

Análise de sistemas aeroelásticos em regime subsônico: efeito do amortecimento viscoelástico

G.F. Diniz¹, A.M.G. de Lima¹, M.A.D. Filho¹, D.M. Borges¹

¹Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia
Av. Joao Naves de Ávila 2121, Campus Santa Mônica, 384000-902, Uberlândia/Minas Gerais, Brasil
gutenbergy_ferreira@hotmail.com, amglima@ufu.br, marcdelf6@gmail.com, dennermiranda@msn.com

Resumo. Fenômenos aeroelásticos estão presentes em várias aplicações de engenharia. O *flutter* é um fenômeno aeroelástico que surge da interação fluido-sólido e causa instabilidades em estruturas aeronáuticas. A aplicação de novos materiais e técnicas de construção estrutural vêm sendo utilizadas de forma conjunta para o controle de instabilidades aerodinâmicas em estruturas flexíveis, onde modelos aerodinâmicos não estacionários são utilizados. Nesse sentido, o *Doublet Lattice Method* (DLM) se destaca por sua confiabilidade e eficácia nos estágios iniciais do desenvolvimento de aeronaves para análises aeroelásticas. Os materiais viscoelásticos são amplamente utilizados como mitigadores de vibrações e, portanto, no controle aeroelástico, uma vez que atuam incluindo um amortecimento adicional na estrutura. Com base nisso, o presente trabalho analisou o efeito do amortecimento viscoelástico no controle aeroelástico de estruturas tipo *plate like wing* engastada livre. A modelagem do problema aeroelástico foi realizada em ambiente Matlab®, onde o comportamento aerodinâmico, modelado via DLM, foi acoplado ao comportamento estrutural modelado em elementos finitos (MEF). A presença de material viscoelástico alterou a dinâmica do sistema através da adição de massa, rigidez e a presença do efeito dissipativo inerente ao material. Houve aumento na frequência e velocidade crítica da vibração da placa tratada, demonstrando numericamente a eficiência do tratamento viscoelástico na mitigação da instabilidade.

Keywords: *Flutter*, controle aeroelástico, materiais viscoelásticos, DLM.

1 Introdução

A classe de fenômenos resultantes da interação entre os campos da aerodinâmica, elasticidade e da dinâmica estrutural é conhecida por aeroelasticidade. O conhecimento sobre estabilidades dinâmicas e aeroelásticas de estruturas aeronáuticas é de fundamental importância, uma vez que é preciso conhecer com maior precisão as respostas esperadas para maior sucesso, confiabilidade e segurança destas. E muito por isso, análises aeroelásticas estão presentes no projeto aeronáutico, desde componentes estruturais de aeronaves às palhetas de turbinas e compressores de motores (Leão *et al.* [1]; Borges [2]).

Os fenômenos aeroelásticos são classificados como sendo estáticos ou dinâmicos (Wright e Cooper [3]) e foram evidenciados pela primeira vez em 1903, quando um monoplane sofreu divergência torcional catastrófica na asa. Desde então, esses fenômenos vêm sendo estudados com o intuito de promover maior segurança em voo, melhorias estruturais e contínuo avanço no desempenho de aeronaves.

O *flutter* é o fenômeno aeroelástico mais documentado e pode ser definido como sendo uma oscilação auto excitada que ocorre devido à instabilidade dinâmica das forças de inércia, elásticas e aerodinâmicas de sistema aeroelástico (Cunha Filho *et al.* [5]). A condição de *flutter* provoca instabilidade e crescimento exponencial da amplitude de vibração da estrutura, o que afeta significativamente a vida em fadiga de componentes aeronáuticos e, conseqüentemente, conduz à uma catástrofe (Kuo [6]). Este é o motivo pelo qual várias técnicas de controle de *flutter* vêm sendo propostas nas últimas décadas, dentre essas o uso de materiais viscoelásticos.

Materiais viscoelásticos são amplamente utilizados como mitigadores de vibração, estratégia conhecida como controle passivo, e, portanto, também são utilizados no controle aeroelástico, uma vez que agem incluindo amortecimento adicional à estrutura (Gupta e Talha [7]). Embora o uso de materiais viscoelásticos na redução de

ruído e vibrações seja um conceito já bem explorado (Gonçalves, Rosa e Lima [8], Khoshraftar [9], Rao [10], Ribeiro, Pereira e Bavastrri [11]), suas aplicações no controle de instabilidades aeroelásticas, como o *flutter*, são escassas na literatura e, muitas vezes, relatam instabilidades supersônicas (Cunha Filho *et al.* [5], Merret e Hilton [12], Cunha Filho *et al.* [13] e Cunha Filho *et al.* [14]).

Frente às técnicas mais abordadas para o controle passivo das instabilidades geradas pelo *flutter*, ainda reside a dificuldade da modelagem aerodinâmica não-estacionária. Apesar do advento dos supercomputadores, o uso de técnicas de fluidodinâmica computacional (CFD) ainda é inviável mediante o custo computacional requerido. Dessa forma, análises aeroelásticas iniciais em projetos de aeronave, são realizadas em modelos aerodinâmicos que utilizam o *Doublet Lattice Method* (DLM), os quais compõem os principais códigos comerciais (Blair [14]).

Com base no exposto, esse trabalho tem como objetivo analisar a influência do uso de materiais viscoelásticos na velocidade crítica de *flutter*, em seções típicas sujeitas a um fluxo subsônico. Para tal, utilizou-se um modelo aerodinâmico com DLM acoplado ao modelo estrutural em Elementos Finitos (EF) implementado em ambiente Matlab®.

2 O método DLM

Introduzido inicialmente por Albano e Rodden [15] e refinado por Rodden [16], o DLM consiste em um método numérico baseado na equação do potencial linearizado e na dinâmica de superfícies sustentadoras oscilatórias. É um método de painéis que permite o cálculo de cargas aerodinâmicas não estacionárias em qualquer configuração de superfície sustentadora.

O DLM considera uma discretização em painéis da superfície em análise e é utilizada uma formulação via dipolos (*doublets*) para considerar as oscilações da superfície. Cada painel possui uma linha de dipolos posicionada a um quarto da corda ($1/4c$), e um ponto de controle a três quartos da corda ($3/4c$) e meia envergadura (e), conforme ilustrado na Figura 1.

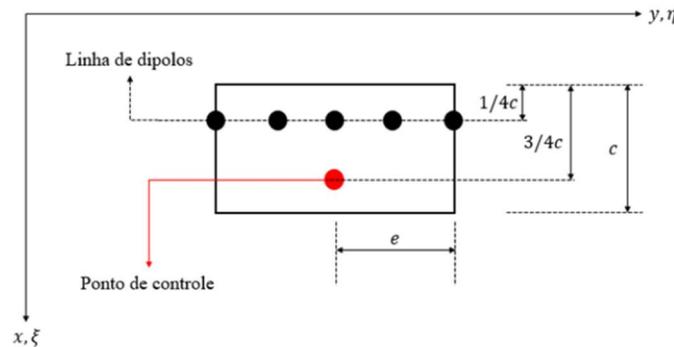


Figura 1. Painel genérico utilizado no DLM.

A aplicação da condição de escoamento normal nulo aplicada no ponto de controle, resulta na velocidade induzida adimensionalizada (\bar{w}_N), também denominada *normalwash* induzida, em um painel receptor devido todas as contribuições dos demais painéis emissores, conforme a eq. (1)

$$\bar{w}_N = \sum_s -\Delta \bar{c}_{p,s} \frac{\Delta x_s}{8\pi} \iint_s K(x - \xi, y - \eta, z - \zeta) d\xi d\eta \quad (1)$$

Onde $\Delta \bar{c}_{p,s}$ é o coeficiente de pressão adimensional, K a função Kernel e Δx_s a corda do painel emissor. A extensão da eq. (1) para todos os demais painéis da discretização, resulta na equação matricial dada por:

$$\{\bar{w}_N\} = [D]\{\Delta \bar{c}_p\} \quad (2)$$

onde D é a matriz quadrada complexa relacionando a diferença de pressão, ou pressão de sustentação, devido a influência do *normalwash* de um painel em outro. A matriz D , denominada matriz de fatores de *downwash*, é uma matriz quadrada da ordem do número total de painéis, cuja relação inversa, utilizada

para determinar a distribuição de pressão oscilatória sobre a superfície, é conhecida como a matriz de coeficientes de influência aerodinâmicos $[AIC] = [D]^{-1}$ (*aerodynamics influence coefficients*).

O DLM consiste, dessa forma, em um procedimento numérico-computacional para solução de $\Delta \bar{c}_{p,s}$ na equação eq. (2), uma vez que a \bar{w}_N é obtida através das condições de contorno, condição de campo distante (*far field*) e campo de deformação da superfície sustentadora, e a matriz D é obtida a depender da forma como a pressão é distribuída ao longo da linha de dipolos, seja parabólica, versão original do método, ou quártica, na versão refinada por Rodden [16]. A aproximação quártica que garante maior estabilidade e melhorias para o método, principalmente em configurações específicas de geometrias de asas enflechadas com alto alongamento e condições de altas frequências reduzidas e por isso foi utilizada nas análises deste trabalho.

3 Modelo aeroelástico

A aeroelasticidade dinâmica é uma ciência multidisciplinar que envolve dinâmica de estruturas, elasticidade de materiais e aerodinâmica. A solução de problemas aeroelásticos envolve resolver a dinâmica do sistema com os efeitos provenientes acoplados. Nesse trabalho, a aerodinâmica do sistema, modelada via DLM, foi acoplada à dinâmica estrutural modelada em Elementos Finitos (MEF).

3.1 Modelo em elementos finitos e método pk

Neste trabalho foi implementado o modelo de placas finas retangulares via MEF segundo a abordagem de Kirchoff-Love. O elemento finito de placa utilizado possui quatro nós e três graus de liberdade (GDL's) por nó, conforme ilustra a Figura 2. Os GDL's que constituem o modelo são as rotações θ_x (rotação sobre o eixo x) e θ_y (rotação sobre o eixo y), e o deslocamento transversal w (deslocamento na direção z), cujo é dado por uma aproximação bidimensional de terceira ordem.

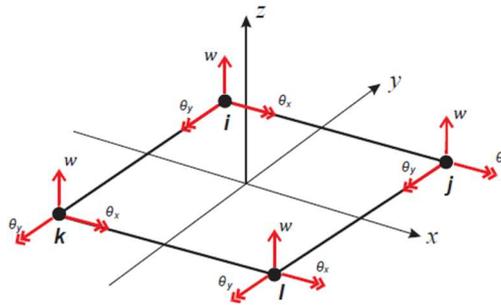


Figura 2. Elemento finito de placa retangular.

A modelagem estrutural em MEF resulta nos deslocamentos (δ) e acelerações ($\ddot{\delta}$) nodais devido um carregamento externo F conforme a eq. (3).

$$\{F\} = [M_S]\{\ddot{\delta}\} + [K_S]\{\delta\} \quad (3)$$

onde $[M_S]$ e $[K_S]$ são as matrizes de massa e rigidez da estrutura, respectivamente, não sendo considerado o amortecimento. O carregamento externo F , nesse caso, representa os esforços aerodinâmicos calculados pelo DLM (eq. (2)), os quais são representados por:

$$\{F\} = \{L_a\} = q_\infty [S]\{w_N\}[AIC]\{h_a\}^T \quad (4)$$

onde q_∞ representa a pressão dinâmica, $[S]$ é o vetor de áreas e $\{h_a\}$ é o vetor de deslocamentos aproximados nos pontos de controle dos painéis.

A fim de resolver as equações do sistema aeroelástico para o problema de *flutter*, se torna interessante a transformação da equação da dinâmica do movimento para um sistema modal. Uma vez que no *flutter* ocorre a

aproximação das frequências naturais da estrutura, é conveniente avaliar a evolução da instabilidade modo a modo. Aplicando a transformação modal, $\delta = \Phi q$, obtém-se a equação do movimento generalizada em termos de coordenadas modais q , como na eq.(5).

$$[M_q]\{\ddot{q}\} + [K_q]\{q\} = \frac{\rho V^2}{2}[Q]\{q\} \quad (5)$$

Onde $[Q]$ é uma matriz complexa reduzida na base modal, função da frequência reduzida k e que representa os esforços aerodinâmicos generalizados (GAM). A análise aeroelástica pressupõe que o carregamento complexo pode ser separado nos termos reais e imaginários, denotando, respectivamente, a influência aerodinâmica no amortecimento e na rigidez do sistema.

A obtenção da velocidade de flutter através da eq.(5) se deu através do método pk. Este trata a equação aeroelástica do sistema como um problema de autovalores não linear, o qual, tomando $p \equiv d/dt \rightarrow \ddot{q} = p^2 q$, reescreve o problema de forma que a solução não trivial seja obtida por:

$$\left| p^2 [I] + [M_q]^{-1} \left([K_q] - \frac{\rho V^2}{2} [Q(k)] \right) \right| = 0 \quad (6)$$

ou seja, uma equação com duas incógnitas a serem resolvidas, p e k . A resolução da eq.(6) envolve um processo iterativo do problema de autovalor e da frequência reduzida, os quais se relacionam pela eq.(7).

$$\text{Im}(p) = k \frac{V}{b} \quad (7)$$

Uma estimativa inicial de frequência reduzida, $k = \omega b/V$, (b semicorda e ω frequência circular), baseado nas frequências naturais da estrutura, inicia o processo que continua até que os valores de k obtidos atendam um critério de parada avaliado pelo erro absoluto entre as frequências.

No final, a solução do problema resulta nas raízes:

$$p = \omega \left(\frac{g}{2} \pm i \right) \quad (8)$$

onde g representa o amortecimento estrutural artificial, o qual é de fundamental importância para detecção da ocorrência do flutter em determinado modo através do diagrama V-g, conforme um exemplo na Figura 3.

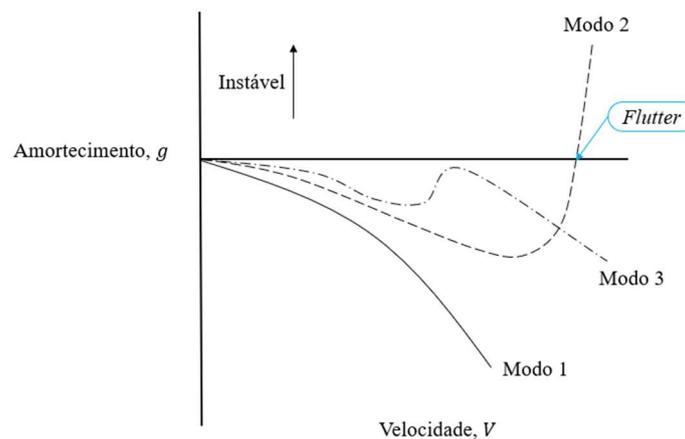


Figura 3. Exemplo de diagrama V-g (adaptado de Garrick e Reed [17])

3.2 Geometria analisada

A geometria investigada foi uma asa cantilever (engastada-livre) sem enflechamento e sem afilamento em alumínio aeronáutico 6061-T6 ($E = 68,9 \text{ GPa}$, $G = 25,8 \text{ GPa}$, $\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$, $\nu = 0,34$) nas dimensões $0,5\text{m} \times 0,3\text{m} \times 1,5 \text{ mm}$ (envergadura x corda x espessura). Todas as análises desse trabalho foram realizadas com

a discretização em 144 painéis (12 no sentido da corda e 12 da envergadura), dois modos de vibração (torção e flexão) e um fluxo de ar padrão ($\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$) com Mach referência de 0,25.

4 Modelo aeroviscoelástico

A implementação do tratamento viscoelástico foi realizada através de uma viga sanduíche com três camadas e nas mesmas dimensões de corda e envergadura da análise aeroelástica. A viga sanduíche analisada possui 3 camadas, nomeadas: base, viscoelástica e restringente. As camadas base e restringente são também em alumínio 6061-T6, com 1,5 mm e 0,25 mm de espessura, respectivamente. A camada do material viscoelástico 3M ISD112 ($\rho = 1600 \text{ kg/m}^3$, $\nu = 0,49$), com 0,25 mm de espessura, foi aplicada entre as camadas base e restringente. A camada base aqui é, basicamente, a estrutura igual àquela simulada para o caso sem nenhum tratamento.

O efeito dissipativo do material viscoelástico implementado foi o do Módulo Complexo, similar ao desenvolvido por Lima [18], o qual considera a dissipação do material como sendo dependente da temperatura de operação. Nesse trabalho a temperatura de operação considerada foi de 20°C. Maiores detalhes sobre a dinâmica estrutural da placa sanduíche viscoelástica é apresentada em Cunha Filho *et al.* [5].

5 Resultados

As análises aeroelásticas realizadas resultaram nos envelopes V-g para detecção do *flutter*, assim como ilustrado na Figura 3. O envelope V-g para o caso da estrutura sem tratamento viscoelástico pode ser visto na Figura 4.

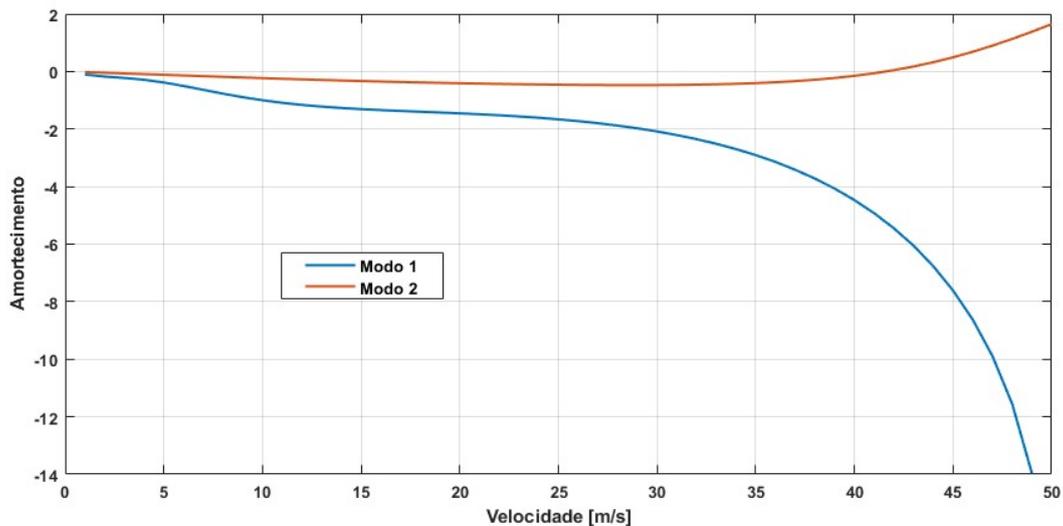


Figura 4. Diagrama V-g para o modelo aeroelástico.

Assim como explica Garrick e Reed [17], é possível observar a ocorrência do *flutter* no modo 2 de vibração, o qual representa o modo de torção. A implementação gera o valor exato da velocidade crítica, que também pode ser visualizada no envelope V-g, sendo obtida o valor de 43 m/s, justamente onde o modo de torção cruza o amortecimento nulo.

A adição do tratamento viscoelástico imprime um aumento inevitável de massa e rigidez na estrutura em análise que, junto à adição de amortecimento, age aumentando a velocidade crítica de *flutter*, em outras palavras, atrasa a ocorrência da instabilidade. Por esse motivo foi utilizada uma camada restringente com mínima espessura comercial possível, resultando no diagrama V-g da Figure 5.

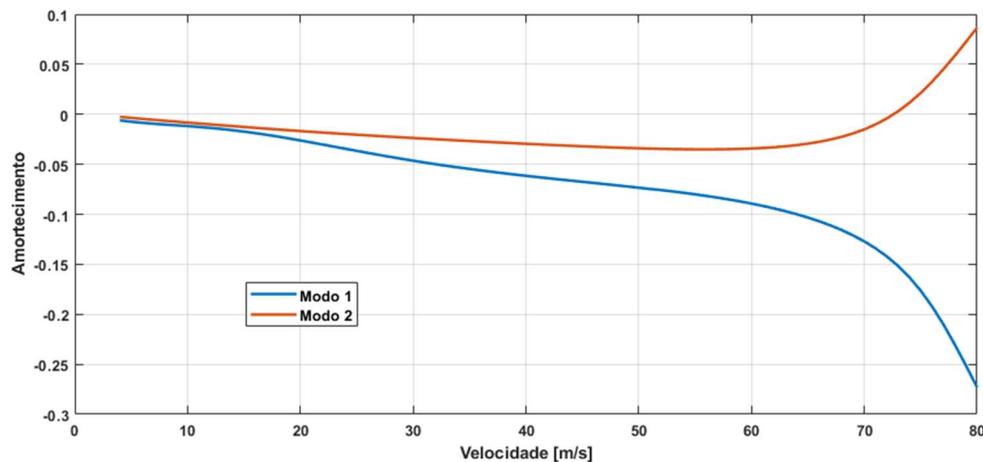


Figure 5. Diagrama V-g para o modelo aeroviscoelástico.

O envelope V-g para estrutura tratada apresentou uma velocidade crítica de *flutter* de 73 m/s e, assim ocorreu para estrutura não tratada, a instabilidade se deu no modo de torção (modo 2). O aumento da velocidade crítica de *flutter* com o tratamento viscoelástico representa um ganho significativo para estrutura, no que diz respeito ao controle da instabilidade, no entanto, imprime um aumento de 161,25 g na massa (26,6%).

Com base nisso, uma análise alternativa foi realizada, com a espessura da camada base reduzida em três décimos de milímetro e as demais dimensões mantidas constantes. O resultado foi uma geometria com um acréscimo de massa de apenas 39,75 g (6,54%) e velocidade de *flutter* de 57 m/s. A diferença nas estruturas simuladas é evidenciada pelas frequências naturais das calculadas, as quais estão resumidas na **Erro! Fonte de referência não encontrada.**

Tabela 1. Comparativo das frequências naturais nas diferentes análises

Modo	Placa elástica	Primeiro tratamento	Tratamento alternativo
1	5,12 Hz	17,45	14,85
2	18,51 Hz	28,62	24,21

A influência da espessura da camada viscoelástica foi realizada por Borges [2] em uma estrutura sanduíche similar a tratada neste trabalho. Foi demonstrado que o aumento da espessura, mantendo as dimensões das camadas base e restringente, aumentaram a velocidade crítica de *flutter*, corroborando a influência deste no atraso da instabilidade. Além disso, uma análise da temperatura de operação mostrou a diminuição da velocidade de *flutter* com o aumento da temperatura de operação.

6 Conclusão

As análises mostraram a influência direta que a aplicação do material viscoelástico tem no controle do *flutter*, atrasando a ocorrência da instabilidade, no que diz respeito a velocidade de ocorrência. O tratamento com camada viscoelástica na forma de estrutura sanduíche impôs amortecimento com aumento de massa. No entanto, foi possível obter uma combinação sanduíche satisfatória, cuja não apresentou aumento demasiado de massa e melhorou a velocidade de ocorrência do *flutter*, quando comparada ao caso aeroelástico. A aplicação do tratamento alternativo resultou num ganho de 32,55% na velocidade de *flutter* com apenas 6,54% de acréscimo de massa.

Agradecimentos. Os autores agradecem ao CNPq pelo financiamento contínuo das atividades de pesquisa realizadas no LMEst/UFU através dos projetos e bolsas 306138/2019-0 (A.M.G. de Lima). É importante também agradecer a CAPES e a FAPEMIG, especialmente através dos projetos de pesquisa APQ-01865 e PPM-0058-18 (A.M.G. de Lima).

Declaração de autoria. Os autores confirmam que são as únicas pessoas responsáveis pela autoria deste trabalho, e que todo o material aqui incluído como parte deste artigo é de propriedade (e autoria) dos autores ou tem a permissão dos proprietários a serem incluídos aqui.

References

- [1] Leao, L., Donadon, M. V., de Lima, A., & Filho, A., 2016. Application of Shunted Piezoelectric Materials in Aeroelasticity. *Advanced Materials Research*, vol. 1135, pp. 88–103.
- [2] Borges, D. M., 2019. *DESENVOLVIMENTO DE UMA METODOLOGIA DE ANÁLISE DA ESTABILIDADE DE SISTEMAS AEROVISCOELÁSTICOS EMPREGANDO O MÉTODO DOUBLET LATTICE*. PhD thesis, Universidade Federal de Uberlândia.
- [3] Wright, J. R. & Cooper, J. E., 2015. *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads: Second Edition*.
- [4] Cunha-Filho, A. G., de Lima, A. M., Donadon, M. V., & Leão, L. S., 2016a. Flutter suppression of plates using passive constrained viscoelastic layers. *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 79, pp.99–111.
- [5] Kuo, S. Y., 2011. Flutter of rectangular composite plates with variable fiber pacing. *Composite Structures*, vol. 93, n. 10, pp. 2533–2540.
- [6] Gupta, A. & Talha, M., 2015. Recent development in modeling and analysis of functionally graded materials and structures.
- [7] Gonçalves, L. K., Rosa, U. L., & de Lima, A. M., 2019. Fatigue damage investigation and optimization of a viscoelastically damped system with uncertainties. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 41, n. 9.
- [8] Khoshraftar, A., 2016. The Evaluation of Steel Frame Structures with Viscoelastic Dampers. *International Journal of Engineering and Technology*, vol. 8, n. 4, pp. 269–272.
- [9] Rao, M. D., 2003. Recent applications of viscoelastic damping for noise control in automobiles and commercial airplanes. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 262, n. 3, pp. 457–474.
- [10] Ribeiro, E. A., Pereira, J. T., & Alberto Bavastri, C., 2015. Passive vibration control in rotor dynamics: Optimization of composed support using viscoelastic materials. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 351, pp. 43–56.
- [11] Merrett, C. G. & Hilton, H. H., 2010. Elastic and viscoelastic panel flutter in incompressible, subsonic and compressible flows. *Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics*, vol. 2, n. 1.
- [12] Cunha-Filho, A. G., De Lima, A. M., Donadon, M. V., & Leão, L. S., 2016b. Flutter suppression of plates subjected to supersonic flow using passive constrained viscoelastic layers and Golla-Hughes-McTavish method. *Aerospace Science and Technology*, vol. 52, pp. 70–80.
- [13] Cunha-Filho, A. G., Briend, Y. P., de Lima, A. M., & Donadon, M. V., 2018. An efficient iterative model reduction method for aeroviscoelastic panel flutter analysis in the supersonic regime. *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 104, pp. 575–588.
- [14] Blair, M., 1992. A COMPILATION OF THE MATHEMATICS LEADING TO THE DOUBLET LATTICE METHOD FLIGHT DYNAMICS DIRECTORATE AIR FORCE WRIGHT LABORATORY AIR FORCE SYSTEMS COMMAND WRIGHT-PATTERSON AIR FORCE BASE, OHIO 45433-6553. Technical report.
- [15] ALBANO, E. & RODDEN, W. P., 1969. Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows. *AIAA Journal*, vol. 7, n. 11, pp. 2192a–2192a.
- [16] Rodden, W. P., Taylor, P. F., & McIntosh, S. C., 1998. Further refinement of the subsonic doublet-lattice method. *Journal of Aircraft*, vol. 35, n. 5, pp. 720–727.
- [17] Garrick, I. E. & Reed, W. H., 1981. Historical development of aircraft flutter. *Journal of Aircraft*, vol. 18, n. 11, pp. 897–912.
- [18] de Lima, A. M. G., 2003. *Modelagem numérica e avaliação experimental de materiais viscoelásticos aplicados ao controle passivo de vibrações mecânicas*. Dissertação de mestrado, Universidade Federal de Uberlândia.