

UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA DE PRODUÇÃO E MECÂNICA  
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**Keven Bello do Nascimento**

**Análise Aeroelástica da Asa de um Veículo Aéreo Não Tripulado de Pequeno  
Porte por meio de Simulação Computacional de Mecânica dos Fluidos e  
Estrutura**

Juiz de Fora

2019

**Keven Bello do Nascimento**

**Análise Aeroelástica da Asa de um Veículo Aéreo Não Tripulado de Pequeno  
Porte por meio de Simulação Computacional de Mecânica dos Fluidos e  
Estrutura**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado  
à Faculdade de Engenharia da Universidade  
Federal de Juiz de Fora, como requisito par-  
cial para a obtenção do título de Bacharel em  
Engenharia Mecânica.

Orientador: MSc. Vitor Mainenti Leal Lopes

Coorientadora: Dra. Flávia de Souza Bastos

Juiz de Fora

2019

Ficha catalográfica elaborada através do programa de geração automática da Biblioteca Universitária da UFJF, com os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

Nascimento, Keven Bello do.

Análise Aeroelástica da Asa de um Veículo Aéreo Não Tripulado de Pequeno Porte por meio de Simulação Computacional de Mecânica dos Fluidos e Estrutura / Keven Bello do Nascimento. -- 2019.

91 f. : il.

Orientador: Vitor Mainenti Leal Lopes

Coorientadora: Flávia de Souza Bastos

Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade de Engenharia, 2019.

1. Interação fluido-estrutural. 2. Método dos Elementos Finitos. 3. Análise Fluidodinâmica Computacional. 4. Abaqus. 5. VANT. I. Lopes, Vitor Mainenti Leal, orient. II. Bastos, Flávia de Souza, coorient. III. Título.

Keven Bello do Nascimento

**Análise Aeroelástica da Asa de um Veículo Aéreo Não Tripulado de Pequeno Porte por meio de Simulação Computacional de Mecânica dos Fluidos e Estrutura**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade de Engenharia da Universidade Federal de Juiz de Fora, como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Aprovada em 05 de Novembro de 2019.

BANCA EXAMINADORA

---

MSc. Vitor Mainenti Leal Lopes - Orientador  
Universidade Federal de Juiz de Fora

---

Dra. Flávia de Souza Bastos - Coorientadora  
Universidade Federal de Juiz de Fora

---

Dr. Alexandre da Silva Scari  
Universidade Federal de Juiz de Fora

## AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço aos meus pais, Carlos Enrique e Cristina, que sempre demonstraram apoio às minhas escolhas, não apenas durante a graduação, mas ao longo de toda a minha vida. Também, por serem pais bastante compreensíveis, determinados e reconhecedores de todos os meus esforços e méritos. Se sou o que sou, agradeço totalmente a vocês.

Sou grato aos meus familiares por demonstrarem apoio aos meus estudos e acreditarem o quão longe eu posso chegar.

Não posso deixar de agradecer, também, às grandes amizades que ganhei ao longo da graduação: Breno, Leonardo e Rodrigo. Muitas discussões, conselhos, dúvidas e ensinamentos houveram entre nós, e tenho certeza que foram fundamentais para chegar onde estamos.

Por fim, agradeço à professora Flávia, pelas diferentes oportunidades que foram oferecidas e pelos conhecimentos transmitidos a mim nos últimos dois anos, à professora Patrícia, por ter auxiliado e demonstrado interesse na busca de resultados para as simulações presentes neste trabalho, e aos professores do Departamento de Engenharia de Produção e Mecânica da Universidade Federal de Juiz de Fora, por terem contribuído ao longo de cinco anos para a minha formação profissional.

"Na adversidade, uns desistem, enquanto outros batem recordes".

Ayrton Senna

## RESUMO

Muitos problemas cotidianos de engenharia envolvem a atuação de fluidos escoando sobre estruturas. A essa relação dá-se o nome de interação fluido-estrutural (IFE). No entanto, estes problemas apresentam elevado grau de complexidade para obtenção de soluções de forma analítica, requerendo a utilização de programas computacionais para obtê-las. Diante disso, este trabalho busca realizar a análise aeroelástica computacional da asa de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de pequeno porte quando submetida ao escoamento de um fluido, no caso o ar. Para tal, a asa será modelada em um software de simulação baseado no método dos elementos finitos, o *Abaqus*, sustentando-se em estudos realizados anteriormente a este trabalho, para posterior submissão à análise IFE.

Palavras-chave: Interação fluido-estrutural. Método dos Elementos Finitos. Análise Fluidodinâmica Computacional. *Abaqus*. VANT.

## ABSTRACT

Many engineering problems involve the actuation of fluids flowing over structures. This relationship is called fluid-structural interaction (FSI). However, these problems present a high degree of complexity to obtain solutions in an analytical way, requiring the use of computer programs to obtain them. Therefore, this work seeks to perform the computational aeroelastic analysis of the wing of a small unmanned aerial vehicle (UAV) when subjected to a fluid flow, in this case the air. For this, the wing will be modeled in a simulation software based on the finite element method (Abaqus) found on studies carried out prior this work, for subsequent submission to FSI analysis.

Key-words: Fluid structure-interaction. Finite Element Method. Computational Fluid Dynamic. Abaqus. UAV.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Sistema de um VANT. . . . .	20
Figura 2 – Exemplo de um sistema monolítico contendo informações da estrutura e do fluido. . . . .	21
Figura 3 – Representação da abordagem monolítica. . . . .	22
Figura 4 – Representação da abordagem particionada. . . . .	23
Figura 5 – Processo de acoplamento unidirecional. . . . .	23
Figura 6 – Processo de acoplamento bidirecional. . . . .	24
Figura 7 – Descrições cinemáticas do contínuo. . . . .	27
Figura 8 – Grau de modelagem e custo computacional dos modelos de turbulência. . . . .	34
Figura 9 – Cadeia de Modelos. . . . .	43
Figura 10 – Fenômenos aeroelásticos decorrentes da combinação entre as forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais. . . . .	45
Figura 11 – Fluxo de trabalho para submissão à análise FSI no <i>Abaqus</i> . . . . .	48
Figura 12 – Perfil aerodinâmico da asa da aeronave modelo 2018. . . . .	49
Figura 13 – Perfil aproximado da asa. . . . .	50
Figura 14 – Divergência entre o perfil fornecido pela equipe e o construído no <i>Abaqus</i> . . . . .	50
Figura 15 – Perfil utilizado na modelagem. . . . .	51
Figura 16 – Representação da nervura. . . . .	52
Figura 17 – Dimensões do perfil da longarina em <i>mm</i> (divinycell interior à fibra de carbono). . . . .	52
Figura 18 – Representação da parte da longarina composta por fibra de carbono. . . . .	53
Figura 19 – Representação da parte da longarina composta por divinycell H60. . . . .	53
Figura 20 – Representação da entelagem. . . . .	54
Figura 21 – Representação da asa. . . . .	55
Figura 22 – Superfície do domínio da estrutura em contato com o fluido. . . . .	56
Figura 23 – Aplicação das condições de contorno na asa do VANT. . . . .	57
Figura 24 – Malha resultante da nervura. . . . .	57
Figura 25 – Malha resultante da parte interna da longarina. . . . .	58
Figura 26 – Malha resultante da parte externa da longarina. . . . .	58
Figura 27 – Malha resultante da entelagem. . . . .	59
Figura 28 – Representação da asa rígida com a mola linear. . . . .	59
Figura 29 – Domínio do fluido. . . . .	61
Figura 30 – Superfície do domínio do fluido em contato com a asa. . . . .	64
Figura 31 – Superfícies de aplicação das condições de contorno no domínio do fluido. . . . .	65
Figura 32 – Malha resultante do domínio do fluido. . . . .	66
Figura 33 – Domínio do fluido. . . . .	67
Figura 34 – Superfície do domínio do fluido em contato com a asa. . . . .	67
Figura 35 – Superfícies de aplicação das condições de contorno no domínio do fluido. . . . .	68

Figura 36 – Malha resultante do domínio do fluido. . . . .	69
Figura 37 – Imagem ilustrativa da janela de execução da co-simulação. . . . .	70
Figura 38 – Imagem ilustrativa da janela de monitoramento da solução. . . . .	70
Figura 39 – Tensões atuantes na estrutura no instante de maior deflexão. . . . .	72
Figura 40 – Deformações da estrutura no instante de maior deflexão. . . . .	72
Figura 41 – Deslocamentos da estrutura no instante de maior deflexão. . . . .	73
Figura 42 – Pressão exercida pelo fluido no início da análise. . . . .	74
Figura 43 – Pressão exercida pelo fluido no final da análise. . . . .	74
Figura 44 – Velocidade do fluido no início análise. . . . .	75
Figura 45 – Velocidade do fluido no final da análise. . . . .	75
Figura 46 – Formação de vórtices no início da análise. . . . .	76
Figura 47 – Formação de vórtices no final da análise. . . . .	76
Figura 48 – Ilustração do nó 16 (ponto vermelho). . . . .	77
Figura 49 – Deslocamento do nó 16 na direção $x$ para diferentes velocidades de escoamento. . . . .	77
Figura 50 – Deslocamento do nó 16 na direção $y$ para diferentes velocidades de escoamento. . . . .	78
Figura 51 – Deslocamento do nó 16 na direção $z$ para diferentes velocidades de escoamento. . . . .	78
Figura 52 – Deslocamento do nó 16 na direção $x$ para diferentes velocidades de escoamento. . . . .	80
Figura 53 – Deslocamento do nó 16 na direção $y$ para diferentes velocidades de escoamento. . . . .	80
Figura 54 – Deslocamento do nó 16 na direção $z$ para diferentes velocidades de escoamento. . . . .	81
Figura 55 – Primeiro modo de vibração da estrutura ( $27.033 Hz$ ). . . . .	82
Figura 56 – Deslocamento do RP-1 na direção $y$ para diferentes velocidades de escoamento. . . . .	82

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades mecânicas da nervura. . . . .	54
Tabela 2 – Propriedades mecânicas da longarina (parte interna). . . . .	54
Tabela 3 – Propriedades mecânicas da longarina (parte externa). . . . .	55
Tabela 4 – Propriedades mecânicas da entelagem. . . . .	55
Tabela 5 – Constantes utilizadas no modelo da atmosfera padrão e na fórmula de Sutherland. . . . .	62
Tabela 6 – Propriedades do ar na altitude de 1000 m. . . . .	63

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ALE	Lagrangiano-Euleriano Arbitrário ( <i>Arbitrary Lagrangian Eulerian</i> )
ARP	Aeronave Remotamente Pilotada
CFD	Fluidodinâmica Computacional ( <i>Computational Fluid Dynamic</i> )
DNS	Simulação Numérica Direta ( <i>Direct Numerical Simulation</i> )
FEM	Método do Elemento Finito ( <i>Finite Element Method</i> )
FSI	Interação Fluido-Estrutural ( <i>Fluid-Structure Interaction</i> )
LES	Simulação de Grandes Escalas ( <i>Large Eddy Simulation</i> )
SA	Spalart-Allmaras
SC	Superfície de Controle
SST	Transporte de Tensão de Cisalhamento ( <i>Shear Stress Transport</i> )
UFJF	Universidade Federal de Juiz de Fora
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VC	Volume de Controle

## LISTA DE SÍMBOLOS

$C$	Constante de Sutherland
$C_{b1}$	Constante empírica
$C_{1\epsilon}$	Constante empírica
$C_{2\epsilon}$	Constante empírica
$C_{3\epsilon}$	Constante empírica
$D_\omega$	Difusão cruzada
$D$	Diâmetro da tubulação
$dA$	Elemento diferencial de área
$dV$	Elemento diferencial de volume
$E_{sist}$	Energia do sistema
$e$	Energia específica
$\vec{F}$	Vetor força resultante
$f$	Frequência
$G_b$	Taxa de geração de energia cinética turbulenta devido aos efeitos de flutuabilidade
$G_k$	Taxa de geração de energia cinética turbulenta resultado dos gradientes médios de velocidade
$\tilde{G}_k$	Taxa de geração de energia cinética turbulenta resultado dos gradientes médios de velocidade calculado a partir de $G_k$
$G_v$	Produção da viscosidade turbulenta
$G_\omega$	Taxa de geração da frequência de turbulência
$g_x$	Aceleração da gravidade na direção x;
$g_y$	Aceleração da gravidade na direção y;
$g_z$	Aceleração da gravidade na direção z;
$g$	Aceleração da gravidade no modelo da atmosfera padrão;
$h$	Altitude

$K$	Constante de von Kármán
$k$	Energia cinética das flutuações de velocidade (turbulenta)
$k_T$	Coefficiente de condutividade térmica
$K_{mola}$	Constante de rigidez da mola
$l$	Comprimento de mistura
$m$	Massa
$m_{asa}$	Massa da asa
$N_{sist}$	Propriedade extensiva
$\vec{n}$	Vetor normal
$\dot{Q}$	Fluxo de calor transferido do/para o sistema
$\vec{Q}$	Vetor quantidade de movimento
$R_{ar}$	Constante universal do ar no modelo da atmosfera padrão
$Re$	Número de Reynolds
$R^f$	Equações do fluido
$R^s$	Equações da estrutura
$S_\epsilon$	Medida escalar do tensor de deformação $\epsilon$
$S_k$	Medida escalar do tensor de deformação $k$
$S_{\bar{v}}$	Medida escalar do tensor de deformação
$S_\omega$	Medida escalar do tensor de deformação $\omega$
$T_0$	Temperatura do ar no limite inferior da troposfer
$T_x$	Temperatura do ar buscada
$T_y$	Temperatura do ar em que se deseja calcular a viscosidade dinâmica
$T_{ref}$	Temperatura de referência
$t$	Tempo
$u$	Componente escalar da velocidade na direção $x$
$u_i$	Velocidade na direção cartesiana $i$

$u_j$	Velocidade na direção cartesiana $j$
$\bar{u}$	Velocidade média na direção $x$
$\bar{u}_i$	Velocidade média na direção cartesiana $i$
$\bar{u}_j$	Velocidade média na direção cartesiana $j$
$\tilde{v}$	Variável de viscosidade turbulenta
$\mathbf{V}$	Vetor de velocidades
$\vec{v}$	Vetor velocidade
$\bar{v}$	Velocidade média na direção $y$
$v$	Componente escalar da velocidade na direção $y$
$w$	Componente escalar da velocidade na direção $z$
$\dot{W}$	Trabalho realizado pelo/sobre o sistema por unidade de tempo
$x$	Coordenada cartesiana $x$
$x_i$	Coordenada cartesiana na direção $i$
$x_j$	Coordenada cartesiana na direção $j$
$y$	Coordenada cartesiana $y$
$Y_k$	Dissipação da energia cinética turbulenta
$Y_M$	Influência da dilatação flutuante em turbulência compressível para a taxa de dissipação total
$Y_v$	Destruição da viscosidade turbulenta
$z$	Coordenada cartesiana $z$
$\nabla T$	Gradiente de temperaturas
$\Gamma_k$	Difusividade efetiva de $k$
$\Gamma_\omega$	Difusividade efetiva de $\omega$
$\delta_{ij}$	Delta de Kronecker
$\eta$	Propriedade intensiva
$\lambda_{trop}$	Gradiente térmico específico da troposfera

$\mu$	Viscosidade dinâmica absoluta
$\mu_T$	Viscosidade dinâmica turbulenta
$\mu_{ref}$	Viscosidade dinâmica do ar na temperatura de referência
$\mu_x$	Viscosidade dinâmica do ar buscada
$\nu$	Viscosidade cinemática
$\rho$	Massa específica
$\rho_{ar}$	Massa específica do ar no limite inferior da troposfera
$\rho_x$	Massa específica do ar buscada
$\sigma_\epsilon$	Número de Prandtl turbulento para $\epsilon$
$\sigma_k$	Número de Prandtl turbulento para $k$
$\sigma_{\tilde{v}}$	Número de Prandtl turbulento para $\tilde{v}$
$\tau$	Tensão viscosa
$\tau^T$	Tensão turbulenta
$\tau_{ij}$	Tensor de tensões de Reynolds
$\Phi$	Função dissipativa viscosa
$\omega$	Frequência de turbulência
$\omega_n$	Frequência natural de vibração

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO . . . . .</b>	<b>18</b>
1.1	Considerações iniciais . . . . .	18
1.2	Motivação . . . . .	18
1.3	Objetivos . . . . .	19
1.3.1	Objetivo Geral . . . . .	19
1.3.2	Objetivo Específico . . . . .	19
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA . . . . .</b>	<b>20</b>
2.1	Veículo Aéreo Não Tripulado . . . . .	20
2.2	Interação Fluido-Estrutural . . . . .	21
2.2.1	Abordagem Monolítica . . . . .	21
2.2.2	Abordagem Particionada . . . . .	22
2.2.2.1	Acoplamento Unidirecional . . . . .	23
2.2.2.2	Acoplamento Bidirecional . . . . .	24
2.2.3	Mapeamento de Dados . . . . .	24
2.3	Fluidodinâmica Computacional . . . . .	25
2.3.1	Descrição Lagrangiana-Euleriana Arbitrária . . . . .	26
2.3.2	Equações Governantes do escoamento do fluido . . . . .	27
2.3.2.1	Relações Integrais para um Volume de Controle . . . . .	27
2.3.2.1.1	Conservação da Massa . . . . .	28
2.3.2.1.2	Conservação do Momento . . . . .	28
2.3.2.1.3	Conservação da Energia . . . . .	29
2.3.2.2	Relações Diferenciais para escoamento de fluidos . . . . .	30
2.3.2.2.1	Conservação da Massa . . . . .	30
2.3.2.2.2	Conservação do Momento . . . . .	30
2.3.2.2.3	Conservação da Energia . . . . .	31
2.3.3	Modelos de Turbulência . . . . .	32
2.3.3.1	Modelos Algébricos . . . . .	36
2.3.3.2	Modelo <i>Spalart-Allmaras</i> . . . . .	37
2.3.3.3	Modelo $k - \epsilon$ . . . . .	38
2.3.3.4	Modelo $k - \omega$ . . . . .	39
2.3.3.5	Modelo $k - \omega SST$ . . . . .	40
2.3.4	Condições de Fronteira . . . . .	41
2.3.4.1	Condição de Fronteira de Entrada/Saída . . . . .	41
2.3.4.2	Condições de Fronteira da Parede . . . . .	42
2.3.4.3	Condições de Fronteira Cíclica/Periódica . . . . .	42

2.3.4.4	Condições de Fronteira de Simetria . . . . .	42
2.4	Método dos Elementos Finitos . . . . .	42
2.5	Aeroelasticidade . . . . .	44
2.6	Estudos Anteriores . . . . .	45
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA . . . . .</b>	<b>47</b>
3.1	<i>Abaqus</i> . . . . .	47
3.2	Fluxo de Trabalho para Análise FSI no <i>Abaqus</i> . . . . .	48
3.3	Modelagem do Problema no <i>Abaqus</i> . . . . .	49
3.3.1	Modelagem da Estrutura para a Análise de Asa Infinita e Ponta de Asa	51
3.3.1.1	Elementos Constituintes . . . . .	51
3.3.1.2	Propriedades dos Elementos . . . . .	54
3.3.1.3	Definição das Instâncias . . . . .	55
3.3.1.4	Definição da Análise . . . . .	56
3.3.1.5	Definição das Superfícies de Contato . . . . .	56
3.3.1.6	Aplicação das Condições de Contorno . . . . .	56
3.3.1.7	Configurações de Malha dos Elementos . . . . .	57
3.3.2	Modelagem da Estrutura para a Análise Simplificada . . . . .	59
3.3.3	Modelagem do Fluido para a Análise de Asa Infinita e Simplificada . . .	60
3.3.3.1	Elaboração do Domínio do Fluido . . . . .	60
3.3.3.2	Determinação das Propriedades do Fluido . . . . .	61
3.3.3.3	Definição das Instâncias . . . . .	63
3.3.3.4	Definição da Análise . . . . .	63
3.3.3.5	Definição das Superfícies de Contato . . . . .	63
3.3.3.6	Aplicação das Condições Iniciais e de Contorno . . . . .	64
3.3.3.7	Configurações de Malha do Fluido . . . . .	65
3.3.4	Modelagem do Fluido para a Análise de Ponta de Asa . . . . .	66
3.3.4.1	Elaboração do Domínio do Fluido . . . . .	66
3.3.4.2	Definição das Superfícies de Contato . . . . .	67
3.3.4.3	Aplicação das Condições Iniciais e de Contorno . . . . .	67
3.3.4.4	Configurações de Malha do Fluido . . . . .	69
3.3.5	Acoplamento dos Domínios . . . . .	69
<b>4</b>	<b>RESULTADOS E ANÁLISES . . . . .</b>	<b>71</b>
4.1	Análise de Asa Infinita . . . . .	71
4.1.1	Comportamento Dinâmico da Estrutura . . . . .	71
4.1.2	Escoamento do Fluido ao Redor da Asa . . . . .	73
4.1.3	Deslocamento de um Ponto da Asa para Diferentes Velocidades de Escoamento . . . . .	76
4.2	Análise de Ponta de Asa . . . . .	79

4.3	Análise Simplificada . . . . .	81
<b>5</b>	<b>CONCLUSÕES . . . . .</b>	<b>84</b>
5.1	Sugestões para Trabalhos Futuros . . . . .	84
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>86</b>
	<b>ANEXO A – TERMO DE AUTENTICIDADE . . . . .</b>	<b>89</b>

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 Considerações iniciais

A interação fluido-estrutural (do inglês *Fluid-Structure Interaction*, FSI) engloba um conjunto de problemas da engenharia, ciência e medicina em que há dependência mútua entre as diversas partes que compõem uma estrutura e o comportamento do escoamento de um fluido em torno dela. Entre esses problemas, alguns podem ser citados: a deflexão das hélices de turbinas eólicas, a deflexão das asas de um avião, a inflação das bolsas de airbag de um automóvel, a abertura de um paraquedas e o bombeamento de sangue pelos ventrículos do coração humano (BAZILEVS *et al.*, 2013).

Nos problemas de engenharia, o estudo da interação entre o fluido e a estrutura exerce papel fundamental na tomada de decisões acerca da elaboração de um projeto. No entanto, a elevada complexidade de resolução desses problemas de forma analítica prejudica consideravelmente o seu estudo. Diante disso, graças aos elevados avanços tecnológicos das últimas décadas, programas computacionais têm sido utilizados para se obter as soluções de forma mais rápida, prática e eficiente (BAZILEVS *et al.*, 2013). Um desses *softwares* é o *Abaqus*, que consiste na modelagem e análise pelo método dos elementos finitos para solucionar esses tipos de problemas.

Este trabalho propõe a realização da interação fluido-estrutural da asa de uma aeronave não tripulada, pertencente à equipe Microraptor Aerodesign da Universidade Federal de Juiz de Fora, com o ar por meio de simulação computacional no *Abaqus*, a fim de analisar e compreender o comportamento estrutural dinâmico do modelo quando submetido ao escoamento do ar.

## 1.2 Motivação

Veículos aéreos não tripulados são aeronaves remotamente controladas e que não exigem pilotos embarcados para realizar seu controle. Possuem aplicações que vão desde a área militar a competições acadêmicas. No entanto, independentemente para o qual ela é confeccionada, exige-se um elevado padrão de qualidade do seu projeto, uma vez que são custosos e a presença de erros ou falhas podem torná-la inutilizável (AUSTIN, 2010).

Dessa maneira, diante da necessidade de se desenvolver projetos de aeronaves com maior confiabilidade e menor custo, softwares de análise de problemas pelo método dos elementos finitos são aplicados, uma vez que permitem simular uma aeronave em voo e, assim, possibilitam avaliar a viabilidade do projeto e pontos de melhoria antes de encaminhá-lo a fabricação. Logo, consegue-se elaborar um projeto de elevada qualidade, em menor tempo e, relativamente, mais barato.

## 1.3 Objetivos

### 1.3.1 Objetivo Geral

Realizar a análise aeroelástica da asa de um veículo aéreo não tripulado de pequeno porte, que interage com o escoamento do ar, por meio de simulação computacional baseada no método de elementos finitos.

### 1.3.2 Objetivo Específico

Os objetivos específicos que levam à elaboração da análise fluido-estrutural da asa de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de pequeno porte com o ar, por meio de simulação computacional, são:

- Modelar a asa do VANT pertencente à equipe Microraptor Aerodesign da Universidade Federal de Juiz de Fora no programa computacional *Abaqus* por meio de dados presentes em estudos realizados anteriormente a este trabalho;
- Determinar as propriedades e características de escoamento do fluido (ar) que interage com a estrutura;
- Submeter a asa a um estudo dinâmico;
- Compreender o comportamento do fluido em torno da estrutura; e
- Avaliar o comportamento dinâmico da estrutura para diferentes velocidades de escoamento considerando três tipos de análise: asa infinita, ponta de asa e simplificada.

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

### 2.1 Veículo Aéreo Não Tripulado

Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT's), também conhecidos como Aeronaves Remotamente Pilotadas (ARP's) ou drones, podem ser conceituados, de maneira simplificada, como aeronaves que possuem sua tripulação removida e substituída por meios eletrônicos e computacionais para realizar seu controle remotamente (AUSTIN, 2010).

Eles possuem uma infinidade de aplicações, tanto civis como militares. Em relação à primeira, podem ser citadas: a fotografia aérea, a execução de serviços de agricultura, a manutenção de redes elétricas, a realização de serviços meteorológicos e o monitoramento de tráfego. Quanto à segunda, podem ser citadas: o reconhecimento, a inteligência eletrônica, a retransmissão de sinais de rádio, o monitoramento e a segurança (AUSTIN, 2010).

Essas aeronaves compõem um robusto e complexo conjunto de subsistemas, denominado Sistema de Aeronaves Não Tripuladas (figura 1). Basicamente, ele abrange: uma estação de controle, que abriga os operadores, as interfaces entre os operadores e o restante do sistema; a aeronave, que possui um sistema de navegação e é responsável por transportar uma carga útil; um sistema de comunicação, que transmite informações do controle para a aeronave (geralmente via rádio); e equipamentos de suporte, como de manutenção e transporte (AUSTIN, 2010).

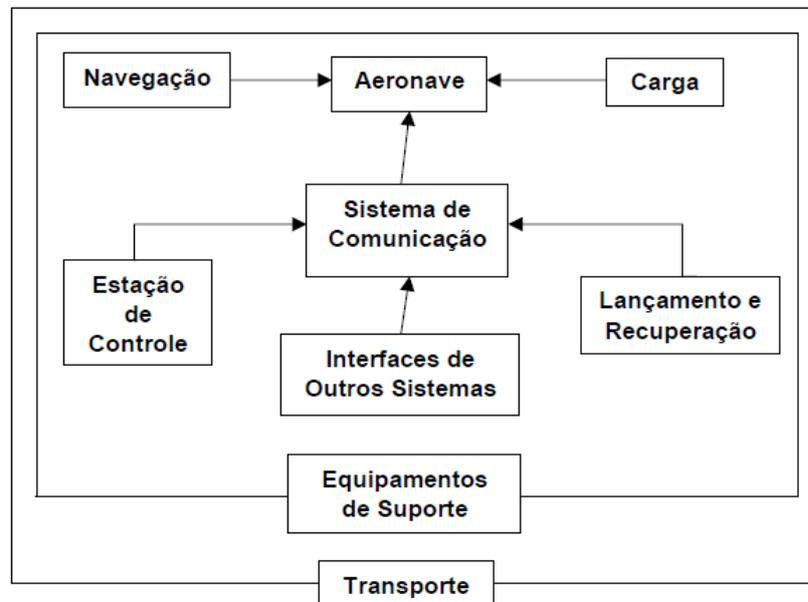


Figura 1 – Sistema de um VANT.

Fonte: AUSTIN, 2010 (Adaptado).

## 2.2 Interação Fluido-Estrutural

A interação fluido-estrutural, do inglês *fluid-structure interaction (FSI)*, engloba um conjunto de problemas que envolvem a interação de um fluido com uma estrutura. Neles, o fluido exerce pressão sobre a estrutura e, conseqüentemente, causa deformação. Em contrapartida, a estrutura deformada pode alterar a forma como ocorre o escoamento do fluido. Dessa maneira, ocorrerá a modificação da pressão exercida pelo fluido, repetindo o processo (JUNAIDIN, 2017).

Esses tipos de problemas, que envolvem a interação entre dois modelos físicos cuja solução de qualquer um dos sistemas é dependente da solução do outro, são considerados acoplados. Em outras palavras, são sistemas que normalmente descrevem fenômenos físicos distintos em que nenhum domínio pode ser resolvido separado do outro e nenhum conjunto de variáveis dependentes pode ser explicitamente eliminado em uma equação diferencial (ZIENKIEWICZ, 2008, *apud* ANDERSSON; AHL, 2011).

De maneira geral, problemas que envolvem a interação entre fluido e estrutura são de natureza bastante complexa para serem solucionados de forma analítica, principalmente por se tratar de problemas com sistemas acoplados. Assim, graças ao contínuo desenvolvimento de técnicas numéricas e o constante crescimento da capacidade computacional, torna-se mais viável a busca de resoluções por meio de simulações numéricas. Para tal, duas abordagens podem ser empregadas: monolítica e particionada (ANDERSSON; AHL, 2011).

### 2.2.1 Abordagem Monolítica

De acordo com Andersson e Ahl (2011), a abordagem monolítica, ou direta, consiste em resolver as equações que governam o fluxo do fluido e as que regem os deslocamentos e deformações da estrutura simultaneamente. Ou seja, um único solucionador é formulado para se resolver numericamente um conjunto de equações algébricas discretas combinadas, que podem ser representadas na forma de uma grande matriz de equações (figura 2).

$$\begin{pmatrix} K_S & K_{FS} \\ K_{SF} & K_F \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_S \\ u_F \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_S \\ F_F \end{pmatrix}$$

Figura 2 – Exemplo de um sistema monolítico contendo informações da estrutura e do fluido.

Fonte: Andersson e Ahl, 2011 (Adaptado).

Como essa abordagem leva em conta a influência mútua do fluido e da estrutura diretamente, ela permite alcançar alta precisão e estabilidade dos resultados. No entanto, em termos de modelagem computacional, essa metodologia requer um código dedicado

ao seu desenvolvimento, se mostrando altamente caro computacional e temporalmente, especialmente para problemas não lineares (SIGRIST, 2015).

Assim, de acordo com Sharma e Kumar (2018), o método monolítico se torna viável apenas quando há fraco acoplamento entre os sistemas, ou seja, quando a influência de qualquer sistema sobre outro é insignificante durante a simulação.

Na figura 3 pode ser observado um esquema da abordagem monolítica. Nele, observa-se que as equações do fluido ( $R^f$ ) e da estrutura ( $R^s$ ) são resolvidas ao mesmo tempo e seus resultados são utilizados para desenvolver as equações em tempos posteriores até os resultados convergirem.

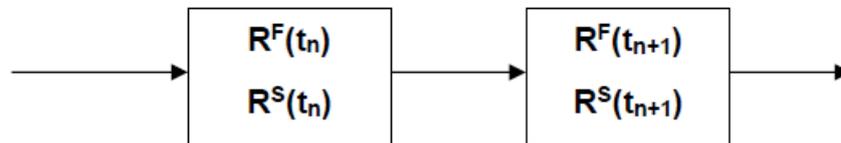


Figura 3 – Representação da abordagem monolítica.

Fonte: Sharma e Kumar, 2018 (Adaptado).

### 2.2.2 Abordagem Particionada

Segundo Andersson e Ahl (2011), a abordagem particionada consiste em resolver as equações que governam o fluxo e que regem os deslocamentos e deformações da estrutura separadamente. Ou seja, dois solucionadores distintos são utilizados para se alcançar a solução geral do problema.

Dessa maneira, como a abordagem particionada utiliza códigos especializados para a resolução das equações de fluxo e estrutura, permite-se obter as soluções mais eficientes para cada sistema. No entanto, ela requer algoritmos de acoplamento entre as soluções de cada campo a fim determinar a solução do sistema acoplado (ANDERSSON; AHL, 2011).

Esses algoritmos, denominados algoritmos de mapeamento de dados de interface, usam as soluções individuais e executam o seu acoplamento por meio de processos iterativos internos. Em outras palavras, as variáveis de cada solução são passadas de um sistema pra outro de forma iterativa até alcançar a convergência desejada (SHARMA; KUMAR, 2018).

Na figura 4 pode ser observado um esquema simplificado da abordagem particionada. Nele, observa-se que é obtida uma solução para cada sistema de forma separada e, com auxílio do algoritmo de mapeamento de dados, processos iterativos são realizados entre as soluções até se alcançar uma boa convergência.

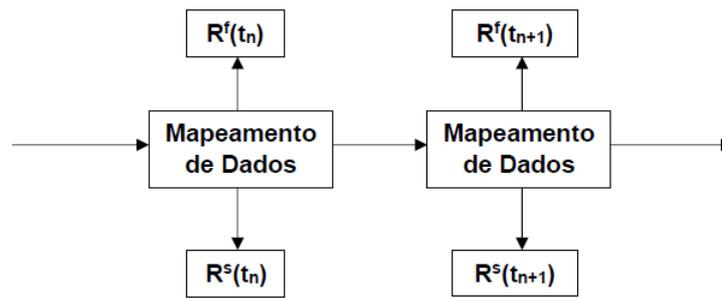


Figura 4 – Representação da abordagem particionada.

Fonte: Sharma e Kumar, 2018 (Adaptado).

De acordo com Junaidin (2017) e Sharma e Kumar (2018), existem dois métodos de aplicação dessa abordagem: acoplamento unidirecional (*one-way coupling*) e acoplamento bidirecional (*two-way coupling*). Esses métodos são abordados a seguir.

#### 2.2.2.1 Acoplamento Unidirecional

Neste método o mapeamento de dados ocorre apenas em uma direção: do fluido para estrutura. Portanto, ele é eficiente para estudar problemas que envolvam os efeitos do fluxo de fluido em uma estrutura sólida quando esta não induz efeitos significativos que causem alterações substanciais no escoamento do fluido.

Uma representação desse acoplamento pode ser visualizada na figura 5. Por meio da análise fluidodinâmica computacional (CFD), o solucionador realiza os cálculos e obtém soluções convergentes para as forças de pressão que o fluido exerce durante o escoamento. Posteriormente, pelo algoritmo de mapeamento de dados, essas forças são transferidas e aplicadas no sólido para realizar a análise estrutural em elementos finitos (FEM) e obter as tensões, deslocamentos e deformações na estrutura.

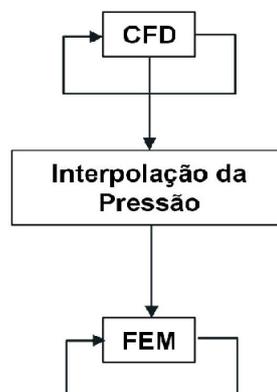


Figura 5 – Processo de acoplamento unidirecional.

Fonte: Sharma e Kumar, 2018 (Adaptado).

### 2.2.2.2 Acoplamento Bidirecional

Neste método o mapeamento de dados ocorre em dois sentidos: do fluido para estrutura e da estrutura para o fluido. Ele é aplicado em situações que o fluido induz efeitos na estrutura, que, em contrapartida, causa mudanças consideráveis no escoamento do fluido.

Esse método pode ser visualizado, de forma geral, no fluxograma da figura 6. Inicialmente, por meio do solucionador CFD, obtêm-se as forças de pressão que o fluido exerce durante seu escoamento. Em seguida, a pressão superficial é interpolada e transferida para o solucionador em elementos finitos (FEM) por meio do algoritmo de mapeamento de dados. Posteriormente, a solução estrutural é obtida, que por sua vez é interpolada e transferida para o solucionador CFD. Neste, com base no deslocamento recebido, ocorre a deformação da malha do fluido que gera outra pressão superficial. Esse processo se repete por meio de iterações até existir a convergência na transferência de dados.

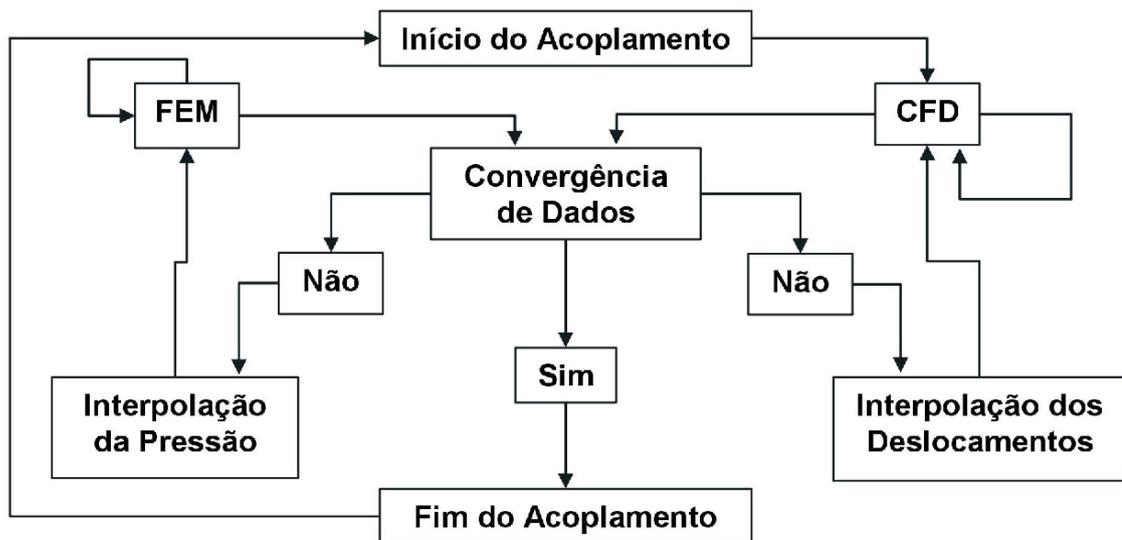


Figura 6 – Processo de acoplamento bidirecional.

Fonte: Sharma e Kumar, 2018.

### 2.2.3 Mapeamento de Dados

Como dito anteriormente, são necessários algoritmos de mapeamento e transferência de dados entre os solucionadores do fluido e da estrutura na abordagem particionada, uma vez que o escoamento do fluido induz efeitos na estrutura que, em contrapartida, provoca alterações na malha do fluido e, conseqüentemente, modifica a maneira como interage com a estrutura.

De acordo com Sharma e Kumar (2018), existem dois algoritmos que realizam essas atividades: *General Grid Interface* e *Smart Bucket Algorithm*. O primeiro é utilizado para transferir quantidades conservativas do domínio do fluido para o domínio da estrutura, tais como força, momento e massa. Por outro lado, o segundo é utilizado para transferir quantidades não conservativas do domínio da estrutura para o domínio do fluido, tais como temperatura, deslocamento e tensão. Independente disso, em ambos algoritmos os dados são transferidos de um domínio a outro por meio do cálculo do efeito que os “pesos” dessas quantidades exercem nos nós da malha do fluido e da estrutura.

### 2.3 Fluidodinâmica Computacional

Diversos modelos foram propostos para realizar o estudo do escoamento de fluidos. No entanto, por empregarem numerosas equações, e de elevada complexidade, tornam-se métodos bastante trabalhosos ou impossíveis de serem solucionados analiticamente. Devido a isso, graças aos significativos avanços em poder computacional, técnicas numéricas (como o método dos elementos finitos, método das diferenças finitas e método dos volumes finitos) puderam ser desenvolvidas e aplicadas computacionalmente para se obter soluções de maneira bastante rápida e eficaz para esses tipos de problemas (CHUNG, 2015, *apud* KIM *et al.*, 2019).

Dessa maneira, surge a análise fluidodinâmica computacional, ou *Computational Fluid-Dynamic* (CFD), ramo da ciência que se preocupa em modelar o fluxo de fluidos computacionalmente a partir de três leis básicas: da conservação da massa, da conservação do momento e da conservação da energia. Nela, os cálculos são realizados em termos da geometria, das propriedades, da malha e das condições iniciais aplicadas ao domínio do fluido (ANDERSON *et al.*, 2009). Assim, o CFD permitiu expandir os estudos de escoamento de fluidos para diversas áreas da engenharia, tais como: automotiva, aeroespacial, metalúrgica, biomédica e meteorologia.

De acordo com Kim *et al.* (2019), dois passos essenciais devem ser seguidos para o desenvolvimento de uma análise CFD. Inicialmente, deve-se detalhar o problema para se obter o modelo físico, identificando todas as informações úteis para sua resolução. Em seguida, formula-se o modelo matemático, onde as equações diferenciais que governam o fluxo do fluido são criadas, mostrando a relação entre as variáveis de fluxo e suas coordenadas no espaço e tempo.

A seguir são detalhadas algumas teorias úteis no desenvolvimento de um modelo computacional para análise fluidodinâmica.

### 2.3.1 Descrição Lagrangiana-Euleriana Arbitrária

A cinemática é a área da mecânica dos fluidos que estuda o movimento do fluido sem se preocupar com as forças que o produz. Seu objetivo é acompanhar a evolução das variáveis que caracterizam o fluido, tais como: temperatura, massa específica, velocidade, pressão e energia (MUNSON *et al.*, 2004). De acordo com Andersson e Ahl (2011), existem três formulações que descrevem o movimento de um meio contínuo: Lagrangiana, Euleriana e Lagrangiana-Euleriana (figura 7).

A descrição Lagrangiana consiste em seguir todas as partículas do fluido aplicando equações para descrever a trajetória de cada partícula individualmente (fornece a posição de cada partícula em todo instante de tempo). Computacionalmente, cada nó individual da malha é permanentemente associado a uma partícula durante o movimento. A desvantagem dessa descrição está na perda de precisão da solução quando há grandes deformações do contínuo, levando a distorções da malha e, muitas vezes, não resolvendo problemas de FSI. Por outro lado, é possível rastrear facilmente as superfícies livres e interfaces entre os materiais, além de permitir averiguar o caminho descrito por cada partícula.

Na descrição Euleriana as partículas não são rastreadas individualmente, mas a partir de um domínio espacial fixo que especifica a velocidade em cada ponto nesse espaço num dado instante de tempo. Computacionalmente, a malha é fixada e o contínuo (fluido) se move e deforma em relação a ela. Este método funciona bem para grandes deformações, no entanto é difícil obter uma solução precisa em relação às interfaces e aos detalhes do fluxo.

O algoritmo Lagrangeano Euleriano Arbitrário (ALE) é uma descrição cinemática apropriada da mecânica do contínuo que combina as duas descrições clássicas do movimento (Euleriana e Lagrangiana) para gerenciar a dinâmica do fluido e da estrutura em problemas multifísicos, como é o caso da interação fluido estrutural. As duas abordagens são combinadas para maximizar as vantagens e minimizar as desvantagens de cada descrição. Além disso, esse algoritmo permite um controle da geometria da malha independentemente da geometria do material. Nesta descrição é necessário introduzir um terceiro domínio além do material e espacial, denominado referencial.

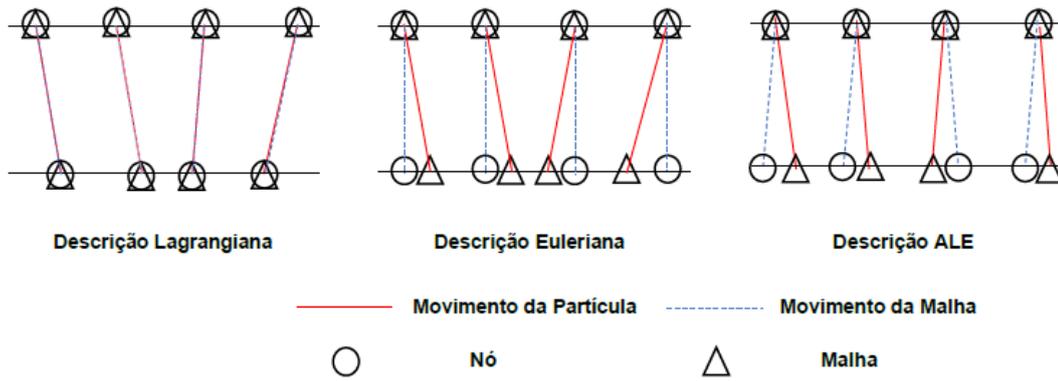


Figura 7 – Descrições cinemáticas do contínuo.

Fonte: Andersson e Ahl, 2011 (Adaptado).

### 2.3.2 Equações Governantes do Escoamento do Fluido

De acordo com White (2011) e Fox *et al.* (2011), existem duas maneiras de se analisar o movimento de fluidos. A primeira é procurar uma estimativa dos efeitos globais (vazão em massa, força induzida, troca de energia) sobre uma região finita ou volume de controle. A segunda é pesquisar os detalhes ponto a ponto de um padrão de escoamento, analisando uma região infinitesimal do escoamento. Esses dois caminhos são descritos a seguir.

#### 2.3.2.1 Relações Integrais para um Volume de Controle

Neste caminho, as equações que governam o fluxo de fluido são determinadas ao combinar os três princípios básicos de conservação (massa, momento e energia) com o Teorema do Transporte de Reynolds considerando um volume de controle fixo e arbitrário. Esse teorema, dado pela equação abaixo, expressa uma relação entre a variação temporal de uma propriedade extensiva ( $N$ ) em um sistema com a taxa de variação da mesma propriedade dentro do volume de controle e o fluxo dela através da superfície de controle.

$$\frac{d}{dt}(N_{sist}) = \frac{\partial}{\partial t} \left( \int_{VC} \eta \rho \, dV \right) + \int_{SC} \eta \rho (\vec{v} \cdot \vec{n}) \, dA \quad (2.1)$$

em que:

- $N_{sist}$  é a propriedade extensiva do sistema;
- $\eta$  é a propriedade intensiva;
- $t$  é o tempo;
- $\rho$  é a massa específica do fluido;

- $dV$  é o elemento diferencial de volume;
- $dA$  é o elemento diferencial de área;
- $\vec{n}$  é o vetor normal à área; e
- $\vec{v}$  é o vetor velocidade.

### 2.3.2.1.1 Conservação da Massa

O princípio físico da conservação da massa para o escoamento de fluidos enuncia que a soma de todas as massas do fluido que fluem através do volume de controle é exatamente igual à taxa de variação da massa dentro do volume de controle, ou seja, a massa se conserva em um escoamento. Ele é expresso por meio da equação abaixo. Observa-se que ela é válida para todos os fluidos, sejam eles compressíveis ou incompressíveis, newtonianos ou não-newtonianos.

$$0 = \frac{\partial}{\partial t} \left( \int_{VC} \rho dV \right) + \int_{SC} \rho (\vec{v} \cdot \vec{n}) dA \quad (2.2)$$

em que:

- $t$  é o tempo;
- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $dV$  é o elemento diferencial de volume;
- $dA$  é o elemento diferencial de área;
- $\vec{n}$  é o vetor normal à área; e
- $\vec{v}$  é o vetor velocidade.

### 2.3.2.1.2 Conservação do Momento

A equação da conservação do momento aplicada ao escoamento de fluidos, expressa a seguir, está relacionada com a segunda Lei de Newton, que afirma a força resultante atuante em uma partícula ser igual à taxa temporal de variação do momento linear em um sistema de referencial inercial.

$$\frac{d}{dt}(\vec{Q}) = \frac{d}{dt}(m \vec{v}) = \vec{F}_{res} = \frac{\partial}{\partial t} \left( \int_{VC} \vec{v} \rho dV \right) + \int_{SC} \vec{v} \rho (\vec{v} \cdot \vec{n}) dA \quad (2.3)$$

em que:

- $\vec{Q}$  é o vetor quantidade de movimento;
- $m$  é a massa;
- $\vec{F}_{res}$  é o vetor força resultante;
- $t$  é o tempo;
- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $dV$  é o elemento diferencial de volume;
- $dA$  é o elemento diferencial de área;
- $\vec{n}$  é o vetor normal à área; e
- $\vec{v}$  é o vetor velocidade.

### 2.3.2.1.3 Conservação da Energia

A equação da conservação da energia aplicada ao escoamento de fluidos, expressa a seguir, esta relacionada com a Primeira Lei da Termodinâmica, que afirma um acréscimo de energia em um sistema ser igual ao calor adicionado a esse sistema mais o trabalho realizado nele.

$$\frac{d}{dt}(E_{sist}) = \dot{Q} - \dot{W} = \frac{\partial}{\partial t} \left( \int_{VC} e\rho dV \right) + \int_{SC} e\rho(\vec{v} \cdot \vec{n})dA \quad (2.4)$$

em que:

- $E_{sist}$  é a energia do sistema;
- $e$  é a energia específica do sistema;
- $t$  é o tempo;
- $\dot{Q}$  é o fluxo de calor transferido do/para o sistema;
- $\dot{W}$  é o trabalho realizado pelo/sobre o sistema por unidade de tempo;
- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $dV$  é o elemento diferencial de volume;
- $dA$  é o elemento diferencial de área;
- $\vec{n}$  é o vetor normal à área; e
- $\vec{v}$  é o vetor velocidade.

### 2.3.2.2 Relações Diferenciais para Escoamento de Fluidos

Este caminho trata da aplicação das leis básicas da conservação a um volume de controle infinitamente pequeno, ou, alternativamente, a um sistema fluido infinitesimal. Em todos os casos, os resultados levam às equações diferenciais básicas do movimento dos fluidos, desenvolvidas com condições de contorno apropriadas.

Na sua forma mais básica, essas equações do movimento são muito difíceis de resolver. No entanto, por técnicas de aproximação implementadas por meio do CFD, as derivadas são simuladas por relações algébricas envolvendo um número finito de pontos de malha no campo de escoamento, que são, então, resolvidas com o uso de um computador.

#### 2.3.2.2.1 Conservação da Massa

Aplicando-se o princípio da conservação da massa para um volume de controle infinitesimal, obtém-se a equação diferencial abaixo.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w) = 0 \quad (2.5)$$

em que:

- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $t$  é o tempo;
- $x$  é a coordenada cartesiana  $x$ ;
- $y$  é a coordenada cartesiana  $y$ ;
- $z$  é a coordenada cartesiana  $z$ ;
- $u$  é a componente escalar da velocidade na direção  $x$ ;
- $v$  é a componente escalar da velocidade na direção  $y$ ; e
- $w$  é a componente escalar da velocidade na direção  $z$ .

#### 2.3.2.2.2 Conservação do Momento

Aplicando-se o princípio da conservação do momento para um volume de controle infinitesimal, obtém-se as equações diferenciais abaixo em relação aos três eixos cartesianos.

$$\rho g_x - \frac{\partial \rho}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} = \rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (2.6)$$

$$\rho g_y - \frac{\partial \rho}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} = \rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (2.7)$$

$$\rho g_z - \frac{\partial \rho}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} = \rho \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (2.8)$$

em que:

- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $t$  é o tempo;
- $x$  é a coordenada cartesiana  $x$ ;
- $y$  é a coordenada cartesiana  $y$ ;
- $z$  é a coordenada cartesiana  $z$ ;
- $u$  é a componente escalar da velocidade na direção  $x$ ;
- $v$  é a componente escalar da velocidade na direção  $y$ ;
- $w$  é a componente escalar da velocidade na direção  $z$ ;
- $g_x$  é a aceleração da gravidade na direção  $x$ ;
- $g_y$  é a aceleração da gravidade na direção  $y$ ;
- $g_z$  é a aceleração da gravidade na direção  $z$ ; e
- $\tau_{ij}$  é a componente do tensor de tensões de Reynolds.

### 2.3.2.2.3 Conservação da Energia

Aplicando-se o princípio da conservação da energia para um volume de controle infinitesimal, obtém-se a equação diferencial abaixo.

$$\rho \frac{d\hat{u}}{dt} + \rho (\nabla \bullet \mathbf{V}) = \nabla \bullet (k_T \nabla T) + \Phi \quad (2.9)$$

com:

$$\begin{aligned} \Phi = & \mu \left[ 2 \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right] + \\ & + \mu \left[ \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right] \end{aligned} \quad (2.10)$$

em que:

- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $t$  é o tempo;

- $x$  é a coordenada cartesiana  $x$ ;
- $y$  é a coordenada cartesiana  $y$ ;
- $z$  é a coordenada cartesiana  $z$ ;
- $u$  é a componente escalar da velocidade na direção  $x$ ;
- $v$  é a componente escalar da velocidade na direção  $y$ ;
- $w$  é a componente escalar da velocidade na direção  $z$ ;
- $\hat{u}$  é a energia interna específica;
- $\Phi$  é função dissipativa viscosa;
- $k_T$  é o coeficiente de condutividade térmica;
- $\mathbf{V}$  é o vetor de velocidade; e
- $\nabla T$  é o gradiente de temperaturas.

### 2.3.3 Modelos de Turbulência

De acordo com as condições de escoamento, o fluido pode apresentar fluxos de diferentes naturezas. Para diferenciá-los, pode-se utilizar um parâmetro adimensional, denominado número de Reynolds. Esse número descreve a razão entre as forças inerciais e forças viscosas presentes durante o escoamento do fluido e, para escoamentos internos, pode ser calculado pela seguinte equação:

$$Re = \frac{vD}{\nu} \quad (2.11)$$

em que:

- $Re$  é o número de Reynolds;
- $v$  a velocidade de escoamento;
- $\nu$  é a viscosidade cinemática; e
- $D$  o diâmetro da tubulação.

Assim, a partir dessa definição, é possível classificar o escoamento em três tipos: laminar, turbulento e transitório. O primeiro se caracteriza por um escoamento com linhas de fluxo bastante organizadas e definidas, ocorrendo quando  $Re < 2100$ . O segundo se caracteriza por um fluxo bastante instável, aleatório, dissipativo e difusivo, apresentando flutuações dinâmicas e estocásticas, ocorrendo quando  $Re > 4000$ . O terceiro apresenta características de ambos os fluxos, ocorrendo para  $Re$  entre 2100 e 4000.

Devido às características randômicas dos escoamentos turbulentos, para que as equações que governam o escoamento sejam aplicáveis, surge a necessidade de se utilizar modelos específicos para descrevê-los, denominados modelos de turbulência (KIM *et al.*, 2019). A escolha do modelo que melhor representa o fenômeno físico em estudo deve considerar uma série de fatores: o nível de descrição dos campos de estudo, o custo computacional exigido, a caracterização do escoamento, a facilidade de implementação do algoritmo computacional, os limites de aplicabilidade da formulação físico-matemática do modelo e a precisão dos resultados (POPE, 2000, *apud* FAGUNDES, 2016).

Segundo Wilcox (1993, *apud* COSTA, 2018), três tipos de modelos de turbulência se destacam na literatura: *Direct Numerical Simulation* (DNS), *Large Eddy Simulation* (LES) e *Reynolds Averaged Navier-Stokes* (RANS).

A abordagem DNS é um modelo que consiste em resolver diretamente as equações de transporte do fluido aplicando malhas computacionais altamente refinadas, o que permite abranger todas as escalas de fluxo turbulento. No entanto, os cálculos realizados durante as simulações aplicam algoritmos que exigem elevado poder computacional, tornando este método restrito a configurações geométricas simples e de pouca aplicabilidade na engenharia (KIM *et al.*, 2019).

O intuito da abordagem LES é separar as pequenas estruturas das grandes escalas através de um processo de filtragem espacial nas equações de Navier-Stokes, de tal forma que as grandes escalas sejam resolvidas diretamente por método numérico e as pequenas escalas sejam modeladas pela técnica das sub malhas (COSTA, 2018). A principal limitação desse modelo é a elevada dependência que as grandes escalas apresentam em relação às condições de contorno. Por outro lado, se torna menos dependente nas pequenas escalas. Além disso, em termos de capacidade e desempenho, o método LES apresenta uma posição intermediária entre o DNS e o RANS (NEVES, 2016).

Os modelos que empregam a metodologia RANS buscam formas de modelar as tensões de Reynolds, ou seja, as tensões turbulentas que descrevem os efeitos das flutuações turbulentas de pressão e velocidade (REZENDE, 2009). As equações empregadas nessas técnicas são obtidas a partir das médias temporais das equações de transporte de quantidade de movimento expressas pelas tensões do fluido, isto é, a partir das equações de Navier-Stokes. Estes modelos não representam com exatidão toda a complexidade física dos escoamentos, mas os resultados fornecidos por eles são considerados satisfatórios (KAPADIA e ROY, 2003, *apud* NEVES 2016). Além disso, entre as três abordagens, esta é a que menos exige poder computacional, como pode ser observado na figura 8.

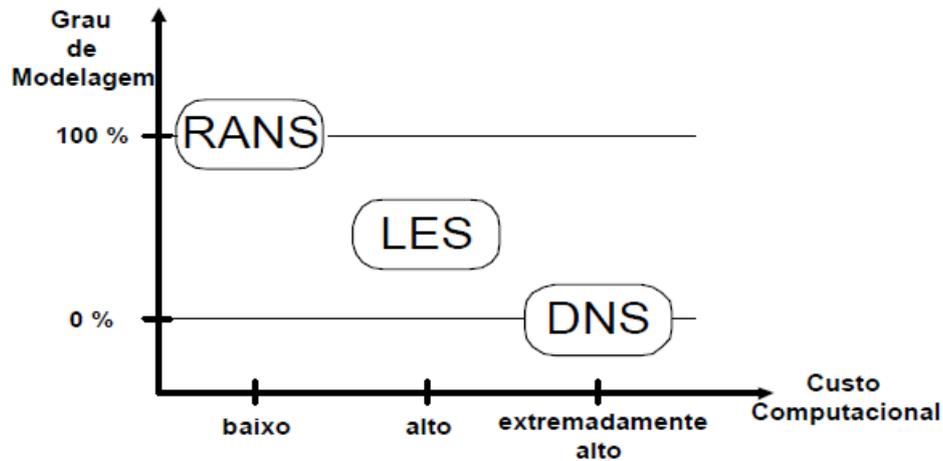


Figura 8 – Grau de modelagem e custo computacional dos modelos de turbulência.

Fonte: Rezende, 2009.

Ao longo dos anos, diversas hipóteses empíricas foram desenvolvidas com o intuito de encontrar os modelos mais adequados para descrever as tensões de Reynolds. Nesse sentido, importantes contribuições foram dadas por Boussinesq, Prandtl e von Kármán (QUADROS, 2018).

A primeira, conhecida como Hipótese de Boussinesq, introduz o conceito de viscosidade turbulenta. Segundo Cebeci (2003, apud QUADROS, 2018), ela consiste em assumir que as tensões turbulentas agem de forma semelhante às tensões viscosas de um fluido newtoniano, o que implica essas tensões serem proporcionais ao gradiente de velocidades, como pode ser observado na expressão a seguir para escoamentos unidimensionais.

$$\frac{\tau^T}{\rho} = -\overline{uv} = \mu_T \left( \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) \quad (2.12)$$

em que:

- $\tau^T$  é a tensão turbulenta;
- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $\mu_T$  é a viscosidade turbulenta;
- $y$  é a coordenada cartesiana  $y$ ;
- $\bar{u}$  é a velocidade média na direção  $x$ ; e
- $\bar{v}$  é a velocidade média na direção  $y$ .

A segunda hipótese, formulada por Prandtl, introduz o conceito de comprimento de mistura, com a finalidade de se obter uma forma direta de se calcular a viscosidade turbulenta. Por meio dessa definição, as tensões de Reynolds para escoamentos unidirecionais passam a ser calculadas pela expressão abaixo (QUADROS, 2018).

$$\frac{\tau^T}{\rho} = -\overline{uv} = l^2 \left| \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right| \left( \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) \quad (2.13)$$

em que:

- $\tau^T$  é a tensão turbulenta;
- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $y$  é a coordenada cartesiana  $y$ ;
- $\bar{u}$  é a velocidade média na direção  $x$ ;
- $\bar{v}$  é a velocidade média na direção  $y$ ; e
- $l$  o comprimento de mistura.

A partir dessa expressão pode-se observar que a relação entre a viscosidade turbulenta e o comprimento de mistura é dada pela equação abaixo.

$$\mu_T = l^2 \left| \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right| \quad (2.14)$$

em que:

- $\mu_T$  é a viscosidade turbulenta;
- $y$  é a coordenada cartesiana  $y$ ;
- $\bar{u}$  é a velocidade média na direção  $x$ ; e
- $l$  o comprimento de mistura.

A terceira hipótese, elaborada por von Kármán, estabelece uma forma de calcular o comprimento de mistura, mostrada a seguir (QUADROS, 2018).

$$l = K \left| \frac{\frac{\partial \bar{u}}{\partial y}}{\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2}} \right| \quad (2.15)$$

em que:

- $l$  o comprimento de mistura;
- $y$  é a coordenada cartesiana  $y$ ;

- $\bar{u}$  é a velocidade média na direção  $x$ ; e
- $K$  é uma constante empírica denominada Constante de von Kármán.

A partir dessas hipóteses, de forma a prever adequadamente o maior número possível de situações de escoamento, diversos modelos foram desenvolvidos tomando como base duas metodologias básicas para a modelagem do tensor de Reynolds: utilizando os conceitos de viscosidade turbulenta ou introduzindo as equações de transporte (NETO, 2002). Esses modelos são classificados de acordo com as características de equacionamento em (COSTA, 2018):

- Modelos algébricos ou de zero equações: baseiam-se nas hipóteses de Boussinesq e Prandtl;
- Modelos de uma equação: uma equação de transporte é resolvida, geralmente para a energia cinética turbulenta  $k$ , juntamente com um comprimento de escala característico;
- Modelos de duas equações: utilizam duas equações de transporte de propriedades turbulentas, podendo ser a equação da energia cinética turbulenta  $k$  combinada com a equação da taxa de dissipação de energia cinética turbulenta  $\epsilon$  ou a equação da energia cinética turbulenta  $k$  combinada com a equação da frequência de passagem de grandes escalas turbulentas  $\omega$ ;
- Modelos algébricos para o tensor de Reynolds: utilizam equações algébricas para estabelecer a relação entre as tensões turbulentas e as componentes médias de velocidade;
- Modelos para o tensor de Reynolds: utilizam as equações de transporte explícitas para o cálculo das seis componentes do tensor de Reynolds junto com as equações de transporte complementar para  $\epsilon$  e  $\omega$  a fim de obter o fechamento completo do sistema.

A seguir, alguns desses modelos são descritos.

### 2.3.3.1 Modelos Algébricos

Os modelos de turbulência algébricos são os mais simples e fáceis de implementar entre todos os modelos de turbulência. Raramente eles causam problemas numéricos, no entanto deve-se observar que eles funcionam apenas para escoamentos aos quais foram finamente ajustados, não sendo possível explorar condições de escoamento distintas. Além disso, mesmo que as expressões obtidas por tais modelos não descrevam detalhes macroscópicos do escoamento ou informações acerca do mecanismo de turbulência, são ferramentas bastante úteis na engenharia (WILCOX, 1993, e CEBECI, 2003, *apud* QUADROS, 2018).

Os modelos mais comuns deste tipo empregam a abordagem da viscosidade turbulenta e do comprimento de mistura para modelar o tensor de Reynolds. A seguir, pode-se observar as respectivas formulações.

$$\frac{\tau_{ij}}{\rho} = -\overline{u_i u_j} = \mu_T \left( \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (2.16)$$

$$\frac{\tau_{ij}}{\rho} = -\overline{u_i u_j} = l^2 \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (2.17)$$

em que:

- $\tau_{ij}$  é o tensor de tensões de Reynolds;
- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $l$  é o comprimento de mistura;
- $k$  é a energia cinética das flutuações de velocidade;
- $\delta_{ij}$  é o delta de Kronecker;
- $\mu_T$  é a viscosidade turbulenta;
- $x_i$  e  $x_j$  são as coordenadas cartesianas;
- $\overline{u_i}$  e  $\overline{u_j}$  são as velocidades médias nas respectivas direções cartesianas; e
- $u_i$  e  $u_j$  são as velocidades nas respectivas direções cartesianas.

### 2.3.3.2 Modelo *Spalart-Allmaras*

O Spalart-Allmaras é um modelo relativamente simples que resolve uma equação diferencial de transporte para a viscosidade turbulenta e, assim, requer menos esforço computacional. Ele foi especificamente projetado para aplicações aerodinâmicas envolvendo escoamento com fronteiras sólidas e tem apresentado bons resultados para escoamentos com gradientes adversos de pressão (REZENDE, 2009).

O modelo foi basicamente desenvolvido de forma empírica e a formulação do transporte para a viscosidade turbulenta é dada por:

$$\frac{\partial(\rho \tilde{v})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \tilde{v} u_i)}{\partial x_i} = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] + C_{b2} \rho \left( \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\tilde{v}} \quad (2.18)$$

em que:

- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $t$  é o tempo;
- $\overline{u_i}$  é a velocidade média na respectiva coordenada cartesiana;
- $\mu$  é a viscosidade dinâmica absoluta;
- $\tilde{v}$  é a variável de viscosidade turbulenta;

- $G_v$  é termo referente à produção da viscosidade turbulenta;
- $Y_v$  é termo referente à destruição da viscosidade turbulenta;
- $S_{\tilde{v}}$  é uma medida escalar do tensor de deformação;
- $\sigma_{\tilde{v}}$  e  $C_{b2}$  são constantes empíricas; e
- $x_i$  e  $x_j$  são as coordenadas cartesianas.

Nesta equação, o primeiro termo se refere à taxa de mudança de  $\tilde{v}$ , o segundo ao transporte de  $\tilde{v}$  por convecção, o terceiro à taxa de produção de  $\tilde{v}$ , o quarto ao transporte de  $\tilde{v}$  por difusão turbulenta, o quinto à taxa de dissipação de  $\tilde{v}$  e o último à medida escalar do tensor de deformação.

### 2.3.3.3 Modelo $k - \epsilon$

O  $k - \epsilon$  é um dos modelos de turbulência mais utilizados na indústria e em pesquisas científicas, uma vez que proporciona simulações gerais, se mostrando bastante estável, preciso e robusto. No entanto, não é considerado adequado nos seguintes casos: escoamentos com desprendimento da camada-limite, escoamentos com mudanças repentinas na taxa de cisalhamento médio, escoamentos com fluidos em rotação e escoamentos sobre superfícies curvadas (SOARES, 2013).

Como mencionado anteriormente, ele é baseado em duas equações de transporte fundamentais: a equação de transporte para energia cinética de turbulência (representada pelo  $k$ ) e a equação da taxa de dissipação de energia cinética turbulenta (representada pelo  $\epsilon$ ). Essas equações são dadas, respectivamente, como se segue.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (2.19)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (2.20)$$

em que:

- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $t$  é o tempo;
- $u_i$  é a velocidade na respectiva coordenada cartesiana;
- $\mu$  é a viscosidade dinâmica absoluta;
- $\mu_T$  é a viscosidade dinâmica turbulenta;

- $k$  é a energia cinética turbulenta;
- $\epsilon$  é a taxa de dissipação de energia cinética turbulenta;
- $G_k$  é o termo referente à taxa de geração de energia cinética turbulenta resultado dos gradientes médios de velocidade;
- $G_b$  é o termo referente à taxa de geração de energia cinética turbulenta devido aos efeitos de flutuabilidade;
- $Y_M$  é o termo referente à influência da dilatação flutuante em turbulência compressível para a taxa de dissipação total;
- $S_\epsilon$  é uma medida escalar do tensor de deformação  $\epsilon$ ;
- $S_k$  é uma medida escalar do tensor de deformação  $k$ ;
- $\sigma_\epsilon$  é o número de Prandtl turbulento para  $\epsilon$ ;
- $\sigma_k$  é o número de Prandtl turbulento para  $k$ ;
- $C_{1\epsilon}$ ,  $C_{2\epsilon}$  e  $C_{3\epsilon}$  são constantes do modelo  $\epsilon$ ; e
- $x_i$  e  $x_j$  são as coordenadas cartesianas.

Este modelo apresenta três variações que se diferenciam, basicamente, pelo método de calcular a viscosidade turbulenta, pelos números de Prandtl que governam a difusão turbulenta de  $k$  e  $\epsilon$ , e pelos termos de geração e destruição na equação  $\epsilon$ . São eles: *Standard k -  $\epsilon$* , *RNG k -  $\epsilon$*  e *Realizable k -  $\epsilon$* .

#### 2.3.3.4 Modelo $k - \omega$

Seguindo a mesma ideia do modelo  $k - \epsilon$ , o modelo de turbulência  $k - \omega$  é baseado em duas equações: a equação de transporte para energia cinética de turbulência (representada pelo  $k$ ) e a equação da frequência de turbulência (representada pelo  $\omega$ , definida como igual a razão  $\epsilon/k$ ).

De acordo com Pope (2000, *apud* FAGUNDES, 2016), este modelo é o segundo modelo de turbulência completo mais utilizado. Ele apresenta maior precisão e convergência dos dados em escoamentos próximos à parede e quando há efeitos dos gradientes de pressão.

As equações  $k$  e  $\omega$  que definem este modelo são mostradas, respectivamente, a seguir.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k + S_k \quad (2.21)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (2.22)$$

em que:

- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $t$  é o tempo;
- $u_i$  é a velocidade na respectiva coordenada cartesiana;
- $k$  é a energia cinética turbulenta;
- $\omega$  é a frequência de turbulência;
- $G_k$  é o termo referente à taxa de geração de energia cinética turbulenta resultado dos gradientes médios de velocidade;
- $G_\omega$  é o termo referente à taxa de geração da frequência de turbulência;
- $Y_k$  é o termo referente à dissipação da energia cinética turbulenta;
- $Y_\omega$  é o termo referente à dissipação da frequência de turbulência;
- $S_\omega$  é uma medida escalar do tensor de deformação  $\omega$ ;
- $S_k$  é uma medida escalar do tensor de deformação  $k$ ;
- $\Gamma_k$  é a difusividade efetiva de  $k$ ;
- $\Gamma_\omega$  é a difusividade efetiva de  $\omega$ ; e
- $x_i$  e  $x_j$  são as coordenadas cartesianas.

### 2.3.3.5 Modelo $k - \omega$ SST

O modelo  $k - \omega$  SST (*Shear Stress Transport*) foi desenvolvido com o propósito de combinar a formulação precisa e robusta do modelo  $k - \omega$  na região próxima da parede com o escoamento livre do modelo  $k - \epsilon$  na região mais distante (KIM *et al.*, 2019).

Dessa maneira, ele propõe a existência de uma transição entre esses dois modelos a medida que ocorre o distanciamento do perfil aerodinâmico e se aproxima da parede externa do domínio do fluido. Graças a essa característica, ele é bastante recomendado em escoamentos onde ocorrem elevados gradientes de pressão, aerofólios e ondas de choque transônicas (FAGUNDES, 2016).

As equações  $k$  e  $\omega$  que definem este modelo são mostradas, respectivamente, a seguir.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (2.23)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_\omega \frac{\partial\omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (2.24)$$

em que:

- $\rho$  é a massa específica do fluido;
- $t$  é o tempo;
- $u_i$  é a velocidade na respectiva coordenada cartesiana;
- $k$  é a energia cinética turbulenta;
- $\omega$  é a frequência de turbulência;
- $D_\omega$  é o termo de difusão cruzada;
- $\tilde{G}_k$  é o termo referente à taxa de geração de energia cinética turbulenta resultado dos gradientes médios de velocidade calculado a partir de  $G_k$ ;
- $G_\omega$  é o termo referente à taxa de geração da frequência de turbulência;
- $Y_k$  é o termo referente à dissipação da energia cinética turbulenta;
- $Y_\omega$  é o termo referente à dissipação da frequência de turbulência;
- $S_\omega$  é uma medida escalar do tensor de deformação  $\omega$ ;
- $S_k$  é uma medida escalar do tensor de deformação  $k$ ;
- $\Gamma_k$  é a difusividade efetiva de  $k$ ;
- $\Gamma_\omega$  é a difusividade efetiva de  $\omega$ ; e
- $x_i$  e  $x_j$  são as coordenadas cartesianas.

### 2.3.4 Condições de Fronteira

De acordo com Kim *et al.* (2019), as condições de contorno ou de fronteira são limitações importantes e obrigatórias para se obter uma solução CFD precisa. Elas são responsáveis por limitar as arestas da malha computacional no domínio 2D e as faces da malha computacional no domínio 3D. Especificações incorretas dessas condições resultam em soluções instáveis, não convergentes e/ou imprecisas. Existem vários tipos de condições de contorno, as mais significativas são descritas a seguir.

#### 2.3.4.1 Condição de Fronteira de Entrada/Saída

O fluido entra e sai do domínio computacional através de regiões específicas da geometria. Suas condições de contorno são especificadas por meio de valores de velocidade e pressão. Ou seja, devem ser declaradas as pressões e velocidades de escoamento ao longo de toda a borda e face de entrada e saída do domínio.

### 2.3.4.2 Condições de Fronteira da Parede

Essa é a condição de fronteira mais simples. Como o fluido teoricamente não pode atravessar uma parede sólida, determina-se como zero a componente normal e tangencial da velocidade na parede fixa. Caso exista, fluxo de calor, temperatura e tensões devem ser especificadas.

### 2.3.4.3 Condições de Fronteira Cíclica/Periódica

Essas condições de contorno ocorrem quando a geometria física e o padrão de fluxo esperado apresentam natureza periódica. Geralmente ocorrem quando há fluxos dentro de canais de trocadores de calor ou fluxos através de pás de turbomáquinas. Dessa maneira, especifica-se as condições em uma primeira seção e estende-se as propriedades para as demais. Assim, exige-se menos recursos computacionais para realizar o estudo.

### 2.3.4.4 Condições de Fronteira de Simetria

Essas condições de contorno são aplicadas quando a geometria física e o padrão de fluxo esperado apresentam simetria de espelho. Dessa maneira, é possível diminuir o tamanho do domínio computacional, sendo necessário modelar apenas uma seção ao invés de um domínio completo. Assim, diminui-se o custo computacional de um estudo.

## 2.4 Método dos Elementos Finitos

O método dos elementos finitos (MEF) é uma aproximação numérica amplamente utilizada na ciência e engenharia que busca obter soluções aproximadas para problemas que envolvam condições de contorno conhecidas e apresentam natureza bastante complexa. Esses problemas consistem em situações matemáticas em que uma ou mais variáveis dependentes devem satisfazer uma equação diferencial em qualquer lugar dentro de um domínio conhecido de variáveis independentes e satisfazer condições específicas na fronteira do domínio (HUTTON, 2003).

Com o objetivo de prever e compreender o comportamento real de um problema, recorre-se a uma cadeia de modelos antes de chegar ao MEF propriamente dito (figura 9). Inicialmente, determina-se o modelo físico do fenômeno, onde é identificadas as leis físicas envolvidas com o problema, levando em conta geometria, constituição material e interação do sólido com o meio envolvente. Posteriormente, elabora-se o modelo matemático, que representa o fenômeno físico por meio de um sistema de equações diferenciais e condições de contorno bastante definidas. Por fim, prepara-se o modelo numérico, onde o MEF se insere. Nele, simplificações são estabelecidas e métodos numéricos são aplicados para solucionar o sistema de equações diferenciais, que é convertido em equações algébricas lineares.



Figura 9 – Cadeia de Modelos.

Fonte: Scremin, 2015 (Adaptado).

Ao contrário de outras técnicas numéricas, o MEF só se torna prático quando aliado a recursos computacionais, uma vez que emprega uma grande quantidade de cálculos, evidenciado pela presença de sistemas de equações lineares bastante extensos (AZEVEDO, 2003).

Em outras palavras, como descrito por Tavares e Padilha (1998), o MEF busca obter uma formulação que possa explorar de forma automática a análise de sistemas complexos por intermédio de programas computacionais. Para tal, o método considera um sistema global equivalente a um agrupamento de elementos finitos, no qual cada um destes representa uma estrutura contínua mais simples. Impondo que em certos pontos comuns a vários elementos, designados por nós, os deslocamentos sejam compatíveis e as forças internas estejam em equilíbrio, o sistema global, resultante do agrupamento, reage como uma única entidade. Portanto, a vantagem do método é que a equação de movimento para o sistema global pode ser obtida pelo agrupamento das equações determinadas individualmente para cada elemento finito utilizado na modelização. Além disso, o movimento em qualquer ponto no interior de cada um destes elementos pode ser obtido por intermédio de funções de interpolação.

Ainda segundo ele, os passos essenciais de uma solução numérica pelo MEF são:

- Subdivisão do sistema global contínuo em elementos finitos;
- Cálculo da matriz de rigidez e, em problemas dinâmicos, da matriz de massa e amortecimento para cada elemento finito;
- Determinação da matriz de rigidez global e, em problemas dinâmicos, da matriz de massa e amortecimento global;
- Determinação do vetor de cargas aplicadas ao sistema global;
- Estabelecimento das equações de movimento para o sistema global;
- Cálculo das variáveis do problema em questão, tais como: deslocamentos, velocidades, deformações e tensões.

Um programa computacional que aplica este método se baseia em três etapas básicas para se obter a solução de fenômenos de diferentes naturezas, seja para análise estrutural, estudo de transferência de calor ou avaliação do comportamento do fluxo de um fluido, por exemplo. São elas: pré-processamento, solução e pós-processamento (HUTTON, 2003).

No pré-processamento ocorre a determinação do modelo que será submetido ao estudo. Define-se, entre outros parâmetros, o domínio geométrico do problema, os tipos de elementos a serem usados, as propriedades do material dos elementos, as conectividades dos elementos, as restrições físicas e as cargas.

Na fase de solução, as equações algébricas que governam o problema são obtidas e montadas na forma matricial. Por meio de técnicas específicas de resolução, de modo a reduzir os requisitos de armazenamento e o tempo de computação, são obtidos valores para as variáveis desconhecidas (força, tensão, deslocamento, pressão, fluxo, etc).

No pós-processamento é realizada a análise e avaliação dos resultados obtidos na etapa anterior. Entre outras funções, o software deve ser capaz de traçar a forma estrutural deformada do sólido, calcular fatores de segurança, verificar o equilíbrio, realizar uma animação do comportamento dinâmico da estrutura, e reproduzir mapas de cores representativos das tensões, deslocamentos, deformações, temperaturas, etc, ao longo do estudo na estrutura.

## 2.5 Aeroelasticidade

A aeroelasticidade é o estudo do efeito das forças elásticas, aerodinâmicas e inerciais em corpos elásticos ao interagirem com fluidos. Esse estudo é particularmente importante para a indústria aeronáutica, principalmente no que diz respeito à busca de materiais mais leves, resistentes e econômicos para a construção de aeronaves (TODESCHINI, 2016).

A verificação da estabilidade de uma estrutura de uma asa de avião exposta ao vento é um dos problemas mais interessantes de serem analisados na aeroelasticidade, uma vez que as forças, para uma dada configuração de corpo elástico, crescem significativamente com a velocidade do vento. Dessa maneira, a estrutura pode se tornar instável, causando deslocamentos e deformações excessivas e podendo até levar ao seu colapso, comprometendo a segurança em voo (SERRANO, 2010).

Na figura 10 pode ser visualizado um diagrama representativo de alguns fenômenos aeroelásticos decorrentes da combinação entre as três forças mencionadas acima. Posteriormente são descritos alguns deles.

*Flutter* é um fenômeno caracterizado pela auto-excitação da estrutura da aeronave quando exposta ao escoamento do ar, podendo causar falhas catastróficas se o sistema entrar em ressonância.

O *buffeting* é caracterizado por respostas estruturais aleatórias e variáveis produzidas pelo choque induzido por separação do escoamento, causado por movimentos turbulentos das camadas de ar em torno da própria aeronave.

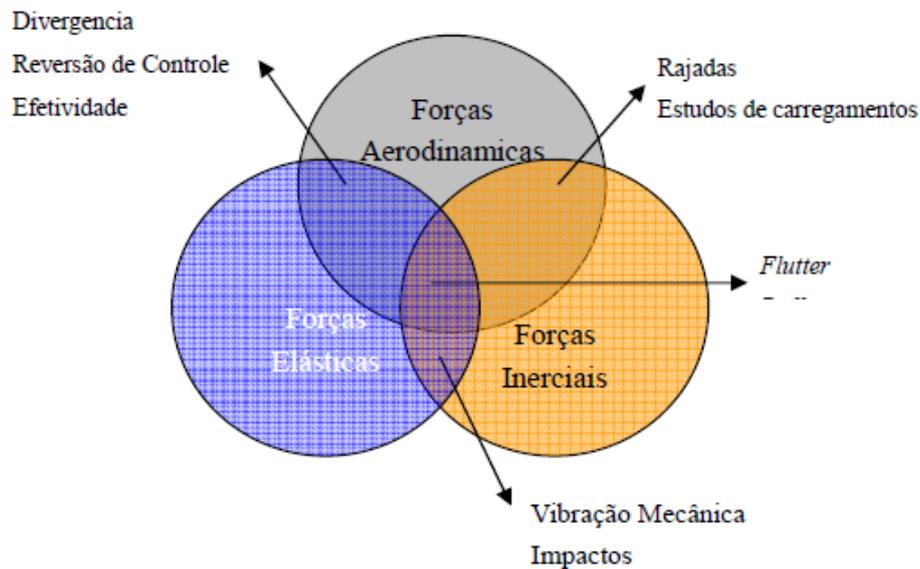


Figura 10 – Fenômenos aeroelásticos decorrentes da combinação entre as forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais.

Fonte: Serrano, 2010.

O fenômeno da divergência é caracterizado como uma instabilidade estática da superfície de sustentação de uma aeronave em voo, ou seja, como uma instabilidade aeroelástica de frequência nula. Ocorre quando a superfície sustentadora da aeronave sofre deflexão devido ao carregamento aerodinâmico.

Quando há deformações elásticas dos componentes onde se montam as superfícies de controle, pode ocorrer a diminuição da eficiência dos controles e, conseqüentemente, levar a sua reversão. Assim, a aeronave responde em sentido contrário ao que o piloto deseja. Esse fenômeno é conhecido como perda de eficiência e reversão de controles.

## 2.6 Estudos Anteriores

A seguir, alguns estudos relativos à análise de problemas de interação fluido e estrutura são descritos resumidamente.

Silva (2011) desenvolveu uma metodologia que propõe a elaboração otimizada da estrutura interna da asa de um VANT levando em consideração os efeitos aeroelásticos estáticos da interação fluido-estrutura (FSI). Entre outros resultados, verificou-se que é fundamental realizar a análise da solução levando em conta a aerodinâmica da estrutura.

Anderson *et al.* (2015) realizou uma análise de vibração em elementos finitos da asa de um VANT movido a energia solar. Durante o estudo, quantificou a vibração livre e a resposta à vibração forçada a fim de prever as magnitudes e frequências de

vibração em diversos pontos da asa. Também, verificou as tensões, deflexões e parâmetros aerodinâmicos do projeto por meio de uma interação fluido estrutura.

Junaidin (2017) realizou a simulação numérica da asa de um VANT de alta altitude e alta resistência, considerada flexível, aplicando o método de acoplamento bidirecional no *ANSYS*. Variando as características do material da asa, o autor realizou cinco simulações distintas e obteve parâmetros aerodinâmicos para cada modelo.

A partir de um modelo físico da asa de um veículo aéreo não tripulado de pequeno porte pertencente a uma equipe de competição em Aerodesign, a Microraptor, Guedes (2018) realizou ensaios estáticos e dinâmicos para obtenção de algumas propriedades estruturais da asa. Posteriormente, munido das características dos materiais que compõem a asa, fornecidas pela mesma equipe, ele a modelou em um software de elementos finitos, o *Femap-Nastran*, para efetuar a análise aeroelástica do modelo. Dessa maneira, ao comparar os resultados computacionais com os resultados analíticos cedidos pela equipe, verificou boa fidelidade dos resultados.

Sharma e Kumar (2018), utilizando o software *ANSYS*, estabelece uma linha base para a análise aeroelástica estática e dinâmica da asa de um VANT pelo método de acoplamento de duas vias. Por meio de resultados experimentais disponíveis na literatura, realizou a validação dos seus resultados e verificou que este método é muito eficiente para se obter as propriedades aeroelásticas estáticas e dinâmicas da asa de um VANT.

Huang *et al.* (2019) simulou computacionalmente no *ANSYS* um hidrofólio de aerobarco para avaliar as características de deformação e vibração ao realizar a interação estática e dinâmica entre a estrutura e o fluido (água). Resultados foram obtidos considerando o hidrofólio rígido e, posteriormente, flexível, e indicaram consideráveis diferenças entre os dois modelos.

### 3 METODOLOGIA

Este trabalho consiste em utilizar o programa computacional *Abaqus* para estudar os efeitos dinâmicos produzidos pelo ar na asa de um VANT de pequeno porte quando a aeronave está em voo por meio de três análises distintas: asa infinita, ponta de asa e simplificada. A seguir são explorados alguns tópicos e diretrizes considerados fundamentais para a realização do estudo.

#### 3.1 *Abaqus*

O *Abaqus* é um *software* comercial que abrange um pacote de recursos que oferecem soluções precisas e completas para diversos problemas de engenharia. Atualmente ele é comercializado pela *SIMULIA*, marca da empresa *Dassault Systemes S.A.*

De acordo com o site da desenvolvedora do programa (*SIMULIA*, 2019) e a documentação fornecida junto ao produto (*SIMULIA*, 2013), o *Abaqus* engloba um conjunto de quatro ambientes principais. São eles: *Abaqus/CAE*, *Abaqus/Standard*, *Abaqus/Explicit* e *Abaqus/CFD*.

O *Abaqus/CAE* é o ambiente utilizado para a definir todas as informações iniciais acerca do problema, tais como: geometria, materiais, seções, interações entre elementos, condições de contorno e malha em elementos finitos. Todos esses dados são salvos em um arquivo de edição de textos, tornando-se programável.

Posteriormente, ocorre em segundo plano a simulação e a busca de uma solução numérica para o problema por meio dos ambientes *Abaqus/Standard* e *Abaqus/Explicit*. Estes dois se diferenciam pela forma como são realizadas as análises e pelos seus objetivos.

Como exposto por Alelvan (2017), o *Abaqus/Standard* aplica integrações numéricas implícitas para analisar problemas com domínio acústico, problemas de abalo sísmico e ondas, situações de não linearidade geométrica, fluxo estacionário, análises acopladas de fluxo e tensão, e análises acopladas de temperatura e deslocamento. Por outro lado, o *Abaqus/Explicit* aplica integrações numéricas explícitas com o objetivo de tratar grandes deformações e realizar análises transientes (impactos dinâmicos e penetração), análises acopladas de tensão e temperatura, e análises de fases transientes em problemas estacionários. Além disso, em situações em que há presença de fluidos, o *Abaqus* é capaz de executar o *Abaqus/CFD* simultaneamente a esses dois ambientes, sendo responsável por realizar a análise dinâmica de fluidos computacionalmente.

Por fim, após a análise numérica, arquivos binários são gerados e ficam armazenados no banco de dados de saída para serem visualizados por meio do ambiente *Abaqus/CAE*. O programa permite analisar os resultados de diferentes maneiras, incluindo a forma deformada da estrutura, animações, gráfico de cores e gráficos cartesianos.

### 3.2 Fluxo de Trabalho para Análise FSI no *Abaqus*

O ponto de partida para a execução da interação fluido estrutural é o desenvolvimento individual dos domínios representativos da estrutura e do fluido no ambiente do *Abaqus*. Este processo deve ser realizado utilizando, respectivamente, o ambiente *Abaqus/Standard* ou *Abaqus/Explicit* e o *Abaqus/CFD*. Em seguida, os modelos devem ser interconectados para a submissão a uma análise FSI. Observa-se que o sucesso dessa análise depende diretamente da correta elaboração dos modelos e, por isso, a fim de facilitar a correção de possíveis erros que podem se suceder ao longo da análise, é fundamental realizar pré-análises em ambos os modelos antes do acoplamento entre eles.

Na figura 11 pode-se observar um fluxo de trabalho representativo dos passos a serem seguidos para a elaboração de ambos os domínios até a submissão a uma análise FSI e avaliação dos resultados.

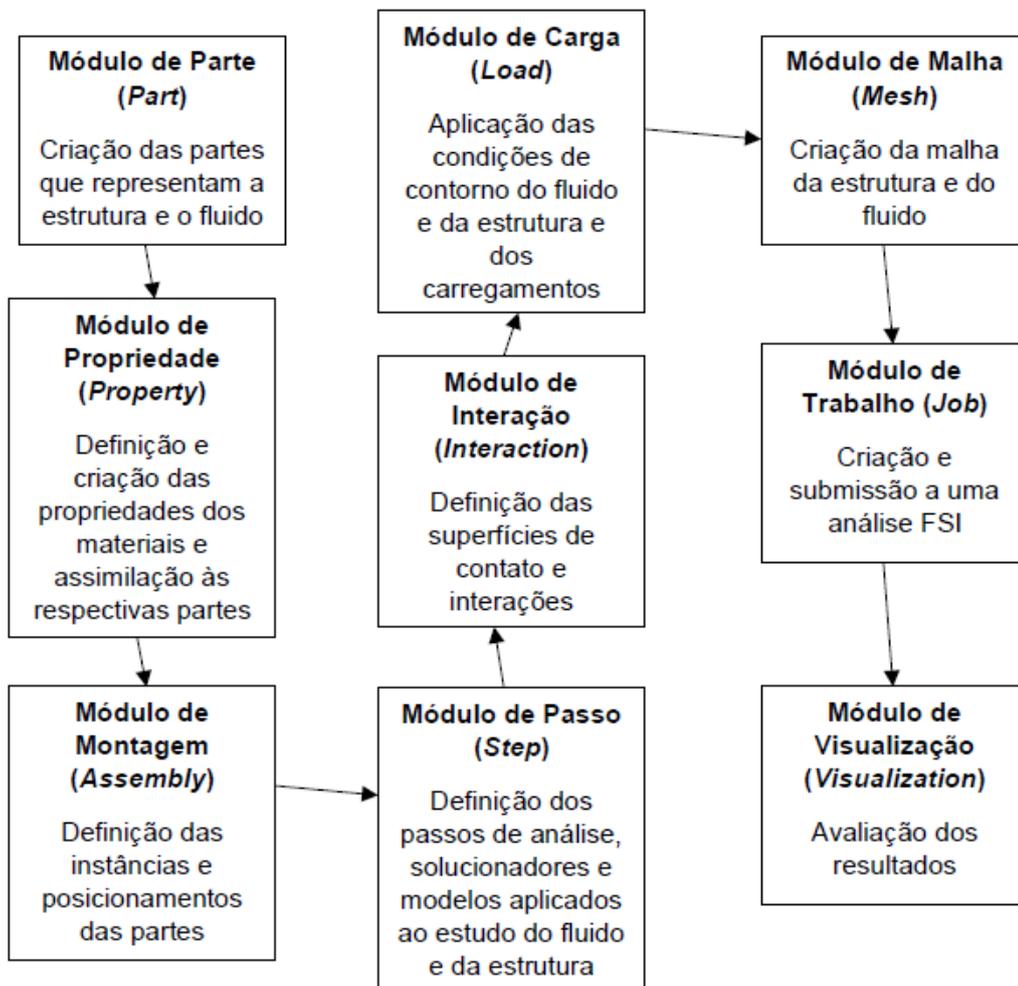


Figura 11 – Fluxo de trabalho para submissão à análise FSI no *Abaqus*.

Fonte: SIMULIA, 2010 (Adaptado).

O primeiro passo é criar os domínios que representam a estrutura e o fluido, ou

seja, elaborar a geometria dos elementos envolvidos na análise. O segundo é determinar as propriedades dos materiais e assimilar às respectivas partes. O terceiro é definir as instâncias e os posicionamentos das partes para determinar o domínio da estrutura e do fluido. O quarto é definir o tipo de problema envolvido (estático, dinâmico, análises acopladas, etc) e os solucionadores numéricos que deverão ser aplicados pelo programa para resolvê-los. O quinto é determinar como e quais superfícies da estrutura e do fluido interagem durante o fenômeno em estudo. O sexto é aplicar as condições de fronteira do problema e os carregamentos presentes na estrutura (forças de corpo, força peso, pressão, forças localizadas, momentos localizados, etc). O sétimo é desenvolver a malha de todas as partes da estrutura e do fluido. O oitavo é acoplar os domínios e submetê-los à análise do problema. O nono é visualizar os resultados obtidos.

### 3.3 Modelagem do Problema no *Abaqus*

Como mencionado anteriormente, neste trabalho será avaliado o comportamento dinâmico da asa do VANT de pequeno porte pertencente à equipe Microraptor Aerodesign da Universidade Federal de Juiz de Fora (UFJF) quando submetida ao escoamento do ar considerando três tipos de análise: asa infinita, ponta de asa e simplificada. Para tal, independentemente do caso a ser avaliado, a modelagem do domínio da asa e do fluido foi feita tomando como base o esboço do perfil aerodinâmico da asa da aeronave modelo 2018 fornecido pela equipe (figura 12).

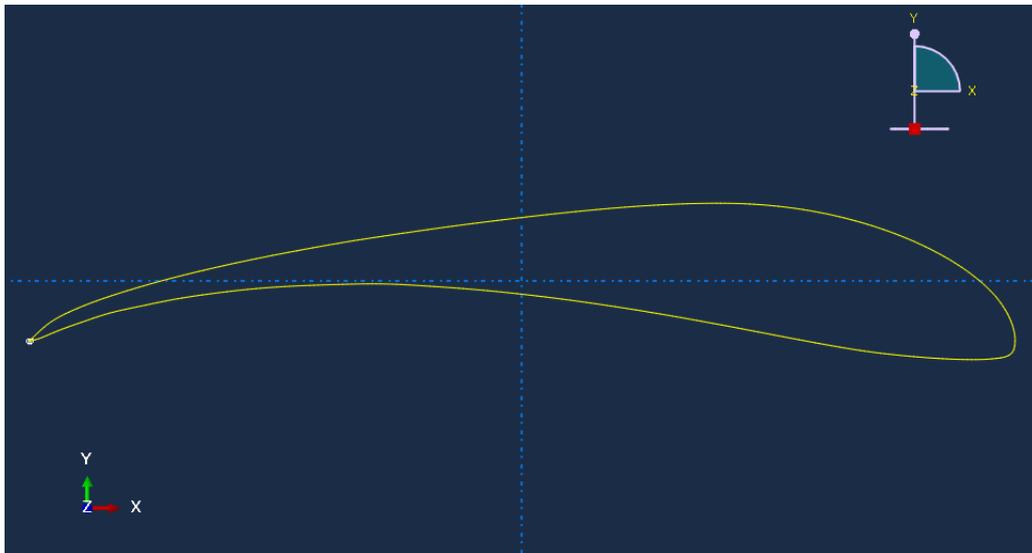


Figura 12 – Perfil aerodinâmico da asa da aeronave modelo 2018.

Fonte: Equipe Microraptor Aerodesign, 2018.

No entanto, como pode ser observado na figura 13, devido às características de programas que envolvem a elaboração de projetos assistidos por computador, retas são utilizadas para realizar a melhor aproximação de perfis curvilíneos.

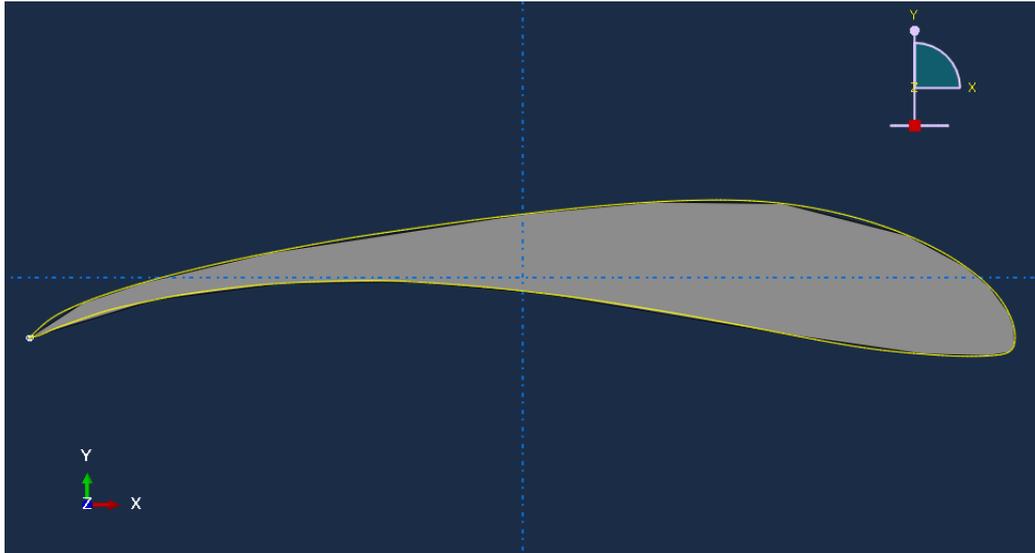


Figura 13 – Perfil aproximado da asa.

Fonte: Próprio autor.

Diante disso e frente à dificuldade de manter as superfícies do fluido e da estrutura que estarão em contato exatamente idênticas (este é um requisito fundamental para análise FSI, mas devido a problemas construtivos foi gerada uma grande divergência entre o perfil fornecido pela equipe e o construído no *Abaqus* ao longo da modelagem, como observado na figura 14), utilizou-se os recursos disponíveis no *software* para elaborar um perfil, por meio de eliminação de pontos e retas redundantes, que melhor aproxima do perfil desejado. Dessa maneira, o perfil utilizado para a modelagem do fluido e da estrutura em todas as análises é o ilustrado na figura 15.

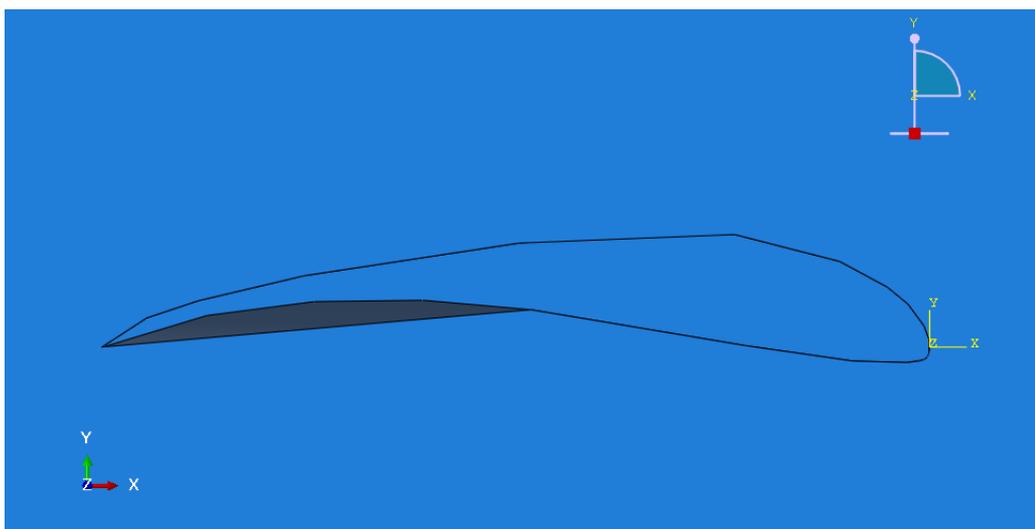


Figura 14 – Divergência entre o perfil fornecido pela equipe e o construído no *Abaqus*.

Fonte: Próprio autor.

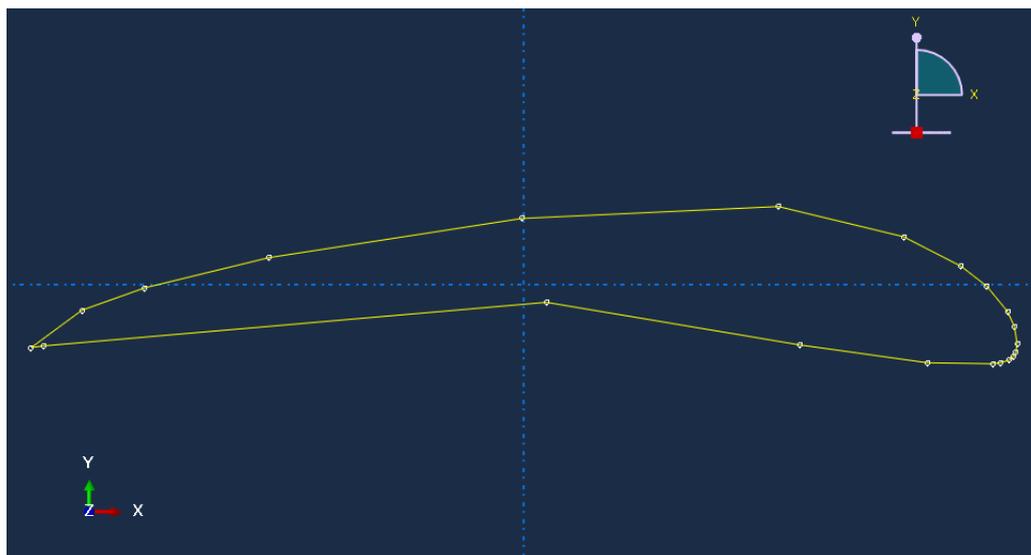


Figura 15 – Perfil utilizado na modelagem.

Fonte: Próprio autor.

A seguir são detalhados os procedimentos para a modelagem da estrutura e do fluido nas três análises. Observa-se as seguintes características para cada caso: a análise de asa infinita considera um domínio de fluido limitado ao comprimento da asa e que atua ao longo da superfície externa da estrutura, como se representasse a atuação de um fluido apenas na porção inicial de uma asa de dimensão muito superior; a análise de ponta de asa verifica a atuação do fluido em torno da superfície externa da asa e da extremidade livre, e por isso o domínio do fluido se estende além do comprimento da asa; e a análise simplificada considera um modelo estrutural rígido com movimentação condicionada à atuação do fluido ao longo de seu comprimento e restringida por uma mola linear que possui rigidez equivalente a uma frequência natural de vibração da estrutura.

### 3.3.1 Modelagem da Estrutura para a Análise de Asa Infinita e Ponta de Asa

#### 3.3.1.1 Elementos Constituintes

A asa da aeronave da equipe Microraptor Aerodesign UFJF é composta por três elementos principais: nervura, longarina e entelagem. Esses componentes foram modelados individualmente no *Abaqus* com base nas características geométricas definidas em dois trabalhos realizados anteriormente a este, os de Cardoso (2018) e Guedes (2018).

O primeiro elemento é a nervura ou perfil da aeronave (figura 16). Ele foi obtido diretamente do perfil da figura 15, possuindo uma corda de aproximadamente  $0.284\text{ m}$  e espessura  $2.25\text{ mm}$ . Nota-se que a nervura possui um corte extrudado interno de perfil retangular com as dimensões exatas da longarina.

O segundo elemento é a longarina. Duas partes foram necessárias para representá-la, uma vez que ela é formada por dois materiais diferentes: fibra de carbono laminada com

vácuo (parte externa) e divinycell H60 (parte interna). Com comprimento de  $0.750\text{ m}$ , as dimensões do perfil da longarina podem ser visualizadas na figura 17, e os elementos modelados nas figuras 18 e 19.

O terceiro elemento é a entelagem (figura 20). Da mesma maneira que a nervura, foi obtida a partir do perfil da figura 15, possuindo comprimento de  $0.750\text{ m}$  e espessura de  $0.04\text{ mm}$ .

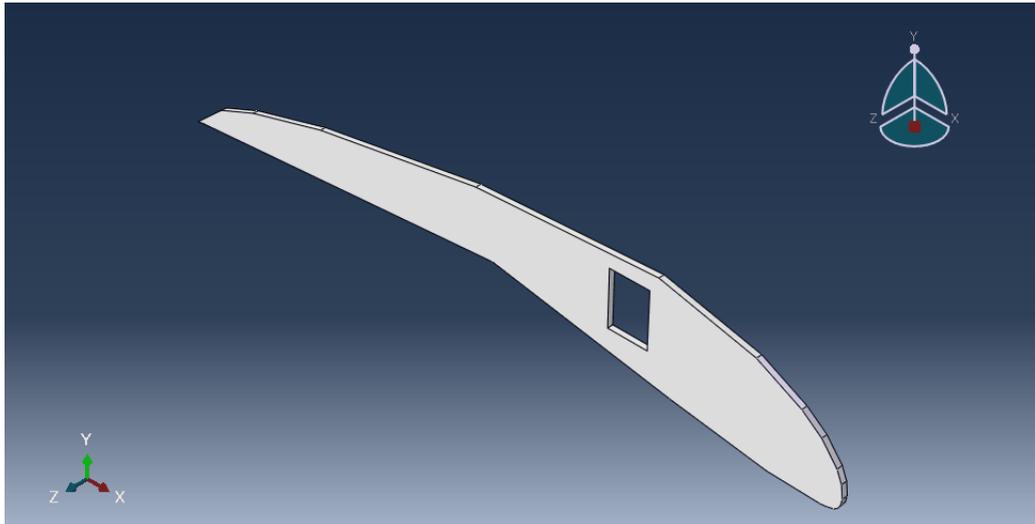


Figura 16 – Representação da nervura.

Fonte: Próprio autor.

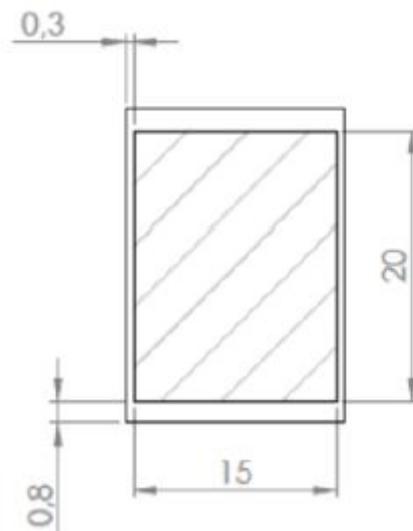


Figura 17 – Dimensões do perfil da longarina em  $mm$  (divinycell interior à fibra de carbono).

Fonte: Cardoso, 2018.

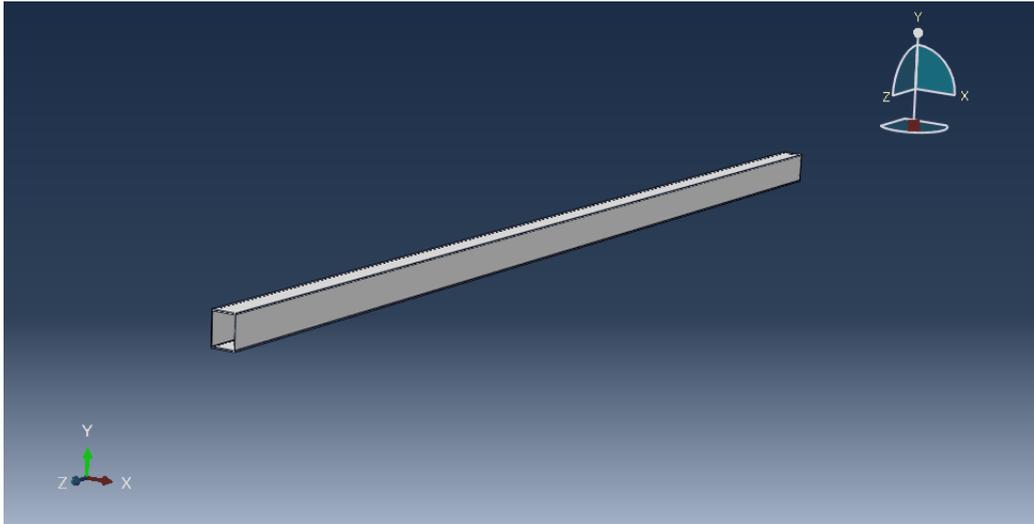


Figura 18 – Representação da parte da longarina composta por fibra de carbono.

Fonte: Próprio autor.

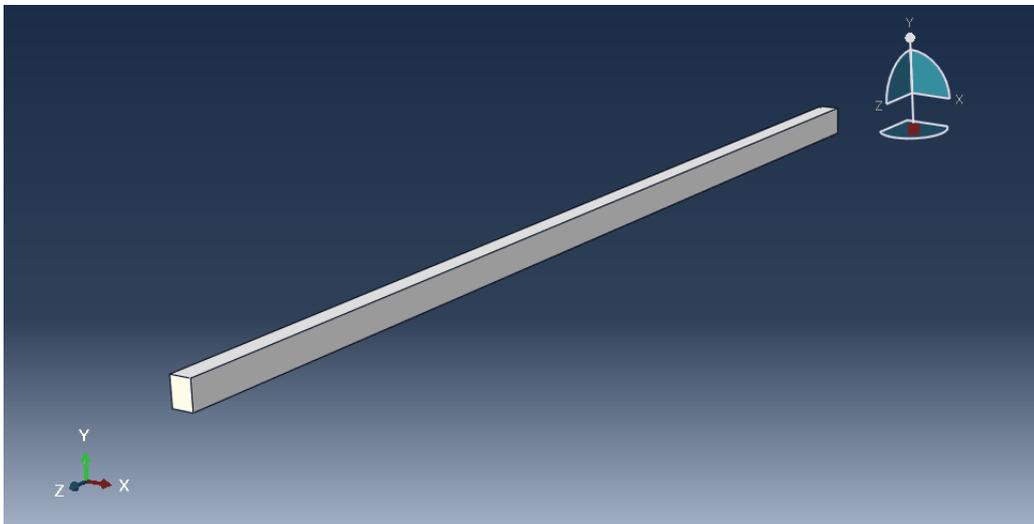


Figura 19 – Representação da parte da longarina composta por divinycell H60.

Fonte: Próprio autor.

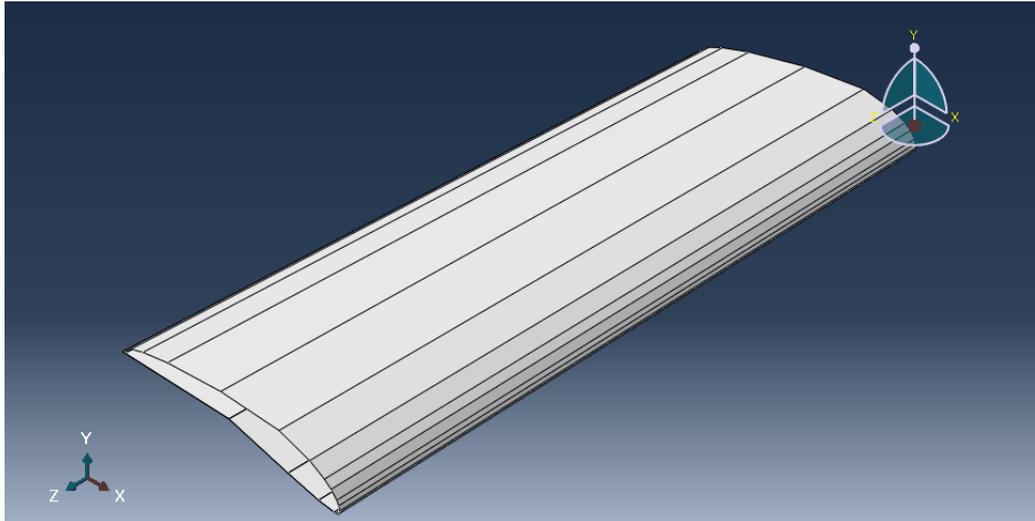


Figura 20 – Representação da entelagem.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.1.2 Propriedades dos Elementos

Os três elementos (quatro partes) que compõem o domínio da estrutura possuem materiais diferentes. Assim, da mesma maneira que foi definida a geometria dos elementos, suas propriedades foram determinadas com base nos trabalhos realizados por Cardoso (2018) e Guedes (2018), e podem ser visualizadas nas tabelas a seguir.

Tabela 1 – Propriedades mecânicas da nervura.

Material	Propriedades	Valores	Unidades
EPS	Massa Específica	1.15	$kg.m^{-3}$
	Módulo de Elasticidade	1158	$MPa$
	Coefficiente de Poisson	0.33	–

Fonte: Guedes, 2018 (Adaptado).

Tabela 2 – Propriedades mecânicas da longarina (parte interna).

Material	Propriedades	Valores	Unidades
Divinycell H60	Massa Específica	60	$kg.m^{-3}$
	Módulo de Elasticidade	60	$MPa$
	Coefficiente de Poisson	0.40	–

Fonte: Cardoso, 2018 (Adaptado).

Tabela 3 – Propriedades mecânicas da longarina (parte externa).

Material	Propriedades	Valores	Unidades
Fibra de Carbono Laminada a Vácuo	Massa Específica	1070	$kg.m^{-3}$
	Módulo de Elasticidade	25813	$MPa$
	Coefficiente de Poisson	0.20	–

Fonte: Cardoso, 2018 (Adaptado).

Tabela 4 – Propriedades mecânicas da entelagem.

Material	Propriedades	Valores	Unidades
Material da Entelagem	Massa Específica	1.5	$kg.m^{-3}$
	Módulo de Elasticidade	2108	$MPa$
	Coefficiente de Poisson	0.33	–

Fonte: Guedes, 2018 (Adaptado).

### 3.3.1.3 Definição das Instâncias

Uma vez definida as partes que compõem a asa da aeronave, é necessário criar as instâncias de cada elemento e definir o posicionamento entre eles para realizar a montagem. A asa completa pode ser visualizada na figura 21. Ao todo, ela é composta por quatorze elementos (uma parte interna da longarina, uma parte externa da longarina, uma entelagem e onze nervuras).

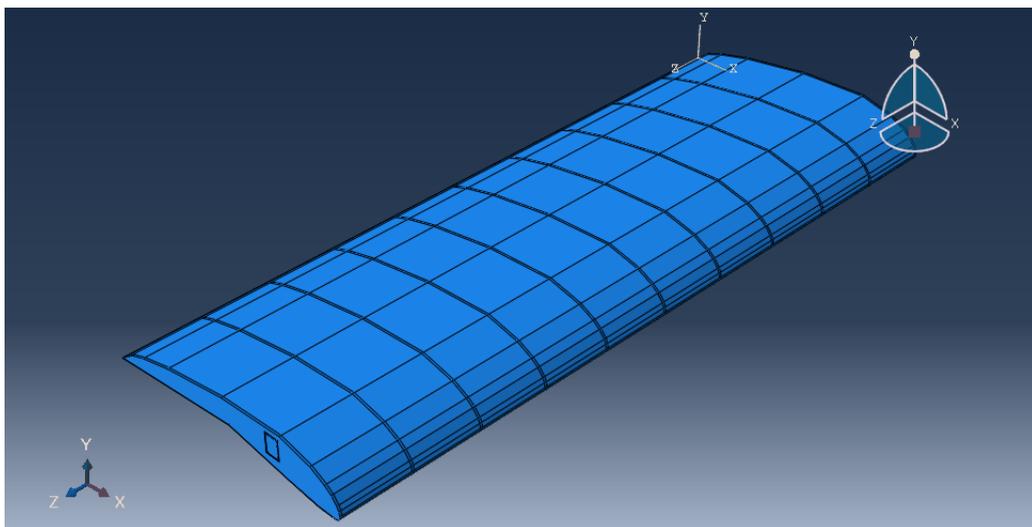


Figura 21 – Representação da asa.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.1.4 Definição da Análise

De acordo com a documentação do *Abaqus*, uma das formas de efetuar a interação fluido estrutura é definindo uma análise do tipo dinâmica e implícita, denominada *Dynamic, Implicit*. Neste ambiente é possível determinar o tempo de duração da análise, os parâmetros de incrementação e as técnicas de resolução. Devido aos altos custos computacionais da análise fluido estrutural, foi selecionado um tempo de análise de 1 segundo e os demais parâmetros foram deixados como seleção automática para o programa.

### 3.3.1.5 Definição das Superfícies de Contato

A realização de uma interação fluido-estrutural exige determinar as superfícies da estrutura que estarão em contato com o fluido ao longo da análise. Essas superfícies devem ser co-localizadas e exatamente iguais às superfícies do fluido. Dessa maneira, selecionou-se a superfície indicada de vermelho na figura 22, que corresponde à superfície externa da asa. Ressalta-se que para a análise de ponta de asa também é necessário selecionar a seção da extremidade livre.

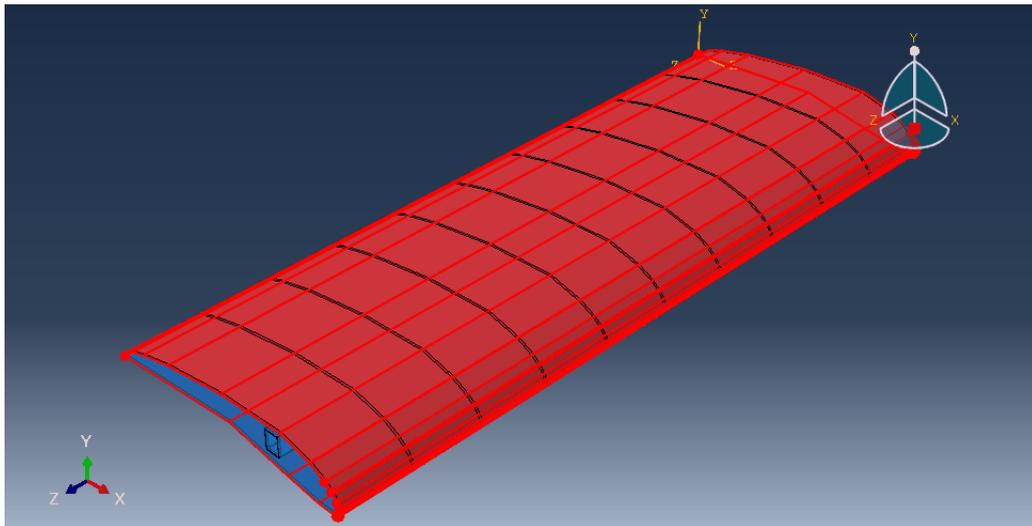


Figura 22 – Superfície do domínio da estrutura em contato com o fluido.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.1.6 Aplicação das Condições de Contorno

A asa pode ser considerada um modelo semelhante a uma viga engastada e livre, pois uma extremidade está presa à fuselagem da aeronave enquanto a outra está livre. Assim, restringiu-se a movimentação da seção da asa que está em contato com o corpo do VANT em todas as direções (figura 23).

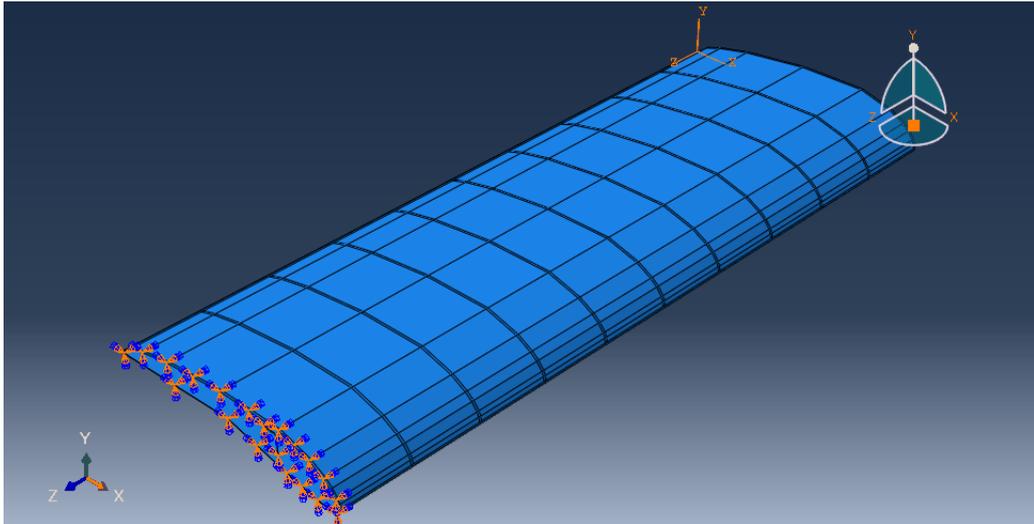


Figura 23 – Aplicação das condições de contorno na asa do VANT.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.1.7 Configurações de Malha dos Elementos

O *Abaqus* oferece diferentes tipos de elementos para construção de malhas. No entanto, devido às características geométricas das partes que compõem o modelo e ao elevado custo computacional que a análise exige, optou-se pela malha do tipo hexaédrica. Dessa maneira, a malha do domínio da estrutura resultou em um total de 162 elementos hexaédricos para cada nervura (figura 24), 40 elementos hexaédricos para a parte interna da longarina (figura 25), 240 elementos hexaédricos para a parte externa da longarina (figura 26) e 700 elementos hexaédricos para a entelagem (figura 27).

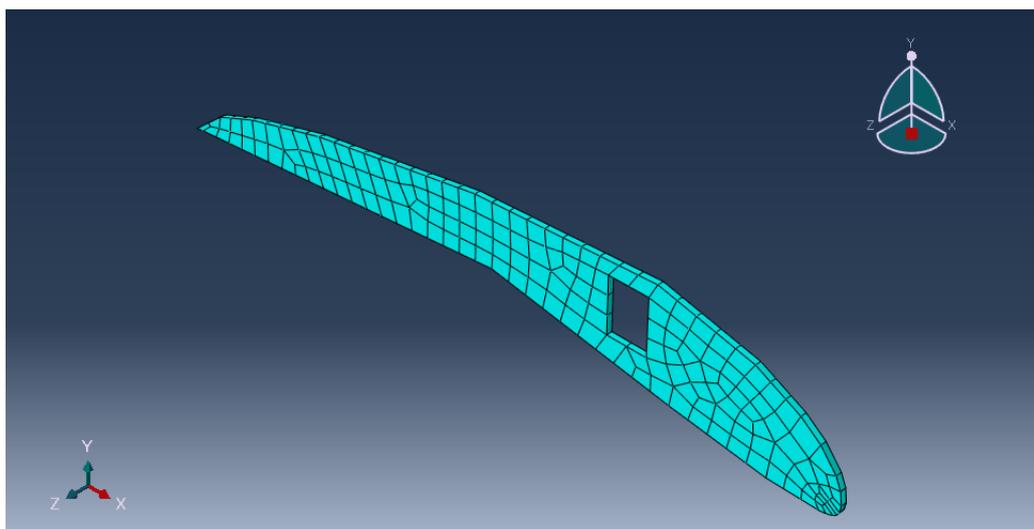


Figura 24 – Malha resultante da nervura.

Fonte: Próprio autor.

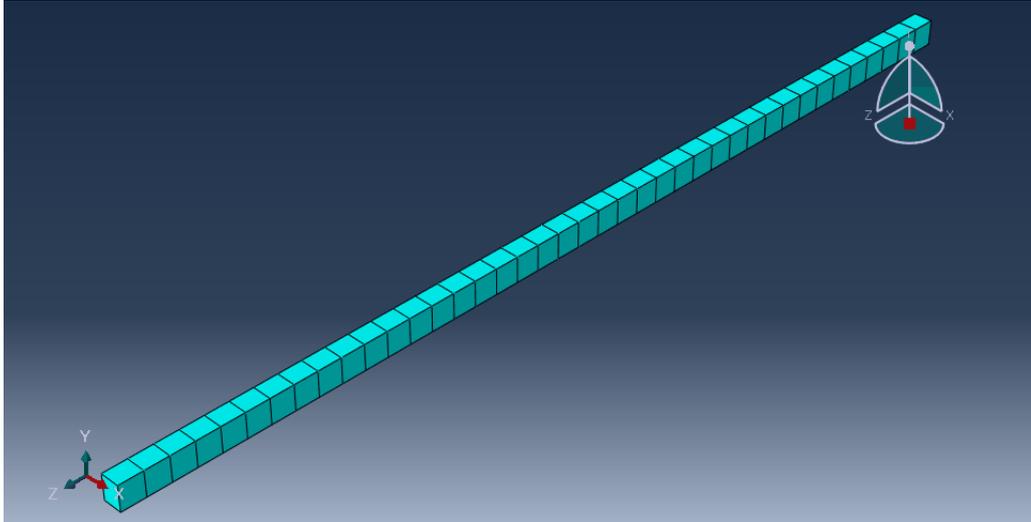


Figura 25 – Malha resultante da parte interna da longarina.

Fonte: Próprio autor.

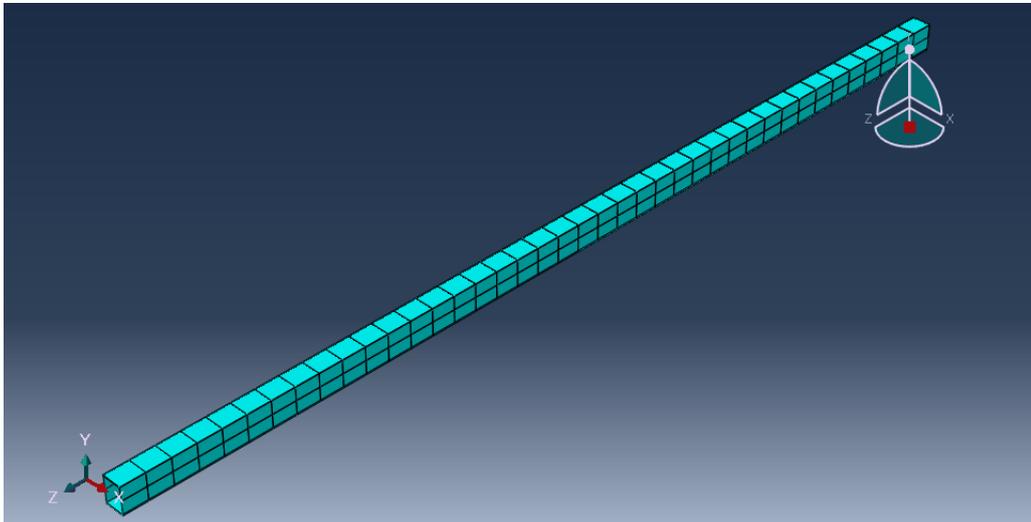


Figura 26 – Malha resultante da parte externa da longarina.

Fonte: Próprio autor.

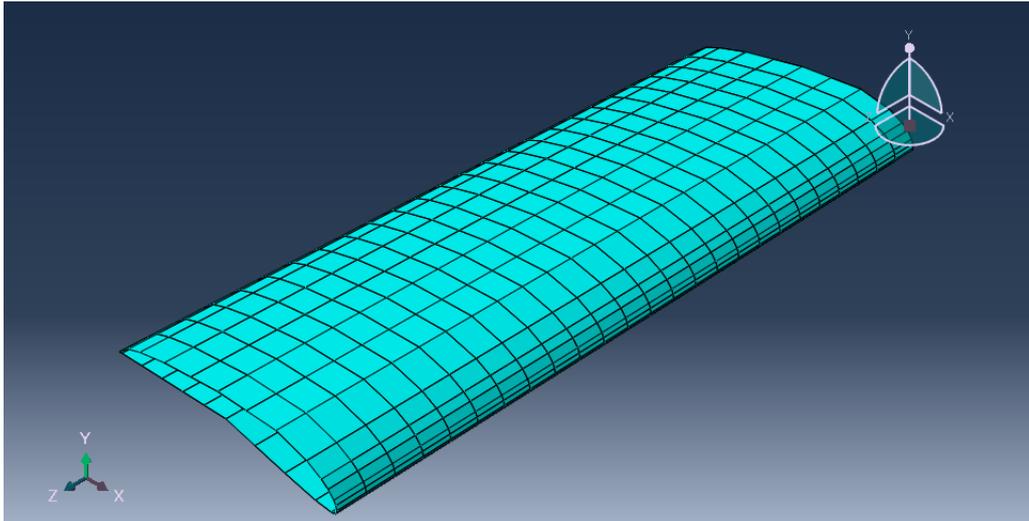


Figura 27 – Malha resultante da entelagem.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.2 Modelagem da Estrutura para a Análise Simplificada

A modelagem estrutural para essa análise pouco se modifica em relação à apresentada na subseção anterior, a não ser pela remoção das condições de contorno (engaste) na extremidade da asa, modificação do modelo flexível para rígido e inserção de uma mola linear na extremidade livre da asa com rigidez equivalente à frequência natural do primeiro modo de vibração do aerofólio em estudo.

O domínio da estrutura é o apresentado na figura 28. Nela pode ser observada a representação da mola por meio de dois pontos de referência, RP-1 e RP-2 (separados em  $0.1\text{ m}$ ), ligados por uma linha.

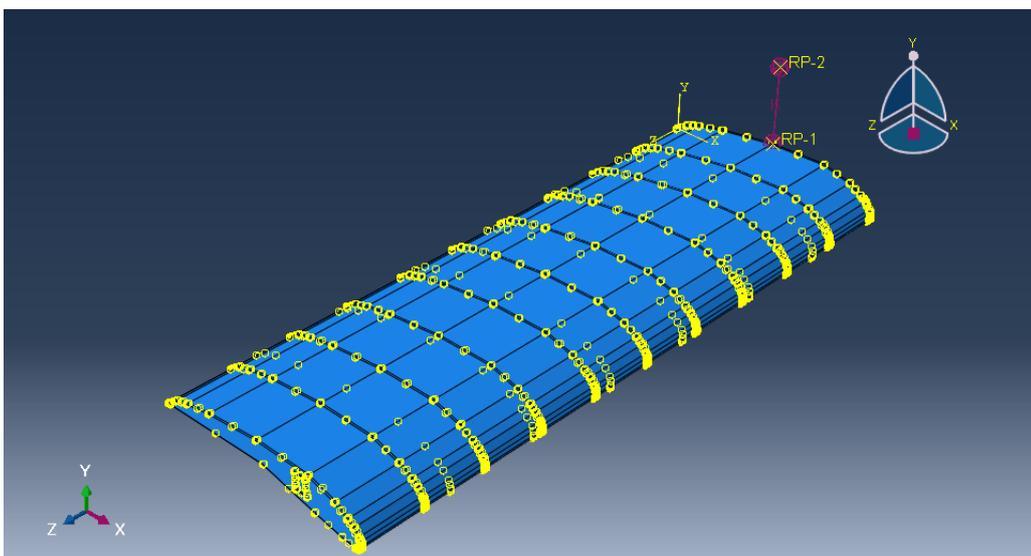


Figura 28 – Representação da asa rígida com a mola linear.

Fonte: Próprio autor.

Como dito acima, para esta análise, a rigidez da mola foi calculada de forma que fosse equivalente à frequência natural do primeiro modo de vibração da asa, ou seja, do modo de flexão pura em torno da direção de escoamento. Por isso, ela foi posicionada perpendicularmente à estrutura na direção que ocorre a flexão (eixo  $y$ ).

Dessa maneira, o primeiro ponto, que está localizado na estrutura, deve apresentar deslocamentos e rotações restritos, a não ser na direção  $y$ . Por outro lado, o segundo ponto deve apresentar total restrição à movimentação (engaste), de modo que a mola permita a estrutura se movimentar em apenas um grau de liberdade (generalizado), de acordo com o modo de vibração.

Para calcular a rigidez equivalente à frequência natural de vibração, pode-se utilizar as equações abaixo.

$$\omega_n = 2.\pi.f = \sqrt{\frac{K_{mola}}{m_{asa}}} \quad (3.1)$$

$$K_{mola} = (2.\pi.f)^2.m_{asa} \quad (3.2)$$

em que:

- $\omega_n$  é a frequência natural de vibração;
- $f$  é a frequência;
- $K_{mola}$  é a constante de rigidez equivalente da mola; e
- $m_{asa}$  é a massa da asa.

No entanto, antes é necessário obter os modos e as frequências naturais de vibração do modelo. Para isso, deve-se submetê-lo a uma análise de frequência, denominada *Linear Perturbation - Frequency* no *Abaqus*. Assim, mantida as configurações padrão do procedimento e determinando 50 *Hz* como máxima frequência de interesse, foi obtido o primeiro modo de vibrar.

### 3.3.3 Modelagem do Fluido para a Análise de Asa Infinita e Simplificada

#### 3.3.3.1 Elaboração do Domínio do Fluido

A partir do perfil ilustrado na figura 15, elaborou-se um domínio suficientemente grande para o fluido, a fim de evitar a influência das fronteiras do domínio na solução do problema, com uma cavidade central, a qual possui dimensões exatas da asa da aeronave e simula o posicionamento exato da asa frente ao escoamento do fluido. O domínio resultante (figura 29) possui perfil quadrado, com lados iguais a 5 *m*, e profundidade de 0.750 *m*.

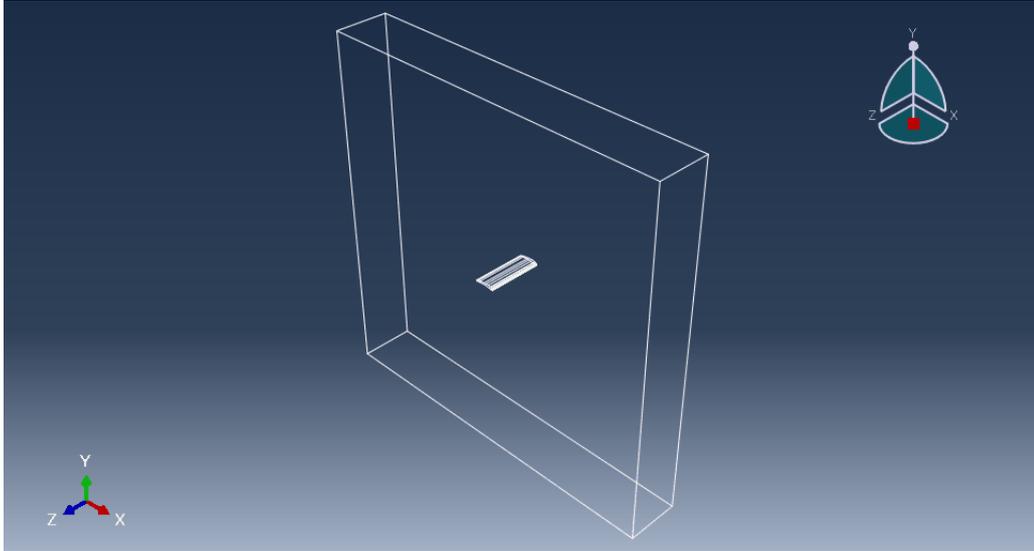


Figura 29 – Domínio do fluido.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.3.2 Determinação das Propriedades do Fluido

A fim de simular uma situação real de voo, determinou-se algumas propriedades do ar considerando o modelo da atmosfera padrão para uma altitude de 1000 *m*. Essa elevação corresponde à camada da atmosfera denominada troposfera que, segundo o modelo, têm a temperatura e massa específica do ar calculadas pelas seguintes equações (ANDERSON, 2016).

$$T_x = T_0 + \lambda_{trop}h \quad (3.3)$$

$$\rho_x = \rho_0 \left( \frac{T_x}{T_0} \right)^\alpha \quad (3.4)$$

$$\alpha = - \left( \frac{g}{R_{ar}\lambda_{trop}} + 1 \right) \quad (3.5)$$

em que:

- $g$  é a aceleração da gravidade no modelo da atmosfera padrão;
- $R_{ar}$  é a constante universal do ar no modelo da atmosfera padrão;
- $\lambda_{trop}$  é o gradiente térmico específico da troposfera;
- $\rho_0$  é a massa específica do ar no limite inferior da troposfera;
- $T_0$  é a temperatura do ar no limite inferior da troposfera;
- $h$  é a altitude considerada;

- $\rho_x$  é a massa específica do ar buscada; e
- $T_x$  é a temperatura do ar buscada.

Além disso, outra propriedade do ar importante para a sua modelagem no *Abaqus* é a viscosidade dinâmica. De acordo com Gamboa (2008), ela pode estimada pela fórmula de Sutherland, dada a seguir.

$$\mu_x = \mu_{ref} \left( \frac{T_{ref} + C}{T_y + C} \right) \left( \frac{T_y}{T_{ref}} \right)^{3/2} \quad (3.6)$$

em que:

- $T_{ref}$  é a temperatura de referência;
- $\mu_{ref}$  é a viscosidade dinâmica do ar na temperatura de referência;
- $C$  é a Constante de Sutherland;
- $T_y$  é a temperatura do ar em que se deseja calcular a viscosidade dinâmica;
- $\mu_x$  é a viscosidade dinâmica do ar buscada.

Na tabela abaixo pode ser visualizado os valores das constantes utilizadas no modelo da atmosfera padrão e na fórmula de Sutherland.

Tabela 5 – Constantes utilizadas no modelo da atmosfera padrão e na fórmula de Sutherland.

Fonte: Anderson, 2016, e Gamboa, 2018 (Adaptado).

Constantes	Valores	Unidades
$g$	9.80665	$m.s^{-2}$
$R_{ar}$	287.05307	$m^2.s^{-2}.K^{-1}$
$\lambda_{trop}$	- 6.5e-3	$K.m^{-1}$
$\rho_0$	1.225	$kg.m^{-3}$
$T_0$	288.15	$K$
$T_{ref}$	291.15	$K$
$\mu_{ref}$	1.827e-5	$N.s.m^{-2}$
$C$	120	$K$

Dessa maneira, a partir das equações mencionadas acima e de acordo com as constantes estabelecidas, determinou-se as propriedades do ar na altitude de 1000  $m$ , como pode ser visualizado na tabela 6.

Tabela 6 – Propriedades do ar na altitude de 1000 m.

Fonte: Próprio autor.

<b>Propriedades</b>	<b>Valores</b>	<b>Unidades</b>
Temperatura	281.5	$K$
Massa Específica	1.1116	$kg.m^{-3}$
Viscosidade Dinâmica	1.77948e-5	$N.s.m^{-2}$

Em seguida, as propriedades do ar foram associadas ao domínio do fluido. Ressalta-se que o seu escoamento ocorre de forma incompressível ao longo da análise.

### 3.3.3.3 Definição das Instâncias

No modelo representativo do fluido existe apenas um elemento. Portanto, nenhuma montagem é exigida, sendo apenas necessário a criação de uma instância a partir da parte elaborada anteriormente para que seja possível seguir o fluxo de trabalho da simulação.

### 3.3.3.4 Definição da Análise

No ambiente do *Abaqus/CFD* existe apenas um tipo de análise para fluidos, denominado *Flow*. Nele, é possível determinar a duração da análise, os parâmetros de incrementação, os solucionadores aplicados para resolução das equações de pressão, momento e transporte, e a avaliação de turbulência.

Como requisito para a realização da análise FSI, foram selecionados o mesmo tempo e incrementação definidos no domínio da estrutura, com solucionadores mantidos nas configurações padrão e sem análise de turbulência.

### 3.3.3.5 Definição das Superfícies de Contato

Assim como no domínio da estrutura, é necessário selecionar as superfícies do fluido que estarão em contato com a asa ao longo da análise, devendo ser co-localizadas e exatamente iguais às selecionadas no modelo estrutural. Dessa maneira, selecionou-se a superfície indicada de vermelho na figura 30. Importante ressaltar que o *Abaqus* também exige a mesma nomeação das superfícies que interagem durante o estudo para efetuar a análise FSI.

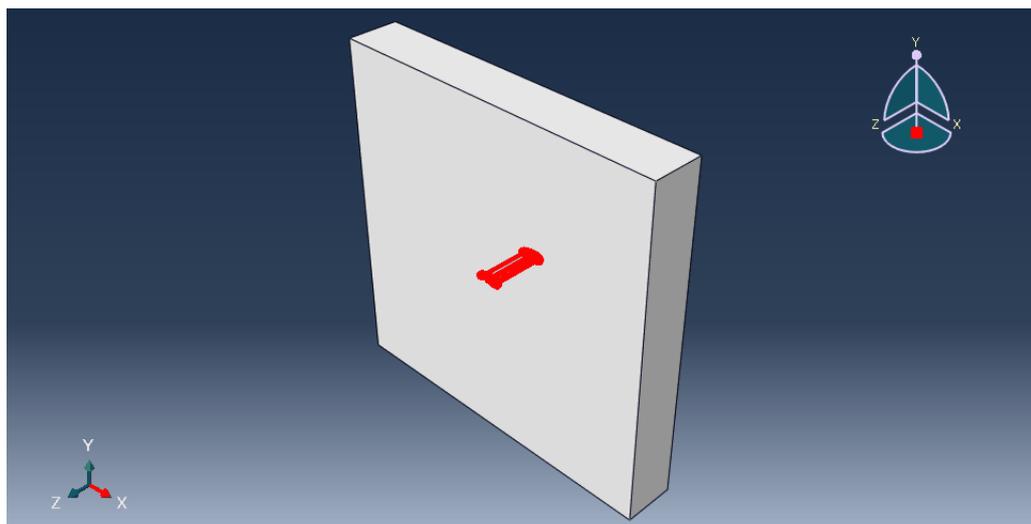


Figura 30 – Superfície do domínio do fluido em contato com a asa.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.3.6 Aplicação das Condições Iniciais e de Contorno

Na análise de asa infinita, três procedimentos foram realizados: verificação do comportamento dinâmico da estrutura para uma velocidade fixa e ideal de voo; compreensão do comportamento do fluido ao redor da asa para a mesma velocidade; e avaliação dos deslocamentos nas direções principais ( $x$ ,  $y$  e  $z$ ) de um ponto localizado na extremidade livre da estrutura para diferentes velocidades de escoamento. Por outro lado, uma vez que a movimentação da estrutura está limitada às condições de contorno aplicadas na mola linear, na análise simplificada foram avaliados apenas os deslocamentos para diferentes velocidades do fluido na direção perpendicular ao escoamento ( $y$ ). Assim, baseando-se em cada procedimento, foram definidas as condições iniciais e de contorno apresentadas a seguir.

Como condição inicial para ambas análises, determinou-se que todo o domínio apresenta ar escoando com uma massa específica inicial de  $1.1116 \text{ kg.m}^{-3}$  e velocidade inicial igual à velocidade de escoamento do fluido. Esta última condição foi selecionada com base nas velocidades que a aeronave da equipe pode atingir durante o voo.

Na figura 31, com auxílio de setas, podem ser observados as superfícies e os planos que são utilizados para definir as condições de fronteira do domínio, ou seja, a superfície de entrada do fluido (seta vermelha), a superfície de saída do fluido (seta amarela), os planos simétricos (setas azuis) e as superfícies limitantes (setas verdes).

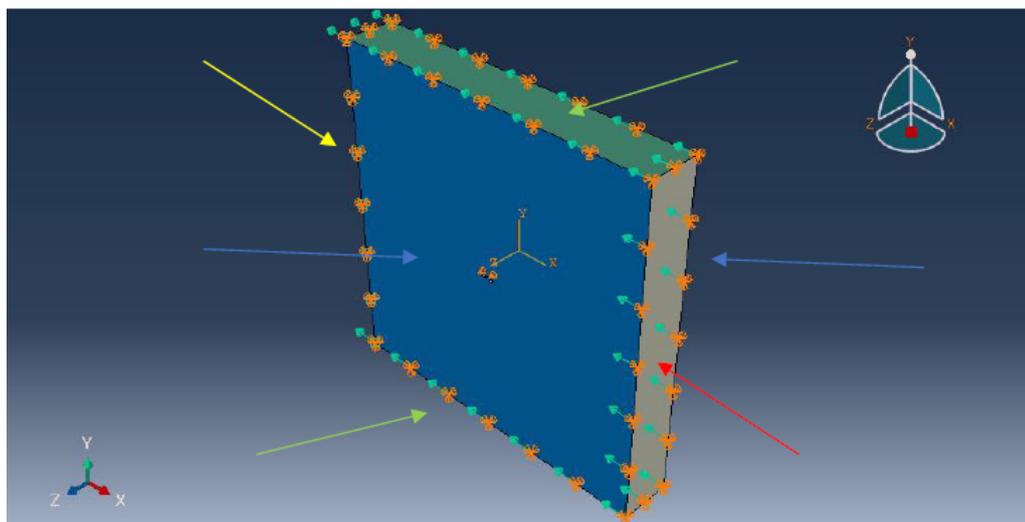


Figura 31 – Superfícies de aplicação das condições de contorno no domínio do fluido.

Fonte: Próprio autor.

Dessa maneira, determinou-se as seguintes condições de contorno:

- Superfícies Limitantes e de Entrada:

a) Análise de Asa Infinita: para o primeiro e segundo procedimento, velocidade de  $15 \text{ m.s}^{-1}$  no sentido negativo do eixo  $x$  e zero nos demais eixos, e para o terceiro, velocidades iguais a 3, 5, 8, 10, 13, 15, 18 e  $20 \text{ m.s}^{-1}$  no sentido negativo do eixo  $x$  e zero nos demais eixos;

b) Análise Simplificada: velocidades iguais a 3, 5, 8, 10, 15, 18 e  $20 \text{ m.s}^{-1}$  no sentido negativo do eixo  $x$  e zero nos demais eixos;

c) Ambas análises: restrição dos deslocamentos da malha nas três direções.

- Superfície de Saída (ambas análises):

a) Pressão igual a zero;

b) Restrição dos deslocamentos da malha nas três direções.

- Planos simétricos (ambas análises):

a) Velocidade zero na direção  $z$  e indefinida nas demais direções;

b) Restrição dos deslocamentos da malha na direção  $z$  e indefinida nas demais direções.

### 3.3.3.7 Configurações de Malha do Fluido

Com o intuito de manter o domínio do fluido e da estrutura formados por uma malha do mesmo tipo, também foi escolhida uma malha hexaédrica. No entanto, de maneira a reduzir o custo computacional, decidiu-se por tornar a malha mais densa na

região da superfície do fluido em contato com a estrutura em relação ao resto do domínio. Assim, a malha do fluido (figura 32) resultou em um total de 2925 elementos hexaédricos.

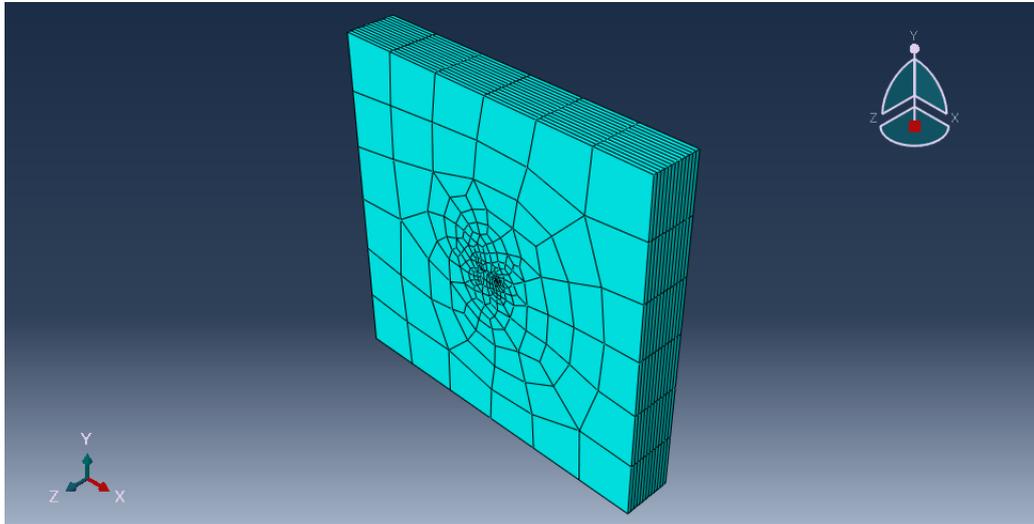


Figura 32 – Malha resultante do domínio do fluido.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.4 Modelagem do Fluido para a Análise de Ponta de Asa

Em relação às análises apresentadas anteriormente, a modelagem se diferencia na forma como são definidos o domínio do fluido, as superfícies de contato, as condições iniciais e de contorno, e a malha.

#### 3.3.4.1 Elaboração do Domínio do Fluido

A partir do perfil ilustrado na figura 15, elaborou-se um domínio suficientemente grande para o fluido, a fim de evitar a influência das fronteiras do domínio na solução do problema, com uma cavidade central de comprimento  $0.750\text{ m}$ , a qual possui dimensões exatas da asa da aeronave e simula seu posicionamento exato frente ao escoamento do fluido. O domínio resultante (figura 33) possui formato cúbico, com lados iguais a  $5\text{ m}$ .

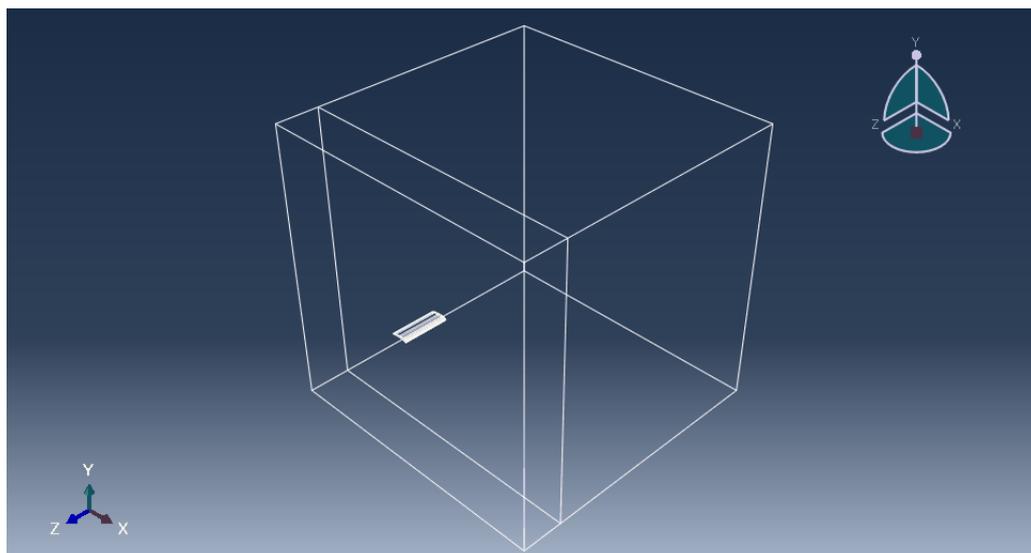


Figura 33 – Domínio do fluido.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.4.2 Definição das Superfícies de Contato

Nesta análise, o contato entre o fluido e a estrutura engloba a superfície externa e da extremidade livre da asa. Dessa maneira, selecionou-se a superfície indicada de vermelho na figura 34.

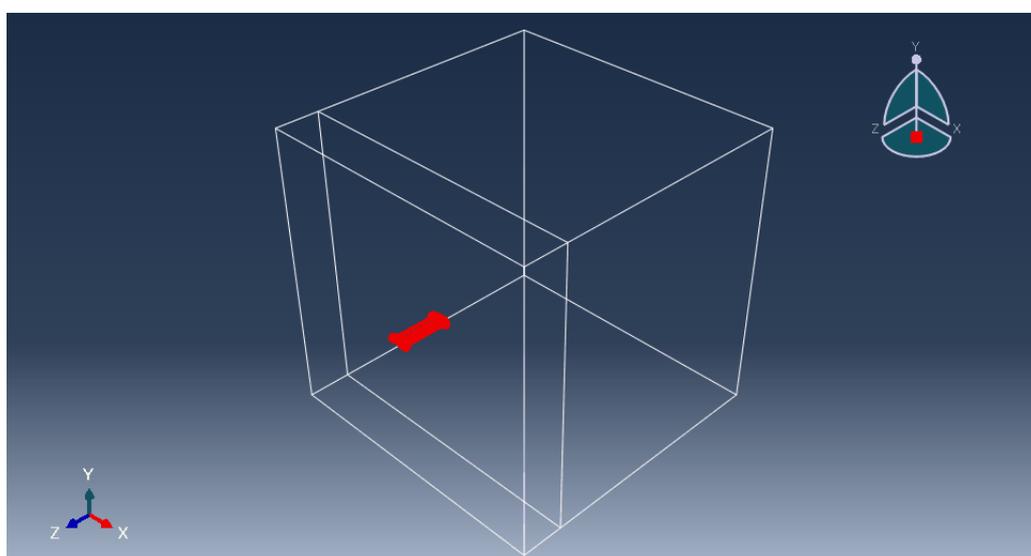


Figura 34 – Superfície do domínio do fluido em contato com a asa.

Fonte: Próprio autor.

### 3.3.4.3 Aplicação das Condições Iniciais e de Contorno

Devido ao elevado custo computacional dessa análise, foram avaliados apenas os deslocamentos nas direções principais ( $x$ ,  $y$  e  $z$ ) de um ponto localizado na extremidade

livre da estrutura para diferentes velocidades de escoamento.

Como condição inicial, determinou-se que todo o domínio apresenta ar escoando com uma massa específica inicial de  $1.1116 \text{ kg.m}^{-3}$  e velocidade inicial igual à velocidade de escoamento do fluido.

Na figura 35, com auxílio de setas, podem ser observados as superfícies e os planos que são utilizados para definir as condições de fronteira do domínio, ou seja, a superfície de entrada do fluido (seta vermelha), a superfície de saída do fluido (seta amarela), o plano simétrico (seta azul) e as superfícies limitantes (setas verdes). Ressalta-se que um dos planos simétricos definidos nas análises anteriores teve condição alterada para superfície limitante.

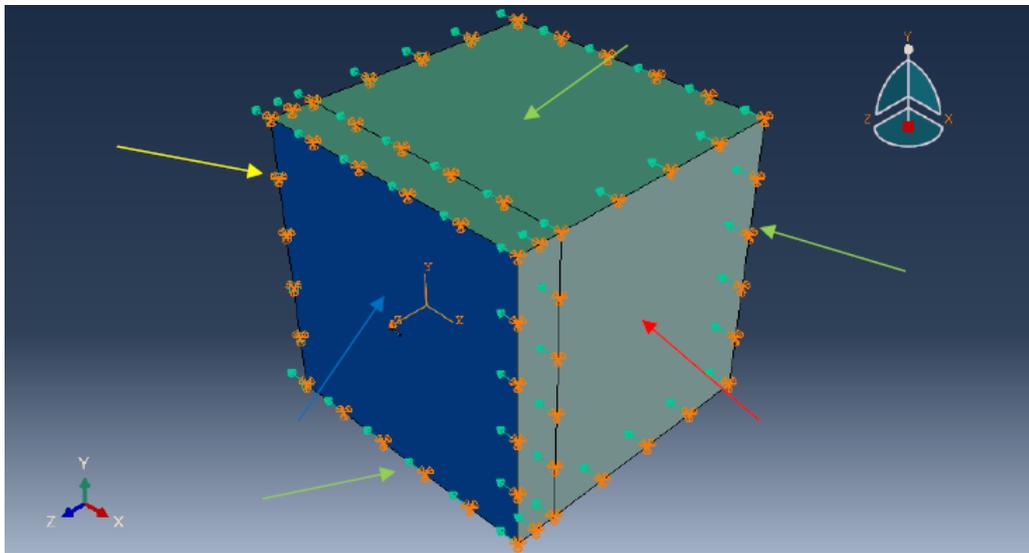


Figura 35 – Superfícies de aplicação das condições de contorno no domínio do fluido.

Fonte: Próprio autor.

Dessa maneira, determinaram-se as seguintes condições de contorno:

- Superfícies Limitantes e de Entrada:
  - a) Velocidades iguais a 1, 2, 3, 4 e  $5 \text{ m.s}^{-1}$  no sentido negativo do eixo  $x$  e zero nos demais eixos;
  - b) Restrição dos deslocamentos da malha nas três direções.
- Superfície de Saída:
  - a) Pressão igual a zero;
  - b) Restrição dos deslocamentos da malha nas três direções.
- Plano simétrico:
  - a) Velocidade zero na direção  $z$  e indefinida nas demais direções;

b) Restrição dos deslocamentos da malha na direção  $z$  e indefinida nas demais direções.

#### 3.3.4.4 Configurações de Malha do Fluido

Para esta análise também foi escolhida uma malha hexaédrica, com maior densidade de elementos na região da superfície de contato. Assim, a malha do fluido (figura 36) resultou em um total de 1515 elementos hexaédricos.

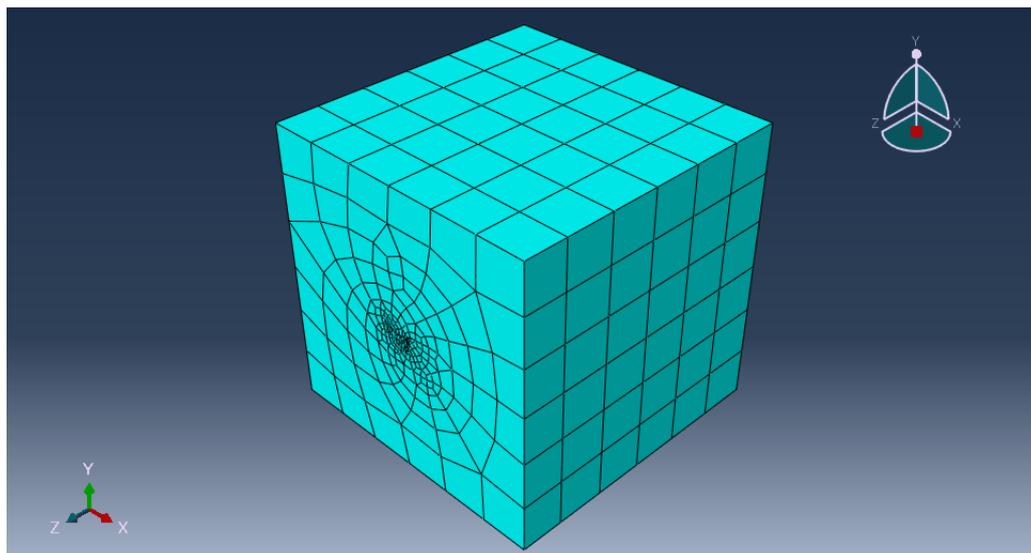


Figura 36 – Malha resultante do domínio do fluido.

Fonte: Próprio autor.

#### 3.3.5 Acoplamento dos Domínios

Após a definição dos domínios representativos da estrutura e do fluido, é necessário realizar o acoplamento entre os modelos e submeter ao processo de análise. Para tal, o *Abaqus* permite criar, de maneira bastante prática, uma janela para a execução da co-simulação (figura 37) e monitoramento do processo (figura 38).

Internamente, o programa aplica a abordagem particionada para efetuar a análise das equações que governam o fluido e que regem os deslocamentos e deformações da estrutura. Além disso, utiliza o método bidirecional para realizar o acoplamento entre os domínios.

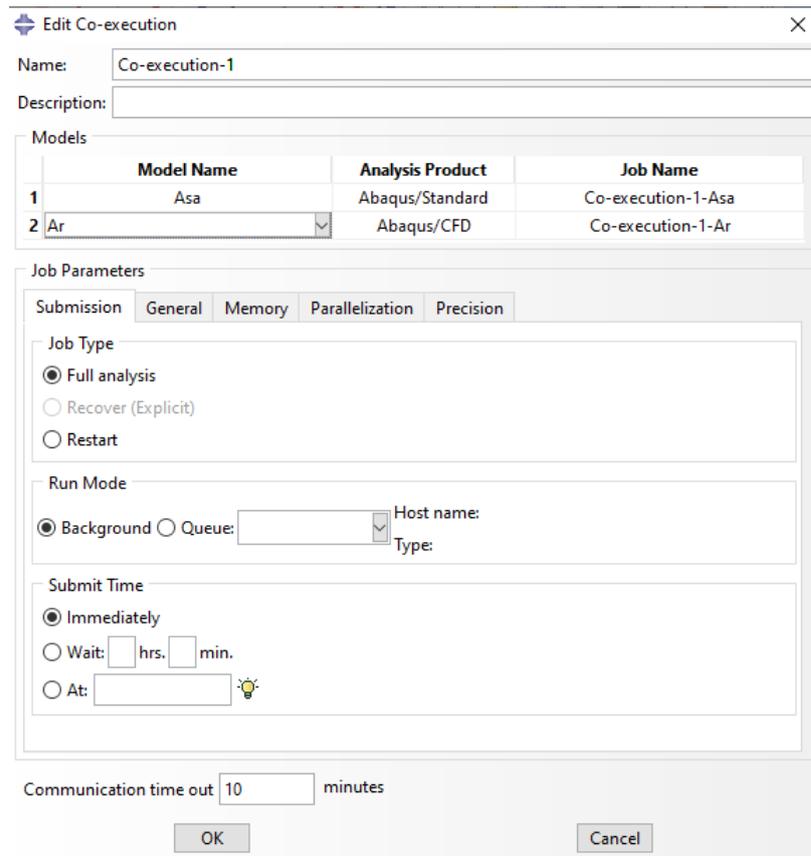


Figura 37 – Imagem ilustrativa da janela de execução da co-simulação.

Fonte: Próprio autor.

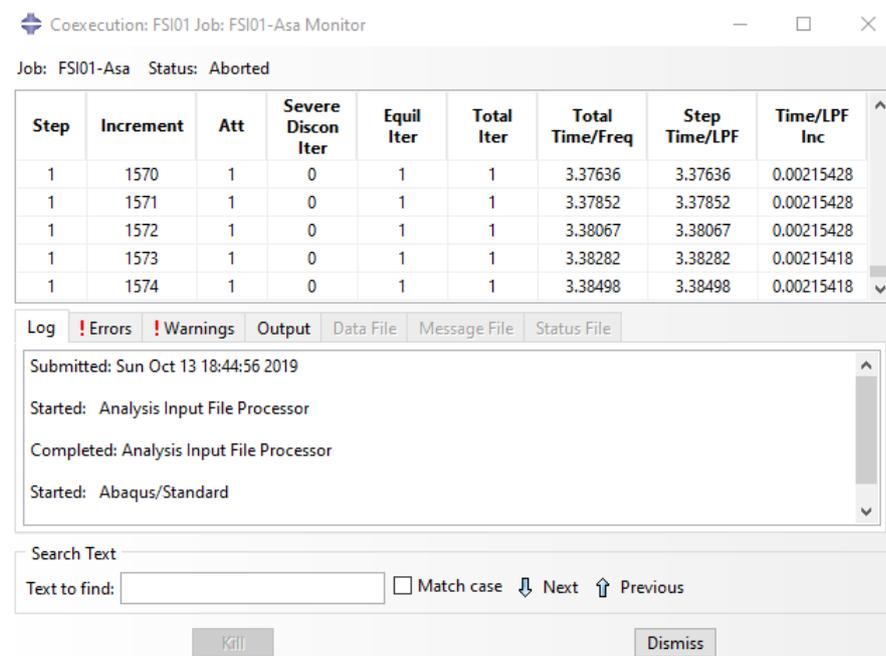


Figura 38 – Imagem ilustrativa da janela de monitoramento da solução.

Fonte: Próprio autor.

## 4 RESULTADOS E ANÁLISES

### 4.1 Análise de Asa Infinita

#### 4.1.1 Comportamento Dinâmico da Estrutura

Nesta seção são apresentados os resultados quanto ao comportamento dinâmico da estrutura em estudo quando submetida ao escoamento do ar a uma velocidade de  $15 \text{ m.s}^{-1}$  durante uma análise de 1 segundo.

Inicialmente, com base no desenvolvimento histórico dos deslocamentos, constatou-se que em 0.023225 segundos a estrutura apresenta os maiores deslocamentos possíveis e, conseqüentemente, as maiores solicitações ao longo da análise. Portanto, buscou-se ilustrar as tensões, as deformações e os deslocamentos em toda estrutura neste instante de tempo. Os resultados podem ser observados nas figuras 39, 40 e 41.

A partir desses parâmetros tem-se uma noção das condições mais extremas que a estrutura pode apresentar ao longo do voo e, necessariamente, devem ser consideradas nos cálculos de projeto da aeronave. Assim, verifica-se que os maiores valores para a tensão e deformação ocorrem na extremidade engastada, especificamente na porção inicial da longarina (não observada nas figuras), sendo próximos a  $7.32 \text{ MPa}$  e  $1.14\text{e-}3$ , respectivamente. Por outro lado, os maiores deslocamentos ocorrem na extremidade livre, com valores próximos a  $5.30 \text{ mm}$ .

Ressalta-se que não foi feita uma análise qualitativa dos resultados, uma vez que foi considerado um modelo estrutural elástico (sem propriedades plásticas) elaborado por meio da combinação das características dos elementos componentes da estrutura de dois trabalhos realizados anteriormente a este. Portanto, os resultados são apenas indicativos e não podem ser utilizados como referência em projetos.

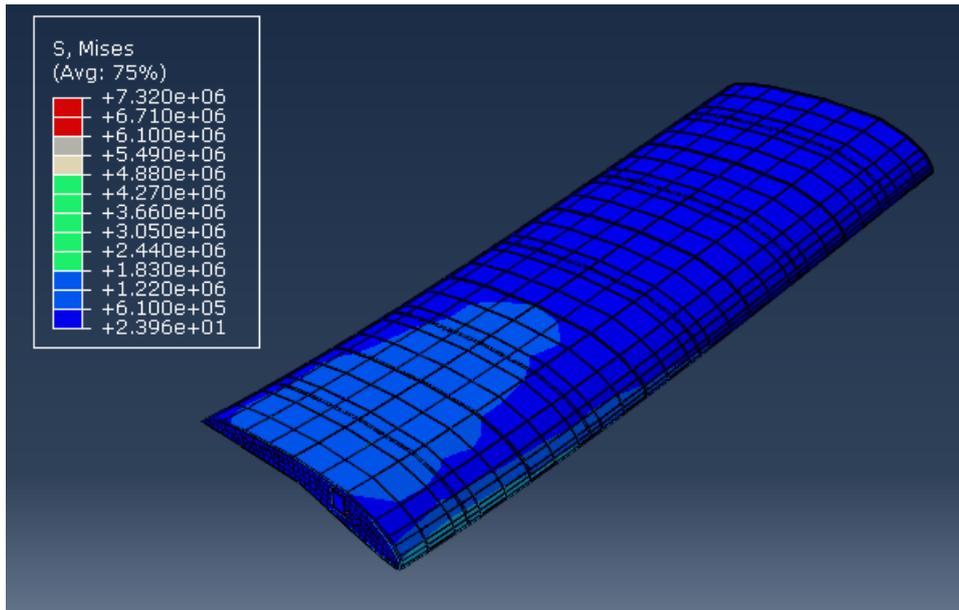


Figura 39 – Tensões atuantes na estrutura no instante de maior deflexão.

Fonte: Próprio autor.

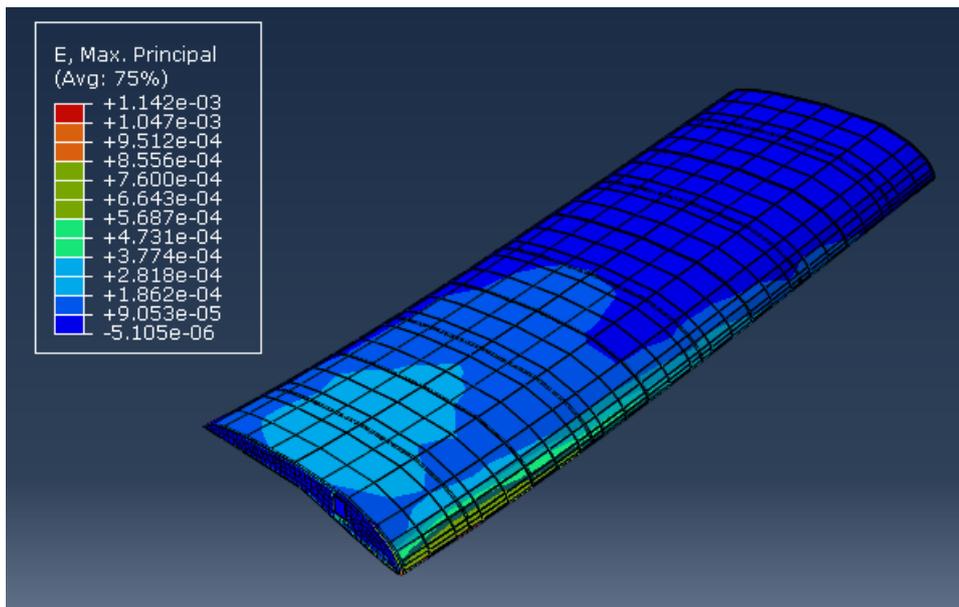


Figura 40 – Deformações da estrutura no instante de maior deflexão.

Fonte: Próprio autor.

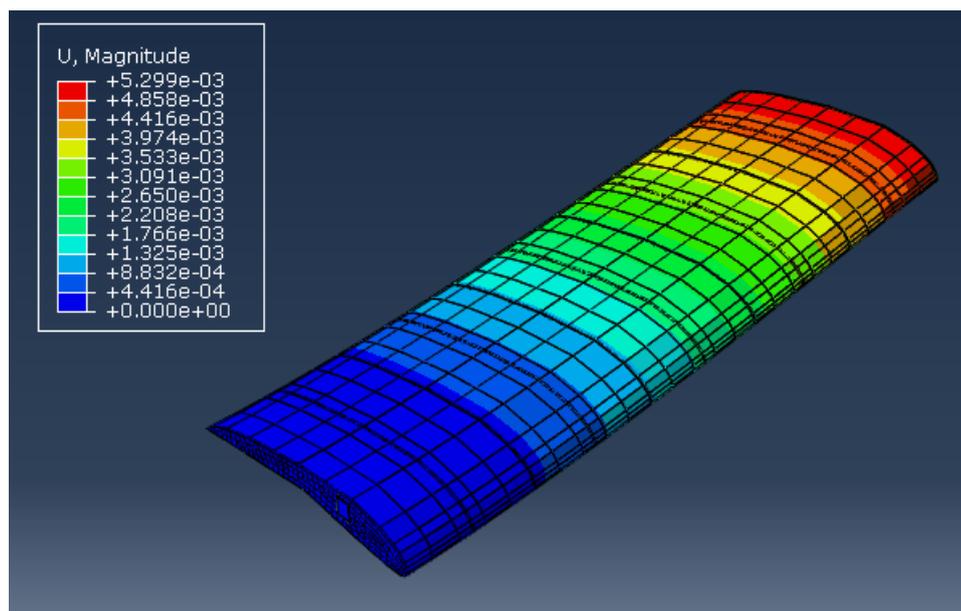


Figura 41 – Deslocamentos da estrutura no instante de maior deflexão.

Fonte: Próprio autor.

#### 4.1.2 Escoamento do Fluido ao Redor da Asa

Para que seja possível entender como o fluido interage com a estrutura, nesta seção estão apresentados os resultados relacionados ao seu comportamento na extremidade livre da asa no início e no final da análise por meio de gráficos de cores, ao considerar uma velocidade de escoamento igual a  $15 \text{ m.s}^{-1}$ . A escolha desses instantes se deve ao desejo de demonstrar como o fluido se desenvolve ao longo do tempo. Cabe ressaltar que, devido ao elevado custo computacional, só foi possível simular um tempo total de 0.7809 segundos.

Nas figuras 42 e 43 observam-se o desenvolvimento da pressão exercida pelo ar na asa ao entrar em contato com a estrutura. Por meio delas, verifica-se que as pressões no bordo de ataque da asa são, nas duas situações, superiores às pressões exercidas pelo ar nas demais regiões. Isto era esperado, uma vez que a superfície do bordo de ataque é a que confronta diretamente o fluido durante o voo.

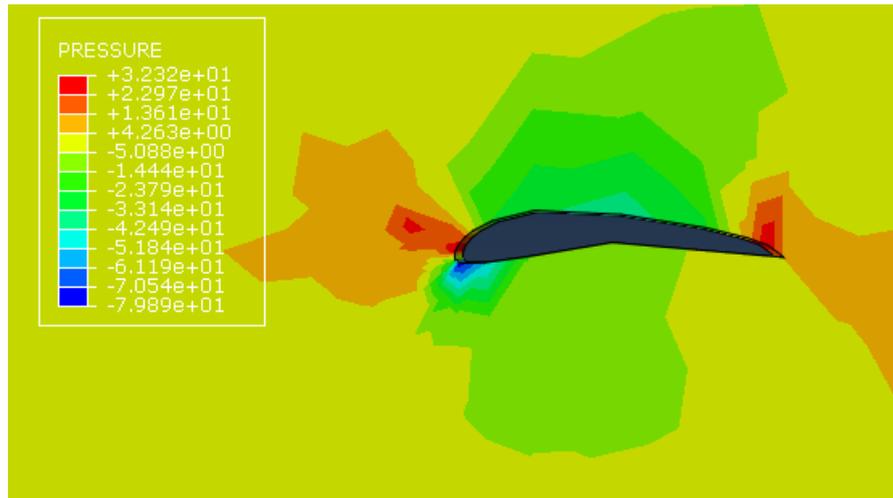


Figura 42 – Pressão exercida pelo fluido no início da análise.

Fonte: Próprio autor.

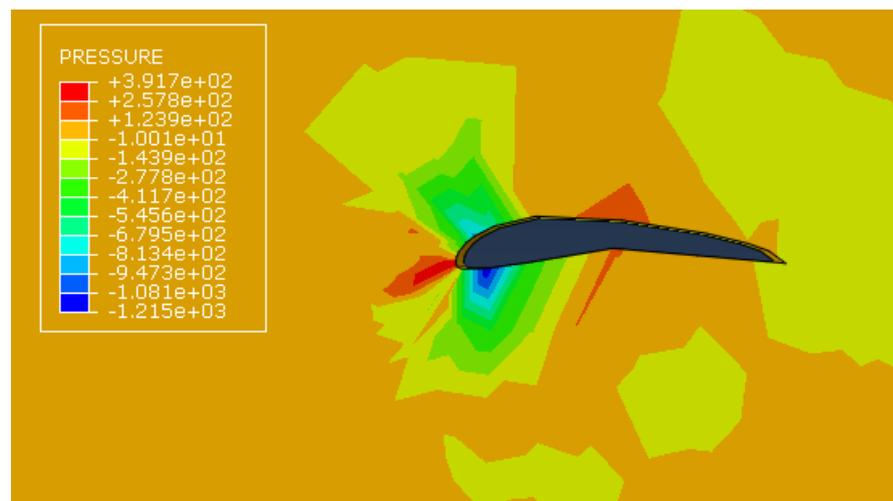


Figura 43 – Pressão exercida pelo fluido no final da análise.

Fonte: Próprio autor.

Nas figuras 44 e 45 têm-se a indicação da magnitude dos vetores velocidade em torno da asa e a formação da camada limite. Como era esperado, nota-se que nas regiões em contato com a estrutura os vetores são nulos e, à medida que se afasta da superfície, suas intensidades aumentam até alcançarem valores próximos à velocidade máxima de escoamento.

Ressalta-se que não foi possível observar a formação clara de esteira, região do escoamento em que há deficiência de velocidade e que se expande devido à difusão. Isso pode ser atribuído à utilização de um ângulo de ataque da asa em torno de  $0^\circ$ , mas que geralmente apresenta valores entre  $3^\circ$  e  $5^\circ$  para este tipo de aeronave. A não utilização do correto posicionamento do aerofólio frente ao escoamento se deve à observação desse fato

apenas nos últimos momentos de simulação e após ter realizado todas as análises deste trabalho, não havendo tempo hábil para refazê-las.

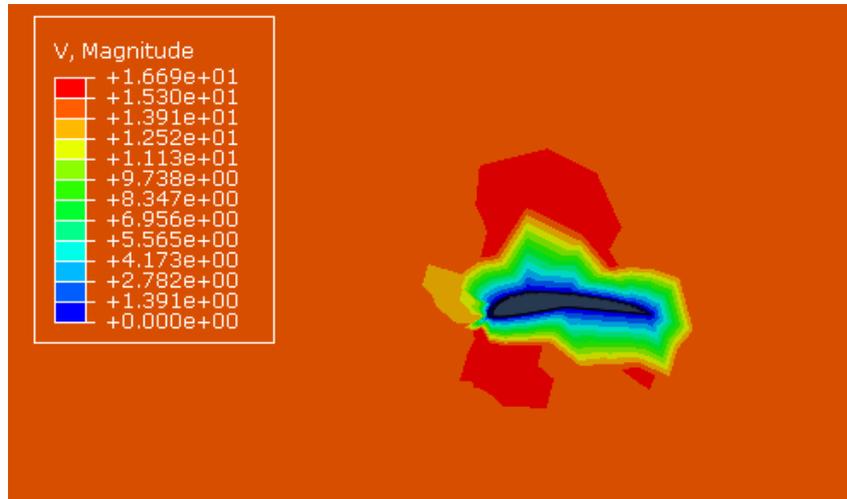


Figura 44 – Velocidade do fluido no início análise.

Fonte: Próprio autor.

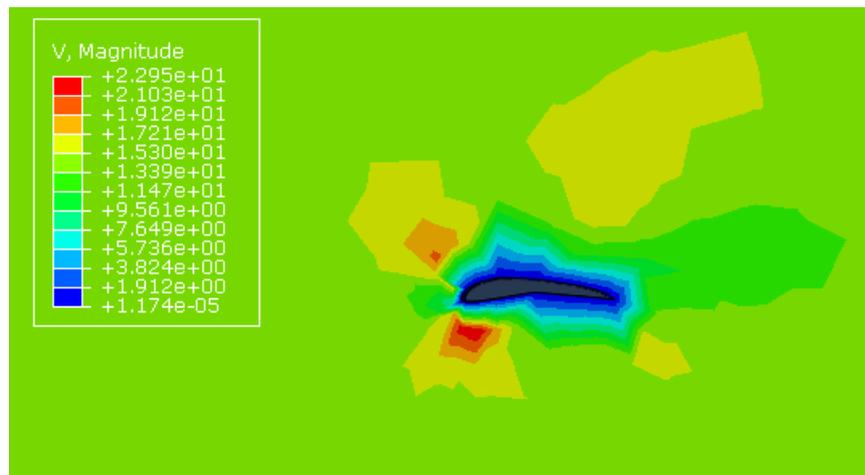


Figura 45 – Velocidade do fluido no final da análise.

Fonte: Próprio autor.

Nas figuras 46 e 47 pode-se observar a formação de vórtices em torno da asa, resultado do arrasto induzido produzido pela sustentação da aeronave. Verifica-se que eles são mais intensos no bordo de ataque, no entanto, era esperada a formação mais intensa no bordo de fuga, fenômeno bastante comum em aerofólios de aeronaves. Provavelmente, esta falha se deve à falta de uma análise de turbulência, uma vez que o escoamento do fluido para essa velocidade apresenta elevado número de Reynolds (na ordem de  $1e5$ ), ou seja, trata-se de um escoamento turbulento, e ao ângulo de ataque da asa, que no estudo foi considerado  $0^\circ$ , como mencionado anteriormente.

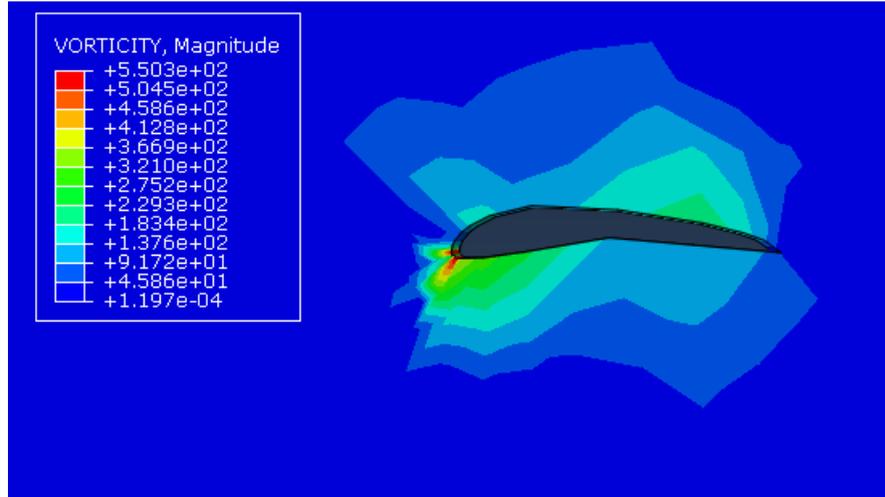


Figura 46 – Formação de vórtices no início da análise.

Fonte: Próprio autor.

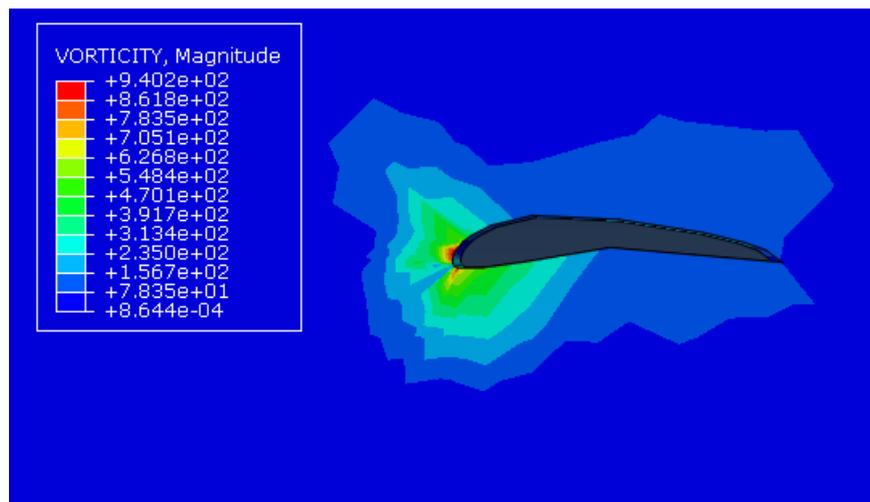


Figura 47 – Formação de vórtices no final da análise.

Fonte: Próprio autor.

#### 4.1.3 Deslocamento de um Ponto da Asa para Diferentes Velocidades de Escoamento

Nesta seção são expostas e discutidas as curvas de deslocamento descritas por um ponto nas direções principais do sistema de coordenadas ( $x$ ,  $y$  e  $z$ ) de acordo com a velocidade de escoamento do ar. Este ponto, denominado nó 16 da estrutura da asa, está localizado na sua extremidade livre, como ilustrado na figura 48 por um ponto vermelho.

A escolha desse ponto se deve à sua posição estar mais suscetível a maiores deslocamentos em quaisquer direções em relação aos demais nós que compõem a estrutura, uma vez que a asa apresenta uma extremidade engastada e outra livre. Dessa maneira, ele pode ser melhor aproveitado para entender os efeitos que o escoamento induz na estrutura.

Sendo assim, ao proceder com a simulação para as diferentes velocidades de escoamento (3, 5, 8, 10, 13, 15, 18 e 20  $m.s^{-1}$ ) ao longo de uma análise de 1 segundo de duração, foram obtidas as curvas representadas nas figuras 49, 50 e 51, que correspondem, respectivamente, aos deslocamentos, em metros, nas direções  $x$ ,  $y$  e  $z$ . Infelizmente, devido ao elevado custo computacional, não foi possível simular todas as situações para um intervalo maior de tempo, inclusive, alguns casos tiveram a análise limitada a tempos inferiores a este. No entanto, mesmo com esta limitação, os gráficos permitem chegar a resultados interessantes.

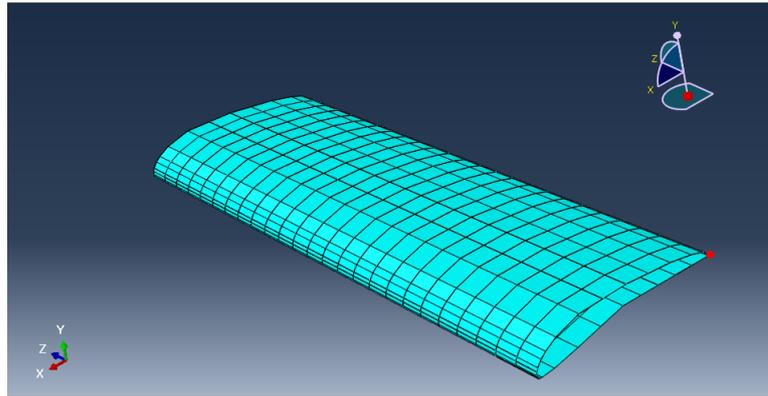


Figura 48 – Ilustração do nó 16 (ponto vermelho).

Fonte: Próprio autor.

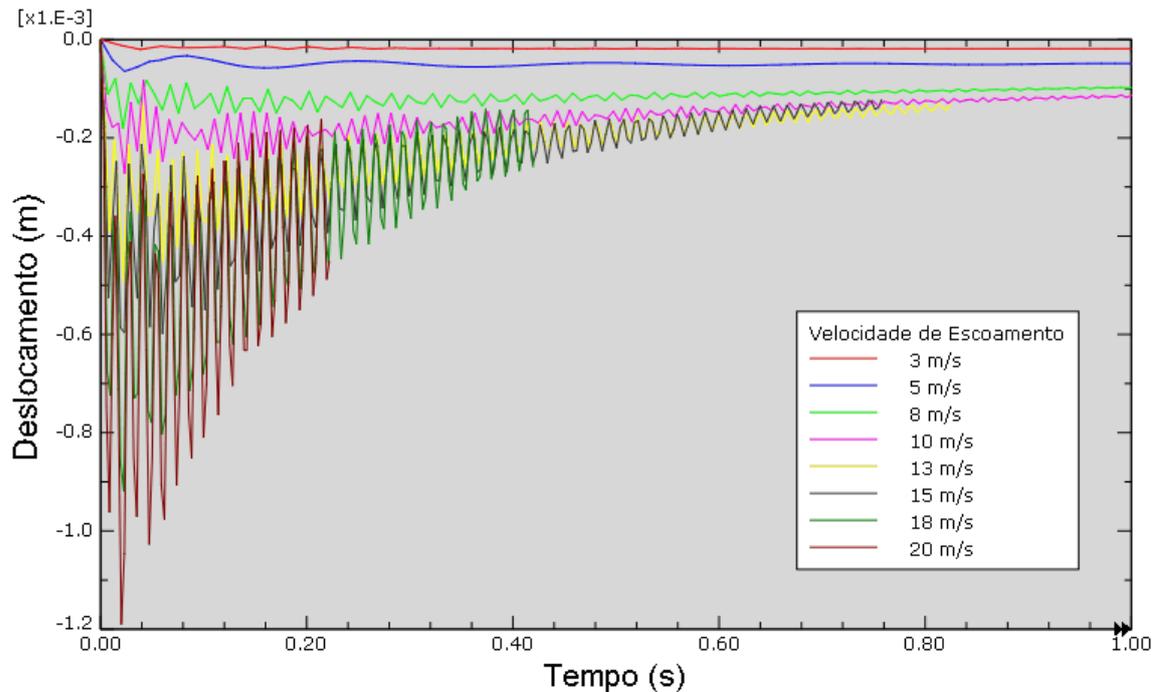


Figura 49 – Deslocamento do nó 16 na direção  $x$  para diferentes velocidades de escoamento.

Fonte: Próprio autor.

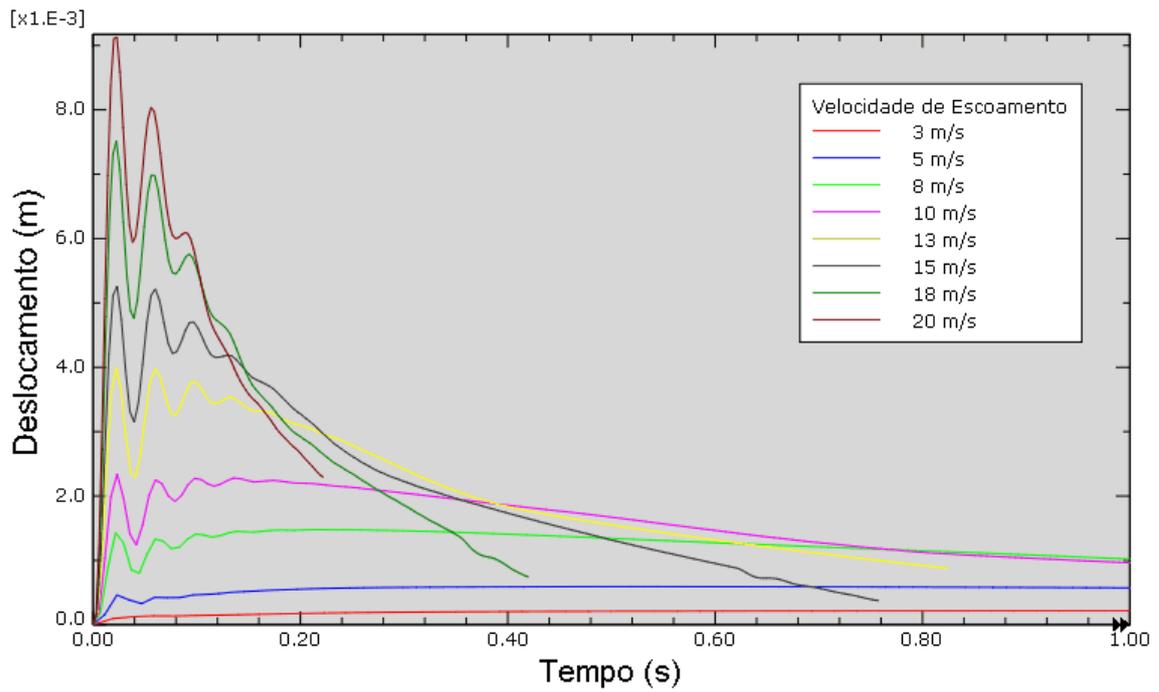


Figura 50 – Deslocamento do nó 16 na direção  $y$  para diferentes velocidades de escoamento.

Fonte: Próprio autor.

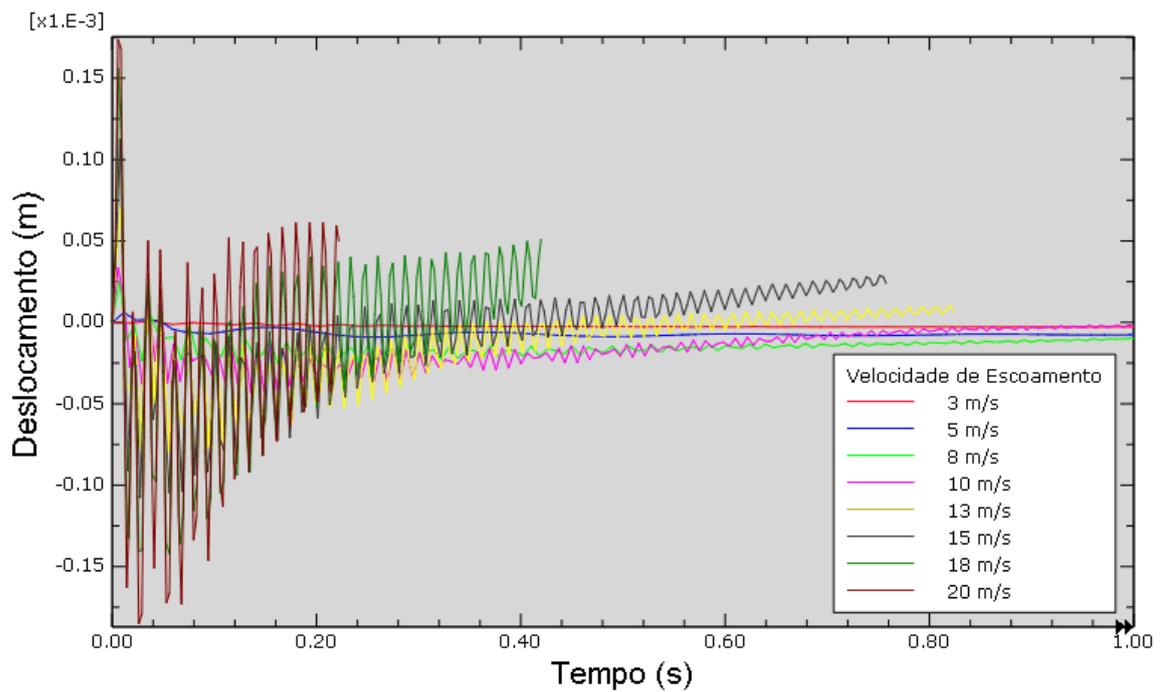


Figura 51 – Deslocamento do nó 16 na direção  $z$  para diferentes velocidades de escoamento.

Fonte: Próprio autor.

Por meio deles pode ser observado que maiores velocidades induzem a estrutura a deslocamentos mais intensos (em módulo) e com maiores flutuações de amplitude entre um instante e outro, independentemente da direção considerada, até estabelecer uma posição de equilíbrio, ou seja, convergir.

Os gráficos também indicam deslocamentos muito intensos e repentinos nos instantes iniciais da simulação. Isso se deve às condições iniciais e de contorno para a velocidade de escoamento estabelecidas durante a modelagem caracterizarem uma função degrau. No entanto, para representar uma situação mais realista de voo, seria melhor que as velocidades crescessem lentamente a partir de um valor próximo a zero até a velocidade de escoamento, caracterizando uma função rampa.

Verifica-se um comportamento relativamente estranho dos deslocamentos para velocidades a partir de  $10 \text{ m.s}^{-1}$ , principalmente na direção  $y$ . Eles variam intensamente nos instantes iniciais, mas, em menos de 0.2 segundos, diminuem violentamente em direção a posição inicial. Pode-se atribuir essa observação à falta de uma análise de turbulência, uma vez que o escoamento para essas velocidades apresenta número de Reynolds superiores a  $1e4$ , e à utilização de uma malha pouco refinada.

Nota-se que os deslocamentos são mais agudos na direção perpendicular à asa e ao escoamento (direção  $y$ ). Este fato pode ser atribuído à presença da força de sustentação, componente da resultante aerodinâmica (perpendicular ao vento relativo), que é proporcional ao quadrado da velocidade. Esta força surge em virtude de um diferencial de pressão entre o intradorso e extradorso do aerofólio, provocando a elevação da asa (consequentemente, da aeronave). Além disso, ela justifica o porquê dos deslocamentos nessa direção aumentarem à medida que se aumenta a velocidade de escoamento.

Os deslocamentos nas direções  $x$  e  $z$  se devem, respectivamente, ao arrasto, força que causa resistência a um objeto sólido quando passa através de um fluido, e à variação dos deslocamentos nas demais direções.

Resultados mais precisos e coerentes poderiam ser obtidos caso houvesse maior disponibilidade de poder computacional. Seria ideal refinar a malha do fluido e da estrutura, estabelecer um intervalo de tempo maior e suficiente, realizar a análise de turbulência e definir condições iniciais e de contorno para a velocidade de escoamento de forma a caracterizar uma função rampa.

## 4.2 Análise de Ponta de Asa

Da mesma maneira que a análise de asa infinita, serão expostas e discutidas as curvas de deslocamento descritas pelo nó 16 nas direções principais do sistema de coordenadas ( $x$ ,  $y$  e  $z$ ) de acordo com a velocidade de escoamento do ar.

Nesta análise, devido ao custo computacional elevado, procedeu-se com a simulação

para velocidades de escoamento mais baixas do que as utilizadas na análise de asa infinita, especificamente para 1, 2, 3, 4 e 5  $m.s^{-1}$ , ao longo de 1 segundo de duração. Foram obtidas as curvas representadas pelas figuras 52, 53 e 54, que correspondem, respectivamente, aos deslocamentos, em metros, nas direções  $x$ ,  $y$  e  $z$ .

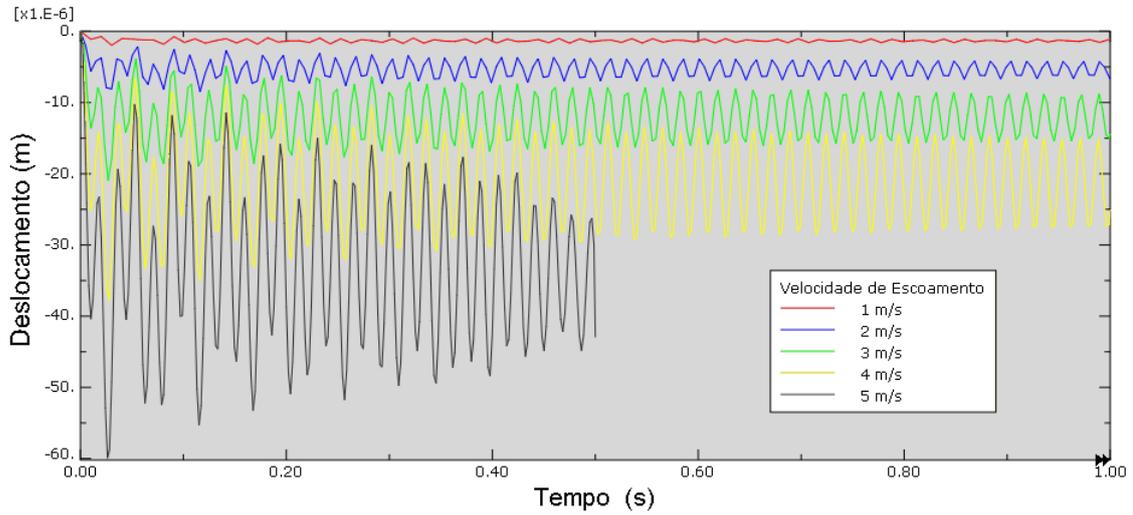


Figura 52 – Deslocamento do nó 16 na direção  $x$  para diferentes velocidades de escoamento.

Fonte: Próprio autor.

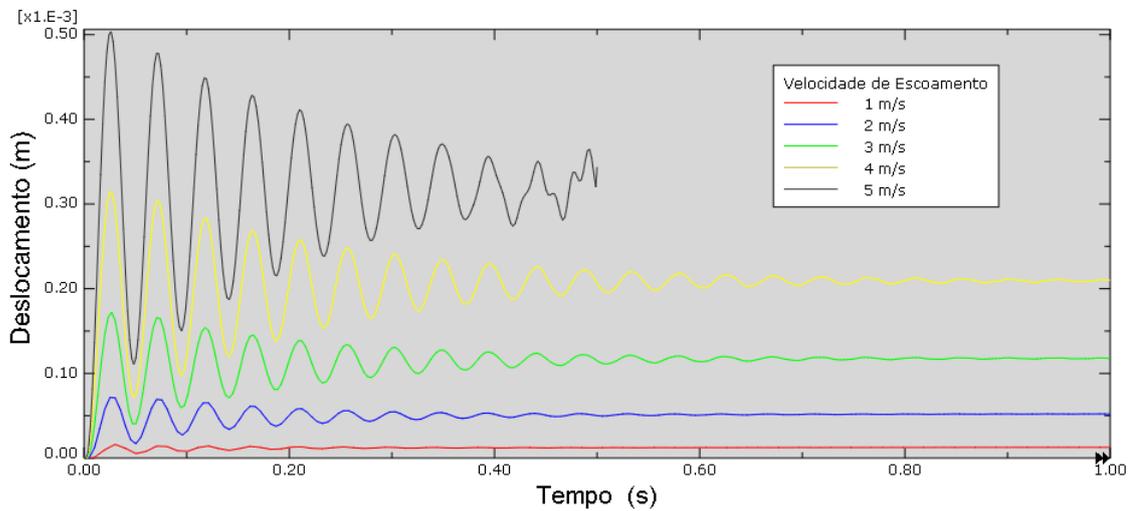


Figura 53 – Deslocamento do nó 16 na direção  $y$  para diferentes velocidades de escoamento.

Fonte: Próprio autor.

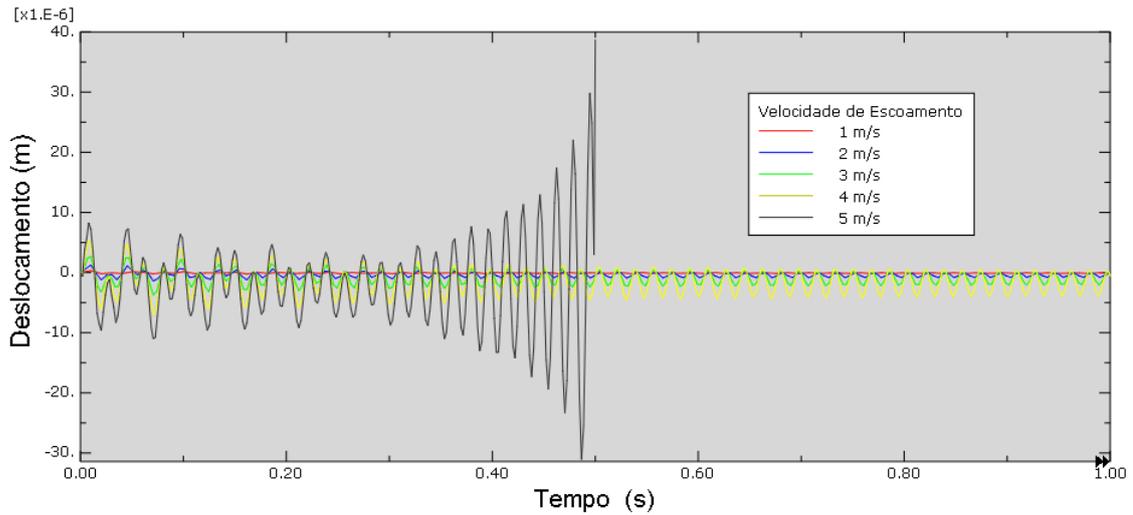


Figura 54 – Deslocamento do nó 16 na direção  $z$  para diferentes velocidades de escoamento.

Fonte: Próprio autor.

De maneira geral, as mesmas observações relatadas na análise de asa infinita podem ser verificadas na análise de ponta de asa: velocidades mais altas induzem a estrutura a deslocamentos mais intensos (em módulo) e com maiores flutuações de amplitude; deslocamentos são muito intensos e repentinos nos instantes iniciais da análise; e deslocamentos mais significativos na direção  $y$ .

No entanto, observa-se que esse tipo de análise garantiu a melhor caracterização do comportamento oscilatório do aerofólio enquanto a aeronave está em voo e indica uma boa convergência dos resultados, independentemente da velocidade considerada.

Em contrapartida, esta análise exige maior poder computacional do que a análise de asa infinita e por isso não foi possível avaliar o comportamento dinâmico da estrutura para velocidades maiores que  $5 \text{ m.s}^{-1}$ , como mencionado anteriormente. Além disso, cabe ressaltar que os resultados para esta última velocidade indicaram mas não alcançaram uma situação de convergência e apresentaram comportamento oscilatório no final da análise distinto dos instantes de tempo anteriores. Isso também se justifica pela utilização de uma malha computacional pouco refinada.

### 4.3 Análise Simplificada

Para proceder com essa análise, inicialmente foi necessário buscar um dos modos de vibração da estrutura em estudo por meio de uma análise de frequência. Assim, foi encontrado o primeiro modo de vibração, o modo de flexão pura, com frequência natural de vibração igual a  $27.033 \text{ Hz}$  (figura 55).

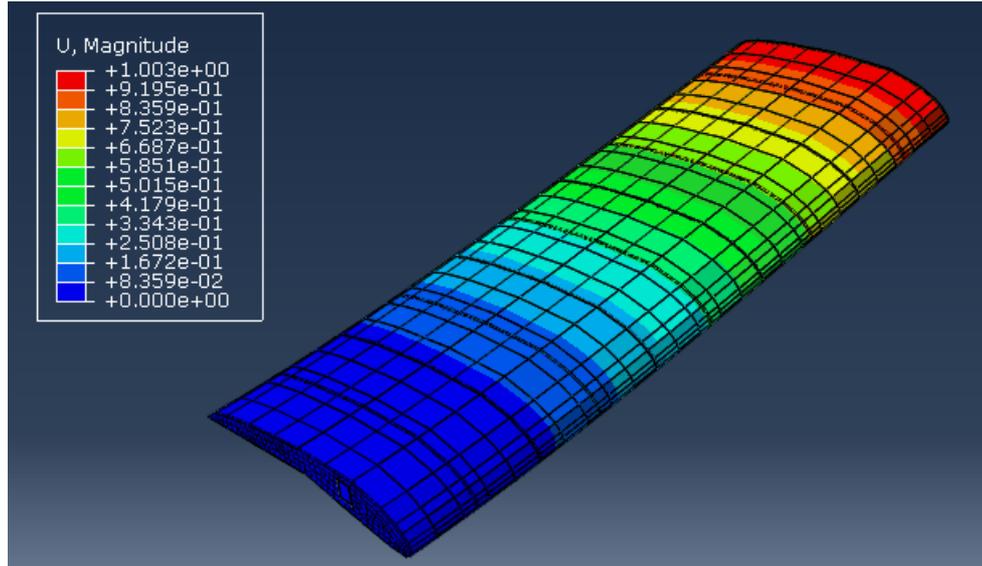


Figura 55 – Primeiro modo de vibração da estrutura ( $27.033 \text{ Hz}$ ).

Fonte: Próprio autor.

Utilizando a equação 3.2, a partir do valor de frequência natural obtido anteriormente, pode-se calcular a rigidez da mola equivalente a este modo de vibração da estrutura. Dessa maneira, encontrou-se uma constante da mola igual a  $1252.1 \text{ N.m}^{-1}$ . Posteriormente, este valor foi inserido na análise simplificada para que fosse avaliado o deslocamento do ponto RP-1 ao longo do procedimento. Os resultados obtidos são apresentados na figura 56.

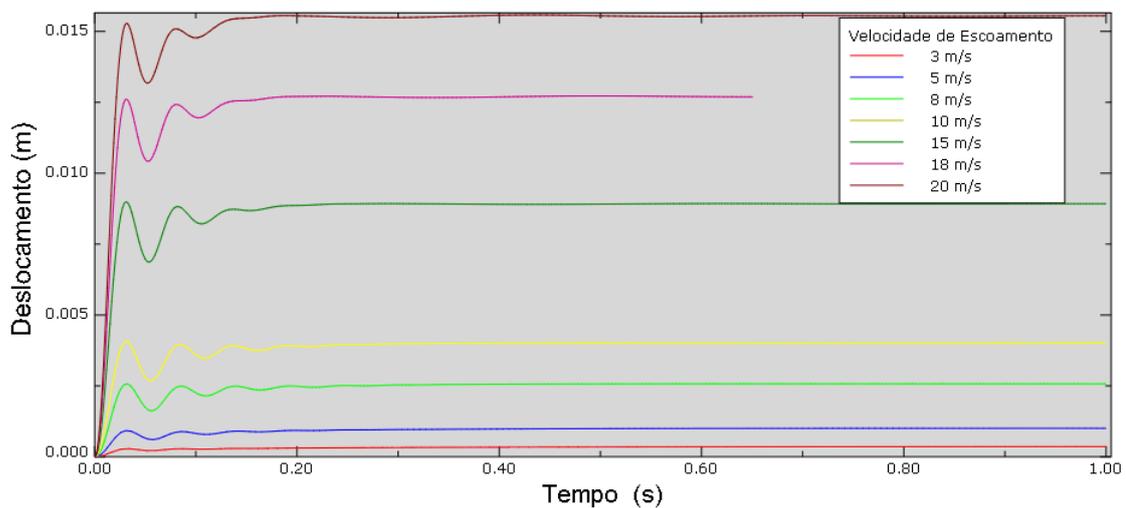


Figura 56 – Deslocamento do RP-1 na direção  $y$  para diferentes velocidades de escoamento.

Fonte: Próprio autor.

Ao comparar os resultados dessa análise com os anteriores, verifica-se que o comportamento oscilatório se assemelha ao apresentado na análise de asa infinita, mas apresenta convergência para todas as velocidades avaliadas, como na análise de ponta de asa.

Além disso, ao confrontar os deslocamentos na direção  $y$ , verifica-se amplitudes mais intensas nessa análise. Isso pode ser justificado pelo fato dessa análise representar o comportamento oscilatório devido apenas ao primeiro modo de vibração da estrutura, enquanto nas análises anteriores todos os modos são internamente considerados.

Portanto, considerando que esta análise exige poder computacional inferior às demais análises e a fim de obter melhores resultados, pode-se realizar análises simplificadas individuais utilizando os demais modos de vibração e superpor os efeitos de cada um.

## 5 CONCLUSÕES

A interação fluido-estrutural é um estudo bastante útil para entender os efeitos causados pelo escoamento de um fluido em uma estrutura e como a estrutura modifica o comportamento dinâmico do fluido. Ao aliar ferramentas computacionais, soluções para diversos problemas de engenharia podem ser obtidas de forma mais prática do que se fossem resolvidos analiticamente, contribuindo para a elaboração de projetos cada vez mais baratos, confiáveis, eficientes e viáveis.

Foram apresentadas três formas de análise computacional para estudar os efeitos de uma interação fluido estrutural, mais precisamente a interação entre o escoamento do ar e um aerofólio. Notou-se que todos resultados e análises foram condicionados ao poder computacional disponível para submeter as análises, constatando que um estudo dessa magnitude exige elevado emprego de recursos computacionais.

Verificou-se que resultados mais precisos e coerentes poderiam ser obtidos com o refinamento da malha computacional, dos critérios de convergência e das condições iniciais e de contorno, e com a aplicação da análise de turbulência para escoamentos. No entanto, essas melhorias são barradas pelo custo computacional. Ainda assim, este trabalho permitiu compreender, de forma geral, o comportamento fluido-estrutural dinâmico.

Os procedimentos e métodos de análise apresentados podem ser utilizados pela equipe Microraptor Aerodesign da Universidade Federal de Juiz de Fora como auxílio na elaboração de modelos futuros de aerofólios, seja na verificação de viabilidade e pontos de melhoria do projeto ou na avaliação do comportamento fluido-estrutural dinâmico durante o voo.

### 5.1 Sugestões para Trabalhos Futuros

Tomando este trabalho como ponto de partida, diversos aprimoramentos podem ser feitos em relação a este estudo de forma a validar ou melhorar os resultados aqui apresentados. Dessa maneira, sugere-se:

- Buscar uma solução para melhorar o tratamento de perfis curvilíneos;
- Refinar a malha, os incrementos de tempo, os critérios de convergência e as condições iniciais e de contorno, e incluir a análise de turbulência do escoamento;
- Comparar o comportamento fluido-estrutural de aerofólios formados por diferentes materiais e posicionados em diferentes ângulos de ataque;
- Realizar análises simplificadas individuais com outros modos de vibração e superpor os efeitos para obter uma solução que descreva melhor o comportamento fluido-estrutural dinâmico; e

- Utilizar a interação fluido estrutural como aprimoramento de projeto de aeronaves.

## REFERÊNCIAS

- [1] *Abaqus Version 6.13 Documentation Collection*. **SIMULIA, Dassault Systemes S.A**, 2013. Disponível em: <<http://dsk.ippt.pan.pl/docs/abaqus/v6.13/index.html>>. Acesso em: 01 de Julho de 2019.
- [2] *Abaqus Unified FEA Complete Solutions for Realistic Simulation*. **SIMULIA, Dassault Systemes S.A**, 2019. Disponível em: <<https://www.3ds.com/products-services/simulia/products/abaqus/>>. Acessos em: 12 de Setembro de 2019.
- [3] ALELVAN, Giovanna Monique. **Aplicação do Método dos Elementos Finitos para Análise de Deslizamentos de Encostas e Impactos em Barreiras**. 2017. 134f. Dissertação (Mestrado em Geotecnia) - Universidade de Brasília, Brasília, Brasil, 2017.
- [4] ANDERSON, John D.; DEGROOTE, Joris; DEGREGZ, Gérard; DICK, Erik; GRUNDMANN, Roger; VIERENDEELS, Jan. **Computational Fluid Dynamics: An Introduction**. Springer, 2009.
- [5] ANDERSON, Kevin; SANDHU, Sukhwinder Singh; ANIES, Nouh; RAVICHANDRA, Shilpa; DOBBS, Steven; EDBERG, Donald. **Vibration Analysis of a Solar Powered UAV**. World Academy of Science, Engineering and Technology, International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering, Volume 9, Número 9, 2015.
- [6] ANDERSON, John D. **Introduction to Flight**. Eighth Edition. Estados Unidos: McGraw-Hill Education, 2016.
- [7] ANDERSSON, Christoffer; AHL, Daniel. **Fluid Structure Interaction: Evaluation of two coupling techniques**. 2011. 55f. Tese (Mestrado em Ciência e Engenharia de Computação) - Halmstad University, Halmstad, Suécia, 2011.
- [8] AZEVEDO, Álvaro F. M. **Método dos Elementos Finitos**. Primeira edição. Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto. Portugal, 2003.
- [9] AUSTIN, Ann. **Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment**. Reino Unido: Wiley, 2010.
- [10] BAZILEVS, Yuri; TAKIZAWA, Kenji; TEZDUYAR, Tayfun E. **Computational Fluid-Structure Interaction: Methods and Applications**. Reino Unido: Wiley, 2013.
- [11] CARDOSO, Palloma Silva. **Análise de Fadiga de Compósito Estrutural para Aplicação em Longarina de Aeronave Rádio Controlada**. 2018. 77f. Monografia (Bacharelado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, Brasil, 2018.
- [12] COSTA, Leandro Malveira Ferreira. **Investigação numérica de modelos de turbulência no escoamento do vento em pontes suspensas**. 2018. 150f. Dissertação (Mestrado em Ciências) - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, Brasil, 2018.

- [13] FAGUNDES, Guilherme Lima Miranda Gonçalves. **Projeto de Família de Perfis Aerodinâmicos para Escoamento de Baixo Reynolds Utilizando Algoritmo de Otimização**. 2016. 101f. Monografia (Bacharelado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, Brasil, 2016.
- [14] FOX, Robert W.; PRITCHARD, Philip J.; MCDONALD, Alan T. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 7ª edição. Rio de Janeiro: LTC, 2011.
- [15] GAMBOA, Pedro V. **Mecânica de Voo I: Atmosfera Padrão**. Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior. Covilhã, Portugal, 2008.
- [16] GUEDES, Rafael Moreira. **Validação de Modelo Numérico com Base em Testes Estruturais para Análise Aeroelástica de um VANT de Pequeno Porte**. 2018. 63f. Monografia (Bacharelado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, Brasil, 2018.
- [17] HUANG, Zheng; XIONG, Ying; XU, Ye. **The simulation of deformation and vibration characteristics of a flexible hydrofoil based on static and transient FSI**. Ocean Engineering, Volume 182, 2019, 61-74.
- [18] HUTTON, David V. **Fundamentals of Finite Element Analysis**. First Edition. Estados Unidos: McGraw-Hill, 2003.
- [19] JUNAIDIN, Buyung. **Numerical Simulation of Flexible Wing of Hale UAV Using Two-Way Fluid Structure Interaction Method**. Engenharia Aeronáutica, Faculdade de Tecnologia de Adisutjipto, Indonésia, 2017.
- [20] KIM, Kwang-Yong; SAMAD, Abdus; BENINI, Ernesto. **Design Optimization of Fluid Machinery: Applying Computational Fluid Dynamics and Numerical Optimization**. Singapura: Wiley, 2019.
- [21] MUNSON, Bruce R.; YOUNG, Donald F.; OKIISHI, Theodore H. **Fundamentos da Mecânica dos Fluidos**. São Paulo: Edgard Blucher, 2004.
- [22] NETO, Aristeu da Silveira. **Fundamentos da Turbulência nos Fluidos**. Uberlândia, Brasil, 2002.
- [23] NEVES, Gabriel Henrique Carvalho. **Avaliação de Escoamentos Turbulentos Oscilatórios sobre um Conjunto de Corpos Rombudos Apresentando os Coeficientes de Força e Número de Strouhal**. 2016. Monografia (Bacharelado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, Brasil, 2016.
- [24] QUADROS, Rodrigo Canestraro. **Simulação Numérica de Modelos de Turbulência para o Efeito Magnus**. 2018. 103f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal do Paraná, Curitiba, Brasil, 2018.
- [25] REZENDE, André Luiz Tenório. **Análise Numérica da Bolha de Separação do Escoamento Turbulento sobre Placa Plana Fina Inclinada**. 2009. 263f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) - Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil, 2009.
- [26] SCREMIN, Adriano. **Apostila de Introdução ao Método dos Elementos Finitos**. Universidade Federal do Paraná. Curitiba, Brasil, 2015.

- [27] SERRANO, Andrés. **Análise Conceitual da Aeroelasticidade, Fenômenos Aeroelásticos e Tecnologia da Asa Aeroelástica Ativa.** Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2010.
- [28] SHARMA, Vidit; KUMAR, S. Keshava. **Aero-Elastic Analysis of High Ratio UAV Wing – Based on Two-Way Fluid Structure Interaction.** Departamento de Engenharia Aeroespacial, Instituto de Defesa de Tecnologia Avançada, Pune, India, 2018.
- [29] SIGRIST, Jean-François. **Fluid-Structure Interaction: An Introduction to Finite Element Coupling.** França: Wiley, 2015.
- [30] SILVA, Felipe Langellotti. **Otimização Estrutural Acoplada à Interação Fluido-Estrutura de uma Asa de Aeronave Tipo UAV.** 2011. 6f. Artigo (Bacharelado em Engenharia Mecatrônica) - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, Brasil, 2011.
- [31] SIMULIA. **Introduction to Abaqus CFD.** Dassault Systemes S.A, 2010.
- [32] SOARES, Renan Francisco. **Estudo Fluidodinâmico Computacional (CFD) Aplicado à Aerodinâmica do Esporte Automobilístico.** 2013. 149f. Monografia (Bacharelado em Engenharia Mecânica) - Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Cornélio Procopio, Brasil, 2013.
- [33] TAVARES, João Manuel R. S.; PADILHA, A. J. **Introdução ao Método dos Elementos Finitos.** Faculdade de Engenharia da Universidade de Porto, Portugal, 1998.
- [34] TODESCHINI, Artur Pletsch. **Aeroelasticidade em Aeronaves não Tripuladas.** Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2016.
- [35] WHITE, Frank M. **Mecânica dos Fluidos.** Sexta Edição. Porto Alegre: McGraw-Hill, 2011.

**ANEXO A – TERMO DE AUTENTICIDADE****UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA  
FACULDADE DE ENGENHARIA****Termo de Declaração de Autenticidade de Autoria**

Declaro, sob as penas da lei e para os devidos fins, junto à Universidade Federal de Juiz de Fora, que meu Trabalho de Conclusão de Curso do Curso de Graduação em Engenharia Mecânica é original, de minha única e exclusiva autoria. E não se trata de cópia integral ou parcial de textos e trabalhos de autoria de outrem, seja em formato de papel, eletrônico, digital, áudio-visual ou qualquer outro meio.

Declaro ainda ter total conhecimento e compreensão do que é considerado plágio, não apenas a cópia integral do trabalho, mas também de parte dele, inclusive de artigos e/ou parágrafos, sem citação do autor ou de sua fonte.

Declaro, por fim, ter total conhecimento e compreensão das punições decorrentes da prática de plágio, através das sanções civis previstas na lei do direito autoral<sup>1</sup> e criminais previstas no Código Penal<sup>2</sup>, além das cominações administrativas e acadêmicas que poderão resultar em reprovação no Trabalho de Conclusão de Curso.

Juiz de Fora, 05 de Novembro de 2019.

---

Keven Bello do Nascimento – Discente  
Matrícula: 201571017 – CPF: 056.373.261-00

<sup>1</sup> LEI N° 9.610, DE 19 DE FEVEREIRO DE 1998. Altera, atualiza e consolida a legislação sobre direitos autorais e dá outras providências.

<sup>2</sup> Art. 184. Violar direitos de autor e os que lhe são conexos: Pena – detenção, de 3 (três) meses a 1 (um) ano, ou multa.