



ANÁLISE SIMPLIFICADA DA INTERAÇÃO FLUIDO-ESTRUTURA DE SUPERFÍCIES DE SUSTENTAÇÃO

Augusto Cargini Morcelli^a; Alan Pitthan Couto^a; Jonas Müller Gonçalves^a; Marco Daniel de Freitas Awruch^a; Tiago dos Santos^a

[a] Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, Santa Maria, Rio Grande do Sul, Brasil

[a] Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, Santa Maria, Rio Grande do Sul, Brasil

Resumo: *Esse trabalho consiste na elaboração de uma rotina capaz de concatenar os efeitos aerodinâmicos e estruturais em uma análise simplificada de superfícies de sustentação, tais como asas e estabilizadores horizontais. Utilizando uma metodologia de elementos finitos para construção da malha estrutural baseada em vigas e um método estacionário de análise aerodinâmica utilizando painéis, é possível avaliar os efeitos vibracionais de baixa frequência que atuam sobre a estrutura. Obteve-se um método numérico capaz de parametrizar os efeitos estruturais de forma preliminar, identificando por exemplo, os modos de vibração da estrutura, suas frequências e verificando o comportamento da estrutura a partir de modificações advindas de efeitos aerodinâmicos.*

Palavras-chave: *Aeroelasticidade, Aerodinâmica, Estruturas, Vortex Lattice, Método Numérico.*

1. INTRODUÇÃO

Aeroelasticidade é a área do conhecimento na qual são estudadas as deformações de estruturas pela influência dos carregamentos dinâmicos em voo. A aeroelasticidade engloba os efeitos inerciais (dinâmica), estruturais (mecânica dos sólidos) e aerodinâmicos (mecânica dos fluidos) do voo de aeronaves. O chamado Diagrama de Collar ilustra sobreposição das cargas inerciais, aerodinâmicas e elásticas e seus respectivos efeitos na estrutura da aeronave, como demonstra a fig. 1 (Kalthof, 2014).

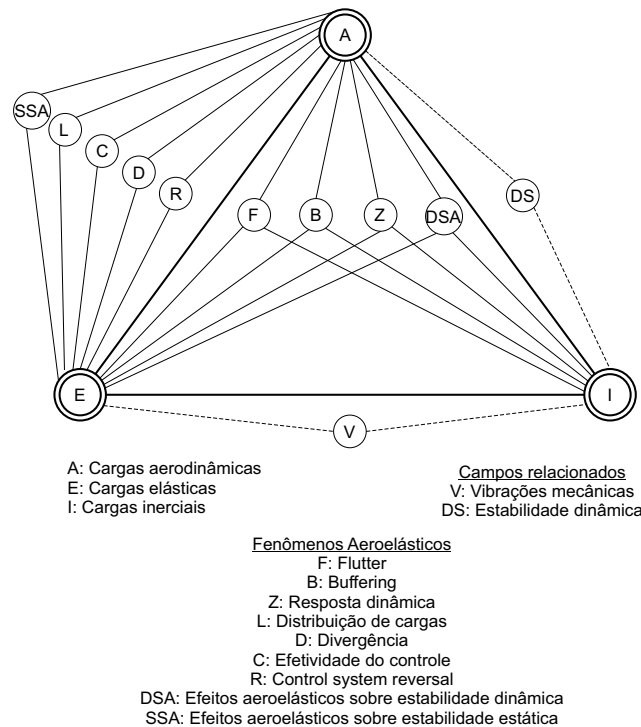


Figura 1. Diagrama de Collar. Adaptado de Bisplinghoff *et al.* (1955).

É comum na simulação de aeronaves admitir que a estrutura é rígida e a aeronave comporta-se como um corpo rígido visto que a maior parte de seus componentes não apresentarem grandes deformações. Todavia, dentro do cenário da indústria aeroespacial contemporânea, está sendo explorada a otimização multidisciplinar combinada com a aplicação de materiais compósitos avançados, o que pode conferir maior flexibilidade à estrutura de aeronaves. Desta forma, ocorre a interferência contínua entre deformações sofridas na estrutura e os carregamentos aerodinâmicos subsequentes, resultando em um sistema que encontra-se constantemente sob estado de alteração (Abbasi, 2010).

Assim, a compreensão da interdependência destes fatores e a formulação de métodos numéricos capazes de simular tais efeitos, tornam-se cruciais para a análise da integridade estrutural de aeronaves. Entretanto, a captação de efeitos dinâmicos sugere que os métodos utilizados também sejam dinâmicos, ou seja, a não estacionariedade de métodos aerodinâmicos. Para análises simplificadas, todavia, não é necessário este grau de precisão, uma vez que é possível utilizar metodologias estacionárias e obter precisão satisfatória em oscilações de baixa frequência (Kalthof, 2014).

Logo, o presente trabalho busca desenvolver um método numérico baseado em elementos finitos e *Vortex Lattice Method* para simular as interações da deformação estrutural com os carregamentos aerodinâmicos resultantes em estruturas de sustentação de uma aeronave. Desse modo, é possível identificar e reproduzir os efeitos aeroelásticos atuantes na aeronave durante o voo.

2. METODOLOGIA

2.1 Sistema de Coordenadas

Foi adotado um sistema de coordenadas padrão, de modo a utilizar os eixos referenciais nas análises seguintes. O eixo x consiste em uma linha imaginária que aponta do nariz para a cauda da aeronave, positivo em direção à cauda. O eixo y é paralelo à asa e positivo em direção à *Starboard* (semi asa direita). Por fim, o eixo z é sempre perpendicular à asa e positivo na direção do intradorso para o extradorso.

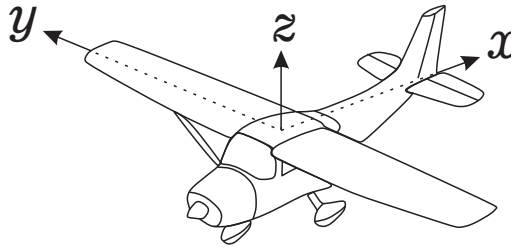


Figura 2. Sistema de eixos adotado.

2.2 Conceitos Estruturais

No que tange o modelo estrutural, foi utilizada uma rotina baseada em elementos finitos de vigas tridimensionais de modo a conceber as matrizes de massa e rigidez da estrutura. De modo geral, as matrizes de massa e rigidez são calculadas conforme a tabela 1. (Rao, 2008; Filho, 2013).

Tabela 1. Composição das Matrizes de interesse.

CASO	MASSA	RIGIDEZ
Axial	$m = \frac{\rho Al}{6} \begin{bmatrix} 2 & 1 \\ 1 & 2 \end{bmatrix}$	$k = \frac{EA}{l} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}$
Torção	$m = \frac{\rho Al}{6} \begin{bmatrix} 2 & 1 \\ 1 & 2 \end{bmatrix}$	$k = \frac{JG}{l} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}$
Flexão Z	$m = \frac{\rho Al}{420} \begin{bmatrix} 156 & 22l & 54 & -13l \\ 22l & 4l^2 & 13l & -3l^2 \\ 54 & 13l & 156 & -22l \\ -13l & -3l^2 & -22l & 4l^2 \end{bmatrix}$	$k = \frac{EI}{l^3} \begin{bmatrix} 12 & 6l & -12 & 6l \\ 6l & 4l^2 & -6l & 2l^2 \\ -12 & -6l & 12 & -6l \\ 6l & 2l^2 & -6l & 4l^2 \end{bmatrix}$

onde A é a área da seção transversal, l é o comprimento do elemento, J é o momento polar de inércia, ρ é a densidade do material, I é o momento de inércia, E é o módulo de elasticidade e G é o módulo de cisalhamento. De forma semelhante, as matrizes podem ser compostas relativas à flexão y .

2.3 Conceitos Aerodinâmicos

Para a análise dos carregamentos no modelo aerodinâmico, foi utilizado o *Vortex Lattice Method* onde a asa é discretizada em um número finito de painéis atrelados a vórtices ferradura, de forma a obter as forças que atuam sobre a estrutura durante as condições de voo impostas (Bertin e Cummings, 2014). Para este trabalho será considerado o caso estacionário, portanto deve-se assumir que as oscilações que ocorrem nas superfícies são de baixa frequência uma vez que não é intuito do trabalho identificar os limites de instabilidade (Kalthof, 2014).

O *VLM* consiste na divisão da superfície de sustentação em painéis ferradura, onde cada vórtice ferradura é subdividido em 3 segmentos distintos: \overline{AB} , A_∞ e B_∞ . Esses dois últimos são linhas que partem dos pontos $A(x_{1n}, y_{1n}, z_{1n})$ e $B(x_{2n}, y_{2n}, z_{2n})$ e vão para o infinito na direção x , respectivamente. Dessa forma, um filamento de vortex \overline{AB} com intensidade Γ_n induz uma velocidade em um ponto $C(x, y, z)$ tal que:

$$\vec{V}_{AB} = \frac{\Gamma_n}{4\pi} \{Fac1_{AB}\} \{Fac2_{AB}\} \quad (1)$$

onde

$$Fac1_{AB} = \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|} \quad Fac2_{AB} = \left(\vec{r}_0 \cdot \frac{\vec{r}_1}{r_1} - \vec{r}_0 \cdot \frac{\vec{r}_2}{r_2} \right) \quad (2)$$

onde \vec{r}_0 , \vec{r}_1 e \vec{r}_2 representam os vetores \overline{AB} , \overline{AC} e \overline{BC} , respectivamente, como demonstra a fig. 3.

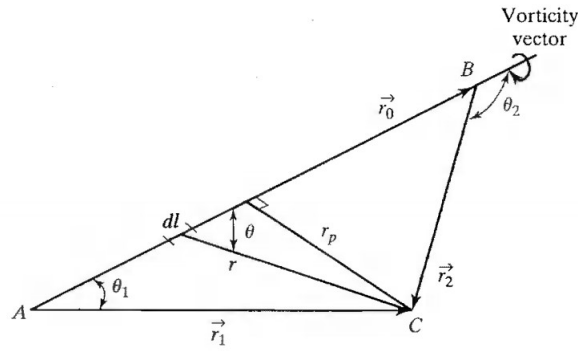


Figura 3. Sistema de vórtice e vetores distância. Retirado de Bertin e Cummings (2014).

Para os demais segmentos de vórtices, as velocidades induzidas pelas linhas de vórtice A_∞ e B_∞ são calculadas de forma:

$$\vec{V}_{A_\infty} = \frac{\Gamma_n}{4\pi} \left\{ \frac{(z - z_{1n})\hat{j} + (y_{1n} - y)\hat{k}}{[(z - z_{1n})^2 + (y_{1n} - y)^2]} \right\} \cdot \left[1 + \frac{x - x_{1n}}{\sqrt{(x - x_{1n})^2 + (y - y_{1n})^2 + (z - z_{1n})^2}} \right] \quad (3)$$

$$\vec{V}_{B_\infty} = -\frac{\Gamma_n}{4\pi} \left\{ \frac{(z - z_{2n})\hat{j} + (y_{2n} - y)\hat{k}}{[(z - z_{2n})^2 + (y_{2n} - y)^2]} \right\} \cdot \left[1 + \frac{x - x_{2n}}{\sqrt{(x - x_{2n})^2 + (y - y_{2n})^2 + (z - z_{2n})^2}} \right] \quad (4)$$

A velocidade total induzida em um determinado ponto C pelos vórtices ferradura para o n -ésimo painel de vórtices é a soma das componentes anteriores. Logo, definindo o ponto $C(x, y, z)$ como o ponto de controle do m -ésimo painel, com coordenadas (x_m, y_m, z_m) , têm-se a velocidade induzida pelos $2N$ vórtices no m -ésimo ponto de controle:

$$\vec{V}_m = \sum_{n=1}^{2N} \vec{C}_{m,n} \vec{\Gamma}_n \quad (5)$$

Para calcular a intensidade dos vórtices (Γ_n), é necessária a imposição da condição de tangencialidade do fluxo. Ou seja, a superfície é uma linha de corrente onde o fluxo resultante é tangente à mesma em todos os pontos de controle. Assim, têm-se que:

$$-u_m \sin \delta \cos \phi - v_m \cos \delta \sin \phi + w_m \cos \phi \cos \delta + U_\infty \sin(\alpha - \delta) \cos \phi = 0 \quad (6)$$

Logo, é possível identificar a sustentação atuando no n -ésimo painel:

$$l_n = \rho_\infty U_\infty \Gamma_n \quad (7)$$

E por fim, a sustentação atuando na asa, considerando que o fluxo é simétrico:

$$L = 2 \int_0^{0.5b} \rho_\infty U_\infty \Gamma(y) dy = 2\rho_\infty U_\infty \sum_{n=1}^N \Gamma_n \Delta y_n \quad (8)$$

2.4 Integração numérica: Método de Newmark

O método de *Newmark* foi utilizado para calcular os deslocamentos, velocidade e aceleração dos nós da estrutura. A rotina de *Newmark* será responsável pelo incremento de tempo, utilizando-se dos dados oriundos das rotinas estruturais e aerodinâmicas.

A aceleração no tempo t_0 é calculada por:

$$\ddot{\vec{x}}_0 = [m]^{-1}(\vec{F}_0 - [c]\dot{\vec{x}}_0 - [k]\vec{x}_0) \quad (9)$$

Encontra-se a posição em t_{i+1} da forma:

$$\vec{x}_{i+1} = \left[\frac{1}{\alpha_N(\Delta t)^2}[m] + \frac{\beta}{\alpha_N\Delta t}[c] + [k] \right]^{-1} \times \left\{ \vec{F}_{i+1} + [m]\psi_1 + [c]\psi_2 \right\} \quad (10)$$

onde

$$\psi_1 = \left(\frac{1}{\alpha_N(\Delta t)^2}\vec{x}_i + \frac{1}{\alpha_N\Delta t}\dot{\vec{x}}_i + \left(\frac{1}{2\alpha_N} - 1 \right) \ddot{\vec{x}}_i \right) \quad (11)$$

e

$$\psi_2 = \left(\frac{\beta}{\alpha_N\Delta t}\vec{x}_i + \left(\frac{\beta}{\alpha_N} - 1 \right) \dot{\vec{x}}_i + \left(\frac{\beta}{\alpha_N} - 2 \right) \frac{\Delta t}{2} \ddot{\vec{x}}_i \right) \quad (12)$$

Os valores de α_N e β são parâmetros do método e podem ser ajustados para se obter uma maior acurácia e estabilidade nas respostas. Para as análises subsequentes, foram adotados os valores 0.25 e 0.5 para α_N e β , respectivamente. Por fim, encontra-se a aceleração e a velocidade em t_{i+1} , respectivamente:

$$\ddot{\vec{x}}_{i+1} = \frac{1}{\alpha_N(\Delta t)^2}(\vec{x}_{i+1} - \vec{x}_i) - \frac{1}{\alpha_N\Delta t}\dot{\vec{x}}_i - \left(\frac{1}{2\alpha_N} - 1 \right) \ddot{\vec{x}}_i \quad (13)$$

$$\dot{\vec{x}}_{i+1} = \dot{\vec{x}}_i + [(1 - \beta)\ddot{\vec{x}}_i + \beta\ddot{\vec{x}}_{i+1}]\Delta t \quad (14)$$

2.5 Interação Fluido-Estrutura

Para a interação entre a estrutura e forças aerodinâmicas existem duas metodologias predominantes: particionada e monolítica. Na metodologia particionada modelos separados são utilizados para solução das equações e os dados são transferidos entre estes durante a análise. No caso monolítico, todas as equações são resolvidas de forma simultânea para cada intervalo de tempo. Devido o escopo deste projeto, a metodologia particionada foi escolhida, simplificando a análise e possibilitando a implementação computacional facilitada bem como custo computacional reduzido. Entretanto, para determinados casos a implementação particionada se mostra instável enquanto a metodologia monolítica se mostra incondicionalmente estável (Kalthof, 2014).

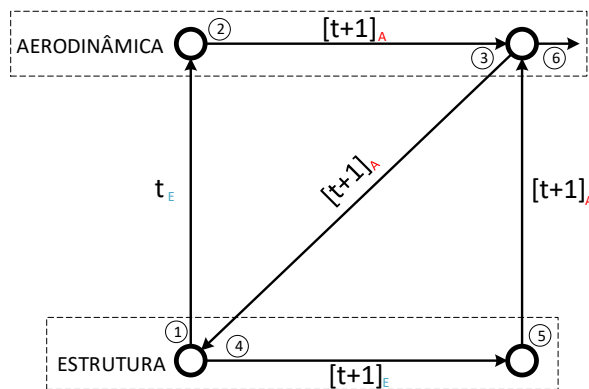


Figura 4. Método Particionado.

De uma forma geral, a partir da metodologia partionada, o modelo estrutural gera como dado de entrada para a rotina aerodinâmica as condições iniciais da estrutura, em $t = 0$. Então, o modelo aerodinâmico avança para $t = t + 1$ e determina os carregamentos impostos sobre a estrutura, retornando estes dados para o modelo estrutural, que então avança para $t = t + 1$ e repassa para a aerodinâmica um modelo distorcido de estrutura, recomeçando o *loop* de retroalimentação entre os modelos, como demonstra a fig. 4.

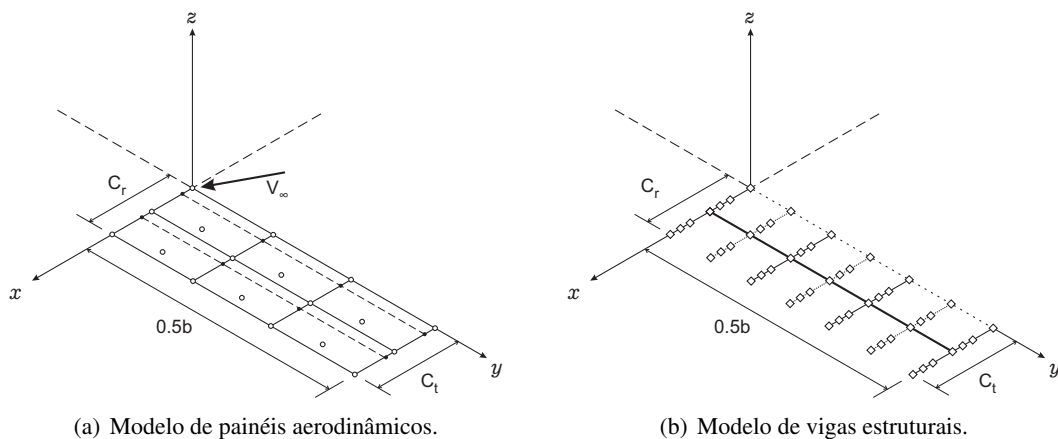


Figura 5. Malhas utilizadas na interação fluido-estrutura.

A malha estrutural é composta de nós e elementos de ligação, onde a linha central com espessura superior representa uma longarina estrutural, que possui propriedades de material (módulo de elasticidade, cisalhamento e massa específica) e propriedades geométricas (área e momentos de inércia). Além disso, as linhas paralelas ao eixo x são nervuras, onde cada nervura representa o fim ou início de um painel aerodinâmico ou a linha central (paralela à x) do painel.

As nervuras no centro de cada painel foram utilizadas unicamente para transmissão de deslocamentos para a longarina. Uma vez que as forças resultantes do VLM estão localizadas no centro do painel relativo ao eixo x é necessário que haja um nó em tal ponto para a transferência da força. Dessa forma, as nervuras possuem módulo de elasticidade muito alto e massa desprezível.

Ressalta-se ainda a sobreposição entre as malhas onde em determinados nós estruturais haverá um correspondente ponto aerodinâmico, como ocorre nas extremidades do painel e no ponto de $3/4$ da corda do painel, representada em cada painel como uma linha pontilhada paralela ao eixo y . A fig. 6 (a) indica a sobreposição das malhas e a fig. 6 (b) demonstra a característica de um único painel com sobreposição, onde a linha pontilhada paralela ao eixo x corresponde à nervura de transmissão de deslocamento. Os pontos onde há losango e círculo sobrepostos correspondem ao nó compartilhado entre as malhas.

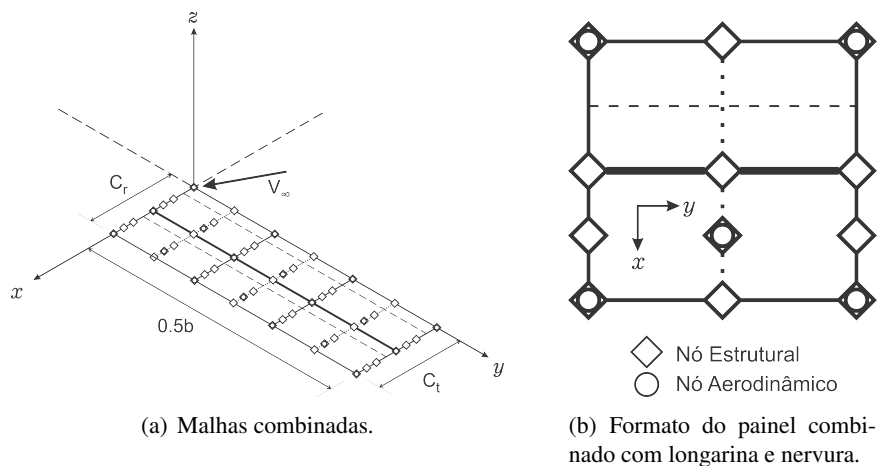


Figura 6. Sobreposição entre malhas.

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

3.1 Configuração de Simulação

De modo a comparar os resultados do método, foi utilizada uma configuração padrão inicial de superfície de sustentação. Dessa forma, os valores de interesse utilizados estão dispostos na tabela 2.

Tabela 2. Parâmetros utilizados na simulação.

Dados Estruturais			Dados Aerodinâmicos	
	Nervuras	Longarinas	NC	5
E	2000 GPa	210 GPa	NL	5
G	900 GPa	90 GPa	α	2°
ρ	1 kg/m ³	7860 kg/m ³	Λ_{LE}	0
A	0.7854 m ²		δ	0
I_y	0.0491 m ⁴		C_r	1.5 m
I_z	0.0491 m ⁴		C_t	1.5 m
I_p	0.0982 m ⁴		b	10 m
			U_∞	40 m/s

Relativo aos dados estruturais, E é o módulo de elasticidade, G é o módulo de cisalhamento, ρ é a densidade do material, A é a área da seção transversal, e I_y, I_z, I_p indicam os momentos de inércia. Quanto a aerodinâmica, NC é o número de painéis em meia envergadura, NL é o número de painéis ao longo da corda, α é o ângulo de ataque, Λ_{LE} é o ângulo de enflechamento medido com relação ao bordo de ataque da asa, C_r é a corda na raiz, C_t o ângulo na ponta da asa, δ é o ângulo de diedro, b é a envergadura e U_∞ é a velocidade do escoamento.

As simulações foram realizadas considerando tempo final $t = 1s$ e passo $\Delta t = 0.0005s$. Para as configurações geométricas adotadas para a simulação, a fig. 7 ilustra as malhas aerodinâmica e estrutural geradas em MATLAB.

Como pode ser visto na malha aerodinâmica (fig. 7a), os pontos localizados na superfície dos painéis simbolizam os pontos de controle enquanto as linhas tracejadas representam os filamentos de vórtice utilizados na formulação teórica do VLM. Ainda, na plotagem da malha estrutural (fig. 7b) é possível localizar os nós sobrepostos entre ambas as malhas, os quais aparecem circulos na imagem. Para parte das análises descritas na seção seguinte, são utilizados os nós 187, 235 e 239 para vias de comparação, onde suas localizações relativas na estrutura são ilustradas de acordo com a fig. 8. Os nós 187 e 235 situam-se próximo da meia corda da asa e o nó 239 próximo ao bordo de fuga.

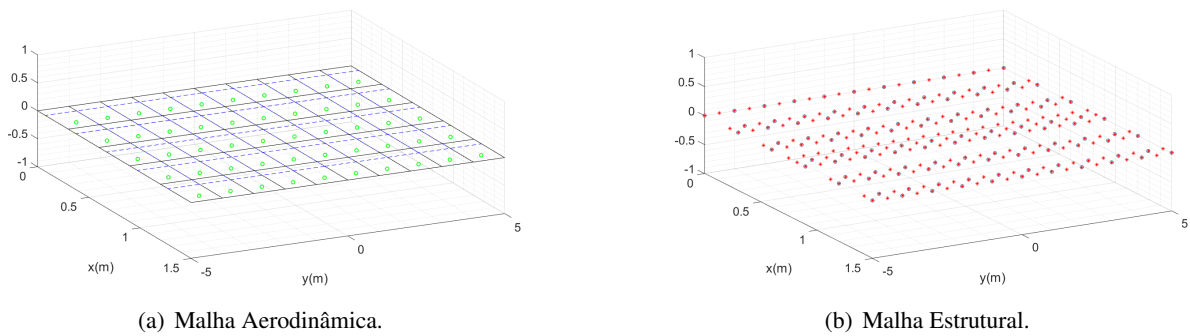


Figura 7. Malhas Geradas.

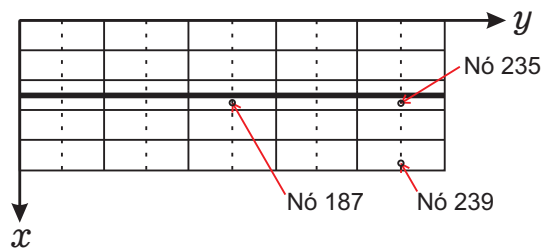


Figura 8. Nós utilizados nas comparações.

3.2 Frequências e Modos de Vibração

Os primeiros resultados analisados para a simulação consistem nas frequências naturais da estrutura, obtidas à partir das matrizes modais. Posteriormente estes valores foram verificados utilizando o *software* ABAQUS CAE onde a mesma estrutura foi modelada. Os resultados obtidos numericamente e por meio do ABAQUS são mostrados abaixo:

Tabela 3. Comparação de Frequências Naturais Numéricas e do ABAQUS.

Modo de Vibração	Frequência Numérica	Frequência ABAQUS
1-4	28.8075 Hz	28.39 Hz
5-8	169.3109 Hz	161.42 Hz
9-10	181.2227 Hz	182.67 Hz

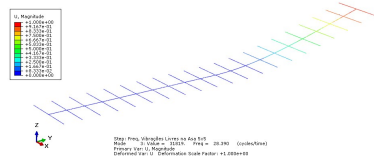
Como pode ser observado, para os primeiros dez modos de vibração, a aproximação numérica para os valores das frequências está de acordo com os valores encontrados no ABAQUS.

Os primeiros quatro modos de vibração possuem frequências iguais, por isso constituem o primeiro conjunto de modos. Isso se dá devido a simetria das semi asas, onde a nervura central foi fixada com relações de engaste, logo ocorre uma divisão nos efeitos que ocorrem para a asa esquerda e direita. Esses quatro modos referem-se ao primeiro modo de flexão da estrutura.

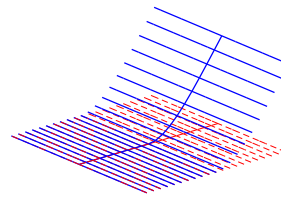
Para o segundo conjunto de modos, formado do quinto ao oitavo, a estrutura também apresentará valores de frequências muito próximos. Vê-se que esse conjunto refere-se ao segundo modo de flexão. O último conjunto compreende os modos 9 e 10. Visualmente percebe-se que eles referem-se aos modos de torção da estrutura, possuindo apenas simetria ao longo da semi asa, o que justifica o conjunto contar com somente dois modos, ao invés de quatro como os anteriores. Para facilitar a visualização, um modo de cada conjunto é apresentado na fig. 9.

3.3 Histórico de Deformações

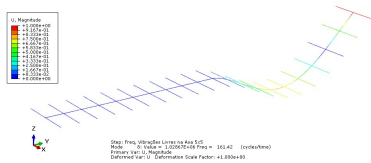
Fazendo o uso das mesmas configurações de simulação que constam na tabela 2 , pode-se demonstrar o comportamento da estrutura ao longo do tempo, separando a análise em instantes de tempo diferentes. Assim, o resultado encontrado foi inserido na tabela 4. Em virtude da grandeza dos deslocamentos ser muito pequena,



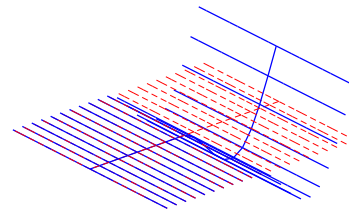
(a) Primeiro modo de flexão ABAQUS.



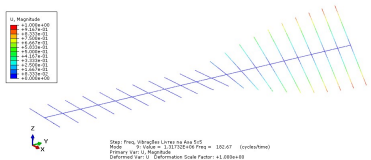
(b) Primeiro modo de flexão rotina numérica.



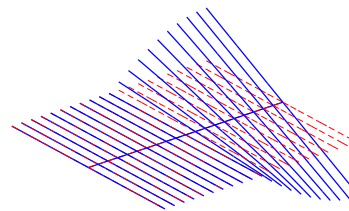
(c) Segundo modo de flexão ABAQUS.



(d) Segundo modo de flexão rotina numérica.



(e) Primeiro modo de torção ABAQUS.



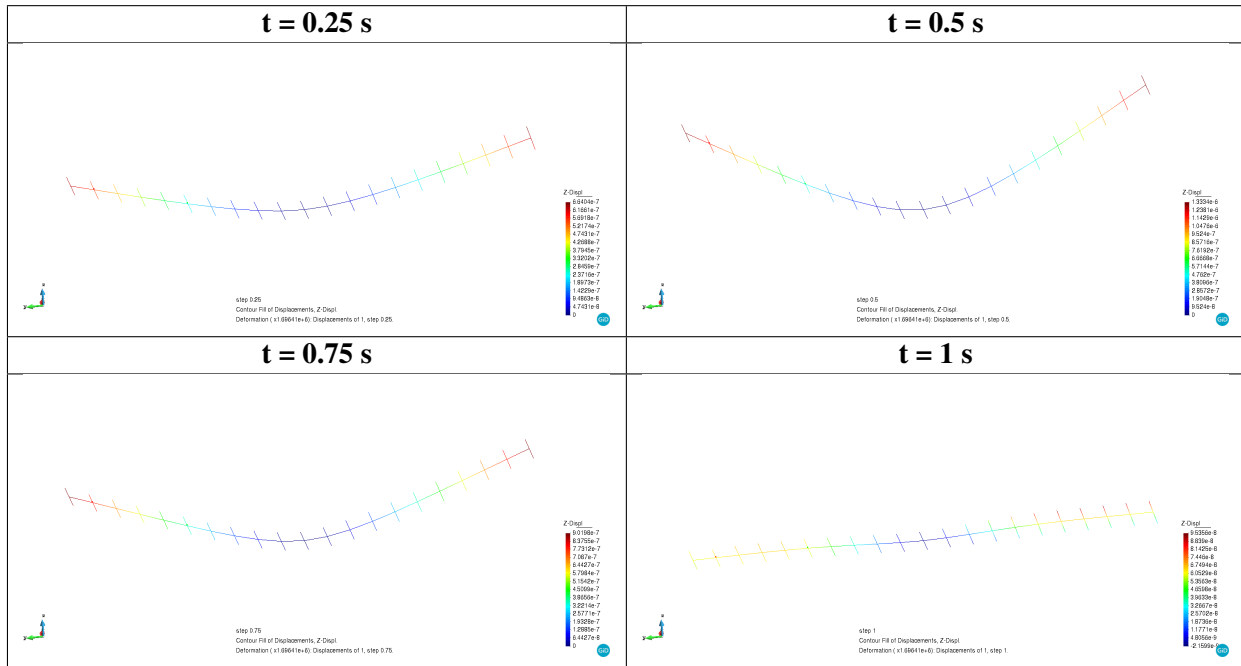
(f) Primeiro modo de torção rotina numérica.

Figura 9. Modos de Vibração.

colocou-se um fator de escala, cujo valor durante essa análise é equivalente a $1.69641e6$.

No momento inicial da simulação ($t = 0s$), a asa estará na configuração indeformada, por isso omitiu-se essa configuração. Os tempos foram escolhidos de forma a serem igualmente espaçados e ser possível demonstrar que a estrutura não diverge. Entretanto, ao observar o movimento de deformação do tempo inicial ao final, percebe-se claramente um movimento ritmado. Esse movimento é semelhante a um "bater de asas", visto que ambas as semi asas se deformam para cima e para baixo continuamente.

Tabela 4. Estrutura deformada ao longo do tempo.



3.4 Deslocamentos Verticais

Após, foi realizado o monitoramento do deslocamento vertical de três nós da malha estrutural, cuja posição com relação a semi asa e corda variam. Os nós possuem as mesmas coordenadas dos respectivos pontos de controle da malha aerodinâmica, onde as forças calculadas pelo *VLM* estão diretamente aplicadas. A tabela 5 apresenta suas coordenadas.

Tabela 5. Nós selecionados para monitoramento de deflexões verticais.

Nó	x	y
239	1.425 m	4.5 m
235	0.825 m	4.5 m
187	0.825 m	2.5 m

Esses três pontos foram escolhidos para se analisar a deflexão próximo da extremidade e centro da semi asa. Também, para analisar a torção na mesma nervura. Para fins de visualização, foram plotados os valores para tempo final de $t = 0.5s$ na fig. 10.

Assim, analisando os três nós, é possível perceber que quanto mais afastado do centro da asa (ou extremidade fixada da semi asa), maiores serão os deslocamentos. Também, para os dois nós da mesma nervura, é notável a coincidência entre suas curvas, o que permite concluir que os efeitos de torção não serão muito acentuados. Os máximos deslocamentos de cada nó ao longo do eixo Z, para o tempo de simulação total, são apresentadas na tabela 6.

Tabela 6. Deflexão máxima dos nós selecionados.

Nó	z_{max} positivo	z_{max} negativo
239	1.192e-06 m	-2.48125e-08 m
235	1.18949e-06 m	-2.54008e-08
187	5.0328902e-07 m	-4.23383e-10 m

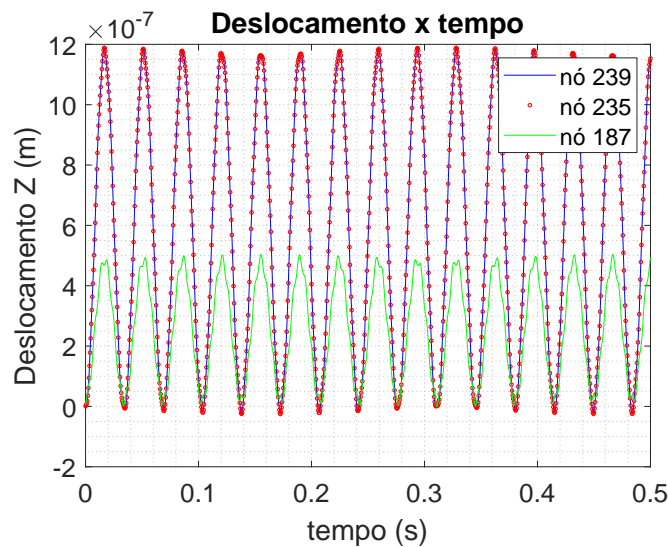


Figura 10. Histórico dos deslocamentos dos três nós selecionados.

3.5 Força ao Longo da Asa

De forma a analisar e validar a distribuição de sustentação ao longo da asa, plotou-se em forma de gráfico os valores de sustentação calculados para cada ponto de controle, que pode ser visto na fig. 11.

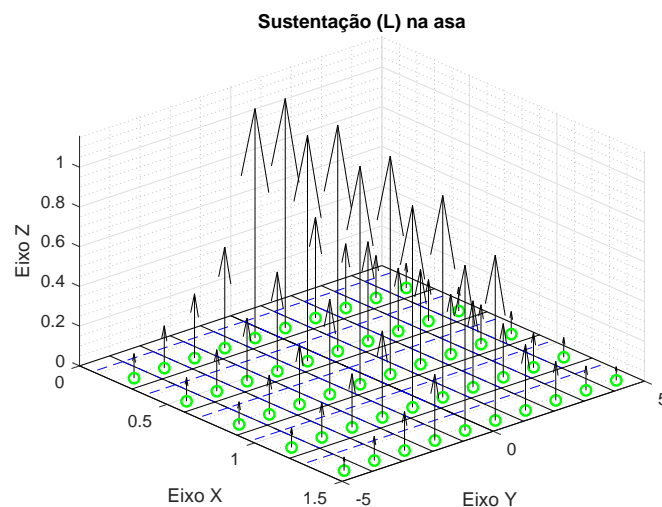


Figura 11. Sustentação aplicada nos pontos de controle.

Analisando a figura, percebe-se que a sustentação nas pontas da asa são menores do que se comparadas com o centro, o que condiz o esperado do método. Também, nota-se a diminuição da força aplicada ao longo da corda, sendo maior no bordo de ataque e menor no bordo de fuga. Concluiu-se que isso se dá devido a influência dos vórtices do método *VLM*.

3.6 Forças Aplicadas

Verificando o histórico do deslocamento (fig. 10) da força nos nós da estrutura (fig. 12), é possível perceber que a deformação acompanha a força de maneira proporcional. Também, é possível perceber que nos três nós os vales e cristas situam-se no mesmo tempo, tanto para a análise de forças quanto de deslocamentos.

Nota-se que a força é maior quanto mais próximo do centro da asa, de acordo com o formato parabólico da distribuição de sustentação, o que se reflete também no deslocamento. Também, percebe-se uma diminuição considerável do valor do centro da corda até o bordo de fuga.

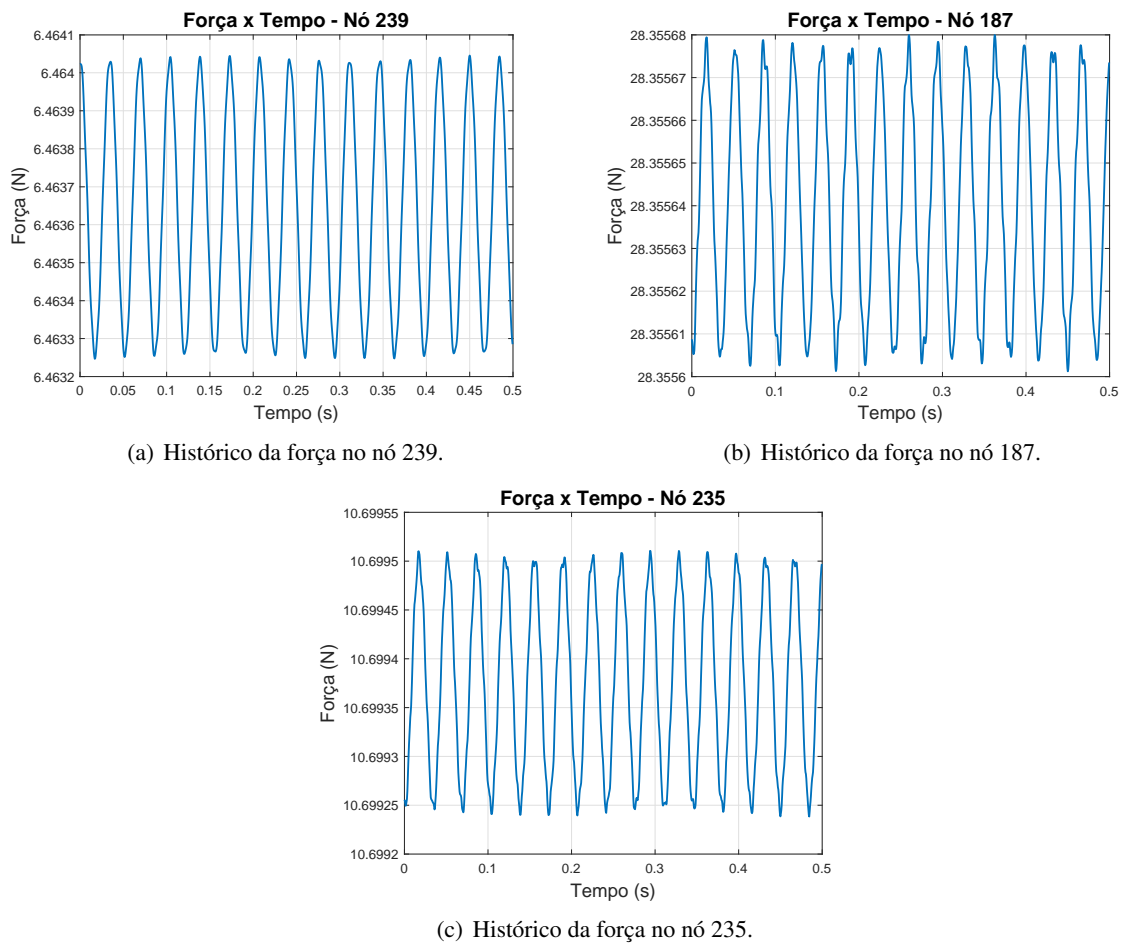


Figura 12. Histórico de Forças.

3.7 Torção

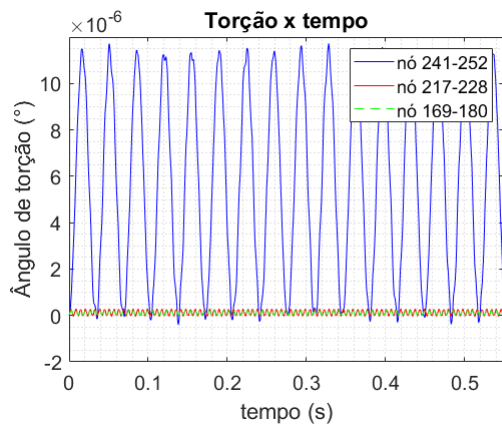
Para o monitoramento da torção na asa, foram selecionados nós localizados nos bordos de ataque e fuga em algumas das nervuras. A tabela 7 ilustra os conjuntos de nós selecionados e sua respectiva posição ao longo da envergadura.

Tabela 7. Nós selecionados para monitoramento da torção.

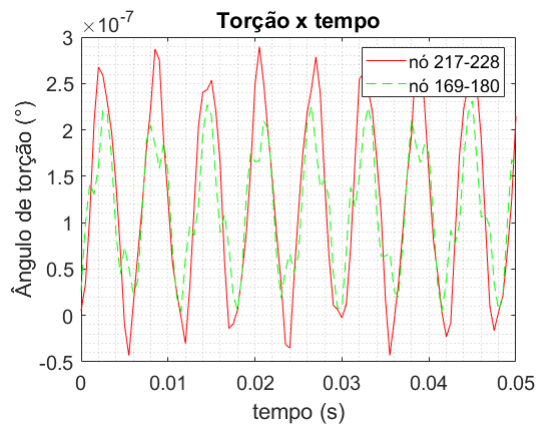
Nós	y
241-252	5 m
217-228	4 m
169-180	2 m

A torção é descrita de acordo com a diferença nas deflexões verticais descritas pelos nós em ambas as extremidades da mesma nervura. A fig. 13 mostra a variação do ângulo de torção ao longo do tempo para cada seção da asa analisada.

Analisando a fig. 13, como esperado, os maiores valores de torção são vistos para a ponta da asa. A grandeza dos ângulos observados permite concluir mais uma vez que os efeitos da torção, até mesmo na ponta da asa, serão muito pequenos. Ainda, para as demais nervuras analisadas há um considerável decréscimo na magnitude da torção na qual em ambas permanece praticamente o mesmo valor.



(a) Histórico de torção em todos os nós.



(b) Histórico de torção nos nós mais internos.

Figura 13. Monitoramento da Torção.

3.8 Histórico de Deformações Relativo ao Ângulo de Ataque

Analisando a variação da estrutura de acordo com o ângulo de ataque imposto à superfície, é possível identificar que o deslocamento aumenta para ângulos de ataques maiores. Logo, com o aumento do ângulo de ataque ocorre um aumento na sustentação, consequentemente, deformando de forma mais intensa a estrutura. A fig. 14 demonstra este comportamento para o mesmo fator de escala usado anteriormente e um mesmo tempo ($t=0.5$ s) de simulação.

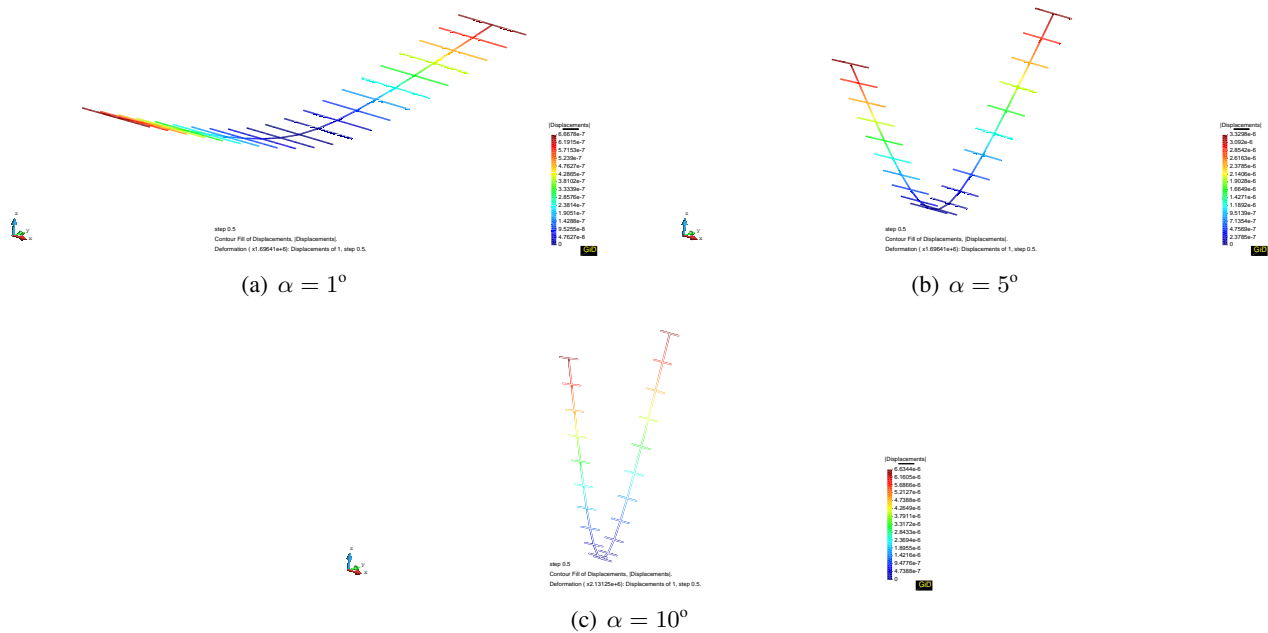


Figura 14. Variações de deslocamento conforme o ângulo de ataque da superfície.

4. CONCLUSÃO

As análises feitas ao fim da seção anterior permitem concluir que a estrutura comporta-se como esperado, visto que ao longo da asa os deslocamentos aumentam (devido ao afastamento da região fixada), no centro da asa a intensidade da força é maior (devido a distribuição de sustentação) e as respostas quanto a frequências naturais e modos de vibração foram validadas com um software já consolidado. Portanto, também conclui-se que as rotinas implementadas e métodos utilizados (elementos finitos e *Vortex Lattice Method*) foram satisfatórios para a determinação das reações advindas da interação fluido-estrutura em uma asa flexível sem demandar grandes custos computacionais, tornando essa uma ferramenta poderosa para uma análise simplificada dos efeitos aeroelásticos.

Tendo em vista que esse trabalho aborda somente os estudos estruturais e aerodinâmicos e outros resultados podem ser tirados dessa rotina, abre-se espaço para outras análises, como mudança dos parâmetros da asa e das condições de voo, bem como outras implementações, por exemplo a mecânica de voo e controle ativo das superfícies de controle. Também, além de analisar-se somente uma asa, pode-se implementar outras estruturas (tais como fuselagem e empenagem) e analisar suas influências na dinâmica da aeronave.

5. REFERÊNCIAS

- Abbasi, H., 2010. *Simulation of Flexible Aircraft*. Tese de Mestrado, University of Toronto, Toronto, Canadá.
- Bertin, J.J. e Cummings, R.M., 2014. *Aerodynamics for Engineers*. Pearson Prentice Hall, New Jersey, Estados Unidos, 6a edição.
- Bisplinghoff, R.L., Ashley, H. e Halfman, R.L., 1955. *Aeroelasticity*. Dover Publications, New York, 1a edição.
- Filho, A.A., 2013. *Elementos Finitos: A Base da Tecnologia CAE*. Ed. Érica, São Paulo, Brasil, 6a edição.
- Kalthof, R.L.C., 2014. *Multibody Dynamics Modeling of Flexible Aircraft Flight Dynamics: Load Prediction in the Preliminary Design Phase*. Tese de Mestrado, Delft University of Technology, Delft, Holanda.
- Rao, S., 2008. *Vibrações Mecânicas*. Pearson Prentice Hall, São Paulo, Brasil, 4a edição.