais e ser atravessado pelo fio-mola. As vigas de aço mola foram cortadas a partir de uma barra maior, e furadas para serem fixadas posteriormente. Para prender as vigas de aço mola, assim como apoiar o fio-mola, foram usinados diversos suportes a partir de cantoneiras. Assim, com todas as peças usinadas, foi realizada a montagem do aparato experimental. Para a realização dos testes foi utilizado uma asa rígida feita de isopor com o perfil NACA 0012 (figura 5).

Figura 5 – Asa rígida utilizada nos ensaios.



Fonte: Produção do próprio autor.

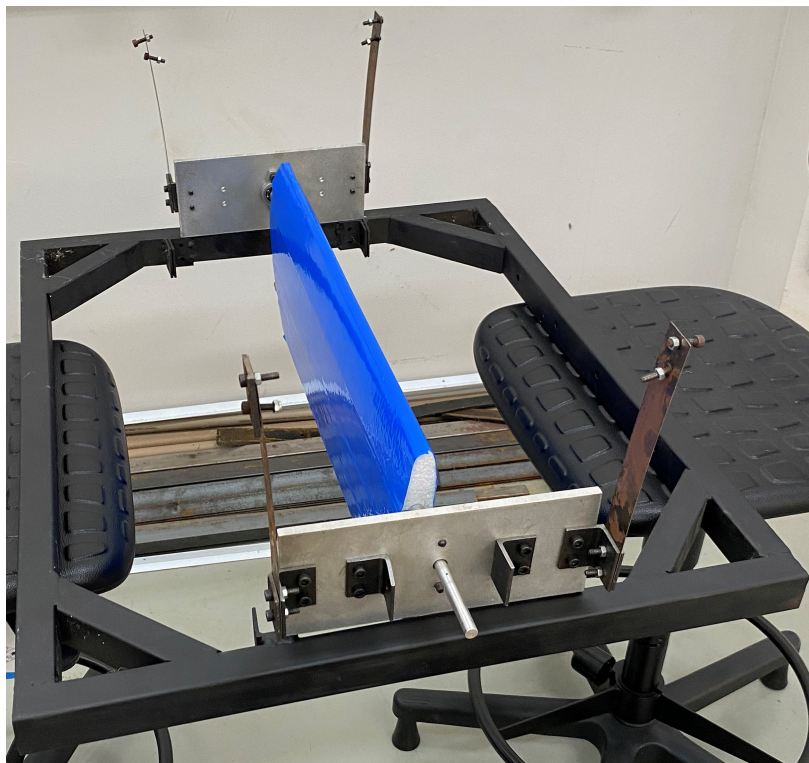
3 CARACTERIZAÇÃO DOS PARÂMETROS EXPERIMENTAIS

A fim de fornecer dados ao modelo numérico utilizado para estimar a velocidade de flutter do modelo, foi realizada uma identificação dos parâmetros experimentais. Primeiramente, foram identificados os parâmetros inerciais do modelo: massas de translação e rotação, posição do CG e momento de inércia da seção. Em seguida, também foram estimadas as razões de amortecimento e rigidez dos dois graus de liberdade do sistema (translação e rotação). Para conseguir determinar essas características do sistema, foram realizados testes em diversas condições, que foram filmados e posteriormente analisados utilizando o software Tracker. Este programa permite analisar as filmagens e fazer o rastreamento de pontos, que a partir de uma escala previamente definida, consegue fornecer as posições em cada instante de tempo dos pontos de referência, gerando assim os gráficos que foram utilizados para determinar os parâmetros do dispositivo experimental.

3.1 PROPRIEDADES INERCIAIS

A massa total em rotação (Aerofólio + Eixo + Haste) é de 0,49 kg. Enquanto que a massa em translação que inclui a massa em rotação somada com as placas, mancais, vigas e elementos de fixação possui um total de 2,34 kg. O CG foi determinado equilibrando a asa, já com o eixo central e a haste de ajuste do CG, em cima de uma tira de MDF com espessura de 2mm, e medindo a distância entre o ponto de equilíbrio e o eixo elástico. Essa distância foi de 40mm.

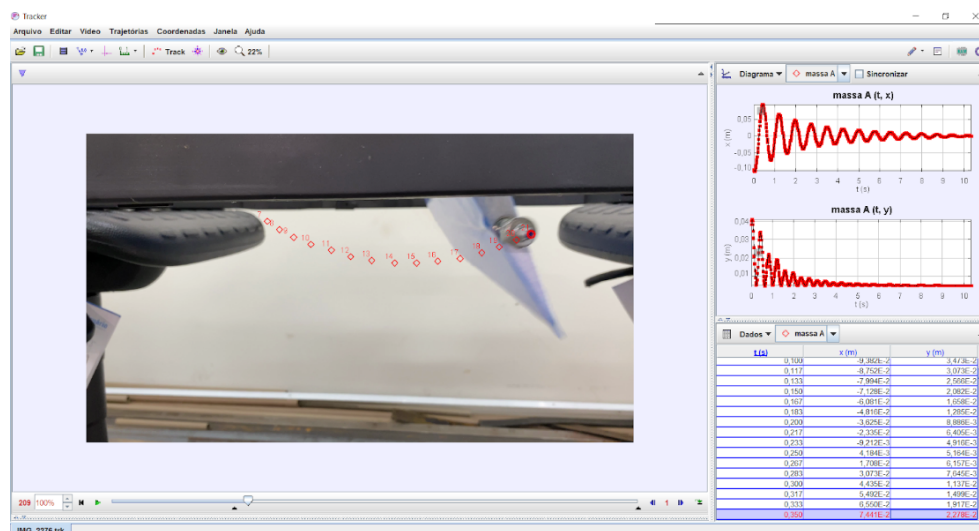
Figura 6 – Fotografia do modelo em configuração de pêndulo para a medição do momento de inércia.



Fonte: Produção do próprio autor.

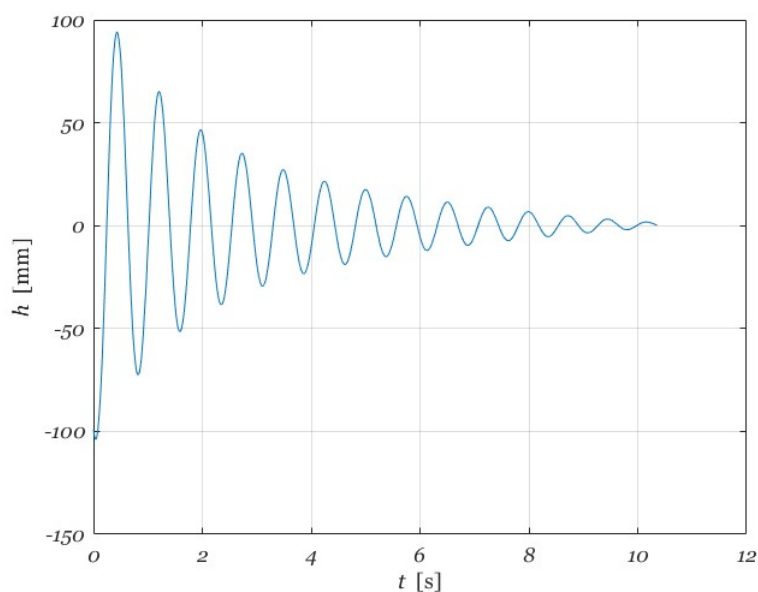
O momento de inércia I_α foi determinado colocando a asa horizontalmente em uma condição de rotação livre, como mostra a figura 6. Então, foi aplicado um ângulo arbitrário de entrada no sistema e a oscilação foi medida a partir do software de análise de vídeo (figura 7) com a filmagem feita do experimento. Os dados obtidos estão mostrados na figura 8, e com esses dados foi encontrado o período de oscilação do sistema, com um valor de 0,733s. Utilizando a equação do pêndulo, $T_\alpha = 2\pi\sqrt{I_\alpha/(mgd)}$, onde m é a massa em rotação, g é a aceleração da gravidade local ($9.7876 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$), e d é a distância entre o eixo elástico e o CG, o momento de inércia foi determinado como $2,61 \times 10^{-3} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$.

Figura 7 – Interface do software Tracker. Determinação do período de oscilação.



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 8 – Gráfico da posição vs tempo do modelo em configuração de pêndulo.



Fonte: Produção do próprio autor.

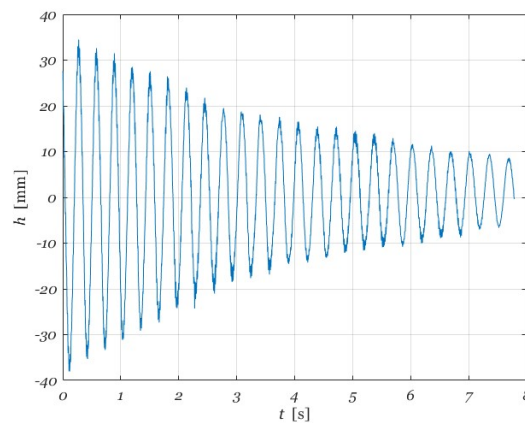
3.2 RAZÃO DE AMORTECIMENTO

Pelo método de decremento logarítmico (CRAIG, 1981), a razão de amortecimento para um baixo amortecimento ($\zeta < 0.2$) pode ser aproximada por,

$$\zeta = \frac{1}{2\pi} \ln \frac{u_P}{u_Q} \quad (1)$$

onde u_P e u_Q são dois picos de deslocamentos sucessivos. Para obter a razão de amortecimento do grau de liberdade de translação, o movimento de rotação foi travado e um teste de vibração livre foi realizado (figura 9). Assim, com os dados obtidos do teste e 1 a razão de amortecimento para translação foi determinada como sendo $\zeta_h = 0,016$. Temos também a partir da figura 9, que a frequência natural amortecida do grau de liberdade de translação é $\omega_{dh} = 20,17$ rad/s.

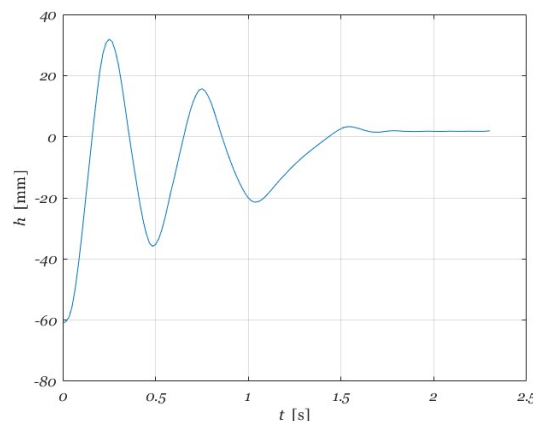
Figura 9 – Teste de vibração livre para translação.



Fonte: Produção do próprio autor.

Do mesmo modo, foi realizado um teste de vibração livre para rotação (figura 10), porém desta vez restringindo o movimento de translação do modelo. Assim encontrou-se a razão de amortecimento de rotação como sendo $\zeta_\alpha = 0,113$, e a frequência natural amortecida de rotação como sendo $\omega_{d\alpha} = 12,54$ rad/s.

Figura 10 – Teste de vibração livre para rotação.



Fonte: Produção do próprio autor.

3.3 RIGIDEZ

A frequência natural não amortecida é uma característica própria do sistema, dependendo apenas de sua massa e rigidez, podendo ser determinada por,

$$\omega_o = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (2)$$

onde m é a massa do sistema e k a rigidez. Por sua vez, sabendo a massa do sistema e a frequência pode-se determinar a rigidez, rearranjando a equação da seguinte maneira,

$$k = m\omega_o^2 \quad (3)$$

Com a razão de amortecimento e a frequência natural amortecida, pode-se determinar a frequência natural não amortecida utilizando a seguinte relação,

$$\omega_d = \omega_o \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (4)$$

$$\omega_o = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \quad (5)$$

As equações acima referem-se ao grau de liberdade de translação, para o grau de rotação o processo é realizado de maneira semelhante porém para obter a frequência natural não amortecida é utilizada a seguinte equação:

$$\omega_o = \sqrt{\frac{k}{I_\alpha}} \quad (6)$$

Onde I_α é o momento de inércia da seção. Então, conhecendo o momento de inércia e a frequência do sistema, pode-se rearranjar a equação para obter-se a rigidez de rotação do sistema,

$$k = I_\alpha \omega_o^2 \quad (7)$$

Assim, utilizando dados obtidos nos testes de vibração livre para translação e rotação, sabendo que a massa de translação do sistema é de $m = 2,34$ kg e o momento de inércia para rotação é de $I_\alpha = 2,61 \times 10^{-3}$ kg·m², a rigidez para translação encontrada foi de $k_h = 952$ N/m e para rotação $k_\alpha = 0,414$ N/m.

3.4 SUMÁRIO DOS PARÂMETROS EXPERIMENTAIS

Os parâmetros experimentais obtidos nos experimentos foram sintetizados na tabela 1.

Tabela 1 – Parâmetros aeroelásticos experimentais.

Símbolo	Valor	Unidade	Descrição
b	0,125	m	Semi corda
l	0,50	m	Envergadura
c	-0,0625	m	Distância entre o eixo elástico e metade da corda
x_α	0,04	m	Distância do CG
m	0,49	kg	Massa de rotação
m_t	2,34	kg	Massa de translação
I_α	0,00261	kg·m ²	Momento de inércia
k_α	0,414	N·m	Rigidez (rotação)
k_h	952	N·m	Rigidez (translação)
ζ_α	0,113	—	Razão de amortecimento (rotação)
ζ_h	0,016	—	Razão de amortecimento (translação)
ω_α	12,62	rad/s	Frequência natural não amortecida (rotação)
ω_h	20,17	rad/s	Frequência natural não amortecida (translação)

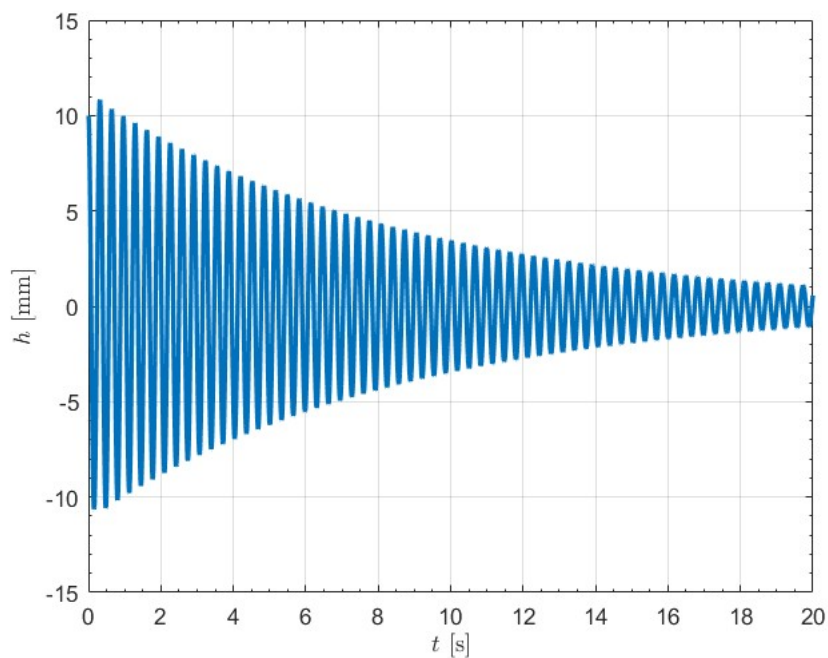
Fonte: Produção do próprio autor.

4 RESULTADOS

4.1 RESULTADOS TEÓRICOS

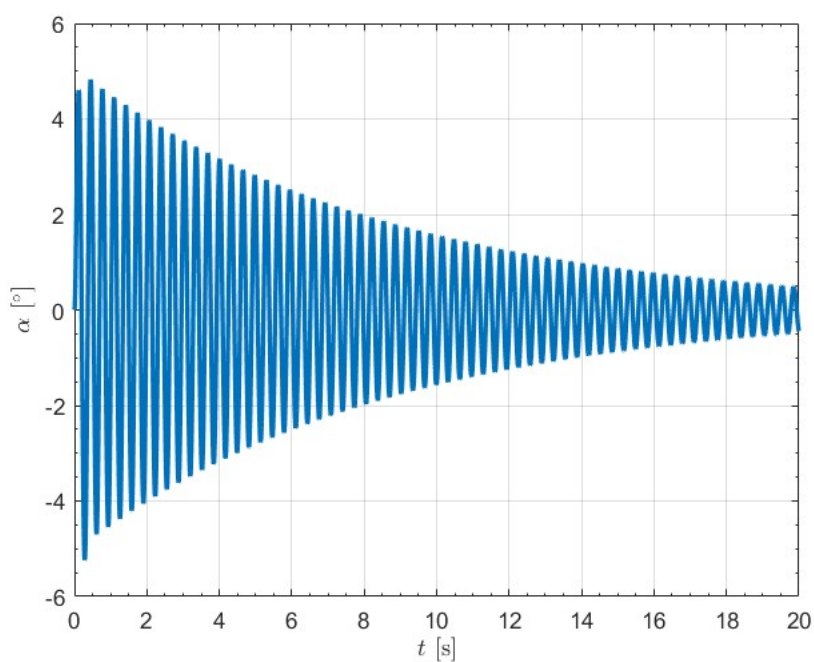
Com os dados obtidos presentes na tabela 1, utilizando o software MATLAB com o modelo aerodinâmico implementado, foram rodadas diversas simulações para diferentes velocidades do escoamento. Nas figuras 11 e 12, temos a resposta no tempo para uma velocidade de escoamento de 9 m/s, em translação e rotação respectivamente. Observa-se um comportamento amortecido do sistema, indicando assim estar abaixo da velocidade de flutter.

Figura 11 – Resposta no tempo de translação simulada para velocidade de escoamento de 9 m/s



fonte: Elaborada pelo próprio autor.

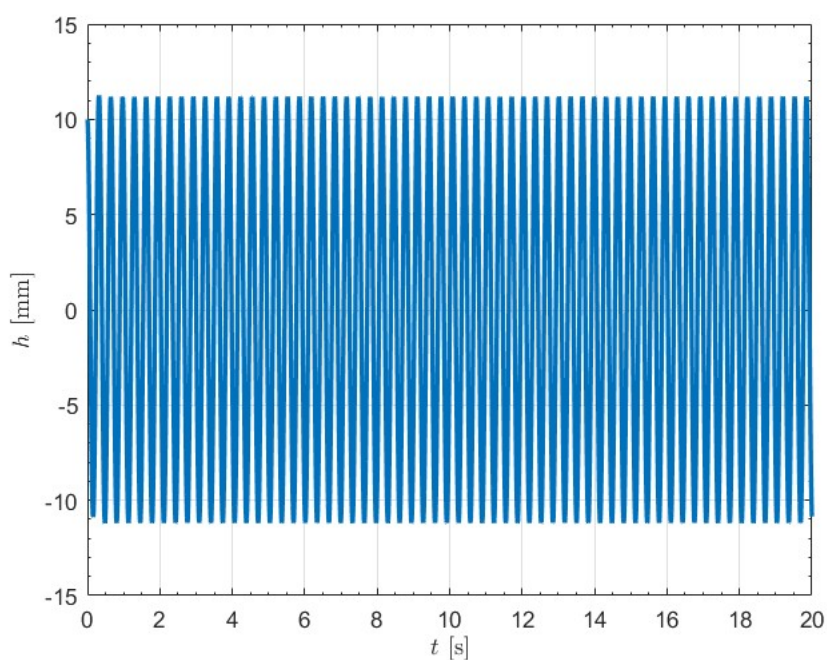
Figura 12 – Resposta no tempo de rotação simulada para velocidade de escoamento de 9 m/s



Fonte: Produção do próprio autor.

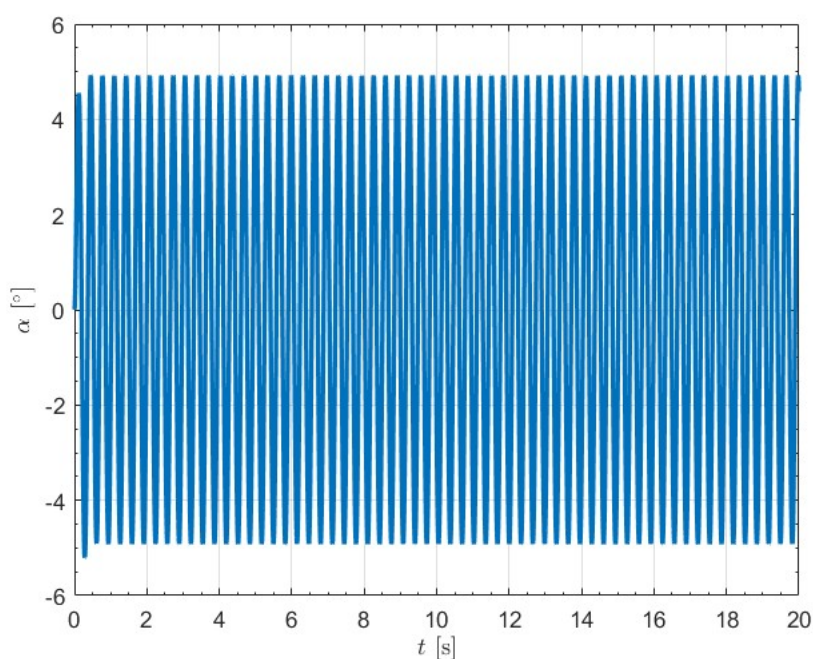
Em seguida, na figuras 13 e 14 temos resposta do sistema no domínio do tempo para a velocidade do escoamento de 9,5 m/s. Pode-se observar que o sistema está apresentando características próprias do fenômeno de flutter, oscilando de maneira auto excitada e com amplitude constante.

Figura 13 – Resposta no tempo de translação simulada para velocidade de escoamento de 9,5 m/s



Fonte: Produção do próprio autor.

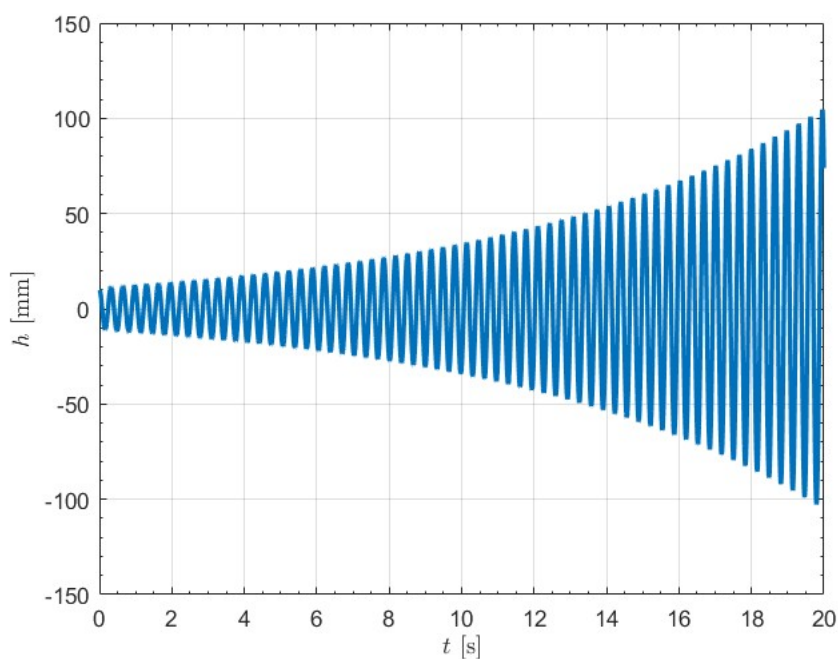
Figura 14 – Resposta no tempo de rotação simulada para velocidade de escoamento de 9,5 m/s



Fonte: Produção do próprio autor.

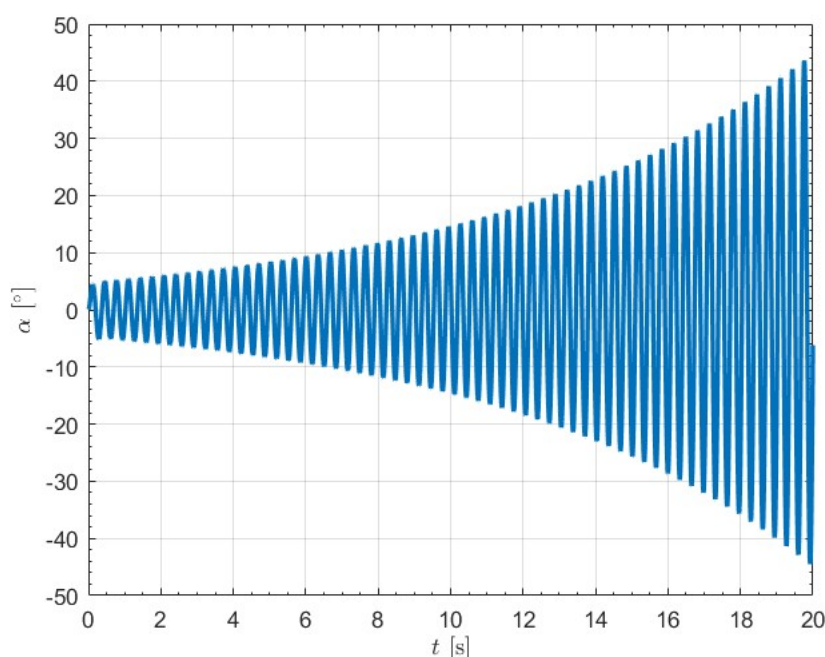
Por fim, nas figuras 15 e 16 temos a simulação para uma velocidade de 10 m/s. O sistema já ultrapassou a velocidade crítica de flutter, apresentando oscilações auto excitantes com amplitudes crescentes, sendo um comportamento comum a sistemas instáveis. Portanto, utilizando a simulação numérica a velocidade crítica de flutter teórica encontrada foi de 9,5 m/s.

Figura 15 – Resposta no tempo de translação simulada para velocidade de escoamento de 10 m/s



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 16 – Resposta no tempo de rotação simulada para velocidade de escoamento de 10 m/s



Fonte: Produção do próprio autor.

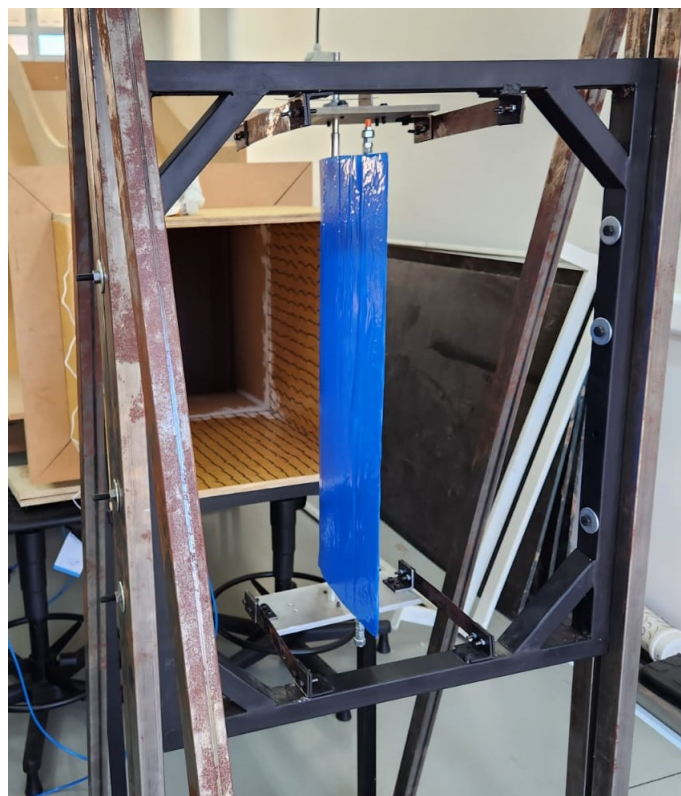
4.2 RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Para realização dos experimentos, o aparato experimental foi montado à frente da saída do túnel de vento soprador, conforme mostra a figura 17. Nos ensaios realizados foram utilizados instrumentos de medição para medir tanto o escoamento do sistema quanto os deslocamentos nos dois graus de liberdade da asa. O túnel possui duas tomadas de pressão conectadas a um manômetro digital que envia a diferença de pressão a um microcontrolador Arduino que retorna a velocidade do escoamento. Uma câmera foi posicionada perpendicularmente acima do aparato, e pontos de referência foram marcados para posteriormente as filmagens dos ensaios serem analisadas com o software de análise de vídeo, obtendo assim os deslocamentos nos graus de liberdade do sistema.

Foram realizados vários ensaios variando a velocidade do escoamento em (7,0; 8,15; 8,4; 9,0; 9,5 m/s). Essas velocidades foram escolhidas tendo em vista o ajuste disponível no inversor do motor do túnel de vento, como também dando preferência a velocidades próximas à velocidade crítica de flutter encontrada com o modelo numérico. Para cada ensaio, foi aplicada uma perturbação arbitrária no sistema e foram medidos os deslocamentos em translação e rotação do modelo no domínio do tempo. Essas respostas permitem visualizar a evolução do comportamento do sistema à medida que este caminha para a velocidade crítica de flutter.

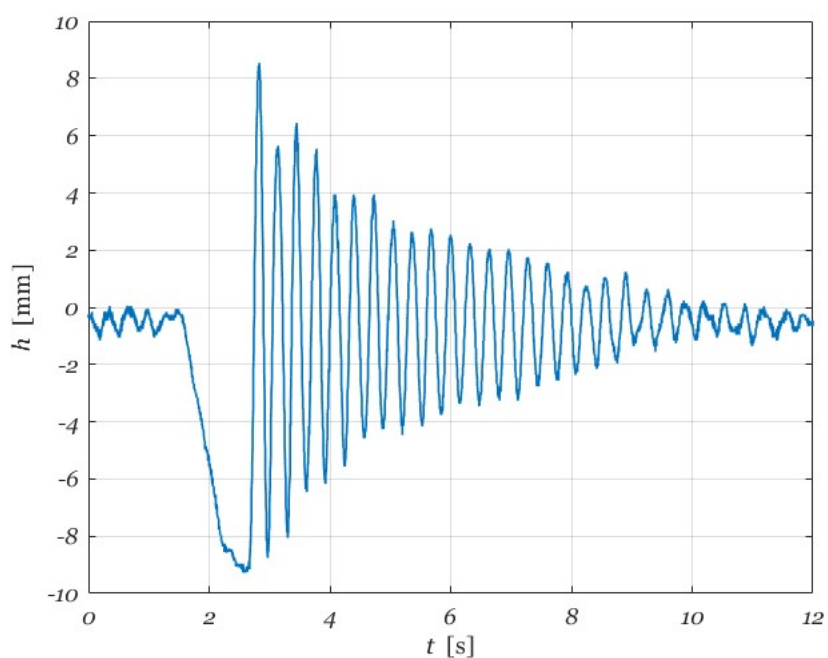
Nas Figuras 18 e 19 observa-se a resposta do sistema no domínio do tempo para a velocidade do escoamento de 7 m/s. Na primeira figura temos o deslocamento em translação, enquanto que na segunda o deslocamento angular. A partir de uma entrada (pequeno deslocamento inicial em translação) observa-se que a resposta oscilatória do sistema aeroelástico, em ambos graus de liberdade, é amortecida com a evolução do tempo.

Figura 17 – Aparato experimental montado à frente do túnel de vento soprador.



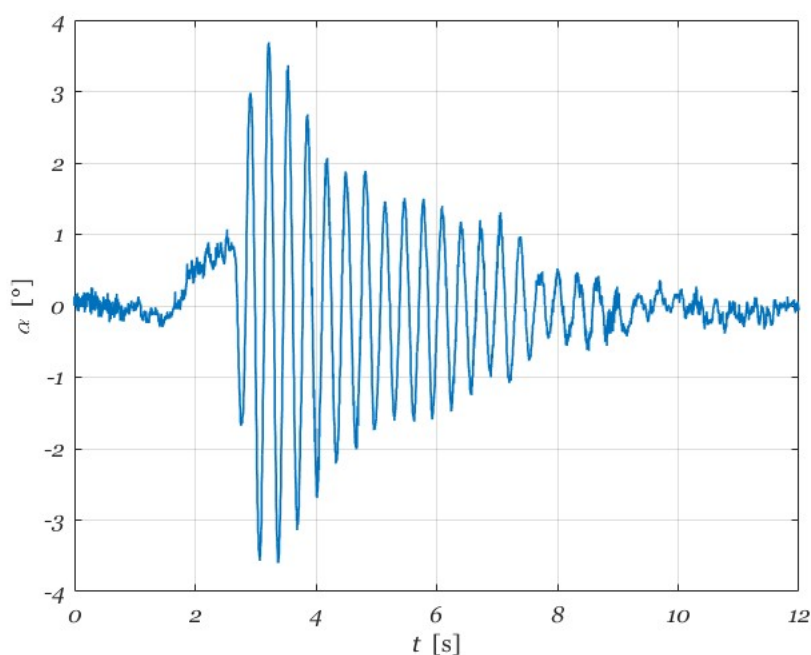
Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 18 – Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 7 m/s.



Fonte: Produção do próprio autor.

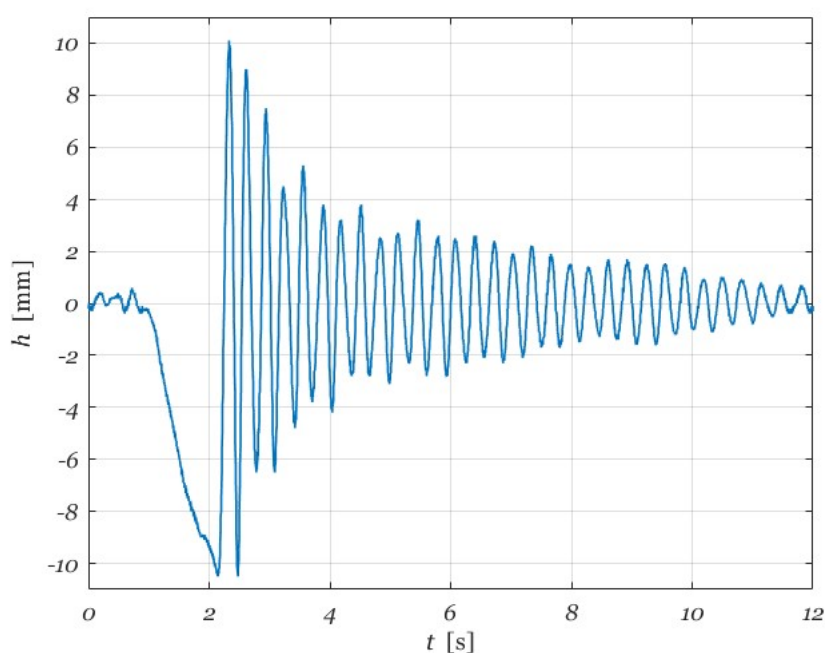
Figura 19 – Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 7 m/s.



Fonte: Produção do próprio autor.

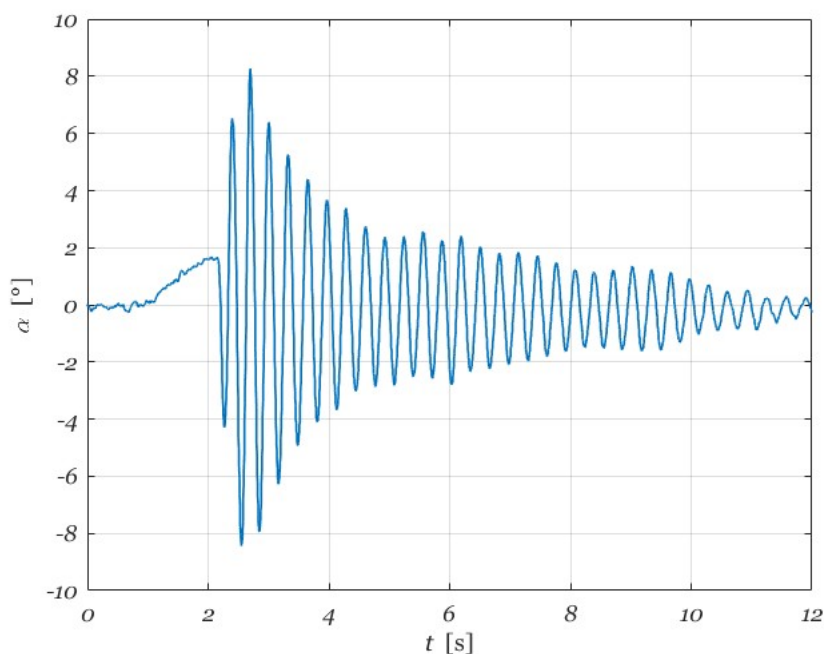
Somente para a velocidade de 7 m/s foi realizado um segundo ensaio, porém aplicando uma perturbação inicial maior ao sistema, as respostas estão nas figuras 20 e 21. Observa-se que as condições iniciais não alteram o comportamento amortecido do sistema. Sendo assim nos ensaios subsequentes foram aplicadas perturbações arbitrárias ao sistema.

Figura 20 – Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 7 m/s à uma condição inicial maior.



Fonte: Produção do próprio autor.

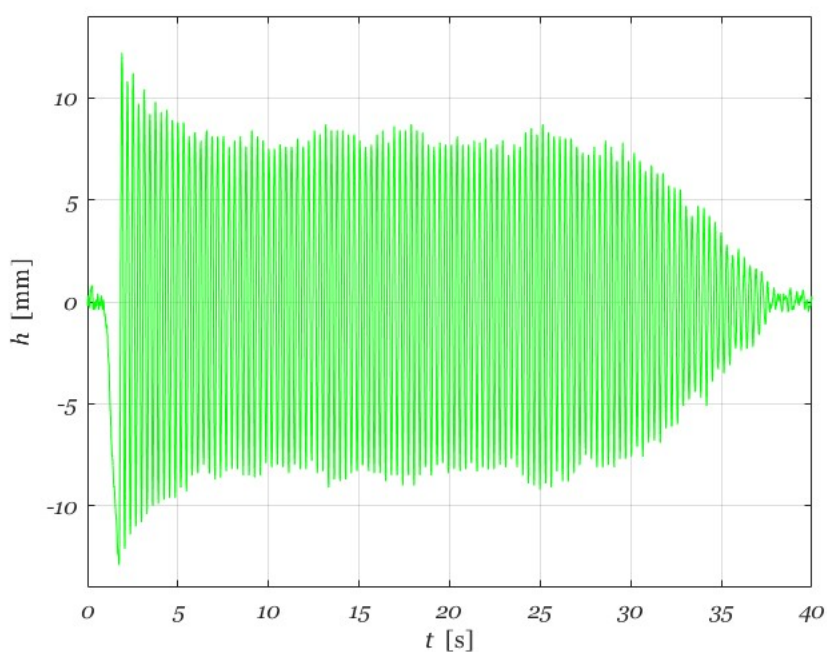
Figura 21 – Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 7 m/s à uma condição inicial maior.



Fonte: Produção do próprio autor.

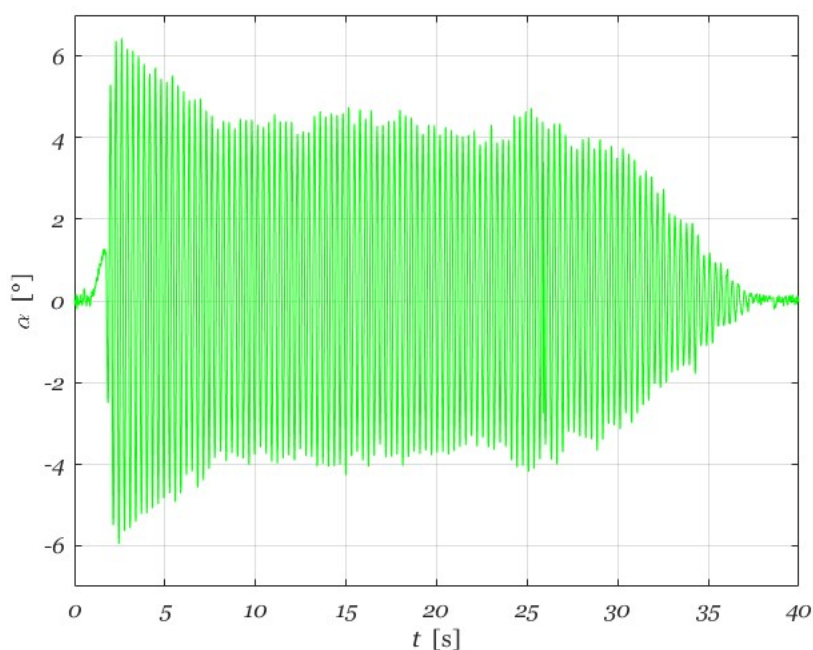
Nas figuras 22 e 23 observa-se a resposta do sistema no domínio do tempo para a velocidade do escoamento de 8,15 m/s. Na primeira figura temos o deslocamento em translação, enquanto que na segunda o deslocamento angular. Verifica-se que o sistema apesar de continuar sendo amortecido, teve uma redução do amortecimento aerodinâmico, tendo em vista que as oscilações penduram até o tempo $t = 37s$.

Figura 22 – Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 8,15 m/s



Fonte: Produção do próprio autor.

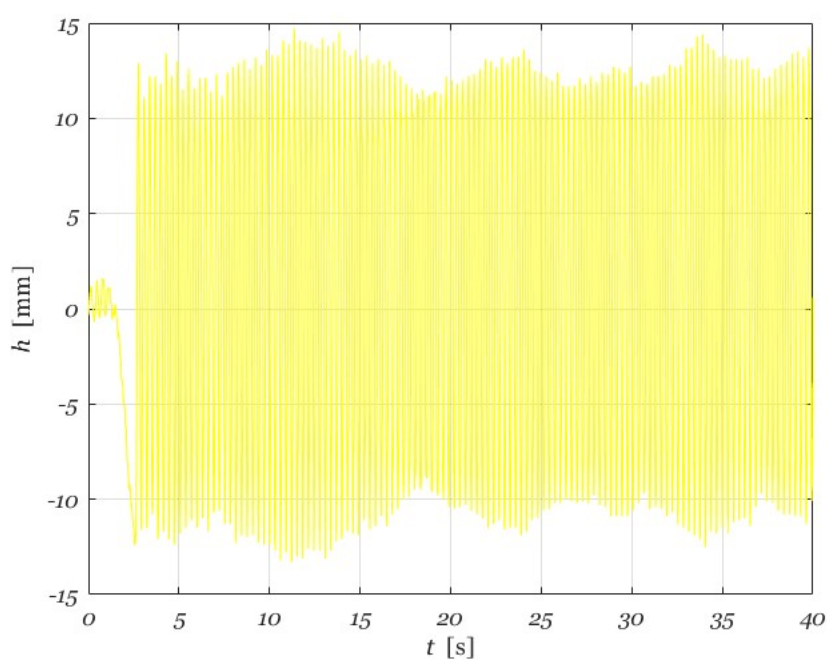
Figura 23 – Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 8,15 m/s.



Fonte: Produção do próprio autor.

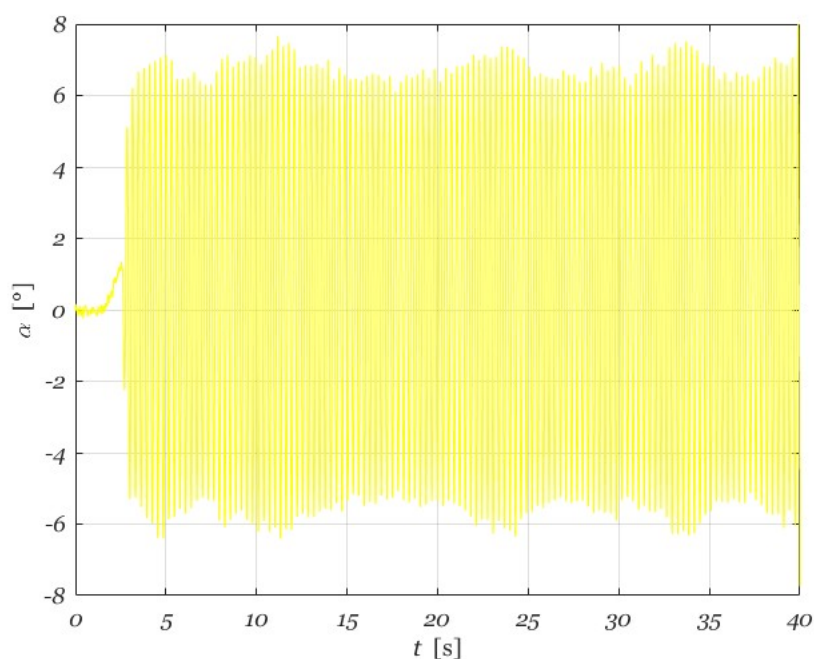
Nas figuras 24 e 25 observa-se a resposta do sistema no domínio do tempo para a velocidade do escoamento de 8,4 m/s. Observa-se que o sistema está se aproximando do comportamento característico do flutter, no entanto a amplitude não foi constante. Essa faixa de transição provavelmente se deve às características não lineares do sistema, erros em alguma etapa da montagem ou folgas nas junções que podem ter acrescentado essas não linearidades.

Figura 24 – Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 8,40 m/s



Fonte: Produção do próprio autor.

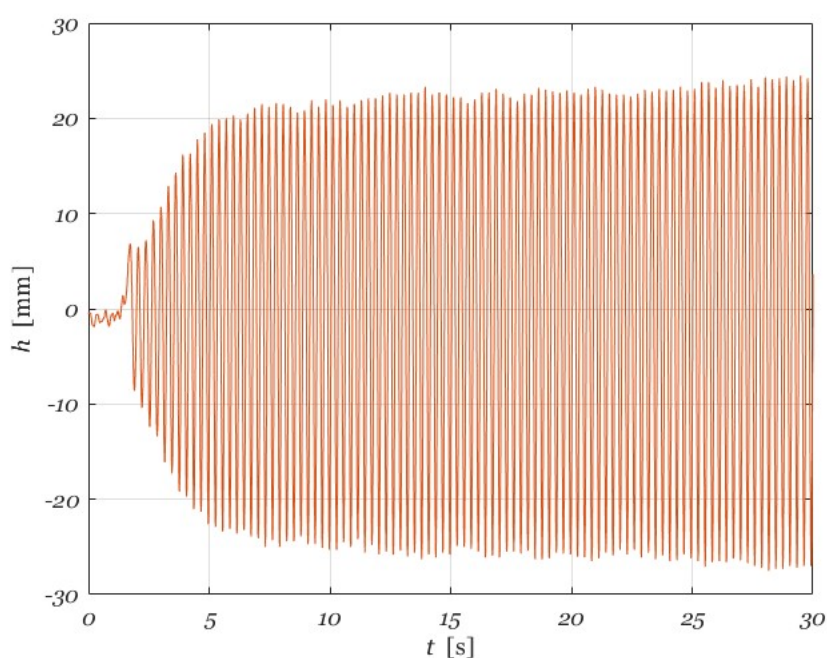
Figura 25 – Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 8,40 m/s.



Fonte: Produção do próprio autor.

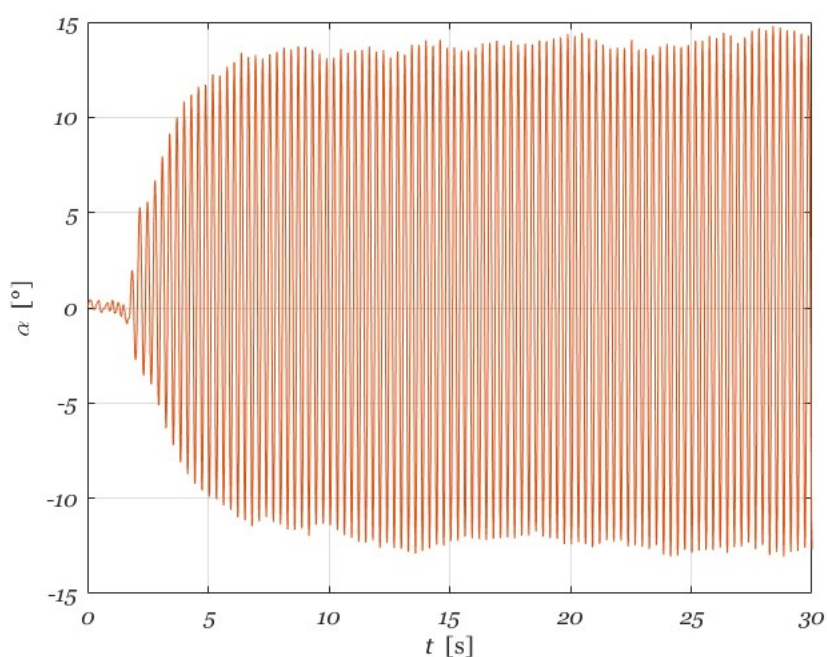
Nas figuras 26 e 27 observa-se a resposta do sistema no domínio do tempo para a velocidade do escoamento de 9 m/s. O sistema oscila de maneira auto excitada e com amplitude constante, a partir de uma perturbação mínima ao sistema, tal comportamento possui características próximas ao flutter, porém devido a não linearidades do sistema, o modelo apresentou um comportamento mais próximo de oscilações de ciclo limite (LCO).

Figura 26 – Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 9 m/s



Fonte: Produção do próprio autor.

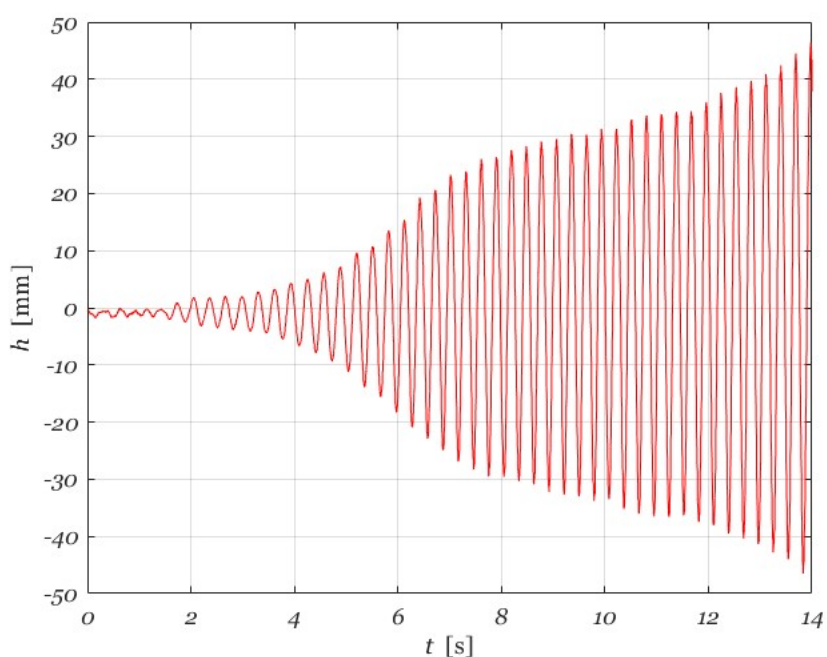
Figura 27 – Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 9 m/s.



Fonte: Produção do próprio autor.

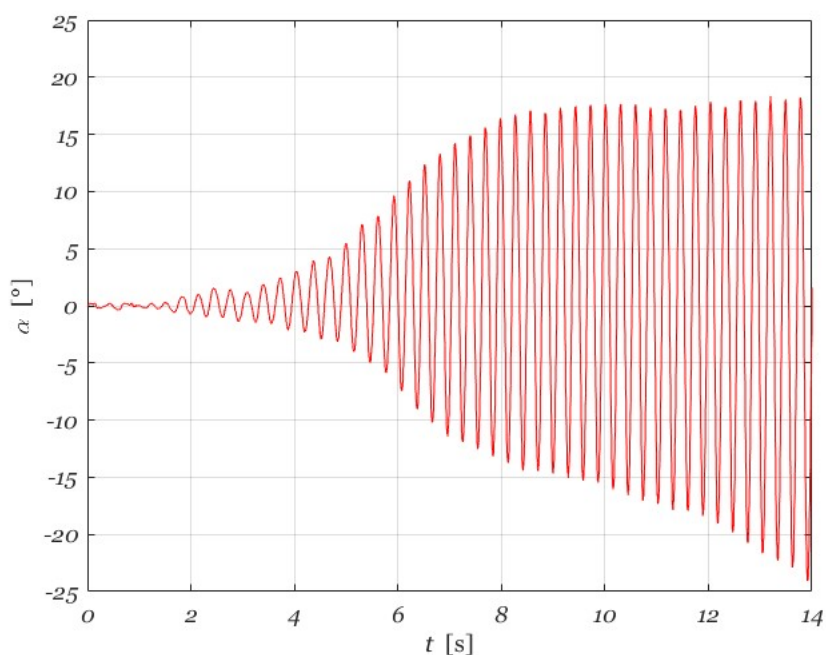
Nas figuras 28 e 29 observa-se a resposta do sistema no domínio do tempo para a velocidade do escoamento de 9,5 m/s. O escoamento está a uma velocidade maior do que a velocidade crítica de flutter. Sendo assim, observa-se características típicas de um sistema instável: oscilações auto excitantes com amplitudes crescentes.

Figura 28 – Resposta no tempo de translação para velocidade de escoamento de 9,5 m/s



Fonte: Produção do próprio autor.

Figura 29 – Resposta no tempo de rotação para velocidade de escoamento de 9,5 m/s.



Fonte: Produção do próprio autor.

Portanto, a velocidade crítica de flutter medida experimentalmente foi de 9 m/s. Utilizando o modelo numérico a velocidade crítica de flutter teórica foi 9,5 m/s. Entre a velocidade calculada e a velocidade medida temos um erro de 5,5%. Esse erro provavelmente se deve a não linearidades do sistema, causadas por folga no fio-mola e também o atrito nos rolamentos que não puderam ser perfeitamente computadas no modelo teórico.

5 CONCLUSÃO

Um dispositivo experimental para análise de fenômenos aeroelásticos foi projetado e construído. Foi realizada a caracterização dos parâmetros experimentais por meio de ensaios. Um modelo aerodinâmico foi implementado com os dados do aparelho, e assim foi obtido a velocidade crítica de flutter teórica de 9,5 m/s. Tendo uma previsão da velocidade de ocorrência do fenômeno, o dispositivo experimental foi montado à frente do túnel de vento soprador e foram realizados diversos ensaios. Com os testes realizados foi possível determinar a velocidade de flutter como sendo 9 m/s. Obteve-se um erro de 5,5% entre a velocidade medida e a velocidade prevista pelo modelo.

Assim, pode-se concluir que o dispositivo experimental atendeu as expectativas e obteve-se os resultados esperados, visto que foi possível observar fenômenos aeroelásticos com comportamento próximos ao do flutter previsto, porém devido a não linearidades causadas por folgas e assimetrias na montagem, o sistema apresentou características próximas a oscilações de ciclo limite ao invés do fenômeno linear de flutter. As etapas para alcançar o objetivo do trabalho: projeto, construção, caracterização e validação do dispositivo experimental foram concluídas com sucesso e obteve-se um erro relativamente baixo (5,5%) entre a velocidade crítica de flutter experimental e teórica.

Algumas sugestões para trabalhos futuros:

1. Modificar o projeto do dispositivo experimental para se obter 3 graus de liberdade;
2. Utilizar outros métodos para obtenção dos dados experimentais;
3. Investigar novas formas de acoplar o eixo da asa nas placas usinadas a fim de diminuir o atrito causado pelos rolamentos;
4. Diminuir a massa total do sistema utilizando furos de alívio;
5. Estudar o efeito causado pelo uso de outros perfis aerodinâmicos.

REFERÊNCIAS

- ASHLEY, H. Aeroelasticity: Applied mechanics reviews. p. 119–129, 1970.
- BISPLINGHOFF, R.; ASHLEY, H. Principles of aeroelasticity, dover, new york. 1962.
- 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, v. 25, n. 14, p. 1763–1772, 2003.
- COLLAR, A. The second lanchester memorial lecture: Aeroelasticity—retrospect and prospect. **The Aeronautical Journal**, Cambridge University Press, v. 63, n. 577, p. 1–15, 1959.
- CONNER, M. D. **Nonlinear aeroelasticity of an airfoil section with control surface freeplay**. [S.l.]: Duke University, 1996.
- CRAIG, R. R. Structural dynamics. **An introduction to computer methods**, John Wiley & Sons, 1981.
- DUGUNDJI, J. Personal perspective of aeroelasticity during the years 1953-1993. **Journal of Aircraft**, v. 40, n. 5, p. 809–812, 2003.
- FOERSCHING, H. Aeroelasticity from the viewpoint of the designer. **Von Karman Inst. for Fluid Dyn. Aeroelastic Problems in Aircraft Design 32 p(SEE N 80-12000 03-01)**, 1979.
- FRIEDMANN, P. P. Renaissance of aeroelasticity and its future. **Journal of aircraft**, v. 36, n. 1, p. 105–121, 1999.
- FUNG, Y. C. **An introduction to the theory of aeroelasticity**. [S.l.]: Courier Dover Publications, 2008.
- GARRICK, I. Aeroelasticity-frontiers and beyond. **Journal of Aircraft**, v. 13, n. 9, p. 641–657, 1976.
- GARRICK, I.; III, W. H. R. Historical development of aircraft flutter. **Journal of Aircraft**, v. 18, n. 11, p. 897–912, 1981.
- HODGES, D. H.; PIERCE, G. A. **Introduction to structural dynamics and aeroelasticity**. [S.l.]: cambridge university press, 2011. v. 15.
- JONES, R. T. **Operational treatment of the nonuniform-lift theory in airplane dynamics**. [S.l.], 1938.
- KO, J.; STRGANAC, T. W.; KURDILA, A. J. Adaptive feedback linearization for the control of a typical wing section with structural nonlinearity. **Nonlinear Dynamics**, Springer, v. 18, p. 289–301, 1999.
- MUKHOPADHYAY, V. Flutter suppression control law design and testing for the active flexible wing. **Journal of Aircraft**, v. 32, n. 1, p. 45–51, 1995.
- SOUSA, V. C. d. **Effects of superelastic shape memory springs on the aeroelastic behavior of a typical airfoil section: passive vibration attenuation and energy harvesting applications**. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo, 2016.
- TAVARES, E. J. **Modelo experimental para ensaios de Flutter de uma seção típica aeroelástica**. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo, 2009.

THEODORSEN, T. General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter. **Annual Report of the National Advisory Committee for Aeronautics**, US Government Printing Office, v. 268, p. 413, 1935.

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

WAGNER, H. Über die entstehung des dynamischen auftriebes von tragflügeln. Humboldt-Universität zu Berlin, 1924.

WASZAK, M. R. **Modeling the benchmark active control technology wind-tunnel model for active control design applications**. [S.l.]: NASA Langley Research Center, 1998.