

**BRUNO PEIXOTO RAMOS**  
**JORGE AUGUSTO GOMES RIBEIRO**

**IDENTIFICAÇÃO DO FENÔMENO AEROELÁSTICO DE FLUTTER A  
PARTIR DE SIMULAÇÕES FSI (FLUID-STRUCTURE INTERACTION)**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

**2018**

**BRUNO PEIXOTO RAMOS**

**JORGE AUGUSTO GOMES RIBEIRO**

**IDENTIFICAÇÃO DO FENÔMENO AEROELÁSTICO DE FLUTTER A  
PARTIR DE SIMULAÇÕES FSI (FLUID-STRUCTURE INTERACTION)**

**Projeto de Conclusão de Curso**  
apresentado ao Curso de Graduação em  
Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal  
de Uberlândia, como parte dos requisitos para  
obtenção do título de **Bacharel em Engenharia  
Aeronáutica.**

Orientador: Prof. Dr. Thiago Augusto Machado  
Guimarães

**UBERLÂNDIA – MG**

**2018**

# **IDENTIFICAÇÃO DO FENÔMENO AEROELÁSTICO DE FLUTTER A PARTIR DE SIMULAÇÕES FSI (FLUID-STRUCTURE INTERACTION)**

Projeto de Conclusão de Curso  
**APROVADO** pelo Colegiado do Curso de  
Graduação em Engenharia Aeronáutica da  
Faculdade de Engenharia Mecânica da  
Universidade Federal de Uberlândia.

## **BANCA EXAMINADORA**

---

Prof. Dr. Thiago Augusto Machado  
Guimarães  
Universidade Federal de Uberlândia

---

Prof. Dr. Leonardo Sanches  
Universidade Federal de Uberlândia

---

Prof. Dr. Francisco José de Souza  
Universidade Federal de Uberlândia

---

Prof. Dr. Tobias Souza Morais  
Universidade Federal de Uberlândia

**UBERLÂNDIA – MG**

**2018**

Dedicamos este trabalho aos nossos pais.

## **AGRADECIMENTOS**

Gostaria de agradecer à minha mãe e ao meu pai, pelo apoio e incentivo aos estudos, ao longo de toda a minha vida. Ao lado do meu irmão, eles sempre estiveram presentes nos momentos de necessidade, e são grandes responsáveis pela minha formação como pessoa.

Agradeço ao amigo e coautor desse estudo, Jorge Augusto, pelo trabalho, esforço e pelas horas compartilhadas em laboratório.

Ao meu orientador e professor Thiago, por aceitar desenvolver um trabalho em aeroelasticidade com uma metodologia pouco abordada na nossa Universidade, e por ser sempre prestativo e solícito, buscando entender e resolver os problemas que surgiram ao longo do caminho.

Agradeço também aos demais professores da Faculdade de Engenharia Mecânica, em especial aos professores Leonardo Sanches, Giuliano Venson e Tobias Morais, que me proporcionaram todo o conhecimento na área aeronáutica e pela parceria em várias disciplinas.

Por fim, expresso minha gratidão aos meus amigos e companheiros da 7ª turma, sem os quais eu jamais teria conseguido concluir essa etapa.

Bruno Peixoto Ramos

## AGRADECIMENTOS

Agradeço a minha mãe, Leide Gomes Ribeiro e ao meu pai, Jorge Francisco Ribeiro, pelo apoio contínuo em toda minha vida acadêmica e por serem exemplos de vida profissional.

Ao professor Thiago Guimarães pela orientação, motivação e pelas oportunidades oferecidas.

Ao amigo e coautor do presente trabalho, Bruno Peixoto Ramos, pela paciência e dedicação.

Aos amigos Bruno Cesar, Júlio Wilson, Saulo Cesar, Vinícius Gonzaga, Yuri Assis e Yuri Beleli por terem sido sempre presentes nos momentos que vivenciei em Uberlândia, por terem me acolhido como uma segunda família e se tornarem essenciais para minha formação.

À coordenação do curso de Engenharia Aeronáutica e todos que a integraram, Domingos Alves Rade, Odenir de Almeida, Roberto Mendes Finzi Neto, Roberto Martins e Leandra Paulista, por terem conduzido o curso com maestria e por tornarem possível a realização desse projeto.

Ao corpo docente da FEMEC, especialmente os professores Leonardo Sanches, Giuliano Venson, João Marcelo, Francisco José, Núbia Saad, Ana Marta e à equipe do LEEAR pelo suporte físico e intelectual.

À Universidade Federal de Uberlândia e à Faculdade de Engenharia Mecânica pelo excelente curso oferecido.

Jorge Augusto Gomes Ribeiro

RAMOS, B. P., RIBEIRO, J. A. G. **Identificação do fenômeno aeroelástico de flutter a partir de simulações FSI (fluid-structure interaction)**. 2018. 78 p. Projeto de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, Brasil.

## RESUMO

As análises aeroelásticas são parte essencial do projeto aeronáutico. É necessário saber se fenômenos aeroelásticos como o *flutter* estão dentro do envelope de voo, para que catástrofes sejam evitadas. Para isso, muito comum usar o NASTRAN, que utiliza o Método *Doublet Lattice* como solução aerodinâmica. No entanto, esse método pode não ser o mais adequado aerodinamicamente e a utilização de CFD pode trazer melhores resultados. Nesse contexto, este trabalho propõe a identificação do *flutter* através de um método FSI (interação fluido-estrutura). Utilizando o *software* ANSYS, é possível acoplar os módulos estrutural e fluidodinâmico, de maneira a fazer com que o estrutural envie deslocamentos para o fluidodinâmico e o fluidodinâmico envie forças para o estrutural. A partir do sinal de deslocamento temporal em um ponto selecionado, pode-se avaliar o comportamento aeroelástico. Essa metodologia foi aplicada para a geometria da asa AGARD 445.6. Foi possível encontrar o flutter, como esperado, ao se realizar várias simulações com o escoamento a diferentes velocidades.

**Palavras chave:** aeroelasticidade, *flutter*, interação fluido-estrutura, AGARD 445.6.

RAMOS, B. P., RIBEIRO, J. A. G. **Flutter identification using FSI (Fluid Structure Interaction)**. 2018. 78 p. Graduation Project, Federal University of Uberlândia, Uberlândia, Brazil.

### ABSTRACT

Aeroelastic analyses are an essential part of aeronautical projects. To avoid catastrophes, it is necessary to know if aeroelastic phenomena like flutter are present in the flight envelope. For that, it is common to use NASTRAN. It applies Double Lattice Method as aerodynamic solver. However, this method might not be the most appropriate one aerodynamically and CFD can achieve better results. In this context, this work suggests to identify flutter through FSI method (fluid-structure interaction). Using ANSYS software, it is possible to couple structural and fluid-dynamic modules in order to make the structural send displacements to fluid-dynamic, and the fluid-dynamic send forces to structural. From the displacement temporal sign, on a selected point, the aeroelastic behavior can be evaluated. This methodology was applied on AGARD 445.6 wing. It was possible to find flutter, as expected, by simulating flow on different velocities.

**Keywords:** aeroelasticity, flutter, fluid-structure, AGARD 445.6.



## LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1. Uso de materiais no Boeing 787. ....	2
Figura 1.2. Triangulo de Collar. ....	4
Figura 1.3. Interação fluido-estrutura de uma via. ....	6
Figura 1.4. Interação fluido-estrutura de duas vias. ....	6
Figura 3.1. Esquema de atuação do FSI. ....	21
Figura 4.1. Vista 2D da AGARD 445.6. ....	24
Figura 4.2. Eixo com direção $x$ ao longo da envergadura. ....	25
Figura 4.3. Função de resposta em frequência da estrutura.....	26
Figura 4.4. Frequências naturais destacadas.....	27
Figura 4.5. Comparação dos modos experimentais.....	28
Figura 4.6. Malha estrutural. ....	29
Figura 4.7. Força aplicada. ....	30
Figura 4.8. Domínio fluidodinâmico. ....	31
Figura 4.9. Detalhe da malha do domínio. ....	31
Figura 4.10. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 50 m/s.....	33
Figura 4.11. Função de resposta em frequência para 50 m/s.....	34
Figura 4.12. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 75 m/s.....	34
Figura 4.13. Função de resposta em frequência para 75 m/s.....	35
Figura 4.14. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 95 m/s.....	35
Figura 4.15. Função de resposta em frequência para 95 m/s.....	36
Figura 4.16. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 100 m/s.....	36
Figura 4.17. Função de resposta em frequência para 100 m/s.....	37
Figura 4.18. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 105 m/s.....	37
Figura 4.19. Função de resposta em frequência para 105 m/s.....	38
Figura 4.20. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 110 m/s.....	38
Figura 4.21. Função de resposta em frequência para 110 m/s.....	39
Figura 4.22. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 120 m/s.....	39
Figura 4.23. Diagrama V-g-f. ....	41
Figura 4.24. FRF's para todas as velocidades. ....	42
Figura 4.25. Contorno de pressão (máximo deslocamento). ....	42
Figura 4.26. Contorno de pressão (médio deslocamento). ....	43
Figura 4.27. Contorno de pressão (mínimo deslocamento).....	43

**LISTA DE TABELAS**

Tabela 4.1 Propriedades do Mogno Laminado utilizado na AGARD 445.6 (Yates Jr 1987)..	25
Tabela 4.2 Comparação de frequências .....	27

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\alpha_0$	Amplitude do ângulo de ataque
$\varepsilon$	Taxa de dissipação da turbulência
$\mu$	Viscosidade Dinâmica
$\nu$	Coefficiente de Poisson
$\nu_{12}$	Coefficiente de Poisson Direção 12
$\nu_{13}$	Coefficiente de Poisson Direção 13
$\nu_{23}$	Coefficiente de Poisson Direção 23
$\rho$	Massa específica
$\sigma_k$	Número de Prandtl turbulento para $k$
$\sigma_\varepsilon$	Número de Prandtl turbulento para $\varepsilon$
$\phi_i$	Autovetor relacionado ao modo de vibrar
$\omega_n$	Frequência natural
$\mathbf{a}_e$	Matriz de transformação
AR	Alongamento alar
CAD	Computer-Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
$e$	Energia interna específica
$E$	Módulo de Elasticidade
$E_{11}$	Módulo de Elasticidade direção 11
$E_{22}$	Módulo de Elasticidade Direção 22
$E_{33}$	Módulo de Elasticidade Direção 33

$f_i$	Força por unidade de volume
FEA	Finite Element Analysis
FEM	Finite Element Method
FSI	Fluid Structure Interaction
$G$	Módulo de Cisalhamento
$G_{12}$	Módulo de Cisalhamento Direção 12
$G_{13}$	Módulo de Cisalhamento Direção 13
$G_{23}$	Módulo de Cisalhamento Direção 23
$h$	Deslocamento vertical
$h_0$	Amplitude do deslocamento vertical
$k$	Energia cinética turbulenta
$\mathbf{k}$	Matriz de rigidez estrutural
$\mathbf{k}_e$	Matriz de rigidez elementar
L	Força de sustentação
M	Momento aerodinâmico
$\mathbf{m}$	Matriz de massa estrutural
$\mathbf{m}_e$	Matriz de massa elementar
$N_e$	Número de elementos
p	Pressão
$\mathbf{p}$	Vetor de força
$\mathbf{p}_e$	Vetor de força elementar
$u$	Componente do escoamento na direção $x$
$\mathbf{u}$	Vetor de deslocamento
$\mathbf{u}_e$	Vetor de deslocamento elementar

$v$	Componente do escoamento na direção $y$
VC	Volume de controle
$w$	Componente do escoamento na direção $z$

## SUMÁRIO

CAPÍTULO I.....	1
INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Aeroelasticidade.....	3
1.2 Interação fluido-estrutura.....	5
1.3 Organização do trabalho .....	6
CAPÍTULO II.....	8
FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA .....	8
2.1 Interação Fluido-Estrutura.....	8
2.2 Modelo Aeroelástico de Aerofólios Finos.....	9
2.3 <i>Flutter</i> .....	12
2.4 AGARD 445.6.....	12
CAPÍTULO III .....	14
METODOLOGIA.....	14
3.1 CFD .....	14
3.2 Método dos volumes finitos .....	15
3.3 Método URANS – <i>Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes Simulation</i> .....	16
3.4 Modelo de turbulência $k - \epsilon$ .....	17
3.5 Método de elementos finitos e modelo estrutural.....	18
3.6. Análise Modal .....	20
3.7. Acoplamento FSI.....	20
3.8 FSI Bidirecional ( <i>two-way</i> ) .....	22
CAPÍTULO IV .....	23
AGARD 445.6.....	23
4.1 Geometria .....	23
4.2 Material e propriedades .....	24

4.3 Validação modal AGARD 445.6.....	25
4.4 Análise FSI – módulo estrutural.....	29
4.5 Análise FSI – módulo fluidodinâmico .....	30
4.6. Análise dos resultados .....	32
CAPÍTULO V .....	45
CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS .....	45
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	48
APÊNDICE .....	50
A. Tutorial ANSYS .....	50

# CAPÍTULO I

## INTRODUÇÃO

“I now myself live, in every detail,  
striving for wisdom while I formerly merely  
worshipped and idolized the wise.” – Friedrich  
Nietzsche

Uma das principais preocupações dos setores aeronáutico e aeroespacial, em um projeto de engenharia, é a busca por materiais que sejam capazes de fornecer propriedades que tornem uma estrutura capaz de suportar todas as cargas previstas ao longo de sua vida útil, e que, ao mesmo tempo, confira-a baixo peso.

Nesse sentido, uma das tendências registradas ao longo dos anos, nos projetos aeronáuticos, é a adoção de materiais compósitos em diversos componentes da aeronave. Segundo Guimarães (2016), os materiais compósitos apresentam comprovados benefícios estruturais, como elevada razão resistência/peso, comportamento favorável à fadiga, bem como versatilidade para diversas aplicações.



Como exemplo disso, pode-se citar a aeronave Boeing 787, que é um dos mais modernos e tecnologicamente avançados modelos produzidos pela companhia. Materiais como as ligas de alumínio e titânio são empregados em menor escala que os compósitos. Estes, por sua vez, são responsáveis por 50% do peso total dos materiais utilizados na aeronave. (Figura 1.1)

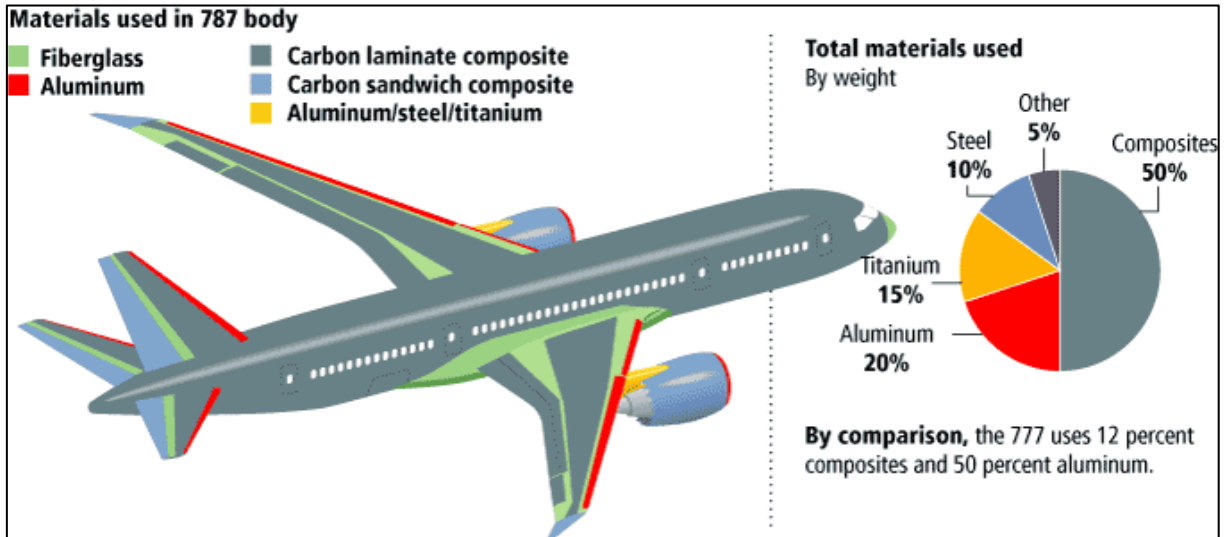


Figura 1.1. Uso de materiais no Boeing 787.

Também é possível notar, através da Figura 1.1, que a asa é constituída, em sua maior parte, por materiais compósitos.

Outra tendência registrada no mercado aeronáutico é o aumento do alongamento alar. Enquanto isso pode favorecer favorável aerodinamicamente, por conta da redução do arrasto induzido, fatores estruturais e aeroelásticos devem ser levados em consideração.

Combinadas, essas duas tendências fazem com que as asas se tornem cada vez mais leves e flexíveis. Esse fator é o ponto de partida para que fenômenos aeroelásticos passem a se evidenciar. Para garantir que uma aeronave possa cumprir sua missão, é necessário prever que esses fenômenos, como a divergência ou o *flutter*, estejam fora do envelope de voo.

## 1.1 Aeroelasticidade

A teoria da Aeroelasticidade é descrita por Fung (1955), Bisplinghoff, Ashley e Halfman (1955), Dowell (1980), entre outros. Uma perspectiva histórica de pesquisas realizadas nessa área é dada por Collar (1978). A natureza multidisciplinar da aeroelasticidade é ilustrada pelo Diagrama dos Três Anéis sugerido por Yates (The Three Ring Diagram, 1971) e suas variações.

O diagrama de Yates destaca-se pela sua simplicidade em mostrar que a aeroelasticidade envolve interações entre forças aerodinâmicas, inerciais e elásticas. Trata-se de um problema acoplado no qual as cargas aerodinâmicas provocam deformações na estrutura e essa deformação, por sua vez, afeta a força aerodinâmica resultante. A interação do sistema dinâmico (inércia e rigidez) e o escoamento do fluido (carregamento aerodinâmico) em um corpo flexível é denominada sistema aeroelástico. As forças de inércia são resultantes das acelerações da massa, as forças elásticas são resultantes das deformações e as forças aerodinâmicas são resultantes do escoamento do fluido.

O campo de estudo relativo à aeroelasticidade estática envolve interações entre as forças aerodinâmicas e elásticas, ou seja, nas condições de voo de cruzeiro ou manobras estabilizadas, desconsiderando os efeitos oscilatórios da carga aerodinâmica. De maneira simplificada, a aeroelasticidade estática avalia o efeito da natureza flexível da asa, que faz com que sua forma seja alterada em voo e, conseqüentemente, sua distribuição de sustentação é modificada e pode levar a redução da efetividade das superfícies de controle (C), reversão de comando (R), redistribuição de carga (L) e divergência (D), na qual a estrutura perde sua capacidade de restauração elástica.

O campo da aeroelasticidade dinâmico considera a interação das forças aerodinâmicas, inerciais e elásticas. A resposta dinâmica (Z) trata das respostas transientes dos componentes estruturais da aeronave devido a rajadas, pouso, ondas de choque ou outras cargas dinâmicas abruptas. O *buffeting* (B) envolve a análise de vibrações transientes nos componentes estruturais, oriundas de impulsos produzidos por esteiras de vórtice provenientes da asa, motor, entre outros.

O *flutter* (F) é outro fenômeno dentro da aeroelasticidade dinâmica e será detalhado na próxima seção. Dentro do campo de aeroelasticidade dinâmica tem-se a aeroservoelasticidade, a qual analisa a interação do sistema de controle de voo com os modos flexíveis.

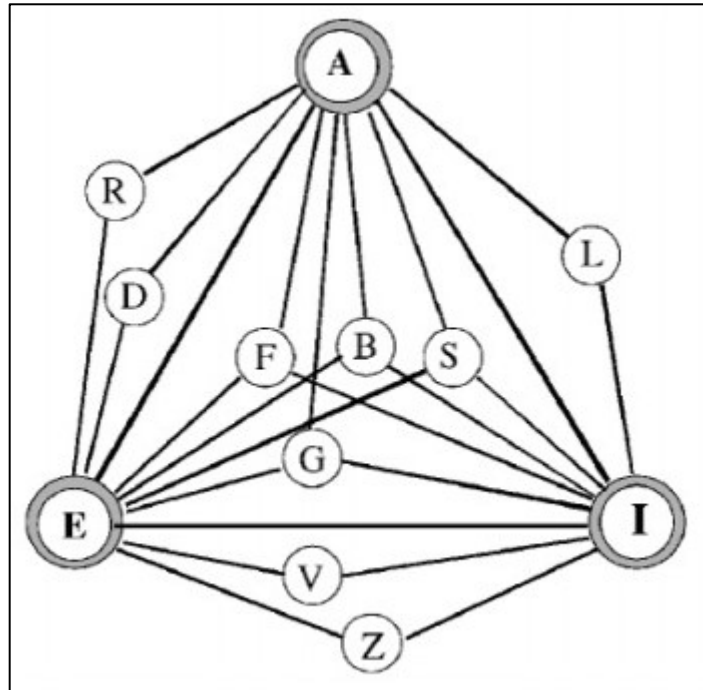


Figura 1.2. Triângulo de Collar.

Além dessa classificação, os fenômenos aeroelástico podem ser classificados em problemas de estabilidade e de resposta. Os problemas de estabilidade, modelados através de equações homogêneas, avaliam a velocidade crítica do vento, de acordo com as características de inércia e rigidez da estrutura, na qual o sistema aeroelástico se tornará instável, levando o corpo a apresentar deformações excessivas e, possivelmente, uma falha catastrófica. A instabilidade ocorre nos casos em que a estrutura absorve energia do escoamento e, conseqüentemente, aumenta a amplitude de vibração ao longo do tempo. Os problemas de resposta avaliam deslocamento, movimento ou tensão do sistema aeroelástico devido a uma carga externa aplicada. Em vista das classificações apresentadas, Collar categorizou os fenômenos aeroelásticos através de um triângulo de forças (*Collar triangle*).

Qualquer corpo imerso em um escoamento estará sujeito a pressões induzidas pelo fluido, na superfície sólida do corpo. Se o escoamento incidente for turbulento, o mesmo será

fonte de excitações transientes na superfície do corpo imerso. Se o corpo se move ou se deforma consideravelmente sob as forças aerodinâmicas inferidas pelo escoamento, essas deformações alteram as condições de contorno do escoamento, alterando as forças aerodinâmicas sobre o corpo. Aeroelasticidade é a área multidisciplinar que realiza o estudo do fenômeno onde forças aerodinâmicas e estruturais interagem de maneira significativa (Simiu and Scanlan, 1996).

Define-se instabilidade aeroelástica caso o corpo apresente deflexões sob esforços e esta deflexão inicial dê início a sucessivas deflexões de natureza oscilatória divergente.

Todas instabilidades aeroelásticas envolvem forças aerodinâmicas que agem sobre o corpo e são consequências da deflexão do mesmo. Tais forças são denominadas auto excitadas.

## 1.2 Interação fluido-estrutura

Problemas que envolvem a interação fluido-estrutura, do inglês *fluid-structure interaction* (FSI), são extremamente comuns em várias áreas da engenharia. Por exemplo, tem-se a ação do vento sobre estruturas, escoamentos em canais e vertedores, a água interagindo com barragens, rotores de máquinas rotativas, turbinas eólicas, entre outros. Esse tipo de interação se aplica até mesmo à bioengenharia, com a simulação de escoamentos cardiovasculares. (Fernandes, 2016).

A interação fluido estrutura nada mais é que o acoplamento entre as leis físicas da dinâmica dos fluidos e da mecânica estrutural, considerando as forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais. Ela analisa como o escoamento influencia em aspectos da estrutura com a qual ele interage e/ou vice-versa. Portanto, trata-se de um problema multidisciplinar.

As análises de interação fluido-estrutura podem ser de uma ou de duas vias.

O *FSI 1 way* (interação fluido-estrutura de uma via) exige menos recurso computacional. Seu funcionamento se dá, inicialmente com a atuação do *solver* responsável pela modelagem da parte do problema que envolve o fluido (Computational Fluid Dynamics - CFD). Os resultados são transferidos para o *solver* que realiza a análise estrutural (Finite Element Analysis – FEA), de modo que ele passa a considerar os carregamentos causados pelo fluido que passam a agir na estrutura.

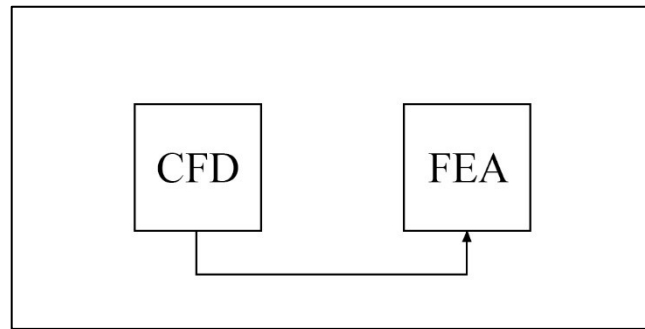


Figura 1.3. Interação fluido-estrutura de uma via.

Já no *FSI 2 way* (interação fluido-estrutura de duas vias), a análise CFD é resolvida e os resultados são encaminhados para a análise estrutural FEA. O carregamento, produzido pelo fluido, aplicado na estrutura, gera um deslocamento. Esse deslocamento é significativo para alterar o domínio fluido, e, portanto, é encaminhado para o CFD, de modo que ela passa a considera-lo ao fazer uma nova análise. Essa nova análise é transmitida para a FEA, completando assim o ciclo de acoplamento. No entanto, o custo computacional desse processo é maior, quando comparado ao 1 way FSI.

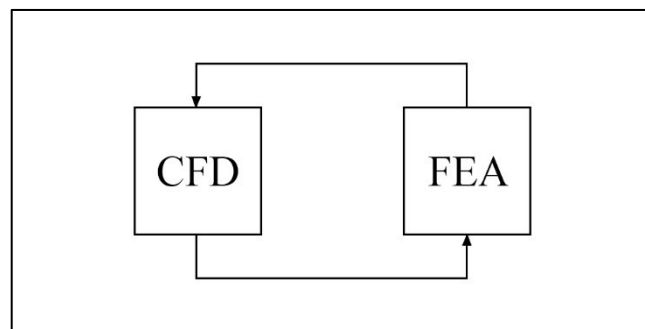


Figura 1.4. Interação fluido-estrutura de duas vias.

### 1.3 Organização do trabalho

Esse trabalho foi organizado como descrito a seguir:

- Capítulo II: é realizada uma revisão bibliográfica a respeito dos estudos realizados na área de interação fluido-estrutura, principalmente aqueles que analisam aspectos aeroelásticos. Também são apresentados os estudos relacionados à asa AGARD 445.6.

- Capítulo III: a metodologia utilizada para a realização das análises aeroelásticas é apresentada de maneira breve, bem como o equacionamento utilizado pelo software estrutural e aerodinâmico, focando também na integração e acoplamento destes.
- Capítulo IV: são apresentados os dados da AGARD 445.6, bem como todas as análises realizadas utilizando sua geometria e suas propriedades físicas, desde a simples análise modal e validação dos modos de vibrar, até a identificação do *flutter* através do acoplamento de duas frequências. Além disso, são mostrados os resultados obtidos e discussões pertinentes acerca destes. Essa sessão tem como principal objetivo validar os métodos utilizados durante o trabalho.
- Capítulo V: são apresentadas as conclusões e considerações finais do trabalho.

## **CAPÍTULO II**

### **FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA**

“A natureza faz poucas pessoas fortes,  
mas esforço e treinamento fazem muitas.” –

Nicolau Maquiavel

Neste capítulo, é realizada a revisão bibliográfica acerca dos principais temas que são abordados no trabalho. Inicialmente, são apresentados alguns elementos estudados pela aeroelasticidade. Em seguida, é apresentada uma revisão bibliográfica referente às análises da asa AGARD 445.6.

#### **2.1 Interação Fluido-Estrutura**

Raja (2012) em sua tese conduziu análises de problemas do tipo FSI em um membro estrutural do tipo cilindro delgado típico, utilizado como braçadeira de uma estrutura marítima treliçada. Os componentes nos quais a estrutura se apoia (próximos à superfície da água) são sujeitos a cargas induzidas pelas ondas. Gradualmente, essa interação leva o componente a um

estado de fadiga estrutural. O problema foi abordado de modo separado, utilizando métodos de acoplamento (*one-way* e *two-way*), a fim de simular o comportamento do cilindro sujeito a cargas hidrodinâmicas provenientes das ondas.

Kesti & Olsson (2014) realizou a análise de carenagens localizadas abaixo de veículos automotivos (*underbody panels*) a fim de detectar deformações do componente quando o mesmo estiver sob escoamento de fluido, no caso, o ar. O método FSI foi aplicado utilizando malhas deformantes e detectou pequenas oscilações nos componentes analisados.

Larsson & Suphap (2006) utilizou dois métodos de interação fluido estrutura (unidirecional e bidirecional) com o objetivo de comparar o acoplamento fluido-estrutural dos dois métodos e avaliar se seria possível aplica-los para um bocal de modo integral. A análise transiente foi conduzida por 3 segundos e foi capaz de calcular as forças, deslocamentos e transferência de calor provenientes do escoamento do fluido.

Byrd (2012) aplicou técnicas de simulação do tipo FSI para complementar simulações de CFD de um micro veículo aéreo com asas do tipo *flapping*. Foi analisado as frequências e amplitudes de oscilação das asas, bem como as forças aerodinâmicas geradas pela movimentação das mesmas. Foi comprovado na tese a viabilidade da utilização de métodos de FSI para simulação de condições transientes.

Zhang (2003) realizou a análise transiente do escoamento de ar através de pontes longas suspensas por cabos. A análise foi feita utilizando o método FSI do tipo *two-way* avaliando as amplitudes e frequências de oscilação de seções transversais da estrutura nas direções lateral e vertical. A análise do *flutter* no domínio da frequência se deu utilizando o método de Jain et al (1996).

## 2.2 Modelo Aeroelástico de Aerofólios Finos

As forças atuantes em um aerofólio fino sob movimento senoidal  $h$  e  $\alpha$ ,

$$h = h_0 e^{i\omega t} \quad (2.1)$$

$$\alpha = \alpha_0 e^{i\omega t}, \quad (2.2)$$



são dadas por Theodorsen (1935) a partir dos princípios do escoamento potencial bidimensional. As expressões para  $L_h$  e  $M_\alpha$  são lineares para  $h$ ,  $\alpha$  e suas primeiras derivadas.

$$L = -\pi\rho b^2(U\dot{\alpha} + \ddot{h} - ba\ddot{\alpha}) - 2\pi\rho UC(k)(U\alpha + \dot{h} + b\left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\alpha}) \quad (2.3)$$

$$M = -\pi\rho b^2 \left\{ \left(\frac{1}{2} - a\right) Ub\dot{\alpha} + b^2 \left(\frac{1}{8} + a^2\right) \ddot{\alpha} - ab\ddot{h} \right\} \quad (2.4)$$

$$+ 2\rho Ub^2\pi \left(\frac{1}{2} + a\right) C(k) \left[ U\alpha + \dot{h} + b\left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\alpha} \right],$$

onde  $k = b\omega/U$  é a frequência reduzida,  $b$  é a meia-corda do aerofólio,  $ab$  é a distância entre a meia corda e o ponto de rotação,  $\rho$  é a densidade do ar,  $U$  é a velocidade do fluido e  $\omega$  é a frequência de oscilação. A função complexa  $C(k) = F(k) + iG(k)$  é a função de Theodorsen. Os coeficientes da expressão, denominados coeficientes aerodinâmicos, são definidos em termos de duas funções teóricas  $F(k)$  e  $G(k)$ ,

$$F(k) = \frac{J_1(k)[J_1(k) + Y_0(k)] + Y_1(k)[Y_1(k) - J_0(k)]}{[J_1(k) + Y_0(k)]^2 + [Y_1(k) - J_0(k)]^2} \quad (2.5)$$

$$G(k) = \frac{Y_1(k)Y_0(k) + J_1(k)J_0(k)}{[J_1(k) + Y_0(k)]^2 + [Y_1(k) - J_0(k)]^2} \quad (2.6)$$

nas quais  $J_0$  e  $J_1$  são funções de Bessel do primeiro tipo e,  $Y_0$  e  $Y_1$  são funções de Bessel do segundo tipo.

Esta equação está no domínio misto do tempo e frequência. A expressão é então transformada para o domínio temporal.

Wagner (1925) mostrou que a evolução da sustentação com o tempo adimensional  $s = Ut/b$  agindo em um aerofólio teórico do tipo placa plana, dado uma função degrau que perturbe  $\alpha_0$  no ângulo de ataque é dado por:

$$L = \frac{1}{2}\rho U^2(2b)(2\pi)\alpha_0\phi(s), \quad (2.7)$$

onde  $\phi(s)$  é a função de Wagner:

$$\phi(s) = \frac{1}{2\pi i} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{C(k)}{k} e^{iks} dk \quad (2.8)$$

e  $C(k)$  é a função de Theodorsen e  $k$  é a frequência reduzida.

Para movimentos arbitrários, a força de sustentação é dada por:

$$L(s) = -\frac{1}{2}\rho U^2(2b)(2\pi) \int_{-s}^s \alpha'_{3/4}(\sigma)\phi(s-\sigma)d\sigma, \quad (2.9)$$

onde  $\alpha'_{3/4} = \frac{d}{ds}\alpha_{3/4}(s)$  e  $\alpha_{3/4}$  é o ângulo de ataque efetivo, dado por

$$\alpha_{3/4} = \left[ \alpha + \frac{\dot{h}}{U} + b \left( \frac{1}{2} - a \right) \frac{\dot{\alpha}}{U} \right] \quad (2.10)$$

$\dot{h}$  é a velocidade vertical e  $ab$  é a distância da meia-corda até o ponto de referência, onde cada deflexão e rotação são medidas.

Jones [1940] introduziu a aproximação racional das cargas transientes em uma seção típica de aerofólio em escoamento incompressível com o objetivo de facilitar a análise de estabilidade de *flutter*. No domínio do tempo adimensional,

$$\phi(s) \cong 1 - 0,165e^{-0,0455s} - 0,333e^{-0,300s} \quad (2.11)$$

Kussner (1936) considerou o problema de um aerofólio com velocidade horizontal  $U$ , à jusante, adentrando uma rajada de vento vertical infinita e de velocidade  $w_0$ . Foi determinado que a sustentação, nessas circunstâncias, segue a função:

$$L(s) = \frac{1}{2}\rho U^2 B(2\pi) \frac{w_0}{U} \psi(s), \quad (2.12)$$

com  $L$  e  $w_0$  considerados positivos para cima e  $\psi(s)$  é a função de Kussner definida aproximadamente por Jones (1941)

$$\psi(s) \cong 1 - 0,500e^{-0,130s} - 0,500e^{-s}. \quad (2.13)$$

Para uma rajada de velocidade vertical  $w(s)$  arbitrária, a sustentação gerada por um aerofólio passando através da mesma será dada por:

$$L(s) = \pi\rho UB \int_{-\infty}^s w(\sigma)\psi'(s-\sigma)d\sigma. \quad (2.14)$$

Para uma rajada que apresenta velocidades senoidais da forma  $w(s) = w_0 e^{iks}$ , Sears (1941) derivou a sustentação oscilatória correspondente do aerofólio na forma

$$L(s) = \frac{1}{2} \rho U^2 B(2\pi) \frac{w_0}{U} \Theta(k) e^{iks}, \quad (2.15)$$

onde  $\Theta(k)$  é uma função complexa no domínio da frequência conhecida como função de Sears. É claro que as funções de Kussner e Sears são um par da transformação de Fourier:

$$\Theta(k) = ik \int_0^{\infty} \psi(\sigma) e^{-ik\sigma} d\sigma. \quad (2.16)$$

Foi mostrado posteriormente por Fung (1955) que a função de Sears  $\Theta(k)$  é relacionada com a função de Theodorsen  $C(k)$  a seguir:

$$\Theta(k) = C(k)[J_0(k) - J_1(k)] + iJ_1(k), \quad (2.17)$$

onde  $J_0$  and  $J_1$  são funções de Bessel de argumento  $k$ .

As formas espectrais de  $L(s)$  também são disponibilizadas, porém não serão revisadas neste trabalho.

### 2.3 Flutter

*Flutter* é uma oscilação auto excitada (Jain et al. 1996, Matsumono et al. 1994; and Chen et al. 2000). O modo de *flutter* aparece após a mudança de um modo puramente estrutural para um modo aeroelástico incorporando os efeitos de acoplamento aeroelástico. O sistema estrutural, através das deflexões e suas derivadas, absorve energia do escoamento incidente. Caso o sistema seja submetido a uma perturbação inicial, o movimento resultante apresentará decaimento ou divergência para a instabilidade, caso a quantidade de energia extraída do ar exceda ou não a energia dissipada pelo sistema através do amortecimento estrutural. A linha tênue entre o decaimento e o caso de instabilidade, geralmente senoidal, é denominada condição crítica de *flutter*, ou limiar de *flutter*, onde o amortecimento do sistema passa a apresentar valor negativo.

### 2.4 AGARD 445.6

No presente trabalho, um problema de interação fluido-estrutura será apresentado utilizando a asa AGARD 445.6, que é um experimento padrão, conduzido por Yates Jr (1987), do fenômeno de *flutter*. Extensas pesquisas foram realizadas utilizando este modelo. (Lee-Rausch & Batina 1993, 1996, Lesoinne & Farhat 1998, Liu et al. 2001, Geuzaine et al. 2003, Thirifay & Geuzaine 2008, Chen et al. 2007). Mais recentemente, (Goud et al. 2014) realizou a simulação do tipo FSI para este modelo e discutiu os resultados de pressão, energia cinética turbulenta e temperatura sobre a asa.

Lee-Rausch & Batina (1993) avaliou as características da resposta dinâmica da AGARD 445.6 e o fenômeno de *flutter* aeroelástico utilizando um algoritmo transiente de Navier-Stokes afim de investigar discrepâncias entre as características de *flutter* resultantes do algoritmo de Euler e os dados experimentais, na região transônica. O comportamento aeroelástico de *flutter* da asa é determinado utilizando as forças aerodinâmicas transientes resultantes em uma análise clássica do tipo V-g.

Thirifay & Geuzaine (2008) utilizou o modelo AGARD 445.6 para validar o desenvolvimento de metodologias computacionais eficientes para a simulação de problemas de interação fluido-estrutura. Resultados numéricos indicaram boa concordância com os resultados experimentais conduzidos por Yates Jr. na região subsônica e transônica. Resultados menos favoráveis foram obtidos na condição supersônica.

## CAPÍTULO III

### METODOLOGIA

“Science is organized knowledge.  
Wisdom is organized life.” – Immanuel Kant

Neste capítulo, procura-se descrever, de maneira sucinta, através de equações, a abordagem do software de elementos finitos e de dinâmica dos fluidos, bem como o acoplamento e integração entre estes.

#### 3.1 CFD

O equacionamento apresentado a seguir é utilizado pelo *software* CFX na resolução dos problemas descritos no presente trabalho.

Inicialmente, define-se, pelo princípio da conservação de massa, a equação da continuidade. Ela pode ser escrita, para um fluido compressível, como:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho u) = 0, \quad (3.1)$$

onde  $\rho$  representa a densidade e  $u$  representa a velocidade do fluido. O primeiro termo da equação é a taxa de variação da densidade com respeito ao tempo e o termo seguinte é o fluxo de massa fora das fronteiras do elemento.

Outro equacionamento utilizado pelo *software* é a Segunda Lei de Newton e a equação do momento. A Segunda Lei estabelece que a taxa de variação do momento de uma partícula de fluido é igual a soma das forças atuando nessa partícula. Quando essa lei é aplicada para um fluido newtoniano (com tensão viscosa proporcional às taxas de deformação), resulta nas equações de Navier Stokes. Essas equações, escritas abaixo, explicam o princípio de conservação do momento,

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u u) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \text{div}(\mu \text{grad } u) + S_{Mx} \quad (3.2)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v u) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \text{div}(\mu \text{grad } v) + S_{My} \quad (3.3)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \text{div}(\rho w u) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \text{div}(\mu \text{grad } w) + S_{Mz} \quad (3.4)$$

onde  $u$  representa o vetor de velocidade com componentes  $u, v, w$  no sistema de coordenadas cartesiano,  $\mu$  é a viscosidade dinâmica e  $S_M$  representa o termo fonte de momento.

É importante ressaltar que, como a aplicação deste trabalho não envolve transferência de calor, a equação da energia não é considerada.

### 3.2 Método dos volumes finitos

O método dos volumes finitos é uma das técnicas numéricas aplicadas em códigos CFD comerciais para resolver as equações governantes do fluido em questão. O primeiro passo da análise é dividir o domínio computacional (geometria da região de interesse) em um número de regiões menores chamadas volumes de controle ou células. O conjunto dessas células é chamado de malha. Além disso, os valores escalares a serem calculados ficam armazenados no

centro dos volumes de controle. O *software* ainda utiliza a técnica dos volumes finitos para converter a equação geral do transporte em um sistema de equações algébricas e usa diferentes métodos iterativos para resolvê-las.

O processo se dá na seguinte ordem:

- Divisão da geometria em regiões menores (volumes de controle) utilizando uma malha computacional.
- Integração das equações governantes do fluido sobre todos os volumes de controle no domínio.
- Conversão das equações resultantes da integral em um sistema de equações algébricas (discretização).
- Busca pela solução do sistema de equações algébricas através de um método iterativo.

A forma geral das equações do transporte, em sua forma conservativa, pode ser escrita como:

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\phi u) = \text{div}(\Gamma \text{grad}\phi) + S_\phi, \quad (3.5)$$

onde a variável  $\phi$  pode ser substituída por qualquer quantidade escalar,  $\Gamma$  é o coeficiente de difusão. O lado esquerdo da Equação (3.5) contém o termo da taxa de variação da quantidade escalar e também o termo convectivo. O termo difusivo e o termo fonte se encontram do lado direito da equação. Integrando ao longo de todo o volume de controle e aplicando o Teorema da Divergência de Gauss, nas equações gerais do transporte, tem-se:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho\phi dV + \int_A n(\rho\phi u) dA = \int_A n(\Gamma \text{grad} \phi) dA + \int_{VC} S_\phi dV. \quad (3.6)$$

### 3.3 Método URANS – *Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes Simulation*

Na metodologia utilizada, é assumido que o escoamento é compressível e completamente turbulento. Consequentemente, os campos de velocidade e pressão são governados pelas equações de Navier-Stokes. Devido ao recurso computacional disponível, o fenômeno da turbulência foi considerado sem a resolução numérica de todas as escalas turbulentas. Portanto, a abordagem URANS foi utilizada.

Logo, as equações governantes do escoamento são as de continuidade, momento e conservação da energia que podem ser descritas, respectivamente por:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} (2\mu S_{ij} - \rho u_i u_j) + p f_i \quad (3.8)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[ \rho \left( e + \frac{1}{2} u_i u_i \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho u_j \left( h + \frac{1}{2} u_i u_i \right) \right] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ u_j (2\mu S_{ij} - \rho u_i u_j) \right] \quad (3.9)$$

onde  $u_i$  e  $u_j$  são as componentes da velocidade,  $\rho$  é a densidade,  $p$  é a pressão mecânica,  $\mu$  a viscosidade e  $f_i$  a força por unidade de volume, como a força gravitacional,  $e$  a energia interna específica e  $h = e + p/\rho$  é a entalpia específica.

### 3.4 Modelo de turbulência $k - \varepsilon$

O modelo de turbulência utilizado para resolver o problema abordado no trabalho foi o  $k - \varepsilon$ . Ele consiste em um modelo de 2 equações que são acompanhadas por mais duas equações do transporte adicionais (uma para a energia cinética turbulenta  $k$  e outra para a taxa de dissipação da turbulência  $\varepsilon$ ). Calcula-se também a viscosidade turbulenta  $\mu_t$ , que é avaliada em função de ambos  $k$  e  $\varepsilon$ . As equações do transporte para  $k$  e  $\varepsilon$  nesse modelo são dadas por:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_K \quad (3.10)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \varepsilon u_j) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_e - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$C_1 = \max \left[ 0,43 + \frac{\eta}{\eta + 5} \right] \quad (3.12)$$



$$\eta = S \frac{k}{\varepsilon} \quad (3.13)$$

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (3.14)$$

Nas equações acima,  $G_k$  indica a geração de energia cinética turbulenta devido aos gradientes de velocidade média,  $G_b$  indica a geração de energia cinética turbulenta devido às flutuações,  $Y_M$  representa a contribuição da dilatação flutuante na turbulência compressível para a taxa de dissipação total.  $C_1$  e  $C_2$  são constantes,  $\sigma_k$  e  $\sigma_\varepsilon$  representam o número de Prandtl turbulento para  $k$  e  $\varepsilon$ , respectivamente.

### 3.5 Método de elementos finitos e modelo estrutural

Neste trabalho, foram realizadas análises estruturais transientes, bem como análises modais, de forma a avaliar a resposta dinâmica e características vibratórias da estrutura. Os equacionamentos apresentados a seguir são utilizados para resolver essa parte do problema fluido-estrutura.

A dinâmica estrutural é o estudo do comportamento das estruturas sujeitas à aplicação de cargas. Através de uma análise estrutural transiente, pode-se obter o histórico no tempo de respostas como deslocamentos, tensões e deformações. Considerando que o amortecimento estrutural não está envolvido no modelo de elementos finitos, a equação do movimento básica que governa esse tipo de sistema com múltiplos graus de liberdade é dada por

$$\mathbf{m} \ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{k} \mathbf{u} = \mathbf{p}(t) \quad (3.15)$$

onde  $\mathbf{m}$  é a matriz de massa estrutural,  $\ddot{\mathbf{u}}$  é o vetor de aceleração,  $\mathbf{k}$  é a matriz de rigidez estrutural,  $\mathbf{u}$  é o vetor de deslocamento e  $\mathbf{p}$  é o vetor de força, que é função do tempo.

A partir dessa equação, aplica-se o método de elementos finitos (FEM, em inglês). O princípio básico dessa técnica é encontrar uma solução aproximada para essa equação diferencial, por meio da divisão do volume da estrutura em elementos finitos menores. Dessa forma, o problema, que possuía infinitos graus de liberdade, passa a ter uma quantidade finita.

O processo se dá na seguinte ordem:

- Conversão da estrutura em um sistema de elementos finitos que são interconectados em seus nós e definição dos graus de liberdades desses nós.
- Determinação das matrizes de massa e rigidez elementar, e do vetor de força elementar para cada elemento em um elemento na malha com referência ao grau de liberdade para o elemento. As relações de força-deslocamento e força de inércia – aceleração para cada elemento podem ser escritas como:

$$(\mathbf{f}_S)_e = \mathbf{k}_e \mathbf{u}_e \quad (3.16)$$

$$(\mathbf{f}_I)_e = \mathbf{m}_e \ddot{\mathbf{u}}_e \quad (3.17)$$

onde  $\mathbf{k}_e$  é a matriz de rigidez elementar,  $\mathbf{m}_e$  é a matriz de massa elementar e  $\mathbf{u}_e$  e  $\ddot{\mathbf{u}}_e$  são dos vetores de deslocamento e aceleração, para o elemento.

- Formação da matriz de transformação  $\mathbf{a}_e$  (matriz booleana que contém zeros e uns) que conecta os valores de cada elemento à montagem de elementos globais. Ela simplesmente aloca os elementos das matrizes de massa, rigidez e deslocamento elementares nos lugares adequados das matrizes globais. Os deslocamentos elementares  $\mathbf{u}_e$  podem ser relacionados à matriz global  $\mathbf{u}$  pela seguinte expressão:

$$\mathbf{u}_e = \mathbf{a}_e \mathbf{u} \quad (3.18)$$

- Montagem das matrizes elementares para avaliar as matrizes e massa e rigidez global e o vetor de força aplicada para a montagem final:

$$\mathbf{k} = A_{e=1}^N \mathbf{k}_e \quad (3.19)$$

$$\mathbf{m} = A_{e=1}^N \mathbf{m}_e \quad (3.20)$$

$$\mathbf{p}(t) = A_{e=1}^N \mathbf{p}_e(t) \quad (3.21)$$

onde  $A$  é um operador responsável pelo processo de montagem. De acordo com a matriz de transformação  $\mathbf{a}_e$ , os elementos das matrizes de massa e rigidez elementares, bem como os do vetor de força elementar, estão alocados nas respectivas matrizes globais e esse arranjo é baseado no número de cada elemento  $e = 1$  até  $N_e$  (número de elementos).

- A equação final do movimento com as matrizes globais é formulada usando a equação básica que governa o sistema. Essa equação pode ser resolvida para  $\mathbf{u}(t)$  usando um esquema de iteração adequado que dê a resposta do sistema em termos dos deslocamentos nodais.

Com base nessa sequência de passos, os valores das matrizes de massa e rigidez elementares e do vetor de força elementar são determinados por uma função chamada de função de forma ou função de interpolação.

### 3.6. Análise Modal

Geralmente, a análise modal é utilizada para determinar as características de vibração de uma estrutura. As características de vibração como frequência natural e modos de vibrar de uma estrutura são importantes no projeto de uma estrutura sujeita a cargas dinâmicas. Pode-se considerar como um ponto inicial, ou análise prévia, para a simulação em regime transiente. Além disso, a resposta da estrutura pode ser calculada quando os modos são excitados. A equação básica utilizada em uma análise modal não amortecida é o clássico problema de autovalor dado por

$$\mathbf{k}\boldsymbol{\phi}_i = \omega_n^2 \mathbf{m} \boldsymbol{\phi}_i \quad (3.22)$$

Onde  $\boldsymbol{\phi}_i$  é o vetor de modos de vibrar (autovetor) do modo  $i$  e  $\omega_n$  é a frequência natural do modo  $i$ . Caso o escoamento induza cargas dinâmicas que excite a estrutura em uma frequência próxima a alguma frequência natural da mesma, é possível que o sistema entre em ressonância e colapse. Desse modo, torna-se essencial o processo de encontrar as frequências naturais e os principais modos de vibrar associados da estrutura.

### 3.7. Acoplamento FSI

O projeto de estruturas que sofrem cargas aerodinâmicas de algum escoamento incidente exige atenção específica nas análises estática e dinâmica e requer ferramentas de simulação mais precisas para melhorar o desempenho do sistema e também minimizar o custo de fabricação. O pacote comercial do ANSYS foi utilizado, sendo o CFX para simulação de fluidos computacional e o ANSYS *Mechanical* para a simulação estrutural. A abordagem tradicional de determinação de tensões e deformações de uma estrutura sob um escoamento incidente consiste de uma simulação de fluidodinâmica (CFD) que proverá o campo de pressão na estrutura. Esta condição, então, pode ser interpretada como uma condição inicial ou condição de contorno para a simulação em método de elementos finitos do sistema (Schmucker et al. 2010). Tal abordagem é denominada acoplamento unidirecional, ou *one-way coupling*, visto

que as deformações da estrutura não são inseridas no programa de CFD de modo que uma solução mais precisa seja encontrada e o ciclo seja fechado. Para que esta última sistemática seja adotada, é necessário que a simulação do comportamento aeroelástico seja do tipo bidirecional, ou *two-way*.

A solução de problemas FSI envolve simulações multi-campo de dois comportamentos físicos separados. Primeiramente, o fluido produz as cargas na estrutura sólida e, então, o sólido reage com tensões e deformações inseridas no escoamento. A deflexão resultante do sólido afeta o fluido de modo que o escoamento deva se adaptar à nova condição de contorno. Se considerado os efeitos transientes, o campo do fluido escoante age sobre a estrutura como uma força inicial e também como um amortecimento estrutural, o que requiere mais energia. (Khalid et al. 2013; Schmucker et al. 2010). A solução de uma simulação multi-campo geralmente requer dois *solvers* separados, um para o fluido (CFD) e outro para a estrutura (FEM) que realizam as operações em ordem sequencial quando as informações são compartilhadas entre o CFX e o *Mechanical* nos pontos de sincronização. Um fluxograma para a simulação multi-campo com o ANSYS e as sequencias de sincronização são apresentados na Figura 3.1.

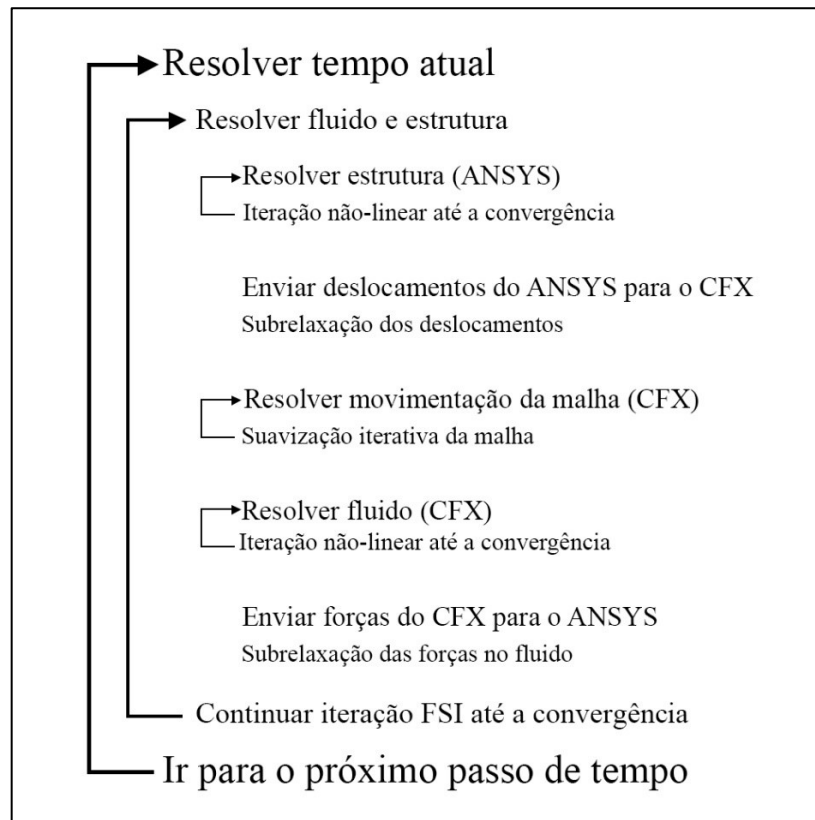


Figura 3.1. Esquema de atuação do FSI.

Enquanto o CFX fornece as forças, o *Mechanical* retorna as deflexões resultantes e as duas malhas são adaptadas à nova geometria. A simulação completa é realizada até que um critério de convergência seja satisfeito, por exemplo, caso as deflexões calculadas entre um passo temporal e outro apresentem valor menor que o pré-estabelecido. Detalhes podem ser obtidos na documentação oferecida pelo ANSYS.

Como mencionado anteriormente, o pacote ANSYS suporta dois tipos de interação fluido-estrutura: *one-way* e *two-way*. Na simulação unidirecional, os resultados do CFD são aplicados como cargas, na análise estrutural de elementos finitos, porém os resultados desta não são transmitidos àquela. Na simulação bidirecional, os resultados de deslocamentos obtidos pelo *software* de elementos finitos são utilizados para alterar a geometria do problema e repassados para o software de CFD. Neste trabalho é utilizada somente a abordagem *two-way*, para garantir melhor representabilidade do fenômeno aeroelástico.

### 3.8 FSI Bidirecional (*two-way*)

Em uma modelagem bidirecional de um problema FSI, os resultados da análise de CFD são transferidos para o modelo mecânico. Os deslocamentos calculados subsequentemente na interface são transferidos de volta para a análise de CFD. A capacidade de acoplamento que é fornecida atualmente permite que o CFX trabalhe em conjunto com o ANSYS *Mechanical* dentro de uma simulação ANSYS Multi-campo.

Durante as simulações acopladas, o ANSYS CFX e *Mechanical* executam a simulação através de uma sequência de passos de tempo multi-campo, em que cada passo temporal consiste de uma ou mais iterações de acoplamento. Simulações acopladas se iniciam com a execução do ANSYS *Mechanical* e do CFX. O *solver Mechanical* age como um processo acoplador principal, no qual o *solver CFX* se conecta.

Uma vez que a conexão for estabelecida, os *solvers* avançam por uma sequência de seis pontos de sincronização pré-definidos. A cada um destes pontos de sincronização, cada *solver* coleta os dados necessários do outro *solver* com o propósito de avançar para o próximo ponto. As iterações são repetidas até que um número máximo de iterações seja atingido ou até que os dados transferidos entre os *solvers* e todas equações de campo tenham convergido.

## CAPÍTULO IV

### AGARD 445.6

“From error to error one discovers the entire truth.” – Sigmund Freud

O *Advisory Group for Aerospace Research and Development* (AGARD) foi uma agência da Organização do Tratado do Atlântico Norte (OTAN) que existiu entre 1952 e 1996. Muitas pesquisas foram realizadas pelo grupo, dentre elas, o comportamento aeroelástico da asa AGARD 445.6 que será estudada neste capítulo.

#### 4.1 Geometria

A AGARD 445.6 é uma asa testada por Yates Jr. (1987) no *NASA Langley Research Center*. O primeiro dígito do nome da asa indica sua razão de alongamento de 4. Os dois próximos dígitos se referem ao enflechamento de  $45^\circ$ , localizado em um quarto da corda. O último dígito indica a razão de afilamento da asa (0,66). O perfil utilizado em sua construção é

o NACA65A004 e não apresenta torção geométrica e nem diedro ao longo da sua semi-envergadura.

A corda da raiz do modelo tem 0,55 m e sua semi-envergadura apresenta 0,76 m. A semi-envergadura do modelo foi afixada diretamente na parede do túnel de vento, e, portanto, a raiz da asa se encontra dentro da camada limite do escoamento.

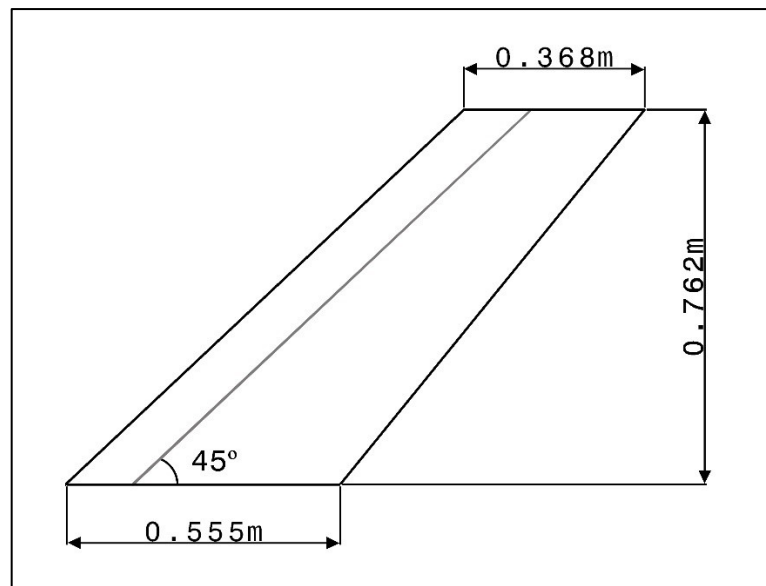


Figura 4.1. Vista 2D da AGARD 445.6.

## 4.2 Material e propriedades

A AGARD 445.6 é fabricada em mogno laminado, com propriedades estruturais diferentes em cada direção. Além disso, o modelo utilizado nos experimentos teve sua superfície perfurada afim de alterar sua rigidez para obter as condições de *flutter* mais facilmente. As propriedades do material são apresentadas na Tabela 4.1, onde  $E$  é o módulo de elasticidade,  $G$  é o módulo de cisalhamento e  $\rho$  é a densidade do material.

A direção do módulo de elasticidade principal  $E_{11}$  é a direção da envergadura, ou seja, 45° em relação à corda na raiz do modelo, como é apresentado na Figura 4.2.

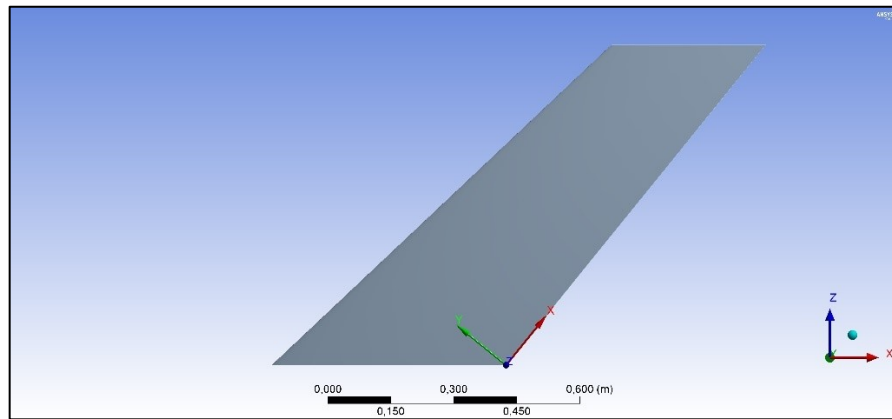


Figura 4.2. Eixo com direção  $x$  ao longo da envergadura.

Tabela 4.1 Propriedades do Mogno Laminado utilizado na AGARD 445.6 (Yates Jr 1987).

Propriedade do Material	Valor
$E_{11}$	3,1511 GPa
$E_{22}$	0,41621 GPa
$E_{33}$	0,41621 GPa
$\nu_{12}$	0,31
$\nu_{13}$	0,31
$\nu_{23}$	0,31
$G_{12}$	0,4392 GPa
$G_{23}$	0,4392 GPa
$G_{13}$	0,4392 GPa
$\rho$	397 $kg/m^3$

As frequências dos quatro primeiros modos de vibrar da estrutura foram simulados e são apresentados na seção a seguir, que também confronta os valores de frequência obtidos por Yates Jr para o modelo afim de garantir similaridade estrutural.

### 4.3 Validação modal AGARD 445.6

O objetivo da análise modal é determinar os modos de vibrar da estrutura e as frequências naturais da asa AGARD 445.6 durante uma vibração livre. As frequências naturais da asa são dependentes somente da massa e da rigidez da estrutura e independem das forças



aplicadas. A interpretação física dos autovalores e autovetores é de que os autovalores representam as frequências associadas a cada um dos autovetores. Nos problemas mais práticos e comuns de engenharia, os modos desejados são os de menores frequência, pois correspondem aos modos principais de vibração da estrutura, dominando os modos de maiores frequências. É importante também conhecer os modos de vibrar da estrutura para garantir que uma carga oscilatória não coincida com alguma frequência modal e cause ressonância, que levará a maiores amplitudes de oscilação.

A análise modal foi conduzida no ANSYS *Mechanical*, que utiliza seu *solver* modal ou SAMCEF, dependendo do sistema selecionado. A geometria do modelo foi importada do CATIA, um *software* de CAD que foi utilizado para a criação da superfície do aerofólio. A malha estrutural criada apresentou 4740 elementos. A condição inicial para a análise espectral foi de uma força vertical de 10 Newtons para baixo, atuante no bordo de fuga da ponta da asa, excitando os principais modos de torção e flexão da estrutura. A resposta não amortecida da estrutura no domínio da frequência é apresentada no espectro da Figura 4.3.

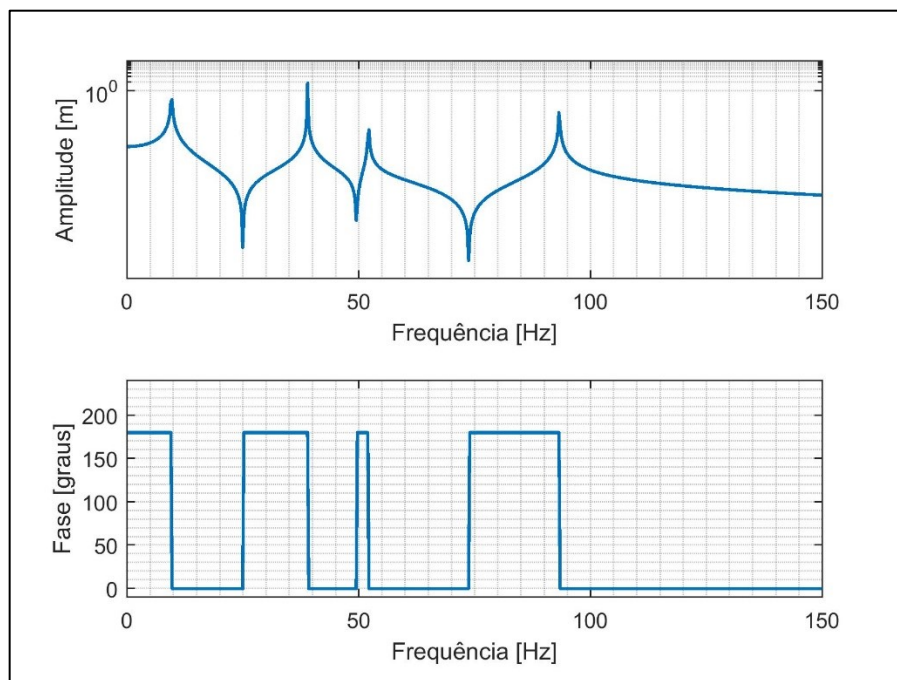


Figura 4.3. Função de resposta em frequência da estrutura.

Numa análise modal do pacote ANSYS (e outras análises baseadas em autovalores como flambagem), a solução consiste da geometria deformada normalizada por um fator

arbitrário. O valor real das magnitudes e suas derivadas, tais como deformações e tensões, são sem sentido. Apenas os valores relativos das magnitudes devem ser considerados. O valor normalizante arbitrário é numericamente sensível a pequenas perturbações na análise. Utilizar um sistema unitário diferente, por exemplo, pode gerar um novo fator de normalização.

A Tabela 4.2 apresenta os resultados de frequência natural associados aos quatro principais modos de vibração da estrutura resultantes da modelagem de elementos finitos estrutural e compara com os resultados obtidos na literatura. O primeiro e o terceiro modos são de flexão, o segundo e quarto são de flexão. Pode-se observar que os valores estão em concordância com os valores obtidos na literatura e experimentos anteriores. Os modos de vibrar são ilustrados na Figura 4.5, em conjunto com os resultados experimentais de Yates Jr (1987). Nota-se que existe concordância entre os contornos e, portanto, a estrutura simulada tem comportamento dinâmico semelhante à da ensaiada no *NASA Langley Research Center*.

Tabela 4.2 Comparação de frequências

	Trabalho atual	Ayakaban (2008)	Zuijlen (2007)	Yates Jr (1987)
1º modo [Hz]	9,64	9,60	9,59	9,60
2º modo [Hz]	39,01	40,47	40,23	38,10
3º modo [Hz]	52,17	50,92	50,69	50,70
4º modo [Hz]	93,32	98,11	97,52	98,50

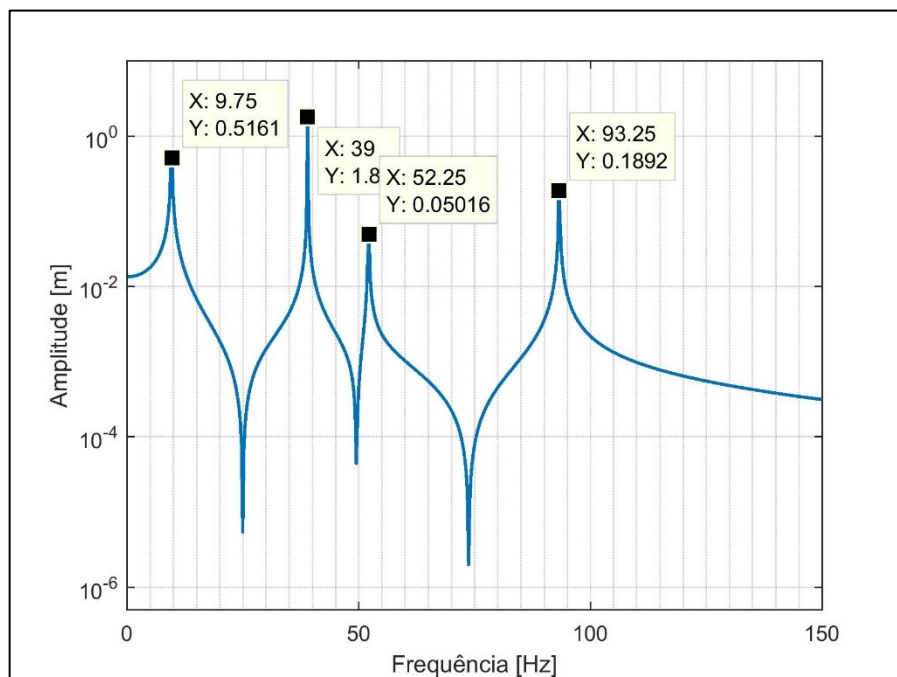


Figura 4.4. Frequências naturais destacadas.

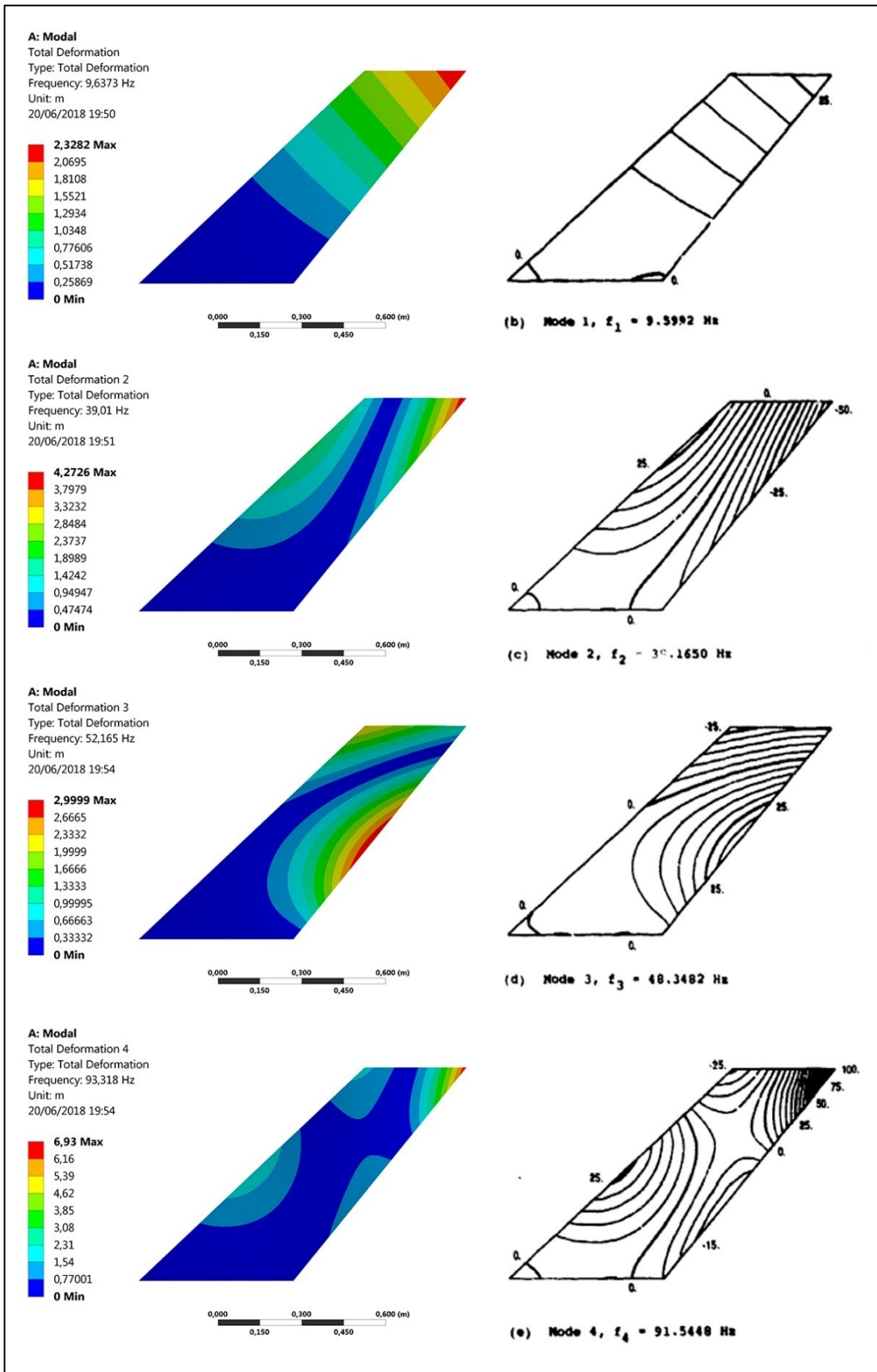


Figura 4.5. Comparação dos modos experimentais.

#### 4.4 Análise FSI – módulo estrutural

Para definir a análise estrutural no ANSYS, é necessário suprimir a região de fluido (domínio) da geometria utilizada. Dessa forma, tem-se neste módulo, apenas a geometria da AGARD 445.6. O domínio será apresentado na seção seguinte.

É necessária a criação de um sistema de coordenadas em que a direção  $x$  acompanhe a envergadura, para garantir que o material seja aplicado de forma adequada na estrutura e que esta responda às solicitações mecânicas nas direções corretas.

Em seguida, foi elaborada a malha estrutural com elementos de 0,01 m de tamanho mínimo. Foi aplicado o método *Sweep* com elementos quadrados e triangulares. Ao fim do processo, a malha obtida é constituída por 5464 nós e 780 elementos. Foram testadas várias configurações antes desta, mas por questão de custo computacional, ela foi adotada.

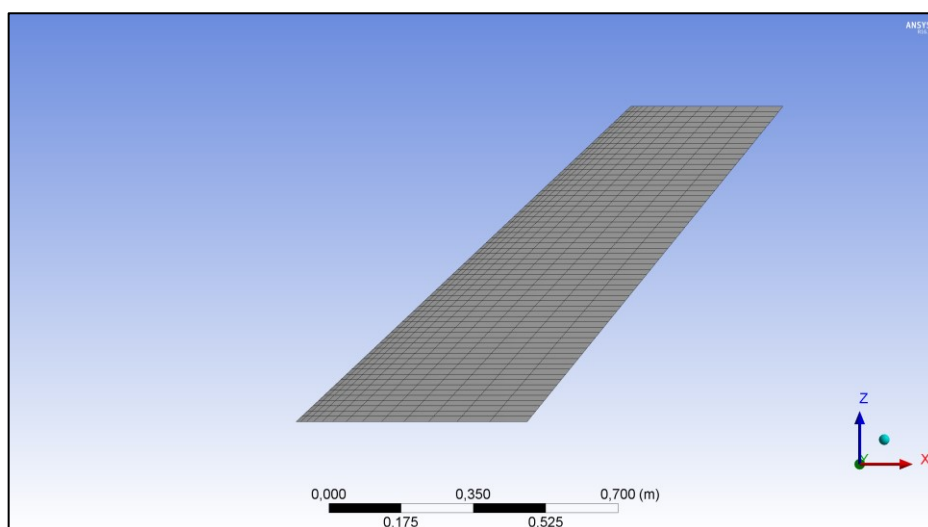


Figura 4.6. Malha estrutural.

Com a malha definida, foram estabelecidos os parâmetros temporais da análise estrutural, já que se trata de um estudo transiente. O tempo escolhido para análise foi de 3 s, de maneira a procurar compreender vários ciclos do fenômeno físico sem comprometer muito o tempo de processamento da simulação.

Já o passo de tempo definido foi de 0,0025 s. O motivo da escolha é que, de acordo com o teorema da amostragem de Nyquist-Shannon, esse passo temporal permite que se observe frequências de até 200 Hz, ao se aplicar a Transformada de Fourier, para a futura análise no domínio da frequência. Ou seja, essa faixa cobre as primeiras 4 frequências naturais, que é a região de interesse do problema.

A condição de contorno aplicada foi um engaste na raiz da asa. A condição inicial foi uma força aplicada no bordo de fuga da ponta da asa com uma duração de 0,1 s. Essa força é de 10 N, orientada na direção  $y$  para baixo.

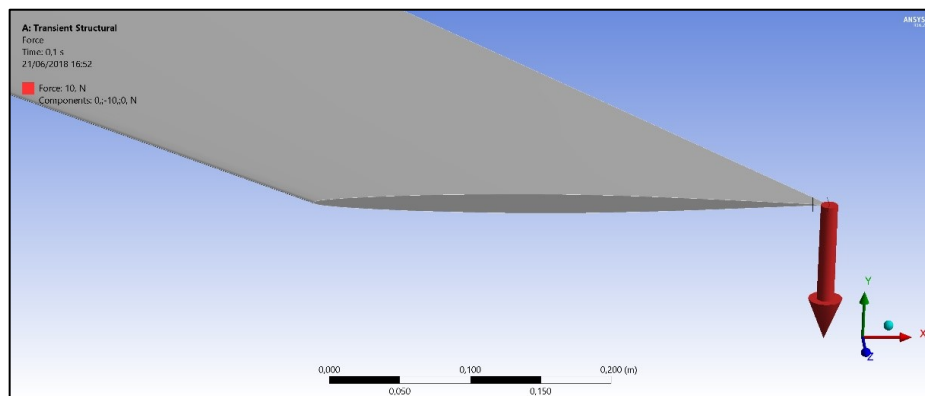


Figura 4.7. Força aplicada.

Por fim, foi aplicada uma condição em toda as superfícies da asa (com exceção daquela que está engastada) para que o software as identifique como região de interface entre o fluido e a estrutura. Ou seja, os deslocamentos enviados para o CFX são os dos elementos dessa região.

#### 4.5 Análise FSI – módulo fluidodinâmico

A simulação fluidodinâmica foi conduzida no ANSYS CFX, que é um solver baseado em método de volumes finitos com um *solver multigrid* acoplado paralelamente com um esquema advectivo de segunda ordem. Além disso, os termos transientes nas equações governantes são resolvidos utilizando um algoritmo implícito retroativo de segunda ordem. O domínio computacional possui dimensões 8 m x 2,5 m x 2,5 m e formato apresentados na Figura 4.8. Considerou-se que o domínio possui dimensões suficientes para a representação física do

experimento. A malha gerada para este domínio apresentou 2.117.911 elementos. As condições de contorno a seguir foram aplicadas neste domínio afim de replicar numericamente o experimento:

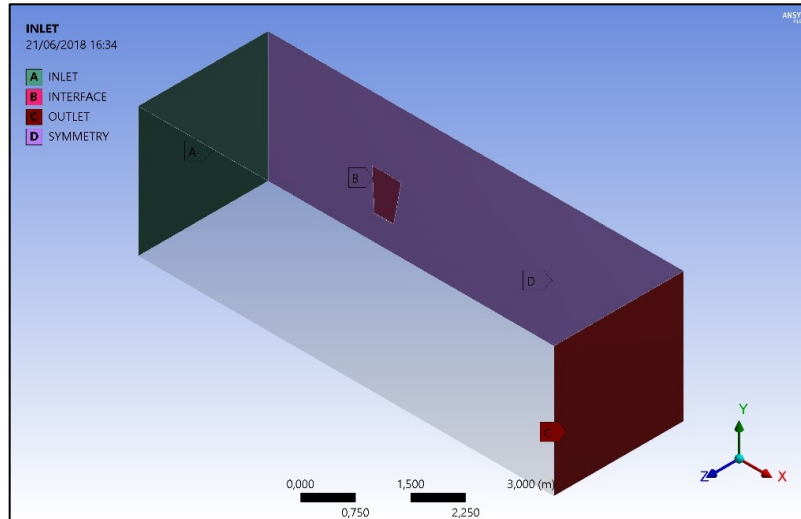


Figura 4.8. Domínio fluidodinâmico.

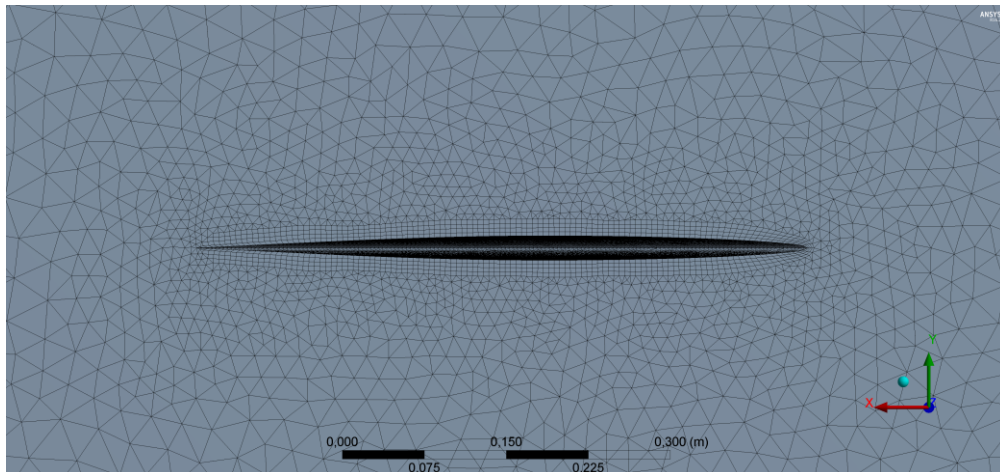


Figura 4.9. Detalhe da malha do domínio.

Tipo de análise: análise transiente com acoplamento externo do tipo ANSYS *Multifield*, de duração de 3 s e passos temporais de 0,0025 s, em concordância com as configurações da análise transiente do *solver* estrutural.

Controle do *solver*: esquema advectivo de alta resolução. Número máximo de 100 iterações. Critério de convergência baseado no resíduo RMS, satisfazendo os critérios quando menor que  $1e^{-4}$ .

Fluido: substância pura, ar seco a 25 °C e 1 atm, apresentando densidade de 1,185 kg/m<sup>3</sup> e incompressível.

Domínio: comportamento térmico adiabático, com modelo de turbulência  $k - \varepsilon$  escalável. As superfícies fronteiriças do domínio são definidas a seguir:

Velocidade de entrada (INLET - A): a condição de Dirichlet aplicada define que uma velocidade uniforme segue a direção normal à superfície de entrada do domínio, com turbulência de intensidade 5%. A pressão é calculada afim de satisfazer as equações de transporte.

Superfície FSI (INTERFACE - B): a condição de não-deslizamento foi aplicada nas superfícies da asa, implicando que a velocidade do fluido em relação à malha deformante é nula. As superfícies foram definidas como interfaces de interação fluido-estrutura, de modo que *solver* estrutural recebesse os dados acerca das forças aerodinâmicas provocadas pelo escoamento do fluido.

Pressão de saída (OUTLET - C): a condição de Dirichlet aplicada nesta face é tal que define a pressão de saída relativa de 0 Pa. Deste modo, o campo de velocidade é calculado afim de satisfazer as equações de transporte.

Simetria (SYMMETRY - D): aplicado na superfície lateral, referente ao engaste da asa. Nesta condição, a velocidade na superfície é nula.

Para cada caso, foi variada a velocidade de entrada, bem como a componente  $u$  do fluido no domínio. As simulações foram conduzidas para cada valor de velocidade do fluido. Os pontos da estrutura monitorados são os bordos de ataque e fuga da corda da ponta da asa. O deslocamento vertical desses pontos foi registrado para cada passo temporal.

#### 4.6. Análise dos resultados

Utilizando todas as configurações citadas anteriormente, realizaram-se as simulações FSI, alterando-se apenas a velocidade do escoamento que incide sobre a AGARD 445.6.



O primeiro valor simulado foi de 50 m/s. A Figura 4.10 apresenta a evolução temporal do deslocamento vertical dos bordos de ataque e fuga da ponta da asa. É observado o comportamento dinâmico convergente, com decaimento ao longo do tempo. Os altos valores de deslocamentos observados até 0,1 s são consequência da aplicação da força no bordo de fuga, que atuou como condição inicial para a excitação dinâmica da estrutura nos dois modos de vibrar mais importantes.

A resposta em frequência da excitação oscilatória é apresentada na Figura 4.11. São observados dois picos em amplitude, próximos às duas frequências naturais associadas aos dois primeiros modos (primeiro modo de flexão e primeiro modo de torção).

Dadas as evidências supracitadas, é possível concluir que essa velocidade (50 m/s) não excita a estrutura de modo que ocorra a oscilação auto excitada.

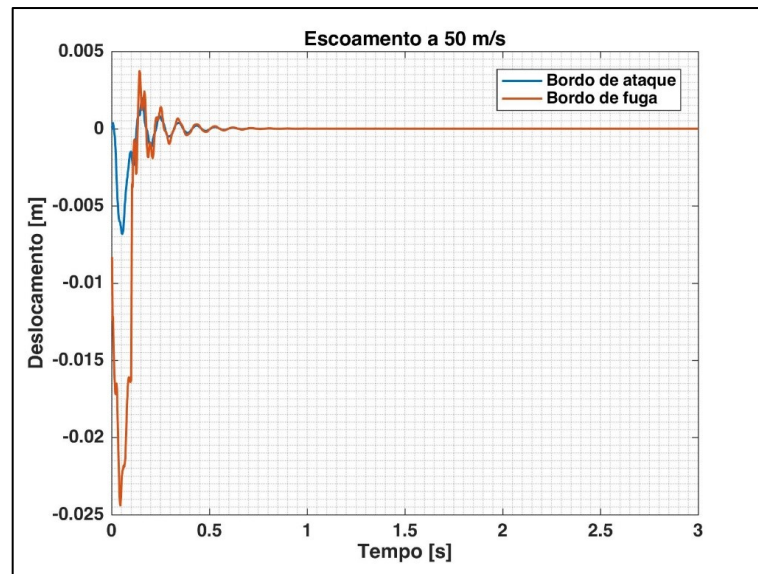


Figura 4.10. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 50 m/s.



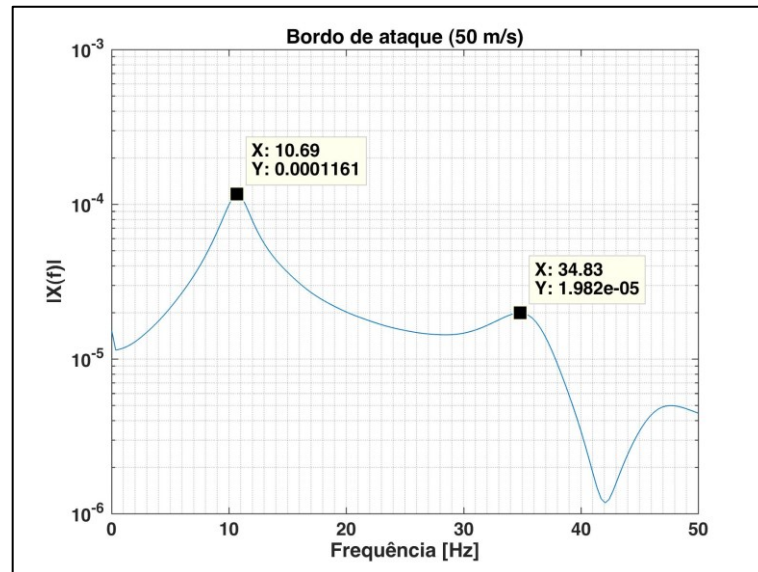


Figura 4.11. Função de resposta em frequência para 50 m/s.

A segunda velocidade do escoamento avaliada foi de 75 m/s. O comportamento dinâmico da estrutura se assemelhou ao caso anterior. É possível observar na função resposta em frequência que os picos em amplitude referentes aos dois primeiros modos apresentam deslocamento horizontal do pico no domínio da frequência, indicando leves indícios do início da coalescência dos modos.

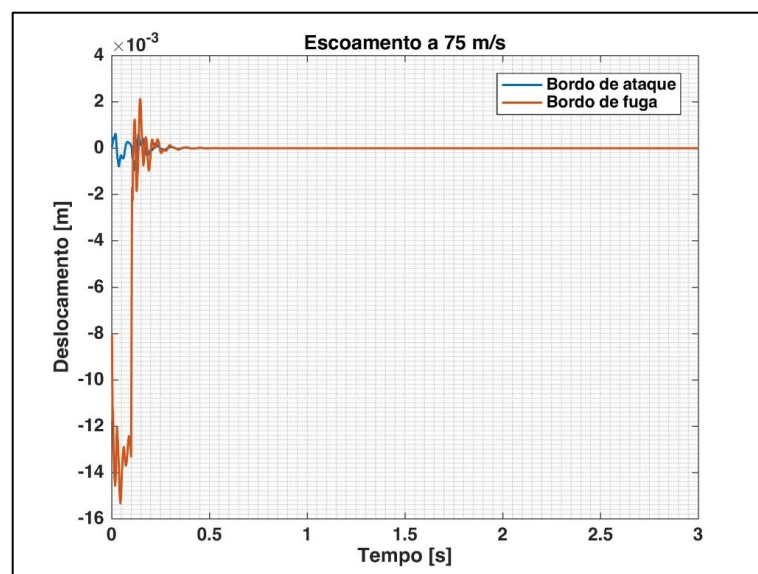


Figura 4.12. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 75 m/s.

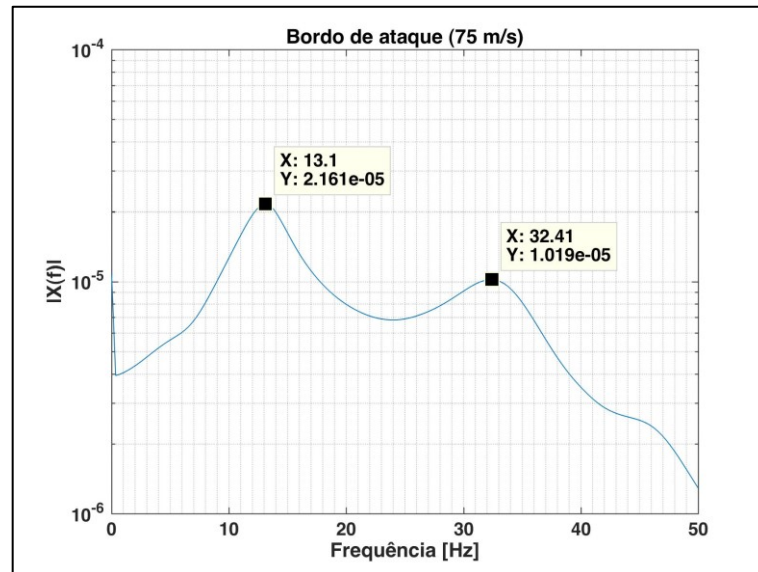


Figura 4.13. Função de resposta em frequência para 75 m/s.

A análise com velocidade de 95 m/s mostrou que as frequências continuavam a se aproximar, porém o deslocamento no tempo segue convergente para 0 m.

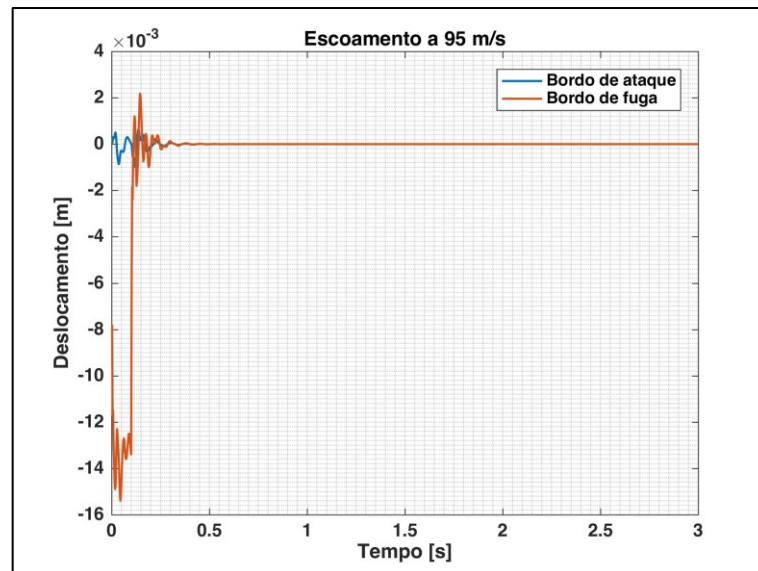


Figura 4.14. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 95 m/s.

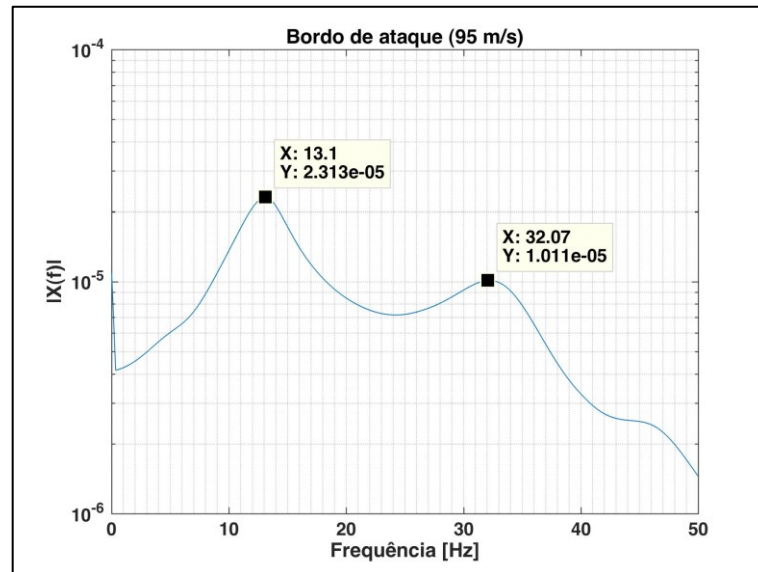


Figura 4.15. Função de resposta em frequência para 95 m/s.

Na simulação considerando 100 m/s, as oscilações temporais cessaram, após a aplicação da condição inicial. Os picos na FRF já se encontram mais próximos, o que indica que o *flutter* é iminente.

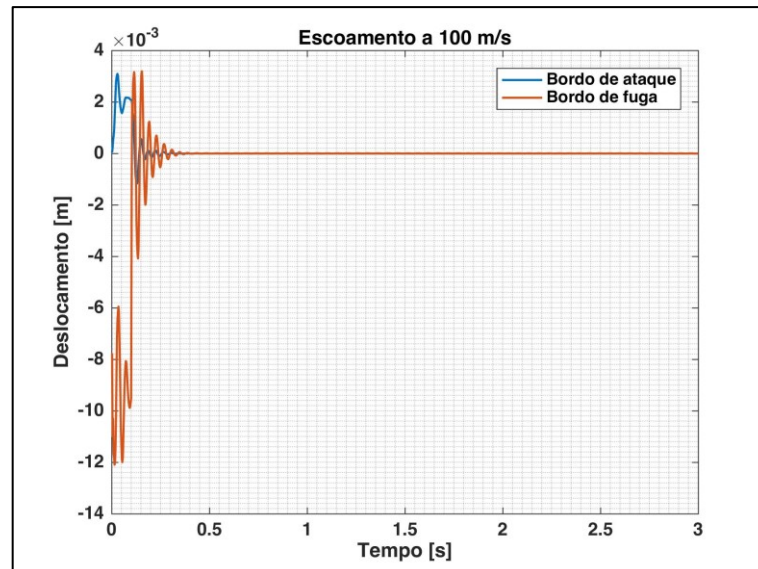


Figura 4.16. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 100 m/s.

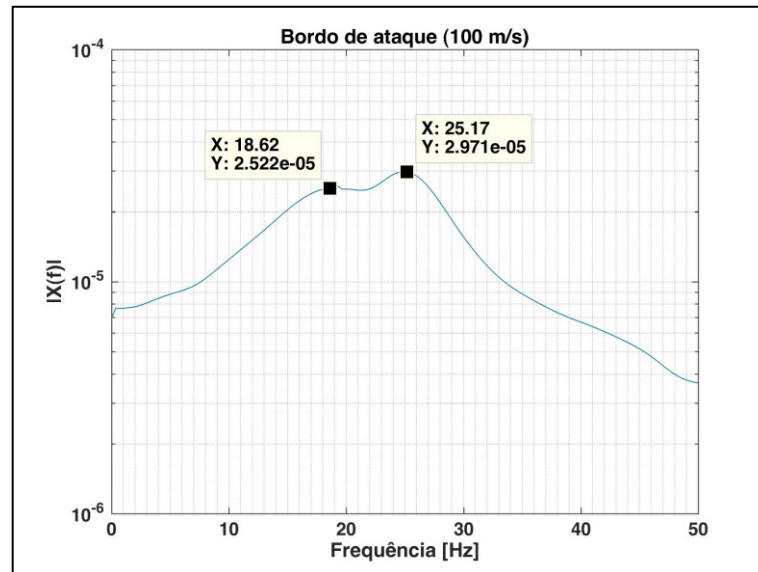


Figura 4.17. Função de resposta em frequência para 100 m/s.

Para a análise de 105 m/s, o deslocamento não cessa até o final do tempo simulado. No entanto, as oscilações ocorrem com amplitude pequena. Já o domínio da frequência revela que os picos estão prestes a se encontrar.

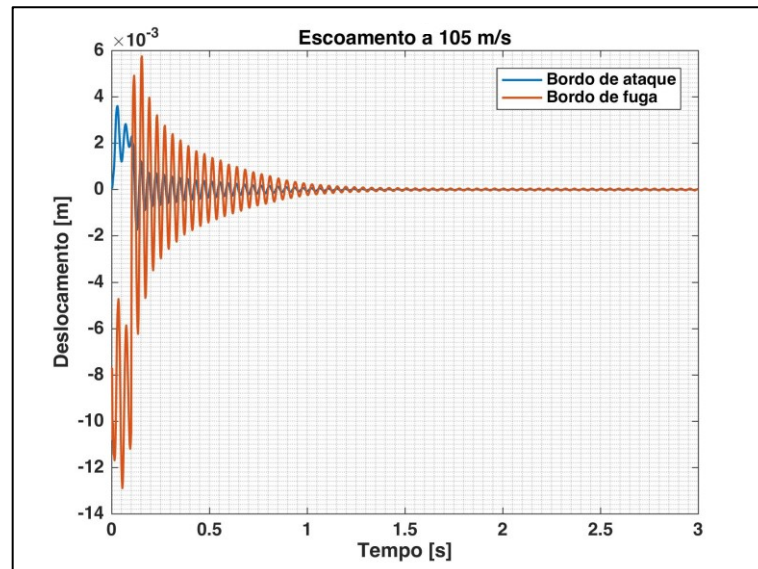


Figura 4.18. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 105 m/s.

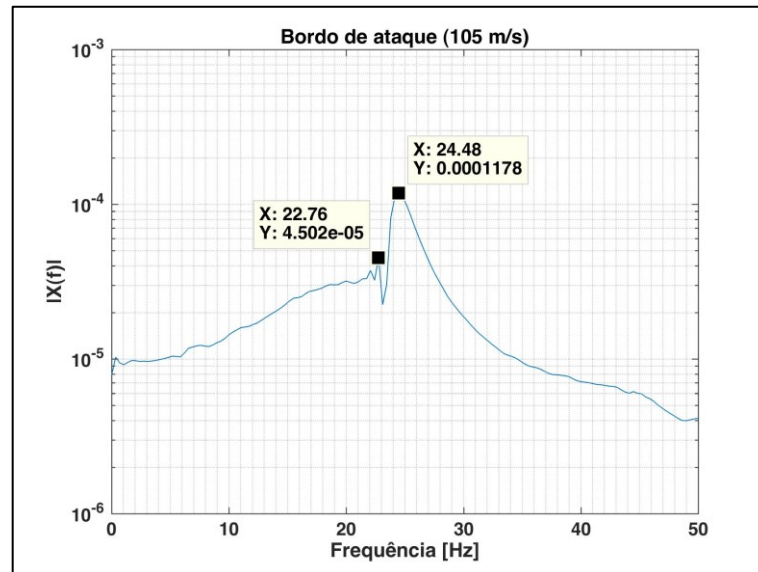


Figura 4.19. Função de resposta em frequência para 105 m/s.

Adotando a velocidade de 110 m/s, obteve-se que o deslocamento deixa de ser convergente e as oscilações passam a acontecer em amplitudes maiores, porém praticamente constante. Com a função de resposta em frequência, nota-se que os picos se juntaram na frequência de 25,52 Hz.

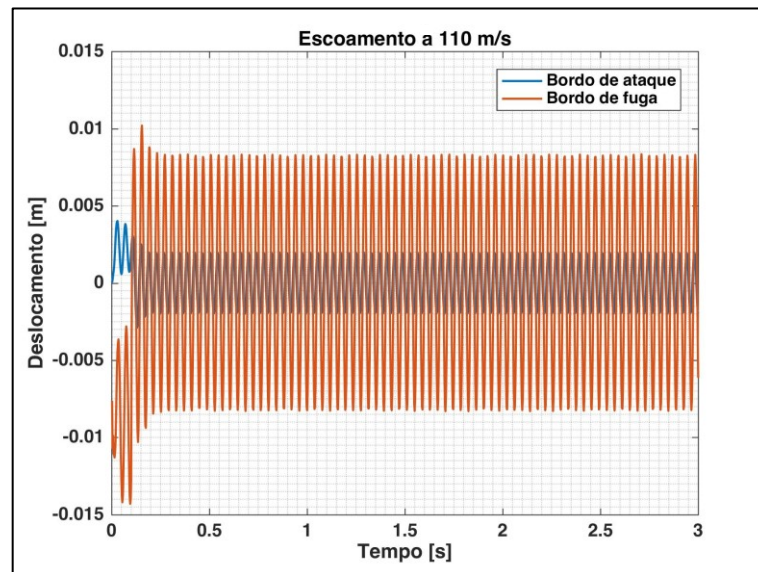


Figura 4.20. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 110 m/s.



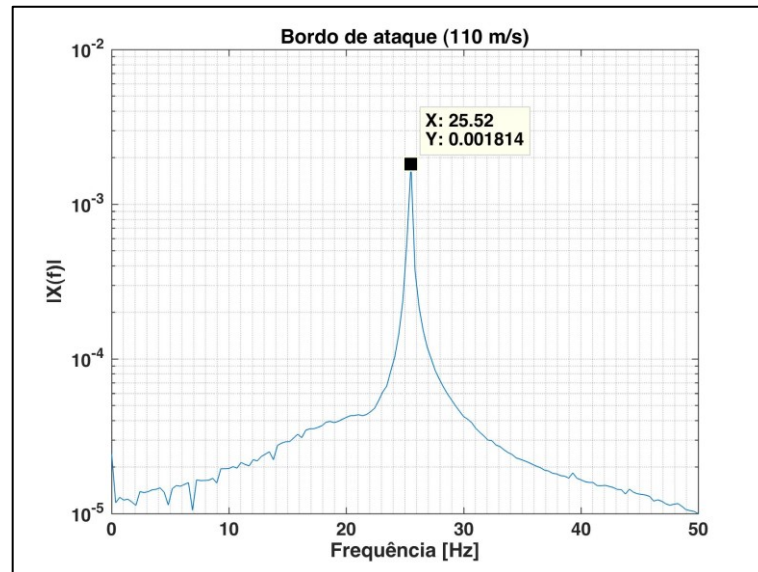


Figura 4.21. Função de resposta em frequência para 110 m/s.

Já a análise de 120 m/s não pôde ser concluída, pois a amplitude do deslocamento chegou à valores extremamente altos, e que aumentavam cada vez mais. O *software* só foi capaz de calcular o acoplamento entre o fluido e a estrutura até pouco antes de 0,45 s.

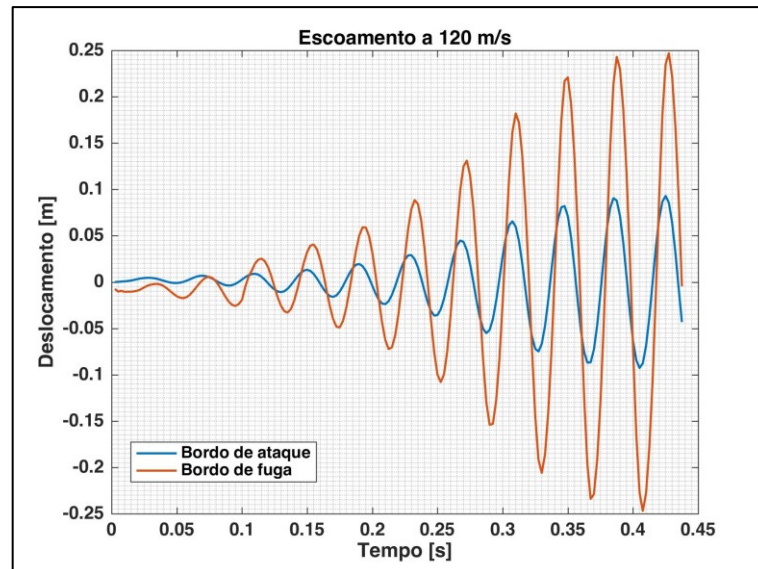


Figura 4.22. Deslocamento dos bordos de ataque e fuga para 120 m/s.

Ao se criar a animação a partir do deslocamento de todos os nós da estrutura, percebe-se claramente que a estrutura vibra de maneira que caracteriza o *flutter*, com o acoplamento dos modos de flexão e torção.

É importante salientar, que para gerar todas as FRF's apresentadas para a AGARD 445.6, foi ignorada toda a faixa de tempo em que a força (condição inicial) estava sendo aplicada. Isso garante que as frequências provenientes da excitação realizada não apareçam no espectro. Ou seja, ele é composto apenas pela resposta da estrutura.

Após análise das respostas transientes e espectrais do sistema aeroelástico, é possível estimar que a velocidade crítica de ocorrência do fenômeno de *flutter* aeroelástico é de 110 m/s. Esse valor de velocidade equivale à uma pressão dinâmica de  $q = 7169,25$  Pa, visto que a condição de atmosfera simulada foi o ar ambiente, a  $25^\circ$  C e  $\rho = 1.185$  kg/m<sup>3</sup>.

Na velocidade crítica, observa-se que o escoamento excita o sistema aeroelástico com mais energia do que é absorvida pela estrutura, induzindo a coalescência dos dois primeiros modos em torno de 25 Hz, ou na frequência adimensional de flutter  $\frac{\omega}{\omega_\alpha}$  de 0.641, evidenciando concordância com os experimentos de Yates (1978) na região de números de Mach até 0.3 e resultados de outros softwares específicos para cálculos de aeroelasticidade, como o NASTRAN.

Os comportamentos dinâmicos da estrutura em velocidades acima de 120 m/s nestas condições atmosféricas não foram simulados por limitações do software. A própria turbulência do fluido é capaz de excitar a estrutura como condição inicial e os fenômenos aeroelásticos provocam deflexões maiores que o limite de cálculo do solver estrutural.

Para a análise clássica de aeroelasticidade, foi construído o diagrama V-f e V-g, com fins de visualização da coalescência das frequências e verificação da evolução do amortecimento do sistema.

O cálculo do amortecimento se deu utilizando o método da meia banda de potência. Esse método pode ser utilizado para estimar o fator de amortecimento de estruturas com múltiplos graus de liberdade a partir da variação em -3 dB em amplitude da resposta em frequência.

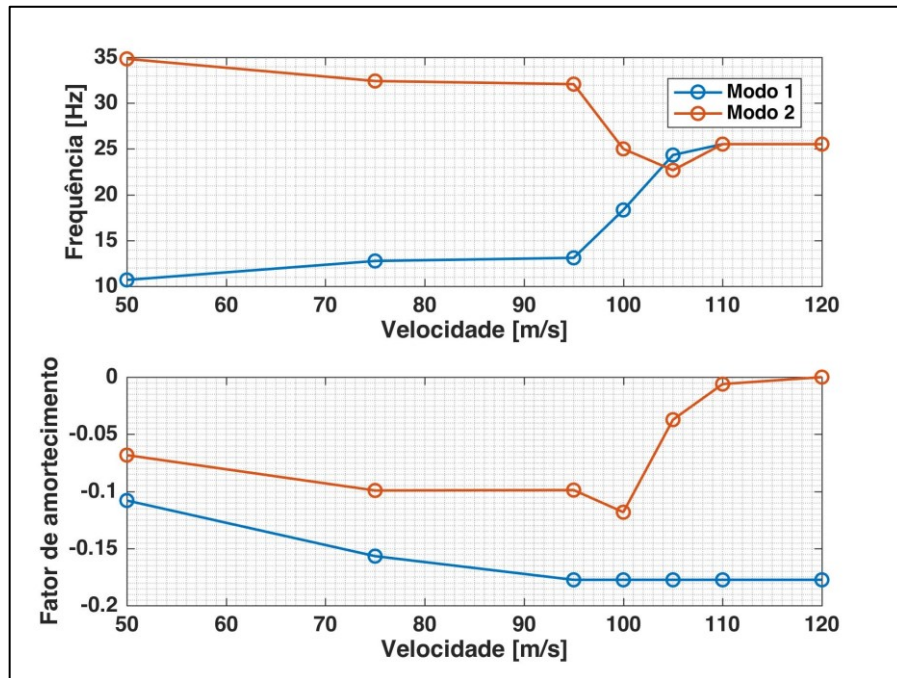


Figura 4.23. Diagrama V-g-f.

A Figura 4.24 apresenta, em perspectiva, as funções de resposta em frequência do sistema aeroelástico, na banda de 0 a 50 Hz. É possível observar, que em velocidades menores, o sistema apresenta dois picos em sua FRF, localizados na região de 10 Hz e 40 Hz. Esses picos são referentes às frequências naturais da estrutura.

Com o aumento da velocidade, nota-se que a primeira frequência natural sofre um deslocamento no espectro para a direita, ou seja, o valor da primeira frequência natural tende a aumentar. Percebe-se também, que a segunda frequência natural sofre um deslocamento para a esquerda, ou seja, o valor da segunda frequência natural tende a diminuir. Esse processo continua até que seja atingida a velocidade de *flutter*.

As funções de resposta em frequência das velocidades superiores a 110 m/s apresentam apenas um pico, em torno de 26 Hz. Esse fenômeno evidencia a coalescência dos modos na condição de flutter aeroelástico. A partir deste momento, a estrutura passa a oscilar com seus 2 modos de vibrar principais na mesma frequência.



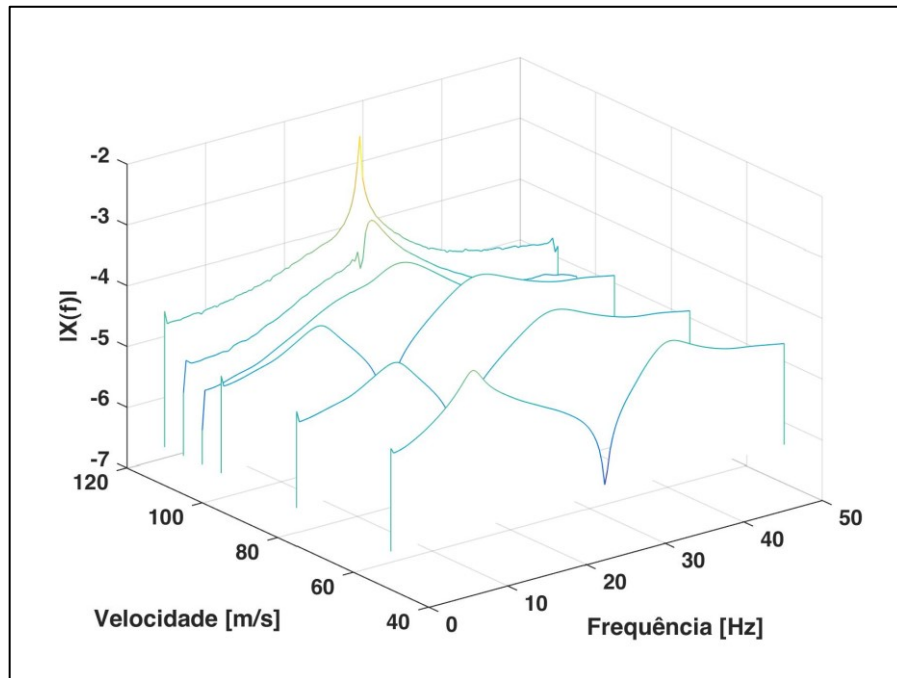


Figura 4.24. FRF's para todas as velocidades.

A Figura 4.25 mostra os contornos do campo de pressão do escoamento ao redor da asa nos passos temporais em que a estrutura alcança o máximo ângulo de ataque devido à torção da estrutura. Nota-se que o ponto de estagnação é localizado na porção inferior do bordo de ataque com maiores valores de pressão.

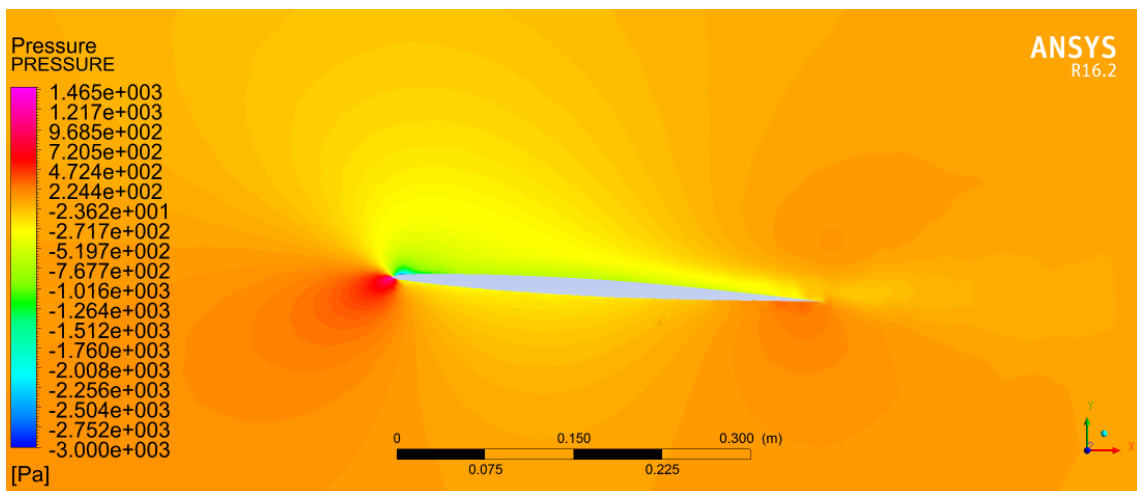


Figura 4.25. Contorno de pressão (máximo deslocamento).

A Figura 4.26 apresenta os contornos do campo de pressão do escoamento para a condição de equilíbrio da asa. É notável que a distribuição do gradiente do campo de pressão do escoamento se mantém simétrico em relação à corda da asa.

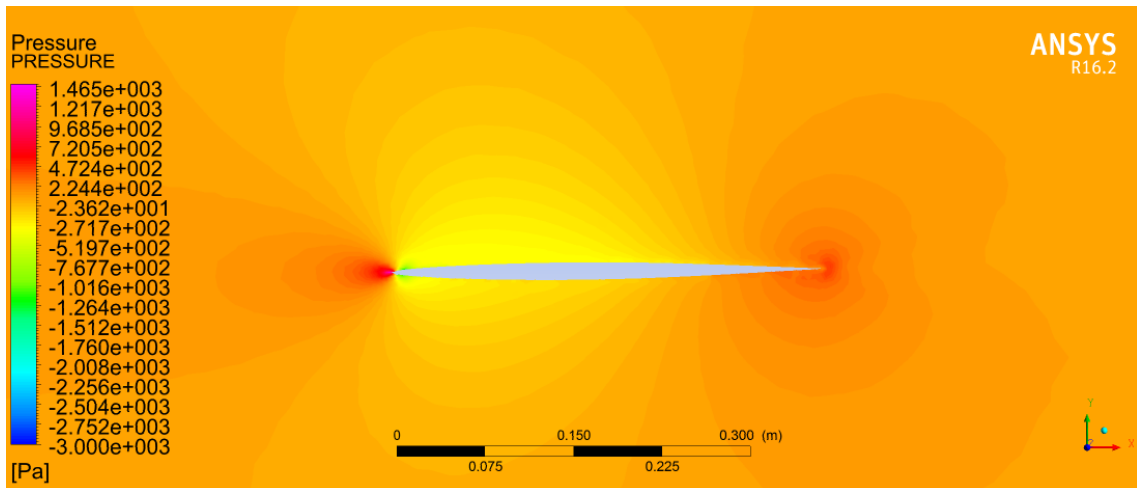


Figura 4.26. Contorno de pressão (médio deslocamento).

A Figura 4.27 apresenta os contornos do campo de pressão do escoamento nos passos temporais em que a estrutura alcança o mínimo ângulo de ataque devido à torção da estrutura. Nota-se que o ponto de estagnação é localizado na porção superior do bordo de ataque com maiores valores de pressão.

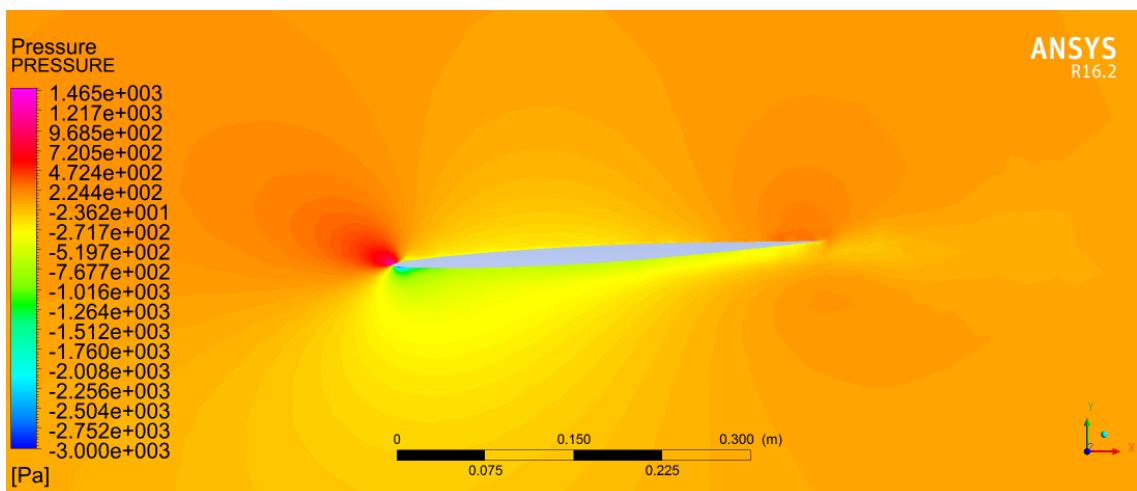


Figura 4.27. Contorno de pressão (mínimo deslocamento).

É possível concluir que a coordenada generalizada que apresenta maior variação durante a condição de flutter é a torção, alterando significativamente o ângulo de ataque da estrutura. Em consequência, o campo de pressão se reorganiza e promove variação na força de sustentação gerada, que por sua vez, infere deslocamentos translacionais na vertical.

# CAPÍTULO V

## CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS

“Those who dare to fail miserably can  
achieve greatly.” – John F. Kennedy

Com base em todas as análises realizadas no decorrer deste trabalho, este capítulo apresenta as conclusões que puderam ser feitas e ideias para trabalhos futuros.

Primeiramente, pode-se validar a metodologia utilizada para a identificação do fenômeno de *flutter*. O FSI *2 way* se mostrou capaz de fornecer informações relevantes e coerentes com a literatura. Dentro do ambiente acadêmico em que estamos inseridos, é muito mais comum a utilização do NASTRAN para resolver esse tipo de questão. Porém, foi muito válida a aquisição de conhecimentos utilizando uma abordagem diferente.

Considerando o primeiro caso, AGARD 445.6, as análises realizadas apresentaram resultados bastantes satisfatórios, mesmo com as limitações impostas por se utilizar um computador simples. Além disso, por se tratar de uma geometria bastante estudada, foi de certa forma fácil encontrar resultados para comparação, tanto numéricos como experimentais.

A coalescência das frequências pôde ser facilmente observada por meio das funções de resposta em frequência calculadas. O *software* também foi capaz de evidenciar a instabilidade gerada pelo fenômeno aeroelástico (deslocamento temporal referente às simulações com velocidade do escoamento de 105 e 110 m/s). Portanto, o comportamento da frequência pôde ser facilmente mapeado em função da velocidade (diagrama V-f).

Como o *software* fornece apenas dados de deslocamento em função do tempo, torna-se um pouco mais complicado o cálculo dos fatores de amortecimento modal para cada análise. No entanto, esses parâmetros puderam ser estimados por meio do método da meia banda de potência. O fator de amortecimento, para os dois modos de interesse, foi mapeado em função da velocidade (diagrama V-g). A conclusão que se chegou é que em um dos modos, o fator de amortecimento passa a ser positivo.

Portanto, no caso da AGARD 445.6, todas as principais características do *flutter* puderam ser observadas e o fenômeno finalmente constatado. Foram geradas também, várias animações, que mostram a movimentação de toda a estrutura sofrendo o *flutter*.

Outra consideração pertinente é que a principal limitação do trabalho foi o elevado tempo necessário para realizar cada simulação transiente, devido ao grande número de passos temporais.

As simulações referentes à AGARD 445.6 levaram em média 20 horas para serem concluídas. Elas foram realizadas com processamento paralelo de 8 núcleos em um computador Intel i7@3,40 Hz com 8GB de RAM.

No entanto, é necessário manter o passo temporal em um valor baixo, para que a taxa de amostragem seja suficiente para realizar a análise espectral em um intervalo de frequência satisfatório, como é estabelecido pelo Teorema da Amostragem de Nyquist-Shannon.

Para trabalhos futuros, seria interessante a utilização de modelo de fluido que permita ao solver aerodinâmico calcular velocidades além do regime subsônico. Isso pode ser obtido utilizando a consideração de gás ideal e definindo temperaturas e pressões específicas para que os números de Mach na faixa transônica sejam avaliados.

Na faixa transônica (Mach 0,9 a 1,1), aparece o fenômeno do *transonic deep*, que caracteriza o comportamento não-linear da evolução da velocidade crítica de *flutter*.

Ou seja, avaliando-se uma faixa mais ampla de números de Mach, ou até mesmo, variando a altitude (pela variação das propriedades físicas do ar: temperatura, pressão e densidade), pode-se validar por completo a metodologia utilizada perante os experimentos de Yates Jr.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] YATES & CARSON, E. AGARD standard aeroelastic configurations for dynamic response. Candidate configuration I.-wing 445.6. (1987)
- [2] SILVA, P.A., MORAIS, M.V. Fluid Structure Interaction on AGARD 445.6 wing at Mach 0.9. (2016)
- [3] GUIMARÃES, T.A.M., Contribuição ao estudo do comportamento dinâmico e aeroelástico de laminados compósitos de rigidez variável. 2016. 134 f. Tese de Doutorado, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.
- [4] GIL, A. A., SILVA, H. L. Hybrid-Electric Aircraft: Conceptual Design, Structural and Aeroelastic Analyses. 2017. 123p. Graduation Project, Federal University of Uberlândia, Uberlândia, Brazil.
- [5] CASTRO NETO, R. M., Análises Aeroelásticas de uma Asa Utilizando Modelo Reduzido. 2017. Projeto de conclusão de curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.
- [6] RAJA, R.S., Coupled fluid structure interaction analysis on cylinder exposed to ocean wave loading. Master's Thesis in Solid and Fluid Mechanics. 2012. Chalmers University of Technology
- [7] FÖRSTER, M., BREITSAMTER, C. Aeroelastic Prediction of Discrete Gust Loads Using Nonlinear and Time-Linearized CFD-Methods. 2015. ASDJournal, Vol. 3, No. 3, pp 19-38.
- [8] AMSALLEM, D., NEUMANN, D., CHOOI, Y., FARHAT, C., Linearized Aeroelastic Computations in the Frequency Domain Based on Computational Fluid Dynamics. 2015. Stanford University, Stanford.
- [9] ZHANG, X., Aeroelastic Analysis of Super Long Cable-Supported Bridges. 2003. School of Civil and Environmental Engineering Nanyang Technological University.
- [10] BYRD, A.W., Fluid Structure Interaction Simulations of a Flapping Wing Micro Air Vehicle. 2014. Wright State University.
- [11] LIAGHAT, T., Two-Way Fluid-Structure Coupling in Vibration and Damping Analysis of An Oscillating Hydrofoil. 2014. Université de Montréal.
- [12] KESTI, J., OLSSON, S., Fluid Structure Interaction Analysis on the Aerodynamic Performance of Underbody Panels. 2014. Chalmers University of Technology.

- [13] FERNANDES, J. W. D. Interação Fluido-Estrutura com Escoamentos Incompressíveis utilizando o Método dos Elementos Finitos. 2016. Escola de Engenharia de São Carlos, Departamento de Engenharia de Estruturas, Universidade de São Paulo.
- [14] BEAUBIEN, R.J., NITZCHE, F., FESZTY, D., OTOME, G., Time and Frequency Domain Flutter Solutions for the AGARD 445.6 Wing. 2005. Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Carleton University
- [15] KIM, D.H., Transonic Flutter Analysis Using Euler Equation and Reduced Order Modeling Technique. 2011. World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Physical and Mathematical Sciences, Vol. 5, No. 9.



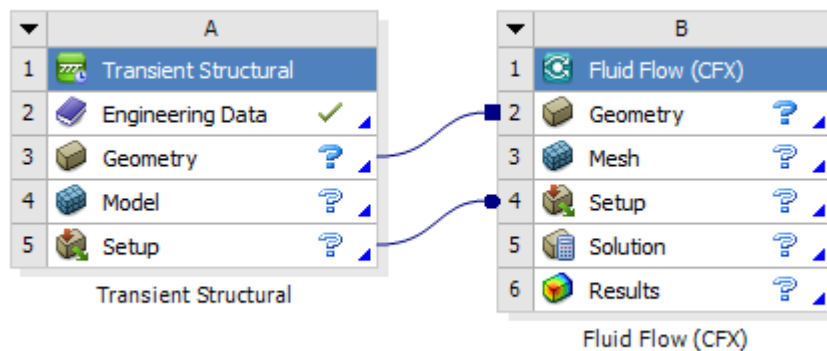
# APÊNDICE

## A. Tutorial ANSYS

### 1. Configuração do workbench

Com o workbench aberto, selecione a toolbox **Transient Structural**. Com o botão direito em Setup, selecione a opção *Transfer Data to New > Fluid Flow (CFX)*.

Clique com o botão direito e delete a linha Solution do Transient Structural (A6). Dessa forma, o workbench fica como ilustrado abaixo.

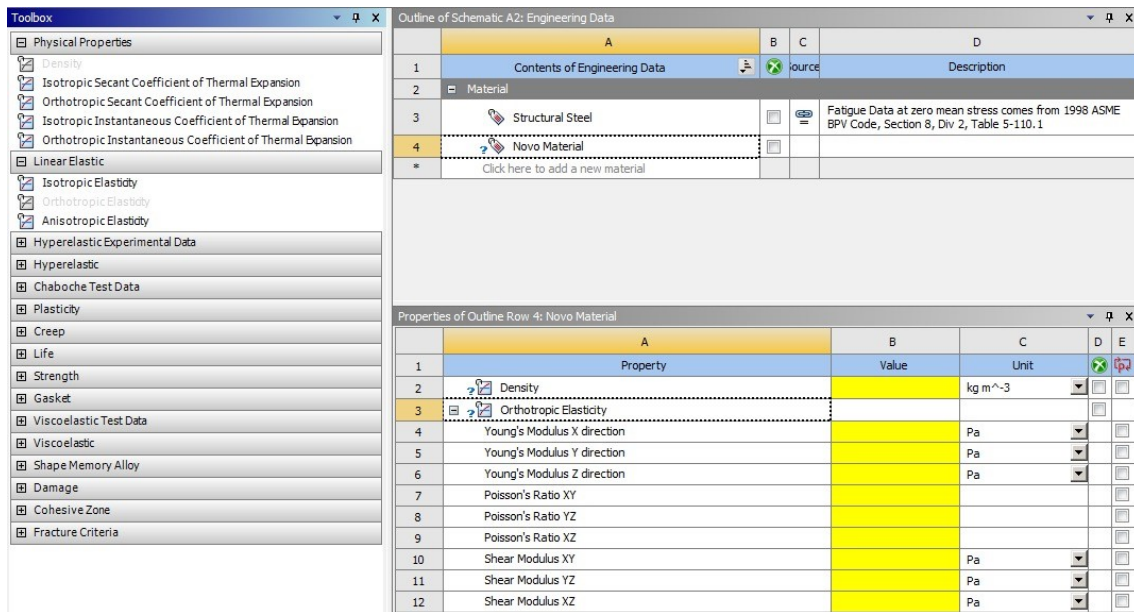


### 2. Transient Structural

Feita a configuração do workbench, selecione o item Engineering Data (A2), defina o material a ser utilizado na estrutura. Primeiro é necessário adicionar o nome do material na região indicada.

Outline of Schematic A2: Engineering Data				
	A	B	C	D
1	Contents of Engineering Data	Source		Description
2	Material			
3	Structural Steel			Fatigue Data at zero mean stress comes from 1998 ASME BPV Code, Section 8, Div 2, Table 5-110.1
*	Click here to add a new material			

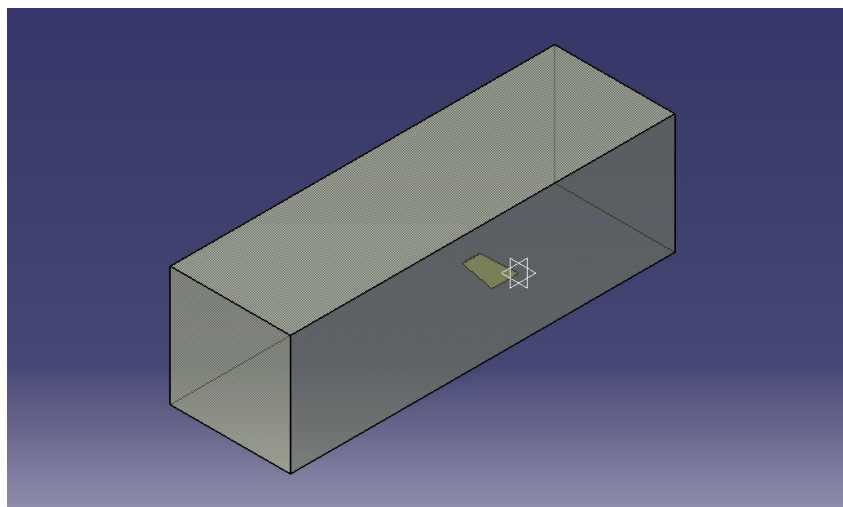
Em seguida, arraste as propriedades Density e Orthotropic Elasticity (ou Isotropic dependendo do material a ser utilizado) da coluna Toolbox até o material que acabou de ser criado. Preencha as propriedades em amarelo.



Clique com o botão direito no material criado e selecione a opção Default Solid Material For Model. Assim, o novo material será automaticamente aplicado na parte estrutural.

## 2.1 Geometria

É recomendado desenhar a geometria (asa + domínio) em algum software externo como o CATIA e salvar o desenho como “.stp”. Voltando no workbench, clique com o botão direito em Geometry na caixa Transient Structural e selecione *Import Geometry > Browse from repository*.



Com a geometria importada, abra o Geometry (A3). Vá em *Create > Boolean*. Em Details View, selecione a Operation Subtract. O target body é o domínio e o tool body a asa (ou a

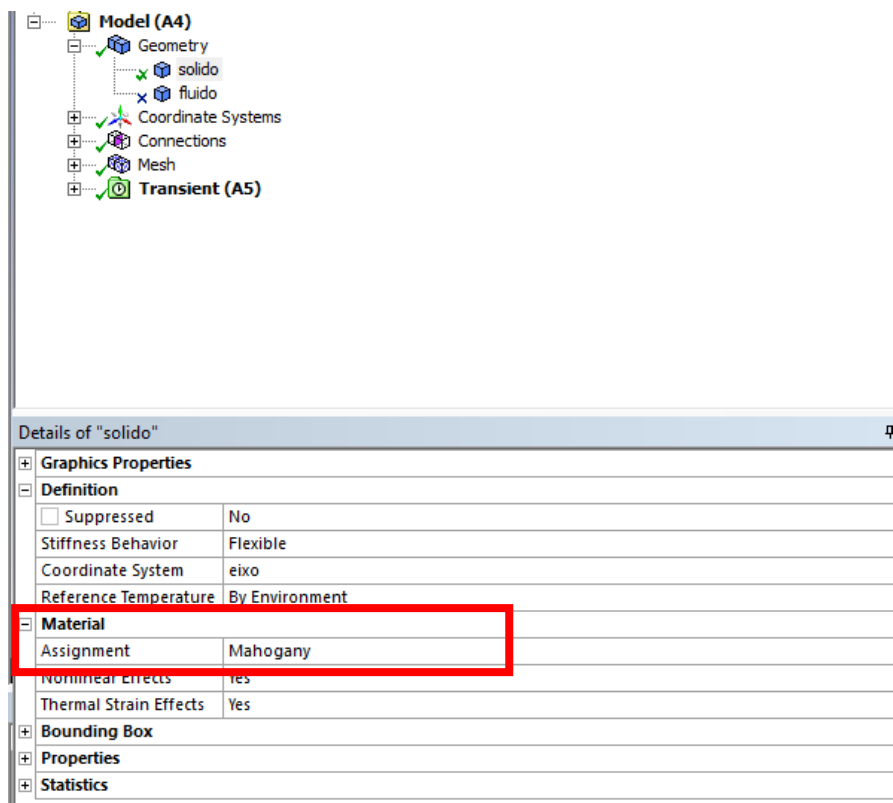
estrutura do problema, caso esteja resolvendo outra aplicação). Clique com o botão direito em Boolean1 e selecione *Generate*. Isso faz uma espécie de corte no domínio, exatamente na região ocupada pela estrutura. É imprescindível esse passo para definir posteriormente onde ocorre a interação fluido-estrutura. Salve o projeto e feche a seção Geometry.

## 2.2 Model

De volta ao workbench, abra o Model (A4). Em outline, abra Model (A4) > Geometry. Clique com o botão direito na parte do domínio e selecione *Supress Body*. Ele irá desaparecer e restará somente a asa (ou estrutura do problema).

Ainda em Model (A4) > Geometry, certifique-se de que a estrutura esteja com o material que foi criado e que esse material segue o sistema de coordenadas adequado.

**IMPORTANTE:** É necessário checar se de acordo com propriedades do material, é requerida a criação de um novo sistema de coordenadas. No caso da AGARD 445.6, uma das propriedades do mogno acompanha o eixo da envergadura. Porém a envergadura não acompanha o eixo x e foi necessário criar um eixo ao longo da envergadura.



Em *Model (A4) > Mesh*, é preciso configurar os parâmetros para a criação da malha. Isso vai de acordo com a geometria sendo trabalhada.

Em *Project > Model (A4) > Transient (A5) > Analysis Settings*, selecione:


Auto Time Stepping: Off

Define By: Time

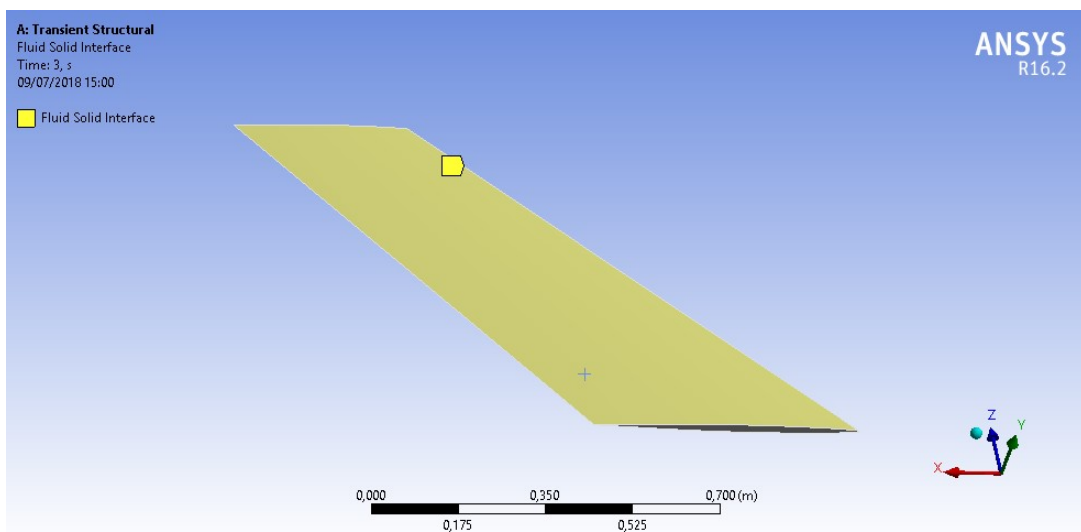
Step End Time: (Tempo em segundos de simulação)

Time Step: (Passo de tempo a ser empregado)

Details of "Analysis Settings"	
Step Controls	
Number Of Steps	1,
Current Step Number	1,
Step End Time	3, s
Auto Time Stepping	Off
Define By	Time
Time Step	2,5e-003 s
Time Integration	On

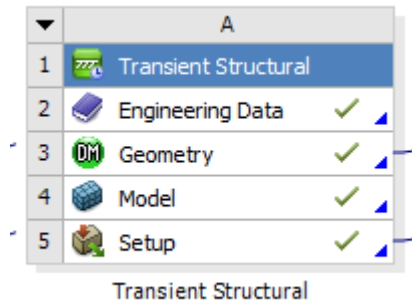
Em seguida, selecione o comando Face . Selecione as superfícies em que serão aplicadas as condições de contorno. No caso da AGARD, é engastada a raiz da asa. Com essa superfície selecionada, clique com o botão direito e selecione *Insert > Fixed Support*.

Selecione também as faces em que ocorre a interação fluido estrutura. E aplique os comandos *Insert > Fluid Solid Interface*



A aplicação de condições iniciais como força ou pressão fica a critério do usuário.

Salve o projeto e feche o módulo Model (A4). Certifique-se de que toda a caixa do **Transient Structural** esteja preenchida. Caso contrário, clique com o direito e selecione update nos módulos que não estiverem.




### 2.3 Fluid Flow (CFX)

De volta ao workbench, abra na caixa do Fluid Flow (CFX), o item Mesh (B3).

Em *Model (B3) > Geometry*, selecione a parte sólida e clique com o direito para selecionar Suppress Body. Dessa forma, sobra apenas a região fluida (com o recorte feito anteriormente).

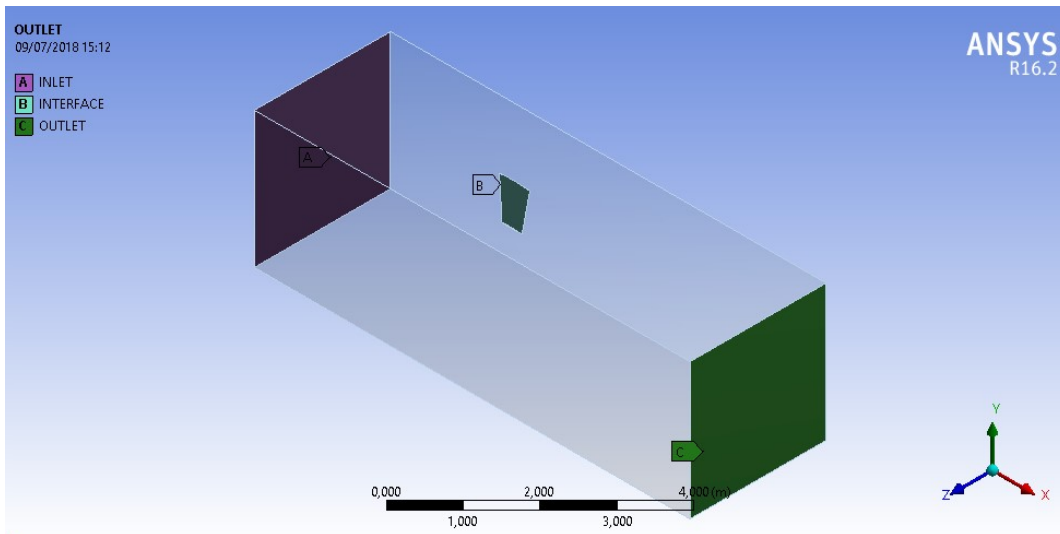
Em *Model (B3) > Mesh*, crie a malha para o fluido. Esse passo é altamente dependente da geometria a ser analisada.

Com a ferramenta Face , selecione as geometrias para definir as regiões de Inlet, Outlet e Interface.

INLET: Selecione a superfície, clique com o botão direito e selecione a opção Create Named Selection e dê o nome de INLET, clique em OK.

OUTLET: Selecione a superfície, clique com o botão direito e selecione a opção Create Named Selection e dê o nome de OUTLET, clique em OK.

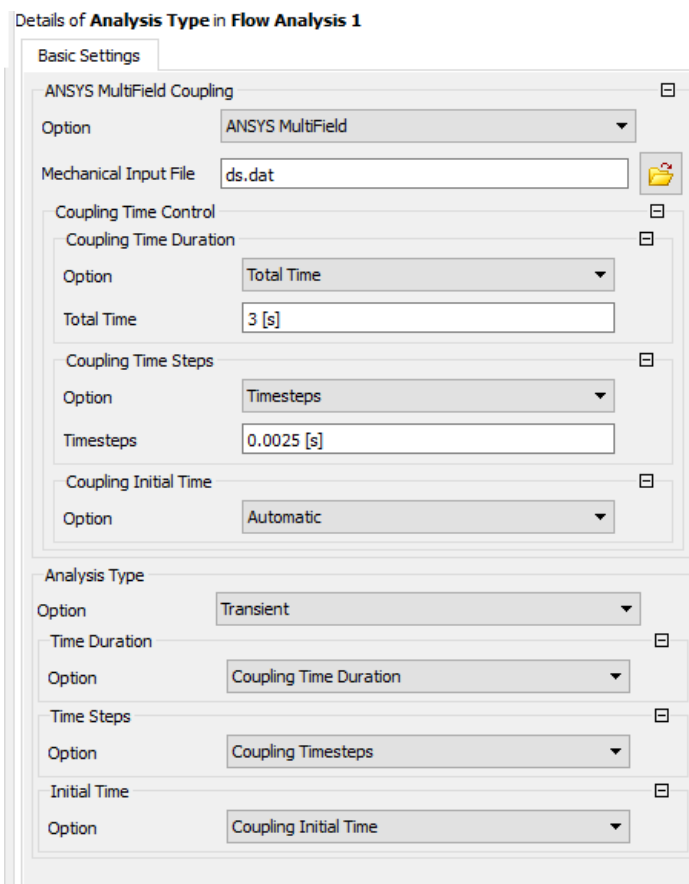
INTERFACE: Selecione as superfícies (a parte recortada do domínio que é ocupada pela asa, menos o engaste), clique com o botão direito e selecione a opção Create Named Selection e dê o nome de INTERFACE, clique em OK.



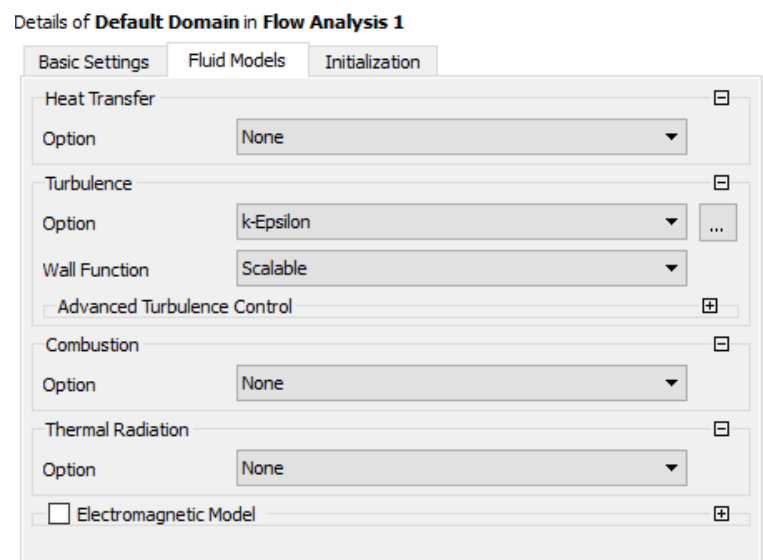
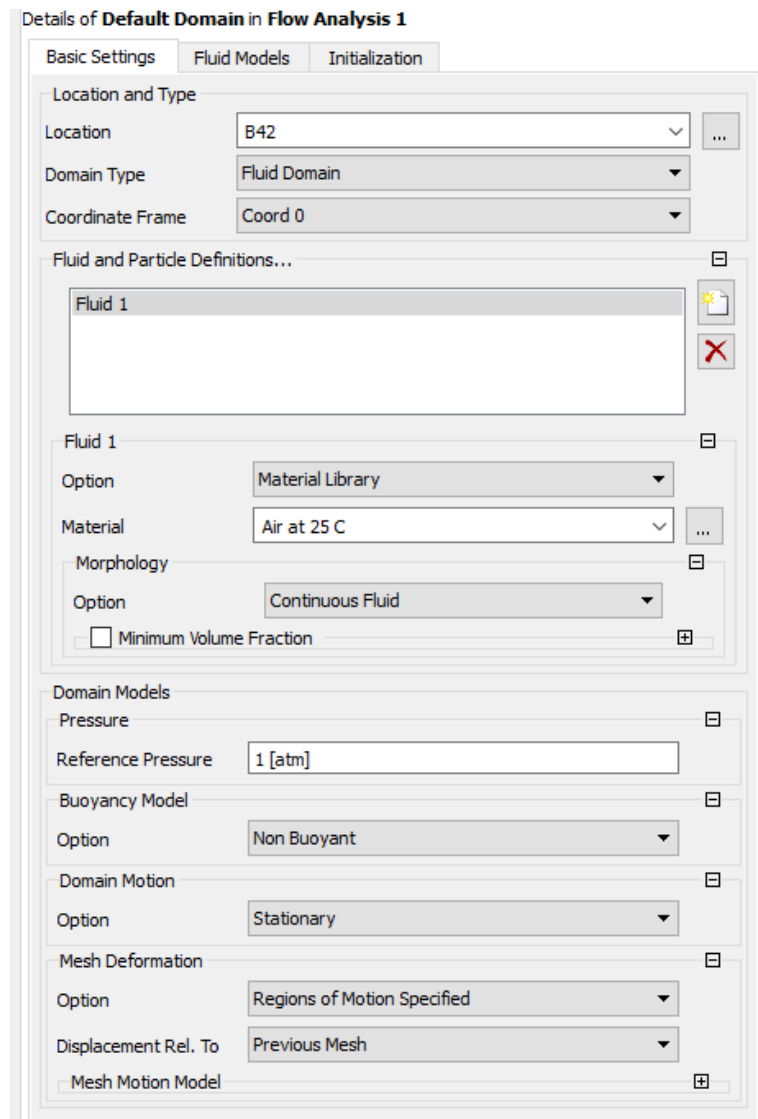
Salve e volte para o workbench.

Abra o item Setup (B4).

Em *Outline* > *Simulation* > *Flow Analysis 1* > *Analysis Type*, preencha o tempo de acordo com o que foi estabelecido no módulo estrutural.



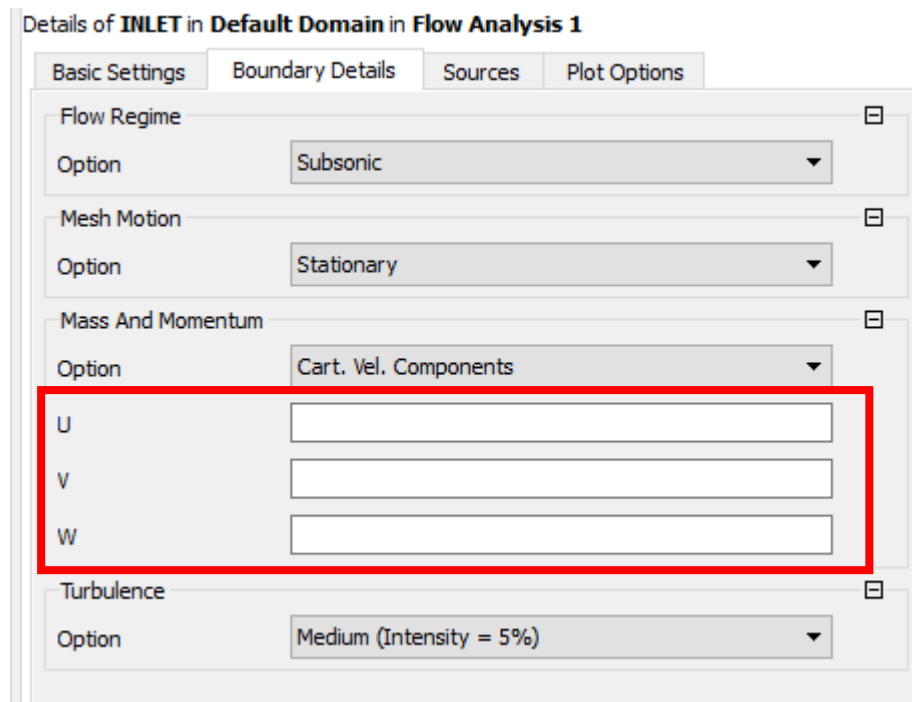
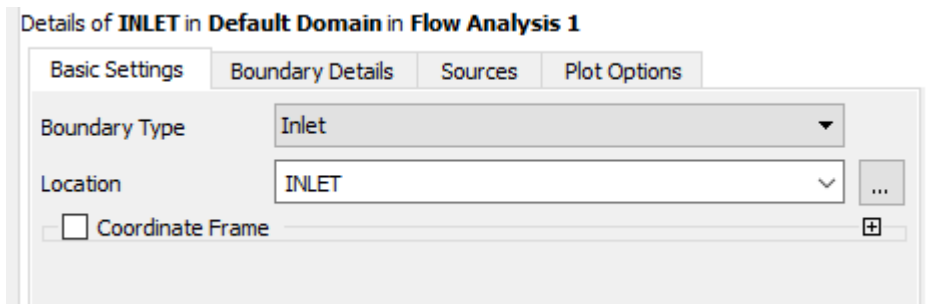
Em *Outline > Simulation > Flow Analysis 1 > Analysis Type > Default Domain* são definidas as configurações referentes ao fluido de trabalho.



Para cada região (INLET, OUTLET e INTERFACE), repita os procedimentos a seguir:

Em *Outline > Simulation > Flow Analysis 1 > Default Domain*, clique com o botão direito e selecione *Insert > Boundary*. Nomeie cada uma com o mesmo nome da região em questão.

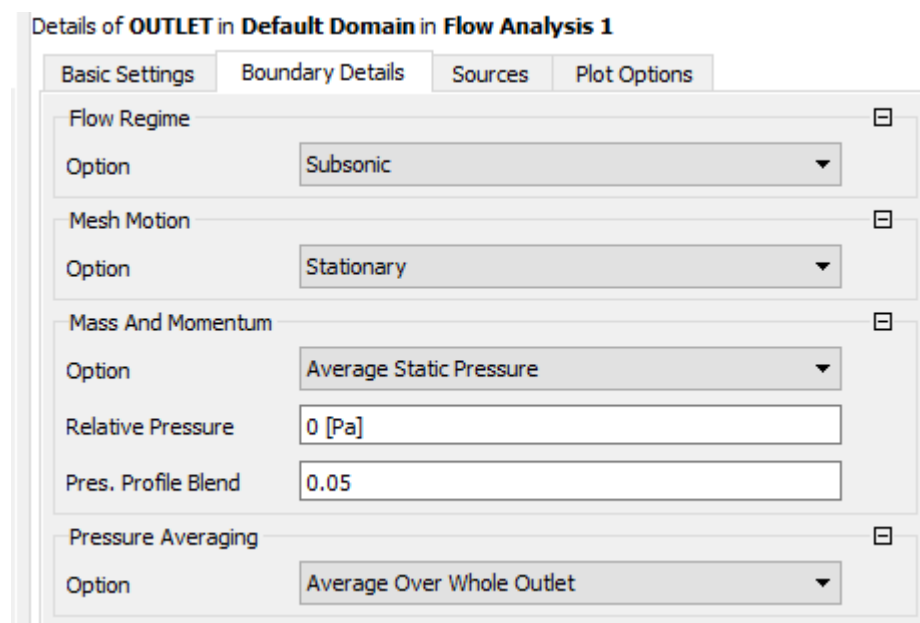
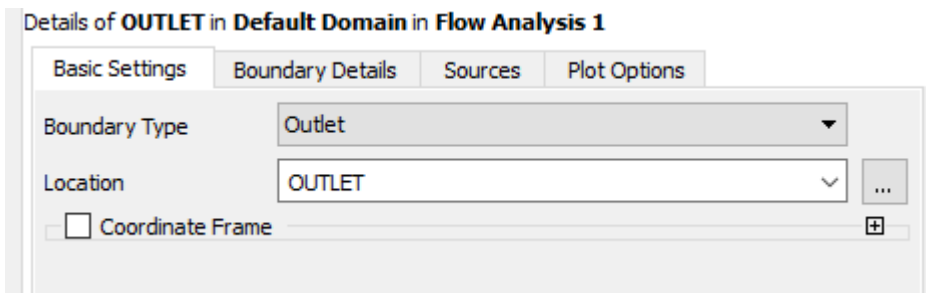
### Configurações do INLET



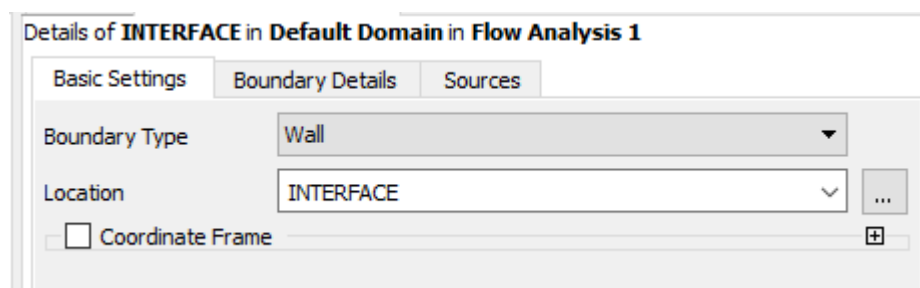
Na região destacada, insere-se as componentes de velocidade do escoamento em x, y e z.

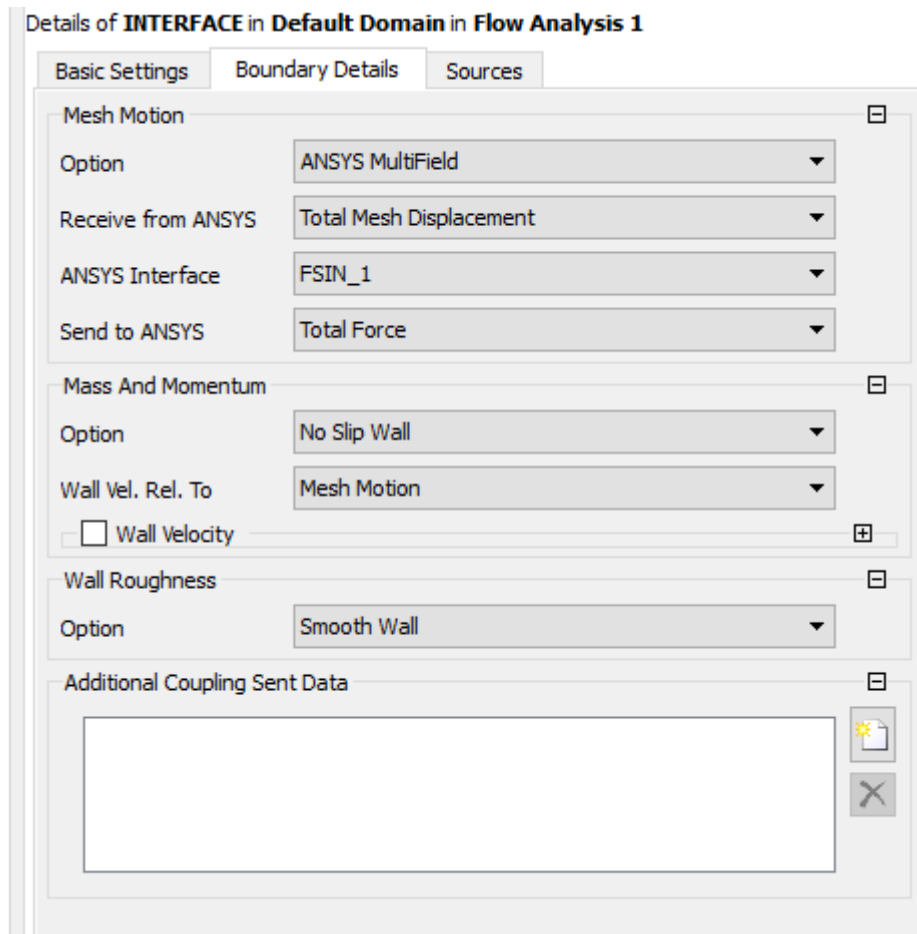


## Configurações do OUTLET




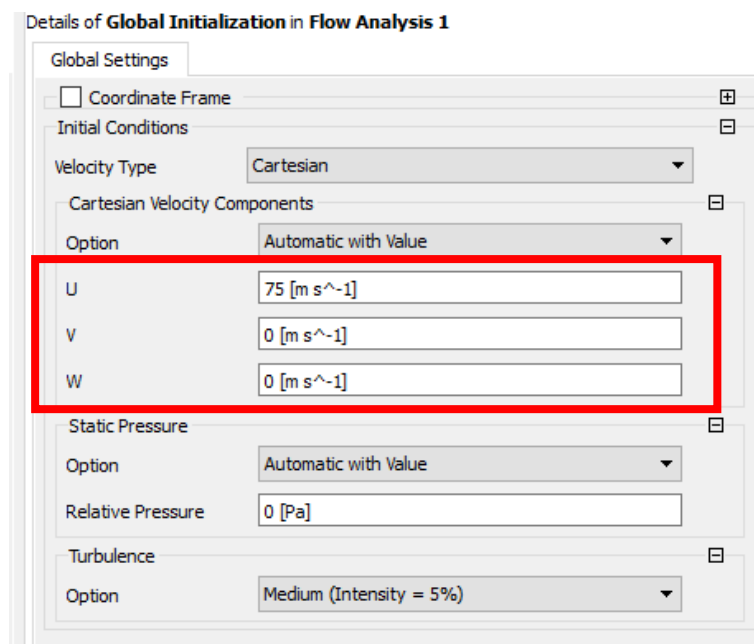
## Configurações do INTERFACE






Aplique as configurações e selecione OK.

Selecione Global Initialization  para definir os valores iniciais (da primeira iteração). Na região destacada, devem ser colocados os mesmos parâmetros do INLET.



Aplique as configurações e selecione OK.

Em Solver Control , são definidos os resíduos, ou seja, os controles e critérios de convergência.

Details of **Solver Control** in **Flow Analysis 1**

Basic Settings   Equation Class Settings   External Coupling   Advanced Options

Advection Scheme  
Option: High Resolution

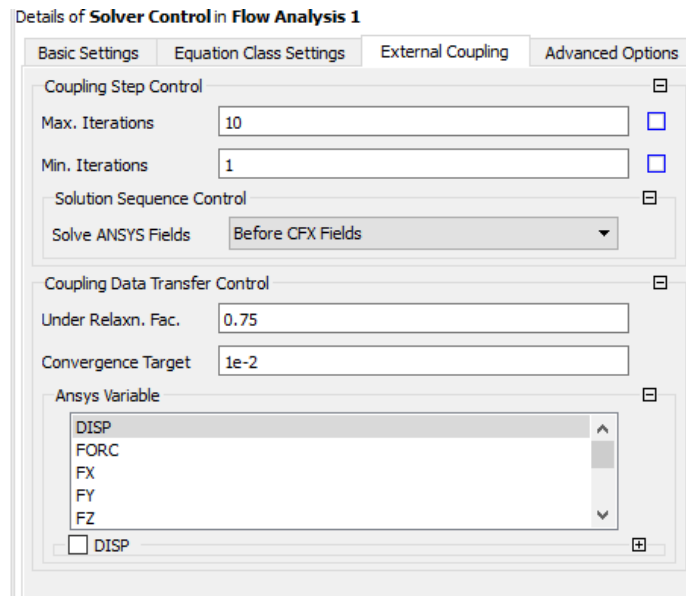
Transient Scheme  
Option: Second Order Backward Euler

Timestep Initialization  
Option: Automatic  
 Lower Courant Number  
 Upper Courant Number


Turbulence Numerics  
Option: First Order

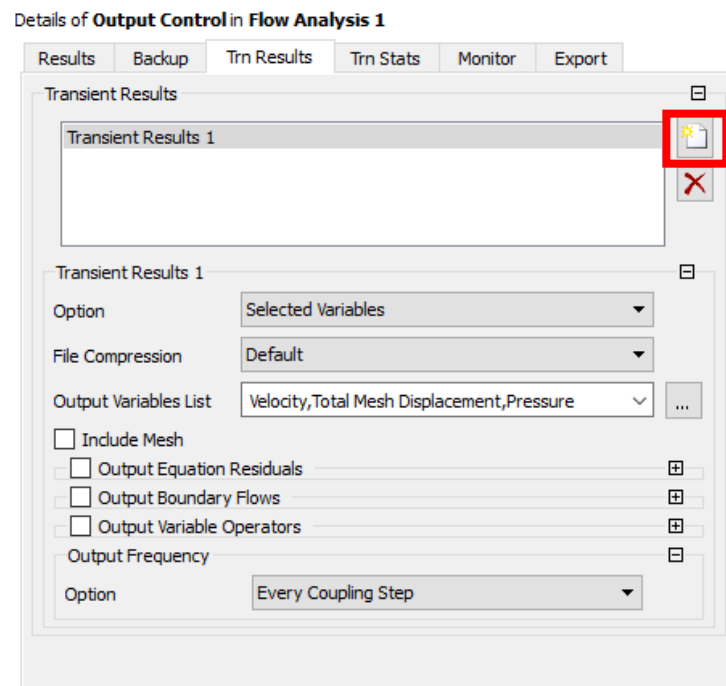
Convergence Control  
Min. Coeff. Loops: 1  
Max. Coeff. Loops: 5  
Fluid Timescale Control  
Timescale Control: Coefficient Loops

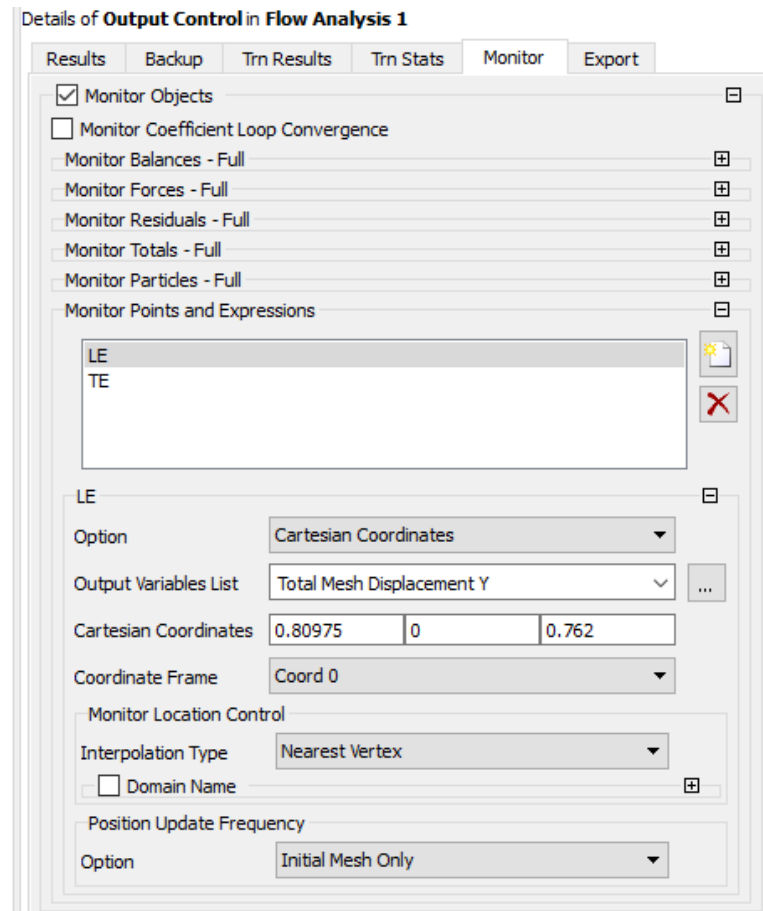
Convergence Criteria  
Residual Type: RMS  
Residual Target: 1.E-4  
 Conservation Target  
 Elapsed Wall Clock Time Control  
 Interrupt Control



Aplique as configurações e selecione OK.

Em output control  são definidos os pontos e variáveis que serão monitorados ao longo da simulação.





No caso da AGARD, foram estabelecidas as coordenadas do bordo de ataque e fuga da ponta da asa. Esses parâmetros ficam a critério do usuário, que define qual é a região de interesse para monitorar o deslocamento. Foi definido Total Mesh Displacement Y, pois desejava-se o deslocamento vertical.

Espera-se que todas as mensagens de alerta do CFX tenham desaparecido.

Salve o projeto e feche a janela, voltando para o workbench.

Abra o Módulo Solution (B5). Na janela Define Run que irá abrir:

Na aba Run Definition, selecione o Run Mode de acordo com seu computador (processamento serial ou Intel MPI Local Parallel com o número de processadores disponíveis em seu computador)

Na aba Initial Values, selecione a Initialization Option de Initial Conditions.

Clique em Start Run.

O gráfico de deslocamento será gerado. Para exportá-lo basta clicar com o direito e selecionar Export Plot Data. Dessa forma, pode-se levar os resultados para o MATLAB e começar as análises aeroelásticas.