



Universidade Federal de Campina Grande  
Centro de Ciências e Tecnologia  
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica



Dissertação de Mestrado

Diego Paes de Andrade Peña, Eng. Mec.

Estudo da aeroelasticidade em problema acoplado fluido-estrutura da semi-asa simplificada  
para veículo aéreo não tripulado – VANT

Campina Grande – PB

2016



Universidade Federal de Campina Grande  
Centro de Ciências e Tecnologia  
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica



## Dissertação de Mestrado

Diego Paes de Andrade Peña, Eng. Mec.

Estudo da aeroelasticidade em problema acoplado fluido-estrutura da semi-asa simplificada para veículo aéreo não tripulado – VANT

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, da Universidade Federal de Campina Grande, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de concentração: Sistemas Termomecânicos.

Sub-Área de Concentração: Fenômenos de Transporte e Energia

Orientador: Prof. Raimundo Nonato Calazans Duarte, Dr. Eng. Mec.

Campina Grande - PB

2016

FICHA CATALOGRÁFICA ELABORADA PELA BIBLIOTECA CENTRAL DA UFCG

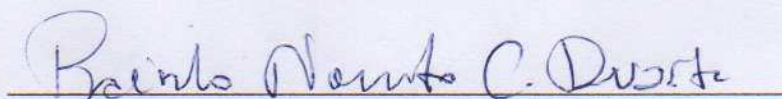
- P397e Peña, Diego Paes de Andrade.  
Estudo da aeroelasticidade em problema acoplado fluido-estrutura da semi-asa simplificada para veículo aéreo não tripulado - VANT / Diego Paes de Andrade Peña. – Campina Grande, 2016.  
81 f. : il. Color.
- Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Campina Grande, Centro de Engenharia Mecânica, 2016.  
"Orientação: Prof. Dr. Raimundo Nonato Calazans Duarte".  
Referências.
1. Transporte Aéreo - VANT. 2. Análise Aeroelástica. 3. Interação Fluido-Estrutura. 4. Placa Plana Delgada. 5. I. Duarte, Raimundo Nonato Calazans. II. Título.

CDU 629.7(043)

“ESTUDO DA AEROELASTICIDADE EM PROBLEMA ACOPLADO FLUIDO-  
ESTRUTURA DA SEMI-ASA SIMPLIFICADA PARA VEÍCULO AÉREO NÃO  
TRIPULADO-VANT”

**DIEGO PAES DE ANDRADE PEÑA**

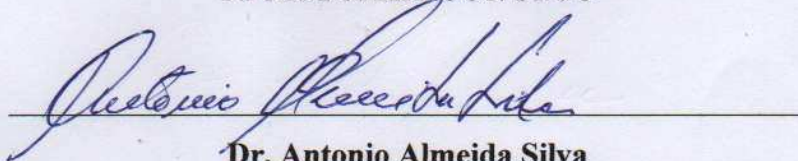
Dissertação Aprovada em 02/09/2016 pela Banca Examinadora constituída dos seguintes  
membros:



**Dr. Raimundo Nonato Calazans Duarte**

Orientador

PPGEM/UAEM/CCT/UFCG



**Dr. Antonio Almeida Silva**

Examinador Interno

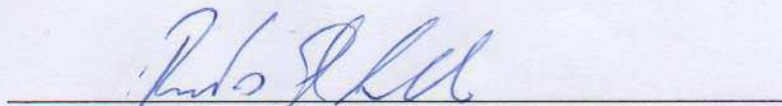
PPGEM/UAEM/CCT/UFCG



**Dr. Francisco José Simões**

Examinador Externo

UAEM/CCT/UFCG



**Dr. Roberto Gil Annes da Silva**

Examinador Externo

DCTA-ITA

## *Dedicatória*

---

A todos que desejaram estudar e foram  
impedidos pelas intempéries da vida.

## *Agradecimentos*

---

Ao Prof. Dr. Raimundo Nonato Calazans Duarte pela orientação, paciência e companheirismo, não só durante a pós-graduação, mas também durante a graduação, projeto ParahyAsas e trabalhos de iniciação científica.

Ao Prof. Dr. João Baptista da Costa Agra de Melo pelo incentivo a ingressar no programa de pós-graduação.

Ao Prof. Dr. Jônatas Júnior pela parceria no Estágio de Docência.

Ao CNPq pelo incentivo à pesquisa e suporte financeiro.

Ao Prof. Senthilkumar e a equipe do NPTEL, ao Prof. Roberto Gil Annes e todos os demais pesquisadores e professores do campo da aeroelasticidade pela disponibilização de cursos e vídeo aulas.

A Equipe ParahyAsas de Aerodesign e todos seus integrantes e ex-integrantes pela disponibilização de suas instalações.

Ao Laboratório Multidisciplinar de Materiais e Estruturas Ativas (LaMMEA) pela disponibilização de suas instalações.

A todos os integrantes do *CAE Group* do *Facebook*.

Aos amigos Alan Gonçalves, Ângelo Emiliavaca, Artur Carneiro, Diego David, Filipe Silva, Giuliano Carvalho, Jailson Alves, Marcelo Queiroz, Orlando Tomaz, Paulo César, Raphael Henrique e tantos outros colegas, pela ajuda incomensurável.

A minha querida Gardênia Marinho, pelo companheirismo e parceria.

A minha irmã, amiga, parceira e tantos adjetivos mais, Mariana, por tudo.

A toda a minha família, especialmente a meus pais Carlos e M. Elvira, por tudo.

## *Epígrafe*

---

"Se você não puder se destacar pelo talento,  
vença pelo esforço." (Dave Weinbaum)

## *Resumo*

---

A aeroelasticidade é o campo da ciência que estuda a correlação entre as forças aerodinâmicas, elásticas e de inércia. Tal ciência é de grande importância no campo aeronáutico uma vez que as estruturas alares são flexíveis, devem suportar os esforços aerodinâmicos e serem rígidas o suficiente para garantir que esteja livre de todos os problemas aeroelásticos característicos (divergência, eficiência de controle, *flutter* e *buffeting*) dentro da faixa operacional de velocidades desenvolvida pela aeronave. Realizou-se uma análise modal da estrutura a fim de se conhecer os modos naturais de vibração e as respectivas frequências naturais. Para tal, utilizou-se o *ANSYS Structural* e o método dos elementos finitos, além de um estudo de malha para verificar a convergência dos resultados. Estudou-se também a influência da posição do lastro na ponta da placa plana, que causa a diminuição da segunda frequência natural. Além disso, realizou-se uma análise bidimensional de um volume de controle do tipo C-Grid, uma vez que o tamanho do volume de controle em uma análise aerodinâmica computacional é um fator extremamente importante. Com um volume de controle grande, tem-se mais elementos na malha, caso o mesmo seja pequeno, as condições de contorno juntamente com os tamanhos dos elementos podem interferir nos resultados dos campos de velocidade e pressão em torno da estrutura. Nesse contexto, utilizou-se do software *ANSYS Fluent* para a simulação aerodinâmica da placa plana inclinada e obtenção dos coeficientes aerodinâmicos de sustentação e arrasto  $C_L$  e  $C_D$ . Os resultados foram comparados com resultados experimentais em túnel de vento de Goudeseune (SELIG; ROBERT; WILLIAMSON, 2011). Através do cálculo do *Grid Convergence Index (GCI)* e da comparação dos resultados numéricos com os dados experimentais constatou-se a convergência e conseguiu-se determinar um tamanho de volume de controle com erro baixo e aceitável. A análise fluido-estrutura acoplada de duas vias foi realizada com o *ANSYS Structural* para analisar a dinâmica estrutural através do método dos elementos finitos e o *ANSYS CFX* para resolver o campo do escoamento mediante método dos volumes finitos. Obtiveram-se o comportamento oscilatório da estrutura, além do coeficiente de amortecimento e tensões de von Mises. Analisando o comportamento transiente da dinâmica estrutural mediante um fluxo aerodinâmico constante (velocidade fixa). As simulações representaram bem o fenômeno, já que com o aumento da velocidade, o escoamento induz maior amortecimento à estrutura quando comparado com baixas velocidades.

Palavras-chave: Transporte Aéreo – VANT. Análise Aeroelástica. Interação Fluido-estrutura. Placa plana delgada.



## *Abstract*

---

The aeroelasticity is the field of science that studies the relationship between the aerodynamic elastic and inertia forces. Such knowledge is of great importance in the aviation field since the wing structures are flexible, must withstand the aerodynamic loads and be rigid enough to ensure that it is free from all aeroelastic problems like divergence, control efficiency, flutter and buffeting within the operating speed range. We carried out a modal analysis of the structure in order to know the natural vibration modes and natural frequencies. To this end, we used the ANSYS Structural with finite element method, a mesh study to verify the convergence of the results. It is also studied the influence of the slender body position of the tip of the flat plate, which causes the decrease of the second natural frequency. Furthermore, there was a two-dimensional analysis of a volume control type C-Grid, since the control volume aerodynamic size in a computational analysis is an extremely important factor. A large volume of control has more elements in the mesh if it is small, the boundary conditions together with the sizes of elements may affect the results of the velocity field and pressure around the structure. In this context, we used the ANSYS FLUENT for the aerodynamic simulation of the inclined flat plate, and obtaining the aerodynamic support, and drag coefficients  $C_L$  and  $C_D$ . The results were compared with experimental results of Goudeseune wind tunnel (SELIG; ROBERT; WILLIAMSON, 2011). By calculating the Grid Convergence Index (GCI) and comparing the numerical results with experimental data found the convergence and managed to determine a control volume size with low and acceptable error. The fluid-structure coupled two-way analysis was performed using ANSYS Structural to analyze the structural dynamics through the finite element method and ANSYS CFX to resolve the flow field by the finite volume method. It was possible to obtain the oscillatory behavior of the structure, besides the damping coefficient and von Mises stresses. Analyzing the transient behavior of structural dynamics by a constant aerodynamic flow (fixed speed), the simulations represented the phenomenon as well, since with the increase in speed, the flow induces cushioning structure as compared to low speed.

Keywords: Air Transport – UAV. Aeroelastic Analysis. Fluid-Structure Interaction.  
Thin Flat plate.

## *Lista de Ilustrações*

---

Figura 2.1 – Ponte Tacoma Narrows com grandes deformações. ....	21
Figura 2.2 – Ponte Tacoma Narrows destruída. ....	21
Figura 2.3 – Aerodrome A durante falha estrutural, após decolagem em dezembro de 1903. ....	22
Figura 2.4 – Aerodrome A reconstruído em exposição no <i>Smithsonian National Air and Space Museum</i> . ....	22
Figura 2.5 – Aeronave Handley Page O/400 Bomber. ....	23
Figura 2.6 – <i>Airco De Havilland DH9 Bomber</i> . ....	23
Figura 2.7 – Solução de Lanchester para o problema do <i>flutter</i> de cauda da aeronave <i>Handley Page O/400 Bomber</i> . ....	23
Figura 2.8 – Aeronave tipo Junkers F13. ....	24
Figura 2.9 – Comportamento típico da amplitude quando a frequência modal não é nula. ....	25
Figura 2.10 – Comportamento característico do amortecimento em função da velocidade de uma asa. ....	26
Figura 2.11 – Triângulo de forças de Collar (1946). ....	33
Figura 2.12 – Comportamento típico do ângulo de ataque em função da velocidade. ....	34
Figura 2.13 – Decaimento da eficiência do controle com o aumento da velocidade. ....	34
Figura 2.14 – Interação de duas vias entre os domínios fluidodinâmico e estrutural. ....	36
Figura 2.15 – Etapas da análise estrutural por método dos elementos finitos de um sistema contínuo. ....	39
Figura 2.16 – Modelo do elemento finito <i>SOLID186</i> do <i>ANSYS Structural</i> . ....	40
Figura 2.17 – Fluxograma do processo de solução no ANSYS. ....	42
Figura 3.1 – Fluxograma da metodologia utilizada. ....	45
Figura 3.2 – Variação da posição do lastro. ....	46
Figura 3.3 – Modelo de placa plana estudado. ....	48
Figura 3.4 – Modelo de computador <i>workstation</i> E5 disponível no LaMMEA. ....	50
Figura 4.1 – Malha de elementos finitos do modelo A. ....	51
Figura 4.2 – Gráfico das frequências naturais em função do número de elementos da malha utilizada. ....	52
Figura 4.3 – Gráfico do erro percentual de cada malha em relação à malha mais refinada. ....	52
Figura 4.4 – Gráfico das frequências naturais em função do número de elementos da malha utilizada para <i>offset</i> de 5 mm. ....	52

Figura 4.5 – Gráfico do erro percentual de cada malha em relação à malha mais refinada para <i>offset</i> de 5 mm.....	52
Figura 4.6 – Gráfico das frequências naturais em função do número de elementos da malha utilizada para <i>offset</i> de 10 mm.....	53
Figura 4.7 – Gráfico do erro percentual de cada malha em relação à malha mais refinada para <i>offset</i> de 10 mm.....	53
Figura 4.8 – Gráfico das frequências naturais em função do número de elementos da malha utilizada para <i>offset</i> de 15 mm.....	53
Figura 4.9 – Gráfico do erro percentual de cada malha em relação à malha mais refinada para <i>offset</i> de 15 mm.....	53
Figura 4.10 – Gráfico das frequências naturais em função do <i>offset</i> .....	54
Figura 4.11 – Gráfico comparativo das frequências naturais em função do <i>offset</i> .....	54
Figura 4.12 – Domínio C-Grid para análise CFD 2D e condições de contorno.....	56
Figura 4.13 – Padrão de refinamento de malha utilizado. ....	57
Figura 4.14 – Gráfico do $C_L$ em função do número de elementos da malha para os domínios estudados. ....	58
Figura 4.15 – Gráfico do erro do $C_L$ em função do número de elementos para os domínios estudados D1, D2, D3 e D4.....	58
Figura 4.16 – Gráfico da distribuição de pressão ao redor da placa plana.....	59
Figura 4.17 – Gráfico da distribuição de velocidade ao redor da placa plana. ....	59
Figura 4.18 – Gráfico da distribuição de velocidade próximo à placa plana. ....	59
Figura 4.19 – Gráfico do $C_D$ em função do número de elementos da malha para os domínios estudados. ....	60
Figura 4.20 – Gráfico do erro do $C_M$ em função do número de elementos para os domínios estudados D1, D2, D3 e D4.....	60
Figura 4.21 – Domínio C-Grid para análise FSI e condições de contorno. ....	61
Figura 4.22 – Malha fluidodinâmica da análise FSI 3D. ....	62
Figura 4.23 – Detalhe das camadas prismáticas, na raiz da placa plana, na malha fluidodinâmica da análise FSI 3D.....	63
Figura 4.24 – Detalhe da malha híbrida em torno do conjunto placa plana-lastro na malha fluidodinâmica da análise FSI 3D.....	63
Figura 4.25 – Gráfico do descolamento vertical do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do tempo. ....	63

Figura 4.26 – Gráfico do descolamento vertical depois de 6s do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do número de elementos na malha fluidodinâmica para os resíduos E-04, E-05 e E-07.....	64
Figura 4.27 – Gráfico do erro relativo do descolamento vertical depois de 6 s do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do número de elementos na malha fluidodinâmica para os resíduos E-04, E-05 e E-07.....	64
Figura 4.28 – Gráfico da variação de deslocamento vertical (Y) do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do tempo para vários passos de tempo de simulação. ....	65
Figura 4.29 – Gráfico do deslocamento vertical (Y) do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do tempo.....	66
Figura 4.30 – Gráfico da FFT do deslocamento vertical instantâneo subtraído da média ( $Y - Y_M$ ) ao longo do tempo.....	66
Figura 4.31 – Gráfico do fator de amortecimento em função do número de Reynolds.....	67
Figura 4.32 – Gráfico do ângulo de torção na ponta da placa plana ao longo do tempo.....	67
Figura 4.33 – Máxima tensão de Von Mises na estrutura ao longo do tempo.....	68

## *Lista de Tabelas*

---

Tabela 2.1 – Modelos para solução do domínio fluido e do domínio estrutural .....	27
Tabela 3.1 – Tabela das dimensões geométricas do modelo A. ....	49
Tabela 3.2 – Tabela das propriedades dos materiais. ....	49
Tabela 4.1 – Malhas utilizadas. ....	51
Tabela 4.2 – Frequências naturais e modos de vibração da placa plana para a malha 3 com offset de 5mm.....	55
Tabela 4.3 – Tabela dos domínios utilizados. ....	57
Tabela 4.4 – Tabela das malhas utilizadas para a análise CFD 2D. ....	57
Tabela 4.5 – Resultado da análise GCI. ....	58
Tabela 4.6 – Tabela das malhas do domínio fluido utilizadas para a análise FSI 3D. ....	62

## *Lista de Abreviaturas e Siglas*

---

- AA – Aeronave autônoma
- ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil
- ARC – Aeronautical Research Committee (Comitê Britânico de Pesquisa Aeronáutica)
- ARP – Aeronave remotamente pilotada
- CFD – Computational Fluid Dynamics (Fluidodinâmica computacional)
- CSD – Computational Structural Dynamics (Dinâmica estrutural computacional)
- DCTA – Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
- DSM – Differential stress models (Modelos da tensão diferencial)
- EASA – European Aviation Safety Agency (Agência Européia de Segurança da Aviação)
- Eng. Mec - Engenheiro mecânico
- EVM – Eddy-viscosity models (Modelos da viscosidade turbulenta)
- FAA – Federal Aviation Administration (Administração Federal da Aviação)
- FAR – Federal Aviation Regulation (Regulamentação Federal da Aviação)
- FEA – Finite Element Analysis (Análise por Elementos Finitos)
- FPV – First Person View (Vista em Primeira Pessoa)
- FSI – Fluid Structure-Interaction (Interação Fluidoestrutura)
- GCI – Grid Convergence Index (Índice de convergência de malha)
- ITA – Instituto Tecnológico da Aeronáutica
- JAA – Joint Aviation Authorities (Conjunto de Autoridades da Aviação)
- JAR – Joint Aviation Regulation (Conjunto de Regulamentações da Aviação)
- MIL-STD - Military Standard (Padronização militar)
- NLEVM – Non linear eddy-viscosity models (Modelos não lineares da viscosidade turbulenta)
- RANS – Reynolds-Averaged Navier-Stokes (média de Reynolds de Navier-Stokes)
- RBAC – Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
- RPAS – Remotely Piloted Aircraft Systems (Sistemas de Pilotagem Remota de Aeronaves)
- RSTM – Reynolds stress tensor model (Modelo do Tensor das tensões de Reynolds)
- SOC – Second-order closure (Fechamento de segunda ordem)
- UAV – Uninhabited Aerial Vehicle (Veículo Aéreo não tripulado - VANT)
- UFCG – Universidade Federal de Campina Grande

## *Lista de Símbolos*

---

Símbolo	Descrição	Unidade
$p'$	Componente flutuante da pressão	Pa
$u'$	Componente flutuante da velocidade do escoamento	m/s
$\bar{p}$	Pressão média do escoamento	Pa
$\bar{u}$	Velocidade média do escoamento	m/s
$\nu$	Viscosidade cinemática	m <sup>2</sup> /s
$\delta_{99}$	Espessura da camada limite	m
[C]	Matriz de amortecimento	N.s/m
[K]	Matriz de rigidez	N/m
[M]	Matriz de massa	kg
{d}	Vetor dos deslocamentos	m
{f}	Vetor das forças externas	N
{F <sub>i</sub> }	Vetor das forças internas	N
$\mu$	Viscosidade dinâmica	kg/(m.s)
$\mu_{\text{eff}}$	Viscosidade dinâmica efetiva	kg/(m.s)
$C_b$	Coefficiente de arrasto	-
$C_l$	Coefficiente de sustentação	-
$C_m$	Coefficiente de momento	-
Dim	Número de dimensões da malha	-
$f_0$	Valor da variável de interesse para a extrapolação de Richardson	Variável
$f_1$	Valor da variável de interesse para a malha refinada	Variável
$f_2$	Valor da variável de interesse para a malha média	Variável
$f_3$	Valor da variável de interesse para a malha grosseira	Variável
$g$	Aceleração das forças de campo	m/s <sup>2</sup>
$I_{XX}$	Momento de inércia no eixo X	kg.m <sup>2</sup>
$I_{YY}$	Momento de inércia no eixo Y	kg.m <sup>2</sup>
$I_{ZZ}$	Momento de inércia no eixo Z	kg.m <sup>2</sup>
L	Posição a partir do bordo de ataque	m
P	Ordem de convergência da malha	-
p	Pressão do escoamento	Pa
Re	Número de Reynolds	-

$r_{eff}$	Razão de refino de uma malha não refinada uniformemente	-
$u$	Velocidade do fluido	m/s
$U$	Velocidade da corrente livre	m/s
$V_D$	Velocidade máxima prevista em projeto (mergulho)	m/s
$V_F$	Velocidade de flutter	m/s
$w$	Velocidade do volume de controle	m/s
$x_1$	Coordenada espacial 1	-
$x_2$	Coordenada espacial 2	-
$x_3$	Coordenada espacial 3	-
$Y$	Deslocamento vertical	m
$Y_M$	Deslocamento vertical médio	m
$\zeta$	Fator de amortecimento	-
$\theta$	Ângulo de torção	°
$\theta_M$	Ângulo de torção médio	°
$\rho$	Massa específica	kg/m <sup>3</sup>
$\tau_{ij}$	Tensor das tensões de Reynolds	Pa



# Sumário

<b>1</b>	<b>Introdução .....</b>	<b>15</b>
1.1	Objetivo Geral.....	18
1.2	Objetivos específicos.....	18
1.3	Objeto de estudo.....	19
1.4	Prefácio.....	19
<b>2</b>	<b>Revisão Bibliográfica .....</b>	<b>21</b>
2.1	Fatos Históricos da Aeroelasticidade .....	21
2.2	Estado da Arte.....	25
2.2.1	Introdução.....	25
2.2.2	Fluidodinâmica .....	27
I	Modelo da Teoria das faixas.....	27
II	Método dos Painéis .....	28
III	Modelo do Escoamento Potencial - Equação de Laplace.....	28
IV	Modelo Invíscido - Equação de Euler .....	29
V	Modelo Viscoso - Equações de Navier–Stokes .....	29
2.2.3	Dinâmica Estrutural.....	31
2.3	Fundamentação Teórica.....	32
2.3.1	Aeroelasticidade.....	32
2.3.2	Interação Fluido Estrutura (FSI) .....	35
2.3.3	Domínio Fluidodinâmico.....	36
2.3.4	Domínio Estrutural.....	39
2.3.5	Interação entre domínios .....	41
2.3.6	Grid Convergence Index (GCI) .....	43
2.3.7	Solução de Blasius da camada-limite em placa plana.....	44
<b>3</b>	<b>Metodologia .....</b>	<b>45</b>
3.1	Análise Modal.....	46
3.2	Análise CFD do VC 2D.....	46
3.3	Análise FSI 3D.....	47
3.4	Modelo estudado .....	48
3.5	Equipamento .....	49
<b>4</b>	<b>Resultados e Discussões.....</b>	<b>51</b>
4.1	Análise Modal.....	51
4.2	Análise CFD do VC 2D.....	56
4.3	Análise FSI 3D.....	60
4.3.1	Análise de malha e resíduo .....	62

4.3.2	Análise do passo de tempo .....	64
4.3.3	Análise da velocidade.....	65
<b>5</b>	<b>Conclusões e Sugestões para Trabalhos Futuros .....</b>	<b>69</b>
5.1	Conclusões.....	69
5.2	Sugestões para Trabalhos Futuros.....	69
	<b>Referências .....</b>	<b>71</b>
	<b>APÊNDICE A – DADOS DA ANÁLISE MODAL.....</b>	<b>77</b>
	<b>APÊNDICE B – DADOS DA ANÁLISE DE REGRESSÃO.....</b>	<b>78</b>

## ***1 Introdução***

---

Apesar dos primeiros estudos remontarem à década de 1920, ainda é grande o interesse pela análise e modelação de problemas onde uma estrutura deformável e vibratória interage com o movimento de um fluido. A vontade de conhecer e dominar este tipo de fenômeno advém não só da curiosidade humana, mas das aplicações e situações experimentadas pela sociedade onde tal fenômeno é observado. Para ilustrar esta necessidade, os efeitos devastadores de vibrações aerodinamicamente induzidas foram experimentadas, por exemplo, no clássico caso da ponte Tacoma Narrows nos Estados Unidos que colapsou em novembro de 1940, poucos meses após sua inauguração em julho daquele ano. Em áreas como a engenharia aeronáutica ou aeroespacial, onde as estruturas precisam ser leves e resistentes a este tipo de fenômeno, o estudo e domínio destas interações constitui desafio tecnológico contínuo com o aparecimento de novos materiais e concepções inovadoras de dispositivos aerodinâmicos.

Do ponto de vista científico, trata-se de problema de interface entre a elasticidade estrutural, das tensões produzidas pelo campo de pressões do escoamento, fortemente influenciadas pela geometria e posição da superfície em contato com o fluido, a vibração e a estabilidade dinâmica de corpos. O tema é bastante complexo, pois há uma influência de duas vias entre o corpo e o escoamento. Ao mesmo tempo em que a estrutura é excitada dinamicamente, se deforma e responde vibrando à ação das tensões aerodinâmicas, a superfície externa do corpo, em contrapartida, influencia diretamente a conformação do escoamento através do contínuo movimento da interface fluido-estrutura. A este campo de estudo associou-se o título de aeroelasticidade, cujo principal objetivo é compreender a interação entre as forças de inércia, elástica e aerodinâmica neste tipo de problema.

Pragmaticamente, a aeroelasticidade buscar pesquisar a interação entre a deformação de uma estrutura elástica submetida a um fluxo de ar e a força aerodinâmica resultante (HODGES; PIERCE, 2002). Tais fatores estão intimamente ligados em uma aeronave, como por exemplo, na ocorrência de rajadas. Situações onde a elevação abrupta e imprevisível da velocidade do vento pode causar instabilidades na estrutura de uma aeronave devido às elevadas forças aerodinâmicas, podendo chegar até mesmo a ocasionar falha estrutural e assim comprometer a segurança do voo. Alguns casos de acidente devido a problemas aeroelásticos são abordados na seção 2.1.

O estudo desse fenômeno é importante, pois como citado anteriormente está presente em diversas aplicações e podem surgir efeitos danosos às estruturas em questão que podem

levá-las a falha estrutural. Fenômenos característicos da aeroelasticidade são: divergência, perda de controle, *flutter e buffeting*, além da resposta a rajadas, dentre outros.

Como uma alternativa às aeronaves tripuladas surgiram os Veículos Aéreos não Tripulados (VANTs) para utilização em missões *3D* ou "*D-Cube*" (*Dangerous-Dirty-Dull* - perigosas, sujas e enfadonhas) (PASTOR; LOPEZ; ROYO, 2007). Os VANTs são aeronaves projetadas ou adaptadas para serem capazes de voar sem a presença humana a bordo, autônoma ou controlada remotamente, e com o objetivo de realizar uma missão específica. Mais definições de VANT, bem como conceitos de uso militar, podem ser encontradas no trabalho de Miranda Neto e Almeida (2009). Os VANTs oferecem a oportunidade e limites que, dado o risco ou dimensão máxima exigida, aeronaves convencionais e tripuladas não seriam adequadas à missão, ou ainda visando baratear o custo da utilização de uma aeronave tripulada convencional.

O primeiro registro de uso do conceito de VANT foi durante um ataque do Exército Austríaco a cidade de Veneza no dia 12 de julho de 1848. Os austríacos utilizaram duzentos balões carregados com bombas e fusíveis cronometrados. Alguns poucos balões obtiveram sucesso na missão e os demais foram desviados pela ação dos ventos, inclusive com alguns balões retornando a Áustria (NAUGHTON, 2003).

Ao longo do tempo, os VANTs se desenvolveram e apresentam tecnologias variadas e em constante desenvolvimento. Os VANTs podem ser de dois tipos: Aeronave Remotamente Pilotada (ARP) e Aeronave Autônoma (AA). As ARPs são aeronaves controladas onde o piloto não está a bordo. As ARPs possuem Estação Remota de Pilotagem (ERP) que são a interface entre o piloto remoto e a aeronave. Já as AAs possuem plano de voo pré-programado e, atualmente, são proibidas no Brasil. As operações de VANT do tipo ARP podem ser na linha de visada ou além da linha de visada. As operações da linha de visada são as que o piloto possui contato visual com o VANT. As ERPs podem ser desde um simples sistema de transmissão por rádio, até sistema de Visão em Primeira Pessoa (*First Person View - FPV*), onde através de uma câmera o piloto remoto tem acesso à imagem, podendo controlá-lo a distância (fora da linha de visada) (BRASIL, 2010, 2015).

Além disso, vale salientar os avanços na área de materiais, motores, sistema de armazenamento/obtenção de energia, como o caso de VANT energeticamente autônomo com placas solares para captação de energia.

Nessa perspectiva, a aplicação de VANT torna-se cada vez mais ampla e vasta como na fiscalização de recursos hídricos através da análise de imagens para verificar áreas irrigadas às margens de rios pela Agência Nacional; no uso militar na fiscalização para combate a atividades

ilícitas como tráfico de drogas e crimes ambientais; no uso na aviação agrícola para a pulverização e aplicação de agrotóxicos na plantação além de identificar irregularidades no plantio; na monitoração de sistemas como vazamento em dutos e monitoramento de cabos e postes em linhas de transmissão e no mapeamento fotogramétrico para projetos de engenharia como mapeamento de minas a céu aberto, estudo de deslocamento de terra e cadastro urbano (FURTADO et al., 2008; MITISHITA et al., 2014; SILVA, E., 2013; SILVA, W., 2015).

A título de conhecimento, vale salientar o surgimento recente dos *veículos aéreos não tripulados de combate* (VANTCs), projetados especificamente para operarem em condições extremas de manobrabilidade e acelerações em altos valores de força G no combate direto ar-ar ou ar-solo (ANDERSON JR., 2015).

A fim de normatizar e certificar as aeronaves, principalmente sob o ponto de vista da segurança, as agências de aviação: Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) do Brasil, *Federal Aviation Administration* (FAA) dos Estados Unidos da América, *European Aviation Safety Agency* (EASA) e *Joint Aviation Authorities* (JAA), ambas do Continente Europeu, estabelecem em regulamentos e leis todos os requisitos mínimos necessários, são eles: Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC), *Federal Aviation Regulation* (FAR), as especificações de certificação da EASA e JAA é a *Joint Aviation Regulation* (JAR), além da *Military Standard* (MIL) do Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América.

As regulamentações definem requisitos bastante específicos nas diversas áreas de tecnologia da aviação para requisitos de aeronaves. Para os requisitos de aeronavegabilidade, o RBAC utiliza a norma FAR em sua íntegra (uma vez que tal norma é totalmente consolidada no mundo todo, juntamente com a MIL).

O RBAC nº 23 abrange os requisitos para aviões das categorias: normal, utilidade, acrobática e transporte regional e o nº 25 para a categoria transporte. Ambas as normas apresentam a seção 629 (denominada de “Flutter” na FAR 23 e de “*Aeroelastic stability requirements*” na FAR 26), que correspondem aos requisitos da estabilidade aeroelástica e determina os requisitos mínimos para que a aeronave esteja livre de *flutter*.

Tais normas ditam que deve se mostrar através de métodos específicos que o avião é livre de *flutter*, controle reverso, divergência e qualquer perda de estabilidade e controle não desejada (resultante de alguma deformação estrutural) para qualquer condição de operação dentro dos limites do diagrama V-n e em todas as velocidades até a velocidade especificada para o método selecionado. Tais métodos podem ser: testes em voo ou túnel de vento, teste de vibração em solo ou qualquer outra análise adicional necessária.

Os requerimentos quantitativos são tais que: a velocidade de *flutter* deve ser, no mínimo, de 15% (FAR §25.629 (b) (1)) ou 20% (FAR §23.629 (c)) maior que a velocidade de mergulho de projeto da aeronave (Eq. 1.1).

$$V_F \geq 1,2.V_D \quad (1.1)$$

Nessa perspectiva, o uso de técnicas de simulação do problema acoplado fluido-estrutura torna-se útil como uma forma para prever os resultados de teste de voo. A simulação computacional adquire um papel muito importante, pois se consegue obter resultados em tempo reduzido e com um investimento bem menor do que custos como os outros métodos usuais já comentados anteriormente: ensaios em voo, testes de vibração em solo, dentre outros.

## 1.1 Objetivo Geral

Diante desse contexto, torna-se importante conhecer o fenômeno da aeroelasticidade e caracterizar os riscos potenciais desse tipo de aeronave especificamente, VANT. Verificar seus principais efeitos, para poder dominá-lo no sentido de desenvolver métodos e meios para reduzir os efeitos negativos que possam existir. Além disso, verificar o nível de comprometimento que o projeto de uma aeronave tipo VANT é submetida e assim auxiliar o projeto dessas corrigindo e aperfeiçoando-as.

Sendo assim, o objetivo deste trabalho foi reproduzir o fenômeno acoplado fluido-estrutura para verificar o comportamento estrutural e determinar a velocidade de *flutter* da semi-asa de um VANT, tendo em vista sua importância mencionada anteriormente como critério de segurança no projeto da estrutura da aeronave.

## 1.2 Objetivos específicos

1. Caracterizar a(s) estrutura(s) através de análise modal, obtendo as frequências naturais de vibração da estrutura.
2. Determinar o tamanho ótimo do volume de controle do domínio fluido a ser utilizado na análise da Interação Fluido Estrutura (FSI).
3. Reproduzir o fenômeno do escoamento na estrutura a fim de verificar o comportamento oscilatório auto-excitado gerado pelo escoamento de carácter transiente representado

por gráficos de deslocamento versus tempo (ex. deslocamento vertical da ponta de asa e/ou ângulo de torção versus tempo).

4. Determinar a velocidade de *flutter*.
5. Caracterizar as frequências de excitação sobre a estrutura e verificar o amortecimento da vibração em função da velocidade do escoamento.

### 1.3 Objeto de estudo

A Equipe ParahyAsas de Aerodesign da Universidade Federal de Campina Grande (UFCG) é uma equipe, constituída em 2006 que participa anualmente da Competição SAE Brasil de Aerodesign realizada no Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA) do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) em São José dos Campos-SP.

Tal competição objetiva promover uma experiência de projeto, construção e testes de uma aeronave em escala rádio controlada na qual os estudantes devem enfrentar desafios de projeto como: alta eficiência estrutural (baixo peso vazio e alto peso a ser carregado), limitações (definidas por regulamento anual) e demais fatores como disponibilidade de materiais para construção, ferramental, administração da equipe, dentre outros.

Sendo assim, torna-se uma aeronave VANT de característica bem peculiar a respeito da alta razão de aspecto, alta eficiência estrutural, de desempenho e alta performance, tornando-se uma aeronave interessante para a análise aeroelástica, além de tornar este método como um método auxiliar de projeto da mesma.

A semi-asa simplificada abordada por este estudo foi estudada em túnel de vento e através do método k por Ruggeri (2014) e consiste de uma fina placa plana com formato retangular e de alta razão de aspecto 17,5, seus detalhes geométricos são abordados na seção 3.4.

### 1.4 Prefácio

Neste contexto, o presente trabalho faz uma revisão bibliográfica: dos principais fatos históricos relacionados à aeroelasticidade – desde os seus primeiros relatos e consequentes estudos que deram uma direção geral ao conhecimento científico dessa ciência e o desenvolvimento da mesma; dos trabalhos correlatos à área deste trabalho, com investigação da aeroelasticidade e da dinâmica estrutural computacional (CSD), que utiliza métodos computacionais para reproduzir o fenômeno computacionalmente de forma numérica a fim de

investigá-lo, tendo assim um baixo custo, além da flexibilidade e rapidez para testar geometrias/materiais diferentes.

Em seguida, apresenta a fundamentação teórica aeroelástica, onde relata os princípios básicos da ciência aeroelástica, bem como os principais fenômenos da aeroelasticidade em aeronaves de asa fixa; a teoria fluidodinâmica, que modela o escoamento aerodinâmico em torno das aeronaves; a teoria da dinâmica estrutural, que equaciona o comportamento de uma estrutura sob o ponto de vista de um comportamento dinâmico, já que o problema é de carácter transiente com a força aerodinâmica oscilante; além dos métodos utilizados para solução das equações de cada um desses domínios (método dos volumes finitos e método dos elementos finitos), formando assim a base matemática para o modelo a ser resolvido pelo programa *ANSYS* que foi utilizado neste trabalho. Por seguinte, apresenta a metodologia utilizada para a realização do mesmo, bem como as considerações e simplificações utilizadas e as geometrias estudadas. Apresentando a sequência das análises e parâmetros a serem variados.

Por fim, abordam-se os resultados obtidos com a simulação computacional no *software ANSYS*, realiza as discussões dos mesmos e conclui-se com a sugestão de trabalhos futuros para dar sequência os resultados aqui obtidos.



## 2 Revisão Bibliográfica

---

A revisão bibliográfica deste trabalho é composta pelos fatos históricos que marcaram a história da aeroelasticidade: como o notório caso da ponte de Tacoma Narrows e dos casos específicos da aeroelasticidade na aeronáutica iniciado pelo caso do Aerodrome A do Prof. Langley. Em seguida, faz-se a revisão do estado da arte e pesquisas a respeito do estudo da simulação computacional da interação fluido-estrutura e do referencial teórico da aeroelasticidade, das equações de movimento fluido, da dinâmica estrutural, da interação entre os domínios fluido e estrutural e do índice de convergência de malha GCI e da equação da solução de Blasius para a camada-limite da placa plana no regime laminar.

### 2.1 Fatos Históricos da Aeroelasticidade

A aeroelasticidade está presente no cotidiano de todas as sociedades. Entretanto, não é percebida de maneira fácil e corriqueira, a não ser que o pior aconteça: catástrofes. O desastre da ponte Tacoma Narrows (Figs. 2.1 e 2.2) nos Estados Unidos em 1940, um dos maiores desastres aeroelásticos, ocorreu devido ao fenômeno de *flutter* torcional, um tipo de instabilidade auto-excitada caracterizada por grandes deformações de caráter oscilatório, gerado pela auto-excitação da ponte devido aos fortes ventos (SCANLAN; TOMKO, 1971 apud BILLAH; SCANLAN, 1991). A destruição da ponte foi completa, pouco menos de um ano depois da inauguração da mesma.

Figura 2.1 – Ponte Tacoma Narrows com grandes deformações.



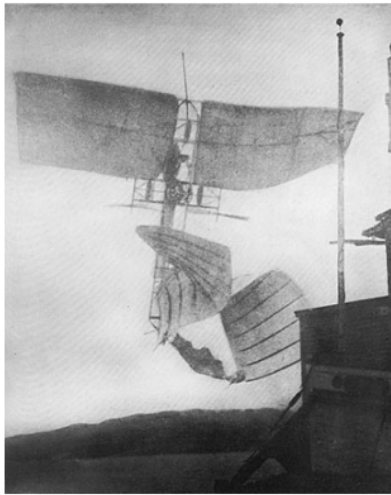
Figura 2.2 – Ponte Tacoma Narrows destruída.



Fonte: Bristol (199-?) apud Rogers (1996).

A aeroelasticidade está presente constantemente na Engenharia Aeronáutica, seja em superfícies aerodinâmicas sustentadoras, como asa e estabilizadores (vertical e horizontal), como também nas pás das turbinas. No passado, várias aeronaves sofreram graves danos estruturais devido às falhas por efeitos da aeroelasticidade. Atribui-se como pioneira a aeronave monoplano Aerodrome A (Figs. 2.3 e 2.4) do Professor Samuel Pierpont Langley que, em novembro de 1903, falhou na primeira tentativa de voo próximo a Widewater no estado de Virgínia (EUA), por problemas atribuídos a catapulta de lançamento. Após reparos, em dezembro do mesmo ano a aeronave também falhou em sua segunda tentativa. Desta vez, após a decolagem a aeronave colapsou e caiu no rio Potomac. Posteriormente, atribuiu-se ao fato a ocorrência do fenômeno de divergência estrutural devido à falta de rigidez torcional (FUNG, 1993; GARRICK; REED III, 1981; WEISSHAAR, 2009).

Figura 2.3 – Aerodrome A durante falha estrutural, após decolagem em dezembro de 1903.



Fonte: Billah e Scanlan (1991).

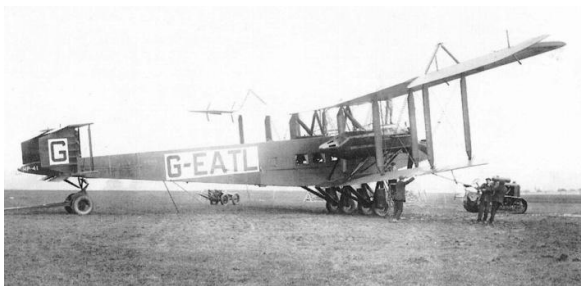
Figura 2.4 – Aerodrome A reconstruído em exposição no *Smithsonian National Air and Space Museum*.



Fonte: *Smithsonian National Air and Space Museum* (2015).

Em 1916, a aeronave *Handley Page O/400 Bomber* (Fig. 2.5) sofreu violentas oscilações de cauda devido ao *flutter*, causando acidentes e vários pilotos morreram (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 1996; KEHOE, 1995). Em 1917, o bombardeiro *Airco De Havilland DH9* (Fig. 2.6) também sofreu os mesmos problemas e sua solução foi a mesma do *HP Bomber* (BISPLINGHOFF; ASHLEY; HALFMAN, 1996).

Figura 2.5 – Aeronave Handley Page O/400 Bomber.



Fonte: Página eletrônica *Flying Machines*.

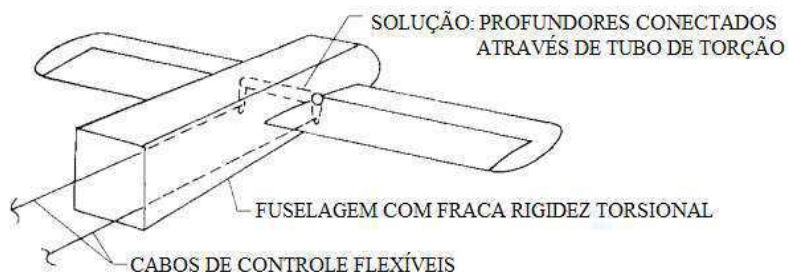
Figura 2.6 – *Airco De Havilland DH9 Bomber*.



Fonte: Página eletrônica do *No 103 Squadron RFC/RAF 1917-18*.

Esse problema foi posteriormente corrigido com o acoplamento do movimento dos estabilizadores horizontais (Fig. 2.7) e em seguida, a aeronave foi utilizada vastamente na Primeira Guerra Mundial. Este foi o primeiro relato documentado de estudo sobre o *flutter*, realizado por F. W. Lanchester durante a Primeira Guerra Mundial com suporte também da primeira análise teórica de *flutter* provida por Leonard Bairstow e A. Fage (GARRICK; REED III, 1981).

Figura 2.7 – Solução de Lanchester para o problema do *flutter* de cauda da aeronave *Handley Page O/400 Bomber*.



Fonte: Adaptado de Garrick e Reed III (1981).

O termo *flutter* surgiu em 1924 num trabalho de R. T. Glazebrook publicado no *Yearbook of the British Aeronautical Research Committee (ARC)* - onde abordava a importância problemática do fenômeno diante dos acidentes acontecidos à época e dos estudos até o momento - e foi utilizado, aparentemente, de forma corriqueira subentendendo-se que era de conhecimento interno ao comitê (GARRICK; REED III, 1981; WEISSHAAR, 2009).

Já o termo “aeroelasticidade” foi proposto por Roxbee Cox e Pugsley no início da década de 30 após analisarem o problema do *aileron* reverso sofrido pela aeronave *Bristol Bagshot* em 1927 (HODGES; PIERCE, 2002).

Em 21 de julho de 1930, uma aeronave comercial do tipo *Junkers F13* (Fig. 2.8) acidentou-se na cidade de Meopham na Inglaterra. O Comitê Britânico de Pesquisa Aeronáutica (*British ARC*) explicou que a aeronave voava horizontalmente em alta velocidade e sofreu fortes rajadas ascendentes ocasionando o aumento no ângulo de ataque. Desta forma, o estabilizador horizontal situou-se na região da esteira da asa e sofreu vibrações aleatórias devido à turbulência da região da esteira, tal fenômeno foi chamado de *buffeting*.

Concomitantemente, cientistas alemães chegaram à conclusão, através de testes em laboratório, que o *buffeting*, apesar de presente, não era forte o suficiente para que ocorressem danos estruturais a cauda da aeronave e a causa do acidente foram as altas tensões devido às rajadas ou fator de carga da manobra (FUNG, 1993).

Figura 2.8 – Aeronave tipo Junkers F13.



Fonte: Página eletrônica *Varig Airlines*.

Os estudos dos fenômenos aeroelásticos, principalmente do *flutter*, tiveram sequência ao longo dos anos seguintes e décadas. Frazer e Duncan (1929, 1931) divulgaram os primeiros estudos do subcomitê do ARC a respeito do *flutter* em asas, monoplanos, biplanos e estabilizadores. Os estudos da aerodinâmica não-estacionária também foram evoluindo com Prandtl, Birnbaum, Wagner e Küssner para prover as análises de melhor acurácia, uma vez que o movimento oscilatório da estrutura induzia tal característica no escoamento.

Tempos depois, Theodorsen (1935) realizou a análise de *flutter* de uma seção com dois graus de liberdade de uma placa plana em movimento oscilatório com a definição da “seção típica” que é utilizada como referência inicial em análises de *flutter* até hoje. Também introduziu a base do método *k* – o conceito de frequência reduzida - que é a ideia do amortecimento artificial, através da separação das partes circulatória e não-circulatória do escoamento potencial incompressível, tal técnica chamada de análise clássica do *flutter* que calcula a matriz de influência dos coeficientes aerodinâmicos e visa encontrar as raízes da solução do problema de autovalores (HODGES; PIERCE, 2002).

A partir disso é crescente o número de estudos e teorias que tentam reproduzir o fenômeno da aeroelasticidade em sua plenitude.

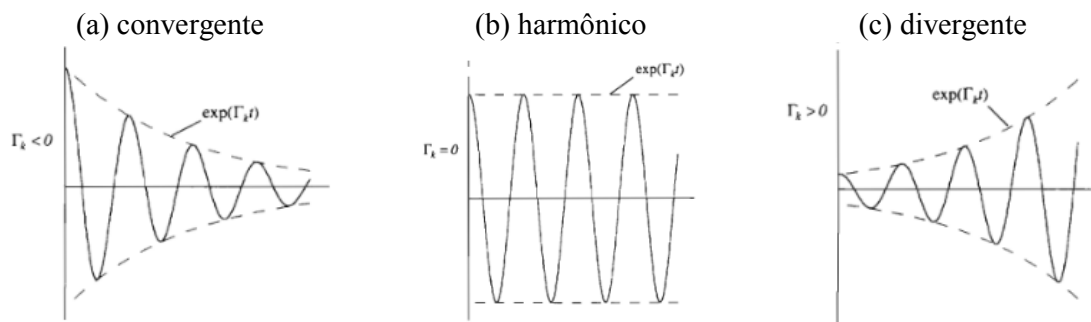
## 2.2 Estado da Arte

### 2.2.1 Introdução

Ao longo do tempo várias análises foram desenvolvidas, desde análises simplórias até mais detalhadas, a fim de representar o fenômeno. Dessa forma, a presente seção visa apresentar algumas das técnicas modernas utilizadas nos últimos anos e décadas.

Vale salientar que o estudo da aeroelasticidade pode ser realizado de duas formas: através do domínio da frequência ou do domínio do tempo. Inicialmente o estudo da aeroelasticidade no domínio da frequência se desenvolveu em torno do conceito de frequência reduzida, método *k* publicado por Theodorsen em 1935. Scanlan e Rosenbaum (1951) iniciaram a solução do problema de *flutter* para a extração das raízes do problema. Hassig (1971) estudou e comparou os métodos *p*, *k* e *p-k*, destacando o fato de que o método *p-k* torna-se mais eficiente. De toda forma, o interesse deles é, basicamente, verificar a ocorrência do fenômeno *flutter*, ou seja, o limite da situação de estabilidade do movimento oscilatório da estrutura (Fig. 2.9b) para um movimento divergente (Fig. 2.9c).

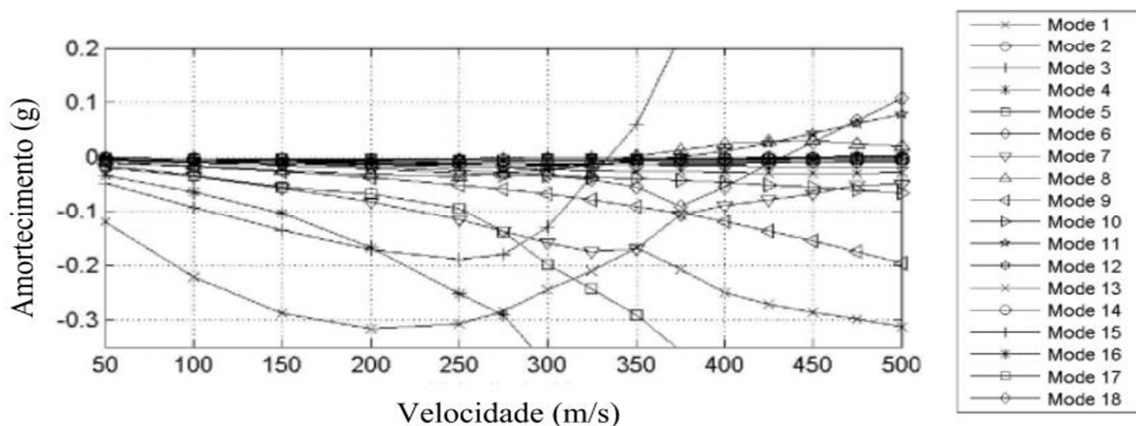
Figura 2.9 – Comportamento típico da amplitude quando a frequência modal não é nula.



Fonte: Adaptado de Hodges e Pierce (2002).

Na forma modal, pode-se observar tal fenômeno ocorrer no gráfico do amortecimento em função da velocidade V-g (Fig. 2.10). O comportamento de cada modo de vibrar da estrutura torna-se instável quando o amortecimento intercepta o eixo horizontal (valor nulo) e torna-se positivo, caracterizando assim a velocidade de *flutter* naquele modo (WRIGHT; COOPER, 2007).

Figura 2.10 – Comportamento característico do amortecimento em função da velocidade de uma asa.



Fonte: Adaptado de Wright e Cooper (2007).

O estudo do domínio do tempo reproduz o movimento da estrutura. Sendo assim, pode-se analisar o comportamento da vibração, seja ele amortecido ou amplificado (Fig. 2.9), além de obter os deslocamentos diretamente.

Além disso, as considerações para reprodução do fenômeno podem variar bastante no que se refere ao modelo de escoamento fluido como também ao estrutural que se admitam trabalhar. De maneira sucinta, tem-se enumerado alguns modelos que são utilizados para análises aeroelásticas, desde uma simples análise da torção de uma seção típica bidimensional até a reprodução de um problema tridimensional (Tab. 2.1). Vale salientar que, em alguns casos, é necessário um conhecimento adicional e o uso de métodos como o método dos elementos finitos (MEF) e/ou método dos volumes finitos (MVF), para poder obter a solução de um determinado modelo. Um exemplo disso é a resolução das equações de média de Reynolds de Navier-Stokes (RANS) acopladas com um modelo de turbulência.

Tabela 2.1 – Modelos para solução do domínio fluido e do domínio estrutural.

Modelos do domínio fluidodinâmico		Modelos do domínio estrutural
I	Teoria das faixas ( <i>strip theory</i> )	
II	Método dos painéis (DLM e VLM)	1. Equação da viga de Euler-Bernoulli
III	Equação de Laplace - Escoamento potencial	2. Equação da torção de Saint-Venant
IV	Equação de Euler - Escoamento invíscido	3. Equação da dinâmica estrutural
V	Equação de Navier-Stokes - Escoamento viscoso laminar	
VI	Equações de média de Reynolds de Navier-Stokes (RANS) e modelos de turbulência	

Fonte: Autoria própria.

### 2.2.2 Fluidodinâmica

Alguns modelos são simples, utilizando a teoria das faixas (*strip theory*) que admite a proporcionalidade da magnitude da força de sustentação  $L$  e o ângulo de ataque através da multiplicação pelo coeficiente de sustentação para ângulo nulo. Tal teoria aerodinâmica é bem simplória pois só pode ser utilizada em valores intermediários de ângulo de ataque, ou seja, na faixa onde o comportamento do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque apresenta realmente uma inclinação constante. Entretanto, tal modelo não representa o efeito de estol caracterizado pela perda de sustentação devido a separação do escoamento a partir de um ângulo de ataque característico para cada perfil aerodinâmico.

#### I Modelo da Teoria das faixas

Ribeiro, Paglione e Silva (2014) realizaram uma análise aeroelástica de estruturas muito flexíveis (placa plana fina) com um modelo aerodinâmico linear estacionário para o cálculo do  $C_L$  e posterior cálculo do momento gerado pela força de sustentação.

Stefan et al. (2015) compararam as forças de sustentação ( $F_L$ ) e de arrasto ( $F_D$ ) de uma estrutura alar com e sem o efeito da elasticidade. O efeito na sustentação foi a diminuição de 0,67% e no arrasto um acréscimo de 1,25%. O modelo utilizado foi o da seção típica com um grau de liberdade (torção), modelou o escoamento com a teoria das faixas e tratou a estrutura alar com o modelo de viga.

## II Método dos Painéis

Bureerat (2004) analisou as várias configurações de conexão do estabilizador vertical totalmente móvel de um VANT composto por alumínio e fibra de vidro. A fim de obter a melhor configuração de projeto para este componente, utilizou os modelos *Vortex Lattice Method (VLM)* para a aerodinâmica permanente e o *Doublet Lattice Method (DLM)* para a aerodinâmica transiente em ambiente *MATLAB* para a solução do problema aerodinâmico acoplado a rotina de cálculo para a aeroelasticidade e *software ANSYS Structural* para o problema estrutural.

Kratochvíl e Slavík (2010) analisaram as características modais e de *flutter*, além da eficiência dos *aileron*s sob a dinâmica do problema de *aileron* reverso e do fenômeno da divergência torcional na semi-asa da aeronave UL-39. Para isto utilizaram o *software MSC Nastran* que utiliza o MEF para o modelo estrutural e DLM para calcular as cargas aerodinâmicas na semi-asa. Além da análise modal desprezando o amortecimento e as cargas aplicadas a fim de obter os modos de vibração e as frequências naturais.

## III Modelo do Escoamento Potencial - Equação de Laplace

Colus (1994) utilizou o modelo de escoamento potencial não-estacionário bidimensional e incompressível para realizar a análise do escoamento fluido em um modelo aeroelástico de 4 graus de liberdade (flexão, torção da asa, do *aileron* e do compensador do *aileron*). A teoria do escoamento potencial admite a presença de fontes e sumidouros e elementos de vorticidade. Entretanto, seu raio de atuação está apenas fora da camada-limite, já que os efeitos viscosos são mínimos e o escoamento é considerado irrotacional, características de um escoamento com alto número de Reynolds. Acoplou o resultado aerodinâmico na forma da matriz aerodinâmica B (constituída por coeficientes aerodinâmicos) com o método k para assim realizar a análise aeroelástica.

Portela (2004) analisou basicamente o caso do *flutter* clássico difundido por Theodorsen, onde considera-se o escoamento bidimensional, invíscido, subsônico e incompressível.

Cesnik e Su (2011) simularam a aeroelasticidade não linear em um VANT experimental *HALE (high-altitude long-endurance - altas altitudes e muita autonomia de voo)*, denominado *X-HALE*, utilizando uma ferramenta computacional desenvolvida na própria Universidade de Michigan e chamada *University of Michigan's Nonlinear Aeroelastic Simulation Toolbox (UM/NAST)*, que foi previamente validado com resultados experimentais e testes em túnel de



vento. Tal ferramenta utiliza a teoria do escoamento potencial transiente de estado finito (KASZYNSKI, 2010).

#### **IV Modelo Invíscido - Equação de Euler**

"Para uma descrição exata do fenômeno, são necessários modelos complexos de escoamento fluido baseados nas equações de Euler ou Navier-Stokes para investigar o fenômeno da interação fluido-estrutura" (CAVAGNA et al., 2007, tradução nossa).

Liu et al. (2001) adaptaram o código *ENSAERO*, nas equações de Euler e Navier-Stokes para o domínio fluido fortemente acopladas com as equações da dinâmica estrutural modal por um método completamente implícito em marcha no tempo.

Silva, T. (2010) analisou um escoamento transônico em aerofólio com arqueamento variável e realizou a modelagem do escoamento através das equações básicas de escoamento fluido: equações diferenciais da conservação da massa, da conservação de momento e da conservação da energia. Ao considerar o escoamento invíscido, obtém as equações de Euler e as resolve numericamente através do método dos volumes finitos acoplado a um algoritmo de malha dinâmica. Em seguida realiza um processo iterativo com os resultados da análise da dinâmica dos fluidos ( $C_L$  e  $C_M$ ) juntamente com a resolução da equação elástica até a convergência final.

Lee e Kim (2012) analisaram a asa de VANT por uma análise FSI de duas vias com o intuito de otimizar o arrasto de cruzeiro - parâmetro onde  $C_L$  era igual a unidade - através das variáveis de projeto afilamento e ângulo de diedro. A análise utilizou as equações de Euler através do *software Fluent* para o modelo fluido e o *solver* de MEF *Diamond* para a análise estrutural. Conseguiu-se obter uma redução de 6,2% do arrasto.

#### **V Modelo Viscoso - Equações de Navier–Stokes**

Por sua vez, utilizando *Fluent* para a análise aerodinâmica e *MSC-Nastran* para o modelo estrutural aeroelástico, Cavagna et al. (2007) comparou os resultados obtidos de uma análise da aeroelasticidade via CFD e o método DLM para validar o modelo utilizado e verificou que o controle do modo de rigidez da superfície do bordo de ataque levou a discrepâncias nos resultados devido a diferenças no campo de pressão, espessura e efeitos viscosos. Obteve gráficos V-f e V-g além de calcular a velocidade de *flutter* com erro menor que 5%.

Através de uma rotina específica programável Wang e Lin (2008) utilizaram o *Fluent* para interagir com o *ANSYS/Abaqus* a fim de realizar análises em sistemas aeroelásticos. Tal estratégia foi capaz de obter os modos de vibração de uma bandeira elástica sob ação do vento e de uma asa com enflechamento em escoamento subsônico, bem como as frequências naturais de vibração.

Tang et al. (2008) analisaram o fenômeno da iteração fluido-estrutura numa asa deformável com *flap* nas aplicações de um micro veículo aéreo. A asa com perfil NACA 0012, razão de aspecto de 3 e número de Reynolds  $3 \times 10^4$  foi resolvida com modelo fluido através das equações RANS: regime laminar, modelo de turbulência k- $\epsilon$  e modelo de turbulência k- $\epsilon$  com filtro. Verificou-se que a separação do escoamento não ocorreu no modelo de turbulência k- $\epsilon$  original, enquanto que nos demais ocorreu.

Raveh (2010) abordou duas formas de analisar a resposta devido a rajadas em asa de aeronave *HALE*. Ambas utilizam a técnica do CFD mas, a primeira - abordagem direta - visa a resolução completa da análise CFD e a segunda - abordagem híbrida - visa a resolução da resposta à rajada de borda-pontiaguda rígida pela análise CFD com o cálculo prévio das forças de rajada por convolução e uma interação linear aeroelástica. A abordagem direta é mais elaborada porém demorada, já a abordagem híbrida demonstrou uma eficiência computacional alta, entretanto, apesar dos resultados de frequência e amortecimento terem sido bastante similares, os deslocamentos modais foram maiores na abordagem híbrida. Dessa forma, a abordagem híbrida fica limitada para a aplicação aos casos de pequenas deformações onde a resposta elástica pode ser linearizada.

Ramdenee, Minea e Ilinca (2011) modelaram o fenômeno da divergência do perfil NACA0012 utilizando o *ANSYS Workbench* e compararam com resultados experimentais de Heeg (2000 apud RAMDEENEE; MINEA; ILINCA, 2011). Para o modelo aerodinâmico utilizaram o *ANSYS CFX*, que faz uso as equações da continuidade e de Navier-Stokes juntamente com o método dos volumes finitos e para a parte estrutural utilizou o *ANSYS Structural*.

A utilização de técnica de simulação FSI foi utilizada por Rana et al. (2011) para estudar as características de *flutter* de um aerofólio em escoamento bidimensional em regime subsônico turbulento. Para tal, utilizou-se dos softwares FLOTRAN CFD, para resolução das equações da continuidade, das equações RANS e do modelo de turbulência k- $\epsilon$ , além do software FORTRAN juntamente com um algoritmo de Newmark para resolução da equação de Lagrange adaptada ao modelo de dois graus de liberdade da seção do aerofólio. Sendo assim, conseguiu-se obter a velocidade de ocorrência de *flutter* e comparar com resultados obtidos através de uma

análise via MEF e equação de Euler (MANJUPRASAD et al., 2009) e de uma análise via MEF e RANS numa abordagem laminar (ONKAR; KUMAR; MANJUPRASAD, 2011).

Estudo de interação fluido-estrutura foi realizado por Silva, L. (2011) a fim de incorporar a uma rotina de otimização topológica para a estrutura interna da asa de um VANT. Além dos parâmetros de correlação a fim de uma minimização da massa estrutural e da maximização da eficiência aerodinâmica (razão sustentação sobre arrasto), verificou-se que o efeito da torção resultou em perda da sustentação de até 20%, enquanto que o fenômeno da flexão pouco influenciou na distribuição de pressão ao longo da envergadura.

Amandolese, Michelin e Choquel (2012) realizaram testes experimentais dos fenômenos aeroelásticos em um modelo de placa plana considerando o fenômeno em sua forma bidimensional através de uma montagem em um túnel de vento do tipo Eiffel. Obtiveram a velocidade crítica de *flutter*, bem como a resposta em frequência em função da velocidade relativa, além da resposta dinâmica da oscilação limite de ciclo.

Bordin (2014) analisou a influência da técnica da interação fluido-estrutura na previsão das forças fluidodinâmicas em três casos: uma pá de aço num escoamento de água, uma pá de aço num escoamento de ar e uma pá de alumínio num escoamento de ar. Utilizou o *ANSYS* para realizar a resolução das equações RANS juntamente com o modelo de turbulência  $k-\omega$  SST através do MEF. Verificou que, ao considerar a FSI, a força de sustentação na pá num escoamento de água aumentou 0,8% e a força de arrasto diminuiu 1,05%. O número de Reynolds estudado foi de  $6 \times 10^6$ .

### **2.2.3 Dinâmica Estrutural**

Tendo em vista analisar a resposta estrutural dinâmica, Senthilkumar, Velayudham e Maniarsan (2013) analisaram uma aeronave sob carregamento do seu próprio peso além de simular computacionalmente várias condições de contorno. Para isso, utilizaram o *ANSYS* que realiza a discretização das equações diferenciais através do MEF. Obtiveram como resposta os modos de vibração da asa em diferentes frequências, além das deformações ao longo da envergadura.

Visando uma abordagem de modificação de projeto a fim de obter melhor performance, Aziz, Pourzand e Singh (2012) utilizaram uma rotina em *MATLAB* com equações de movimento para descrever o fenômeno do voo, obter a duração do voo e a distância percorrida pela aeronave dos irmãos Wright. Aliado a isso, conseguiram reduzir o peso da aeronave ao retirar 4 barras tirantes que conectavam as asas superior e inferior, obtendo uma melhor performance. Para tal,

utilizou o *software COMSOL* para análise computacional. "Para demonstrar que a remoção das barras tirantes da aeronave não comprometeu a integridade estrutural da aeronave, um teste de carga estático foi realizado na metade simétrica do avião" (AZIZ; POURZAND; SINGH, 2012, tradução nossa). Por fim, verificou-se que a integridade estrutural da aeronave foi preservada.

Nesse panorama, percebe-se que vários grupos de pesquisa elaboraram códigos para o cálculo da velocidade de ocorrência do fenômeno de *flutter* e estudo dos demais parâmetros aeroelásticos, enquanto que outros utilizaram códigos computacionais comerciais como os *softwares ANSYS, CFX, Fluent, MSC-Nastran, ZAERO*, dentre outros.

## **2.3 Fundamentação Teórica**

A seguir, apresenta-se a fundamentação teórica a ser utilizada nesse presente trabalho, juntamente com todo o conhecimento do estado da arte da seção 2.2, desde o conhecimento da aeroelasticidade até a mecânica dos fluidos e a dinâmica de estruturas.

### **2.3.1 Aeroelasticidade**

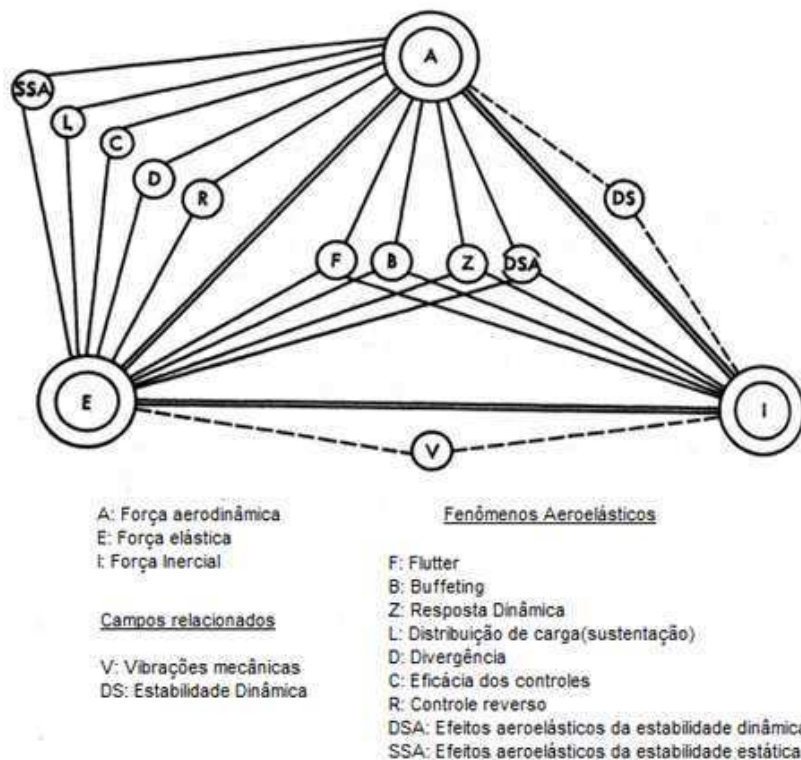
A aeroelasticidade buscar estudar a interação entre a deformação de uma estrutura elástica submetida a um fluxo de ar e a força aerodinâmica resultante (HODGES; PIERCE, 2002).

O triângulo de forças de Collar (Fig. 2.11) resume de forma sistemática a inter-relação entre as áreas que formam a aeroelasticidade: aerodinâmica, elasticidade e a inércia. A relação entre a elasticidade e a inércia compreende o fenômeno das vibrações mecânicas. A relação entre a aerodinâmica e a inércia compreende a estabilidade dinâmica.

A relação entre a aerodinâmica e a elasticidade compreende a aeroelasticidade estática onde os fenômenos característicos principais são: divergência, eficiência dos controles e controle reverso e a distribuição de sustentação (que é modificada quando se considera a estrutura flexível).

Quando se considera todas as três áreas: aerodinâmica, elasticidade e inércia: têm-se o campo de estudo da aeroelasticidade dinâmica e seus principais fenômenos na aeronáutica são: *flutter*, *buffeting* e a resposta dinâmica.

Figura 2.11 – Triângulo de forças de Collar (1946).



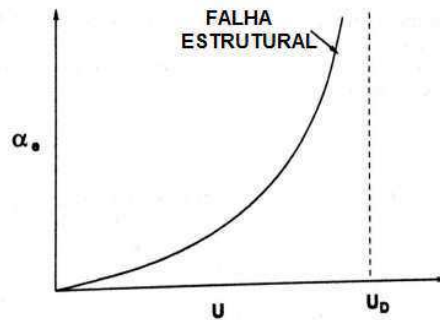
Fonte: Adaptado de Bisplinghoff, Ashley e Halfman (1996).

"Uma instabilidade aeroelástica ocorre quando a variação nas forças aerodinâmicas resultantes [...] tendem a aumentar seu movimento" (RAMDENE; MINEA; ILINCA, 2011).

Como visto no diagrama de Collar (1946), a aeroelasticidade pode ser dividida em dois tipos: estática e dinâmica. Na aeroelasticidade estática, desconsidera-se a dependência temporal e considera-se apenas a interação entre a elasticidade e a aerodinâmica (WRIGHT; COOPER, 2007). Dessa forma, a sustentação e momento aerodinâmicos dependem apenas do ângulo de incidência.

Os fenômenos da aeroelasticidade estática são a divergência, eficiência do controle e a distribuição de sustentação na asa. A divergência compreende o estudo das deformações na asa, sejam elas de flexão ou torção e até mesmo a rotação das superfícies de controle. Com o aumento da velocidade esta torna-se próxima a chamada velocidade de divergência onde tais deformações tendem a se tornar muito elevadas, ocasionando falha estrutural (Fig. 2.12).

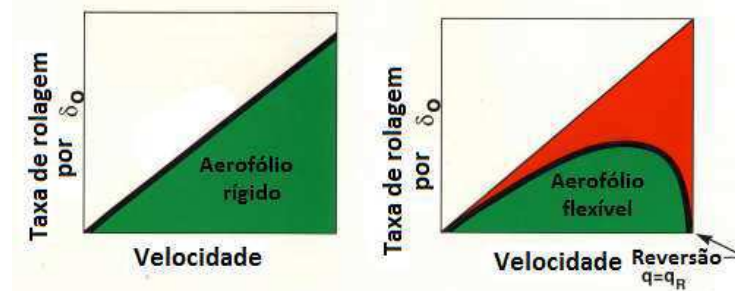
Figura 2.12 – Comportamento típico do ângulo de ataque em função da velocidade.



Fonte: Adaptado de Dowell et al. (2005).

A eficiência do controle estuda a relação entre a deflexão das superfícies de controle, mais especificamente o *aileron*, e a variação da força de sustentação provocada por ele (Fig. 2.13). A medida que a velocidade cresce, a taxa de rolagem pela deflexão do aileron cresce infinitamente para o caso de um aerofólio rígido. Ao considerar o aerofólio flexível, a taxa de rolagem por deflexão de aileron atinge um valor máximo e em seguida decresce até zerar. Nesse ponto o aerofólio fica sem controle e caso a velocidade ultrapasse o controle será reverso.

Figura 2.13 – Decaimento da eficiência do controle com o aumento da velocidade.



Fonte: Adaptado de Weisshaar (2009).

Enquanto que na aeroelasticidade dinâmica, todas as forças são consideradas (inerciais, elásticas e aerodinâmicas) e os principais fenômenos são: *flutter*, *buffeting* e a resposta dinâmica transiente.

O *flutter* é um fenômeno que consiste numa instabilidade dinâmica de uma estrutura flexível imersa num escoamento fluido. Este é o fenômeno mais importante da aeroelasticidade, uma vez que há acoplamento da flexão, torção e rotação de superfície aerodinâmica, por vezes. O *flutter* pode ser dividido basicamente em dois tipos: o *flutter* de uma superfície aerodinâmica

e o *stall flutter*. Há também um comportamento oscilatório estável chamado de oscilação limite de ciclo (OLC) ou *limit cycle oscillation* (LCO), tal comportamento também deve ser analisado.

O *flutter* de uma superfície aerodinâmica sustentadora é o tipo mais comum de *flutter* encontrado e é o que provoca mais facilmente catástrofes. A solução desse problema é realizada através de um problema de autovalores obtido de um conjunto de equações diferenciais ordinárias. Tal método de solução teve como base principal as análises iniciais de Theodorsen em 1935 da seção típica e desenvolvem-se até hoje, métodos e formas de estudar e analisar o problema do *flutter* com modelos que reproduzam fielmente o problema ou que simplifiquem a solução. Deve-se salientar também as soluções iterativas de CFD e CSD para reprodução do problema.

O *Stall flutter* é o tipo específico de *flutter* que ocorre em superfícies aerodinâmicas onde há separação parcial ou total do escoamento. Sua característica essencial é que a reação aerodinâmica ao movimento oscilatório da estrutura é não linear. No caso de aeronaves, esse fenômeno não é tão frequente, uma vez que as aeronaves não desenvolvem altas velocidades durante o *stall*. Tal fenômeno é mais característico em hélices, pás de turbinas, compressores e rotores de helicópteros que operam em ângulo de ataque próximo aos ângulos de estol (BISPLINGHOFF et al., 1996; DOWELL et al., 2005; FUNG, 1993).

A LCO é um comportamento oscilatório periódico estável da estrutura numa condição *pós-flutter*, ou seja, em velocidades acima da velocidade de *flutter*. Em alguns casos, apesar das amplitudes serem baixas o efeito da fadiga pode colapsar a estrutura, além do fato de que pequenas perturbações podem amplificar tais amplitudes (HODGES; PIERCE, 2002).

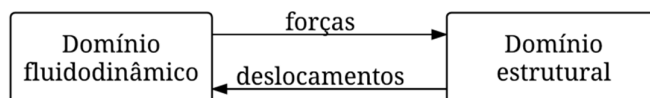
De um modo geral, pode-se definir *buffeting* como o movimento irregular de uma estrutura em um escoamento, devido a um fluxo aerodinâmico irregular. Tal fenômeno ocorre mais especificamente nas superfícies aerodinâmicas da cauda de uma aeronave devido ao fluxo irregular proveniente da asa. Sua origem foi abordada na seção 2.1.

### **2.3.2 Interação Fluido Estrutura (FSI)**

A interação fluido-estrutura (FSI) estuda o acoplamento entre a dinâmica estrutural e a mecânica dos fluidos. A interação desse fenômeno ocorre quando o movimento oriundo da dinâmica estrutural desloca e/ou deforma a interface sólido-fluido e, com isso, o escoamento é modificado através da mudança das forças viscosas ou de pressão resultando em novas forças na interface fluido-sólido (Fig. 2.14) (SIGRIST, 2015). Ou seja, ao resolver o domínio fluidodinâmico, obtém-se os campos de velocidade e de pressões do escoamento no domínio

discreto e assim pode-se calcular as forças e momentos atuantes no corpo. Por conseguinte, utilizar o equacionamento da dinâmica do movimento através de processo iterativo.

Figura 2.14 – Interação de duas vias entre os domínios fluidodinâmico e estrutural.



Fonte: Autoria própria.

Tal modelamento é realizado através das equações diferenciais específicas de cada domínio associadas às condições de contorno apropriadas. É evidente lembrar que, para geometrias complexas, a técnica de solução utilizada na prática é a resolução através de métodos numéricos, seja com um código computacional próprio ou disponível comercialmente.

### 2.3.3 Domínio Fluidodinâmico

O domínio fluidodinâmico compreende o fenômeno do escoamento fluido. É resolvido pelas equações da continuidade, de Navier-Stokes e respectivos modelos de turbulência quando necessário. As considerações para o caso em estudo são de que o escoamento é tridimensional, transiente, viscoso, rotacional e o ar é modelado como fluido newtoniano.

A equação da continuidade (Eq. 2.1) é obtida através do princípio da conservação de massa aplicado a um elemento fluido (KUNDU, 2012). O primeiro termo da Eq. 2.1 expressa o aspecto transiente da massa específica local e o segundo termo é o divergente do fluxo da massa específica e expressa a perda líquida devido ao fluxo divergente num ponto. Sendo assim, nesta análise, admite-se o aspecto compressível do fluido, uma vez que procura-se obter fielmente o comportamento do campo de escoamento fluido estudado.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2.1)$$

Já a equação de momento de Navier-Stokes para um fluido newtoniano (Eq. 2.2) é deduzida através do princípio da conservação da quantidade de movimento aplicado a um elemento fluido, obtendo-se a equação de Cauchy e aplicando a equação constitutiva de um fluido newtoniano (KUNDU, 2012). O primeiro termo da equação da Eq. 2.2 é a aceleração da partícula fluida que é igual ao somatório das interferências agindo na partícula fluida: o segundo



termo é uma fração correspondente a perda (sinal negativo) de pressão ao longo do escoamento - no caso de um termo positivo, o terceiro representa a ação do somatório das forças de campo, já o quarto e último termo representa as forças viscosas agindo na partícula fluida.

$$\rho \frac{Du_j}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \rho g_j + \mu \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_i^2} \quad (2.2)$$

Em 1883, Reynolds estudou a intensidade do regime de escoamento de um fluido de massa específica e viscosidade definidas numa velocidade  $U$  sobre uma superfície específica de comprimento característico  $L$  e utilizou um parâmetro adimensional ( $Re$ ) que levou seu nome (Eq. 2.3). Verificou que para uma dada geometria o escoamento apresentava o comportamento laminar e a partir de um determinado valor iniciava a transição para o comportamento turbulento, alto grau de desordem do escoamento.

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (2.3)$$

Num caso onde há turbulência, a velocidade e a pressão (Eqs. 2.4 e 2.5) são decompostas, segundo Reynolds, em termos de um valor médio (termo com a barra sobrescrita) e de uma componente flutuante (termo com o índice linha) (SPEZIALE, 1991).

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad (2.4)$$

$$p_i = \bar{p}_i + p'_i \quad (2.5)$$

As equações da continuidade e de RANS (Eq. 2.6) tomam então a seguinte forma:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad \text{e} \quad \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - g_j + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j^2} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}, \quad \text{com } \tau_{ij} = \overline{u'_i u'_j} \quad (2.6)$$

Assim, surge o problema do fechamento das equações de RANS, representado pelo termo do tensor das tensões de Reynolds  $\tau_{ij}$  onde, para sua resolução, os modelos de turbulência propõem suposições e hipóteses para quantificar tal termo com relação a velocidade média do campo de escoamento.

Os modelos de turbulência buscam resolver o problema do fechamento das equações RANS e fornecem equações adicionais para isto. Os conceitos de viscosidade turbulenta e difusividade turbulenta foram introduzidos por Boussinesq em 1877 e posteriormente desenvolvidos por Prandtl e von Karman, e quando aplicados apresentam resultados satisfatórios para a maioria dos casos da CFD.

Assim, os modelos de turbulência podem ser classificados em: modelos baseados na viscosidade turbulenta (EVM), modelos baseados na viscosidade turbulenta não linear (NLEVM) e modelos de tensão diferencial (DSM) que se baseiam no modelo de transporte das tensões de Reynolds (RSTM) ou em um problema de fechamento de segunda ordem (SOC) (SODJA, 2007).

Outra classificação dos modelos é: modelo algébrico, de uma equação ou duas equações e, alguns, se baseiam nesses conceitos expostos anteriormente. O modelo algébrico é obtido através do conceito de comprimento de mistura. Um modelo de uma equação proposto por Kolmogorov e Prandtl expressava a velocidade turbulenta característica como uma relação de uma constante e a taxa de dissipação da energia cinética (KUNDU, 2012). Já os modelos de turbulência de duas equações, alguns deles são: k- $\epsilon$ , k- $\omega$ , SST e modificações dos mesmos como: RNG k- $\epsilon$ , k- $\omega$  SST, dentre outros. Uma abordagem detalhada das equações de cada modelo de turbulência ficaria muito extensa e por isso foi omitida do presente texto.

A resolução das equações é realizada de forma numérica através do método dos volumes finitos (MVF). O MVF é considerado a evolução do método das diferenças finitas e vastamente utilizado na área da mecânica dos fluidos computacional, além de ser facilmente utilizado em malhas não estruturadas. O método discretiza o domínio contínuo em um número finito de elementos menores - que formam a malha. Em seguida, aplica as equações de conservação em sua forma integral a cada volume de controle finito que é centrado no ponto nodal, tal estratégia garante a conservação integral das variáveis do fenômeno: massa, quantidade de movimento e energia (ANSYS, 2013; PATANKAR, 1980). Utiliza o teorema da divergência de Gauss (Eq. 2.7) para converter as integrais de volume em integrais de superfície e para o caso de uma malha deformável utiliza a regra de Leibniz (Eq. 2.8).

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho dV + \int_{S(t)} \rho(u_j - w_j) dn_j = 0 \quad (2.7)$$

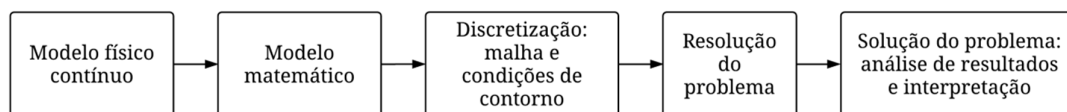
$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho u_i dV + \int_{S(t)} \rho (u_j - w_j) u_i dn_j = - \int_{S(t)} p dn_j + \int_{S(t)} \mu_{eff} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) dn_j + \int_{V(t)} S_{u_i} dV \quad (2.8)$$

### 2.3.4 Domínio Estrutural

O domínio estrutural é o campo de estudo da dinâmica estrutural onde se interessa pelos campos de tensão, deslocamentos e deformações da estrutura em análise para garantir e otimizá-la de modo que as mesmas não apresentem falhas nas condições de operação (ALVES FILHO, 2007).

Um modelo físico é analisado (Fig. 2.15) por meio do método dos elementos finitos e modelado matematicamente para descrever o modelo contínuo do material através das equações que representam as hipóteses do comportamento físico do material (seja ele elástico ou plástico). Além da discretização do domínio contínuo em elementos finitos formando assim a malha juntamente com as condições de contorno aplicada aos pontos nodais específicos (restrições de movimento, forças ou momentos aplicados), o problema é resolvido e a solução deve ser analisada e interpretada.

Figura 2.15 – Etapas da análise estrutural por método dos elementos finitos de um sistema contínuo.



Fonte: Adaptado de Soriano (2003).

Dessa forma, utilizando o princípio dos trabalhos virtuais pode-se obter a equação matricial da análise dinâmica de estruturas (Eq. 2.9) que relaciona as matrizes de massa  $[M]$ , amortecimento  $[C]$  e rigidez  $[K]$  aos vetores de acelerações  $\{d''\}$ , velocidades  $\{d'\}$  e deslocamentos  $\{d\}$  e forças externas  $\{f\}$ . Através dessa, pode-se obter um conjunto de equações diferenciais ordinárias que pode ser resolvido no domínio do tempo, no caso de uma análise transiente (SORIANO, 2003).

$$[M]\{d''\} + [C]\{d'\} + [K]\{d\} = \{f\} \quad (2.9)$$

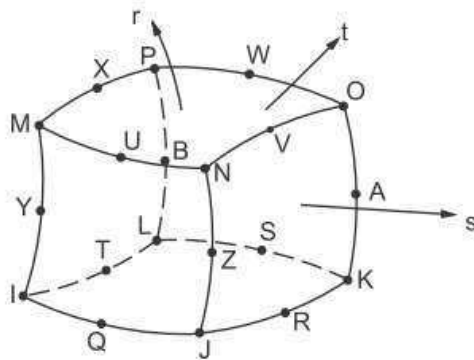
$$[M]\{d''\} + [C]\{d'\} + \{F_i\} = \{f\} \quad (2.10)$$

Para a análise modal, resolve-se o caso em que a matriz de amortecimento  $[C]$  e o vetor de forças externas  $\{f\}$  são nulos na Eq. (2.9). Assim, ao resolver a equação resultante, pode-se obter as frequências de vibração e a forma da estrutura em cada modo de vibração.

Em um sistema, quando as forças internas são proporcionais aos deslocamentos nodais  $\{d\}$  e a matriz de rigidez estrutural não depende dos respectivos deslocamentos, o sistema é dito linear, do contrário é não-linear e o terceiro termo da Eq. (2.9) é substituído pelo vetor das forças internas  $\{F_i\}$  (Eq. 2.10).

A resolução da Eq. 2.10, juntamente com as funções de forma associada a cada elemento finito, é realizada através do método de integração HTT- $\alpha$ , que é uma extensão do método de Newmark, pelo “Método de solução completa” via método de Newton-Raphson (ANSYS, 2013). No trabalho em estudo, foi utilizado o elemento *SOLID186* (Fig. 2.16) que apresenta 20 nós com 3 graus de liberdade translacional em cada um deles.

Figura 2.16 – Modelo do elemento finito *SOLID186* do *ANSYS Structural*.



Fonte: Adaptado de Ansys (2013).

### 2.3.5 Interação entre domínios

As soluções dos domínios fluidodinâmico e estrutural são realizadas concomitantemente num processo denominado de duas vias. Nesse tipo de interação as cargas oriundas do escoamento fluido são transferidas à estrutura que, por conseguinte, se deforma. Tal deformação na estrutura possibilita a geração de uma nova distribuição de pressão e um novo escoamento, que por sua vez gera uma nova força resultante na estrutura, caracterizando tal processo de influência mútua dos domínios.

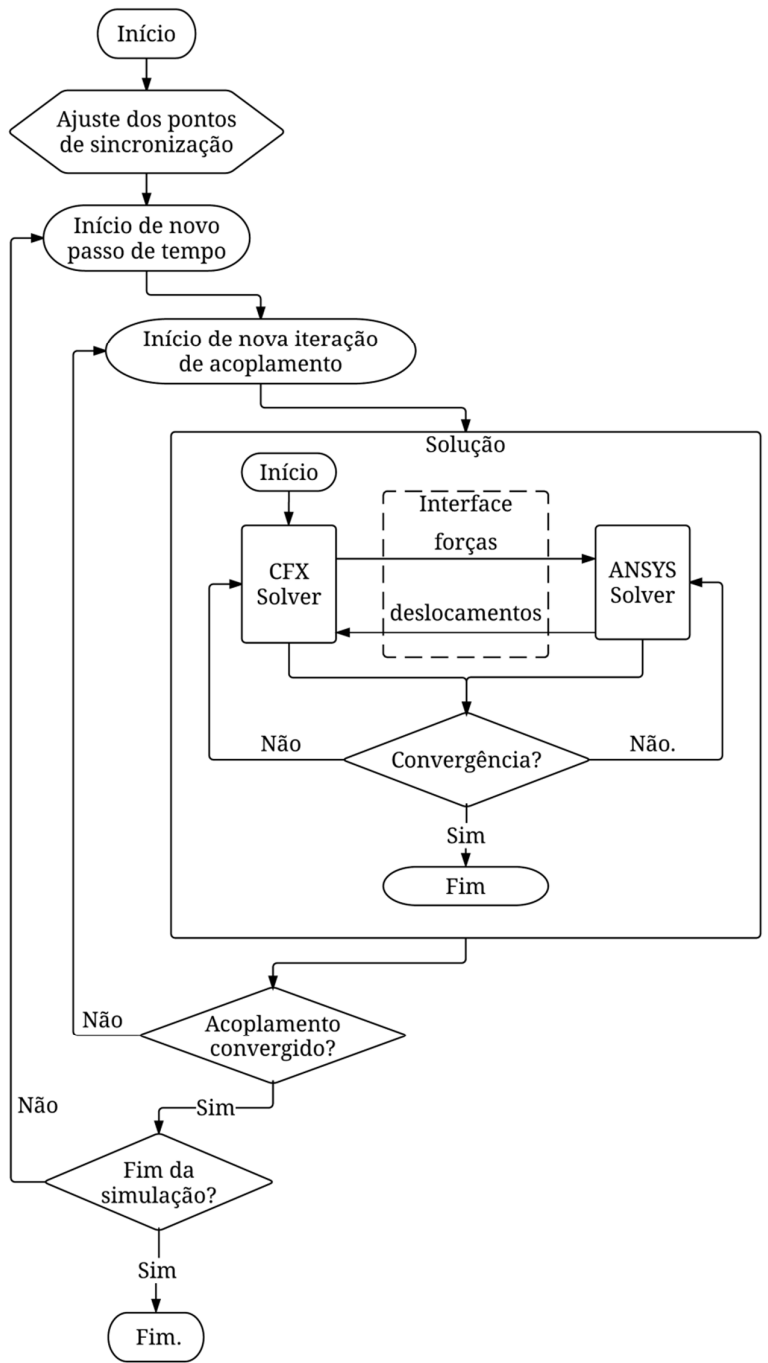
Nessa perspectiva, acoplam-se os *solvers* CFX e ANSYS no código ANSYS *Multi-Field MFX* para a solução dos domínios fluidodinâmico e estrutural, respectivamente. Ao dar início ao processo de solução (Fig. 2.17), o código inicialmente realiza ajustes de pontos de sincronização nos dois *solvers* já que ambos devem ter uma linguagem em comum, uma interface. Tal procedimento é realizado através de um algoritmo de interpolação na superfície de interface entre as malhas da análise, que pode ser conservativo ou de preservação de perfil. O tipo de transferência para os deslocamentos é de preservação do perfil e para as forças é conservativo. Além disso, realiza a manipulação da malha, condições de contorno e todos os demais parâmetros pré-estabelecidos (ANSYS, 2013).

Em seguida iniciam-se os cálculos da primeira iteração de acoplamento do primeiro passo de tempo. Tendo em vista que o problema da iteração fluido-estrutura em uma asa é regido pelo escoamento fluido - pois qualquer variação da velocidade da corrente livre do escoamento sobre a estrutura tem uma relação de uma via com o comportamento transiente da iteração duas vias entre a deformação estrutural e o escoamento na vizinhança próxima da estrutura - resolve-se primeiro o escoamento fluido. A partir disso, inicia-se o processo iterativo de duas vias entre os domínios fluido e estrutural através da transferência dos dados de deslocamentos nodais e forças nodais na interface. Atingindo os critérios de convergência parte-se para a nova iteração de acoplamento até atingir a convergência para o passo de tempo em cálculo. Por fim, tal processo segue na marcha temporal em cada passo de tempo até atingir o tempo final estabelecido para a simulação.

Os critérios de convergência das iterações de acoplamento devem ser estabelecidos para que haja convergência das variáveis de interesse em cada iteração do campo multi-físico garantindo que ambos os domínios capturem a física que está se resolvendo. Aliado a isso, o intervalo de tempo utilizado para resolver o problema transiente deve ser pequeno o suficiente para que o comportamento real seja reproduzido. A literatura apresenta valores típicos para o intervalo de tempo de 1/20 a 1/50 vezes do período T caracterizado por 1/f da primeira

frequência natural da estrutura. Entretanto, deve-se realizar uma análise modal para obter as frequências naturais da estrutura.

Figura 2.17 – Fluxograma do processo de solução no ANSYS.



Fonte: Adaptado de ANSYS (2013).

### 2.3.6 Grid Convergence Index (GCI)

A fim de avaliar a qualidade da malha utilizada, utilizou-se o *Grid Convergence Index* (GCI) - índice de convergência de malha - um método proposto por Roache (1994, 1997) baseado no cálculo do erro de uma variável para três malhas com padrão de refino sucessivo. Este índice é derivado do método de extrapolação generalizado de Richardson e é utilizado vastamente em análises CFD: Ali, Doolan e Wheatley (2009); Bordin (2014); Ramponi, Blocken e Angelotti (2013).

A razão de refino  $r_{eff}$  para uma malha refinada não uniformemente com  $Dim$  dimensões é calculada (Eq. 2.11). A ordem de convergência da malha  $P$  (Eq. 2.12) é calculada através de uma variável de interesse calculada em cada uma das três malhas, sendo 1 a mais refinada ( $f_1$ ) e 3 a mais grosseira ( $f_3$ ).

$$r_{eff} = \left( \frac{N_i}{N_{i+1}} \right)^{\frac{1}{Dim}} \quad (2.11)$$

$$P = \frac{\ln\left(\frac{f_3 - f_2}{f_2 - f_1}\right)}{\ln(r_{eff})} \quad (2.12)$$

A resposta no limite de convergência da malha é dada pela extrapolação de Richardson (Eq. 2.13) e o índice de convergência da malha entre duas malhas sucessivas 1 e 2 ou 2 e 3 é dado por (Eq. 2.14), onde o fator de segurança  $F_s$  é tido como 1,25 quando se utiliza três malhas e 3 quando se utiliza apenas duas malhas (ROACHE, 1994, 1997). Por fim, um bom indicador da convergência da solução é quando a razão  $GCI_{23}/(r_{eff}^P GCI_{12})$  aproxima-se da unidade.

$$f_0 \approx f_1 + \frac{f_1 - f_2}{r_{eff}^P - 1} \quad (2.13)$$

$$GCI_{i,i+1} = \frac{F_s}{r_{eff}^P - 1} \left| \frac{f_{i+1} - f_i}{f_i} \right| \quad (2.14)$$

### 2.3.7 Solução de Blasius da camada-limite em placa plana

Em 1908 Blasius resolveu o problema da camada-limite numa placa plana para escoamento laminar em altos números de Reynolds. A espessura da camada limite onde a velocidade é de 99% da velocidade da corrente livre  $U$  em uma posição  $L$  a partir do bordo de ataque é dada pela Eq. 2.15 (KUNDU, 2012).

$$\delta_{99} = 4,93 \sqrt{\frac{\mu L}{\rho U}} \quad (2.15)$$

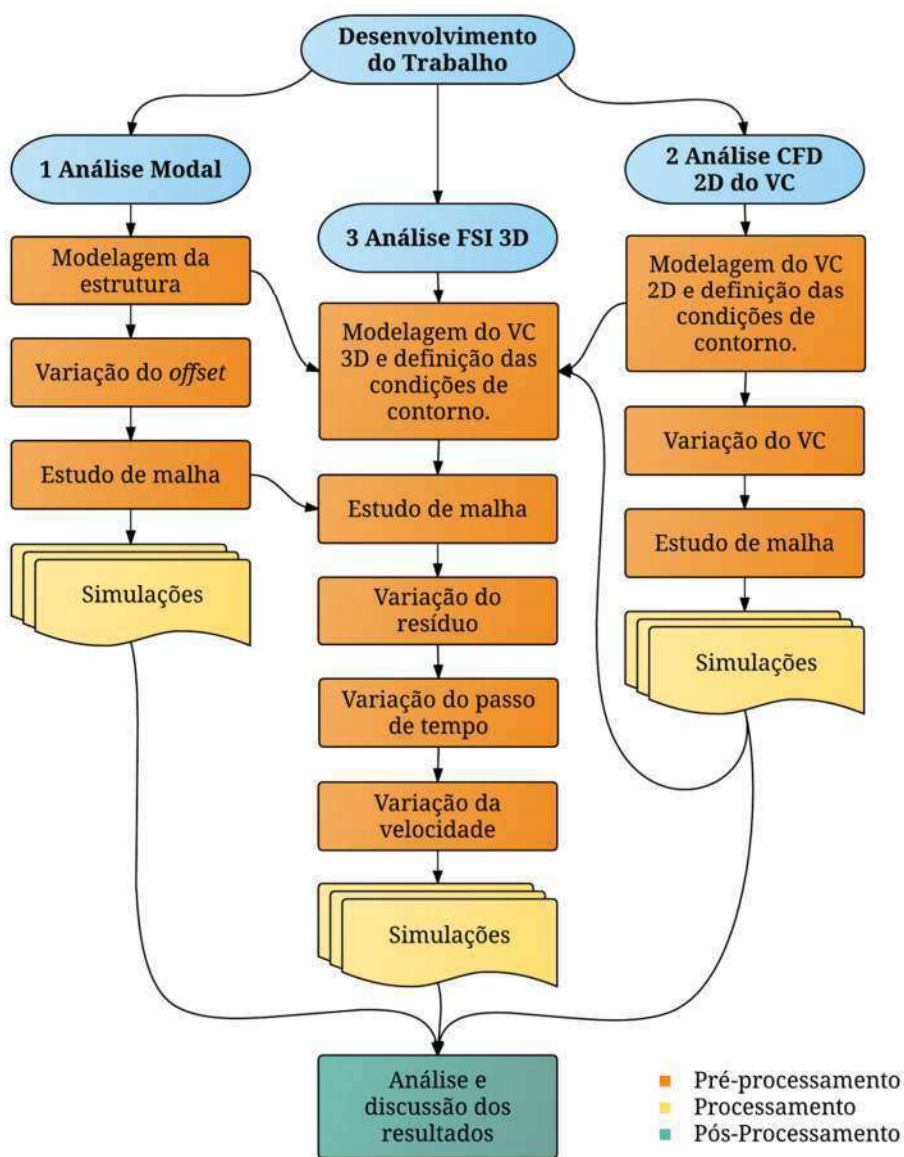
É importante conhecer a espessura da camada limite pois precisa-se dimensionar a espessura dos volumes finitos da malha em torno da placa plana e a solução de Blasius é uma boa aproximação para tal dimensionamento.



### 3 Metodologia

A seguir a metodologia utilizada neste trabalho é descrita, bem como a sequência de análises realizadas, detalhes geométricos e propriedades materiais do modelo utilizado como objeto de estudo. A fim de conhecer e analisar bem do ponto de vista aeroelástico, é preciso conhecer tanto o comportamento estrutural quanto a dinâmica do escoamento em torno da estrutura em questão. Dessa forma, o presente trabalho realiza uma análise modal da estrutura, uma análise CFD bidimensional do volume de controle e uma análise FSI (Fig. 3.1).

Figura 3.1 – Fluxograma da metodologia utilizada.



Fonte: Autoria própria.

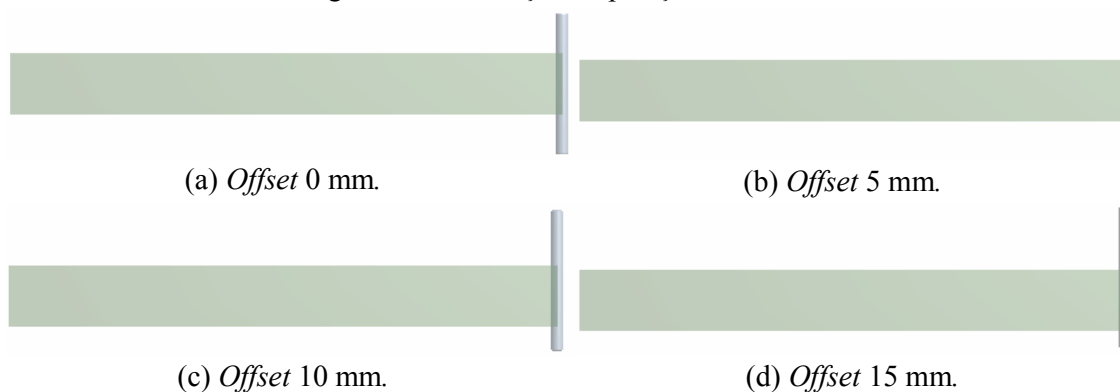
### 3.1 Análise Modal

A análise modal é uma ferramenta de grande importância para avaliar o comportamento de uma estrutura sob a resposta livre, uma vez que considera a vibração livre não amortecida. Obtendo-se, de forma computacional, os modos naturais de vibração da estrutura e as frequências naturais de vibração correspondentes.

Para tal, utilizou-se o método dos blocos de *Lanczos*, largamente utilizado (CARQUEJA, 1996; GONDIM, 2003; MIRANDA, 2016) e disponível no *software ANSYS Structural*. Para compor a malha utilizou-se o elemento de malha do tipo SOLID186 que possui 20 nós e 3 graus de liberdade por nó. As condições de contorno foram o deslocamento nulo (engaste) na raiz e deslocamento livre na extremidade onde estava o lastro. Além disso, a restrição de contato entre a placa e o lastro foi modelada como *Bounded*, ou seja, como se os corpos estivessem colados sem deslizamento e sem separação entre as faces e considerou-se amortecimento estrutural nulo.

Vale salientar a análise de variação da posição do lastro deslocando-o para frente 5, 10 e 15 mm (Fig. 3.2). Tal procedimento foi nomeado de *offset* e objetiva-se verificar a influência do mesmo além de realizar um estudo de malha para verificar a convergência para cada um dos casos de *offset*.

Figura 3.2 – Variação da posição do lastro.



Fonte: Autoria própria.

### 3.2 Análise CFD do VC 2D

Em seguida é realizada a análise CFD bidimensional isotérmica (Fig. 3.1) de uma placa plana a fim de se obter o menor volume de controle que possa ser utilizado para que o mesmo não interfira no campo de escoamento em torno do objeto estudado em tais análises. Tendo em

vista que um volume de controle pequeno sofre interferência das condições de contorno e resulta em resultados não realísticos e também o fato de que, caso sejam grandes, a simulação pode vir a ter um gasto computacional muito grande. Utilizando o *software ANSYS Fluent*, verificou-se a variação dos coeficientes aerodinâmicos  $C_L$ ,  $C_D$  e  $C_M$  em função da variação do tamanho do volume de controle e do estudo de malha mantendo os padrões de refinamento. Espera-se que os volumes de controle menores apresentem interferência das condições de contorno e que os maiores tenham malha mais grosseira.

Optou-se por priorizar o  $C_L$ , pois a força de sustentação é o fator de maior influência no fenômeno de flexão para o caso tridimensional de uma asa que será analisado em seguida.

Para validar as simulações foram utilizados os dados experimentais do escoamento em torno de uma placa plana com número de Reynolds 120.000 e com a relação geométrica de espessura por corda de 3,10% estudado por Camille Goudeseune e Michael Goudeseune (SELIG, 2011; WILLIAMSON, 2012). O domínio utilizado foi do tipo C-GRID, vastamente utilizado na literatura (BORDIN, 2014; TANG, 2008; TIAN, 2003).

### 3.3 Análise FSI 3D

A análise FSI 3D (Fig. 3.1) da estrutura visa observar o comportamento dinâmico da estrutura quando submetida a um escoamento fluido. O domínio estrutural utilizado foi o modelo estrutural estudado pela análise modal e a respectiva malha definida. No âmbito do escoamento fluido, essa análise utilizou as dimensões do volume de controle bidimensional definido anteriormente e estendido o valor de 3 vezes na direção da envergadura, uma vez que o escoamento nessa direção é pequeno e localizado na região da ponta da asa devido ao vórtice de fuga. Nesse sentido, realiza estudo da malha, do resíduo das equações e do passo de tempo. Por fim, verificou o comportamento estrutural em função da variação de velocidade do fluido escoando ao redor da estrutura. No caso da análise FSI foi utilizado o acoplamento dos *softwares ANSYS Structural* e *ANSYS CFX* a fim de realizar a análise acoplada de duas vias.

Para todos os casos inicialmente realiza-se a modelagem da estrutura em ambiente de desenho assistido por computador – *computer aided design* (CAD), além das ferramentas para construção e ajuste da malha. O estabelecimento das condições de contorno: velocidade e pressão prescritas, parede com ou sem escorregamento, além de simetria, dentre outras condições para a CFD além de deslocamentos, forças concentradas ou distribuídas, pressões e momentos fletores para a CSD, todas essas etapas constituem o chamado pré-processamento.

Além disso, nesta etapa são estabelecidos também os critérios de convergência, número de iterações e métodos e de solução a serem utilizados no processamento.

O processamento é o processo de obtenção da solução do problema através dos algoritmos de solução de sistemas de equações linearizadas escolhidos na etapa anterior. Além disso, verificam-se todos os resíduos de convergência e evolução destes a cada iteração do processo de convergência e certas variáveis de interesse que sejam importantes no caso em estudo, como as forças de sustentação e de arrasto no caso de em um escoamento externo e como a queda de pressão no escoamento interno num conduto.

O pós-processamento é o processo de verificação da solução e exposição desta em gráficos, gradiente das variáveis de interesse no domínio estudado, além de diversos outros recursos gráficos. É possível também a exportação de imagens, vídeos e animações (no caso de simulações transientes).

### 3.4 Modelo estudado

O modelo analisado e testado experimentalmente por Ruggeri (2014), que é um modelo simplificado de e denomina-se neste trabalho de modelo A (Fig. 3.3). Tal modelo é constituído de uma placa plana fina de alumínio Al 2024-T3 e de um lastro em formato cilíndrico com as pontas chanfradas de latão. As dimensões e respectivas propriedades dos materiais são listadas nas Tabs. Tabela 3.1 e 3.2. Inicialmente o lastro encontra-se centrado na placa plana (*offset* 0).

Figura 3.3 – Modelo de placa plana estudado.

(a) Modelo físico real de Ruggeri (2014).      (b) Vista superior do modelo computacional.



Fonte: Silva Neto (2016).



Fonte: Autoria própria.

Tabela 3.1 – Tabela das dimensões geométricas do modelo A.

Asa (placa plana)		Lastro	
Semi-envergadura (m)	0,350	Comprimento (m)	0,090
Corda (m)	0,040	Diâmetro (m)	0,0076
Espessura (m)	0,0008124	Massa (kg)	0,03458
Área (m <sup>2</sup> )	0,014	I <sub>XX</sub> (kg.m <sup>2</sup> )	2,4974.10 <sup>-7</sup>
Razão de aspecto	17,5	I <sub>YY</sub> (kg.m <sup>2</sup> )	2,379.10 <sup>-5</sup>
Razão espessura/corda (%)	2,031	I <sub>ZZ</sub> (kg.m <sup>2</sup> )	2,379.10 <sup>-5</sup>

Fonte: Autoria própria.

Tabela 3.2 – Tabela das propriedades dos materiais.

Propriedade	Sólidos		Fluido
	Alumínio 2024-T3	Latão	Ar
Massa específica (kg/m <sup>3</sup> )	2800	8450	1,185
Módulo de Young (GPa)	69	97	-
Módulo de Poisson	0,33	0,34	-
Módulo volumétrico (GPa)	67,65	101,04	-
Módulo de cisalhamento (GPa)	25,94	36,19	-
Limite de escoamento (MPa)	345	125	-
Limite de Resistência a Tração (MPa)	485	340	-
Viscosidade dinâmica (kg.m <sup>-1</sup> .s <sup>-1</sup> )	-	-	1,831.10 <sup>-5</sup>

Fonte: Autoria própria.

### 3.5 Equipamento

O estudo foi realizado nas dependências do laboratório da equipe ParahyAsas de Aerodesign e no Laboratório Multidisciplinar de Materiais e Estruturas Ativas (LaMMEA) da UFCG. O equipamento utilizado para as simulações foi um computador *workstation* (Fig. 3.4) com 6 núcleos físicos de processamento, modelo *Intel Xeon E5-165 v2* de 3,50 GHz e 64 Gb de memória RAM.

Figura 3.4 – Modelo de computador *workstation* E5 disponível no LaMMEA.



Fonte: Lenovo Brasil (2016).

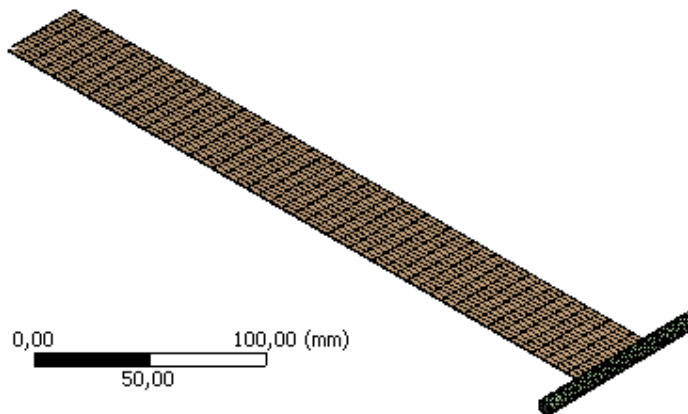
## 4 Resultados e Discussões

Nesta seção são apresentados os resultados da análise modal da placa plana, da análise CFD bidimensional do volume de controle em torno de uma placa plana e da análise FSI tridimensional no conjunto placa plana-lastro.

### 4.1 Análise Modal

A malha do modelo A teve o padrão de refino da malha da Fig. 4.1 e o estudo de malha foi realizado com as malhas da Tab. 4.1.

Figura 4.1 – Malha de elementos finitos do modelo A.



Fonte: Autoria própria.

Tabela 4.1 – Malhas utilizadas.

	Nós	Elementos
<b>1</b>	1.666	521
<b>2</b>	12.341	3.316
<b>3</b>	100.517	29.091
<b>4</b>	159.470	46.483
<b>5</b>	272.858	76.211

Para confirmação dos resultados numéricos, realizou-se um estudo de malha com 5 malhas diferentes e verificou-se que a malha 1 já apresenta bons resultados (Fig. 4.2), pois quando comparada com a malha 5 (mais refinada) apresenta diferença máxima de 0,84% na 4ª frequência natural (Fig. 4.3).

Figura 4.2 – Gráfico das frequências naturais em função do número de elementos da malha utilizada.

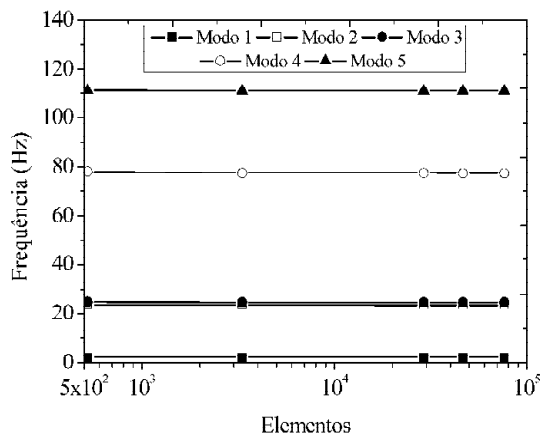
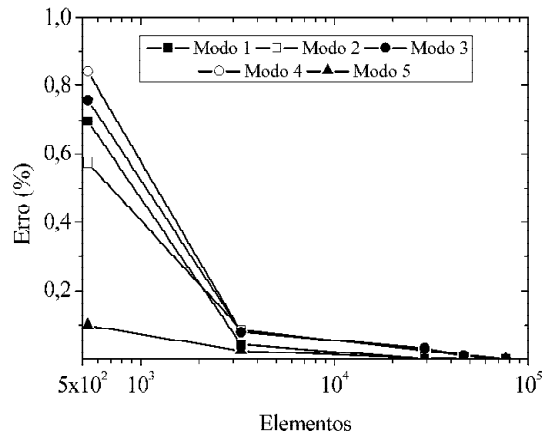


Figura 4.3 – Gráfico do erro percentual de cada malha em relação à malha mais refinada.



Fonte: Autoria própria.

Semelhantemente para o caso *offset* 0 mm, realizou-se estudo de malha da análise modal para os casos com a variação do *offset* (Figs. 4.4, 4.6 e 4.8) e verificou-se o erro percentual relativo a malha mais refinada de cada caso respectivo (Fig. 4.5, 4.7 e 4.9).

Figura 4.4 – Gráfico das frequências naturais em função do número de elementos da malha utilizada para *offset* de 5 mm.

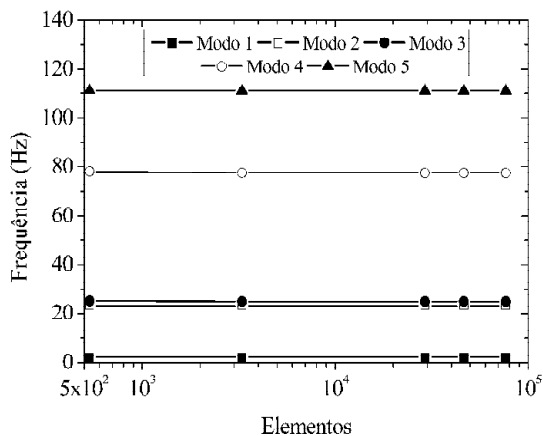
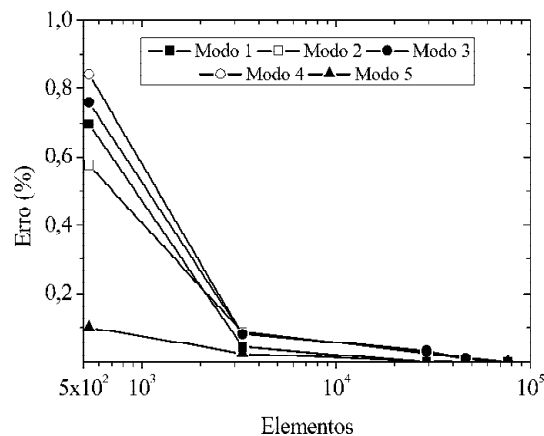


Figura 4.5 – Gráfico do erro percentual de cada malha em relação à malha mais refinada para *offset* de 5 mm.



Fonte: Autoria própria.



Figura 4.6 – Gráfico das frequências naturais em função do número de elementos da malha utilizada para *offset* de 10 mm.

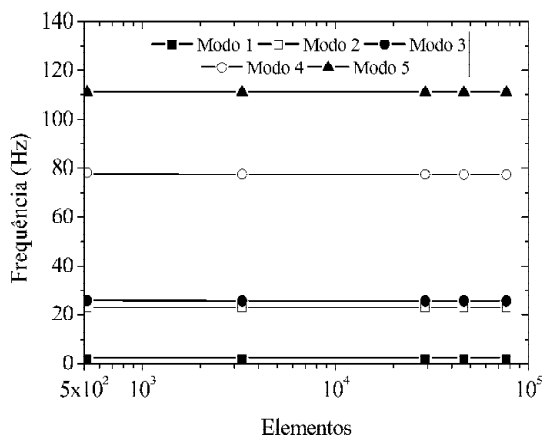
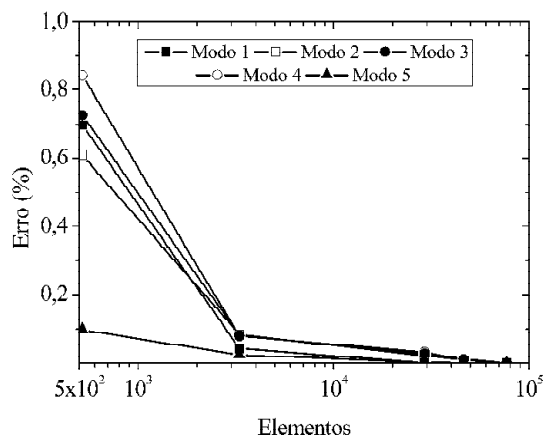


Figura 4.7 – Gráfico do erro percentual de cada malha em relação à malha mais refinada para *offset* de 10 mm.



Fonte: Autoria própria.

Figura 4.8 – Gráfico das frequências naturais em função do número de elementos da malha utilizada para *offset* de 15 mm.

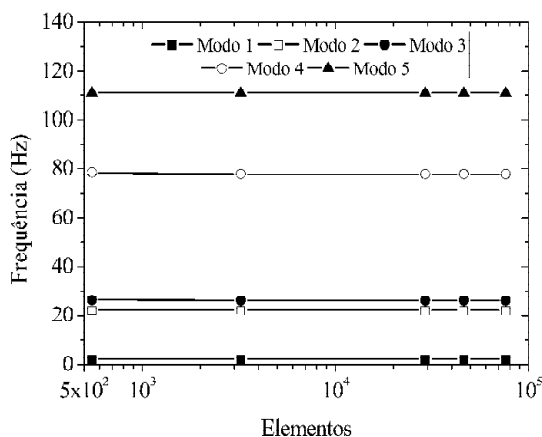
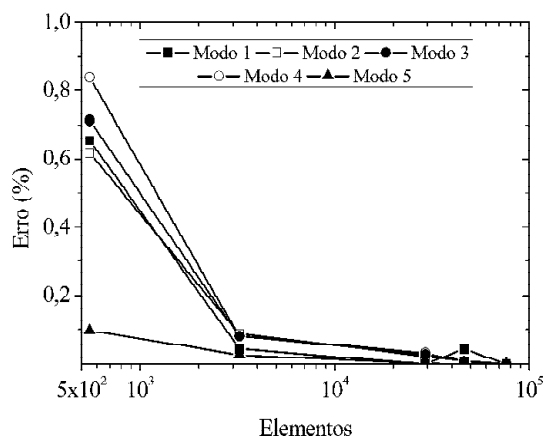


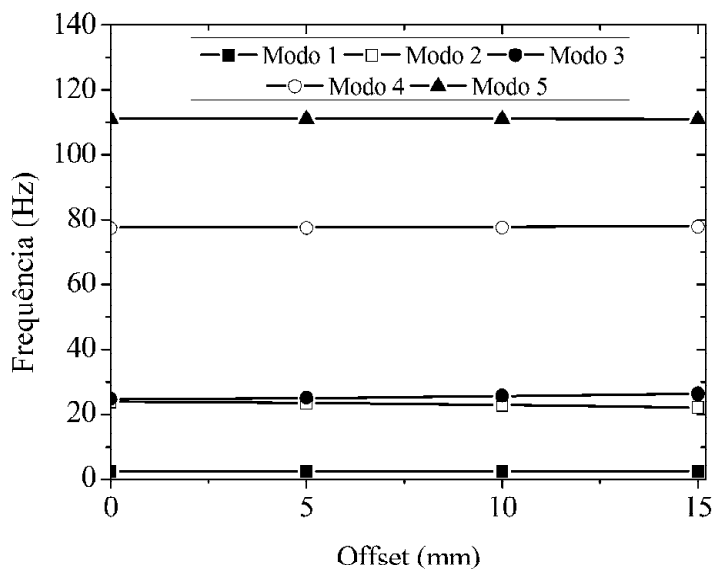
Figura 4.9 – Gráfico do erro percentual de cada malha em relação à malha mais refinada para *offset* de 15 mm.



Fonte: Autoria própria.

Ao final de tais análises, verificou-se a convergência (erro menor que 0,1%) e assume-se o resultado da malha 3 como convergido para todos os casos de *offset* e tem-se o resultado final (Fig. 4.10), dos modos naturais de vibração da estrutura e as respectivas frequências naturais (Tab. 4.2). Salienta-se para o fato do distanciamento dos valores das frequências naturais de segundo e terceiro modo e da pouca variação das frequências naturais dos demais modos quando se aumenta o *offset*. Isso ocorre porque há o desbalanceamento da estrutura, provocando uma maior torção na ponta da placa plana.

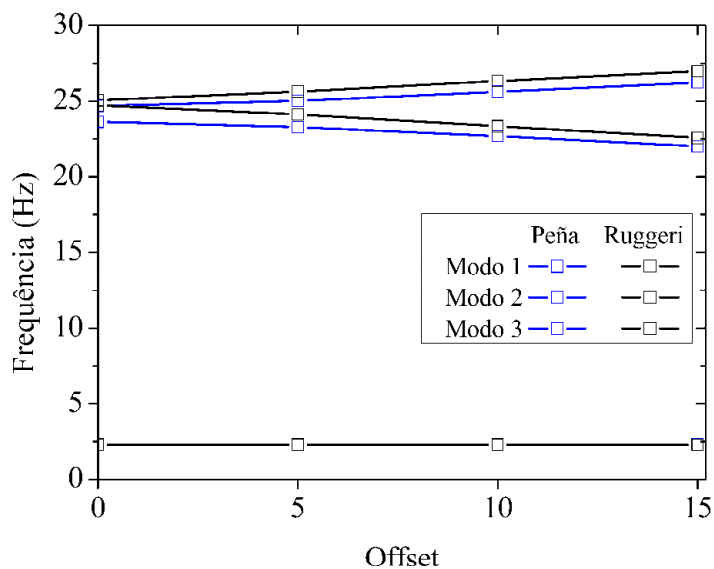
Figura 4.10 – Gráfico das frequências naturais em função do *offset*.



Fonte: Autoria própria.

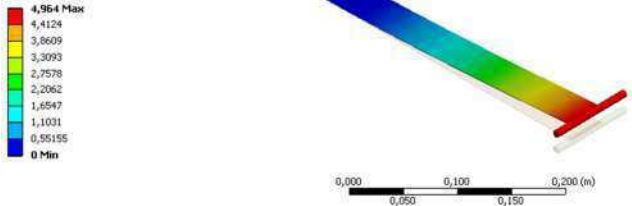
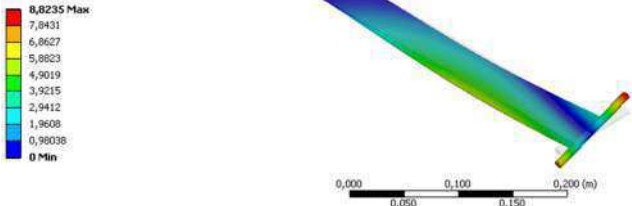
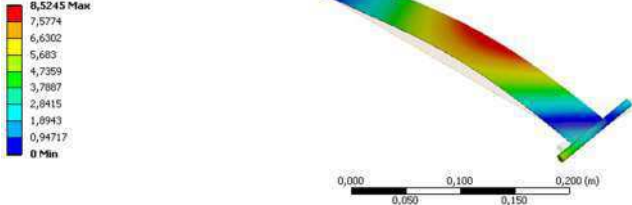

Além disso, verifica-se o mesmo comportamento dos valores de frequência natural deste trabalho com Ruggeri. O leve desalinhamento observado Fig. Figura 4.11 atribui-se a diferença e simplificações realizadas na modelagem do encaixe entre o lastro e a placa plana.

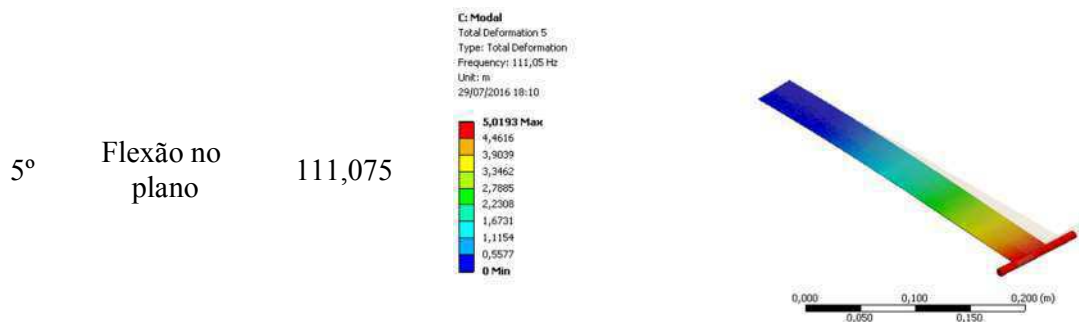
Figura 4.11 – Gráfico comparativo das frequências naturais em função do *offset*.



Fonte: Autoria própria.

Tabela 4.2 – Frequências naturais e modos de vibração da placa plana para a malha 3 com offset de 5mm

Modo	Tipo de deformação	Frequência (Hz)	Modo de vibração
1°	Flexão pura	2,295	<p>C: Modal Total Deformation Type: Total Deformation Frequency: 2,295 Hz Unit: m 29/07/2016 18:07</p> 
2°	Torção pura	23,634	<p>C: Modal Total Deformation 2 Type: Total Deformation Frequency: 23,296 Hz Unit: m 29/07/2016 18:09</p> 
3°	Flexo-torção (2ª flexão e 1ª de torção)	24,680	<p>C: Modal Total Deformation 3 Type: Total Deformation Frequency: 25,017 Hz Unit: m 29/07/2016 18:10</p> 
4°	Flexão pura	77,390	<p>C: Modal Total Deformation 4 Type: Total Deformation Frequency: 77,432 Hz Unit: m 29/07/2016 18:10</p> 

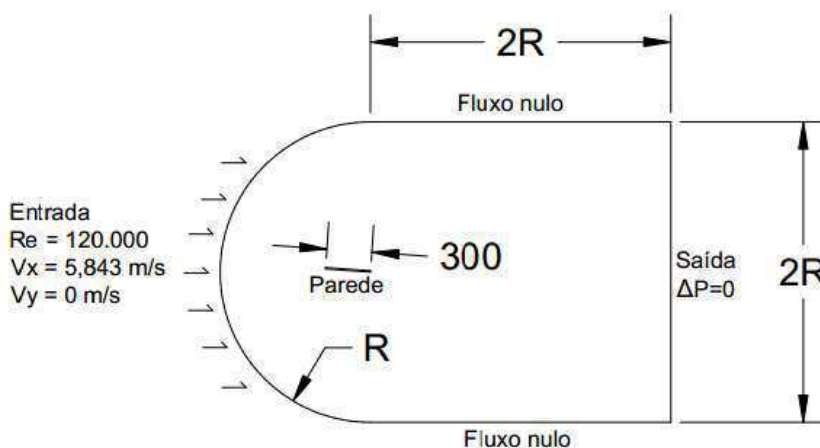


Fonte: Autoria própria.

## 4.2 Análise CFD do VC 2D

As condições de contorno foram: escoamento permanente com velocidade prescrita ( $Re = 120.000$ ) para a entrada; condição de parede sem deslizamento na placa plana, que estava inclinada a  $4^\circ$ ; condição de simetria na parte superior e inferior (gradiente de velocidade nulo) e na saída diferença de pressão nula entre a local e a referencial. A pressão referencial foi de 1 atm (Fig. 4.12). Para esse caso inicial, foi utilizado o modelo de turbulência  $k-\omega$  SST por conta do início da transição do escoamento, utilizado também por Bordin (2014) em análise semelhante.

Figura 4.12 – Domínio C-Grid para análise CFD 2D e condições de contorno.



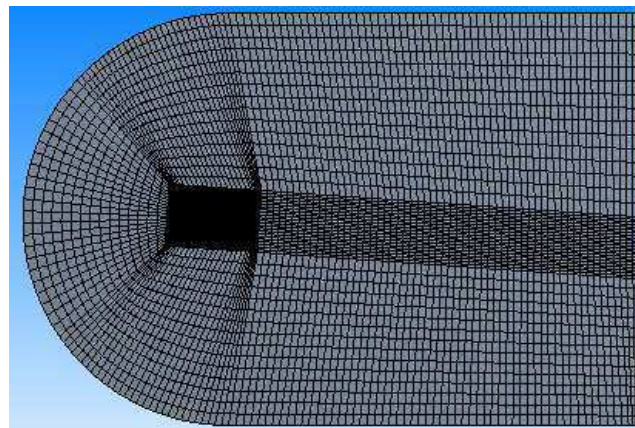
Fonte: Autoria própria.

Foram analisados os domínios em quatro proporções (Tab. 4.3) e a malha foi criada estabelecendo-se uma região menor próxima à placa plana, onde a mesma foi refinada localmente (Fig. 4.13). O estudo de malha avaliou em seis tamanhos de malha (Tab. 4.4).

Tabela 4.3 – Tabela dos domínios utilizados.

Dimensões	Domínio			
	D1	D2	D3	D4
R (m)	1,0	2,0	4,0	8,0
Razão 2R/corda (-)	~6	~13	~26	~53

Figura 4.13 – Padrão de refinamento de malha utilizado.



Fonte: Autoria própria.

Tabela 4.4 – Tabela das malhas utilizadas para a análise CFD 2D.

Malha	Número de elementos
1	32.248
2	74.272
3	169.708
4	384.000
5	864.000
6	1.944.000

Fonte: Autoria própria.

A seguir, são apresentados os resultados obtidos para cada um dos domínios como também o estudo de malha de cada um dos mesmos: Domínios D1, D2, D3 e D4. Verifica-se a convergência da simulação para o resultado (Figs. 4.14 e 4.15), adotando-se assim o domínio D2. Como esperado, o domínio D4, acaba sendo mais grosseiro ao manter o mesmo nível de refinamento e apresentando um resultado pior (menor valor de  $C_L$ ) para a malha mais refinada.

Figura 4.14 – Gráfico do  $C_L$  em função do número de elementos da malha para os domínios estudados.

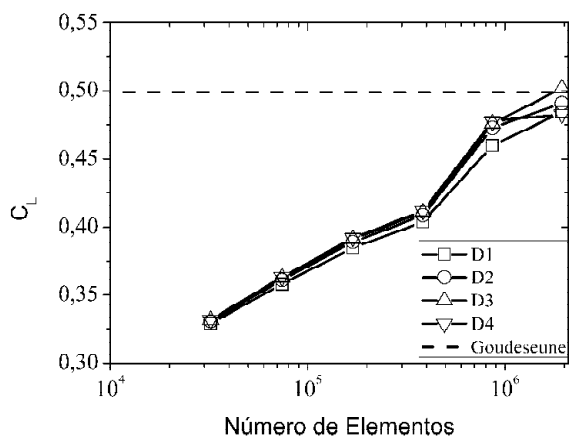
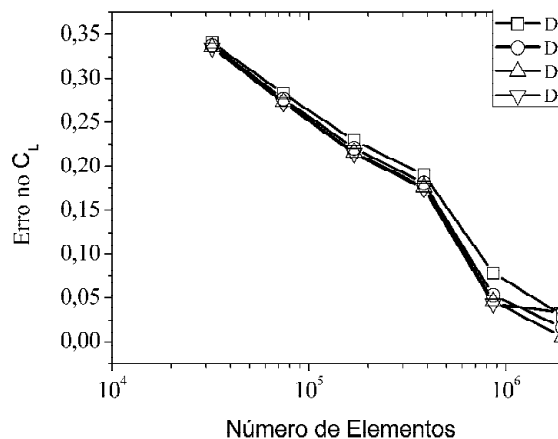


Figura 4.15 – Gráfico do erro do  $C_L$  em função do número de elementos para os domínios estudados D1, D2, D3 e D4.



Fonte: Autoria própria.

Na análise do  $GCI$  considerou-se as malhas 4, 5 e 6 do domínio D2 e os resultados são expostos na Tabela 4.5. Verifica-se que o valor no limite da convergência é 0,498059 muito próximo ao valor experimental de Goudeseune, com um erro de 0,188%. Além disso, o valor da razão  $GCI_{23}/(r_{eff}^p \times GCI_{12})$  se aproxima da unidade, com diferença de 3,84%, indicando o bom resultado da análise.

Tabela 4.5 – Resultado da análise  $GCI$ .

<i>Grid Convergence Index (GCI)</i>	
<b>Extrapolção de Richardson</b>	0,498059
<b><math>GCI_{12}</math></b>	1,8265%
<b><math>GCI_{23}</math></b>	6,6931%
<b><math>GCI_{23}/(r_{eff}^p \times GCI_{12})</math></b>	1,0384

Fonte: Autoria própria.

As Figuras 4.16 e 4.17 demonstram a distribuição de pressão e de velocidade, respectivamente, em torno da placa plana. Os resultados condizem com a física real, uma vez que no bordo de ataque da placa plana (Fig. 4.16) percebe-se o ponto de estagnação (cor vermelha) onde se tem a maior pressão e a velocidade é respectivamente nula (Figs. 4.17 e 4.18). Além disso, evidencia-se a região de recirculação no extradorso da placa plana localizada

após o descolamento da camada limite, região de cor azul clara confinada pela região de azul escuro (Fig. 4.18).

Figura 4.16 – Gráfico da distribuição de pressão ao redor da placa plana.

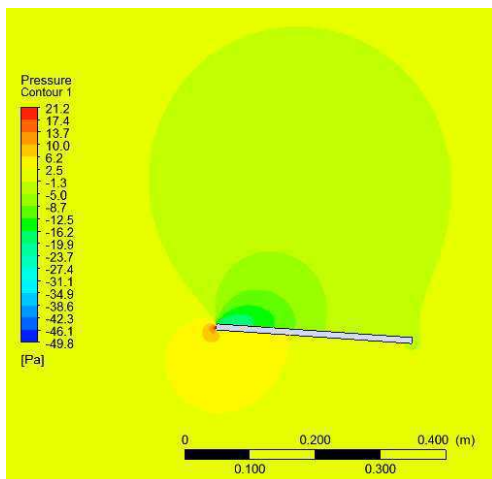
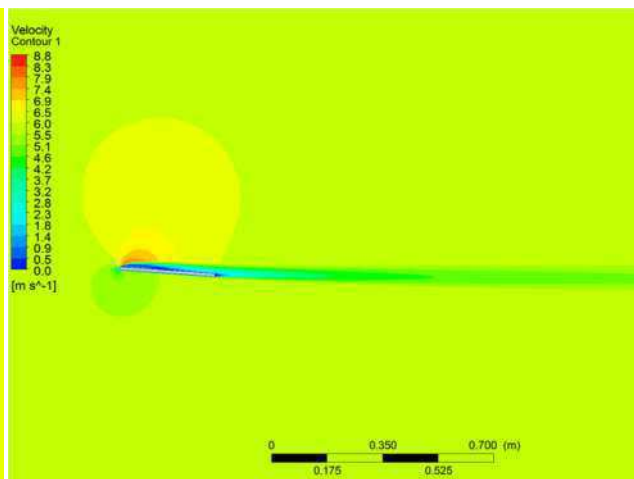
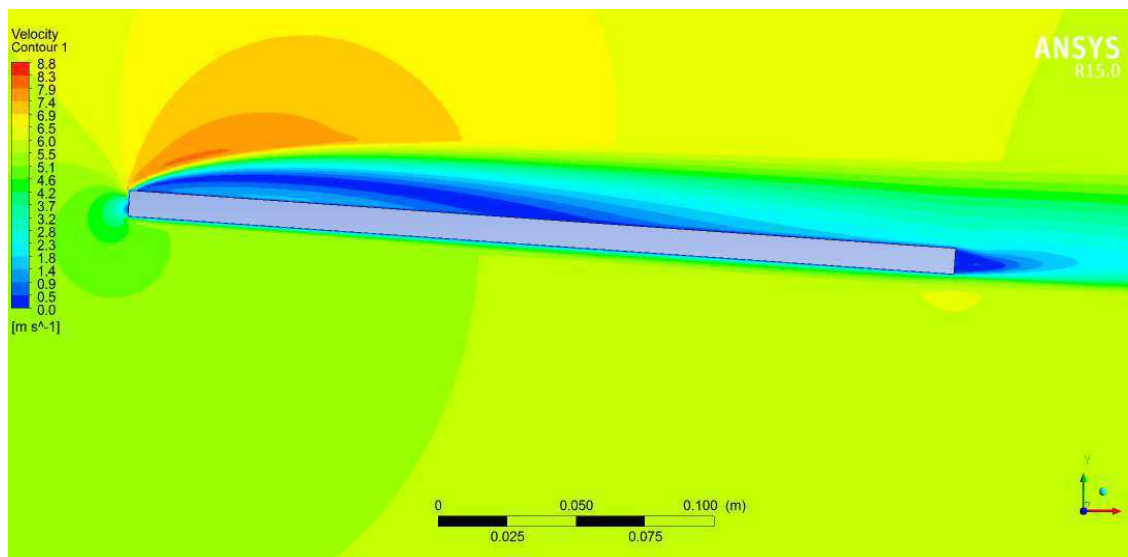


Figura 4.17 – Gráfico da distribuição de velocidade ao redor da placa plana.



Fonte: Autoria própria.

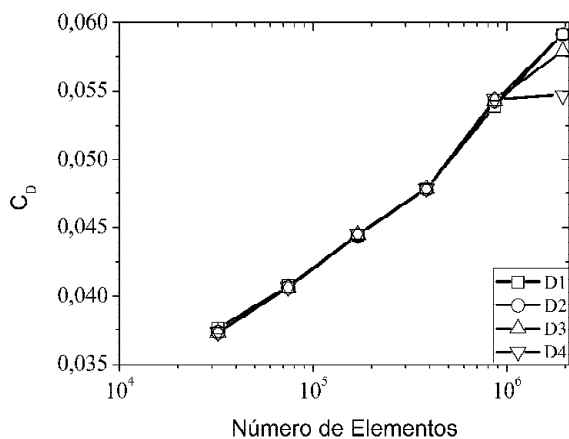
Figura 4.18 – Gráfico da distribuição de velocidade próxima à placa plana.



Fonte: Autoria própria.

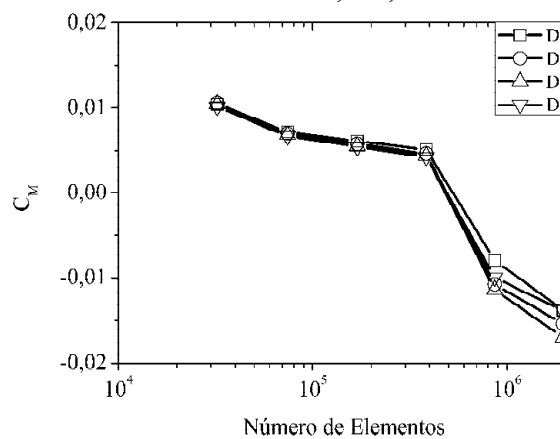
Apesar de Goudeseune não dispor de resultados experimentais para  $C_D$  e  $C_M$ , vale salientar que, em nossa análise, tais coeficientes apresentaram o mesmo comportamento de convergência do  $C_L$  (Figs. 4.19 e 4.20). O  $C_M$  foi medido a 25% do bordo de ataque.

Figura 4.19 – Gráfico do  $C_D$  em função do número de elementos da malha para os domínios estudados.



Fonte: Autoria própria.

Figura 4.20 – Gráfico do erro do  $C_M$  em função do número de elementos para os domínios estudados D1, D2, D3 e D4.



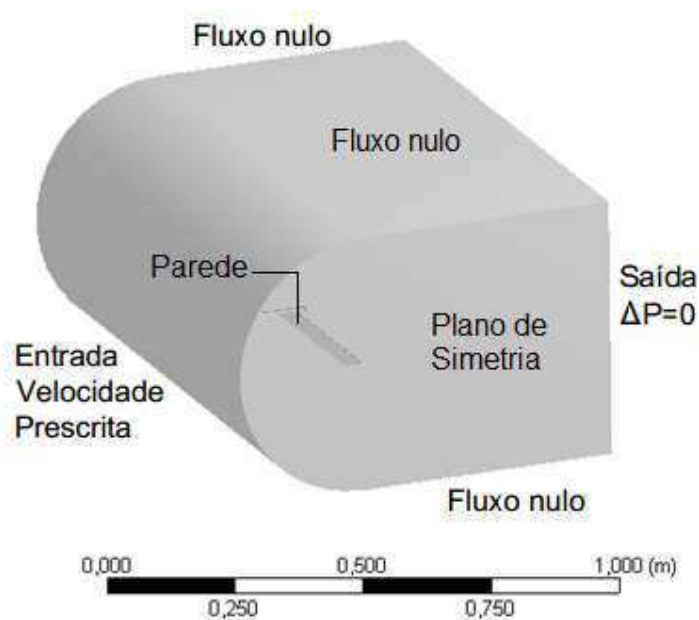
Com isso, obteve-se a dimensão do domínio fluido relativo à dimensão do perfil. Tais proporções de domínio fluido podem ser utilizadas para o ângulo de ataque especificado nesta análise ou menor já que a intensidade de turbulência e separação do escoamento na placa plana será menor. Da mesma forma, tal domínio pode ser utilizado para o mesmo número de Reynolds ou inferior. E também para a razão espessura sobre corda de 3,1%.

### 4.3 Análise FSI 3D

A análise aeroelástica tridimensional transiente do modelo A foi realizada com as proporções do domínio D2 estabelecido na seção 4.2 e estendido na direção da envergadura no valor de 3 vezes o valor da semi-envergadura estudada (Fig. 4.21), uma vez que o escoamento é nessa direção é oriundo unicamente o vórtice de fuga gerado na ponta da asa devido a diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa. Em tal caso, o escoamento é laminar.



Figura 4.21 – Domínio C-Grid para análise FSI e condições de contorno.



Fonte: Autoria própria.

Já o domínio estrutural utilizado foi o mesmo estudado na seção 4.1 e exposto na Figura 4.1, bem como a malha que apresentou os resultados convergidos. Nessa perspectiva, as condições de contorno (Fig. 4.21) foram: velocidade prescrita na entrada, diferença de pressão nula entre a pressão local e a referencial para a entrada; condição de parede sem deslizamento no conjunto placa-lastro e condição de malha deformável, já que o fluido em contato com a estrutura tem a mesma velocidade local da estrutura, pois uma vez em balanço e sob a ação da resultante aerodinâmica, a estrutura se move. Por sua vez a estrutura estava inclinada para que ocorresse a geração de sustentação; além da condição de simetria no plano localizado na raiz da asa. A estrutura encontra-se inicialmente estática e não deformada. Na saída do volume de controle a condição de contorno é do tipo pressão prescrita de valor igual a atmosférica. Nos demais planos ocorre o escoamento da corrente livre onde não há interferências da geometria.

As condições de contorno para o domínio estrutural foram o engaste na raiz da asa, além da interface de troca de informações entre domínios foi a superfície externa da estrutura.

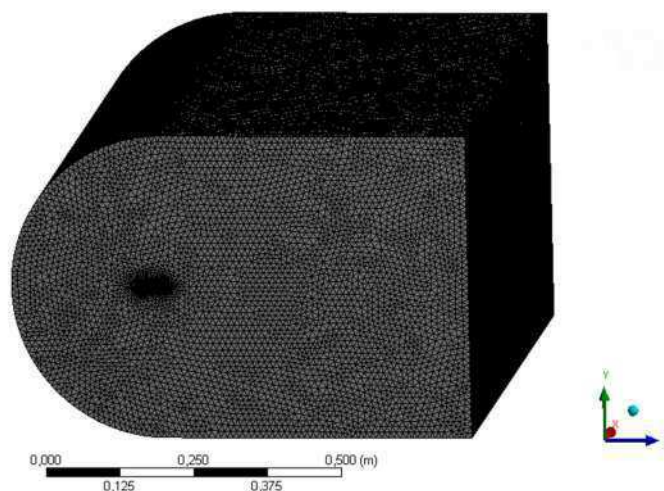
### 4.3.1 Análise de malha e resíduo

Inicialmente fez-se um estudo da malha fluidodinâmica para verificar a influência nos resultados. Para tal, utilizou-se o caso da velocidade de 9 m/s como padrão, ângulo de ataque de 1°, passo de tempo fixo de 0,1 s e a malha estrutural foi a mesma definida na seção 4.1. Foram analisadas cinco malhas híbridas (Tab. 4.6 e Fig. 4.22) compostas de camadas prismáticas em torno do conjunto placa plana-lastro (Fig. 4.23) e o restante da malha não estruturada longe do conjunto composta de elementos tetraédricos e piramidais. (Fig. 4.26). A malha não estruturada foi escolhida por conta da complexidade envolvida na geração da mesma ao se ter o lastro na ponta da asa. Além disso, escolheram-se três resíduos diferentes E-4, E-5 e E-7 (inicialmente trabalhou-se com o resíduo E-3, mas os resultados gerados divergiram).

Tabela 4.6 – Tabela das malhas do domínio fluido utilizadas para a análise FSI 3D.

Malha	Número de elementos
1	1.770.008
2	2.147.954
3	5.120.954
4	9.832.742
5	29.267.998

Figura 4.22 – Malha fluidodinâmica da análise FSI 3D.



Fonte: Autoria própria.

Para determinação das camadas prismáticas (Fig. 4.23) utilizou-se a opção *Inflation* do *ANSYS Design Modeler*. Foram construídas 30 camadas com taxa de crescimento 1,2 e a primeira camada com tamanho de  $2,5 \cdot 10^{-5}$  m, uma vez que a  $\delta_{99}$  era igual a  $7,08 \cdot 10^{-4}$  m para a velocidade de 30 m/s (máxima velocidade analisada) ocasionando um número de Reynolds de aproximadamente 78.000 (escoamento laminar já que  $Re_{cr} \sim 10^6$ ), dessa forma pode-se ter 10 elementos dentro da camada limite.

Figura 4.23 – Detalhe das camadas prismáticas, na raiz da placa plana, na malha fluidodinâmica da análise FSI 3D.

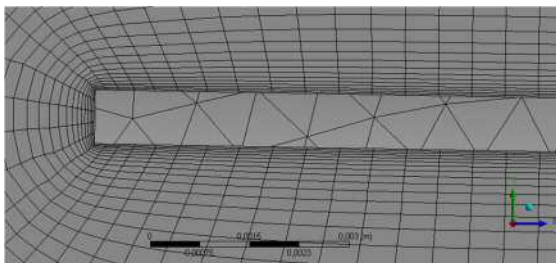
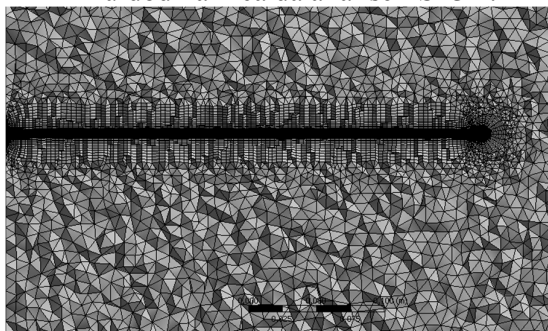


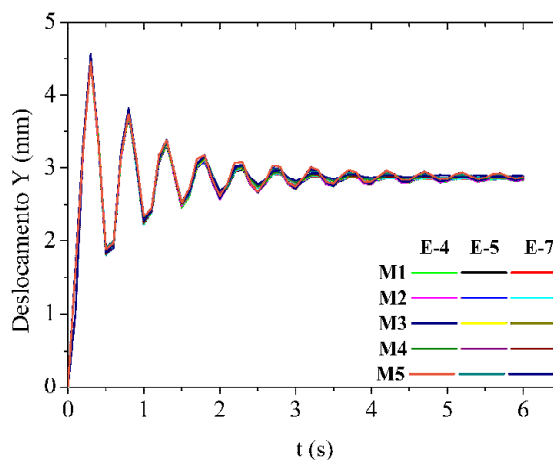
Figura 4.24 – Detalhe da malha híbrida em torno do conjunto placa plana-lastro na malha fluidodinâmica da análise FSI 3D.



Fonte: Autoria própria.

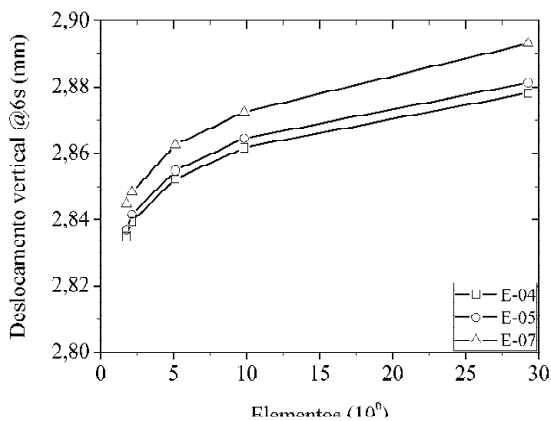
A respeito dos resultados obtidos, utilizou-se como base de comparação o deslocamento vertical do ponto do bordo de ataque na ponta da placa plana ao final de sua oscilação característica ao longo do tempo (Fig. 4.25). Percebe-se o comportamento convergente do deslocamento vertical do bordo de ataque na ponta da placa plana ao final de 6s para cada uma das combinações de malha (M1, M2, M3, M4 e M5) e resíduo (E-04, E-05 e E-07) (Fig. 4.26). Além disso, o erro relativo à malha mais refinada e com resíduo de E-07 (Fig. 4.27) apresentou um valor máximo de 2,08% para a malha mais grosseira e com o maior resíduo. Dessa forma, admitindo esse baixo erro e visando o menor custo de tempo computacional optou-se então por trabalhar com a malha menos refinada e com o resíduo maior.

Figura 4.25 – Gráfico do descolamento vertical do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do tempo.



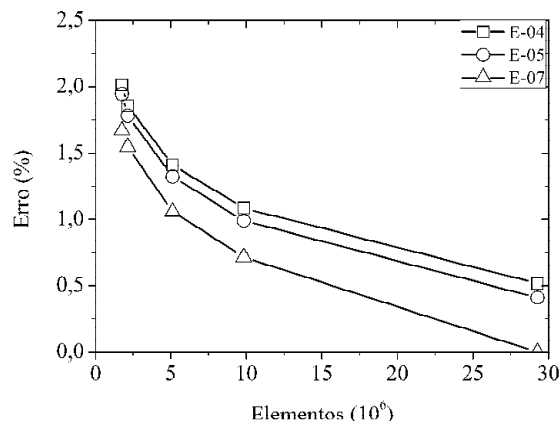
Fonte: Autoria própria.

Figura 4.26 – Gráfico do descolamento vertical depois de 6s do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do número de elementos na malha fluidodinâmica para os resíduos E-04, E-05 e E-07.



Fonte: Autoria própria.

Figura 4.27 – Gráfico do erro relativo do descolamento vertical depois de 6 s do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do número de elementos na malha fluidodinâmica para os resíduos E-04, E-05 e E-07.

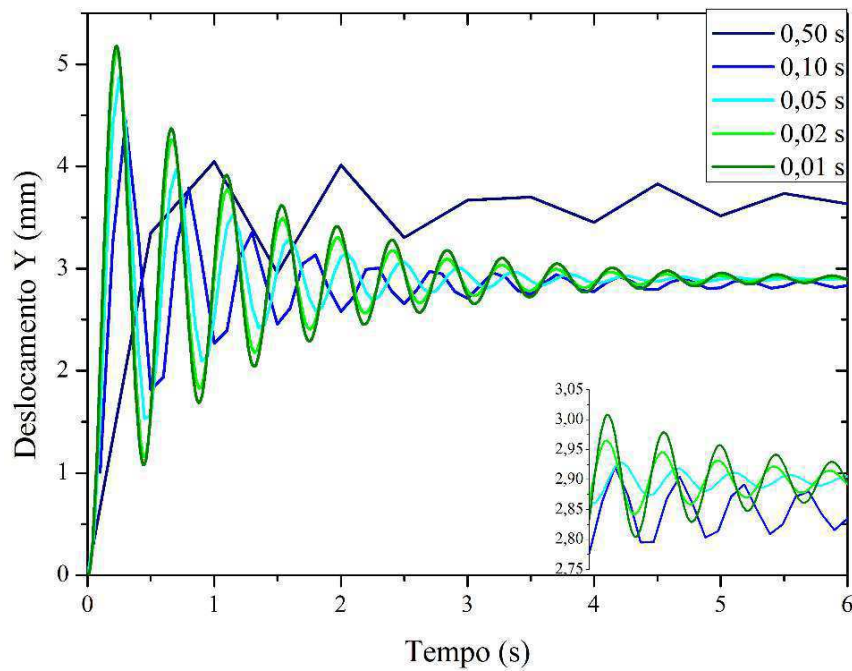


### 4.3.2 Análise do passo de tempo

Definida a malha a ser utilizada na seção 4.3.1 realizou-se um estudo a fim de verificar a influência do passo de tempo nos resultados da simulação. Para tal, foram escolhidos 5 passos de tempo: 0,50 s, 0,10 s, 0,05 s, 0,02 s e 0,01 s e utilizou-se o mesmo caso base da seção anterior. Verifica-se que o passo de tempo 0,50 s destoou dos demais com um comportamento muito grosseiro (Fig. 4.28), pois um intervalo de tempo maior provoca uma deformação maior e o acoplamento entre a distribuição de pressão (CFD) e a deformação (CSD) não é adequado.

Os demais tiveram comportamento semelhante, entretanto os passos de tempo de 0,10 s e 0,05 s apresentam defasagem do período de oscilação. Os passos de tempo menores (0,02 s e 0,01 s) apresentaram comportamento bem semelhante e aproximado variando sutilmente a amplitude. Por conta das limitações computacionais de armazenamento e processamento, escolheu-se o passo de tempo de 0,02s.

Figura 4.28 – Gráfico da variação de deslocamento vertical (Y) do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do tempo para vários passos de tempo de simulação.



Fonte: Autoria própria.

### 4.3.3 Análise da velocidade

Analisou-se também o comportamento oscilatório com a variação da velocidade. Foram escolhidas as velocidades: 5 m/s, 7,5 m/s, 9 m/s, 20 m/s e 30 m/s. Observa-se que a vibração é amortecida com o tempo (Fig. 4.29) e que a amplitude inicial é crescente com a velocidade, já que a força de sustentação é proporcional ao quadrado da velocidade, resultando numa maior deflexão. Além disso, tem-se o amortecimento da vibração (linhas tracejadas na Fig. 4.29). A FFT do sinal do deslocamento vertical instantâneo subtraído do valor médio ( $Y - Y_M$ ) ao longo do tempo para cada velocidade apresenta o comportamento de pico crescente com a velocidade (Fig. 4.30) a uma frequência de 2,295 Hz, equivalente a primeira frequência natural de flexão.

Figura 4.29 – Gráfico do deslocamento vertical (Y) do bordo de ataque na ponta da placa plana em função do tempo.

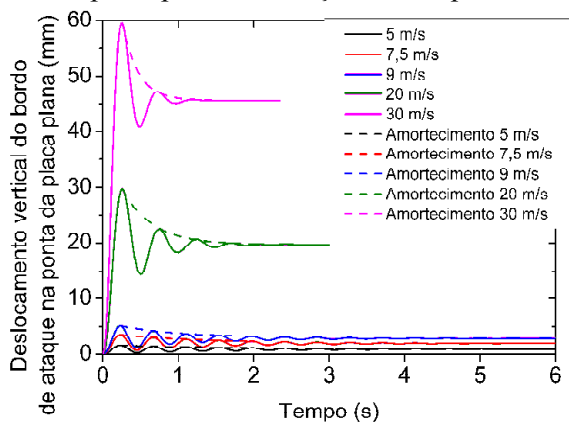
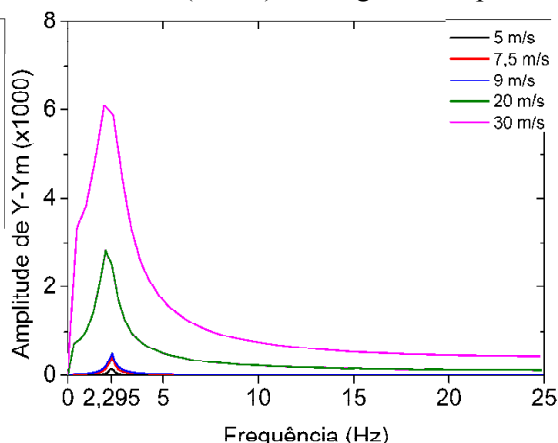


Figura 4.30 – Gráfico da FFT do deslocamento vertical instantâneo subtraído da média ( $Y - Y_M$ ) ao longo do tempo.



Fonte: Autoria própria.

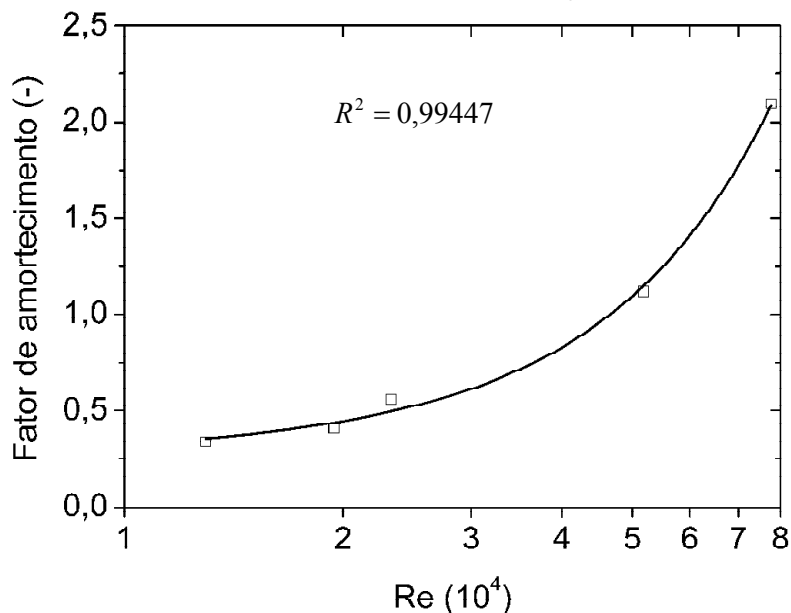
O amortecimento para cada velocidade foi obtido através da análise de regressão da equação exponencial decrescente (Eq. 4.1) e os resultados são mostrados no Ap. B. Além disso pôde-se relacionar o fator de amortecimento com o número de Reynolds da mesma forma (Eq. 4.2 e Ap. B).

$$Y = Y_0 + Y_1 e^{-\xi \omega_n t} \quad (4.1)$$

$$\xi(\text{Re}) = 0,26134 + 4,34 \cdot 10^{-6} \text{Re} + 2,47 \cdot 10^{-10} \text{Re}^2 \quad (4.2)$$

O fator de amortecimento do modo de flexão (Fig. 4.31) cresce com a intensidade do escoamento porque a energia do escoamento, ao mesmo tempo, que realiza o impacto inicial na estrutura provocando sua vibração em amplitudes cada vez maiores (Fig. 4.29) amortece em níveis maiores com a velocidade ao longo do tempo estabilizando a estrutura. Além disso, pode-se realizar a regressão e obter a relação entre o fator de amortecimento e o número de Reynolds, com uma correlação de 99,447%.

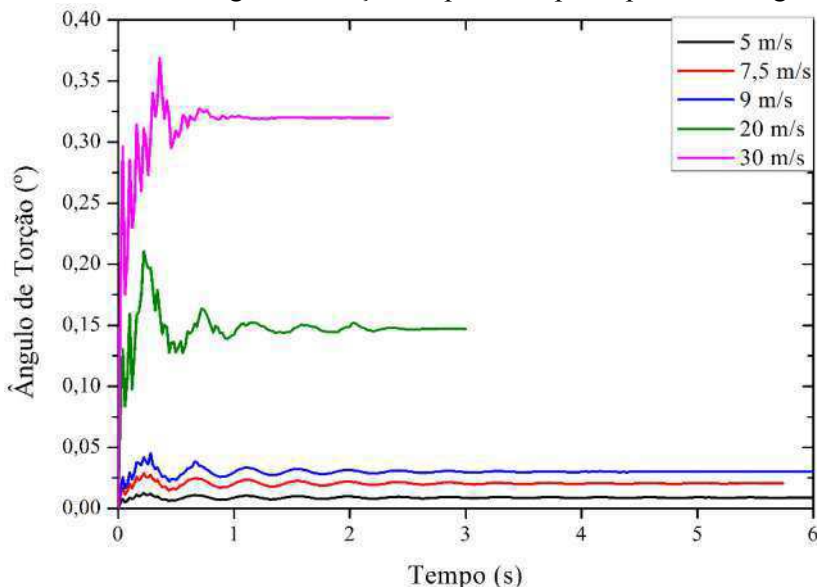
Figura 4.31 – Gráfico do fator de amortecimento em função do número de Reynolds.



Fonte: Autoria própria.

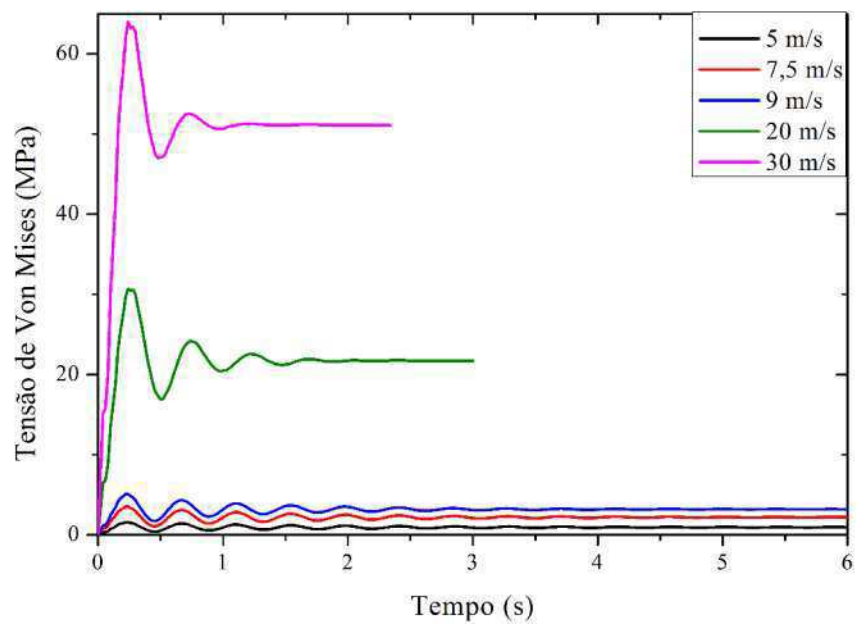
Semelhantemente ao deslocamento vertical, observou-se o comportamento da torção, porém em menor amplitude (Fig. 4.32). O ângulo de torção atinge um valor de pico e amortece. Além disso, a análise de tensões na estrutura (Fig. 4.33) mostrou que a tensão apresenta o mesmo comportamento oscilatório do deslocamento e não apresenta danos à estrutura, uma vez que as tensões estão abaixo do limite de escoamento da placa plana de alumínio (345 MPa).

Figura 4.32 – Gráfico do ângulo de torção na ponta da placa plana ao longo do tempo.



Fonte: Autoria própria.

Figura 4.33 – Máxima tensão de Von Mises na estrutura ao longo do tempo.



Fonte: Autoria própria.



## 5 Conclusões e Sugestões para Trabalhos Futuros

---

A seguir são apresentadas as conclusões do trabalho e também as sugestões de possíveis trabalhos futuros na mesma linha de estudo.

### 5.1 Conclusões

Ao longo desse trabalho, pode-se analisar o comportamento da interação fluido estrutura de uma placa plana com um lastro acoplado em sua extremidade.

A primeira análise foi a análise modal realizada na estrutura onde conseguiu-se obter os modos naturais de vibração livre e as respectivas frequências naturais de vibração da estrutura. Através de um estudo de malha, observou-se a convergência dos resultados.

Em seguida, a análise CFD obteve as proporções ótimas de um volume de controle para uma análise fluidodinâmica bidimensional em torno de uma placa plana, considerando o  $C_L$  como parâmetro comparativo com dados experimentais.

A análise da interação fluido-estrutura, utilizando as proporções do volume de controle definido previamente, conseguiu simular a excitação da estrutura por uma corrente fluida impactante caracterizando a dinâmica estrutural com os deslocamentos, frequência de excitação e tensão de Von Mises. Conseguiu-se também correlacionar o fator de amortecimento do modo de flexão com o número de Reynolds com uma correlação de mais de 99%. Percebe-se também que as vibrações são todas amortecidas e não comprometeram a integridade da estrutura na intensidade de escoamento estudada.

Apesar de não conseguir reproduzir o fenômeno *flutter*, a presente análise constatou que o fator de amortecimento cresce a medida que se aumenta a velocidade. Já que a força excitadora (força de sustentação) cresce com o quadrado da velocidade.

Por fim, pode-se obter as frequências excitadoras presentes, nesse caso apenas flexão.

### 5.2 Sugestões para Trabalhos Futuros

Para tentar reproduzir o fenômeno *flutter*, sugere-se impor uma rajada de velocidade à estrutura numa condição pré-deformada devido à velocidade ou excitar o modelo estrutural por meio de uma força a fim de torcer a ponta da placa plana.

A fim de variar mais parâmetros e ter uma solução mais rápida, sugere-se a análise da FSI utilizando o modelo de escoamento invíscido (Equação de Euler) aplicada numa estrutura

alar, pois simplifica-se o modelo CFD que é a parte mais cara computacionalmente. Ou ainda utilizando o modelo da teoria das faixas onde o  $C_L$  é proporcional ao ângulo de ataque, já que o ângulo de torção se demonstrou pequeno.

## Referências

---

ALI, M. S. M; DOOLAN, C. J.; WHEATLEY, V. **Grid Convergence Study for a two-dimensional simulation of flow around a square cylinder at a low reynolds number.** In: *Seventh International Conference on CFD in the Minerals and Process Industries, Melbourne - Australia, 2009.*

ALVES FILHO, A. **Elementos finitos: A Base da Tecnologia CAE.** 5. ed. São Paulo: Editora Érica. ISBN 978-85-7194-741-2, 2007.

AMANDOLESE, X.; MICHELIN, S.; CHOQUEL, M. **Low speed flutter and limit cycle oscillations of a flat plate in a wind tunnel.** In: *10th International Conference on Flow-Induced vibration and Flow-Induced Noise, Dublin, 2012.*

ANDERSON JR., J. D. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: introdução ao voo.** 7. ed. Porto Alegre: AMGH, 2015.

ANSYS, Inc. **ANSYS® Documentation,** Release 15.0., 2013.

AZIZ, A. H.; POURZAND, H.; SINGH, A. K. **A Computacional Approach for Optimizing the First Flyer Using COMSOL,** In: *COMSOL Conference, XX., 2012,* Boston. Disponível em: <[https://br.comsol.com/paper/download/150837/aziz\\_paper.pdf](https://br.comsol.com/paper/download/150837/aziz_paper.pdf)>. Acesso em: 1 maio 2014.

BILLAH, K. Y.; SCANLAN, R. H. **Resonance, Tacoma Narrow bridge failure, and undergraduate physics textbooks,** Am. J. Phys, Vol. 59, No 2., pp.118-124, 1991.

BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H; HALFMAN, R. L. **Aeroelasticity,** corrected republication of the work originally published: Cambridge, Mass : Addison-Wesley, 1996.

BORDIN, F. S. **Análise do Efeito da Interação Fluido-Estrutura nas Forças Fluidodinâmicas em um Elemento de Pá Flexível 3D.** 2014, 90p, Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica, UFRGS, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2014.

BRASIL. Departamento de Controle do Espaço Aéreo. **AIC-N 21 Veículos Aéreos não Tripulados,** 2010. Disponível em: <<http://publicacoes.decea.gov.br/?i=publicacao&id=3499>>. Acesso em: 1 out. 2015.

\_\_\_\_\_. Portal. Defesa e Segurança. **Força Aérea esclarece normas para voos de drones no Brasil.** 9 de mar. 2015. Disponível em: <<http://www.brasil.gov.br/defesa-e-seguranca/2015/03/forca-aerea-esclarece-normas-para-voos-de-drones-no-brasil>>. Acesso em: 1 out. 2015.

BUREERAT, S. **Aeroelastic design of an All-moveable UAV Fin.** In:

การประชุมเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย, 18., 2004, ขอนแก่น. Anais eletrônicos... ขอนแก่น:

สมาคมวิศวกรรมเครื่องกลไทย, 2004. Disponível em:

<[http://www.me.psu.ac.th/tsme/ME\\_NETT18/fullpaper/amm/AMM55.pdf](http://www.me.psu.ac.th/tsme/ME_NETT18/fullpaper/amm/AMM55.pdf)>. Acesso em: 1 maio 2014.

CARQUEJA, M. H. A. **Estudo Comparativo de Modelos Numéricos em Análise Dinâmica de Suporte de Turbogenerador**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Civil), Escola de Engenharia de Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 1996.

CAVAGNA, L. et al. **Computational Aeroelasticity with CFD models**. Bollettino del CILEA, Sanzio, n. 107, 2007. Anais... Bollettino del CILEA: Archivio. Disponível em: <<http://bollettino.cilea.it/article/download/7065/6660?>>. Acesso em: 10 maio 2014.

CESNIK, C. E. S.; SU, W. **Nonlinear Aeroelastic Simulation of X-Hale: a Very Flexible UAV**. In: AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 49., 2011, Orlando. Anais eletrônicos... Reston: Aerospace Research Central. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2011-1226>>. Acesso em: 1 maio 2014.

COLLAR, A. R. **The expanding domain of Aeroelasticity**. In: *The Journal of the Royal Aeronautical Society*. 1946, v. 50, pp. 613-636.

COLUS, L. H. M.; **Estudo sobre estabilidade aeroelástica usando o modelo aerodinâmico de 4 graus de liberdade por estação**. 1994, 97 p, Dissertação de Mestrado em Engenharia Aeronáutica, ITA, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 1994.

DOWELL, E. H. et al. **A Modern Course in Aeroelasticity**. 4. ed. Kluwer Academic Publishers, 2005.

FLYING MACHINES. **Página Eletrônica**. Disponível em: <<http://flyingmachines.ru/Images7/Putnam/Bi2Mono/16-2.jpg>>. Acesso em: 13 jan. 2014.

FRAZER, R. A.; DUNCAN, W. J. **The Flutter of Aeroplane Wings**, Aeronautical Research Committee: Reports and Memoranda 1155, Londres: HM Stationery Office, 1929.

\_\_\_\_\_. **The Flutter of Monoplanes, Biplanes and Tail Units**, Aeronautical Research Committee: Reports and Memoranda 1255, Londres: HM Stationery Office, 1931.

FUNG, Y. C. **An introduction to the theory of aeroelasticity**, Dover Publications Inc, 1993.

FURTADO, V. H. et al. **Aspectos de Segurança na Integração de Veículos Aéreos não Tripulados (VANT) no Espaço Aéreo Brasileiro**. In: *Simpósio de Transporte Aéreo, 7., Rio de Janeiro, 2008*. Anais... Rio de Janeiro: SITRAER, 2008, p. 506-517, ref. 494.

GARRICK, I. E.; REED III, W. H. **Historical Development of Aircraft Flutter**. In: *Journal of Aircraft*, Vol. 18, No. 11, pp. 897-912, 1981.

GONDIM, F. L. **Resposta Dinâmica de corpos extensos submetidos à pequenas vibrações**. Monografia (Licenciatura Plena em Física), FAFIS-UFU, Faculdade de Física, Universidade Federal de Uberlândia, 2003.

HASSIG, H. J. **An approximate true damping solution of the flutter equation by determinant iteration**. In: *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 11, pp. 885-889, 1971.

HODGES, D. H.; PIERCE, G. A. **Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity**. Cambridge University Press, 2002.

KASZYNSKI, B. E.; **Simulations for the test flight of an experimental HALE aircraft**, 2010, 206 p, Thesis for Degree of Master of Science in Aeronautical Engineering, Air Force Institute of Technology, 2010.

KEHOE, M. W. **A Historical Overview of Flight Flutter Testing**. NASA Technical Memorandum 4720, 1995.

KUNDU, P. K.; COHEN, I. M.; DOWLING, D. R. **Fluid Mechanics**. 5. ed. Elsevier, 2012.

KRATOCHVÍL, A.; SLAVÍK, S. **Aeroelasticity analysis of wing UL-39**. In: *Konference Studentské tvůrčí činnosti*, 2010.

LEE, Ý. G.; KIM, C. **Fluid structure analysis for a UAV wing design optimization**, 2012. In: *KSIAM Spring Conference, 2012, Seoul*. Anais eletrônicos... Seoul: *Korean Society for Industrial and Applied Mathematics*. Disponível em: <[http://ksiam.org/old/conference/annual121/upfile/FSI\\_UAV\\_WING\\_OPT\\_2.pdf](http://ksiam.org/old/conference/annual121/upfile/FSI_UAV_WING_OPT_2.pdf)>. Acesso em: 9 jun. 2015.

LENOVO BRASIL. **Página Eletrônica**. Disponível em: <<http://www.lenovo.com/br/pt/>>. Acesso em: 13 set. 2016.

LIU, F. et al. **Calculation of a winf flutter by a coupled fluid-structure method**. In: *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 2, pp. 334-342, 2001.

MANJUPRASAD, M. et al. **Time domain simulation of airfoil flutter using fluid structure coupling through FEM based Navier-Stokes solver**. In: *NAL Technical Memorandum, 2009, ref. TM-ST-09-03*.

MIRANDA, G. M. **Análise Dinâmica de Um Modelo de Pá de Turbina Eólica**. Monografia (Bacharel em Engenharia de Energia). Universidade de Brasília Faculdade do Gama, Brasília, 2016.

MIRANDA NETO, A. B.; ALMEIDA, I. E. S. **A Análise do Emprego do Veículo Aéreo não Tripulado (VANT) nas Ações e Operações PM**. 2009. 87 p., Trabalho de Conclusão de Curso (Especialização em Segurança Pública) - UNEB/PMBA, Universidade do Estado da Bahia, Salvador, 2009. Disponível em: <<http://www.ecsbddefesa.com.br/defesa/fts/VANT.pdf>>. Acesso em: 30 set. 2015.

MITISHITA, E. et al. **O uso de veículos aéreos não tribulados (VANTS) em aplicações de mapeamento aerofotogramétrico**. In: *Congresso Brasileiro de Cartografia, 26., 2014, Gramado*. Anais eletrônicos... Gramado: Sociedade Brasileira de Cartografia, Geodésia, Fotogrametria e Sensoriamento Remoto, ref. CT04-128\_1404416657. Disponível em: <[http://www.cartografia.org.br/cbc/trabalhos/4/678/CT04-128\\_1404416657.pdf](http://www.cartografia.org.br/cbc/trabalhos/4/678/CT04-128_1404416657.pdf)>. Acesso em: 29 set. 2015.

NAUGHTON, R. **Remote Piloted Aerial Vehicles: An Anthology**, 2003. Disponível em: <[http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rpav\\_home.html](http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rpav_home.html)>. Acesso em: 30 set. 2015.

NO 103 SQUADRON RFC/RAF 1917-18. **Página Eletrônica**. Disponível em: <<http://www.103.airwar1.org.uk/dh9%20bomber.htm>>. Acesso em: 01 jul. 2015.

- ONKAR, A. K.; KUMAR, A. A.; MANJUPRASAD, M. **Flutter prediction of an airfoil using Fluid Structure Interaction in time domain through Finite Element Method based Navier-Stokes solver.** In: *NAL Technical Memorandum, 2011, ref. TM-ST-11.*
- PASTOR, E.; LOPEZ, J.; ROYO, P. **UAV Payload and Mission Control Hardware/Software Architecture,** In: *IEEE A&E Systems Magazine, 2007.*
- PATANKAR, S. V. **Numerical Heat Transfer and Fluid Flow,** Taylor & Francis, 1980.
- PORTELA, M. L. O.; **Aeroelasticidade da seção típica com quatro graus de liberdade.** 2004, 57 p., Trabalho de Graduação - Divisão de Engenharia Aeronáutica, ITA, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2004.
- RAMDENE, D.; MINEA, S. I.; ILINCA, A. **Simulation of Aerodynamic Divergence and Flutter on Wind Turbines using ANSYS-CFX.** In: *Annual Conference of CFD Society of Canada, 19., Montreal, 2011.* Gaia Presse. Disponível em: <[http://gaiapresse.ca/images/UserFiles/File/final%20paper\\_CFD.pdf](http://gaiapresse.ca/images/UserFiles/File/final%20paper_CFD.pdf)>. Acesso em: 10 maio 2014.
- RAMPONI, R.; BLOCKEN, B.; ANGELOTTI, A. **Computacional modeling of outdoor wind flow and indoor airflow in a cross-ventilated office building.** In: *6th European and African Conference on Wind Engineering, Cambridge-UK, 2013.*
- RANA, D. et al. **Time domain simulation of airfoil flutter using fluid structure coupling through FEM based CFD solver.** In: *Symposium on Applied Aerodynamics and Design of Aerospace Vehicle (SAROD 2011), Bangalore-India, 2011.* Disponível em: <[http://nal-ir.nal.res.in/10272/1/069\\_G11.pdf](http://nal-ir.nal.res.in/10272/1/069_G11.pdf)>. Acesso em: 17 jun. 2015.
- RAVEH, D. E. **CFD-Based Gust Response Analysis of Free Elastic Aircraft.** In: *Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics, Vol. 2, No. 1, pp. 23-24, 2010.*
- RIBEIRO, F. L. C.; PAGLIONE, P.; SILVA, R. G. A.; **Aeroelasticidade de estruturas muito flexíveis.** In: *10ª Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações, Águas de Lindóia, 2011.* Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.5540/DINCON.2011.001.1.0011>>. Acesso em: 22 out. 2014.
- ROACHE, P. J. **Perspective: A Method for Uniform Reporting of Grid Refinement Studies.** In: *Journal of Fluids Engineering, Vol. 116, pp. 405-413, 1994.*
- \_\_\_\_\_. **Quantification of uncertainty in computational fluid dynamics.** In: *Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 29, pp. 123-160, 1997.*
- ROGERS, K. **The Tacoma Narrows Bridge Disaster: An internet physics project in conjunction with eighth grade science students.** [S.I.], 1993. Disponível em: <<http://faculty.plattsburgh.edu/margaret.campion/seconded/second/kent/kent.html>>. Acesso em: 31 jun. 2014.
- SCANLAN, R. H.; ROSENBAUM, R. **Introduction to the study of aircraft vibration and flutter.** 1951.
- SELIG, M. S.; ROBERT, W. D.; WILLIAMSON, G. A. **Wind Tunnel Testing Airfoils at Low Reynolds Number.** In: *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New*

*Horizons Forum and Aerospace Exposition, 49., 2011, Orlando - Florida. Anais... Orlando: AIAA, 2011, ref. 2011-875.*

SENTHILKUMAR, S.; VELAYUDHAM, A.; MANIARASAN, P. **Dynamic Structural Response Of An Aircraft Wing Using Ansys.** In: *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)*, [S.I.], v. 2, Issue 6, 2013. IJERT - *Explore (Digital Library)*. Disponível em: <<http://www.ijert.org/view.php?id=3945&title=dynamic-structural-response-of-an-aircraft-wing-using-ansys>>. Acesso em: 5 maio 2014.

SIGRIST, J. F. **Fluid-Structure Interaction: An introduction to finite element coupling.** 1. Ed. France: John Wiley & Sons, 2015.

SILVA, E. T. J. B. **Veículos aéreos não tripulados: panorama atual e perspectivas para o monitoramento de atividades ilícitas na Amazônia** In: *Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto - SBSR, 16., 2013, Foz do Iguaçu. Anais... Foz do Iguaçu: SBSR, 2013, p. 9324-9331.*

SILVA, F. L.; **Otimização Estrutural Acoplada à Interação Fluido-Estrutura de uma Asa de Aeronave tipo UAV,** 2011, 6p. Trabalho de Conclusão de Curso - PoliUSP, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, 2011.

SILVA, T. M. L. **Aeroelasticidade transônica de aerofólio com arqueamento variável.** 2010, 124p, Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica, EESC-USP, Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2010.

SILVA, W. F. et al. **Avaliação de uso de Veículo Aéreo Não Tripulado - VANT em atividades de fiscalização da Agência Nacional de Águas.** In: *Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto - SBSR, 17., 2015, João Pessoa. Anais... João Pessoa: SBSR, 2015, p. 1791-1798.*

SILVA NETO, O. T. S. **Análise da Supressão de Flutter Usando Fios com Memória de Forma.** 2014. 103 p., Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica) - UAEM, UFCG, Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, 2014.

SMITHSONIAN NATIONAL AIR AND SPACE MUSEUM, **Collections, Langley Aerodrome.** Exibe fotos e história de aeronaves do museu. Disponível em: <[http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?object=nasm\\_A19180001000](http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?object=nasm_A19180001000)>. Acesso em: 31 mar. 2015.

SODJA, J. **Turbulence models in CFD.** University of Ljubljana, 2007.

SORIANO, H. L. **Método de Elementos Finitos em Análise de Estruturas.** São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2003.

SPEZIALE, C. G. **Analytical methods for the development of Reynolds-stress closures in turbulence.** In: *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 23, pp. 107-157, 1991.

STEFAN, A. et al. **Coupled Transient Analysis of UAV Composite Wing.** In: *International Conference of Scientific Paper AFASES, Brasov, 2015.*

TANG, J. et al. **Computational Fluid-Structure Interaction of a Deformable Flapping Wing for Micro Air Vehicle Applications**. In: *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 46., 2008, Reno - Nevada*. Anais... Reno: AIAA, 2008, ref. 2008-615.

TIAN, B. **Computational Aeroelastic Analysis of Aircraft Wings Including Geometric Nonlinearity**. 2003. 154p., Tese de Doutorado em Engenharia Aeroespacial e Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia Aeroespacial e Engenharia Mecânica, Universidade de Cincinnati, 2003.

THEODORSEN, T. **General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter**. **NACA Report n. 496**, 1935.

VARIG-AIRLINES. **Página Eletrônica**. Disponível em: <[www.varig-airlines.com](http://www.varig-airlines.com)>. Acesso em: 01 jul. 2015.

WANG, Y., LIN, Y. **Combination of CFD and CSD packages for Fluid-Structure Interaction**. In: *Journal of Hydrodynamics*, Vol. 20, No. 6, pp. 756-761, 2008.

WEISSHAAR, T. A. **Aircraft aeroelastic design and analysis**, 2009.

WILLIAMSON, G. A. et al. **Summary of Low-Speed Airfoil Data**. Vol. 5, University of Illinois at Urbana-Champaign, 2012.

WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. **Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads**, 2007.



## **APÊNDICE A – DADOS DA ANÁLISE MODAL**

Tabela da análise de malha para *offset* 0.

		Malha					Diferença relativa entre a Malha 1 e a Malha 5
		1	2	3	4	5	
Nós	Elementos	1.666	12.341	100.517	159.470	272.858	
		521	3.316	29.091	46.483	76.211	
Modo	Tipo	Frequência (Hz)					
1°	Flexão	2,311	2,297	2,295	2,295	2,295	0,70%
2°	Torção	23,753	23,650	23,634	23,631	23,628	0,53%
3°	Flexão	24,872	24,692	24,680	24,675	24,673	0,81%
4°	Flexo-torção	78,017	77,427	77,390	77,373	77,365	0,84%
5°	Flexão	111,188	111,101	111,075	111,074	111,073	0,10%

Erro relativo à malha 5 das frequências naturais de cada malha.

Modo	Malha 1	Malha 2	Malha 3	Malha 4	Malha 5
1°	0,70%	0,09%	0,00%	0,00%	0%
2°	0,53%	0,09%	0,03%	0,01%	0%
3°	0,81%	0,08%	0,03%	0,01%	0%
4°	0,84%	0,08%	0,03%	0,01%	0%
5°	0,10%	0,03%	0,00%	0,00%	0%

## **APÊNDICE B – DADOS DA ANÁLISE DE REGRESSÃO**

Tabela da regressão do amortecimento do modo de flexão.

		Velocidade					
		5 m/s		7,5 m/s		9 m/s	
		Valor	Erro padrão	Valor	Erro padrão	Valor	Erro padrão
$Y_0$		9,51	2,19x	2,10x	4,40x	3,10x	3,65x
(m)		E-04	E-05	E-03	E-05	E-03	E-05
$Y_1$		7,68	1,69x	1,84x	3,20x	2,75x	3,29x
(m)		E-04	E-05	E-03	E-05	E-03	E-05
$\zeta$		0,3397	8,84x	0,4114	5,74x	0,5603	3,30x
			E-03		E-02		E-02
		20 m/s		30 m/s			
		Valor	Erro padrão	Valor	Erro padrão		
$Y_0$		1,9x	7,76x		3,27x		
(m)		E-02	E-05	0,0456	E-06		
$Y_1$		1,9x	4,33x		1,09x		
(m)		E-02	E-04	0,0489	E-04		
$\zeta$		1,1213	8,79x	2,0935	8,84x		
			E-02		E-03		

Tabela da regressão do amortecimento em função do número de Reynolds.

$$\xi(\text{Re}) = A + B \text{Re} + C \text{Re}^2$$

	Valor	Erro padrão
A	0,26134	0,09989
B	$4,34 \cdot 10^{-6}$	$5,916 \cdot 10^{-6}$
C	$2,47 \cdot 10^{-10}$	$6,446 \cdot 10^{-11}$