

MODELAGEM E VERIFICAÇÃO EXPERIMENTAL DE UM GERADOR PIEZOAEROELÁSTICO DE ENERGIA

Anicézio, Marcela de Melo, marcela.anicezio@usp.br¹
Vieira, Wander Gustavo Rocha, wandergrv@gmail.com¹
Tristão, Saulo Francelino, tristao.saulo@gmail.com¹
De Marqui, Carlos, Jr, demarqui@sc.usp.br¹

¹Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, Departamento de Engenharia Aeronáutica, Avenida Trabalhador são-carlense, 400, 13560-590, São Carlos, SP, Brasil.

Resumo: *Fenômenos aeroelásticos são uma oportunidade nova para geração de energia a partir de vibrações mecânicas. Flutter é uma instabilidade aeroelástica dinâmica que envolve interações de forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais causando um comportamento oscilatório indesejado, podendo levar a falha estruturais. A conversão de energia de vibração do ambiente em energia elétrica pode ser realizada através da transdução piezoelétrica. Autores têm apontado os geradores piezoaeroelásticos como uma alternativa áreas urbanas. Neste artigo, uma modelagem piezoaeroelástica de uma seção típica com dois graus de liberdade é apresentada para geração de energia (energy harvesting). Piezocerâmicas são adicionadas ao grau de liberdade de flexão da seção típica e uma carga resistiva é considerada no domínio elétrico. O modelo aerodinâmico é obtido com o modelo de vórtices concentrados não-estacionário. As equações piezoaeroelásticas são resolvidas no espaço de estados. O deslocamento vertical e deslocamento angular, bem como a saída elétrica (potência elétrica gerada) são obtidos para diferentes velocidades de escoamento e cargas resistivas. Além da geração de energia, o efeito shunt damping na resposta piezoaeroelástica da seção típica é investigada. Um modelo experimental de seção típica com acoplamento eletromecânico no grau de liberdade de flexão é também apresentado. Verificações no túnel de vento são realizadas e comparadas com as previsões do modelo.*

Palavras-chave: *energy harvesting, aeroelasticidade, piezoaeroelasticidade, piezoeletricidade.*

1. INTRODUÇÃO

Aeroelasticidade é uma ciência que estuda a interação entre forças inerciais, elásticas e aerodinâmicas. Ela se divide em fenômenos aeroelásticos estáticos e dinâmicos e estes em fenômenos de estabilidade e de resposta. O *flutter* é um fenômeno aeroelástico dinâmico de estabilidade de natureza altamente destrutiva. Ele ocorre quando uma superfície de sustentação apresenta característica oscilatória auto-excitada a partir de uma determinada velocidade de voo (velocidade crítica de *flutter*) (Bisplinghoff et al, 1955; Bisplinghoff e Ashley, 1962; Fung, 1955). Em velocidades menores que a velocidade crítica qualquer oscilação será amortecida. Na velocidade crítica o sistema é marginalmente estável. Entretanto, em velocidades maiores que a crítica qualquer distúrbio inicial resultará em oscilações auto-excitadas e acarretará em falha estrutural. Normalmente, a correta determinação de propriedades de massa, rigidez e inércia de uma estrutura garante a estabilidade aeroelástica de uma aeronave dentro de seu envelope de voo.

Apesar de sua natureza destrutiva, o *flutter* apresenta um grande potencial para o estudo de novos métodos para a extração de energia do escoamento e sua conversão em energia elétrica. Na literatura (Bryant e Garcia, 2009), apontam-se geradores piezoelétricos excitados a partir de escoamentos não-estacionários como uma possível alternativa ao uso de geradores eólicos tradicionais (asas rotativas). As dimensões, os riscos relacionados de falhas estruturais e o ruído dos geradores eólicos tradicionais são fatores que dificultam ou impedem sua utilização, principalmente em áreas urbanas.

A conversão de energia de vibração disponível no ambiente em energia elétrica é a definição para o termo *Vibration Based Energy Harvesting*, ou geração de energia a partir de vibrações. Este conceito (*energy harvesting*) é particularmente importante para sistemas remotamente operados e com fontes limitadas de energia. Diferentes mecanismos de transdução são utilizados para a conversão, como por exemplo, o piezoelétrico (Sodano et al, 2004; Erturk et al, 2008a), eletromagnético (Arnold, 2007; Glynn-Jones et al, 2004; Beeby, 2007; Manna e Sims, 2009) e eletrostático (Mitcheson et al, 2004). A literatura recente mostra que a transdução piezoelétrica tem recebido mais

atenção, o que se comprova com os artigos de revisão publicados nos últimos anos (Sodano et al, 2004; Cook-Chennault et al, 2008).

Os geradores piezoelétricos têm sido estudados como uma alternativa eficiente e de baixo custo para a geração de energia a partir de vibrações. A configuração mais simples é composta por vigas, ou placas, metálicas engastadas (subestrutura), completamente cobertas por uma ou mais camadas de material piezoelétrico e excitadas a partir do movimento de sua base, conforme observado na Fig. (1). Cada camada piezoelétrica é completamente coberta em sua superfície superior e inferior por eletrodos contínuos e altamente condutivos que são conectados a um circuito gerador externo. No caso mais simplificado, e também amplamente encontrado na literatura, o domínio elétrico é composto por um elemento resistivo. A idéia é acoplar o gerador a uma estrutura principal que é a fonte de excitação para o mesmo. Assim, esta energia de vibração que originalmente seria desperdiçada poderá ser convertida em energia elétrica através do efeito piezoelétrico direto. O estudo destes geradores tem sido a base para o desenvolvimento de sistemas em escala reduzida (*Micro-Electro-Mechanical Systems*, MEMS, du Toit, 2005) ou aplicações em estruturas de maior escala, como por exemplo, casos aeroelásticos com possíveis aplicações para UAVs ou MAVs (Anton e Inman, 2008; De Marqui et al, 2009a; De Marqui et al, 2009b).

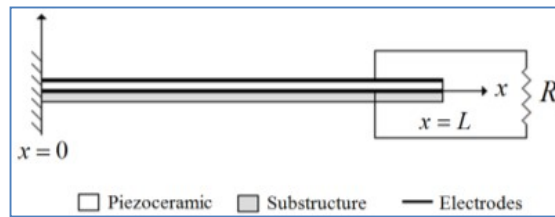


Figura 1. Esquema de um gerador piezoelétrico conectado ao circuito externo.

Uma consequência da geração piezoelétrica de energia é o efeito *shunt damping* (Erturk e Inman, 2008, De Marqui et al., 2009a). Por consequência, a geração piezoelétrica de energia quando realizada em sistemas aeroelásticos (tornando-o piezoaeroelástico) pode ter como consequência, além da existência de uma saída elétrica (energia elétrica gerada), a alteração do comportamento aeroelástico da estrutura (De Marqui et al., 2009b). Por exemplo, em um caso onde o domínio elétrico é composto por uma resistência elétrica, as oscilações tipicamente encontradas na velocidade de *flutter* (oscilações auto-excitadas com amplitude e frequência constantes) são modificadas para oscilações com amplitudes decrescentes (estabilidade) quando o resistor ótimo é utilizado. Existem resistores que podem induzir instabilidades (oscilações com amplitudes crescentes). Assim, além do benefício de se gerar energia elétrica, existe a consequência de se modificar positiva ou negativamente o comportamento do sistema. A utilização de um circuito gerador chaveado pode garantir o controle sobre a estabilidade de um sistema aeroelástico, induzindo e/ou suprimindo oscilações para a geração de energia e proteção da estrutura.

Neste artigo são apresentados a modelagem e a verificação experimental de uma seção típica piezoaeroelasticamente acoplada com dois graus de liberdade (GDLs). O acoplamento eletromecânico é inserido em um dos GDLs, modificando as equações aeroelásticas usualmente encontradas na literatura (Bisplinghoff et al, 1955; Bisplinghoff e Ashley, 1962; Fung, 1955). O carregamento aerodinâmico é obtido a partir do método de vórtices concentrados não-estacionário e uma carga resistiva é considerada no domínio elétrico do problema. As equações piezoaeroelásticas são resolvidas em espaço de estados. O efeito da variação da resistência considerada sobre a velocidade de *flutter* e a potência elétrica gerada é investigado. Os resultados numéricos são verificados a partir dos resultados experimentais.

2. SEÇÃO TÍPICA PIEZOAEROELÁSTICA

Uma seção típica com dois GDLs, aqui definidos como um deslocamento linear h e um deslocamento angular α , é utilizada neste trabalho (Fig. 2).

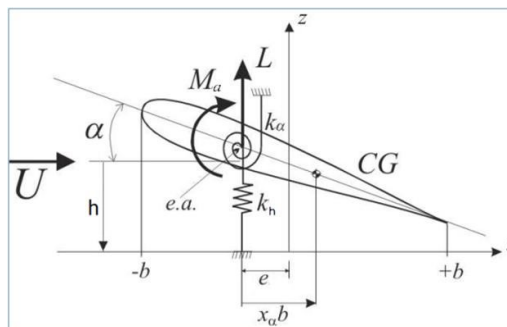


Figura 2. Representação de uma seção típica com dois GDLs.

Essa seção típica representa um aerofólio com massa m (por unidade de comprimento) semi-corda b , momento estático S_α (por unidade de comprimento) e momento de inércia I_α (por unidade de comprimento) medido em torno do ponto de referência (e.a.) onde os deslocamentos são medidos. O movimento desse aerofólio é restrito por duas molas com rigidez k_h e k_α (por unidade de comprimento), para os GDLs de deslocamento linear e angular, respectivamente.

O acoplamento eletromecânico é incluído no GDL de deslocamento linear e uma carga resistiva considerada no circuito externo (ou circuito gerador). Consequentemente, as equações de movimento que regem o sistema são apresentadas como,

$$(m + m_e)\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + b_h\dot{h} + k_h h - \theta v / l = -L \quad (1)$$

$$S_\alpha\ddot{h} + I_\alpha\ddot{\alpha} + b_\alpha\dot{\alpha} + k_\alpha\alpha = M_\alpha \quad (2)$$

$$C_p^e\dot{v} + \frac{v}{R_l} + \theta\dot{h} = 0 \quad (3)$$

onde θ é o acoplamento eletromecânico, C_p^e é a capacitância equivalente das camadas piezocerâmicas, v é a voltagem através da carga resistiva e R_l é a carga resistiva. Os coeficientes de amortecimento estrutural dos GDLs são representadas por b_h e b_α e x_α determina a distância do cg ao ponto de referência. Uma massa extra m_e foi considerada na equação de movimento de flexão. Para a representação de uma seção típica ideal, como a apresentada na Fig. (2), as molas que conferem rigidez aos GDLs são consideradas ideais (sem massa). No entanto, tal hipótese não pode ser assumida na representação experimental de uma seção típica. Portanto, quando $m_e = 0$ tem-se uma seção típica ideal e quando $m_e \neq 0$ a massa por unidade de comprimento das fixações mecânicas que conectam a seção típica com a mola de rigidez k_h é representada.

2.1. Método dos Vórtices Concentrados

O método dos vórtices concentrados é um método numérico para se determinar o carregamento aerodinâmico em um aerofólio. Neste método o corpo e a sua esteira são discretizados por elementos de vórtice. O aerofólio é considerado como uma placa plana, com M elementos de vórtice e adicionamos $(N-M)$ elementos de vórtices para representar a esteira. No total, N elementos de esteira represem todo o sistema. O escoamento é assumido como sendo incompressível, invíscido e irrotacional.

Cada elemento de vórtice está localizado a $1/4$ da corda do aerofólio e o ponto de colocação está localizado a $3/4$ da corda, como mostrado na Fig. (3).

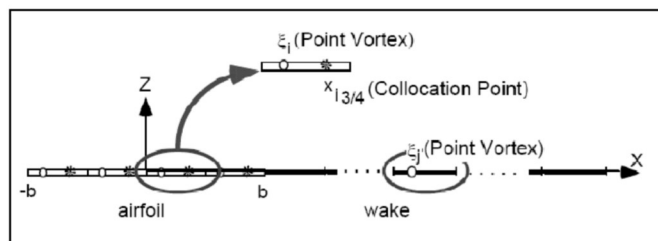


Figura 3. Esquema da localização do elemento de vórtice e do ponto de colocação.

Para a inclusão do termo dependente do tempo faz-se necessário a inclusão de algumas condições de contorno, como por exemplo, a condição de contorno de escoamento normal zero, ou seja, a velocidade normal no ponto de colocação deve ser igual ao *downwash* naquele ponto, como mostrado pela seguinte equação:

$$\{W_{3/4}^{n+1}\} = \begin{bmatrix} K_1 & K_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\Gamma_1^{n+1}\} \\ \{\Gamma_2^{n+1}\} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

onde $W_{3/4}^{n+1}$ é o vetor do *downwash* de dimensão M , Γ_1^{n+1} é o vetor de circulação (ou intensidade do vórtice) do aerofólio, Γ_2^{n+1} é o vetor de circulação da esteira do aerofólio e K_1 e K_2 são funções de Kernel.

As funções de Kernel são responsáveis pela associação entre cada vórtice e os pontos de colocação no aerofólio. Assim, temos que:

$$K_{ij} = \frac{1}{2\pi(x_{i_{3/4}} - \xi_j)} \quad (5)$$

onde $x_{i_{3/4}}$ é o i-ésimo ponto de colocação e ξ_j é o ponto de vórtice do j-ésimo elemento de vórtice.

Para um caso de escoamento não-estacionário, a condição de Kelvin é utilizada para a modelagem da esteira. A condição de Kelvin considera que a circulação Γ em volta do aerofólio e sua esteira é conservada para qualquer espaço de tempo:

$$\frac{d\Gamma}{dt} = \frac{d\Gamma(t)}{dt} + \frac{d\Gamma_w}{dt} = 0 \quad (6)$$

onde $d\Gamma(t)$ é a circulação no aerofólio e Γ_w é a circulação na esteira. Usando um intervalo de tempo Δt , a primeira medida é:

$$\Gamma(t) + \Gamma_{w_1} = 0 \quad (7)$$

onde $\Gamma(t)$ é a intensidade do vórtice no aerofólio e Γ_{w_i} é a intensidade do vórtice na esteira. A i-ésima circulação na esteira pode ser escrita como:

$$\Gamma_{w_i} = -[\Gamma(t_i) - \Gamma(t_{i-1})] \quad (8)$$

Assim, pode se escrever o primeiro elemento de esteira como sendo:

$$\Gamma_{M+1}^{n+1} = -\sum_{j=1}^M (\Gamma_j^{n+1} - \Gamma_j^n) \quad (9)$$

onde M é o número total de elementos de vórtices no aerofólio e

$$\Gamma_i^{n+1} = \Gamma_{i-1}^n, \quad i = [M+2, N-1] \quad (10)$$

Percebe-se que é preciso saber apenas das condições iniciais, pois as outras intensidades de vórtices podem ser calculadas a partir da primeira iteração.

Substituindo a Eq. (5) na Eq. (4) e utilizando as Eq. (9) e (10), tem-se:

$$\{I^{n+1}\} = [F]^{-1} [\{W^{n+1}\} - [G]\{I^n\}] \quad (11)$$

Utilizando a equação de Bernoulli, é possível definir:

$$L = \rho U(t) \Gamma(t) + \rho \int_0^c \frac{\partial}{\partial t} \Gamma(x, t) dx \quad (12)$$

$$M_a = \rho(x-e)U(t)\Gamma(t) + \rho \int_0^c \frac{\partial}{\partial t} \Gamma(x, t) dx \quad (13)$$

onde L é a força de sustentação, M_a é o momento aerodinâmico, $U(t)$ é a velocidade do aerofólio, c é a corda do aerofólio, ρ é a densidade do meio, e é a distância entre a metade da corda e o eixo elástico.

A velocidade do vórtice será a mesma da velocidade do aerofólio, pois consideramos que não há perturbações no escoamento.

2.2. Equações em Espaço de Estados

A utilização das equações no espaço de estados facilita a resolução do problema. Assim, temos os seguintes estados:

$$x_1 = h; \quad x_2 = \dot{h}; \quad x_3 = \alpha; \quad x_4 = \dot{\alpha}; \quad e \quad x_5 = v \quad (14)$$

Substituindo os cinco estados nas Eq. (1), (2) e (3) e adicionando mais duas equações que derivam dos próprios estados, tem-se:

$$\dot{x}_1 = x_2 \quad (15)$$

$$(m + m_e)\ddot{x}_2 + S_a\dot{x}_4 + b_h x_2 + k_h x_1 - \theta_{x_5} = -L \quad (16)$$

$$\dot{x}_3 = x_4 \quad (17)$$

$$S_a\dot{x}_2 + I_a\ddot{x}_4 + b_a x_4 + k_a x_3 = M_a \quad (18)$$

$$C_p^e \dot{x}_5 + \frac{1}{Re} x_5 + \theta_{x_2} = 0 \quad (19)$$

Assim, podemos reescrever as equações acima na seguinte forma:

$$[A]\{\dot{x}\} = [B]\{x\} + [C]\{\Gamma\} + [D]\{\dot{\Gamma}\} \quad (20)$$

e juntamente com

$$\{W\} = [E]\{x\} \quad (21)$$

é possível conhecer os estados da parte estrutural e aerodinâmica do problema:

$$\begin{Bmatrix} x(k+1) \\ \Gamma(k+1) \end{Bmatrix} = [A^*] \begin{Bmatrix} x(k) \\ \Gamma(k) \end{Bmatrix} \quad (22)$$

3. MODELO EXPERIMENTAL

O modelo experimental desse paper consiste de uma asa rígida suportada por quatro vigas bi-engastadas. Essas vigas foram modeladas como vigas de Euler-Bernoulli e conferem rigidez de flexão ao sistema. No topo da asa, há um fio-mola que passa por dentro do eixo tubular da asa (posicionado no eixo elástico do sistema), promovendo rigidez de torção, como mostrado na Fig. (4).

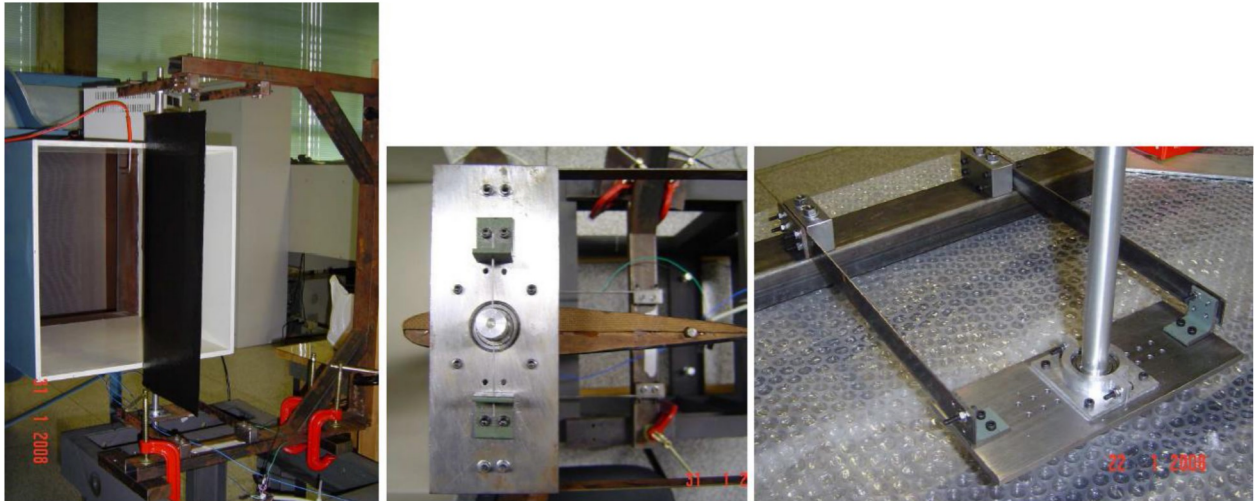


Figura 4. Modelo experimental usado para os testes.

O eixo elástico está localizado a $\frac{1}{4}$ da corda em relação ao bordo de ataque. Foi utilizado um aerofólio com perfil NACA 0012, sendo que todo o sistema foi projetado para que a velocidade de *flutter* ocorresse dentro dos limites do túnel de vento soprador disponível (15 m/s). A vantagem de usar esse modelo experimental mostrado na Fig. (4) é que se pode variar a configuração dos graus de liberdade independente um do outro além de ser de fácil adequação ao túnel de vento disponível.

Os parâmetros do sistema experimental são apresentados na Tabela (1).

Tabela 1. Parâmetros iniciais do sistema experimental.

Parâmetros	Magnitudes
Massa da asa	4,0 kg/m
Massa extra	1,542 kg/m
Momento de inércia	0,0072 kgm ²
Momento estático	0,05236 kgm
Rigidez de flexão	4200 N/m
Rigidez de torção	1,7 Nm/rad
Fator de amortecimento (desl. linear)	0,16 Ns/m
Fator de amortecimento (desl. angular)	0,0137 Nms/rad

4. RESULTADOS

O modelo experimental da Fig. (4) foi testado no túnel de vento soprador do Laboratório de Aeroelasticidade. A velocidade do escoamento foi obtida utilizando-se um tubo de Pitot associado a um micromanômetro (TSI- 8705). O deslocamento angular no eixo elástico do sistema experimental foi obtido utilizando-se um *encoder* ótico (US Digital - HEDS-9000-T00). O deslocamento linear foi medido a partir de um *strain gage*, instalado em uma das vigas elásticas, e ligado no esquema de $\frac{1}{4}$ de ponte no sistema HBM MGC Plus. Um sistema dSPACE (DS 1104) foi utilizado para a aquisição dos dados. Em alguns casos aqui testados, a voltagem através do resistor é maior que 10 V, o limite do sistema de aquisição. Portanto, um *probe* (com redução 10:1) foi utilizado para a adequação do sinal ao sistema de aquisição.

Na Fig. (5) são apresentados os resultados obtidos experimentalmente e numericamente para a carga resistiva de $10k\Omega$. Os dados fornecidos na Tabela (1) foram utilizados na solução do modelo piezoaeroelástico apresentado.

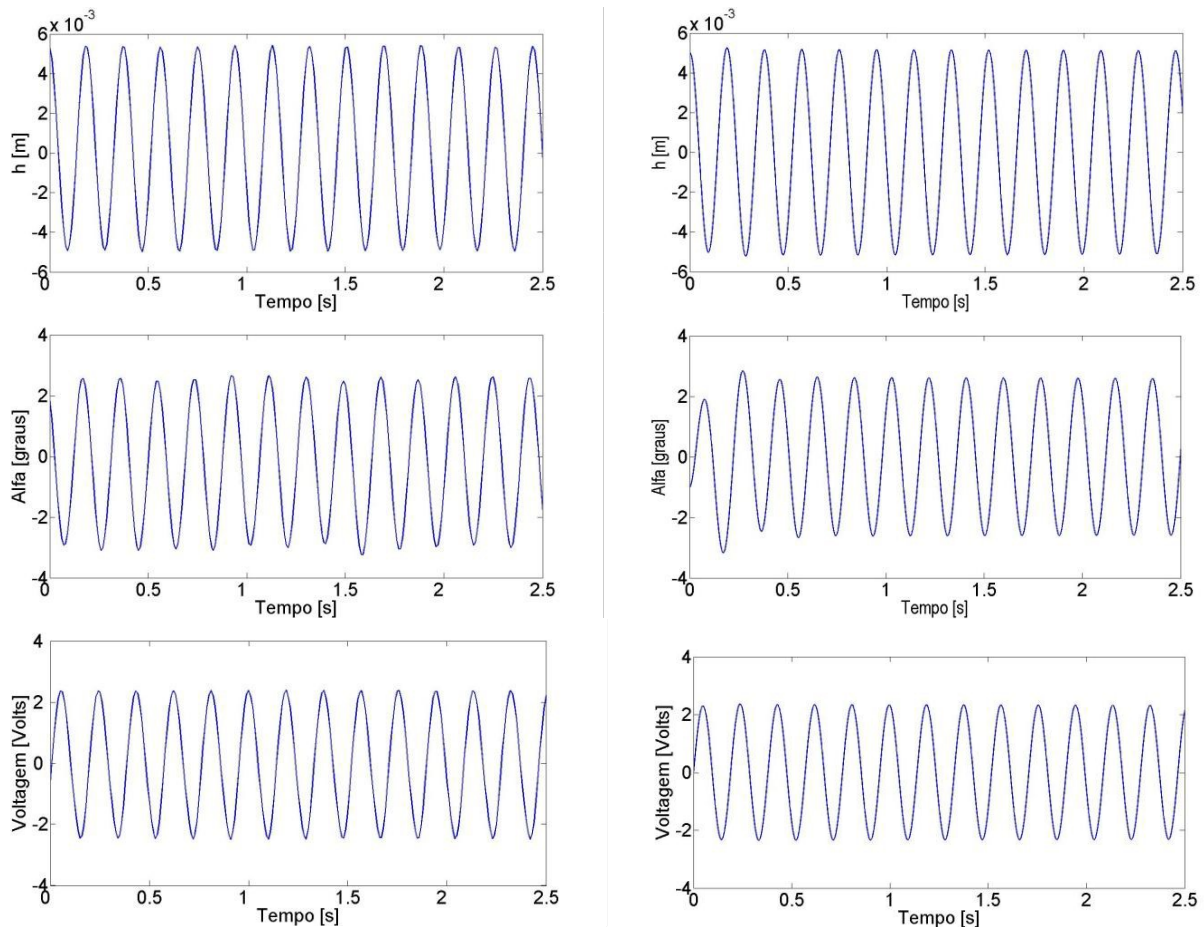


Figura 5. Resposta experimental (coluna esquerda) e numérico (coluna direita) mostrando o deslocamento angular α , deslocamento vertical h e a saída elétrica ($R_f=10\text{ k}\Omega$).

Os dados experimentais da Fig. (5) foram obtidos para velocidade crítica de *flutter* para a carga resistiva de $10k\Omega$, ou seja, 8,9 m/s. Já a velocidade de *flutter* para a mesma condição elétrica foi determinada a partir do modelo numérico como 9,3 m/s. O erro entre a velocidade experimental e numérica é de 4,3%. Verifica-se também que o modelo numérico é capaz de reproduzir muito bem as saídas mecânicas e elétrica do sistema experimental. Os resultados foram verificados para um conjunto de resistores (100, 1000, 10000, 100000, 1000000 Ω) sempre com sucesso.

A variação da potência elétrica gerada em função da carga resistiva utilizada é apresentada na Fig. (6). Novamente verifica-se uma boa correlação entre os resultados experimentais e numéricos. Vale destacar que a potência máxima é gerada quando $R_f = 100000\Omega$, a resistência ótima entre as testadas neste trabalho.

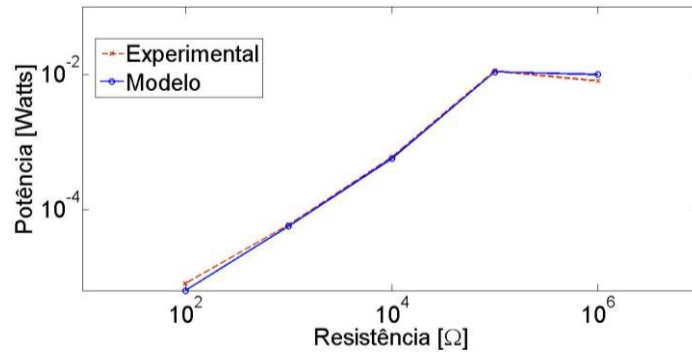


Figura 6. Variação da potência numérica e experimental em função das resistências.

A variação da velocidade de *flutter* do sistema com a resistência elétrica utilizada é mostrada na Tabela (2). A resistência que fornece a máxima saída elétrica também resulta na maior velocidade crítica de *flutter*. Este fato se deve ao efeito *shunt damping* resistivo da geração piezoelétrica de energia. Verifica-se em todos os casos aqui testados que o modelo numérico super estima a velocidade de *flutter*, apesar de prever com sucesso as amplitudes das saídas mecânicas e elétricas do problema.

Tabela 2. Variação da velocidade de *flutter* experimental e numérico em função das resistências.

Resistência (Ω)	Vel. <i>Flutter</i> Experimental (m/s)	Vel. <i>Flutter</i> Numérico (m/s)
100	8.9	9.2
1000	8.9	9.2
10000	8.9	9.3
100000	9.3	9.6
1000000	8.9	9.5

5. CONCLUSÕES

Uma seção típica piezoaeroelasticamente acoplada foi apresentada para o problema de geração de energia a partir de oscilações induzidas pelo escoamento. O método dos vórtices concentrados não-estacionário foi utilizado para se obter o carregamento aerodinâmico e o acoplamento eletromecânico foi inserido no grau de liberdade de deslocamento linear do sistema. As equações modificadas do sistema piezoaeroelástico foram apresentadas e no espaço de estados.

O modelo numérico foi verificado com sucesso contra resultados experimentais obtidos em ensaios em túnel de vento. Estudou-se o efeito da variação da resistência sobre o comportamento aeroelástico do sistema (velocidade de *flutter*). A resistência ótima, que forneceu a máxima potência elétrica na saída, também resulta na maior velocidade de *flutter* do sistema. Apesar do modelo sempre super estimar a velocidade crítica de *flutter*, ele prevê com sucesso a saída elétrica do sistema. Na análise do gráfico de potência versus resistência, foi possível notar alguns pontos experimentais distantes do numérico, mas essa diferença é relativamente pequena, cerca de 0,002 Watts ($R=1000k\Omega$).

Circuitos elétricos mais sofisticados com elementos lineares também podem ser representados pelo modelo aqui apresentado. Nestes casos, basta substituir a admitância do circuito resistivo pela admitância equivalente do novo circuito. Mesmo no caso simplificado de uma resistência elétrica no circuito gerador é possível modificar as condições de estabilidade do sistema piezoaeroelástico. Assim, utilizando-se um circuito chaveado seria possível alternar ciclicamente entre uma resistência que induza a instabilidade (aumentando a amplitude das oscilações) e outra que permita a máxima conversão de energia e resulte na atenuação das oscilações quando o sistema estiver acima da velocidade de *flutter*.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao CNPq e à FAPEMIG pelo financiamento parcial deste trabalho, através do INCT-EIE. Os autores agradecem o apoio financeiro da FAPESP através do processo 2009/10637-0.

7. REFERÊNCIAS

- Anton, S. R., and Inman, D. J., 2008, "Vibration Energy Harvesting for Unmanned Air Vehicles," Smart Structures and Materials 2008: Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems II, March 10-13, San Diego, CA. published in: *Proc. SPIE* Vol. 6928.
- Arnold, D., 2007, "Review of microscale magnetic power generation", IEEE Transactions on Magnetics, Vol. 43, pp. 3940-3951.
- Beeby, S. P., Torah, R. N., Tudor, M. J., Glynne-Jones, P., O'Donnell, T., Saha, C. R. and Roy, S., 2007, "A micro electromagnetic generator for vibration energy harvesting", Journal of Micro-electromechanical Engineering, Vol. 17, pp. 1257-1265.
- Bisplinghoff, R.L., Ashley, H. & Halfman, R.L., 1955, "Aeroelasticity", Addison-Wesley Publishing Co., Inc.
- Bisplinghoff, R.L. & Ashley, H., 1962, "Principles of Aeroelasticity", Dover Publications Inc, United States of America, 527p.
- Cook-Chennault, K. A., Thambi, N. and Sastry, A. M., 2008, "Powering MEMS portable devices – a review of non-regenerative and regenerative power supply systems with emphasis on piezoelectric energy harvesting systems", *Smart Materials and Structures* 17 043001.
- De Marqui, Jr., C., Erturk, A., and Inman, D.J., 2009a, An Electromechanical Finite Element Model for Piezoelectric Energy Harvester Plates, *Journal of Sound and Vibration* (artigo aceito em publicação, DOI: 10.1016/j.jsv.2009.05.015).
- De Marqui, Jr., C., Erturk, A., and Inman, D.J., 2009b, Piezo-Aero-Elastic Modeling and Analysis of a Generator Wing, *Smart Materials and Structures* (in review).
- Erturk, A. and Inman, D.J., 2008, "A Distributed Parameter Electromechanical Model for Cantilevered Piezoelectric Energy Harvesters," *ASME Journal of Vibration and Acoustics*, 130, 041002.
- Fung, Y.C., 1955, The theory of aeroelasticity. John Wiley & Sons Inc, Estados Unidos, 490p.
- Glynne-Jones, P., Tudor, M.J., Beeby, S. P. and White, N. M., 2004, "An electromagnetic, vibration-powered generator for intelligent sensor systems", *Sensors and Actuators*, Vol. A 110, pp. 344-349.
- Manna, B. P. and Sims, N. D., 2009, "Energy harvesting from the nonlinear oscillations of magnetic levitation", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 319, pp. 515-530.
- Mitcheson, P., Miao, P., Start, B., Yeatman, E., Holmes, A. and Green, T., 2004, "MEMS electrostatic micro-power generator for low frequency operation", *Sensors and Actuators A*, Vol. 115, pp. 523-529.
- Sodano, H. A., Park, G., and Inman, D. J., 2004, "Estimation of Electric Charge Output for Piezoelectric Energy Harvesting," *Strain*, 40, pp. 49-58.
- Theodorsen, T. and Garrick, I.E., 1942, "Flutter Calculations in Three Degrees of Freedom" NACA Report No. 741, p.223-240.

8. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

MODELING AND EXPERIMENTAL VERIFICATION OF A PIEZO-AERO-ELASTIC HARVESTER

Anicézio, Marcela de Melo, marcela.anicezio@usp.br¹
Vieira, Wander Gustavo Rocha, wandergrv@gmail.com¹
Tristão, Saulo Francelino, tristao.saulo@gmail.com¹
De Marqui, Carlos, Jr, demarqui@sc.usp.br¹

¹University of Sao Paulo, Engineering School of Sao Carlos, Departament of Aeronautics Engineering, Trabalhador sao-carlense Av., 400, 13560-590, Sao Carlos,SP, Brazil.

Abstract: *Aeroelastic phenomena are a novel opportunity for vibration based energy harvesting. Flutter is a dynamic aeroelastic instability which involves the interaction of aerodynamic, elastic and inertial forces yielding to undesired oscillatory behavior that can lead to the failure of a structure. However, flutter also has great potential for extracting energy from the wind and its conversion into usable electrical energy. The conversion of ambient vibration energy to usable electrical energy is the definition of vibration based energy harvesting. The recent literature shows that piezoelectric transduction has received the most attention for vibration-based energy harvesting. Authors have pointed out the piezo-aeroelastic generators as an alternative for the traditional wind turbines in urban areas. In this paper the piezo-aero-elastic modeling of a typical section is presented for energy harvesting. Piezoceramics are added to the plunge degree of freedom of the typical section and a resistive electrical load is considered in the electrical domain. The aerodynamic model is accomplished with the unsteady lumped vortex model. The piezo-aero-elastic equations are solved in the state space. Pitch and plunge displacements as well as electrical output (electrical power generated) are obtained for different airflow speeds and load resistances. In addition to the power generation, the effect of resistive shunt damping on the piezo-aero-elastic response of the typical section is investigated. An experimental flutter typical section model with electromechanical coupling in the plunge degree of freedom is also presented. Wind tunnel verifications are performed and compared to the model predictions.*

Keywords: *energy harvesting, aeroelasticity, piezoaeroelasticity, piezoelectricity*