



21 - 25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

ALGORITMO GENÉTICO APLICADO À OTIMIZAÇÃO DE AEROFÓLIO PARA REDUÇÃO DE RUÍDO AERODINÂMICO

Ramon André Mesquita Teixeira, mnroat@gmail.com¹

Francisco Ilson da Silva Júnior, ilson@ufc.br¹

¹Universidade Federal do Ceará, Avenida Humberto Monte – Campus do Pici – Bloco 714 – Térreo – Fortaleza/CE.
Trabalho financiado pela Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES).

Resumo: O ruído produzido pelos aerogeradores, causador de danos à saúde, tem sido um empecilho para a acomodação daqueles à sociedade. Esse trabalho traz a descrição espacial do ruído aerodinâmico do aerofólio s809, bastante conhecido na confecção das pás de aerogeradores, passíveis de utilização em grande e pequena escala (este é utilizado dentro de zonas urbanas), e a otimização do perfil s809 usado nas lâminas das turbinas, em termos de níveis de ruído e desempenho da lâmina, através de métodos de algoritmo genético. O principal propósito desse processo de otimização é diminuir os níveis de emissão de ruído, ao mesmo tempo em que se melhore, ou mantenha, ou cause mudanças irrelevantes às performances mecânica e aerodinâmica da pá através de alterações na geometria do perfil do aerofólio. O ruído aerodinâmico apresenta duas fontes: injeção de turbulência e autoruído. Este, por sua vez, possui 5 mecanismos diferentes a se manifestar: ruído de camada limite turbulenta no bordo de fundo, ruído de separação-estol, ação de vórtex na camada limite laminar, ruído devido à rigidez do bordo de fuga e ruído de influxo turbulento. Este trabalho tem por objetivo otimizar o perfil s809, a fim de que aerogeradores dotados desse perfil emitam níveis de ruído, devido à aerodinâmica, menores, sem, no mínimo, grandes desgastes a sua performance aerodinâmica. Para o processo de otimização, foram usados modelos empíricos de aeroacústica e uma família de funções aerodinâmicas bem conhecidas. Foram utilizadas técnicas de Algoritmo Genético para duas formas de variação das coordenadas do perfil. Uma com variação máxima de 10% em cada coordenada e outra com variação uniforme máxima para o lado de pressão e o lado de sucção de 50%.

Palavras-chave: Aeroacústica, Otimização de aerofólio, Algoritmo Genético.

1. INTRODUÇÃO

A alta demanda mundial por uma energia mais limpa causou a produção e desenvolvimento de diversas tecnologias para responder a esse anseio. Dentre essas tecnologias, a energia eólica aparece com bastante expressão, apresentando aerogeradores de diversos tipos. Atualmente, percebem-se duas formas de aplicação dos aerogeradores: na forma de usinas elétricas (parques eólicos), com aerogeradores de grande porte, ou de maneira mais isolada, dentro de centros urbanos, com aerogeradores de pequeno porte. O ruído produzido pelos aerogeradores, causador de danos à saúde, tem sido um empecilho para a acomodação daqueles à sociedade. Esse ruído delimita em volta do aerogerador uma área de segurança para a saúde dos seres vivos (especialmente de seres humanos). As principais fontes de ruído de uma turbina eólica podem ser divididas em duas: ruído mecânico, incluindo o ruído das pás, gerador, caixa de engrenagem etc., e o ruído aerodinâmico, que é originado a partir da interação entre o rotor e o vento. O ruído aerodinâmico apresenta duas fontes: injeção de turbulência e autoruído. Este, por sua vez, possui 5 mecanismos diferentes a se manifestar: ruído de camada limite turbulenta no bordo de fuga, ruído de separação-estol, ação de vórtex na camada limite laminar, ruído devido à rigidez do bordo de fuga e ruído de influxo turbulento.

Ruído de camada limite turbulenta no bordo de fuga ocorre devido à formação de turbulência e esteiras ao redor do bordo de fuga do aerofólio; para um certo ângulo de ataque do aerofólio e um certo número de Reynolds, o fluxo laminar de fluido se desprende bruscamente da estrutura, podendo abranger uma região considerável do lado de sucção do aerofólio. Esse fenômeno é conhecido como Estol, e gera uma região de alta turbulência, causando os ruídos; ação de vórtex na

camada limite laminar ocorre quando há camada limite laminar em qualquer dos lados, de sucção ou de pressão, de um aerofólio; ruído devido à rigidez do bordo de fuga acontece pela formação da esteira de vórtex definida pela conformação rígida do bordo de fuga; e o ruído de influxo turbulento é caracterizado pela entrada do fluxo de no bordo de ataque do aerofólio.

De acordo com Rogers *et al.* (2006), Os ruídos emitidos pelos aerogeradores decrescem de 60 dB, junto a torre, aos 35 dB, a uma distância a cerca de 1700 m da torre. A ABNT NBR 10151 e NBR 15 (tabelas 1 e 2 respectivamente) estabelece algumas regras de níveis de ruído para a saúde humana.

O processo de otimização, que é baseado na alteração da geometria de aerofólio foi aplicado no perfil s809. Ele foi escolhido por ser o primeiro exemplo da família s, que é de origem do *National Renewable Energy Laboratory* (NREL), logo, caracteriza-se como uma boa opção para larga utilização desses perfis.

O objetivo desse trabalho é achar a melhor geometria do perfil s809, a fim de reduzir os níveis de emissão de ruído para um observador a 1,22 m de distância e um ângulo de ataque de 3°, com técnicas de Algoritmo Genético.

2. MATERIAIS E MÉTODOS

O código do XFOIL foi usado para definição da performance aerodinâmica do aerofólio (DRELA, 1989), o qual está apresentado em azul na figura 1. De acordo com o estudo feito por Hoogendoorn et al. (2010), o XFOIL tem validade para número de Reynolds altos, que é o caso desse estudo.

O código do NAFNoise (MORIARTY e MIGLIORE, 2003) é utilizado para predição de ruído do aerofólio e o algoritmo numérico é baseado nos modelos semiempíricos de Brooke, Pope e Marcoline (1989), para as primeiras quatro fontes de ruído. Para a última fonte de ruído listada, o modelo de Amiet (1975) foi utilizado. A validação do NAFNoise é feita por Moriarty (2005), para número de Mach aproximadamente 2, que é o caso desse estudo.

2.1. Camada limite turbulenta de bordo de fuga

Essa fonte de ruído ocorre devido à formação de turbulência e esteiras ao redor do bordo de fuga do aerofólio. As Equações (1) e (2), segundo Brooks et al (1989), nos fornece a pressão sonora para esse aspecto.

$$SPL_p = 10 \log \left(\frac{\delta_p^* M^5 L \bar{D}_h}{r_e^2} \right) + A \left(\frac{St_p}{St_1} \right) + (K_1 - 3) + \Delta K_1 \quad (1)$$

$$SPL_s = 10 \log \left(\frac{\delta_s^* M^5 L \bar{D}_h}{r_e^2} \right) + A \left(\frac{St_s}{St_1} \right) + (K_1 - 3) \quad (2)$$

Sendo $\delta^* = \delta^*(\alpha, Rec)$ o desvio da camada limite baseado no ângulo de ataque α e no número de Reynolds referente à corda Rec. Os demais parâmetros são empíricos, L é o comprimento da pá, r_e é a distância efetiva entre o aerofólio e o observador, A é uma função empírica de forma do número de Strouhal ($St = f\delta^*/U$), sendo f a frequência, U a velocidade média local; $St_1 = 0,02M - 0,6$, $K_1 = K_1(Rec)$ e $\Delta K_1 = \Delta K_1(\alpha, Re\delta^*)$; $\bar{D}_h$ é a função diretiva, com fator de correção considerando a distância entre fonte e observador e o efeito Doppler, tem-se, por Brooks et al (1989), que a função diretiva é dada pela Eq. (3).

$$\bar{D}_h(\Theta_e, \Phi_e) = \frac{2 \sin^2(\frac{1}{2}\Theta_e) \sin^2 \Phi_e}{(1 + M \cos \Theta_e)(1 + (M - Mc) \cos \Theta_e)^2} \quad (3)$$

Sendo M o número de Mach na seção do aerofólio, Mc o número de Mach convectivo (próximo ao bordo de fuga) e Θ_e e Φ_e os ângulos diretivos, definidos na Fig. 1.

2.2. Ruído de separação-estol

Para certo ângulo de ataque do aerofólio e certo número de Reynolds, o fluxo laminar de fluido se desprende bruscamente da estrutura, podendo abranger uma região considerável do lado de sucção do aerofólio. Esse fenômeno é conhecido como estol, e gera uma região de alta turbulência, causando os ruídos.

A equação de ruído devido ao estol SPL_α , segundo Brooks et al (1989), é dada pela Eq. (4).

$$SPL_\alpha = 10 \log \left(\frac{\delta_s^* M^5 L \bar{D}_h}{r_e^2} \right) + B \left(\frac{St_s}{St_2} \right) + K_2 \quad (4)$$

Sendo L o comprimento da pá, B é como A, nas Eq. (1) e (2); K2 uma função empírica de forma.

Assim, para essas duas primeiras formas de ruído, tem-se a Eq. (5).

$$SPL_{TBL-TE} = 10 \log \left(10^{\frac{SPL_s}{10}} + 10^{\frac{SPL_p}{10}} + 10^{\frac{SPL_\alpha}{10}} \right) \quad (5)$$

Sendo os índices p, s e α referentes ao lado de pressão, lado de sucção e ângulo de ataque respectivamente.

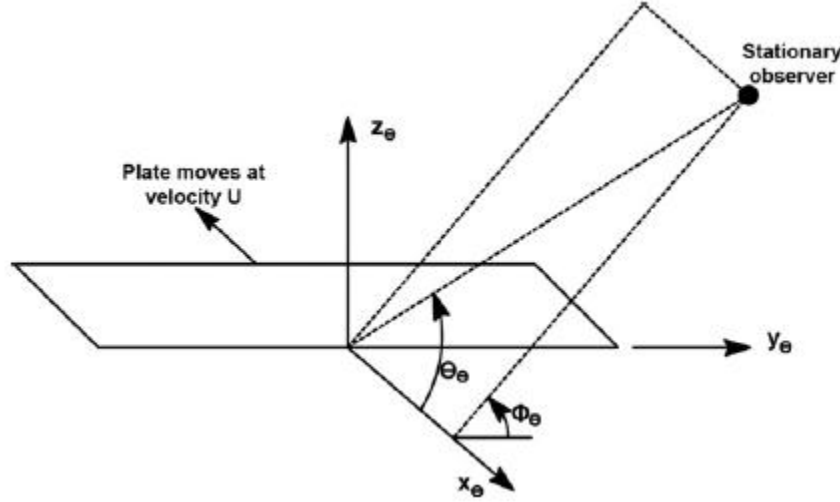


Figura 1. Ângulos diretivos, definindo a posição angular do observador em relação ao aerofólio.

2.3. Camada limite laminar com produção de vórtice

De acordo com Goçmen e Özerdem (2012), esse tipo de fonte de ruído não causa efeito considerável, quando o aerogerador é de grande escala. Mas para os de pequena escala, essa fonte dá apreciável contribuição para o ruído total do aerogerador. Essa fonte é apreciada neste trabalho, para dar completude à descrição do som gerado pela aerodinâmica do aerofólio. Assim a otimização pode abordar aerofólios tanto para grande, como para pequena escala.

A função de ruído fornecida por Brooks et al (1989) é dada pela Eq. (6).

$$SPL_{LBL-VS} = 10 \log \left(\frac{\delta_s M^5 L \bar{D} h}{r_e^2} \right) + G_1 \left(\frac{St'}{St'_{peak}} \right) + G_1 \left(\frac{Re_c}{(Re_c)_0} \right) + G_3(\alpha) \quad (6)$$

Sendo G_1 , G_2 , G_3 são funções empíricas, St' é o número de Strouhal baseado em δ_p , $St'_{peak} = St'_{peak}(Rec)$. O Strouhal de pontoa (St'_{peak}) e $(Rec)_0$ dependem do ângulo de ataque. Quanto aos últimos parâmetros citados, ver Brooks et al (1989).

2.4. Rigidez do bordo de fuga-produção de vórtice

Essa fonte de ruído é devido à esteira de vórtices gerada pela geometria do bordo de fuga do aerofólio. O modelo para essa fonte apresenta parâmetros de geometria, assim, tem-se a Eq. (7) para tal.

$$SPL_{TEB-VS} = 10 \log \left(\frac{h M^{5.5} L \bar{D} h}{r_e^2} \right) + G_4 \left(\frac{h}{\delta_{avg}^*}, \Psi \right) + G_5 \left(\frac{h}{\delta_{avg}^*}, \Psi, \frac{St''}{St''_{peak}} \right) \quad (7)$$

Sendo h a espessura do bordo de fuga, δ_{avg}^* a média dos desvios nos dois lados do aerofólio, Ψ o ângulo sólido entre as duas superfícies no bordo de fuga, St'' número de Strouhal baseado em h , $St''_{peak} = St''_{peak}(h\delta_{avg}^*)$, e G_4 e G_5 , funções empíricas.

2.5. Influxo turbulento no bordo de ataque

O modelo BPM não aborda esse tipo de fonte de ruído. Para essa descrição, usa-se o modelo de Amiet (1975) para esse fim, pelas Eqs. (8), (9), (10), (11).

$$SPL_{inflow} = SPL_{inflow}^H + 10 \log \left(\frac{LFC}{1+LFC} \right) \quad (8)$$

$$SPL_{inflow}^H = 10 \log \left(\frac{\rho_0^2 c_0^2 l L}{r_e^2} M^3 I^2 \frac{K^3}{(1+K^2)^3} \right) + 58.4 \quad (9)$$

$$LFC = 10 S^2 M K^2 \beta^{-2} \quad (10)$$

$$S^2 = \left(\frac{2\pi K}{\beta^2} + \left(1 + 2.4 \frac{K}{\beta^2} \right)^{-1} \right)^{-1} \quad (11)$$

Sendo ρ_0 a densidade do ar, c_0 a velocidade do som, l a escala de comprimento de turbulência, $K = \pi f c / U$ o número de onda local (sendo f a frequência de interesse, c o comprimento de corda local, U a velocidade local sobre a seção do aerofólio); I a intensidade da turbulência, LFC fator de correção de baixa frequência, S a função de compressibilidade de Sears, e $\beta^2 = 1 - M^2$.

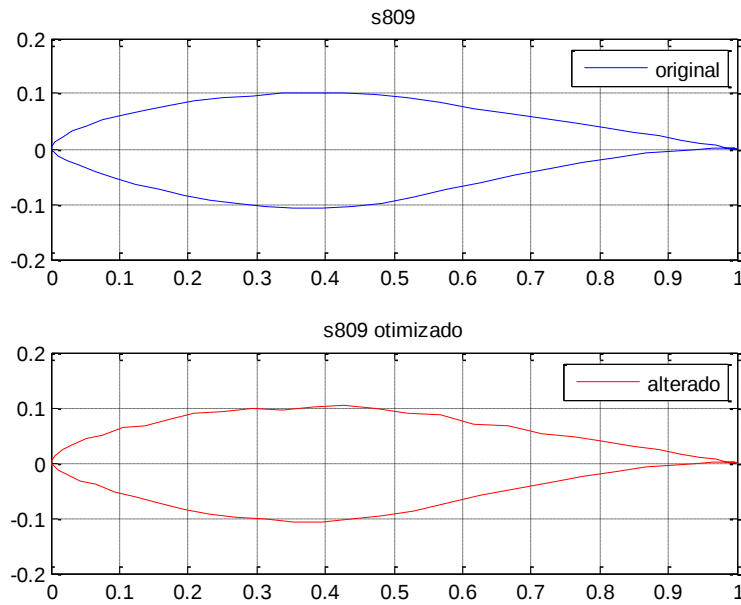


Figura 2: Acima, de azul, o aerofólio original; abaixo, de vermelho, o aerofólio otimizado.

2.6. Métodos de Algoritmo Genético

Os métodos utilizados foram os mais simples, como Holland (1975) prevê. Geração de populações por código binário, seleção por roleta, crossover de um ponto e mutação.

Tendo em vista que o domínio da função objetivo, que é o próprio NAFNoise, é arbitrário, ou seja, é escolhido um percentual de variação dos pontos. A escolha de 10% foi feita para garantir pequenas variações, de modo que a função objetiva não assumisse valores negativos. Dessa forma, excluindo qualquer problema em utilizar o método da roleta para seleção dos pais.

Não há qualquer formalidade na literatura sobre a taxa de crossover e a taxa de mutação. Mas há recorrência de utilização dessas taxas com variações de 60 a 90 por cento para a taxa de crossover e de 1 a 3 por cento para taxa de mutação. Para esse trabalho foram utilizados 90% para a taxa de crossover e 1% para taxa de mutação.

Também foi usado o elitismo, técnica proposta por De Jong (1975), para conservar a melhor solução. Para evitar convergências prematuras, com mínimos locais, usou-se uma quantidade de indivíduos elite pequena, em relação ao tamanho da população. Para esse trabalho, foram utilizados de 1 a 2 indivíduos elite para uma população de 50 a 100 indivíduos.

O critério de parada utilizado foi o do número de iterações.

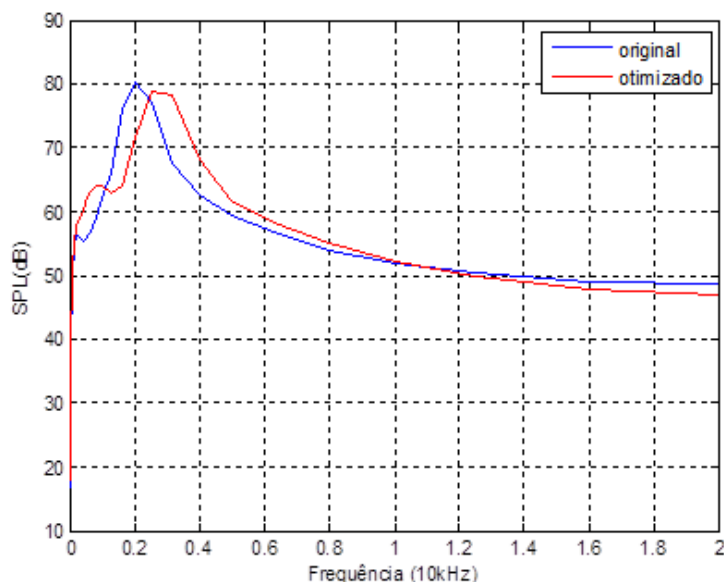


Figura 3. Intensidade sonora na faixa do audível.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1. Alteração não uniforme

Para a variação de no máximo 10% usada para cada ponto, nota-se uma redução do pico de ruído, mas para uma parte considerável da faixa de frequência, o ruído do perfil modificado é superior ao original, como mostra a Fig. 3. Dessa forma, é possível que o observador possa se aproximar e se manter mais próximo do aerogerador, ainda conservando sua saúde, do que quando utilizado o original. O resultado também mostra que o perfil alterado não é bem delineado, como apresentado na Fig. 3, o que dificulta a sua produção.

Como resultado do XFOIL, tem-se que a relação Cl/Cd do original é de 54,07, enquanto que para o otimizado $Cl/Cd = 31,59$. Ou seja, se não se tiver grandes interesses na performance do aerofólio (uso em pequena escala, por exemplo), o perfil s809 como otimizado atende ao requisito de produzir menor nível de ruído, permitindo uma convivência mais próxima do aerogerador.

Foi necessário manter a variação em 10%, para garantir a convergência do XFOIL e para não alterar muito a performance aerodinâmica do aerofólio.

3.2. Alteração uniforme dos pontos

Para a variação uniforme, ou seja, todos os pontos variam com o mesmo percentual, tem-se uma confirmação do trabalho de Kim et al. (2010). Ou seja, a otimização mais prática da forma do aerofólio é reduzir a espessura máxima da linha de base do aerofólio. Logo, esse método valida o algoritmo utilizado.

Na Figura 4, tem-se que a espessura máxima reduziu cerca de 100%. É notória a redução do pico de nível de ruído na otimização, através do gráfico da Fig. 54, o que permite maior aproximação do indivíduo ao aerogerador com segurança.

O XFOIL dá a relação de $Cl/Cd = 41,63$. Dados esses resultados, não é possível que esse perfil otimizado dessa forma seja utilizado em aerogeradores de grande escala, haja vista a perda de sustentação e a redução da espessura máxima. Mas pode ser empregado em pequena escala, dentro de zonas urbanas.

O ruído está intimamente relacionado com a turbulência. O fato de todos os perfis apresentarem uma conformação enrugada indica, de certa forma, uma redução da turbulência. Entende-se que, de alguma maneira, a camada limite é succionada nas regiões de depressão ao longo do enrugamento, diminuindo, mesmo que por instante, a intensidade da turbulência, pontualmente.

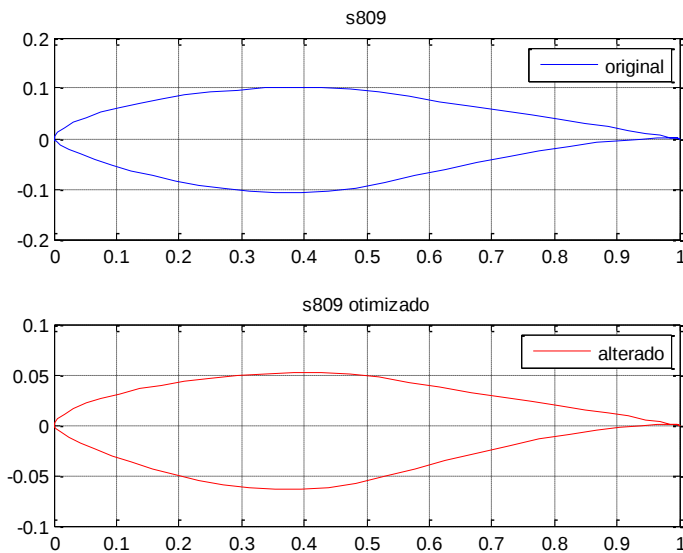


Figura 4: Acima, de azul, o aerofólio original; abaixo, de vermelho, o aerofólio otimizado.

4. CONCLUSÃO

Dada a alta demanda por novas tecnologias em energias renováveis, a otimização do perfil s809 feita nesse trabalho vislumbra uma alternativa para aplicação de perfis modificados. De acordo com os resultados, dadas as modificações alcançadas por esse trabalho, a utilização da forma otimizada do s809 para aerogeradores de larga escala pode ser questionável. Mas é perfeitamente aplicável em pequena escala, onde não se exige performances aerodinâmicas ótimas, e, uma vez mostrada a redução dos níveis de ruído emitido, pode-se aproximar ainda mais o observador do aerogerador, sem causar problemas à saúde. Ou seja, a utilização de perfis otimizados em centros urbanos, por exemplo.

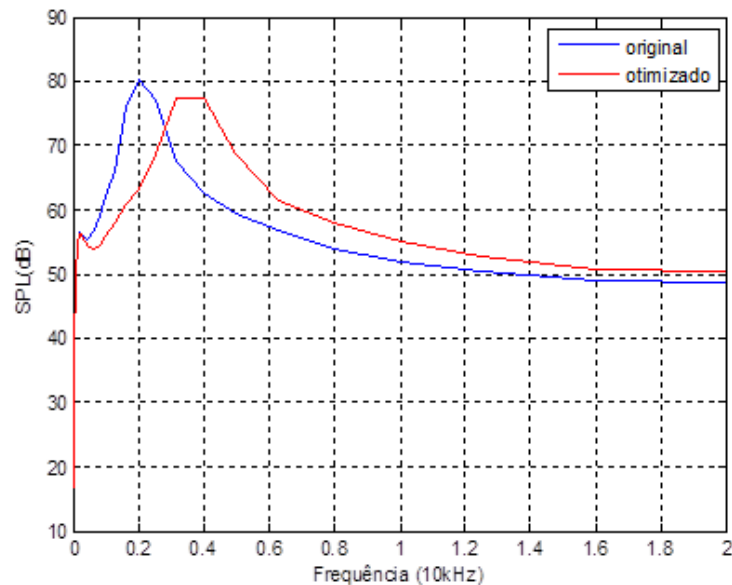


Figura 5. Intensidade sonora na faixa do audível.

5. REFERÊNCIAS

- Amiet, R. K., 1975, "Acoustic Radiation from an Airfoil in a Turbulent Stream", *Journal of Sound Vibration*: 41 (4), 407-20.
- Brooks, T. F., Pope, D.S., Marcolini, M.A., 1989, "Airfoil Self-noise and Prediction", NASA.
- Dejong, K., 1975, "The analysis and behavior of a class of genetic adaptive systems", Tese de doutorado, Universidade de Michigan.
- Drela, M., 1989, "XFOIL: an analysis and design system for low Reynolds number airfoils", Nova York: Springer.
- Goçmen, T., Özerdem, B., 2012, "Airfoil Optimization for Noise Emission Problem and Aerodynamic Performance Criterion on Small Scales Wind Turbines", *Energy*: 46, 62-71.
- Holland, J., 1975, "Adaptation in natural and artificial systems" Ann Arbor: Univ. of Michigan Press.
- Hoogendoorn, E., Jacobs G. B., Beyene, A., 2010, "Aero-elastic behavior of a flexible blade for wind turbine: a 2D computational study", *Energy*, 35, pp. 778-785.
- Moriarty, P., 2005, "NAFNoise User's Guide", Golden Colorado.
- Moriarty, P., Migliori, P., 2003, "Semi-empirical Aeroacoustic Noise Prediction Code for Wind Turbines", National Renewable Energy Laboratory.
- Rogers, A. L., Manwell, J. F., Wright, S., 2006, "Wind turbine acoustic noise", Renewable Energy Research Laboratory, Amherst: Universidade de Massachusetts.

6. RESPONSABILIDADE AUTORMAL

Os autores Ramon André Mesquita Teixeira e Francisco Ilson da Silva Júnior são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

GENETIC ALGORITHM APPLIED TO AIRFOIL OPTIMIZATION IN AERODYNAMIC NOISE REDUCTION

Ramon André Mesquita Teixeira, mnroat@gmail.com¹

Francisco Ilson da Silva Júnior, ilson@ufc.br¹

¹Universidade Federal do Ceará, Avenida Humberto Monte – Campus do Pici – Bloco 714 – Térreo – Fortaleza/CE.

Abstract: *The produced noise by wind turbines which causes damage to health has been a stumbling block for their accommodation to society. This work brings the spatial description of the airfoil S809's aerodynamic noise. This profile is well known in the manufacture of wind turbine blades, which may be used in large and small scale (it is used in urban areas), and the optimization of the profile S809 used in turbine blades, in terms of noise levels and blade performance through genetic algorithm methods. The main purpose of this optimization process is to reduce the noise emission levels, while it's improved or maintained, or changes to the mechanical performance and blade aerodynamics through changes in airfoil profile geometry caused are irrelevant. Aerodynamic noise has two sources: turbulence injection and self-noise. This, in turn, has 5 different mechanisms to manifest: turbulent boundary layer trailing edge noise, separation-stall noise, laminar boundary layer vortex shedding noise, trailing edge bluntness – vortex shedding noise and turbulent inflow noise. This work aims to optimize the profile S809, so that wind turbines fitted that profile emits noise levels due to aerodynamics, smaller without at least large wear their aerodynamic performance. For the optimization process, aeroacoustic empirical models have been used and a family of well-known aerodynamic functions. We used Genetic Algorithm techniques for two forms of variation of the profile coordinates. With a maximum variation of 10% in each coordinates and uniform maximum variation for the pressure side and suction side of 100%.*

Palavras-chave: Aeroacoustic, Airfoil Optimization, Genetic Algorithm.