UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

MARCELA ALINE DULCINI DEMARZO

ESTUDO EXPERIMENTAL DOS EFEITOS DA POSIÇÃO DO EIXO
ELÁSTICO NOS LCOS INDUZIDOS POR ESTOL-DINÂMICO EM
AEROFÓLIO SOB A INFLUÊNCIA DE NÃO LINEARIDADE
ESTRUTURAL

São Carlos

2018

MARCELA ALINE DULCINI DEMARZO

ESTUDO EXPERIMENTAL DOS EFEITOS DA POSIÇÃO DO EIXO
ELÁSTICO NOS LCOS INDUZIDOS POR ESTOL-DINÂMICO EM
AEROFÓLIO SOB A INFLUÊNCIA DE NÃO LINEARIDADE
ESTRUTURAL

Dissertação apresentada à Escola de
Engenharia de São Carlos da Universidade de
São Paulo, como requisito para obtenção do
Mestrado.

Área de Concentração: Aeronaves

Orientador: Prof. Dr. Flávio Donizeti Marques

ESTE EXEMPLAR TRATA-SE DA
VERSÃO CORRIGIDA.
A VERSÃO ORIGINAL ENCONTRA-
SE DISPONÍVEL JUNTO AO
DEPARTAMENTO DE
ENGENHARIA MECÂNICA DA
EESC-USP.

São Carlos

2018

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

D372 Demarzo, Marcela Aline Dulcini
e ESTUDO EXPERIMENTAL DOS EFEITOS DA POSIÇÃO DO EIXO
 ELÁSTICO NOS LCOS INDUZIDOS POR ESTOL-DINÂMICO EM
 AEROFÓLIO SOB A INFLUÊNCIA DE NÃO LINEARIDADE
 ESTRUTURAL / Marcela Aline Dulcini Demarzo; orientador
 Flávio Donizeti Marques. São Carlos, 2018.

 Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação
 em Engenharia Mecânica e Área de Concentração em
 Aeronaves -- Escola de Engenharia de São Carlos da
 Universidade de São Paulo, 2018.

 1. Sistemas aeroelásticos. 2. Estol dinâmico. 3.
 Não linearidades. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidata: Engenheira **MARCELA ALINE DULCINI DEMARZO**.

Título da dissertação: "Estudo experimental dos efeitos da posição do eixo elástico nos LCOs induzidos por estol-dinâmico em aerofólio sob a influência de não linearidade estrutural".

Data da defesa: 02/07/2018.

Comissão Julgadora:

Prof. Assoc. **Flávio Donizeti Marques (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

Prof. Dr. **Leonardo Sanches**
(Universidade Federal de Uberlândia/UFU)

Prof. Dr. **Rui Marcos Grombone de Vasconcelos**
(Universidade Estadual Paulista "Júlio de Mesquita Filho"/UNESP- São João da Boa Vista)

Resultado:

APROVADO

Aprovado

APROVADO

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:
Prof. Associado **Gherhardt Ribatski**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:
Prof. Associado **Luís Fernando Costa Alberto**

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente à minha família, sempre muito presente, especialmente aos meus pais, Mauro Augusto Demarzo e Maria Augusta Dulcini Demarzo, pelo apoio e por me proverem a educação que me trouxe até aqui, e por estarem sempre participando de cada etapa de minha vida. Também às minhas irmãs Marina, Marisa, Márcia e Mariane, e ao meu sobrinho-irmão Matheus, por sempre me ajudarem e me apoiarem quando necessário.

Ao Professor Dr. Flávio Donizeti Marques pelo papel fundamental no planejamento e desenvolvimento desta dissertação. Sua orientação e dedicação foram essenciais.

A todos os professores e funcionários da Escola de Engenharia de São Carlos que de alguma forma contribuíram para a realização desse trabalho, principalmente aos técnicos do Laboratório de Dinâmica desta unidade. Agradeço também a todos os amigos que pude fazer neste período: Fernando Madureira, Bruno Boccato, David Diaz, Thales Pasqual, Matheus Vilar, entre outros, por tantos momentos agradáveis vividos juntos e pelos valiosos momentos de estudo.

Em especial, gostaria de dar ênfase a duas participações essenciais nesta trajetória pessoal e acadêmica. Gostaria de fazer um agradecimento ao meu grande e querido amigo Victor Cheidde Chaim por todos os momentos de apoio, pelas conversas filosóficas, pelas discussões teóricas e por todo conhecimento compartilhado no decorrer destes três anos de projeto de pesquisa, que foram inestimáveis. Também foi imprescindível neste processo meu querido amigo Bruno Pinheiro Carneiro, que me deu essencial apoio e suporte na fase final desta pesquisa, pelas horas de dedicação, pelo companheirismo incansável, pela parceria e amizade, que foram fundamentais para a conclusão deste estudo.

Finalmente, agradeço à CAPES (Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior) pelo suporte financeiro à essa pesquisa através da bolsa concedida.

RESUMO

DEMARZO, M. A. D. **Estudo experimental dos efeitos da posição do eixo elástico nos LCOs induzidos por estol-dinâmico em aerofólio sob a influência de não linearidade estrutural.** 2018. – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2018.

Não linearidades em sistemas aeroelásticos e seus efeitos devem ser considerados no desenvolvimento de projetos de estruturas aeronáuticas e de turbinas rotativas. Previsões desses fenômenos são complexas e seus efeitos, como vibrações e rupturas, devem ser prevenidos

A presente pesquisa analisa experimentalmente um aerofólio NACA0012 na condição de suspensão elástica, em movimento puro em arfagem, em túnel de vento sob efeito de não-linearidades aerodinâmicas e estruturais do tipo enrijecimento. O estudo visou contribuir com o entendimento desses fenômenos, principalmente das oscilações de ciclo limite (LCO) induzidas pelo estol dinâmico. O aparato experimental foi especificamente desenvolvido para os ensaios propostos, de forma a traduzir o modelo físico em um dispositivo capaz de simular e capturar as não-linearidades estruturais e aerodinâmicas, bem como possibilitar os deslocamentos de eixo elástico (EE) envolvidos no estudo.

Foram realizados ensaios com diferentes posições de EE e observada a resposta aeroelástica para diferentes velocidades de escoamento. Foram geradas séries temporais e aplicadas técnicas de identificação de Planos de fase, bifurcações de Hopf e estimativa do carregamento não estacionário. Também foram calculadas as correlações entre os resultados gerados com o deslocamento do EE em direção ao bordo de fuga.

Os resultados mostraram diferenças significativas no padrão de comportamento do aerofólio em função da mudança da posição do eixo elástico que, aliada ao incremento de velocidade de escoamento, proporcionaram o surgimento de diferentes comportamentos oscilatórios, com a manifestação de mais de um regime de estol dinâmico, além da sobreposição das não linearidades estruturais sobre as aerodinâmicas quando o EE está mais distante do bordo de ataque. Foi confirmado que a não linearidade cúbica contribui na indução e na manutenção dos LCOs, bem como tem papel fundamental no controle da amplitude de oscilação. Portanto, este trabalho proporcionou uma compreensão mais aprofundada sobre comportamento não-linear dos LCOs induzidos pelo estol dinâmico em diferentes configurações do sistema aeroelástico proposto.

Palavras-chave: Aeroelasticidade, não linearidade, estol dinâmico, Identificação de sistemas não lineares.

ABSTRACT

DEMARZO, M. A. D Experimental study of elastic axis position on the dynamic stall induced LCOs on an airfoil under influence of structural nonlinearity. 2018. – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2018.

Nonlinearities in aeroelastic systems and its effects should be considered in the development of aeronautical structures and rotating turbine designs. Predicting such phenomena is complex and its effects, such as vibration and rupture, should be prevented.

This report presents an experimental analysis of a NACA0012 airfoil in the condition of elastic suspension, in pure pitching, in a wind tunnel under aerodynamic and structural nonlinearities, the latter being of a hardening type. This study aimed to contribute to the understanding of these phenomena, mainly of the limit cycle oscillations (LCO) induced by the dynamic stall. The experimental apparatus was specifically developed for the proposed tests, in order to translate the physical model into a device capable of simulating and capturing the structural and aerodynamic nonlinearities, as well as repositioning the elastic axis (EE) to create the different testing conditions.

Tests with different EE positions were performed and the aeroelastic response was observed for different flow velocities. Thus, time series were generated, and the identification techniques of Phase planes, Hopf bifurcations, and non-stationary loading estimation were applied. Correlations between the results generated with the EE displacement towards the trailing edge were calculated.

The results showed significant differences in the pattern of the behavior of the airfoil due to the change in the elastic axis position, which, combined to the increase in flow velocity, gave rise to different oscillatory behaviors, with the manifestation of more than one dynamic stall regime, besides the overlapping of structural nonlinearities over aerodynamics when the EE is more distant from the leading edge. It was confirmed that the cubic nonlinearity contributes to the induction and maintenance of the limit cycle oscillations, as well as it plays a fundamental role in the control of oscillation amplitude. Therefore, this work generated detailed data on nonlinear behavior of LCOs induced by dynamic stall in different configurations of the proposed aeroelastic system.

Keywords: aeroelastic systems, non-linearity, stall, dynamic stall, Nonlinear system identification.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1: Campo de estudo da aeroelasticidade baseado no triângulo de Collar (COLLAR, 1946).....	19
Figura 2: Comparação da turbina eólica da GE de 220m de comprimento com o tamanho de monumentos conhecidos. (General Eletric, 2018)	23
Figura 3: Representação de uma seção típica com mola torcional, adaptado de DOWELL et al., (2015).....	24
Figura 4: Triângulo de forças na aeroelasticidade (PEREIRA, 2015).	31
Figura 5: Esquema da resposta de uma Oscilação de Ciclo Limite. (a): Não linearidade benigna. (b): Não linearidade prejudicial (Adaptado de DOWELL et al., 2015).....	37
Figura 6: Esquema conceitual da formação dos vórtices a partir do bordo de ataque e sua convecção através da corda, sendo consequência do aumento do ângulo de ataque e sua relação com a mudança de pressão em cada situação (ERICSSON; REDING, 1988).	40
Figura 7: Visualização da formação dos vórtices em um aerofólio NACA 0012 a um ângulo de ataque de 50 graus, sofrendo estol dinâmico. Adaptado de (CHOUDHRY et al., 2014)....	41
Figura 8: Esquema ilustrativo dos fenômenos físicos envolvidos na indução de oscilações pelo estol dinâmico e seus respectivos efeitos no Momento de Arfagem e Sustentação do Aerofólio. Adaptado de MARQUES et al., (2017).	44
Figura 9: Gráfico de Análise da Dinâmica do Aerofólio NACA 0012. Adaptado de ERICSSON, REDING (1971).	45
Figura 10: Características qualitativas do estol dinâmico de um aerofólio em oscilação. Adaptado de LEISHMAN (1990).	45
Figura 11: Efeito da amplitude no carregamento do estol dinâmico para um aerofólio oscilando em arfagem. Adaptado de CARR (1988).	46
Figura 12: Seção típica aeroelástica. Adaptado de BISPLINGHOFF, ASHLEY, HALFMAN (1955).	47
Figura 13: Seção típica para um grau de liberdade, arfagem pura.	50
Figura 14: Tipos de Bifurcação - (a) Supercrítica; (b) Subcrítica (VASCONCELLOS, 2012).	54
Figura 15: Correlação esquemática da obtenção do gráfico da Bifurcação de Hopf.	54

Figura 16: Figura representativa do Retrato de Fase. (a) Sistema massa-mola; (b) Respetivo retrato de fase.	56
Figura 17: Visão geral do aparato experimental.	59
Figura 18: Estrutura Base Pré-Existente.	60
Figura 19: Estrutura intercambiável desenvolvida e seus subsistemas.	61
Figura 20: Descrição do Perfil NACA 4 Dígitos.	62
Figura 21: Perfil NACA 0012.	62
Figura 22: Processo de reforma do aerofólio NACA 0012. (a) Reconstituição com Madeira Balsa; (b) Revestimento em Vinil Preto; (c) Resultado final do Aerofólio reformado.	63
Figura 23: Visão geral do sistema de fixação do aerofólio.	64
Figura 24: (a) Sistema de Fixação do Aerofólio; (b) detalhes do ajuste do sistema de posicionamento do bloco guiado.	65
Figura 25: (a) Vista superior do projeto do Sistema Preset; (b) Vista em perspectiva; (c) Vista lateral.	66
Figura 26: (a) Vista superior da montagem final do sistema preset; (b) Vista inferior da montagem final do sistema preset.	66
Figura 27: (a) Sistema de Fixação das Molas; (b) Molas e Extensores.	67
Figura 28: Fixação do Encoder ao sistema mecânico.	68
Figura 29: Componentes de um encoder óptico: (a) Componentes de funcionamento; (b) Exemplificação da formação das ondas em quadratura defasadas em 90° . Adaptado de http://www.ni.com/tutorial/7109/pt/ Acesso 11/2016.	69
Figura 30: desenho esquemático do circuito eletrônico.	70
Figura 31: Visualização da caixinha contendo o circuito eletrônico do encoder.	70
Figura 32: (a) Sistema de Aquisição de Dados; (b) Enfoque do sensor de Temperatura e Pressão BMP-180.	72
Figura 33: (a) Sinal de oscilação do aerofólio captado pelo <i>Simulink</i> ;	73
Figura 34: Esquema representativo do procedimento para estudo da rigidez estrutural do aparato experimental no bordo de ataque para a direita. (a) Vista superior; (b) Vista frontal.	74
Figura 35: Gráfico da Rigidez Estrutural com comportamento não linear cúbico.	76
Figura 36: Figura representativa do método de identificação do posicionamento do CG.	78
Figura 37: Esquema representativo das regiões de possível movimentação do aerofólio em relação ao eixo elástico.	80

Figura 38: Série temporal com EE à 13 cm (ângulo de ataque/velocidade de escoamento versus tempo).....	81
Figura 39: Série temporal dividida em trechos de análise (EE = 13 cm).	82
Figura 40: Trechos oscilatórios selecionados da série temporal representativa dos ensaios com EE à 10 cm.....	83
Figura 41: Trechos oscilatórios selecionados da série temporal representativa dos ensaios com EE à 11 cm.....	83
Figura 42: Trechos oscilatórios selecionados da série temporal representativa dos ensaios com EE à 12 cm.....	84
Figura 43: Trechos oscilatórios selecionados da série temporal representativa dos ensaios com EE à 13 cm.....	84
Figura 44: Posicionamento do EE e CG para o primeiro ensaio.	85
Figura 45: Plano de Fases 3D para diferentes velocidades de escoamento, com EE = 10 cm.	86
Figura 46: Plano de fase para o Trecho 5 com eixo elástico a 10 cm.	87
Figura 47: Gráficos de Bifurcação para a Série Temporal Representativa com EE=10cm. (a) Ângulo de ataque (α) dos Picos e Vales; (b) Amplitudes dos Picos; (c) Média dos ângulos de ataque (α) em Picos e Vales; (d) Amplitude Média e Desvio Padrão da Amplitude de Oscilação; (e) Visualização do caminho de ida e volta (subcrítico).....	88
Figura 48: Conjunto de gráficos para a estimativa do carregamento não estacionário para cada trecho.	89
Figura 49: Diagrama do carregamento não estacionário. (a) Trecho 1: $V = 15,7$ m/s; (b) Trecho 5: $V_{m\acute{a}x} = 19,7$ m/s; (c) Trecho 13: $V = 14,1$ m/s.	90
Figura 50: Pontos correspondentes nos gráficos de Plano de fase e carregamento não estacionário.....	92
Figura 51: Esquema ilustrativo da trajetória do aerofólio em relação ao EE de 10 cm.	93
Figura 52: Posicionamento do EE e CG para o segundo ensaio.	94
Figura 53: Projeção em duas dimensões dos Planos de fases para EE = 11 cm.....	95
Figura 54: Planos de Fase representativos dos 3 tipos oscilações que ocorrem para EE = 11 cm.	96
Figura 55: Gráficos de Bifurcação para a Série Temporal Representativa com EE = 11 cm. (a) Ângulo de ataque (α) dos Picos e Vales; (b) Amplitudes dos Picos; (c) Média dos ângulos de ataque (α) em Picos e Vales; (d) Amplitude Média e Desvio Padrão da Amplitude de Oscilação; (e) Visualização do caminho de ida e volta (subcrítico).....	97

Figura 56: Conjunto de gráficos para a estimativa do carregamento não estacionário para cada trecho de escoamento com $EE = 11$ cm.	98
Figura 57: Diagrama do carregamento não estacionário. (a) Trecho 2: $V = 15$ m/s; (b) Trecho 4: $V = 17,1$ m/s; (c) Trecho 5: $V_{m\acute{a}x} = 19,4$ m/s.	99
Figura 58: Pontos correspondentes nos gráficos de Plano de fase e carregamento não estacionário para $EE = 11$ cm.	100
Figura 59: Esquema ilustrativo da trajetória do aerofólio em relação ao EE de 11 cm.	101
Figura 60: Posicionamento do EE e CG para o terceiro ensaio.	102
Figura 61: Projeção em duas dimensões dos Planos de fases para $EE = 12$ cm.	103
Figura 62: Gráficos de Bifurcação para a Série Temporal Representativa com $EE = 12$ cm.	104
Figura 63: Conjunto de gráficos para a estimativa do carregamento não estacionário para cada trecho de escoamento com $EE = 12$ cm.	105
Figura 64: Pontos correspondentes nos gráficos de Plano de fase e carregamento não estacionário para $EE = 12$ cm.	106
Figura 65: Posicionamento do EE e CG para o quarto ensaio.	106
Figura 66: Projeção em duas dimensões dos Planos de fases para $EE = 13$ cm.	107
Figura 67: Planos de Fase representativos dos 3 tipos oscilações que ocorrem para $EE = 13$ cm.	108
Figura 68: Gráficos de Bifurcação para a Série Temporal Representativa com $EE = 13$ cm.	109
Figura 69: Conjunto de gráficos para a estimativa do carregamento não estacionário para cada trecho do ensaio com $EE = 13$ cm.	110
Figura 70: Pontos correspondentes nos gráficos de Plano de fase e carregamento não estacionário para $EE = 13$ cm.	111
Figura 71: Esquema ilustrativo da trajetória do aerofólio em relação ao EE de 13 cm.	112
Figura 72: Ilustração do fluxo ao redor do aerofólio em oscilação com altíssimos ângulos de ataque.	112

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	19
2	OBJETIVOS.....	27
2.1	Objetivos Gerais	27
2.2	Objetivos específicos	28
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	29
3.1	Introdução	29
3.2	Aeroelasticidade.....	31
3.3	Aeroelasticidade Não Linear.....	33
3.3.1	<i>Limit Cycle Oscillation</i> (LCO).....	35
3.3.2	<i>Flutter</i>	37
3.3.3	Estol e Estol dinâmico	39
3.3.4	Oscilações Induzidas pelo estol.....	42
3.4	Modelagem matemática aeroelástica	47
3.5	Técnicas de Identificação.....	51
3.5.1	Séries Temporais	52
3.5.2	Bifurcação de Hopf.....	53
3.5.3	Plano de Fase	55
4	DESCRIÇÃO DO APARATO EXPERIMENTAL.....	57
4.1	Aparato Experimental	58
4.1.1	Estrutura base pré-existente.....	59
4.1.2	Estrutura de suporte do aerofólio	60
4.1.3	Aerofólio NACA0012	61
4.1.4	Sistema Basculante de Sustentação do Aerofólio.....	63
4.1.5	Preset	65
4.1.6	Sistema de Fixação das Molas Restauradoras	66

4.2	Sistema de Aquisição de Dados	67
4.2.1	Sistema de Medição Angular (<i>Encoder</i>).....	67
4.2.2	Circuito eletrônico de condicionamento de sinal do encoder	69
4.2.3	Novo sistema de aquisição	71
4.3	Representação das Não Linearidades Estruturais.....	73
4.4	Momento de Inércia do conjunto ‘Aerofólio - Sistema de Fixação’	77
5	RESULTADOS	79
5.1	Introdução.....	79
5.2	Séries Temporais Obtidas.....	81
5.2.1	Apresentação dos trechos selecionados para análise	83
5.3	Análise para sistema aeroelástico com $EE = 10$ cm.....	85
5.4	Análise para sistema aeroelástico com $EE = 11$ cm.....	93
5.5	Análise para sistema aeroelástico com $EE = 12$ cm.....	102
5.6	Análise para sistema aeroelástico com $EE = 13$ cm.....	106
6	CONCLUSÕES	115
	BIBLIOGRAFIA	119
	ANEXOS	123

1 INTRODUÇÃO

A aeroelasticidade, desde o começo de seus estudos, recebe uma demanda constante oriunda da evolução tecnológica, o que demonstra a importância do estudo e pesquisa dos processos que intervêm em suas variáveis. Este trabalho de pesquisa contribui com o entendimento de fenômenos aeroelásticos, quando influenciados por não linearidades estrutural e aerodinâmica, fornecendo uma análise de dados provenientes de ensaios experimentais.

Estruturas imersas em um meio fluídico em movimento estão sujeitas a deformações e consequentemente a fenômenos aeroelásticos. Dowell et al. (2015) definiu aeroelasticidade como sendo a ciência que estuda as consequências da interação entre as forças de inércia, elásticas e aerodinâmicas, agindo simultaneamente na estrutura de um corpo. Forças de inércia são decorrentes das acelerações cuja massa do corpo está submetida; forças elásticas são decorrentes das reações elásticas do corpo que se desloca (deformação); e forças aerodinâmicas são decorrentes do escoamento de fluido ao qual o corpo está sujeito. Pode-se visualizar o contexto da aeroelasticidade em termos de um triângulo de forças como mostrado na Figura 1.

Figura 1: Campo de estudo da aeroelasticidade baseado no triângulo de Collar (COLLAR, 1946).

Esta interação entre as forças citadas pode gerar fenômenos aeroelásticos indesejados, que são de grande importância prática em diversas áreas da engenharia, tais como aeronáutica, turbinas rotativas, aerodinâmica veicular, entre outras. Tratando-se de projetos modernos de engenharia, caracterizados pela demanda por estruturas leves, a solução de problemas aeroelásticos é um requisito básico para uma relação ótima entre desempenho e segurança, pois podem causar perigosas deformações, oscilações e instabilidades (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 1996).

Com a evolução da tecnologia e o desenvolvimento de estruturas comerciais cada vez maiores, mais leves e flexíveis, a necessidade de ferramentas que levassem em conta aeroelasticidade, se tornou imprescindível. Na consideração da aeroelasticidade nesses novos cálculos, é preciso estudar, então, os fenômenos de instabilidade, tais como oscilações, estol estático e dinâmico, que podem surgir em consequência de ventos em diferentes direções e velocidades, além de mudanças na rigidez da estrutura que podem provir dessa interação fluido-estrutura. Um exemplo destes fenômenos ocorre em turbinas rotativas, onde observa-se que o estol dinâmico é causado por fluxos instáveis de ar, rajadas, mudanças rápidas na direção do vento e operações de guinada.

No mesmo sentido, para aeronaves convencionais de asa fixa, as convecções verticais de grandes massas de ar podem também induzir o estol dinâmico nas asas durante o funcionamento, resultando em turbulência, grandes carregamentos em fadiga e desconforto aos passageiros (CHOUDHRY et al., 2014). Um aspecto da pesquisa do estol dinâmico é, portanto, motivado para evitar ou suprimir principalmente, em certa medida, os efeitos instáveis relacionados ao fenômeno.

Existem duas maneiras de compreender tais fenômenos: através de modelagem matemática (simulações) e estudos experimentais. Por diversas vezes os dois métodos são combinados afim de atingir um resultado ótimo, pois estudos experimentais podem envolver altos custos operacionais e longo tempo de execução. Já as simulações são soluções de menor custo, porém não conseguem englobar todos os fenômenos práticos envolvidos.

Em ensaios experimentais em aeroelasticidade são necessárias muitas tomadas de sinais simultâneas, tais como: ângulos de ataque, deslocamentos angulares, deslocamentos de superfícies móveis, aceleração em pontos da estrutura, velocidade do fluido, variações de pressão nas superfícies aerodinâmicas e outras tomadas que vão depender dos parâmetros a serem estudados e observados, que podem encarecer o experimento dependendo da complexidade.

Por outro lado, uma grande dificuldade no desenvolvimento de modelos matemáticos

em aeroelasticidade ainda reside na determinação do comportamento aerodinâmico. Esta determinação pode ser realizada analisando-se as equações que representam esse comportamento, definidas pelos princípios fundamentais da conservação da massa, da quantidade de movimento e da energia. Este comportamento é expresso, então, por um conjunto de equações diferenciais parciais ou integrais (VASCONCELLOS, 2012).

Atualmente as soluções práticas das equações de mecânica dos fluidos têm sido encontradas através de técnicas numéricas como, por exemplo, as de dinâmica dos fluidos computacional – CFD, do inglês *Computational Fluid Dynamics*, sendo que o que tem alavancado ainda mais o desenvolvimento de novos modelos matemáticos computacionais é o desempenho cada vez melhor dos computadores.

Entretanto, mesmo com esse progresso, pesquisas que se baseiam na determinação de métodos matemáticos e estatísticos com dados experimentais ainda têm grande importância devido a sua relação direta com a realidade, uma vez que ensaios experimentais possibilitam observar diretamente o comportamento de um sistema sem deixar, em princípio, de contabilizar todos os efeitos importantes (MARQUES, 1997).

Embora existam análises lineares e métodos empíricos de previsão acessíveis, estes fenômenos aeroelásticos estão todos sujeitos a não linearidades em maior ou menor grau. Essas não-linearidades podem surgir por causa de uma variedade de mecanismos tanto de fontes aerodinâmicas, quanto estruturais e que, segundo Henshaw et al. (2007), as estruturais podem ser caracterizadas por uma rigidez polinomial cúbica na interface motor/asa, *freeplay* (nas superfícies com dobradiças como asas e *flaps*), e ainda por não linearidades geométricas resultante de grandes deflexões.

Ainda em relação às não-linearidades estruturais, elas podem surgir de grandes deflexões ou perda parcial da integridade estrutural. Inclusive, o envelhecimento de estruturas, afrouxamento de elementos de fixação, juntas estruturais, folgas de partes em superfícies de controle e o material de cada componente, poderiam levar a respostas indesejáveis.

Já em relação às não linearidades aerodinâmicas, devido a tal comportamento em problemas de escoamento separado, podem ocorrer redução do desempenho da estrutura, fadiga, e, em alguns casos, até comprometer a habilidade dos pilotos em executar manobras críticas. Esses comportamentos não lineares resultam em uma previsão mais complexa de fenômenos de instabilidade, como por exemplo, o fenômeno de *flutter*, que pode apresentar características muito diferentes daquelas previstas em modelos lineares quando expostos a não linearidades. (DOWELL et al., 2015).

Respostas não lineares podem incluir também movimentos auto-excitados regulares e irregulares, além de transições abruptas que podem levar a instabilidades com consequências catastróficas sem aviso. Desta forma, é importante que se entenda a influência das não linearidades em sistemas aeroelásticos (MARQUES et al., 2006; DE MARQUI JR., 2007; MARQUES, 2007).

Tais sistemas podem exibir ainda fenômenos como bifurcações, oscilações de ciclo limite – do inglês *limit cycle oscillation* (LCO) - e caos. Os conceitos de bifurcação e LCO, que fazem parte do escopo de análise do presente trabalho, serão explicados mais detalhadamente no Capítulo 3.

Dessa maneira, quando se trata do estudo e análise de sistemas dinâmicos que envolvem não linearidades, métodos experimentais ainda representam a melhor forma de conservar e considerar as características de tais sistemas, além disso, alguns métodos de modelagem matemática podem obter dados diretamente de uma base de aquisição experimental.

Além do mais, para garantir que a integridade estrutural seja mantida, tem sido intensificado o desenvolvimento de novas estruturas aeronáuticas alterando-se a rigidez do material ou posicionamento de massa e flexão de eixos (HENSHAW et al., 2007). Porém, para que tais alterações estruturais não levem a comportamentos e fenômenos indesejados, estudos experimentais devem ser conduzidos para que tal integridade seja certificada e garantida.

Sendo assim, estudar a evolução desses comportamentos indesejáveis através de modelagem e/ou experimentalmente, que incluam a análise dessas não linearidades, mostra-se ser de suma importância neste contexto de estudo no qual tal entendimento possa levar ao controle de situações de risco.

Embora os fenômenos aeroelásticos já tenham sido bastante estudados, o que fez com que muitos dos casos críticos de *flutter*, oscilações de ciclo limite (LCO) e de outros efeitos de interações fluido-estrutura já tenham sido resolvidos para determinadas situações e envelopes de voos, não se deve entender como se todos os problemas já tivessem sido compreendidos e solucionados por completo, uma vez que novos materiais aeronáuticos e projetos têm sido desenvolvidos e, neles, estes fenômenos continuam sendo indesejáveis.

Os fenômenos não lineares, incluindo *flutter*, LCOs e movimentos caóticos, sob a influência de não linearidade estrutural, têm sido estudados teoricamente por muitos autores. Além disso, modelos para validar teorias de não linearidades aeroelásticas em túnel de vento e estabelecer as tendências desses movimentos, também têm sido conduzidos. Segundo Conner

et al. (1997), muitos dos resultados dessas investigações teóricas e experimentais são dadas por Woolston et al. (1957), Breitbach (1977), McIntosh et al. (1981), Turner (1982), Yang & Zhao (1988), Lee & Tron (1989), Tang & Dowell (1992), Kousen & Bendiksen (1994) e Price et al. (1994).

Além disso, em Marshall e Imregun (1996) também são referenciadas revisões dos avanços no campo da aeroelasticidade que têm sido feitos desde Collar (1947, 1978), Sisto (1953), Platzer (1975, 1977, 1978, 1982), Fleeter (1979), Garrick (1976), Garrick & Reed (1981), Kaza (1988), Bendiksen (1988, 1993). Ainda segundo o mesmo autor, a área particular de *stall flutter* tem sido pesquisada por Chi & Srinivasan (1985). Livros neste tema incluem Bisplinghof, Ashley & Halfman (1955), Bisplinghof & Ashley (1962), Ashley (1970), Försching (1974) e Dowell et al (1989).

Um outro exemplo onde estes estudos podem ser aplicados é em turbinas eólicas, pois o tamanho desses equipamentos tem aumentado drasticamente nas últimas décadas, saindo de 10 – 15 metros de diâmetro na década de 80 a rotores que já chegavam a 160 metros em 2014. Este desenvolvimento tem forçado as ferramentas de projetos a mudarem de simples cálculos estáticos, assumindo um vento constante, para programas computacionais de simulação dinâmica que modelam carregamentos aerodinâmicos instáveis (HANSEN et al., 2006).

Para exemplificar, em março de 2018, o fabricante GE anunciou sua nova tecnologia em turbinas eólicas *offshore*. Conforme catálogo técnico do fabricante, esta turbina possui 220 metros de rotor, sendo que cada pá mede, individualmente, 107 metros de comprimento. Uma imagem ilustrativa que compara o tamanho da turbina desenvolvida por este fabricante e grandes estruturas de engenharia pode ser visualizada na Figura 2.

Figura 2: Comparação da turbina eólica da GE de 220m de comprimento com o tamanho de monumentos conhecidos. (General Eletric, 2018)

Dessa maneira, levando em consideração que comportamentos altamente não lineares podem causar pequenas mudanças na configuração aerodinâmica e, geralmente, grandes mudanças nas forças e momentos, os fenômenos já citados, por sua não linearidade intrínseca (aerodinâmica, estrutural ou ambos), de maneira geral, para esses casos, métodos lineares são claramente inadequados.

É claro que, se há a pretensão de se estudar e modelar um fenômeno não linear como, por exemplo, um LCO, bem como a alteração de seu comportamento quando os parâmetros do escoamento são mudados, então ou um ou ambos os modelos da estrutura e da aerodinâmica devem ser tratados como dinamicamente não linear. Frequentemente, se um dos mecanismos for não linear, ele é primariamente o responsável pelo LCO (DOWELL et al., 2015).

Neste contexto, este projeto de pesquisa estudou e analisou experimentalmente fenômenos aeroelásticos não lineares envolvidos em uma seção típica aeroelástica com um grau de liberdade (torção) em túnel de vento com aerofólio de perfil NACA0012 padrão, definido pelo Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica (NACA - National Advisory Committee for Aeronautics.) - conforme modelo simplificado ilustrado na Figura 3.

Figura 3: Representação de uma seção típica com mola torcional, adaptado de DOWELL et al., (2015)

Os principais fenômenos observados e estudados foram as oscilações de ciclo limite (LCO) induzidas pelo estol dinâmico, bem como sua evolução com o aumento e diminuição da velocidade de escoamento e as alterações em seu comportamento com o deslocamento do eixo elástico em direção ao bordo de fuga.

Para a captação desses eventos, foi desenvolvido aparato experimental próprio com o intuito de testar a interação fluido-estrutura no aerofólio selecionado, com apenas um grau de

liberdade (torção), em diferentes velocidades de escoamento (túnel de vento de seção aberta) e diferentes posicionamentos de eixo elástico. Além disso, também foi desenvolvido todo o sistema automático de captação dos seguintes sinais: ângulo de ataque do aerofólio, velocidade de escoamento do ar, temperatura e pressão atmosféricas no momento dos ensaios.

O principal parâmetro variado para observar as mudanças no comportamento aeroelástico do sistema foram as medidas de eixo elástico (EE - eixo no qual o aerofólio rotaciona em torno), que foram definidas em 10, 11, 12 e 13 cm em relação ao bordo de ataque. Alterando-se esse parâmetro, o CG, bem como o momento de inércia do perfil, são consequentemente alterados.

Seguindo modelo teórico simplificado mostrado na Figura 3, a mola de torção foi substituída por um conjunto de molas de tração, que atribuem o mesmo efeito torcional ao aerofólio. O perfil aerodinâmico, bem como o sistema experimental utilizado será melhor detalhado no Capítulo 4.

Através dos dados colhidos nas séries temporais, foi possível construir diagramas de planos de fase, analisar casos de bifurcações e estimar o carregamento não-estacionário no aerofólio. Com os resultados adquiridos pôde-se caracterizar o sistema, analisar as mudanças de comportamento para cada caso proposto e observar como a mudança do momento de inércia da asa, com a ida do eixo elástico para trás, influencia na resposta aeroelástica do sistema.

2 OBJETIVOS

Não linearidades em sistemas aeroelásticos e seus efeitos devem ser cuidadosamente considerados no desenvolvimento de novos projetos de estruturas aeronáuticas e de turbinas rotativas, bem como fator crítico de segurança para que tais estruturas sejam qualificadas e aprovadas. Uma previsão precisa desses fenômenos é complexa e os efeitos, tais como fadiga, vibrações e até possível ruptura da estrutura, não são desejáveis.

Dentro deste contexto, este trabalho de pesquisa apresenta uma análise experimental de um aerofólio em suspensão elástica em movimento puro em arfagem sob efeito de não-linearidades estruturais e aerodinâmicas.

2.1 Objetivos Gerais

O presente estudo tem por objetivo geral contribuir na caracterização de fenômenos não lineares que ocorreram em um sistema aeroelástico através de oscilações induzidas pelo estol dinâmico.

Portanto, o foco da abordagem experimental deste trabalho foi o levantamento de séries temporais, que são um conjunto de observações de uma variável de interesse, no tempo. As variáveis de interesse em questão foram, principalmente, as variações no ângulo de ataque devido ao aumento ou diminuição da velocidade de escoamento para os respectivos eixos elásticos definidos para análise. Captou-se também o momento em que o aerofólio inicia movimentos oscilatórios em ciclo limite, possibilitando a observação das respostas aeroelásticas do sistema. Com os dados coletados foram feitas análises gráficas para a caracterização dos fenômenos.

2.2 Objetivos específicos

Para caracterizar o comportamento aeroelástico do sistema em questão, foram necessários o levantamento das curvas:

- 1) Progresso de $\alpha(t)$ (ângulo de ataque) no tempo;
- 2) Construção de diagramas de bifurcação;
- 3) Avaliação da amplitude de LCO's em relação a velocidade do escoamento;
- 4) Análise de órbitas em planos de fase;
- 5) Levantamento das curvas de $C_m \times \alpha$ (estimativa do carregamento não-estacionário) para análise do comportamento físico de estol dinâmico.

Portanto, levantou-se as curvas de angulações e velocidades para entrada em LCO, bem como analisou-se o comportamento do aerofólio para mostrar as relações que existem entre rigidez, eixo elástico, ângulo de ataque e como cada parâmetro influencia o comportamento aeroelástico do sistema.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1 Introdução

A Aeroelasticidade tem sido estudada por diversos autores e é, para a engenharia aeronáutica, um desafio ou revés no projeto de aeronaves. Como esse ramo da ciência estuda a interação de forças aerodinâmicas e elásticas, muitos problemas não existiriam se esses objetos de estudo fossem perfeitamente rígidos. Porém, modernas estruturas têm se tornado cada vez mais flexíveis, e esta flexibilidade é fundamentalmente a responsável pelos vários tipos de fenômenos aeroelásticos.

Os fenômenos aeroelásticos acontecem quando a flexibilidade da estrutura a deforma e induz um carregamento aerodinâmico adicional, que pode levar a uma maior deformação estrutural capaz de produzir outras deformações da mesma natureza. Esta interação pode tender a encontrar um ponto de equilíbrio estável, ou a divergir e causar a destruição da estrutura.

Mas a aeroelasticidade, envolve, além das forças aerodinâmicas e elásticas, também as forças de inércia. Na literatura, referencia-se como aeroelasticidade dinâmica os fenômenos que envolvem os três campos, e aeroelasticidade estática os que envolvem apenas as interações aerodinâmicas e elásticas.

De acordo com Bisplinghoff, Ashley, Halfman (1955), algumas definições concisas (em tradução livre) de alguns fenômenos importantes da aeroelasticidade, que serão melhor vistos nesse capítulo, podem ser citadas:

Flutter: instabilidade dinâmica ocorrendo em uma aeronave em voo em uma velocidade chamada velocidade de flutter, onde a elasticidade da estrutura é parte essencial na estabilidade;

Buffeting: vibrações transientes de componentes estruturais de uma aeronave

devido aos impulsos aerodinâmicos produzidos pela turbulência atrás das asas, naceles, anexos na fuselagem ou outros componentes do avião;

Resposta dinâmica: resposta transiente de componentes estruturais da aeronave produzidas por carregamentos rapidamente aplicados devido a rajadas, pousos, reações de armas, movimentos de controle abruptos, ondas de choque em movimento, ou outros carregamentos dinâmicos;

Efeitos aeroelásticos na estabilidade: influência das deformações elásticas da estrutura na estabilidade dinâmica e estática na aeronave;

Divergência: uma estabilidade estática de uma superfície de sustentação de uma aeronave em voo, em uma velocidade chamada de velocidade de divergência onde a elasticidade da superfície de sustentação tem papel essencial na estabilidade. (p. 2-3).

Esses fenômenos aeroelásticos são intrinsecamente não lineares. Sendo assim, este capítulo traz um embasamento teórico sobre o comportamento aeroelástico não linear que envolve tais fenômenos, principalmente aqueles relacionados às oscilações de ciclo limite induzidas pelo estol dinâmico, que em alguns casos, pode levar a movimentos oscilatórios violentos divergentes.

Dessa maneira, se faz essencial ter o entendimento de conceitos tais como: fontes de não linearidade; Oscilações de Ciclo Limite; *Flutter*; Estol dinâmico e estático; Estol-*flutter*; Bifurcações; que margeiam o comportamento físico desta interação fluido-estrutura, uma vez que este estudo, experimental, analisou as respostas de um sistema aeroelástico não linear, afim de entender e caracterizar os fenômenos observados.

O escopo do presente trabalho foi a análise experimental de um sistema aeroelástico com um grau de liberdade, relativo a torção (arfagem pura), observando o comportamento de um aerofólio de perfil NACA0012 no instante em que variações no carregamento aerodinâmico, atrelados a altos ângulos de ataque e velocidade de escoamento, induzem oscilações no sistema. Além disso, foi observado o comportamento oscilatório do aerofólio quando o sistema sofria alterações na velocidade do escoamento e modificações no posicionamento do Eixo Elástico (EE).

Essas observações foram captadas através de séries temporais que possibilitaram análises de pontos de bifurcação, da dinâmica do sistema através de Planos de fase e a estimativa do carregamento não estacionário.

3.2 Aeroelasticidade

Diversos autores definem aeroelasticidade. Dentre eles, Fung (1955) define como sendo o estudo dos efeitos das forças aerodinâmicas em corpos elásticos. As forças aerodinâmicas dependem criticamente da atitude do corpo em relação ao fluxo. A deformação elástica tem uma função importante em determinar o carregamento externo em si. A magnitude da força aerodinâmica não é sabida até a deformação aeroelástica ser determinada. Em geral, além disso, o carregamento externo não é conhecido até a interação ser estabilizada.

Portanto, a aeroelasticidade é um campo multidisciplinar da ciência de engenharia. Uma maneira de se enxergar a correlação entre as forças da aeroelasticidade encontra-se em (PEREIRA, 2015), mostrado na Figura 4.

Figura 4: Triângulo de forças na aeroelasticidade (PEREIRA, 2015).

A aeroelasticidade tem sido objeto de estudo há muitos anos e pesquisas recentes, que se aprofundam no entendimento das consequências provenientes da relação fluido-estrutura, têm sido conduzidas por diversos centros e institutos de pesquisa, os quais podem ser citados

como por exemplo os grupos: ASD (The Aeroelasticity & Structural Design), com os membros da Daniel Guggenheim School of Aerospace Engineering da Georgia Tech (EUA), supervisionados pelos professores Sathyanaraya Hanagud, Dewey H. Hodges, Massimo Ruzzene e Marylin J. Smith; Duke University (Carolina do Norte - EUA), com os professores parceiros de Earl H. Dowell, Kenneth C. Hall, Jeffrey P. Thomas, do Departamento de Engenharia Mecânica e Ciência de Materiais; Universidade de Liverpool (Inglaterra), pelo professor John Mottershead, pelo Departamento de Mecânica, Materiais e Engenharia Aeroespacial; Universidade de Michigan (EUA), pelo professor coordenador Joaquim R. A. Martins, no Laboratório de Design Multidisciplinar Otimizado (MDO Lab); Universidade das Forças Armadas de Munique (Alemanha), pelo professor Johannes Schweiger do EADS; Instituto Superior Técnico (Lisboa – Portugal), pelo professor Afzal Suleman do Departamento de Engenharia Mecânica; Instituto Central de Aerohidrodinâmica (Moscou – Rússia), pelos professores Svetlana I. Kuzmina e Vitor V. Chedrik; Universidade de São Paulo (São Carlos - Brasil), pelo professor Flávio D. Marques do Departamento de Engenharia Mecânica; entre outros.

Um trabalho na mesma linha de pesquisa deste estudo, já em 1976, foi realizado, onde McCroskey, Carr, Mcalister estudaram, através de análise experimental pura, o efeito da variação na geometria do bordo de ataque de um aerofólio de perfil NACA 0012 no surgimento de três tipos diferentes de estol, bem como o comportamento na separação do escoamento e rompimento da camada limite.

Também, em 1990, Leishman estudou o estol dinâmico através de testes experimentais com um aerofólio de perfil NACA 23012, onde dados foram coletados através de séries temporais e coletas de sinais de pressão e temperatura. Neste estudo, o mecanismo do estol estático foi determinado como uma separação de escoamento gerada por um movimento abrupto para cima do bordo de ataque. Em condições dinâmicas, estol foi evidenciado pela separação do escoamento no bordo de ataque, seguido de uma forte onda de sucção que se move através da superfície do aerofólio. Evidências de traçados de um forte vórtex secundário também foram constatadas, e isso foi concluído como sintomático de estol dinâmico, mas apenas em baixos valores de Mach. Algumas evidências de fluxos reversos sobre o bordo de fuga do aerofólio foram indicadas como prioritárias no desenvolvimento da separação de escoamento no bordo de ataque e do estol dinâmico.

Muitos outros estudos foram realizados, os quais podemos citar Marshall, Imregun, (1996), Kamakoti; Shyy (2004), Wei; Mottershead (2014), Vasconcellos; Pereira; Marques, (2016), entre outros.

3.3 Aeroelasticidade Não Linear

Existem vários conceitos que são importantes para o entendimento da aeroelasticidade não linear. Um deles é a distinção entre uma não-linearidade estática e uma dinâmica. Na literatura sobre aeroelasticidade, o termo “sistema linear” pode significar um modelo (matemático ou em túnel de vento) ou veículo em voo que seja estática e dinamicamente linear em sua resposta ou um que é não-linear em sua resposta estática, mas linear na sua resposta dinâmica. Então, normalmente se utiliza o termo “Modelo linear”, observando se o sistema é dinamicamente linear ou ambos, isto é, totalmente linear (DOWELL et al., 2015).

Um exemplo de um sistema que é totalmente linear, ainda de acordo com Dowell (2015), é uma estrutura cujas deformações devido aos esforços estáticos e dinâmicos são (linearmente) proporcionais a esses esforços. Um fluxo aerodinâmico é totalmente linear quando a resposta (por exemplo, a mudança de pressão) é (linearmente) proporcional a mudanças no fluxo descendente (*downwash*) ou nas induções nas velocidades do fluido por causa da forma ou do movimento do corpo sólido neste fluxo.

Este é o domínio da teoria aerodinâmica clássica de pequenas perturbações e leva a um modelo matemático linear para a perturbação da pressão do fluido ou potencial de velocidades. Ondas de choque e escoamento separado, que são fenômenos intrinsecamente não lineares, são excluídos de tais modelos estática e dinamicamente lineares. Um modelo aeroelástico totalmente linear é, obviamente, composto de modelos estruturais e aerodinâmicos totalmente lineares (TANG; DOWELL; VIRGIN, 1998).

Teorias lineares clássicas são capazes de prever a instabilidade aeroelástica, por meio da qual pode ser definida uma região estável de envelope de voo da aeronave. Entretanto, como alguns fenômenos aeroelásticos são não lineares, algumas aeronaves podem experimentar outros tipos de instabilidades, as quais não podem ser previstas por tais teorias, o que pode ocasionar, além disso, a ocorrência de instabilidades dentro de regiões do envelope de voo que foram considerados estáveis.

Muitos tipos de comportamentos existem e têm sido estudados usando problemas com modelos de baixa ordem na literatura de dinâmica não linear, porém, em aeroelasticidade em

túnel de vento e testes em voo, o conhecimento detalhado requerido para identificar estes comportamentos não lineares nem sempre estão disponíveis.

As fontes de não linearidades em sistemas aeroelásticos são diversas, e podem ser separadas em dois tipos: estruturais e aerodinâmicas. No livro “*A Modern Course in Aeroelasticity*”, Dowell et al. (2015) exemplifica a não linearidade aerodinâmica como, por exemplo, a proveniente de ondas de choque, que podem levar a uma relação não linear entre o movimento da estrutura e as forças e pressões aerodinâmicas resultantes nela. Outro exemplo é o de escoamento separado, que também pode criar uma relação não-linear entre o movimento estrutural e o consequente campo de fluxo aerodinâmico.

As não linearidades estruturais também são importantes e resultam de uma dada força (aerodinâmica) na estrutura, criando uma resposta que não é mais (linearmente) proporcional à força aplicada. *Freeplay* e não linearidades geométricas são exemplos principais. Mas as forças internas de amortecimento em uma estrutura também podem ter uma relação não linear com o movimento estrutural. Como o amortecimento estrutural é geralmente representado empiricamente, mesmo no âmbito de modelos matemáticos lineares aeroelásticos, pouco se sabe sobre os mecanismos fundamentais do amortecimento e seu impacto no *flutter* e em oscilações de ciclo limite.

Essas fontes de não linearidades podem ser classificadas em distribuídas ou concentradas, com base na região de sua existência. As não linearidades distribuídas surgem geralmente de deformações de toda a estrutura. Já as não linearidades concentradas podem resultar de dobradiças soltas ou desgastadas de superfícies de controle.

Outros exemplos de não linearidades aerodinâmicas são quando o estol ocorre nas pontas das asas e a sustentação é perdida, ou quando o *buffet* (movimento desordenado do escoamento) ocorre em grandes ângulos de ataque e as superfícies do profundor são excitadas pelos fluxos turbulentos provenientes das asas (HENSHAW et al., 2007).

Todos esses mecanismos não-lineares receberam atenção da comunidade de modelagem matemática e vários deles também foram submetidos a testes em túnel de vento. Em alguns casos, uma boa correlação entre teoria e experimento foi obtida para a resposta em oscilações de ciclo limite.

3.3.1 *Limit Cycle Oscillation (LCO)*

Como o avanço tecnológico tem trazido estruturas cada vez mais flexíveis para interagirem com fluidos, tais estruturas exigem uma análise aeroelástica não linear. Um fenômeno tipicamente não linear, que é observado, é a oscilação de ciclo de limite, do inglês *Limit Cycle Oscillation*, que será tratada, a partir deste momento, apenas através de sua sigla LCO, comumente conhecida. Estas oscilações, bem como os fenômenos que induziram o seu aparecimento nos testes experimentais deste trabalho, foram o principal objeto de estudo desta presente investigação.

Apesar de LCOs poderem estar presentes em muitos sistemas não lineares diferentes, é importante ressaltar que, no contexto da aeroelasticidade, o LCO é tipicamente exibido como uma resposta de torção oscilatória da asa com amplitude limitada. Esta oscilação depende da natureza da não linearidade, bem como das condições de voo, tais como: velocidade, altitude e número de Mach (que é um número adimensional que mostra quantas vezes menor ou maior a velocidade do som está em relação à velocidade de um veículo aéreo (PANARAS, 2012)).

Geralmente, em um sistema aeroelástico com influência de não linearidades, um único mecanismo não linear, é o principal responsável pelo LCO. No entanto, pode-se desconhecer, a priori, qual a não linearidade dominante, a menos que se tenha desenhado um modelo matemático, um modelo de túnel de vento ou um veículo de voo com a não-linearidade escolhida. Esta é a razão pela qual os LCOs são mais difíceis de se entender em veículos em voo, pois, frequentemente, trata-se de uma não-linearidade imprevista e possivelmente indesejada. Porém, por outro lado, essa não-linearidade pode ser vista positivamente, porque, sem ela, o LCO seria substituído por uma flutuação catastrófica que levaria à perda do veículo em voo (DOWELL et al., 2015).

Deve ser enfatizado que a variedade de possíveis comportamentos com respostas aeroelásticas não lineares não é limitado a LCOs. No contexto da teoria de sistemas não lineares, um LCO é um dos mais simples casos de bifurcação (que será melhor explicado no subitem “Técnicas de Identificação”. Ainda, de acordo com Dowell et al. (2015), em tradução livre, o LCO é, por assim dizer, “a primeira parada na estrada em direção ao caos”. Devido a não linearidades, sistemas aerodinâmicos estão sujeitos a múltiplos pontos de equilíbrio, bifurcações e movimentos caóticos (VASCONCELLOS; PEREIRA; MARQUES, 2016).

O *flutter*, uma das instabilidades mais estudadas, é considerado como sendo uma vibração violenta e instável, cuja origem pode ser entendida como sendo o acoplamento de

dois ou mais modos de vibração no sistema aeroelástico. Sendo assim, o LCO é descrito como sendo a fronteira desse fenômeno. Para muitas condições, o início do *flutter* pode ser previsto usando técnicas lineares, mas a previsão de LCOs, e a avaliação sobre se a ocorrência de *flutter* estabilizará em um LCO, sempre requer uma análise que leve em consideração não-linearidades. Muitos pesquisadores consideram todo LCO e *flutter* sendo casos de bifurcações (HENSHAW et al., 2007).

Denigri (1997), Denegri C. M. Jr, e Cutchins, M. A (1997) e Denigri (2000) diferenciam, baseados em muitos testes em voos documentados por eles, os LCOs em três tipos: “LCO típico”, que é quando o LCO começa em uma certa condição de voo e, então, com um aumento no número de Mach, numa altitude constante, o LCO responde com um aumento suave; “*Flutter*”, que é diferente de LCO, ocorre quando o aumento da amplitude do LCO, com a mudança no número de Mach, é tão rápida que a segurança do veículo entra em questão; e, finalmente, “LCO atípico” ocorre quando a amplitude do LCO primeiro aumenta e depois diminui e talvez desapareça com uma mudança no número de Mach. Frequentemente, mudanças no ângulo de ataque conduzem para respostas similares dos LCOs observados pela mudança no número de Mach.

Experiências também indicam que muitos comportamentos aeroelásticos não lineares podem ser descritos através do conceito de LCO. (DOWELL et al., 2015).

Uma possibilidade genérica de ocorrência LCO está indicada na Figura 5, onde a amplitude do ciclo limite é plotada versus velocidade do escoamento. A Figura 5 (a) retrata um sistema aeroelástico que é estável para pequenas ou grandes perturbações, abaixo da fronteira de previsão de *flutter* por um modelo linear. Para além dessa fronteira do *flutter*, o LCO surge devido a alguns efeitos não lineares e tipicamente a amplitude do LCO aumenta com o aumento da velocidade de voo acima da velocidade do *flutter*.

Na Figura 5 (b), uma outra possibilidade genérica é mostrada. Enquanto, novamente, LCO existe acima do limite de flutter, agora LCO pode também existir abaixo dessa fronteira se a perturbação do sistema for suficientemente grande.

Além disso, ambos LCO estável (linha contínua) e instável (linha tracejada) agora estão presentes. LCOs estáveis existem quando, para qualquer perturbação suficientemente pequena, o movimento retorna o mesmo LCO ao longo de um período. LCOs instáveis são aqueles para os quais qualquer pequena perturbação fará com que o movimento se afaste do LCO instável e se mova em direção a um LCO estável (DOWELL et al., 2015).

Figura 5: Esquema da resposta de uma Oscilação de Ciclo Limite.

(a): Não linearidade benigna.

(b): Não linearidade prejudicial (Adaptado de DOWELL et al., 2015).

Outra observação importante da Figura 5(b) é a resposta histerética com o aumento e depois diminuição da velocidade de voo.

Cunningham, Meijer (1995) mostraram que forças aerodinâmicas não lineares originárias de separações de escoamento no bordo de fuga podem ser um mecanismo dominante no LCO. Discussões detalhadas desses problemas de não-linearidades aerodinâmicas estão disponíveis, por exemplo, em Cunningham (1998), Cunningham, Geurts (1998), Cunningham (1999).

3.3.2 *Flutter*

É sabido que para pequenas oscilações de um sistema conservativo, o movimento do sistema pode ser considerado uma sobreposição dos modos normais de vibração.

Assim, na hipótese de uma asa no vácuo, qualquer perturbação em sua estrutura geraria vibrações que dissipariam lentamente, como resultado do amortecimento estrutural. Entretanto, se a mesma asa estiver imersa em um escoamento de velocidade constante, e fosse perturbada, então o movimento subsequente poderia gerar uma amplitude de vibração com três tipos de respostas: ela pode diminuir, permanecer constante ou aumentar.

Se o escoamento estiver abaixo da velocidade crítica, a amplitude diminuirá. Se o escoamento estiver na velocidade crítica, a amplitude permanecerá constante, resultando em uma instabilidade neutra. Por fim, se o escoamento possuir velocidade maior que a velocidade

crítica, a amplitude de oscilação aumentará, podendo ocorrer oscilações divergentes, que podem gerar como resultado a destruição da estrutura.

Essa velocidade crítica é chamada de velocidade crítica de *flutter* para a asa. É importante ressaltar que as forças aerodinâmicas, que tendem a manter as oscilações, existem apenas devido à vibração da asa. Assim, se a asa não fosse perturbada, seria possível exceder a velocidade de flutter sem induzir oscilações (SCANLAN; ROSENBAUM, 1968).

Assim, o fenômeno de flutter é visto como uma vibração aeroelástica auto excitada, na qual a fonte externa de energia é a corrente de ar. A corrente de ar alimenta a energia dentro do sistema devido à sua posição ou configuração, tão rápido quanto a sua dissipação por amortecimento (SCANLAN; ROSENBAUM, 1968).

Um tipo atípico de *flutter* é aquele que envolve separação de escoamento e, portanto, é mais difícil de se analisar em uma base puramente teórica, visto que tal comportamento apresenta não linearidade aerodinâmica intrínseca. Neste tipo de flutter, um único grau de liberdade da estrutura pode ser proeminentemente envolvido, como são exemplos o *stall flutter* e *aileron buzz*.

Stall flutter pode ser caracterizado quando durante parte, ou todo o tempo de oscilação, existe separação de escoamento. Sendo assim, o fenômeno de *flutter* exhibe características diferentes das apresentadas anteriormente (FUNG, 1955).

Fung (1955) afirma que em velocidades de fluxo um pouco acima da velocidade crítica, uma pequena perturbação acidental pode servir como um gatilho para iniciar uma oscilação de grande violência. Também afirma que um aerofólio rígido tão restrito a ponto de ter apenas o grau de liberdade em flexão não entra em *flutter*. Já um aerofólio rígido, apenas com o grau de liberdade de torção, pode entrar em *flutter* apenas se o ângulo de ataque estiver próximo ou no ângulo de estol, ou em alguns casos especiais de distribuição de massa e posições do eixo elástico, sendo esta segunda condição o escopo do presente trabalho.

Em circunstâncias normais, oscilações de uma superfície de controle (*aileron*, *flap*, etc), em apenas um grau de liberdade, são também amortecidos em todas as velocidades a menos que uma separação de escoamento esteja envolvida (FUNG, 1955).

3.3.3 Estol e Estol dinâmico

O fenômeno de estol é caracterizado pela redução da sustentação em determinado aerofólio no momento em que seu ângulo de ataque ultrapassa certo valor crítico em determinadas condições de escoamento (ANDERSON, 1991). No momento em que o aerofólio atinge um ângulo de ataque crítico, regiões de deslocamento de camada limite se tornam mais evidentes. Após esse ângulo, a sustentação começa a decrescer simultaneamente a um aumento significativo do arrasto. Cabe ressaltar que este fenômeno é dependente não apenas do ângulo de ataque, mas da velocidade do escoamento e do tipo de aerofólio em questão (OLIVEIRA, 2011).

Já o estol dinâmico é definido como o conjunto de fenômenos aerodinâmicos causados pelo movimento angular de um aerofólio, para ângulos superiores àqueles do estol estático convencional descrito acima (OLIVEIRA, 2011).

Este distúrbio percorre toda a corda, e pode resultar em mudanças significativas nas forças atuantes que são consideravelmente diferentes das cargas estáticas, como pode ser observado na Figura 6. O estol dinâmico é, em parte, também caracterizado por um atraso no início da separação do escoamento, o qual aumenta o ângulo de ataque em relação ao que ocorreria estaticamente.

Segundo McCroskey (1981, 1995) e Beddoes (1979), apud Leishman (2002), o estol dinâmico ocorrerá em qualquer aerofólio ou outra superfície de sustentação quando ela é submetida a arfagem, ou translação vertical, ou outro tipo de movimento dependente do tempo. O estol dinâmico pode ser considerado como um atraso na separação convencional do escoamento causado por uma variação rápida no ângulo de ataque acima do ângulo de ataque crítico do estol estático devido a qualquer tipo de movimento instável (CHOUDHRY et al., 2014).

De acordo com Schmidt, Howard (1992), o fenômeno de estol dinâmico introduz vorticidades significantes no campo de escoamento que, eventualmente, se transformam em um único vórtice. À medida que o perfil tem seu ângulo de ataque rapidamente aumentado, os distúrbios no escoamento começam a se desenvolver na superfície do aerofólio perto do bordo de fuga e progridem para frente em direção ao bordo de ataque. Então, num determinado ângulo de ataque, o qual depende de muitos parâmetros, um vórtice se desenvolve próximo ao bordo de ataque que se amplia e se desloca, induzindo grandes mudanças na sustentação e no momento de arfagem.

A sustentação adicional gerada devido ao movimento instável é mantida enquanto o vórtice permanecer na superfície. Com a diminuição do ângulo de ataque, o vórtice se move em direção a esteira e o escoamento sobre a superfície se separa (SCHMIDT; HOWARD, 1992).

Associado à convecção do vórtice a partir do bordo de ataque, existe uma mudança descontínua na circulação ao redor do aerofólio e pode ser visualizado conceitualmente também na Figura 6.

Figura 6: Esquema conceitual da formação dos vórtices a partir do bordo de ataque e sua convecção através da corda, sendo consequência do aumento do ângulo de ataque e sua relação com a mudança de pressão em cada situação (ERICSSON; REDING, 1988).

No instante t_2 observa-se que o distúrbio provocado pelo vórtice que percorre a corda, aumenta a sucção sobre a porção média do perfil aerodinâmico. Em momento posterior, t_3 , quando o vórtice se move para baixo em direção ao bordo de fuga, resulta em uma distribuição de pressão de duplo pico (ERICSSON; REDING, 1988). O entendimento de como os esforços mudam ao longo do perfil aerodinâmico devido ao estol dinâmico é de extrema importância para a caracterização do fenômeno.

Leishman (2002) explana ainda que ensaios experimentais em aerofólios bidimensionais e experimentos com rotores tem mostrado que a característica que mais se destaca no estol dinâmico é este desprendimento dos vórtices concentrados a partir da região

do bordo de ataque.

A Figura 7 mostra a formação dos vórtices sobre a superfície de um aerofólio NACA 0012 fotografado em um experimento realizado em túnel de vento.

Figura 7: Visualização da formação dos vórtices em um aerofólio NACA 0012 a um ângulo de ataque de 50 graus, sofrendo estol dinâmico. Adaptado de (CHOUDHRY et al., 2014).

Descolamento da camada limite (escoamento separado) e estol dinâmico são substancialmente eventos físicos complexos. Este processo influencia o carregamento aerodinâmico instável no aerofólio, influenciando significativamente nas respostas aeroelásticas. Modelagem matemática que procure a caracterização aeroelástica não linear sob condições de escoamento separado representa um desafio considerável (VASCONCELLOS; PEREIRA; MARQUES, 2016).

Dessa forma, o estol dinâmico deve ser modelado, cautelosamente, usando modelos semi-empíricos, para o qual inúmeras aproximações diferentes têm sido desenvolvidas. Embora frequentemente deem bons resultados, esses modelos não são ferramentas precisas de previsão e somente podem ser usados com confiança para condições que são delimitadas através de validação experimental (LEISHMAN, 2002). Respostas aeroelásticas não lineares em vibrações induzidas pelo estol seguem também padrões similares.

O estudo do estol dinâmico é uma área de grande importância devido a ocorrência em inúmeras situações práticas. Dentre elas, pode se citar pás de helicópteros, caças, motores a jato, pás de rotores, turbinas eólicas e pás de distribuição de turbinas hidráulicas. Seus efeitos associados são um dos fatores mais críticos que limitam o projeto e aplicações aerodinâmicas relacionadas a helicópteros, pequenos veículos aéreos, flapes e turbinas eólicas.

Apesar dos efeitos de instabilidade serem importantes em muitos diferentes casos de máquinas rotativas, os problemas associados, por exemplo, às turbinas eólicas, são particularmente sérios porque podem envolver grandes amplitudes de perturbações do escoamento e baixas frequências. Isso pode ser observado quando mudanças na velocidade do vento ou em flutuações na atmosfera podem resultar em mudanças significativas no ângulo de

ataque das pás devido a uma velocidade rotacional relativamente baixa das turbinas (LEISHMAN, 2002).

Além disso, interesse recente no desenvolvimento de micro veículos aéreos, motivado por necessidades militares de reconhecimento aéreo em espaços confinados, tem também aumentado a necessidade no entendimento de fenômenos de instabilidade para explorar as altas magnitudes das forças de arfagem produzidas. No entanto, independente do significativo progresso feito na direção do entendimento da separação instável nos últimos anos, o estol dinâmico ainda permanece como o maior problema ainda não resolvido em aerodinâmica. Um entendimento detalhado dos complexos fenômenos do escoamento é requerido para um controle eficiente e possíveis aplicações (CHOUDHRY et al., 2014).

3.3.4 Oscilações Induzidas pelo estol

Vibrações induzidas pelo estol são ditadas pelo fenômeno do estol dinâmico. Variações no carregamento ao redor do aerofólio devido a formações complexas de vórtices nos bordos de ataque e de fuga promovem respostas aeroelásticas não lineares que podem conduzir para ciclos limites ou ainda para um comportamento caótico.

As cargas sob o efeito do estol dinâmico são instáveis e os efeitos de atraso induzem oscilações no aerofólio (VASCONCELLOS; PEREIRA; MARQUES, 2016).

A explicação dos eventos físicos relacionados às oscilações induzidas por estol pode ser encontrada em McCroskey; Carr; Mcalister (1976), Carr (1988) e Marques et al. (2017). Baseado em uma combinação de informações de campos de velocidade ao longo do tempo e uma análise de estruturas, o desenvolvimento do fluxo instável em um aerofólio em oscilação em estol dinâmico, para um único ciclo de vida, foi previamente classificado em cinco estágios sucessivos: estágio de escoamento colado, estágio do desenvolvimento do estol; início do estol; estágio em estol; retomada da adesão do escoamento (MULLENERS; RAFFEL, 2013).

Sendo assim, um resumo desses eventos pode ser descrito como: em baixos ângulos de ataque, abaixo da condição de estol estático, a sustentação exibe um comportamento linear. Efeitos importantes de atraso se iniciam apenas quando o movimento de sustentação do aerofólio atinge ângulos de incidência relativamente maiores, aproximando-se do ângulo de

ataque do estol estático. Efeitos não lineares suavemente se tornam mais relevantes à medida que a zona de separação de escoamento no bordo de fuga fica mais evidente e o pico de pressão no bordo de ataque se torna mais intenso (CARR, 1988).

Com o incremento progressivo no ângulo de ataque, a região de separação de fluido se expande no bordo de fuga e os vórtices tornam-se mais bem definidos e grandes o suficiente para descolar da superfície superior do aerofólio, começando a escalá-lo. Este evento também coincide com grandes zonas de separação que são formadas no bordo de fuga. Antes da separação total do escoamento ocorrer, a sustentação instável tende a crescer. Mas quando os vórtices se desprendem, uma grande perda de sustentação é observada e ocorre, então, um intenso estol. Uma outra consequência importante do desprendimento dos vórtices no bordo de ataque é o aumento repentino do momento de arfagem negativa (CARR, 1988).

Este repentino momento negativo de arfagem faz com que o aerofólio inverta sua rotação e diminua o ângulo de ataque, sendo que essa diminuição ocorre sem recuperação instantânea da sustentação e, então, um atraso ocorre para restabelecer o carregamento instável enquanto o aerofólio gira em direção a ângulos de incidência menores. Em seguida, o fluxo em torno do aerofólio é reconectado e as cargas instáveis reiniciam o processo em direção à repetição do ciclo de movimento variável de sustentação do aerofólio (MARQUES et al., 2017). Estes eventos caracterizam as oscilações induzidas pelo estol dinâmico.

A sucessão desses eventos físicos pode ser visualizada na Figura 8, bem como os efeitos desses fenômenos no comportamento aerodinâmico do aerofólio, representados pela relação entre o Momento de Arfagem e a Sustentação em função do Ângulo de Ataque. Um alto coeficiente reverso do momento de arfagem revela uma característica relevante para garantir a estabilidade das oscilações no regime induzido pelo estol (MARQUES et al., 2017).

Figura 8: Esquema ilustrativo dos fenômenos físicos envolvidos na indução de oscilações pelo estol dinâmico e seus respectivos efeitos no Momento de Arfagem e Sustentação do Aerofólio. Adaptado de MARQUES et al., (2017).

Ericsson e Reding (1971) mostraram, a partir de dados experimentais e teóricos, que a característica que domina completamente o estol dinâmico nos bordos de ataque e fuga é o efeito do fluxo acelerado induzido pela variação da arfagem no sota-vento do aerofólio. Esse fluxo acelerado produz um alívio da adversidade do gradiente de pressão, causando o atraso observado no fenômeno de estol e um grande pico no coeficiente de sustentação máximo. Foi constatado que teorias quase estacionárias, nas quais os efeitos do histórico são agrupados para um evento discreto no tempo e os efeitos do fluxo acelerado são representados por um atraso equivalente no tempo, que pode adequadamente descrever as características não estacionárias do aerofólio em uma faixa de ângulos de ataque completa, desde o subestol até o estol profundo.

O gráfico de análise do Coeficiente de Momento (dinâmica não estacionária) encontrados neste estudo podem ser visualizados na Figura 9.

Figura 9: Gráfico de Análise da Dinâmica do Aerofólio NACA 0012. Adaptado de ERICSSON, REDING (1971).

Leishman (1990) investigou experimentalmente as características do estol dinâmico com perfil NACA 23012, constatando os fenômenos de estol dinâmico conforme previamente explanado na Figura 8. Em seu trabalho pode ser visualizado o comportamento do carregamento não estacionário, ilustrado na Figura 10.

Figura 10: Características qualitativas do estol dinâmico de um aerofólio em oscilação. Adaptado de LEISHMAN (1990).

Carr (1988) mostrou que os efeitos do estol dinâmico dependem significativamente da amplitude de oscilação. Na Figura 11 são apresentados os gráficos de C_M para três diferentes condições de ensaio, nas quais cada uma manteve o ângulo de ataque, mas alterou as amplitudes de oscilação.

Figura 11: Efeito da amplitude no carregamento do estol dinâmico para um aerofólio oscilando em arfagem.

Adaptado de CARR (1988).

A capacidade de usar estol dinâmico para gerar oscilações de ciclo limite estáveis em uma ampla gama de velocidades de escoamento viabiliza a exploração deste fenômeno com a finalidade de coleta de energia a partir de oscilações induzidas por estol com algumas vantagens sobre oscilações que resultam em flutter clássico. Marques et al. (2017) realizaram experimentos para extração de energia a partir das oscilações induzidas, utilizando um aerofólio NACA0012 sujeito a arfagem e restrito por molas não lineares, em túnel de vento.

Diversos trabalhos, como os pesquisados por Sarkar, Bijl (2008) e Furlan, Vasconcellos, Marques (2015), investigaram a ocorrência de LCOs em aerofólios que foram submetidos a diferentes condições de oscilação induzidas por estol. Marques, Pereira, Vasconcellos (2015), por exemplo, utilizaram um modelo numérico para investigar a influência de não-linearidades estruturais na resposta induzida por estol de um aerofólio somente com arfagem em uma ampla faixa de velocidades do ar. Para este estudo foi utilizado o modelo Beddoes-Leishman para explicar os efeitos dinâmicos dos altos ângulos de ataque, apud Marques et al. (2017).

O presente trabalho mostra, experimentalmente, como o fenômeno de estol dinâmico influencia diretamente na manutenção do LCO, através da caracterização do deslocamento angular (α) versus o coeficiente de momento. Uma análise detalhada dessa relação se encontra no Capítulo 5.

3.4 Modelagem matemática aeroelástica

Nesta seção será apresentado a modelagem matemática utilizada para equacionar o comportamento dinâmico do sistema ensaiado experimentalmente. Uma vez que a não linearidade torna o modelo complexo, se faz necessário encontrar um equacionamento capaz de inserir no modelo de análise a coleta de dados experimental e os parâmetros de não linearidade estrutural, retornando como resposta o carregamento não estacionário das oscilações induzidas pelo estol dinâmico.

Conforme explicado em Bisplinghoff, Ashley, Halfman (1955), considerando-se um sistema contendo um aerofólio rígido sustentado por molas (Figura 12), se o aerofólio permite movimento para executar pequenos deslocamentos verticais e angulares, as coordenadas h e α são coordenadas generalizadas para descrever a configuração de deslocamento do sistema.

Figura 12: Seção típica aeroelástica. Adaptado de BISPLINGHOFF, ASHLEY, HALFMAN (1955).

Sendo assim, as equações de movimento são determinadas pelas equações de Lagrange:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial U}{\partial q_i} = Q_i \quad , \quad (1)$$

onde, T é a energia cinética, U é a energia potencial e Q_i representa os esforços não conservativos aplicados à seção típica com $i = 1, \dots, n$. Já os valores q_i são os deslocamentos em torção e flexão e $\dot{q}_i$, suas respectivas velocidades. Neste caso, q_i é α e h , e $\dot{q}_i$ é $\dot{\alpha}$ e $\dot{h}$. Por fim, n é o número de graus de liberdade.

A energia cinética da seção típica é obtida através do seguinte equacionamento:

$$T = \frac{1}{2} \int_{corda} (\dot{h} + r\dot{\alpha})^2 \cdot dm \quad (2)$$

onde, r é a coordenada de posição generalizada ao longo da corda. A integração da equação (2) traz a função quadrática das velocidades, conforme:

$$T = \frac{1}{2} m \dot{h}^2 + \frac{1}{2} I_\alpha \dot{\alpha}^2 + S_\alpha \dot{\alpha} \dot{h} \quad , \quad (3)$$

onde m é a massa do aerofólio, I_α é o momento de inércia em torno do eixo elástico e $S_\alpha = m \cdot s$ que é o momento estático de massa. Se a rigidez das molas de torção e flexão é representada por K_α e K_h , então a energia potencial é dada por:

$$U = \frac{1}{2} K_h h^2 + \frac{1}{2} K_\alpha \alpha^2 \quad (4)$$

Portanto, as Equações de Lagrange aplicadas a esse problema, são:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{h}} \right) + \frac{\partial U}{\partial h} = 0 \quad , \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}} \right) + \frac{\partial U}{\partial \alpha} = 0 \quad (5)$$

Inserindo as equações (3) e (4) no conjunto de equações (5), obtém-se, então, as equações de movimento:

$$m \cdot \ddot{h} + S_\alpha \ddot{\alpha} + K_h h = 0 \quad , \quad S_\alpha \cdot \ddot{h} + I_\alpha \ddot{\alpha} + K_\alpha \alpha = 0 \quad (6)$$

Por conveniência, as equações em (6) podem ser reescritas em seus termos desmembrado, considerando-se $S_\alpha=0$:

$$m \ddot{h} + K_h h = 0 \quad , \quad I_\alpha \ddot{\alpha} + K_\alpha \alpha = 0 \quad (7)$$

Considerando como soluções do sistema:

$$h = h_0 \sin \omega_h t \quad , \quad \alpha = \alpha_0 \sin \omega_\alpha t \quad (8)$$

obtem-se as frequências naturais do sistema desacoplado:

$$\omega_h = \sqrt{\frac{K_h}{m}} \quad , \quad \omega_\alpha = \sqrt{\frac{K_\alpha}{I_\alpha}} \quad (9)$$

Reescrevendo o conjunto de equações (6) em termos das frequências naturais, obtém-se:

$$m \cdot \ddot{h} + S_\alpha \ddot{\alpha} + \omega_h^2 m h = 0 \quad , \quad S_\alpha \cdot \ddot{h} + I_\alpha \ddot{\alpha} + I_\alpha \omega_\alpha^2 \alpha = 0 \quad (10)$$

Tem-se que o vetor dos esforços não conservativos Q_i para a seção típica é:

$$Q_i = [-L \quad M_\alpha]^T \quad , \quad (11)$$

onde L é a força de sustentação resultante do aerofólio, e M_α é o momento aerodinâmico medido em relação ao eixo elástico. Sendo assim, as equações do movimento para torção e flexão são:

$$m\ddot{h} + S_\alpha \ddot{\alpha} + K_h h = -L \quad (12)$$

$$S_\alpha \cdot \ddot{h} + I_\alpha \ddot{\alpha} + K_\alpha \alpha = M_\alpha \quad . \quad (13)$$

Para o presente trabalho, foi desenvolvido um aparato experimental para investigação de LCOs induzidos pelo estol dinâmico. Para tal, foi utilizado um modelo aeroelástico com apenas um grau de liberdade, equivalente a torção (arfagem pura), conforme Figura 13.

Figura 13: Seção típica para um grau de liberdade, arfagem pura.

Sendo assim, a equação de movimento para este modelo aeroelástico pode ser simplificada conforme:

$$M_{\alpha} = I_{\alpha} \ddot{\alpha} + K_{\alpha} \alpha \quad (14)$$

A principal equação de interesse é a equação de momento (14). O fator M de momento também pode ser expresso conforme Anderson (2001) explana, em sua forma adimensional:

$$M_{\alpha} = C_M \cdot q_{\infty} \cdot S \cdot l \quad (15)$$

onde C_M é o coeficiente de momento, q_{∞} é a pressão dinâmica, S é a área e l é o comprimento da corda do aerofólio (c). A pressão dinâmica q_{∞} pode ser definida conforme:

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad (16)$$

$$\rho_{\infty} = \frac{P}{RT} \quad (17)$$

Define-se o índice infinito para todo aquele parâmetro que esteja relacionado ao escoamento livre e sem perturbação.

Portanto, substituindo-se a equação (17) no termo ρ_{∞} da equação (16), e por fim inserindo-a na equação (15) e isolando-se o Coeficiente de Momento C_M , tem-se:

$$C_M = \frac{M_\alpha}{\frac{1}{2} \frac{P}{RT} V_\infty^2 \cdot S \cdot c} = \frac{2 \cdot M_\alpha R \cdot T}{P \cdot V_\infty^2 \cdot S \cdot c} \quad , \quad (18)$$

onde os parâmetros P é a pressão ambiente, T é a temperatura ambiente e R é a constante específica do gás para o ar seco. No presente trabalho, os parâmetros P e T foram coletados experimentalmente, a cada ensaio. Já R foi considerado igual a 287,058 J/kg.K.

Substituindo a equação (14) na equação (18), tem-se:

$$C_M = \frac{(I_\alpha \ddot{\alpha} + K_\alpha \alpha) \cdot 2 \cdot R \cdot T}{P \cdot V_\infty^2 \cdot S \cdot c} \quad (19)$$

A equação (19) foi, portanto, utilizada para a estimativa do carregamento não estacionário do modelo ensaiado, no qual a não linearidade estrutural foi avaliada através da avaliação do comportamento de rigidez da mola. Os resultados serão apresentados no Capítulo 5.

3.5 Técnicas de Identificação

A identificação de um sistema dinâmico é dada pelo processo de coleta experimental de informações deste sistema físico, através do auxílio de um sistema de aquisição de dados que é concebido após a determinação dos parâmetros de excitação e resposta.

Diferentes técnicas de identificação podem ser utilizadas para caracterizar o comportamento de um sistema dinâmico. A escolha adequada de uma técnica está diretamente relacionada à possível resposta dada pelo sistema, uma vez que cada um destes sistemas, em função de suas não linearidades, pode exibir comportamentos inesperados.

Para o presente trabalho, o método para coleta de dados selecionado foi através da coleta das séries temporais, que possibilitam a aplicação posterior de três técnicas de identificação do comportamento: Bifurcação de Hopf, Planos de fase e análise da estimativa do carregamento não estacionário. O conceito de todas essas técnicas será brevemente explanado nos itens a seguir.

3.5.1 Séries Temporais

Uma Série Temporal é um conjunto de observações sobre uma variável de interesse, no qual se deseja observar o comportamento dessa variável no tempo - e que apresentam dependência entre instantes de tempo (BARROS, 2004).

A análise de séries temporais não lineares compreende um conjunto de métodos que extraem informações dinâmicas sobre a sucessão de valores em um conjunto de dados. Esta estrutura baseia-se criticamente no conceito de reconstrução do espaço de estado do sistema, do qual os dados são amostrados. As bases para essa abordagem foram estabelecidas por volta de 1980, quando o caos determinista se tornou um campo popular de pesquisa e os cientistas estavam procurando evidências de caos em sistemas naturais e em laboratório. Desde então, a análise de séries temporais não-linear deixou esse nicho estreito e passou a ser usada de maneira muito mais ampla em todos os ramos da ciência e engenharia, bem como nas ciências sociais, nas humanidades e outras (BRADLEY; KANTZ, 2015).

No estudo de Séries temporais a noção de dependência entre as observações é crucial. Ao contrário, na maioria dos procedimentos elementares estudados, supõe-se que as observações formam uma amostra aleatória, isto é, são independentes e identicamente distribuídas.

Uma série temporal é uma realização de um processo estocástico, o qual é dito ergótico, se uma única realização do processo é o suficiente para caracterizá-lo. Na análise de séries temporais existe apenas uma realização do processo disponível e, portanto, precisamos supor que o processo subjacente é ergótico, pois iremos usar apenas uma de suas realizações para caracterizá-lo (BARROS, 2004).

Em geral, ao estudarmos uma Série Temporal estaremos interessados em alguns aspectos:

- a) Análise e Modelagem da Série Temporal – descrever a série, verificar suas características mais relevantes e suas possíveis relações com outras séries;
- b) Previsão da Série Temporal – a partir de valores passados da série (em conjunto com outras séries) encontrar boas previsões de valores futuros e de comportamento.

3.5.2 Bifurcação de Hopf

Uma característica de sistemas oscilatórios não lineares que tem sido o objeto de recente interesse é a grande variedade de tipos de respostas quando condições iniciais ou valores de parâmetros mudam. A passagem de um conjunto de respostas para outro frequentemente ocorre repentinamente, ou catastroficamente. A concepção da ideia de bifurcação é dada quando uma mudança repentina no comportamento acontece e um determinado parâmetro ultrapassa o seu valor crítico, chamado de ponto de bifurcação. Um sistema pode conter mais de um parâmetro, e cada um possui seus respectivos pontos de bifurcação. Logo, isto pode demonstrar um comportamento extremamente complexo, tornando análises computacionais uma importante ferramenta para a definição da taxonomia do comportamento de tais sistemas (TOBERGTE; CURTIS, 2013).

Existem diversos tipos de análises de bifurcação, tais como Dobra e Pico (*fold and cusp*), Bifurcação de Hopf, Sistemas de Ordem Superior, Aproximação Linear, entre outros. Em sistemas aeroelásticos não lineares, a Bifurcação de Hopf é a mais típica, uma vez que determinadas as condições de escoamento, ocorre o aparecimento de movimentos autossustentados.

Conforme dito, mudanças em parâmetros, ao ultrapassarem seus valores críticos, podem resultar em mudanças significativas na resposta. No contexto de sistemas aeroelásticos, o parâmetro a ser variado é a velocidade do escoamento, que quando possui um aumento acima do seu valor crítico, pode resultar em vários fenômenos oscilatórios, entre eles o LCO. Para estes sistemas, a bifurcação de Hopf é capaz de caracterizar o seu comportamento oscilatório.

Se a velocidade de escoamento varia de maneira crescente e decrescente de modo a existir diferenças de caminho (histerese) entre as amplitudes dos dois sentidos, o sistema apresenta mais de uma solução e a bifurcação é, portanto, subcrítica. Semelhantemente, se o sistema apresenta apenas uma solução, a bifurcação é supercrítica. Uma visão destes dois tipos de bifurcação está sintetizada na Figura 14 (já mostrada em detalhes na Figura 5).

Figura 14: Tipos de Bifurcação - (a) Supercrítica; (b) Subcrítica (VASCONCELLOS, 2012).

Para a análise da bifurcação de Hopf, podem ser coletados dados diretamente através de ensaios experimentais, ou também a da análise de saídas de modelos matemáticos ou determinados analiticamente. Para o presente trabalho, o método experimental foi utilizado para captura dos pontos de bifurcação, através das séries temporais nas quais foram capturadas as amplitudes de movimento em função da variação da velocidade do escoamento, conforme esquema ilustrativo apresentado na Figura 15. Os gráficos com os dados capturados se encontram no Capítulo 5.

Figura 15: Correlação esquemática da obtenção do gráfico da Bifurcação de Hopf.

3.5.3 Plano de Fase

O método do Plano de fase consiste no estudo gráfico de segunda ordem de sistemas autônomos descritos por:

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1, x_2) \quad (20)$$

$$\dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) , \quad (21)$$

onde x_1 e x_2 são os estados do sistema, e f_1 e f_2 são funções não lineares dos estados. Geometricamente, o estado de espaço desse sistema é um plano tendo x_1 e x_2 como coordenadas. Este plano é chamado de plano de fase.

Dado um conjunto de condições iniciais $x(0) = x_0$, as equações (20) e (21) definem uma solução x_t . Com o tempo t variando de zero até infinito, a solução x_t pode ser representada geometricamente com uma curva no retrato de fase. Tal curva é chamada de trajetória no plano de fase. Uma família de trajetórias no plano de fase correspondente a várias condições iniciais é chamada de retrato de fase de um sistema (SLOTINE; LI, 1991).

Por exemplo, as equações que regem um sistema massa-mola é a equação diferencial ordinária de segunda ordem.

$$\ddot{x} + x = 0 \quad (22)$$

Assumindo a solução:

$$x(t) = x_0 \cdot \cos t \quad (23)$$

$$\dot{x}(t) = -x_0 \cdot \sin t \quad (24)$$

Eliminando o tempo t de ambas as equações (23) e (24), obtém-se a equação das trajetórias:

$$x^2 + \dot{x}^2 = x_0^2 \quad (25)$$

Isto representa um círculo no plano de fases. Correspondendo a diferentes condições iniciais, diferentes raios de círculos podem ser obtidos. Plotando esses círculos no plano de

fases, obtém-se um retrato de fase do sistema massa mola, conforme ilustrado na Figura 16.

Figura 16: Figura representativa do Retrato de Fase.

(a) Sistema massa-mola;

(b) Respectivo retrato de fase.

A importância do retrato de fase está no fato que uma vez que o retrato de fase de um sistema é obtido, a natureza da resposta do sistema correspondente a várias condições iniciais está diretamente mostrada no plano de fase. No exemplo acima, podemos facilmente ver que a trajetória do sistema, nem converge para a origem, e nem diverge para infinito, mas sim circulam ao redor da origem, indicando a natureza marginal da estabilidade do sistema. Para este sistema, os estados são x e sua derivada $\dot{x}$. Tradicionalmente, o método do plano de fase é desenvolvido para a dinâmicas de equações de segunda ordem, e o plano de fase é definido como tendo x e $\dot{x}$ como coordenadas. Sistemas de primeira ordem também podem ser investigados no plano de fase, com a particularidade de fornecerem uma única trajetória, e não uma família delas (SLOTINE; LI, 1991).

Como foi visto no equacionamento de movimento do sistema, este presente trabalho considera em seu plano de fase o deslocamento angular, o qual foi captado experimentalmente, e sua derivada primeira, correspondente à velocidade angular.

4 DESCRIÇÃO DO APARATO EXPERIMENTAL

O sistema mais comum para utilização em estudos experimentais de fenômenos aeroelásticos, como do estol dinâmico e das oscilações por ele induzidas, consiste em um aerofólio com dois graus de liberdade em túnel de vento. A maioria dos resultados experimentais documentados utilizam aerofólios oscilando em arfagem com ângulo de ataque predeterminado.

Conforme previamente apresentado, o estol dinâmico pode ocorrer em qualquer aerofólio ou outra superfície de sustentação quando tais superfícies estiverem submetidas a esforços que variam no tempo. Sendo assim, um aerofólio de perfil NACA0012 foi submetido à escoamento laminar em um túnel de vento presente no Laboratório de Dinâmica (LabDin) da USP – São Carlos.

Uma vez definidas as variáveis de interesse, foi possível o desenvolvimento do projeto de um aparato experimental capaz de traduzir o modelo teórico em um sistema físico para simulação e teste conforme será descrito neste capítulo.

O aparato experimental permitiu a variação dos parâmetros: velocidade do escoamento (V_∞), ângulo de ataque (α), rigidez da mola (k) e posicionamento do eixo elástico (EE) – o qual altera o momento de inércia do perfil (I). Para este estudo, o posicionamento do EE foi variado nas posições 10, 11, 12 e 13 cm, em várias séries alterando-se a velocidade do escoamento.

As posições do eixo elástico para estudo foram encontradas experimentalmente, uma vez que posições inferiores a 10 centímetros (mais próximas do bordo de ataque) resultavam em um sistema aeroelasticamente muito estável, ou seja, sem oscilações. Em contrapartida, posicionamentos superiores à 13 centímetros (em direção ao bordo de fuga), resultavam em movimentos com altíssimas amplitudes de oscilação e extremamente violentos. Logo, para uma boa análise do comportamento, definiu-se a região entre 10 e 13 cm como ideal para estudo.

Sendo assim, por meio desse perfil, montado verticalmente e suportado em ambos os lados por mancais de rolamento, possibilitou-se a captação das oscilações induzidas pelo estol. Tal sistema permitiu que o aerofólio se movimentasse puramente em arfagem com suspensão elástica, a qual foi projetada para suportar até quatro molas de tração, simulando a resposta torcional. Tal sistema será detalhadamente discutido a seguir.

É importante ressaltar que, com o aparato experimental desenvolvido, variações no eixo elástico do aerofólio alteram o momento de inércia (I) e o centro de gravidade (CG) da asa. Todos os dados para cada EE foram tomados e levados em consideração nos gráficos utilizados para a análise do comportamento do sistema.

4.1 Aparato Experimental

O aparato experimental foi pensado e desenvolvido para investigar vibrações induzidas pelo estol dinâmico. Para isso, o sistema configura a suspensão elástica de um aerofólio que permite movimentos com apenas um grau de liberdade (torção). Este sistema é fixado em uma estrutura pré-existente na saída do bocal do túnel de vento, a qual sustenta e alinha o aerofólio em relação ao túnel para garantir que a asa não sofra interações angulares não desejadas e assim esforços não previstos. Além disso, a robustez do sistema é superior à necessária e foi pensada para que a estrutura não influísse nas oscilações do aerofólio.

A seguir serão mostrados todos os subconjuntos mecânicos que compõe o aparato desenvolvido, sobre o qual se pode ter uma visão geral na Figura 17.

Figura 17: Visão geral do aparato experimental.

4.1.1 Estrutura base pré-existente

A estrutura base de fixação é responsável por conferir a rigidez e robustez necessária ao sistema, de maneira a não gerar esforços não desejados ao longo dos ensaios e absorver possíveis transmissões de esforços gerados pela interação fluído-estrutura. Além disso, ela confere a flexibilidade necessária para que mais de um ensaio possa ser realizado no mesmo túnel de vento sem alteração completa do sistema, criando-se apenas uma estrutura intercambiável interna (estrutura de suporte do aerofólio), que pode ter mais de uma configuração, de acordo com o sistema aeroelástico de interesse a ser estudado.

O sistema metálico é composto por uma base quadrangular feita com perfis quadrados de metalon soldados (estrutura cinza, Figura 18) que sustentam uma estrutura triangular treliçada simples (estrutura azul, Figura 18) através de parafusos de fixação.

Figura 18: Estrutura Base Pré-Existente.

Para garantir possibilidade de fixação da subestrutura de suporte do aerofólio, veios laterais são utilizados com sistema de parafuso e contra porca, de maneira a não comprometer sua rigidez estrutural e não a danificar durante trocas de aparatos entre experimentos.

4.1.2 Estrutura de suporte do aerofólio

O projeto deste sistema aeroelástico também foi desenvolvido para suportar todos os esforços que o aerofólio em oscilação poderia gerar sobre a estrutura, conferindo assim a rigidez necessária.

Como peça intercambiável, um quadro foi projetado em estrutura metálica de perfil C, fixada à estrutura base por meio de parafusos e porcas.

Todos os subsistemas serão descritos em detalhe nas sessões que seguem neste capítulo. Uma imagem ilustrativa da estrutura intercambiável desenvolvida em *SolidWorks* pode ser visualizada na Figura 19.

Figura 19: Estrutura intercambiável desenvolvida e seus subsistemas.

Travessas para fixação dos mancais de rolamento foram confeccionadas em alumínio e posicionadas nas duas extremidades do quadro, onde posteriormente o sistema do eixo de giro seria acoplado. Por fim, um sistema preset foi desenvolvido, parte em metal usinado e parte em polímero termoplástico (PLA) produzido por meio de fabricação por filamento fundido, do inglês *Fused Filament Fabrication (FFF)*, popularmente conhecido por impressão 3D. Para posicionamento do eixo elástico, duas guias foram confeccionadas em alumínio usinado e fixadas às extremidades do aerofólio.

4.1.3 Aerofólio NACA0012

O aerofólio utilizado foi inicialmente confeccionado em isopor com estrias de madeira, seguindo o modelo NACA 0012. O aerofólio NACA0012 foi desenvolvido na década de 1930, pelo Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica, da sigla em inglês NACA - National Advisory Committee for Aeronautics.

Foram dados aos modelos de aerofólio a sigla NACA seguida de 4 dígitos, os quais se referem às suas características. A primeira casa representa a casa decimal do abaulamento, o segundo dígito representa a primeira casa decimal do ponto da corda aonde ocorre máxima

distância da superfície à linha central e os últimos dois dígitos representam a porcentagem da corda representada pela espessura (ANDERSON, 2008), conforme ilustrado na Figura 20.

Figura 20: Descrição do Perfil NACA 4 Dígitos.

Sendo assim, de acordo com estas definições, o perfil NACA 0012 exibe um perfil sem abaulamento e, portanto, simétrico, seguindo a linha central, com uma espessura correspondente a 12% do comprimento da corda. O aerofólio utilizado no presente trabalho tem dimensões de 560 mm de comprimento, 270 mm de corda e 32,4 mm de espessura, conforme ilustrado na Figura 21. Este perfil, devido à sua simetria, é bastante utilizado em experimentos e trabalhos acadêmicos, o que proporciona a comparação de dados experimentais com a encontrada na literatura.

Figura 21: Perfil NACA 0012

O aerofólio utilizado já existia no laboratório de dinâmica da EESC – USP, porém, devido a danos no aerofólio provenientes de ensaios anteriores, o bordo de fuga foi refeito com madeira balsa para aumentar a resistência dessa área, pois esta região sofre muita interação com o escoamento. Outros danos na superfície do perfil de isopor tiveram de ser preenchidos e, conseqüentemente, a pintura foi majoritariamente removida. Para obter um resultado adequado para o experimento, uma camada fina de pasta de madeira balsa foi aplicada e depois lixada até homogeneizar a superfície e alcançar o perfil desejado.

Após a etapa de reconstrução, o aerofólio foi recoberto com vinil preto para regularizar a superfície e melhorar o acabamento superficial da asa. A Figura 22 mostra o processo de reforma do aerofólio e o resultado final.

Figura 22: Processo de reforma do aerofólio NACA 0012. (a) Reconstituição com Madeira Balsa; (b) Revestimento em Vinil Preto; (c) Resultado final do Aerofólio reformado.

4.1.4 Sistema Basculante de Sustentação do Aerofólio

O sistema basculante de sustentação da estrutura do aerofólio pode ser dividido em três partes, o qual será denominado aqui por bloco guiado, eixo e mancal. O bloco guiado é a

parte mais importante do novo projeto e que constituiu a maior mudança neste novo aparato experimental, quando comparado ao método anterior.

Como visto na seção sobre o aerofólio (item 4.1.3 - Aerofólio NACA0012), sua estrutura interna é majoritariamente composta por isopor e estrias de madeira (que confere a forma do perfil desejado), porém, não há nenhum eixo interno. O eixo de rotação do aerofólio é constituído por um eixo externo ao perfil, em ambas as laterais, o qual varre toda a extensão da corda. Com isso, mudanças no ponto de giro e no momento de inércia do perfil são possíveis.

O bloco guiado percorre duas guias passantes por ele e é acionado por meio de um fuso roscado. Em cada bloco, se encontram dois freios mecânicos para sua fixação em uma determinada posição para ensaio.

Por fim, o eixo de rotação foi fixado ao bloco e preso a um mancal, que por sua vez é sustentado por uma barra de alumínio parafusada ao quadro da estrutura intercambiável, conforme mostrado na Figura 19. O desenho final desse sistema, incluindo bloco guiado, eixo e mancal é ilustrado na Figura 23. O mesmo sistema foi replicado em ambas as extremidades do aerofólio.

Figura 23: Visão geral do sistema de fixação do aerofólio.

Uma foto do sistema após fabricação e montagem pode ser visualizada na Figura 24 (a) e a visão em detalhes do ajuste do sistema de posicionamento do bloco guiado pode ser visualizado na Figura 24 (b).

Figura 24: (a) Sistema de Fixação do Aerofólio; (b) detalhes do ajuste do sistema de posicionamento do bloco guiado.

4.1.5 Preset

Uma vez projetado o sistema de sustentação do aerofólio, foi necessário projetar mais um subsistema responsável pelo ajuste do ângulo de ataque inicial do ensaio, de acordo com os parâmetros desejados para o mesmo. A este sistema foi dado o nome de *preset*. Além disso, o sistema *preset* também é responsável pela fixação de uma das extremidades das molas helicoidais, o que confere ao sistema a resposta torcional restauradora desejada.

Este sistema é composto por duas peças principais unidas por elementos de fixação. A primeira peça é um disco circular de alumínio, responsável pelo ajuste do ângulo de ataque inicial do ensaio. Esta peça é acoplada ao eixo principal do aerofólio através de um fuso roscado.

A segunda peça deste sistema foi nomeada de disco côncavo e é responsável pelo posicionamento inicial das molas restauradoras. Ela foi fabricada em Plástico PLA e sua geometria foi projetada de maneira a permitir diversos ajustes, outros posicionamentos e conjuntos de molas, alterando o momento torçor restaurador e a rigidez do sistema. Ele permite essa flexibilidade através de furos ao longo do perímetro da peça.

Estes componentes, trabalhando em conjunto através de parafusos de fixação, permitem a definição do ângulo de ataque inicial do experimento, o qual pode ser estipulado através de uma guia oblonga curva que permite ajustes de 0 até 30° como ângulo de ataque inicial do aerofólio.

A Figura 25 demonstra, em 3 vistas, o projeto deste sistema e a Figura 26 mostra a

montagem final pós fabricação.

Figura 25: (a) Vista superior do projeto do Sistema Preset;
(b) Vista em perspectiva;
(c) Vista lateral

Figura 26: (a) Vista superior da montagem final do sistema preset;
(b) Vista inferior da montagem final do sistema preset.

4.1.6 Sistema de Fixação das Molas Restauradoras

Uma vez descrito o sistema *Preset*, é necessário entender como a fixação das molas restauradoras foi projetada. Hastes de alumínio para fixação das molas helicoidais foram soldadas na travessa superior de sustentação do mancal, perpendicularmente, no ponto de interseção entre a travessa e o quadro da estrutura intercambiável, formando uma estrutura em formato de U, conforme Figura 19.

Para fixação das molas, diversos ganchos em alumínio foram parafusados nas hastes com o intuito de flexibilizar o posicionamento das molas. Além disso, extensores foram utilizados entre os ganchos e as molas, com o objetivo de garantir precisão no ajuste do

ângulo de ataque do aerofólio.

Uma foto do sistema após montagem pode ser visualizada na Figura 27.

Figura 27: (a) Sistema de Fixação das Molas;
(b) Molas e Extensores.

4.2 Sistema de Aquisição de Dados

Para a captação angular do aerofólio foi utilizado um *encoder*, que é um dispositivo eletromecânico que conta pulsos elétricos a partir do movimento rotacional de seu eixo, o qual foi acoplado ao eixo principal do aerofólio.

Para leitura desse sinal elétrico, foi desenvolvido sistema de condicionamento de sinal, o qual consistiu no desenvolvimento de eletrônica própria e projetos em *Simulink* e *Matlab*.

4.2.1 Sistema de Medição Angular (*Encoder*)

Para captação do deslocamento angular do aerofólio foi utilizado um encoder incremental óptico de dois canais (A e B), modelo LPD3806-600BM-G5-24C, o qual é fixado através de um eixo de 6 mm preso ao eixo principal de rotação da parte inferior do aerofólio.

Para absorção de qualquer excentricidade que possa surgir entre o eixo da asa, o eixo de fixação e o encoder, é utilizado um acoplamento elástico capaz de anular tais movimentos

e não os transmitir ao encoder. A Figura 28 ilustra a montagem e fixação desse sistema.

Figura 28: Fixação do Encoder ao sistema mecânico.

O funcionamento do encoder será explicado neste tópico, pois o seu entendimento é crucial para a compreensão do desenvolvimento do sistema de aquisição de dados. O encoder adquirido possui canais A e B que dão saídas em tensão e é necessário fazer a conversão desses sinais em uma leitura de ângulo real.

Um encoder é composto internamente por um foto emissor, um foto receptor e um disco colocado entre eles. O disco, que é montado em um eixo rotativo, tem padrões formados por partes opacas e transparentes alternadas. Conforme o disco gira, os segmentos opacos bloqueiam a luz. Esse movimento gera pulsos de ondas quadradas, que podem então ser interpretados em posição ou movimento. Os componentes fundamentais de um encoder óptico e a formação dessas ondas, defasadas de 90 graus, podem ser vistos na Figura 29.

Figura 29: Componentes de um encoder óptico:
 (a) Componentes de funcionamento;
 (b) Exemplificação da formação das ondas em quadratura defasadas em 90°.
 Adaptado de <http://www.ni.com/tutorial/7109/pt/> Acesso 11/2016.

É importante ressaltar que ter dois canais em quadratura serve para saber o sentido de rotação do aerofólio. Dependendo de qual canal está à frente, soma-se ou decrementa-se o pulso.

4.2.2 Circuito eletrônico de condicionamento de sinal do encoder

Inicialmente desenvolveu-se um circuito de condicionamento de sinal para que o encoder enviasse tensão adequada ao equipamento de integração dSPACE, que é uma interface integrada ao Matlab/Simulink que reúne ferramentas para projetos e análises de sistemas com um *software* de implementação em tempo real.

Para isso, necessitou-se desenvolver um circuito que levasse em consideração as tensões de entrada do equipamento citado, cuja topologia está ilustrada na Figura 30. Este circuito fornece alimentação para o encoder e adequa o sinal de saída a um nível de tensão limite de 5 volts.

Para este projeto, foi utilizado um regulador de tensão LM317, o qual mantém constante a diferença de potencial entre a saída desse circuito integrado e seu terminal de ajuste no valor de 1,25 V.

Figura 30: desenho esquemático do circuito eletrônico.

Com isso, tendo-se como interesse uma tensão de saída do circuito de 5 V, determinou-se os valores das resistências R1 e R2, 100 e 300 Ω , respectivamente. A tensão de saída foi determinada levando-se em consideração a tensão de entrada da dSPACE. Os capacitores em paralelo com a entrada e a saída do circuito estão agindo como filtros passa-baixa.

O circuito interno do encoder possui, em cada canal, A e B, um transistor de coletor aberto. Para limitar a corrente conduzida pelo transistor quando polarizado, o resistor de 1 k Ω é colocado entre o Vcc (5 V) e o coletor, e, desse modo, a corrente é de aproximadamente 5 mA. A Figura 31 mostra a eletrônica finalizada.

Figura 31: Visualização da caixinha contendo o circuito eletrônico do encoder.

Para a medição do ângulo, foi necessário também o desenvolvimento de um programa em *Simulink* que transformasse as ondas quadradas dos canais A e B do encoder em ângulos

relativos. O objetivo dessa rotina é a contagem dos pulsos.

Porém, após todo esse desenvolvimento e alguns ensaios com este equipamento, verificou-se que ao final dos experimentos havia uma defasagem angular (do posicionamento real visual do aerofólio, com o lido no equipamento), o que mostrou que a velocidade de aquisição de dados daquele aparelho era inferior à necessária para o experimento, o que levou ao desenvolvimento de um novo sistema de aquisição de dados.

4.2.3 Novo sistema de aquisição

Como um novo sistema de aquisição seria desenvolvido, ele foi pensado, então, para que fosse possível não apenas a aquisição angular, mas também a aquisição automática de outros três sinais: da velocidade de escoamento do ar no túnel de vento, da temperatura e da pressão ambientes. Fez-se assim necessária a integração de três outros sensores, os quais foram alimentados utilizando-se a eletrônica desenvolvida no projeto de aquisição anterior.

Para tal tarefa foi utilizado, então, o microcontrolador ESP8266 que possui capacidade de conexão em rede sem fio através do padrão Wi-Fi ®. Este microcontrolador é o principal componente do sistema de aquisição desenvolvido contando com uma unidade central de processamento (CPU) de 32 bits com frequência de 80 MHz capaz de atender as interrupções do encoder utilizado para a medida de ângulo do aerofólio, assim como enviar os pacotes de dados deste e de outros sensores utilizados a uma taxa de 25 amostras por segundo.

Interrupções são eventos ou condições que fazem com que o microcontrolador pare de executar determinada tarefa que está sendo executada, trabalhe em outra tarefa temporariamente, e depois retorne à tarefa principal. Quando o ESP8266 recebe sinal em determinado pino de interrupção, ele suspende a atividade que estiver realizando para realizar a tarefa solicitada, que, neste caso, é a captação dos pulsos do encoder (variação angular do aerofólio), em detrimento da pressão, temperatura, velocidade de escoamento e envio de pacotes de dados.

Para a medida do ângulo do aerofólio, o microcontrolador detecta as bordas de subida e descida relativas aos canais em quadratura do encoder óptico utilizado. Sabendo que este sensor possui 600 divisões por volta, o microcontrolador conta os pulsos recebidos para saber o deslocamento angular, sendo que a informação de direção de rotação é dada pela relação de quadratura dos canais A e B (positiva ou negativa). Utilizando a estratégia de contagem de pulsos das bordas de descida e subida, tanto do canal A quanto do B, o encoder óptico

possibilita uma resolução de 0,15°.

Com relação à medição de velocidade relativa do ar, o sensor calibrado TIVA (Transmissor e Indicador de Vazão de Ar), fabricado pela empresa Vectus®, foi utilizado. Possui uma faixa de vazão de 0 a 99,990 m³/hora, uma exatidão +/- 1% de fundo de escala e uma faixa de temperatura compensada de 10 a 50°C. Esta temperatura é compensada por um algoritmo interno ao fabricante e a medida de velocidade do ar é feita por um sensor de pressão diferencial. A captação do valor da velocidade do ar é realizada pelo microcontrolador através de sua porta com capacidade de conversão analógica/digital, com resolução de 3 mV que representa 0,075 m³/hora.

Por fim, para a aquisição das medidas de temperatura e pressão ambientes, utilizou-se o sensor calibrado BMP-180. Com relação à pressão, possui uma faixa de medida de 300 à 1100 hPa, com uma resolução de 0,01 hPa, enquanto que para a temperatura sua faixa de medida é de 0 a 65°C, com resolução de 0,1°C e exatidão de $\pm 0.5^\circ\text{C}$. Este sensor se comunica com o microcontrolador através do protocolo I²C de barramento serial, onde o dispositivo, no caso o sensor, envia os dados para o sistema de aquisição quando requisitado pelo processador.

A seguir, na Figura 32, pode ser vista a eletrônica final desenvolvida.

Figura 32: (a) Sistema de Aquisição de Dados;
(b) Enfoque do sensor de Temperatura e Pressão BMP-180.

Para realizar o desempacotamento dessas informações captadas pelos sensores, foi desenvolvido programa em *Simulink* que adequou o sinal para posterior análise em *Matlab*. A

imagem do sinal das oscilações do aerofólio captado pelo *Simulink* pode ser visualizada na Figura 33 (a). O programa desenvolvido para tal tarefa, pode ser visto em Anexos. Uma foto do sistema de aquisição completo pode ser visualizada na Figura 33 (b).

Figura 33: (a) Sinal de oscilação do aerofólio captado pelo *Simulink*;
(b) Sistema de Coleta de Dados na íntegra.

4.3 Representação das Não Linearidades Estruturais

Existem muitos exemplos de não linearidades estruturais que podem ter um efeito significativo nas respostas aerodinâmicas, sendo que as não linearidades concentradas podem ter efeitos expressivos mesmo quando excitadas por pequenas amplitudes de vibração. Experimentalmente, superfícies soltas ou com folgas podem ser adequadamente representadas via rigidez de mola com não linearidade cúbica (PRICE; ALIGHANBARI; LEE, 1995). Se em altos níveis de excitação o esforço de restauração elástico for maior do que o esperado para um sistema linear, esses sistemas possuem uma característica de enrijecimento (do inglês, *hardening*). Caso o esforço de restauração seja menor que o esperado para comportamento linear, tais sistemas possuem uma característica de amolecimento (do inglês, *softening*). (O'NEIL; STRGANAC, 1998).

Sendo assim, para análise da rigidez estrutural do aparato experimental, o presente trabalho realizou um estudo inicial através de cinco experimentos para cada um dos dois lados de cada bordo do aerofólio (ataque e fuga, direito e esquerdo), e para cada uma das quatro

posições de eixo elástico selecionadas, com um total de oitenta testes com trinta medições em cada um deles, conforme o procedimento descrito nesta seção.

Para cada posição de tomada de dados foi fixada uma roldana paralelamente ao bordo em estudo do aerofólio, em sua aresta inferior, e distante em 330 mm, na qual passou-se um cabo fino de aço para conectar o aerofólio a um recipiente utilizado para acomodação de massas padrão. As medidas foram tomadas com 30 diferentes massas divididas em 15 unidades de 25g e 15 de 50g, colocadas em sequência crescente e medindo-se os deslocamentos angulares provocados por essa força gerada a cada nova massa posicionada. Um esquema ilustrativo do sistema está representado na Figura 34.

Figura 34: Esquema representativo do procedimento para estudo da rigidez estrutural do aparato experimental no bordo de ataque para a direita.

(a) Vista superior;

(b) Vista frontal.

Com a variação angular da posição do bordo de ataque, os ângulos relativos de decomposição da força de tração variam para cada massa adicionada, fazendo com que seja necessário correções das forças e distâncias decompostas, de maneira a não interferir no comportamento final do sistema.

Como o sistema de molas reage no eixo elástico do perfil com um torque, este sistema

de molas pode ser considerado como sendo equivalente a uma mola de torção. Portanto, o momento torçor (M) pode ser obtido por uma relação entre a rigidez do sistema (K) e o deslocamento angular gerado (α) pela relação $M = K \cdot \alpha$.

Para o cálculo do momento torçor, tem-se a distância entre o eixo elástico e o bordo selecionado (ponto de atuação da força). Para o bordo de ataque esses valores de d foram 100, 110, 120 e 130 mm. Para o bordo de fuga os valores de d' foram 170, 160, 150 e 140 mm.

Então, calculou-se a média dos cinco testes e gerou-se, no software *MATLAB*, um gráfico de momento por deslocamento angular para cada bordo e cada eixo elástico, tendo como resultante a rigidez do sistema. Com a ferramenta *Curve Fitting Tool* (“*cftool*”) fez-se uma aproximação polinomial de terceira ordem, como o modelo a seguir:

$$M_{estrutural} = p_1\alpha^3 + p_2\alpha^2 + p_3\alpha + p_4 \quad , \quad (26)$$

onde os coeficientes obtiveram um intervalo de confiança de 95%, conforme parâmetros descritos na Tabela 1:

Tabela 1: Parâmetros da equação polinomial cúbica para cada Eixo Elástico selecionado.

<i>Parâmetro</i>	<i>EE = 10 CM</i>	<i>EE = 11 CM</i>	<i>EE = 12 CM</i>	<i>EE = 13 CM</i>
P_1	$6,177 \cdot 10^{-6}$	$5,029 \cdot 10^{-6}$	$5,072 \cdot 10^{-6}$	$9,824 \cdot 10^{-6}$
P_2	$1,433 \cdot 10^{-5}$	$-1,945 \cdot 10^{-5}$	$1,837 \cdot 10^{-5}$	$5,64 \cdot 10^{-5}$
P_3	0,01048	0,01078	0,01264	0,01221
P_4	-0,002501	0,008095	0,01161	-0,002472

Por fim, os gráficos gerados para a rigidez podem ser vistos na Figura 35.

Figura 35: Gráfico da Rigidez Estrutural com comportamento não linear cúbico.

Percebe-se então, por esse estudo, que o conjunto desenvolvido da suspensão elástica imprimiu uma não linearidade cúbica ao sistema do tipo enrijecimento. É importante ressaltar que a interpolação polinomial possui fragilidades em regiões de borda, uma vez que nessas regiões existe uma menor quantidade de pontos de coleta. Consequentemente, o fator p_4 não possui significado físico relevante, pois um momento nulo resulta em um deslocamento nulo.

Outros autores, tais como Zhao, Zhang (2010), Henshaw et al. (2007), Sarkar, BIJL (2008) e Vasconcellos et al. (2014), também estudaram a influência de não linearidades na rigidez estrutural através do comportamento de rigidez cúbica.

Sarkar, Bijl (2008) observaram que ao inserir o comportamento de rigidez cúbica ao sistema, os gráficos de bifurcação sofriam sensível alteração no seu padrão de comportamento.

Finalmente, a equação da não linearidade da rigidez estrutural (26) foi inserida na parcela da equação (19), referente aos momentos provenientes de tal não linearidade estrutural:

$$M_{estrutural} = K_a \alpha = p_1 \alpha^3 + p_2 \alpha^2 + p_3 \alpha + p_4 \quad (27)$$

$$C_M = \frac{(I_\alpha \ddot{\alpha} + (p_1 \alpha^3 + p_2 \alpha^2 + p_3 \alpha)) \cdot 2 \cdot R \cdot T}{P \cdot V_\infty^2 \cdot S \cdot c} \quad (28)$$

Sendo assim, o equacionamento foi finalizado e os parâmetros experimentais foram inseridos para posterior análise de resultados.

4.4 Momento de Inércia do conjunto ‘Aerofólio - Sistema de Fixação’

O momento de inércia de um corpo é a grandeza física associada à inércia de rotação e pode ser definido como a resistência do corpo à mudança no movimento rotacional. Esta resistência à mudança em sua velocidade angular é denominada como momento de inércia do respectivo corpo.

Os aspectos rotacionais causados por um torque ou momento M são governados por uma equação da forma $M = I\alpha$, onde I é o momento de inércia e é uma medida da resistência de um corpo a uma aceleração angular. A equação que rege o momento de inércia pode ser descrita como:

$$I = \int_m r^2 dm \quad (29)$$

onde r é o braço de momento e é a distância do elemento de massa arbitrário dm ao eixo de rotação. Neste caso, o raio de giração r é dado pela distância entre o centro de gravidade (CG) e a posição do eixo elástico (EE) estudada. Sendo assim, a equação (29) torna-se:

$$I = \int_m (CG - EE)^2 dm = (CG - EE)^2 \cdot m \quad (30)$$

onde m é a massa do conjunto ‘Aerofólio – Sistema de Fixação’. As medidas de massa, CG e EE foram adquiridas experimentalmente e referenciadas em relação ao bordo de ataque. Onde $m = 1,534kg$.

O centro de gravidade (CG) de um corpo é o ponto onde pode ser considerada a aplicação da força da gravidade. Para a obtenção experimental do CG do conjunto ‘Aerofólio – Sistema de Fixação’ procedeu-se como na Figura 36: Figura representativa do método de

identificação do posicionamento do CG.

Inicialmente suspendeu-se o corpo por um ponto B_1 , no caso, pelo bordo de ataque, até atingir a posição de equilíbrio (a), definindo a reta vertical r_1 . Em seguida, suspendeu-se o corpo por outro ponto, B_2 (Bordo de fuga) e novamente até atingir a posição de equilíbrio (b), definindo a reta vertical r_2 . O centro de gravidade (CG) é o cruzamento das retas r_1 e r_2 . Repetiu-se esse procedimento para toda a extensão da corda do aerofólio, movimentando-se o carrinho de um em um centímetro, obtendo-se assim todas as variações de posicionamento do CG com a variação de posicionamento do sistema de fixação.

Figura 36: Figura representativa do método de identificação do posicionamento do CG.

Portanto, os valores de CG e Momento de Inércia para cada EE foram:

Tabela 2: Valores de CG e Momento de Inércia para o conjunto 'Aerofólio - Sistema de Fixação'

<i>Eixo elástico EE (cm)</i>	<i>Centro de Gravidade CG (mm)*</i>	<i>Momento de inércia I (m².kg)</i>
10	137	0,0024
11	143	0,0019
12	150	0,0018
13	157	0,0017

* Medidas em relação ao bordo de ataque na direção da corda do aerofólio

5 RESULTADOS

5.1 Introdução

Neste capítulo serão apresentados os resultados e a análise obtidos a partir dos dados coletados experimentalmente nas baterias de ensaios, que foram elaborados da forma descrita abaixo.

Variou-se a posição do Eixo Elástico para um aerofólio NACA 0012 com apenas um grau de liberdade (em arfagem pura), inserido em um sistema aeroelástico que utiliza duas molas de tração, realizando momento torçor, com o objetivo de reproduzir o modelo físico ilustrado na Figura 3 do capítulo 1 deste presente trabalho.

O aparato experimental contendo a construção mecânica e o sistema completo de aquisição de dados foi descrito em detalhes no capítulo 4 e a visão completa do programa para aquisição de dados em *Simulink* se encontra em Anexos.

Os parâmetros variados nos experimentos foram, principalmente, as distâncias de eixo elástico (EE) e a velocidade de escoamento do ar proveniente do túnel de vento. Como consequência das variações de EE, alterações correspondentes de CG foram obtidas e correlacionadas no equacionamento.

Para a determinação dos EE estudados, foram realizados experimentos iniciais que observaram a resposta aeroelástica a cada ponto de corda, em relação ao bordo de ataque, com medidas de 5 cm a 16 cm. Observou-se que para EE inferiores à 10 cm, o aerofólio utilizado demonstrava uma resposta aeroelástica muito estável, sem oscilações, para todo o espectro de velocidade de escoamento do túnel de vento utilizado. Já, para eixos elásticos acima de 13 cm, as respostas aeroelásticas ocasionavam vibrações muito violentas, podendo causar danos ao aparato experimental. Sendo assim, as medidas selecionadas para estudo foram: 10, 11, 12 e 13 cm.

Definidos os parâmetros iniciais, a metodologia experimental pode ser descrita da seguinte forma: a cada eixo elástico selecionado, uma sequência de ensaios foi executada aumentando-se a velocidade do escoamento de ar até o limite suportado pelo túnel de vento (de aproximadamente 21 m/s), ou até o atingimento de respostas aeroelásticas com altas amplitudes de movimento (por volta de 80°), sendo este o parâmetro prioritário (se alcançada tais amplitudes, a velocidade do túnel de vento era diminuída).

Tais ensaios visaram encontrar o momento em que o aerofólio entrava em oscilação, tendo como principal objetivo observar e estudar oscilações de ciclo limite induzidas pelo estol dinâmico e identificar tipos de movimentos, bem como sua evolução com o aumento da velocidade e a sua involução com a diminuição contínua da velocidade de escoamento, até a entrada novamente em repouso. A Figura 37 representa o esquema representativo das regiões as quais o aerofólio pode se deslocar ao longo da execução dos ensaios, identificadas como quatro quadrantes, relativos ao ponto de origem do eixo elástico, denominados de *Q1*, *Q2*, *Q3* e *Q4* para facilitar a compreensão e análise posterior do movimento.

Figura 37: Esquema representativo das regiões de possível movimentação do aerofólio em relação ao eixo elástico.

Com a captação das variações angulares no tempo, foi possível a plotagem dos gráficos das séries temporais, diagramas de bifurcação, Planos de fase e a estimativa do carregamento não-estacionário para este sistema aeroelástico proposto.

5.2 Séries Temporais Obtidas

O objetivo da análise de séries temporais é aprender sobre a dinâmica por trás dos dados observados ordenadamente no tempo.

A principal variável de interesse que foi observada nas séries temporais captadas experimentalmente foi a variação angular do aerofólio em arfagem quando submetido a variações de velocidade de escoamento e alterações no eixo elástico do sistema. Foram tomadas, em média, nove séries temporais para cada eixo elástico e observado seu comportamento aeroelástico, traçando uma tendência de resposta.

A Figura 38 ilustra uma série temporal captada para EE de 13 cm, na qual pode ser observada a evolução do ângulo de ataque do aerofólio no tempo (linha em azul), em consequência do contínuo aumento e diminuição da velocidade de escoamento (linha em laranja).

Figura 38: Série temporal com EE à 13 cm (ângulo de ataque/velocidade de escoamento versus tempo).

Como se pode observar na Figura 38, quando o aerofólio entra em LCO a uma

determinada velocidade de escoamento, ele aumenta sua amplitude de movimento ao passo que a velocidade do túnel também aumenta, bem como sua amplitude diminui quando a velocidade do escoamento é reduzida.

Para caracterizar o fenômeno, as séries temporais foram subdivididas em trechos de comportamento oscilatório, ao longo dos quais a velocidade de escoamento estabilizou em regime permanente. A Figura 39, por sua vez, ilustra a série temporal já apresentada na Figura 38 com um esquema indicativo dos trechos selecionados para estudo.

Figura 39: Série temporal dividida em trechos de análise (EE = 13 cm).

Sendo assim, para cada eixo elástico (EE variando de 10 a 13 cm) foi escolhida uma série temporal representativa do seu comportamento para análise trecho a trecho. Trechos de transição entre velocidades (nas quais ocorrem as mudanças de amplitude de movimento) não serão analisados neste trabalho.

5.2.1 Apresentação dos trechos selecionados para análise

Nesta seção serão apresentados esquemas das séries temporais com os trechos selecionados e suas respectivas velocidades de ocorrência. As imagens ilustrativas podem ser vistas nas Figura 40 à Figura 43.

Figura 40: Trechos oscilatórios selecionados da série temporal representativa dos ensaios com EE à 10 cm.

Figura 41: Trechos oscilatórios selecionados da série temporal representativa dos ensaios com EE à 11 cm.

Figura 42: Trechos oscilatórios selecionados da série temporal representativa dos ensaios com EE à 12 cm.

Figura 43: Trechos oscilatórios selecionados da série temporal representativa dos ensaios com EE à 13 cm.

Conforme a Figura 40, a série temporal selecionada para $EE = 10$ cm gerou quinze trechos oscilatórios que foram utilizados para análise em LCO. O pico de velocidade ocorreu à 19,73 m/s, com oscilações de amplitude aproximada de 22° (Trecho 5). Por sua vez, na Figura 41 é possível visualizar os onze trechos gerados pela série temporal correspondente à posição de $EE = 11$ cm, na qual o pico ocorreu também no Trecho 5, a uma velocidade média de escoamento de 19,4 m/s e com amplitude de oscilações aproximada de 52° .

Na Figura 42 está ilustrada a série temporal selecionada para $EE = 12$ cm, que gerou onze trechos oscilatórios, com o pico de velocidade ocorrendo no Trecho 3, à 18,9 m/s e com amplitude aproximada 66° . Por fim, a Figura 43 apresenta a série temporal selecionada para $EE = 13$ cm, que gerou dez trechos, com pico de velocidade ocorrendo no Trecho 5 em uma velocidade média de escoamento de 17,1 m/s e amplitude aproximada de 94° .

Uma visão individualizada de cada trecho para todas as séries temporais selecionadas encontra-se em Anexos.

5.3 Análise para sistema aeroelástico com $EE = 10$ cm

O primeiro ensaio foi realizado com o posicionamento do eixo elástico à 10 cm e CG à 13,7 cm de distância do bordo de ataque conforme ilustrado na Figura 44.

Figura 44: Posicionamento do EE e CG para o primeiro ensaio.

As Figura 45 até Figura 50 mostram a caracterização gráfica do comportamento aeroelástico para este ensaio, conforme trechos previamente selecionados mostrados na Figura

40. Serão correlacionados os resultados obtidos através da análise dos Planos de fase, da bifurcação de Hopf e da estimativa do carregamento não estacionário, na presença de não linearidade estrutural do tipo enrijecimento, representado através de função polinomial cúbica.

A Figura 45 mostra a projeção em duas dimensões dos Planos de fases, onde cada formação gráfica individual é correspondente a uma dada velocidade de escoamento, conforme mostrado nos trechos da Figura 40.

Figura 45: Plano de Fases 3D para diferentes velocidades de escoamento, com EE = 10 cm.

Na projeção do Plano de fase, fica evidente que, com a variação da velocidade de escoamento, o sistema não sofre alteração no quadrante de vibração do LCO, se mantendo apenas em Q1 (Figura 37), limitando-se ao aumento da amplitude de oscilação. Além disso, pode-se observar pelo plano de fase que a trajetória do sistema nem converge para a origem e nem diverge para infinito, mas sim circundam ao redor de um ponto (atrator), indicando a estabilidade do sistema ao redor deste ponto.

A Figura 46 mostra o Plano de fase para o Trecho 5 deste ensaio, que possui

velocidade de escoamento de 19,73 m/s e máxima amplitude de movimento, no qual pode ser visualizado o formato da curva (trajetória no sentido horário), sendo similar para todas as velocidades.

Figura 46: Plano de fase para o Trecho 5 com eixo elástico a 10 cm.

O comportamento observado é análogo aos demais trechos (conforme constatado na Figura 45), sendo caracterizado por um movimento quase circular, com exceção de uma região de incremento linear da velocidade angular em relação ao aumento do deslocamento angular que ocorre no início do ciclo oscilatório. Tal comportamento é justificado pelo fato do aumento linear ser uma característica dos esforços aerodinâmicos do sistema quando este se encontra em regime de escoamento laminar. Porém, com o aumento do ângulo de ataque, a resposta aeroelástica após um determinado ponto, que faz o aerofólio retornar a baixos valores de α , é dada pelos esforços restauradores combinados a zonas de baixa pressão causadas pelo desprendimento do escoamento e o deslocamento de vórtices ao longo do extradorso.

Para contribuir com a análise do comportamento, é plotado na Figura 47 os gráficos de bifurcação de Hopf, nos quais também é possível observar a variação da amplitude de oscilação com o aumento e redução da velocidade do escoamento, no qual, observa-se um comportamento característico subcrítico.

Figura 47: Gráficos de Bifurcação para a Série Temporal Representativa com EE=10cm.

(a) Ângulo de ataque (α) dos Picos e Vales;

(b) Amplitudes dos Picos;

(c) Média dos ângulos de ataque (α) em Picos e Vales;

- (d) Amplitude Média e Desvio Padrão da Amplitude de Oscilação;
(e) Visualização do caminho de ida e volta (subcrítico).

Como consequência desta característica, é possível ver que as oscilações do LCO se iniciam a uma velocidade de 15,7 m/s, visualmente superior à velocidade de parada completa do aerofólio, que ocorre à 12,6 m/s, confirmando a existência de LCO abaixo da velocidade de início de oscilação, comprovando o comportamento subcrítico. Além disso, observa-se a formação de apenas uma região de bifurcação, que possui oscilações de amplitudes similares para mesmas velocidades nos trechos de subida e de descida da velocidade de escoamento.

Na Figura 48 está apresentado o conjunto de gráficos da estimativa do coeficiente do momento de arfagem não estacionário para todos os trechos deste ensaio, que foram plotados conforme estimado pela equação 23.

Figura 48: Conjunto de gráficos para a estimativa do carregamento não estacionário para cada trecho.

Pode-se observar que, com a variação da velocidade de escoamento, ocorre uma mudança sutil no comportamento da interação entre o coeficiente de momento de arfagem e o deslocamento angular do aerofólio, entretanto, o comportamento geral é similar.

Com a velocidade máxima do escoamento a 19,7 m/s, é possível observar um aumento da aba inferior do gráfico. Para a melhor compreensão da alteração do comportamento, a Figura 49 apresenta o comportamento do carregamento não estacionário para um trecho em (a) no aumento de velocidade, em (b) na velocidade máxima e, em (c) na redução da

velocidade.

Figura 49: Diagrama do carregamento não estacionário.

- (a) Trecho 1: $V = 15,7$ m/s;
- (b) Trecho 5: $V_{\text{máx}} = 19,7$ m/s;
- (c) Trecho 13: $V = 14,1$ m/s.

É possível observar na Figura 49 (a) que o aerofólio inicia o seu movimento angular em (1) com um aumento do ângulo de ataque, porém, mantendo o coeficiente de momento constante até (2). Este primeiro trecho é caracterizado pelo aumento do ângulo de ataque do aerofólio em escoamento laminar. No instante (2), inicia-se a separação do escoamento no bordo de fuga do aerofólio, o que leva ao surgimento de um escoamento reverso em direção ao bordo de ataque. Em (3), vórtices são formados no bordo de ataque, os quais se ampliam, se desprendem e se deslocam sobre a superfície superior do aerofólio à medida que o ângulo de ataque aumenta, alterando a distribuição de pressão nesta superfície, ocasionando uma grande queda no coeficiente de momento do aerofólio. Quando os vórtices atingem o bordo de fuga e são desprendidos, ocorre o pico de momento negativo e pico de ângulo de ataque máximo (4). Neste momento o fenômeno de estol se completa e há o desprendimento total do escoamento. Devido ao momento de arfagem negativo, os momentos aerodinâmicos e restauradores passam a agir na mesma direção, freando o aerofólio e, posteriormente, alterando o sentido do movimento angular, diminuindo o ângulo de ataque. O início novamente da adesão da camada limite ocorre com um pequeno atraso devido a inércia do movimento e à perturbação que os vórtices liberados geram no escoamento (5). Após queda no ângulo de ataque, a camada limite se adere totalmente (6), e o ciclo se reinicia em (1).

Com o aumento da velocidade de escoamento (Figura 49 (b)), o sistema ganha mais energia proveniente do escoamento, no qual o aumento do ângulo de ataque vem acompanhado de um aumento também no coeficiente de momento (trecho 1-2), que é justificado pela combinação dos esforços aerodinâmicos e estruturais, aonde os aerodinâmicos

ainda prevalecem sobre os estruturais, mas são mais influenciados por estes. Com o início do desprendimento da camada limite no bordo de fuga (2), a queda do momento se dá de maneira mais acentuada e com uma variação muito maior no ângulo de ataque (3), fruto da resposta restauradora da estrutura em uma maior amplitude (o que caracteriza uma alça inferior mais larga). Uma vez que os vórtices são liberados no bordo de fuga e o escoamento retorna à sua etapa de adesão, o aerofólio retorna a um mesmo patamar de coeficiente de momento, porém com um atraso maior em função da maior amplitude de oscilação. Com o escoamento reatado (6), se reinicia o ciclo.

Quando a velocidade de escoamento é inferior à velocidade de início da oscilação (Figura 49 (c)) é possível observar um comportamento análogo ao primeiro caso (Figura 49 (a)), entretanto, a queda do momento de arfagem se dá com picos de ângulo mais baixos, pequena amplitude, devido a uma baixa solicitação estrutural e uma predominância dos esforços aerodinâmicos e menor quantidade de energia proveniente do escoamento.

Por fim, vale ressaltar que independente da amplitude de oscilação, o retorno ao início do ciclo ocorre com um mesmo valor de coeficiente de momento (6), iniciando por volta de 0,45 e retomando o ciclo em 0,2. Ou seja, independentemente da velocidade do escoamento, a retomada da adesão da camada limite se dá da mesma forma.

Figura 50: Pontos correspondentes nos gráficos de Plano de fase e carregamento não estacionário.

A Figura 50: Pontos correspondentes nos gráficos de Plano de fase e carregamento não estacionário. Figura 50 mostra o método utilizado para fazer a correspondência entre os gráficos de Plano de Fase e Carregamento não estacionário. Utilizou-se o trecho 5 da Figura 39 (velocidade máxima de escoamento) como exemplo. A partir desses dois gráficos, foi possível corresponder os pontos de coeficiente de momento de arfagem máximo positivo e negativo (c_2 e c_4), velocidade máxima positiva e negativa (v_2 e v_4), pontos de velocidade zero (v_1 e v_3) e pontos de coeficiente de momento nulos (c_1 e c_3). Podemos deduzir que em c_1 , onde o momento é nulo, os esforços aerodinâmicos e estruturais se equiparam e que, a partir desse ponto, tais esforços começam a atuar no mesmo sentido. Em v_2 (aonde ocorre a velocidade máxima positiva) o vórtice encontra-se em cima do CG, causando sustentação máxima, porém, por estar depois do EE, tais esforços atuam freando o aerofólio até o ponto no qual ocorre total desprendimento do escoamento (estol completo) e a velocidade é nula (v_3), alterando o sentido do movimento. Este ponto de velocidade nula, corresponde a etapa (4) da Figura 8.

A Figura 51 mostra a correspondência dos eventos que ocorrem no aerofólio com os

pontos destacados nos Planos de fase e no diagrama de carregamento não estacionário para os trechos selecionados: (a) Trecho 1 (LCO inicial) e (b) Trecho 5 (LCO velocidade máxima).

Figura 51: Esquema ilustrativo da trajetória do aerofólio em relação ao EE de 10 cm.

5.4 Análise para sistema aeroelástico com EE = 11 cm

O segundo ensaio foi realizado com eixo elástico posicionado à 11 cm e CG à 14,3cm em relação ao bordo de ataque, conforme Figura 52.

Figura 52: Posicionamento do EE e CG para o segundo ensaio.

A Figura 53 mostra as projeções em duas dimensões dos Planos de fases para este ensaio, onde cada formação gráfica individual é correspondente a uma dada velocidade de escoamento, conforme mostrado nos trechos da Figura 41.

É possível perceber na Figura 53 três regiões com comportamentos diferentes, de acordo com o aumento e redução da velocidade do escoamento. Esse formato representa a oscilação do aerofólio em dois quadrantes diferentes, $Q1$ e $Q2$, conforme Figura 37.

Figura 53: Projeção em duas dimensões dos Planos de fases para $EE = 11$ cm.

A Figura 54 mostra os Planos de fase das velocidades de escoamento para: início da vibração em $v = 13,7$ m/s, onde ocorre LCO apenas em $Q1$ (a), região intermediária, para $v = 17,1$ m/s, onde ocorre LCO com órbitas em laços duplos, em $Q1$ e em $Q2$ (b), e região final na velocidade máxima de escoamento, $v = 19,4$ m/s, onde ocorre LCO único, porém com pico em $Q1$ e vale em $Q2$ (c). Pode-se observar claramente que, neste caso, as órbitas do Plano de fase, com o aumento da velocidade de escoamento, não circundam apenas em torno de um ponto, mas sim em torno de dois pontos, caracterizando a existência de dois atratores.

Figura 54: Planos de Fase representativos dos 3 tipos oscilações que ocorrem para $EE = 11 \text{ cm}$.

Na Figura 54(a) é observado um comportamento análogo ao já descrito para o eixo elástico posicionado à 10 cm. Já na Figura 54 (b), porém, é observado o surgimento de duas regiões de equilíbrio, que são consequências do ganho de energia do aerofólio decorrente dos esforços aerodinâmicos e restauradores, suficientemente grandes para fazer com que seu movimento migre entre os quadrantes $Q1$ e $Q2$ após determinada velocidade de escoamento, resultando em LCOs em ambos os quadrantes. Na Figura 54 (c), o aerofólio possui tamanha energia que faz com que a bifurcação retorne a uma única amplitude, porém com picos em $Q1$ e vales em $Q2$, apesar de ainda ser visível a existência de dois atratores nos quais o movimento orbita em torno. Esta existência de dois atratores é uma consequência do aumento da sensibilidade do aerofólio às cargas aerodinâmicas e restauradoras, fruto do recuo do eixo elástico e do CG.

Os gráficos de Bifurcação de Hopf (Figura 55) comprovam a existência de três regiões de oscilação distintas, indicando que o sistema possui três pontos de bifurcação. As três regiões podem ser claramente visualizadas na Figura 55(c) e (d).

Figura 55: Gráficos de Bifurcação para a Série Temporal Representativa com EE = 11 cm.

(a) Ângulo de ataque (α) dos Picos e Vales;

(b) Amplitudes dos Picos;

(c) Média dos ângulos de ataque (α) em Picos e Vales;

(d) Amplitude Média e Desvio Padrão da Amplitude de Oscilação;

(e) Visualização do caminho de ida e volta (subcrítico).

O sistema configurado com $EE = 11$ cm inicia sua oscilação à 13,7 m/s e encerra sua oscilação à 11,1 m/s. Fica evidente, portanto, que o sistema também apresenta comportamento subcrítico, comprovado pelo movimento de ida e volta, assim como o sistema com eixo elástico posicionado à 10 cm.

Na Figura 56 está apresentado o conjunto de gráficos da estimativa do carregamento não estacionário para todos os trechos deste ensaio.

Figura 56: Conjunto de gráficos para a estimativa do carregamento não estacionário para cada trecho de escoamento com $EE = 11$ cm.

A Figura 57 apresenta o diagrama da estimativa do carregamento não estacionário para os Trechos 2, 4 e 5, respectivamente, onde é possível observar o comportamento para cada uma das situações. O comportamento apresentado no Trecho 2, representativo da primeira região de bifurcação, é análogo ao existente no ensaio com EE à 10 cm. Entretanto, com o incremento de 1 cm na posição do eixo elástico e aumento da velocidade de escoamento, uma sensível alteração de comportamento ocorre nos Trechos subsequentes. O Trecho 4, que é representativo da segunda região de bifurcação, possui LCOs em ambos os quadrantes $Q1$ e $Q2$, onde o aerofólio possui dois regimes de oscilação induzidos pelo estol dinâmico. Já no

Trecho 5, representativo da terceira região de bifurcação, observa-se que, apesar de ocorrer uma vibração única com grande amplitude e que percorre ambos os quadrantes, esta vibração também possui dois regimes de estol.

Figura 57: Diagrama do carregamento não estacionário. (a) Trecho 2: $V = 15$ m/s; (b) Trecho 4: $V = 17,1$ m/s; (c) Trecho 5: $V_{\text{máx}} = 19,4$ m/s.

A Figura 57 (b) é relacionada a velocidade de escoamento de 17,1 m/s, onde é possível observar os dois ciclos de LCO. Nesta região, o aerofólio apresenta sinais de comportamento caótico, uma vez que nesta condição ele é submetido a mecanismos que, em certos instantes, proporcionam ganho de energia e velocidade suficientes para a alteração do quadrante de vibração e, em outros, permanecendo no mesmo quadrante. A simetria transversal do gráfico evidencia a oscilação dupla.

Já a Figura 57 (c) apresenta o comportamento do aerofólio na terceira região de bifurcação, na qual o LCO é caracterizado por maiores amplitudes quando comparadas às regiões anteriores (em torno de 50°), além de altas velocidades e energias envolvidas, que alteram o comportamento do carregamento não estacionário.

A Figura 58 mostra a correspondência entre os gráficos de Plano de Fase e Carregamento não estacionário, utilizada para identificar os pontos de interesse de coeficientes de momento e velocidade angular, tais como de coeficiente de momento de arfagem nulo, máximo e mínimo, e também velocidade nula (inversão de movimento), máxima e mínima.

Figura 58: Pontos correspondentes nos gráficos de Plano de fase e carregamento não estacionário para EE = 11 cm.

Através da análise da Figura 58 (b) é possível concluir que quando o aerofólio é dotado de alta amplitude de LCO e alta velocidade angular, uma maior solicitação restauradora acontece nos picos e vales de movimento, fruto da rigidez estrutural não linear cúbica. Tal solicitação gera um atraso no efeito de estol dinâmico, resultando no início do fenômeno no momento em que o aerofólio já sofreu sua inflexão de movimento angular, causada pela dominância do momento restaurador. Este fenômeno se evidencia na Figura 58 (c) através da inversão do sentido das alças do gráfico no trecho de retorno do aerofólio.

Para visualizar tal correspondência apresentada, a Figura 59 ilustra os eventos físicos que ocorrem no aerofólio com os pontos destacados para o Trecho 4 (a) e para o Trecho 5 (b).

Figura 59: Esquema ilustrativo da trajetória do aerofólio em relação ao EE de 11 cm.

5.5 Análise para sistema aeroelástico com $EE = 12\text{ cm}$

O terceiro ensaio foi realizado com eixo elástico posicionado à 12 cm e CG à 15 cm em relação ao bordo de ataque, conforme Figura 60.

Figura 60: Posicionamento do EE e CG para o terceiro ensaio.

A Figura 61 mostra a projeção em duas dimensões dos Planos de fases para este ensaio, onde cada formação gráfica individual é correspondente à uma dada velocidade de escoamento, conforme mostrado nos trechos da Figura 42.

Mais uma vez é possível observar diferentes comportamentos à medida que a velocidade de escoamento é aumentada e reduzida. Como já mencionado, o deslocamento do EE e do CG geram uma alteração da sensibilidade do sistema, ainda sendo suficiente para que o aerofólio acumule energia suficiente para migrar entre quadrantes, oscilando em torno de dois atratores.

Figura 61: Projeção em duas dimensões dos Planos de fases para EE = 12 cm.

No entanto, não foram observadas grandes mudanças de comportamento quando comparado aos ensaios realizados com $EE = 11$ cm. Pequenas alterações podem ser visualizadas nos ângulos onde ocorrem transição da primeira para a segunda região de bifurcação, retraindo a primeira faixa de comportamento ($EE = 11$ cm à 17 m/s e $EE = 12$ cm à 15 m/s). Fenômeno análogo ocorre na transição da segunda para a terceira região, a qual se inicia próximo de 16 m/s, sensivelmente menor quando comparado à velocidade próxima de 19 m/s constatada nos ensaios com $EE = 11$ cm. Verificou-se, portanto, que a Região 1 sofre retração, a Região 2 é apenas defasada e a Região 3 sofre expansão, conforme pode ser visto na Figura 62.

Figura 62: Gráficos de Bifurcação para a Série Temporal Representativa com EE = 12 cm.

(a) Ângulo de ataque (α) dos Picos e Vales;

(b) Amplitudes dos Picos;

(c) Média dos ângulos de ataque (α) em Picos e Vales;

(d) Amplitude Média e Desvio Padrão da Amplitude de Oscilação;

(e) Visualização do caminho de ida e volta (subcrítico).

Outro ponto importante observado é que, diferente dos ensaios anteriores, os LCOs de redução da velocidade de escoamento, quando cruzam a Região 2 para a Região 1 de bifurcação, continuam sua oscilação apenas em $Q2$, até cessá-las por completo, não retornando à oscilação em $Q1$ conforme no início do ensaio.

Além disso, é possível observar que o sistema entra em oscilação a uma velocidade de 14,4 m/s e cessa sua oscilação à 11,1 m/s, velocidades muito próximas das apresentadas nos ensaios com $EE = 11$ cm. Tal comportamento mais uma vez confirma o caráter subcrítico do sistema aeroelástico.

Os gráficos da estimativa do carregamento não estacionário também não sofrem grandes alterações de comportamento, conforme pode ser visto na Figura 63.

Quando relacionados os Planos de fase e as estimativas de carregamento estacionário para os Trechos 1, 3 e 6, algumas alterações foram notadas, fruto das amplitudes maiores do ensaio com $EE = 12$ cm (Figura 64).

Figura 63: Conjunto de gráficos para a estimativa do carregamento não estacionário para cada trecho de escoamento com $EE = 12$ cm.

Figura 64: Pontos correspondentes nos gráficos de Plano de fase e carregamento não estacionário para $EE = 12 \text{ cm}$.

5.6 Análise para sistema aeroelástico com $EE = 13 \text{ cm}$

O quarto, e último ensaio, foi realizado com o posicionamento do eixo elástico à 13 cm e CG à $15,7 \text{ cm}$ de distância do bordo de ataque conforme ilustrado na Figura 65.

Figura 65: Posicionamento do EE e CG para o quarto ensaio.

A Figura 66 traz a projeção em duas dimensões dos Planos de fases para os trechos de oscilações que ocorreram com as velocidades de escoamento para este ensaio.

Figura 66: Projeção em duas dimensões dos Planos de fases para EE = 13 cm.

Já é possível perceber, através da Figura 66, um comportamento das oscilações em alta amplitude distintas dos outros ensaios. Para melhor visualizar tais comportamentos, a Figura 67 é mostrada para exemplificar cada comportamento de oscilação existente.

Os dois primeiros Planos de fase apresentados Figura 67 (a) e (b) mostram um comportamento bastante similar aos já exibidos pelos ensaios anteriores, apesar de ocorrerem com maiores amplitudes e velocidades angulares. Já a Figura 66 (c) exibe um comportamento a ser melhor investigado. Para isso, serão exibidos os gráficos de bifurcação e a estimativa do carregamento não estacionário para análise.

Pode-se observar através da Figura 67 (c) que a velocidade angular e o ângulo de ataque são extremamente altos, o primeiro em torno de $500^\circ/\text{s}$, e o segundo com picos ao redor de 80° . Além disso, existe a formação de dois patamares de velocidades máximas, e não mais pontos de velocidade máxima e mínima. Mesmo assim, esta região ainda possui dois atratores.

Figura 67: Planos de Fase representativos dos 3 tipos oscilações que ocorrem para $EE = 13 \text{ cm}$.

Para melhor entender o comportamento do sistema, o diagrama de bifurcação de Hopf é mostrado na Figura 68. A partir desse gráfico, podemos observar as velocidades de entrada em LCO, suas amplitudes, as regiões de bifurcação e as velocidades e oscilações dos trechos de retorno do escoamento.

Dessa maneira, observa-se que a velocidade em que o sistema entra em oscilação ($v = 11,7 \text{ m/s}$) é bem inferior aos demais ensaios, evidenciando a maior sensibilidade do sistema aos esforços aerodinâmicos provenientes da interação fluido-estrutura. Além disso, a partir desses gráficos, também é comprovado que este sistema possui comportamento subcrítico ($v_{\text{final}} = 10,2 \text{ m/s}$).

Figura 68: Gráficos de Bifurcação para a Série Temporal Representativa com EE = 13 cm.

(a) Ângulo de ataque (α) dos Picos e Vales;

(b) Amplitudes dos Picos;

(c) Média dos ângulos de ataque (α) em Picos e Vales;

(d) Amplitude Média e Desvio Padrão da Amplitude de Oscilação;

(e) Visualização do caminho de ida e volta (subcrítico).

Para a análise do comportamento do aerofólio dentro de cada região de bifurcação, são apresentados os gráficos contendo as estimativas do carregamento não estacionário para os trechos selecionados na Figura 69. Claramente a região 3 possui comportamento diferente dos até então apresentados. Entretanto, pontos de similaridade ainda podem ser observados, tais como o trecho da alça de retorno do aerofólio em sentido inverso, característica da alta sollicitação estrutural proveniente da rigidez não linear cúbica em altos ângulos de ataque.

Figura 69: Conjunto de gráficos para a estimativa do carregamento não estacionário para cada trecho do ensaio com $EE = 13$ cm.

Para melhor compreensão desse fenômeno, a correlação entre os Planos de fase e diagrama da estimativa do carregamento não estacionário é traçado, sendo visualizada na Figura 70.

Figura 70: Pontos correspondentes nos gráficos de Plano de fase e carregamento não estacionário para
EE = 13 cm.

A Figura 70 (c) mostra o comportamento do trecho 6, representativo da terceira região de bifurcação, que possui uma velocidade de escoamento de 14,7 m/s. Esta região é caracterizada por movimentos violentos, com ângulos de ataque chegando a valores em torno de 90° . Pode-se observar que em ângulos de ataque tão elevados, a rigidez cúbica do tipo *hardening* exerce um papel fundamental para o desenvolvimento do fenômeno, mostrando um comportamento complexo. Este comportamento fica evidente ao passo que, quando o aerofólio muda de quadrante de oscilação (passa para $Q2$) ele não possui o comportamento similar de duplo estol.

Para mostrar o quão complexa é a resposta aeroelástica dessa região, os pontos de interesse correlacionados da Figura 70 (c) foram ilustrados na Figura 71. O ponto de maior amplitude desse trecho (85°) e uma visualização de um possível fluxo ao redor do aerofólio, foi ilustrado na Figura 72.

Figura 71: Esquema ilustrativo da trajetória do aerofólio em relação ao EE de 13 cm.

Figura 72: Ilustração do fluxo ao redor do aerofólio em oscilação com altíssimos ângulos de ataque.

Por fim, uma visão compilada das diferenças de comportamento entre os casos estudados está apresentada na Tabela 3: Resumo das variações de comportamento para cada eixo elástico..

Tabela 3: Resumo das variações de comportamento para cada eixo elástico.

<i>Característica</i>	<i>Ensaíos</i>			
Eixo Elástico (EE - cm)	10 cm	11 cm	12 cm	13cm
CG (cm)	13,7	14,3	15	15,7
Momento de Inércia (m ² .kg)	0,0024	0,0019	0,0018	0,0017
V inicial (m/s)	15,7	13,7	14,4	11,7
V máx (m/s)	19,7	19,4	18,9	17,1
V final (m/s)	12,6	11,1	11,1	10,2
Amplitude de início	10°	9°	18°	11°
Amplitude Máxima	21°	50°	65°	95°
Amplitude de fim	3°	1°	4°	7°
Quantidade de regiões de bifurcação	1	3	3	3

6 CONCLUSÕES

Neste trabalho de pesquisa foram obtidas respostas aeroelásticas não lineares para um aerofólio NACA0012 submetido à arfagem pura para quatro posições de eixo elástico: 10, 11, 12 e 13 cm. Oscilações de ciclo limite induzidas por estol dinâmico foram capturadas através de séries temporais para uma ampla faixa de velocidades de escoamento. Este estudo experimental teve por objetivo caracterizar o comportamento não linear e mostrar as diferenças nas respostas aeroelásticas para cada caso estudado. Para tal, um aparato experimental foi desenvolvido exclusivamente para os ensaios propostos, com o objetivo de traduzir o modelo físico em um dispositivo capaz de simular e capturar as não linearidades estruturais e aerodinâmicas envolvidas no estudo.

Para cada eixo elástico o sistema dinâmico desenvolveu LCOs a uma determinada velocidade de escoamento, durante a crescente de velocidade ao qual foi exposto o sistema aeroelástico. Com a inversão da velocidade de escoamento, todos os sistemas testados apresentaram oscilações não apenas acima da velocidade inicial de oscilação, mas também abaixo desse valor.

Os resultados mostraram diferenças significativas no padrão de comportamento na mudança de eixo elástico de 10 cm para 11 cm e de 12 cm para 13 cm; entretanto, mudanças suaves ocorreram com a variação de EE de 11 cm para 12 cm. Foi observado também que o deslocamento do EE para trás, aliado ao incremento de velocidade de escoamento, proporcionam um comportamento oscilatório duplo (dois atratores no Plano de fase), que tem como consequência mais de um regime de estol dinâmico em mesma velocidade de escoamento. Esta análise foi possível correlacionando os gráficos de Plano de fase e da estimativa do carregamento não estacionário, o qual mostrou características importantes do sistema.

Estas oscilações são um resultado de uma condição de estol profundo que induz o aerofólio a oscilar devido a um momento de arfagem negativo extremamente forte contra a

direção do movimento em altos ângulos de ataque, bem como grandes momentos elásticos restauradores. Percebe-se, através dos gráficos plotados, que o desprendimento dos vórtices sobre a superfície superior do aerofólio durante o estol dinâmico causa variações rápidas no carregamento aerodinâmico, bem como mudanças abruptas de momento de arfagem, que se intensificam com a alteração da posição do EE em direção ao bordo de fuga. Ficou evidente também, que a rigidez estrutural não linear cúbica do tipo *hardening* exerce importante papel na maneira com que as oscilações induzidas pelo estol dinâmico ocorrem em cada EE.

Os gráficos de bifurcação de Hopf, construídos a partir dos dados experimentais dos valores de amplitudes máximas e mínimas de oscilação, propiciaram a identificação de pontos importantes de mudança de comportamento do sistema aeroelástico para cada eixo elástico, possibilitando a comparação entre eles. Este método demonstrou a existência de três regiões de comportamento (pontos de bifurcação) para os EEs 11 cm, 12 cm e 13 cm, e apenas uma região de comportamento para EE à 10 cm (um ponto de bifurcação).

A primeira bifurcação (existente em todas as medidas de eixo elástico) corresponde ao início do movimento oscilatório. A segunda bifurcação ocorre quando o sistema muda o padrão de oscilações simétricas (com eixo de simetria sendo em torno de uma amplitude média de oscilação – positiva ou negativa – com LCOs apenas em um quadrante) para se tornarem assimétricas, com trechos em ambos os quadrantes, exibindo sinais de possível comportamento caótico. Já a terceira bifurcação existente, ocorre quando o sistema altera novamente seu padrão de oscilação, indo para oscilações de maiores amplitudes, com ângulos variando entre valores negativos e positivos consecutivamente (em $Q1$ e $Q2$), em condições de estol profundo e grandes momentos restauradores que se sobrepõe aos esforços aerodinâmicos (consequência da não linearidade estrutural que se torna mais rígida em altos ângulos de ataque). Observou-se também o comportamento subcrítico em todos os casos.

Foi observado que com o incremento da posição do eixo elástico em relação ao bordo de ataque e consequente aproximação do CG, há uma diminuição do Momento de Inércia (I), justificando a maior sensibilidade do aerofólio aos esforços aerodinâmicos e restauradores, ocasionando maiores amplitudes de oscilação.

Pôde-se observar também que a velocidade do escoamento para início dos LCOs diminui à medida que a posição do EE aumenta, ou seja, quando ele se desloca em direção ao bordo de fuga, fazendo com que o sistema seja mais dificilmente perturbado à 10 cm e mais facilmente perturbado à 13 cm, este último, levando a oscilações extremamente violentas em velocidade de escoamento em torno de 17 m/s. Tal característica, porém, não altera o caráter subcrítico do sistema.

Além disso, observou-se para alguns casos, através dos dados coletados, um comportamento aeroelástico complexo de LCOs sob a influência dos efeitos do estol dinâmico, bem como sob a influência das não linearidades estruturais provenientes das molas de tração (que geram momento torçor restaurador no EE).

Por fim, após revisados trabalhos análogos de outros autores, foi confirmado que a não linearidade cúbica contribui na indução e na manutenção das oscilações de ciclo limite, bem como tem papel fundamental no controle da amplitude de oscilação com a variação na velocidade do escoamento. No entanto, ela não altera a característica subcrítica do sistema. Portanto, este trabalho gerou, através do desenvolvimento de aparato experimental próprio e da análise dos dados adquiridos, um estudo detalhado do comportamento não linear dos LCOs induzidos pelo estol dinâmico em diferentes configurações do sistema aeroelástico proposto.

Sugestões para trabalhos futuros

Uma sugestão de trabalho futuro é a modelagem matemática e computacional dos efeitos do deslocamento do eixo elástico e rigidez estrutural não linear para comparação com os resultados experimentais obtidos neste trabalho, afim de se estender possíveis combinações de configuração de EE e velocidade de escoamento e aprofundar o conhecimento sobre os mecanismos responsáveis por tais comportamentos. Há a possibilidade deste estudo poder ser ampliado para análise da captação de energia através das oscilações geradas por tal sistema aeroelástico.

Outra linha de investigação que pode ser seguida a partir deste estudo, devido à grande quantidade de dados experimentais gerados, é a análise dos trechos de transição entre velocidades de escoamento, onde ocorre mudanças nas amplitudes de oscilação, bem como alterações no tipo de vibração.

BIBLIOGRAFIA

- ANDERSON, J. D. J. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3rd. ed. [s.l.] McGraw-Hill, 2001.
- BARROS, M. Introdução às Séries Temporais e aos Modelos ARIMA. **Processos Estocásticos**, p. 202–229, 2004.
- BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. **Aeroelasticity**. New York: Dover Books, 1955.
- BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H.; HALFMAN, R. L. **Aeroelasticity**. Dover; 1996.
- BRADLEY, E.; KANTZ, H. Nonlinear time-series analysis revisited. **Chaos**, v. 25, n. 9, 2015.
- CARR, L. W. Progress in analysis and prediction of dynamic stall. **Journal of Aircraft**, v. 25, n. 1, p. 6–17, 1 jan. 1988.
- CHOUDHRY, A. et al. An insight into the dynamic stall lift characteristics. **Experimental Thermal and Fluid Science**, v. 58, p. 188–208, 2014.
- CUNNINGHAM, A. M. A generic Nonlinear Aeroelastic Method with Semi-Empirical Nonlinear Unsteady Aerodynamics Volume I Technical Discussion , AFRL- VA-WP-TR-1999- 3014. 1999.
- CUNNINGHAM, A. M. J. The Role of Non-Linear Aerodynamics in Fluid-Structure Interaction. 1998.
- CUNNINGHAM, A. M. J.; GEURTS, E. G. M. Analysis of limit cycle oscillation/transonic high alpha flow visualizations. 1998.
- CUNNINGHAM, A. M. J.; MEIJER, J. J. **Semi-empirical unsteady aerodynamics for modeling aircraft limit cycle oscillations and other nonlinear aeroelastic problems**. Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics Royal Aeronautical Society. **Anais...**1995
- DOWELL, E. H. et al. **A Modern Course in Aeroelasticity**. [s.l: s.n.]. v. 103
- ERICSSON, L. E.; REDING, J. P. Unsteady Airfoil Stall, Review and Extension. **Journal of Aircraft**, v. 8, n. 8, p. 609–616, 1971.
- ERICSSON, L. E.; REDING, J. P. Fluid mechanics of dynamic stall part I. Unsteady flow concepts. **Journal of Fluids and Structures**, v. 2, n. 1, p. 1–33, 1988.
- FUNG, Y. C. **An Introduction to the Theory of Aeroelasticity**. New York: Dover Publications, 1955.

FURLAN, L. B.; VASCONCELLOS, R. M. G.; MARQUES, F. D. **Nonlinear Aeroelastic Behavior of Airfoil under the Effects of Stall-Induced Vibration at Low Mach Number**. International conference on structural engineering dynamics (ICEDyn). **Anais...**Lagos, Portugal: 2015

HENSHAW, M. J. DE C. et al. Non-linear aeroelastic prediction for aircraft applications. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 43, n. 4–6, p. 65–137, 2007.

KAMAKOTI, R.; SHYY, W. Fluid-structure interaction for aeroelastic applications. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 40, n. 8, p. 535–558, 2004.

LEISHMAN, J. G. Dynamic stall experiments on the NACA 23012 aerofoil. **Experiments in Fluids**, v. 9, n. 1–2, p. 49–58, 1990.

LEISHMAN, J. G. Challenges in Modeling the Unsteady Aerodynamics of Wind Turbines. **AIAA**, 2002.

MARQUES, F. D. et al. Power extraction from stall-induced oscillations of an airfoil. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, p. 1045389X1773916, 2017.

MARQUES, F. D.; PEREIRA, D. A.; VASCONCELLOS, R. M. Nonlinear airfoil torsional response induced by separated flows. **56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**, n. January, p. 1–12, 2015.

MARSHALL, J. G.; IMREGUN, M. A REVIEW OF AEROELASTICITY METHODS WITH EMPHASIS ON TURBOMACHINERY APPLICATIONS The main topics of turbomachinery aeroelasticity are discussed in some detail in the AGARD Manual. **Journal of Fluids and Structures Collar Sisto Platzer Fleeter Garrick Garrick & Reed**, v. 10, p. 237–267, 1996.

MCCROSKEY, W. J.; CARR, L. W.; MCALISTER, K. W. Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils. **AIAA Journal**, v. 14, n. 1, p. 57–63, 1976.

MULLENERS, K.; RAFFEL, M. Dynamic stall development. 2013.

PRICE, S. J.; ALIGHANBARI, H.; LEE, B. H. K. **The Aeroelastic Response of a Two-Dimensional Airfoil with Bilinear and Cubic Structural Nonlinearities**. **Journal of Fluids and Structures**, 1995. Disponível em:
<<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0889974685710092>>

SARKAR, S.; BIJL, H. Nonlinear aeroelastic behavior of an oscillating airfoil during stall-induced vibration. **Journal of Fluids and Structures**, v. 24, n. 6, p. 757–777, 2008.

SCANLAN, R. H.; ROSENBAUM, R. **An Introduction to the Study of Aircraft Vibration and Flutter**. New York: Dover Publications, 1968.

SCHMIDT, D. C.; HOWARD, R. M. Lift enhancement using a close-coupled oscillating

Canard. 1992.

SLOTINE, J.-J. E.; LI, W. **Applied Nonlinear Control**. New Jersey: Prentice Hall, 1991.

TANG, D.; DOWELL, E. H.; VIRGIN, L. N. Limit Cycle Behavior of an Airfoil With a Control Surface. **Journal of Fluids and Structures**, v. 12, n. 7, p. 839–858, 1998.

TOBERGTE, D. R.; CURTIS, S. Nonlinear Ordinary Differential Equations. **Journal of Chemical Information and Modeling**, v. 53, n. 9, p. 1689–1699, 2013.

VASCONCELLOS, R. et al. Grazing bifurcation in aeroelastic systems with freeplay nonlinearity. **Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation**, v. 19, n. 5, p. 1611–1625, 2014.

VASCONCELLOS, R. M. G. Caracterização e detecção da não linearidade associada à folga em sistemas aeroelásticos. 2012.

VASCONCELLOS, R. M. G.; PEREIRA, D. A.; MARQUES, F. D. Characterization of nonlinear behavior of an airfoil under stall-induced pitching oscillations. **Journal of Sound and Vibration**, v. 372, p. 283–298, 2016.

WEI, X.; MOTTERSHEAD, J. E. Aeroelastic Systems with Softening Nonlinearity. **AIAA Journal**, v. 52, n. November, 2014.

ZHAO, D. M.; ZHANG, Q. C. Bifurcation and chaos analysis for aeroelastic airfoil with freeplay structural nonlinearity in pitch. **Chinese Physics B**, v. 19, n. 3, 2010.

ANEXOS

Anexo A: Programa em *Simulink* utilizado para desempacotar e adequar as informações recebidas dos sinais dos sensores.

Anexo B: Trec

O ensaio selecionado para a análise dos LCO com $EE = 10$ cm gerou 15 trechos oscilatórios, os quais podem ser vistos a seguir:

Anexo C: Trechos Oscilatórios para Eixo Elástico à 11 cm.

O ensaio para EE à 11 cm do bordo de ataque gerou 11 trechos oscilatórios:

Anexo D: Trechos Oscilatórios para Eixo Elástico à 12 cm.

O ensaio com EE à 12 cm do bordo de ataque, também gerou 11 trechos oscilatórios:

Anexo E: Trechos Oscilatórios para Eixo Elástico à 13 cm.

Já o ensaio selecionado para a análise dos LCO com EE = 13 cm gerou 10 trechos oscilatórios: