

MODIFICAÇÕES NO BORDO DE ATAQUE E NO BORDO DE FUGA DE PÁS DE ROTORES PARA REDUÇÃO DE RUÍDO DE DRONES

Pedro M. B. S. Duarte¹, João M. G. S. Oliveira², Filipe S. R. P. Cunha²

¹ Departamento de Engenharia Mecânica, Instituto Superior Técnico, Universidade de Lisboa, Portugal
pedro.17.pmp@gmail.com

² CCTAE, IDMEC, Instituto Superior Técnico, Universidade de Lisboa, Portugal
joliveira@tecnico.ulisboa.pt, filipescunha@tecnico.ulisboa.pt

Resumo

A crescente utilização de drones em ambiente urbano leva à necessidade de diminuir o ruído produzido pelos rotores, de modo a limitar o incómodo devido à sua utilização. Uma das formas de o fazer é a realização de modificações no bordo de ataque ou no bordo de fuga das pás dos rotores. No trabalho presente pretende-se estudar o efeito na produção de ruído e na força de propulsão desenvolvida, quando o rotor se encontra a pairar, de modificações em forma sinusoidal no bordo de ataque e modificações em forma de serra no bordo de fuga das pás.

Usando manufatura aditiva foram construídas três configurações diferentes para cada um dos casos. Os ensaios experimentais realizados na câmara anecoica do túnel Aeroacústico do Instituto Superior Técnico permitem concluir que é possível obter reduções de ruído sem perda significativa de desempenho do rotor.

Palavras-chave: ruído de rotores, bordo de ataque, bordo de fuga.

Abstract

The growing use of drones in urban environments leads to the need to reduce the noise produced by the rotors in order to limit the annoyance produced by their use. One of the ways to achieve this is to modify the leading edge or the trailing edge of the rotors' blades. In the present work we aim to study the effect on the production of noise and thrust developed, when the rotor is in hovering conditions, of sinusoidal modifications to the leading edge and serrations on the trailing edge of the blades.

Using additive manufacturing three blades were constructed for each case. The experimental tests conducted at the anechoic chamber of the Aeroacoustic Tunnel of Instituto Superior Técnico lead to the conclusion that it is possible to achieve some noise reduction without significant loss in the performance of the rotor.

Keywords: rotor noise, serrations, leading edge, trailing edge serrations.

PACS no. 43.50.Nm, 43.50.Lj

1 Introdução

Os rotores ou os hélices são os principais responsáveis pelo ruído produzido por aeromodelos ou drones multirrotor. A crescente utilização deste tipo de veículos leva à necessidade de se investigarem modos de diminuir o ruído produzido pelos rotores. Entre as soluções propostas encontram-se as alterações aos bordos de ataque ou de fuga das pás dos rotores.

O ruído aerodinâmico produzido por uma asa ou pelas pás de um rotor depende da interacção da turbulência do escoamento incidente com o seu bordo de ataque. O ruído depende também do bordo de fuga e da sua interacção com a camada limite da asa ou rotor.

A maior parte dos estudos, tanto analíticos e numéricos como experimentais, têm-se focado no ruído aerodinâmico produzido por asas. Um dos primeiros trabalhos deve-se a Amiet [1,2] que desenvolveu métodos analíticos para calcular o campo longínquo do ruído produzido por um perfil alar num escoamento turbulento subsónico, incluindo um método para calcular o ruído devido ao bordo de fuga. Mais tarde Howe [3,4] abordou analiticamente o problema da produção de ruído por uma placa com um bordo de fuga em forma de serra. No bordo de fuga em forma de serra dois parâmetros importantes são a amplitude h e o comprimento de onda λ . Gruber [5] testou 30 perfis com bordos de ataque diferentes com uma configuração em dente de serra e concluiu que o ruído é atenuado até uma frequência f que é controlada pelo número de Strouhal $St < 1$. O número de Strouhal é definido por $St = f \delta / U_0$, sendo δ a espessura da camada limite e U_0 a velocidade do escoamento. Verificou também que se a razão $\frac{h}{\delta} < 0.5$, a redução de ruído é insignificante para toda a gama de frequências, porque a amplitude h é menor que a dimensão dos vórtices da camada limite turbulenta, de modo que estes não são perturbados pela forma do bordo de fuga. Também concluiu que aumentando a amplitude dos dentes de serra devem ser maiores que o seu comprimento de onda e que a redução de ruído cresce com a razão $\frac{h}{\lambda}$.

Os estudos feitos para rotores são em menor número. Recentemente Lee et al. [6] mediram tanto o ruído como a força gerada por quatro rotores diferentes, com bordo de fuga com indentações triangulares (dente de serra), em metade ou um quarto da envergadura, ou rectangulares. Concluíram que o tipo de bordo de fuga que mais reduz o ruído depende da velocidade de rotação, havendo além disso perda de força de propulsão, maior para maiores velocidades de rotação.

Relativamente às modificações no bordo de ataque, Soderman [7, 8] concluiu que são mais eficazes na redução de ruído para baixas velocidades da ponta do rotor, sendo a redução de ruído mais pronunciada para frequências mais altas. Hersh, Soderman e Hayden [9] afirmam que a região dominante de geração de ruído é o quarto exterior do rotor. A redução de ruído observado foi atribuída à geração de vórtices por parte das indentações do bordo de ataque, que teriam diminuído o ruído produzido pela esteira turbulenta da asa ou rotor, e a uma mais rápida dissipação do vórtice do bordo marginal, diminuindo a geração de ruído por parte deste.

No bordo de ataque é importante manter uma superfície lisa e contínua. Por isso as indentações são habitualmente sinusoidais e mantendo o perfil alar em cada secção. Chong et al. [10] fizeram uma análise paramétrica da amplitude e comprimento de onda das indentações e concluíram que aumentar a amplitude e comprimento de onda beneficia a redução de ruído mas prejudica a produção de propulsão.

Com este trabalho pretendemos contribuir para o estudo das modificações no bordo de ataque e no bordo de fuga das pás de um rotor. O objectivo será medir o ruído e forças e momentos aerodinâmicos

gerados por um rotor pequeno, para determinar as configurações mais adequadas do ponto de vista tanto da performance aerodinâmica como da redução do ruído. Para isso foram construídos 7 rotores: um com a configuração base, 3 com modificações no bordo de ataque e 3 com modificações no bordo de fuga. A performance aerodinâmica e o ruído emitido por cada rotor foram medidos para várias velocidades de rotação do rotor. Descrevem-se em seguida as configurações testadas e os resultados obtidos.

2 Projecto e construção dos rotores

Para conseguir variar facilmente os parâmetros dos rotores, decidiu-se usar manufactura aditiva para os fabricar. O material usado foi Ácido Poliláctico (PLA). Para que os rotores suportassem as cargas estruturais e as forças inerciais a que estariam sujeitos às velocidades de rotação prevista, foi decidido usar para o perfil um NACA-0018. Cada pá foi projectada com um raio de 17.78 cm e uma torção que varia linearmente de 12° na raiz até 2° na ponta da pá. Após a impressão, cada pá foi alisada usando uma lixa fina e foi usada uma película de cera acrílica para tornar a superfície mais lisa.

Tendo em conta os trabalhos de Howe [3] Lee [6] e Gruber [7], as modificações no bordo de fuga consistem em dentes de serra em que: a) a amplitude h varia ao longo da envergadura da pá e corresponde em cada ponto a 1/4 da corda; b) o comprimento de onda λ é definido pela razão $\frac{\lambda}{h} = 0.9$, tal como usado por Lee; c) no bordo de fuga, em cada dente o comprimento da zona plana é 1/2 do comprimento de onda. A existência desta zona plana ajuda a aumentar a área da pá, melhorando a geração de sustentação. Foram produzidos 3 rotores, com modificações em dentes de serra ocupando 20% (TE20), 40% (TE40) e 60% (TE60) do bordo de fuga.

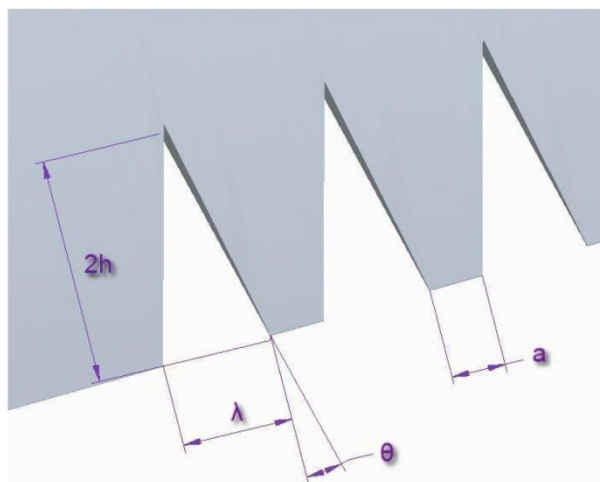


Figura 1 – Dimensões usadas na definição dos dentes de serra no bordo de fuga.

No bordo de ataque a abordagem seguida foi a de deformar a geometria da pá de modo que a superfície em contacto com o escoamento permanecesse contínua e suave. As indentações consistem numa deformação sinusoidal da superfície original, como se apresenta na figura 2. Tendo em conta as conclusões de Chong [10] e de Chaitanya [11], decidiu-se que em cada rotor a amplitude varia ao longo da corda e é 1/3 de corda em cada ponto; e que o comprimento de onda é constante e igual a 1.5cm. Foram produzidos 3 rotores, com com modificações sinusoidais ocupando 20% (LE20), 40% (LE40) e 60% (LE60) do bordo de ataque. Na figura 3 apresentam-se todos os rotores que foram produzidos.

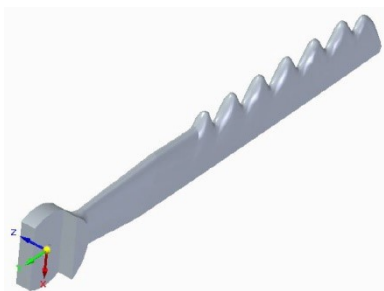


Figura 2 – Exemplo de pá com indentações sinusoidais no bordo de ataque.



Figura 3 – Rotores testados.

3 Dispositivo experimental

As medições de performance aerodinâmica e de ruído foram efectuadas no Túnel Aeroacústico do Laboratório de Engenharia Aeroespacial do Instituto Superior Técnico. O túnel tem acoplada uma câmara anecóica com uma frequência de corte de 200 Hz. Para a medição do ruído foram usados 3 microfones, localizados a uma distância de 2.3 m do rotor. A figura 4 mostra a disposição dos microfones.

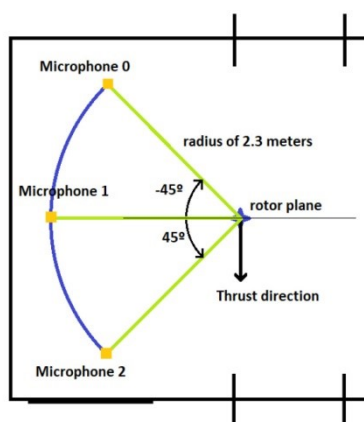


Figura 4 – Vista em planta da disposição dos microfones e do rotor.

Foram usados microfones Brüel & Kjær 4958, com um condicionador de sinal PCB Piezotronics 482C15 ICP. Para leitura e processamento do sinal foi usada a placa NI PCIe-6353 e o software LabVIEW da National Instruments. Cada medição foi feita durante 30 s, com uma taxa de amostragem de 100000Hz.

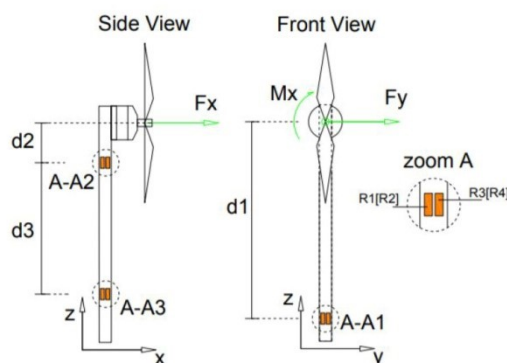


Figura 5 – Esquema do banco de ensaio para o rotor.

Para a medição das forças e momentos aerodinâmicos foi usada um banco de ensaio projectado e realizado por Inês Amado [12]. O dispositivo, esquematizado na figura 5, permite medições de forças de propulsão F_x , de forças laterais F_y e do momento M_x . A velocidade de rotação Ω foi também medida, o que permitiu determinar a potência $P = M \Omega$.

4 Resultados

Foram realizados ensaios para uma gama de rotações do rotor entre 1000 rpm e 4000 rpm, em intervalos de 500 rpm. Discute-se em seguida alguns dos resultados obtidos.

4.1 Ruído emitido pelos rotores

Na figura 6 apresenta-se a comparação entre os espectros de pressão obtidos com os três microfones, para o rotor LE40, a 2500 rpm. Os espectros obtidos com outros rotores e outras velocidades apresentam características semelhantes. Podem identificar-se um conjunto de tons correspondendo a harmónicas da frequência de passagem das pás do rotor. A estes acrescenta-se um espectro de banda larga, que é mais pronunciado nos microfones 0 e 2 (que estão fora do plano do rotor). O microfone 1, que se encontra no plano do rotor, apresenta em geral menos ruído, o que implica que a emissão acústica por parte dos rotores tem uma importante componente direccional, mais relevante no espectro de banda larga.

Na figura 7 mostram-se os espectros do nível de pressão acústica obtidos para o rotor TE20, para várias velocidades de rotação do rotor. Verifica-se que à medida que a velocidade de rotação aumenta, o conteúdo tonal aumenta (mais picos e mais pronunciados) e o espectro de banda larga é também mais importante, especialmente para frequências mais altas.

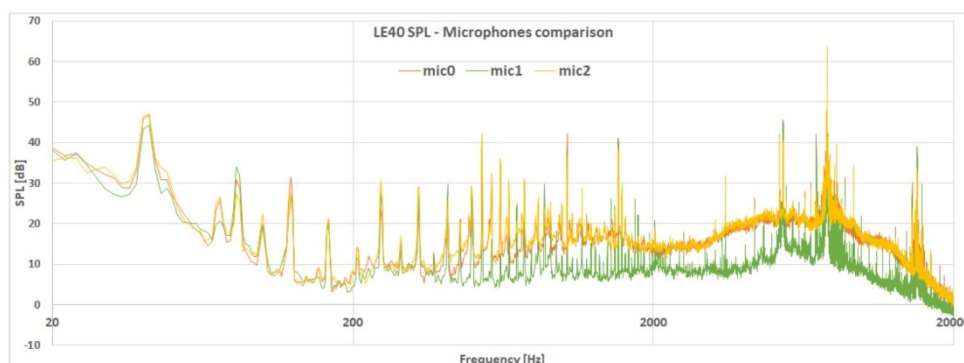


Figura 6 – Espectro do nível de pressão acústica obtido para uma velocidade de rotação de 2500 rpm, para o rotor LE40.

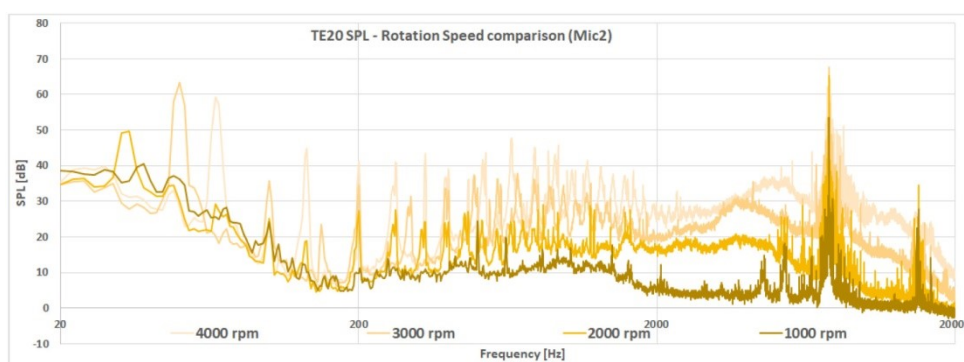


Figura 7 – Espectro nível de pressão acústica obtido para o rotor TE20 com o microfone 2, para várias velocidades de rotação.

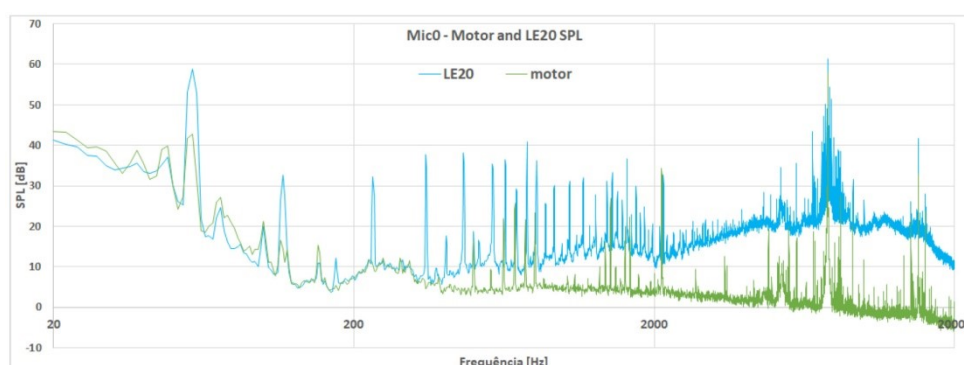


Figura 8 – Espectro do nível de pressão acústica medido com o microfone 0 a uma velocidade de rotação de 3500 rpm apenas com o motor e com o rotor LE20.

Em ambas as figuras é visível um pico centrado aproximadamente em 7560 Hz, independentemente da velocidade de rotação do rotor. Na figura 8 está representado o espectro do nível de pressão acústica medido com o microfone 0 a uma velocidade de rotação de 3500 rpm para o rotor LE20, bem como o espectro obtido apenas com o motor a rodar a essa velocidade, sem rotor. É visível que o pico a 7560 Hz existe também sem o rotor, isto é, deve-se ao próprio motor, embora não tenha sido possível

encontrar em concreto a origem desse ruído. Note-se que, embora não seja patente na figura, o pico obtido apenas com o rotor atinge igualmente 60 dB. Quando o rotor está presente, a intensidade do pico não aumenta, mas este alarga-se.

De seguida comparar-se-ão os vários rotores no que diz respeito ao ruído emitido por cada um. Na figura 9 mostram-se os espectros do nível de pressão acústica obtidos tanto para a configuração base como para os vários rotores. Verifica-se que o conteúdo tonal é semelhante em todos os espectros, embora os picos tendam a ser mais largos para os rotores com modificações no bordo de fuga (a partir daqui designados genericamente por TE) e com alguns desvios na frequência central do pico. Por outro lado, o espectro de banda larga (broadband) é mais importante para os rotores TE para frequências até cerca de 5000Hz, sendo a emissão de ruído menor que a configuração baseline a partir dessa frequência. Para altas frequências os rotores TE produzem menos ruído. Os rotores com modificações no bordo de ataque (a partir daqui designados genericamente por LE) parecem emitir menos ruído que a configuração base para uma gama maior de frequências. Isto pode confirmar-se analisando as figuras 10 e 11, onde se apresentam os espectros em bandas de 1/3 de oitava. Os rotores LE apresentam melhores resultados para quase todas as frequências, enquanto que os rotores TE apresentam melhores resultados apenas para frequências acima dos 5000 Hz.

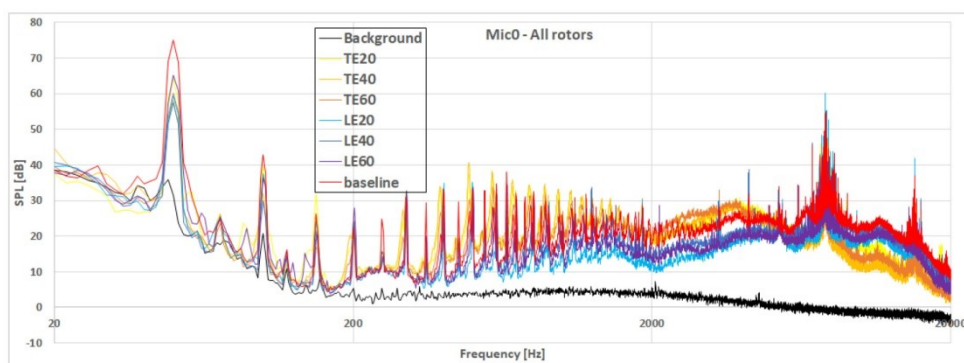


Figura 9 – Espectros do nível de pressão acústica medido com o microfone 0 a uma velocidade de rotação de 3000 rpm para todos os rotores.

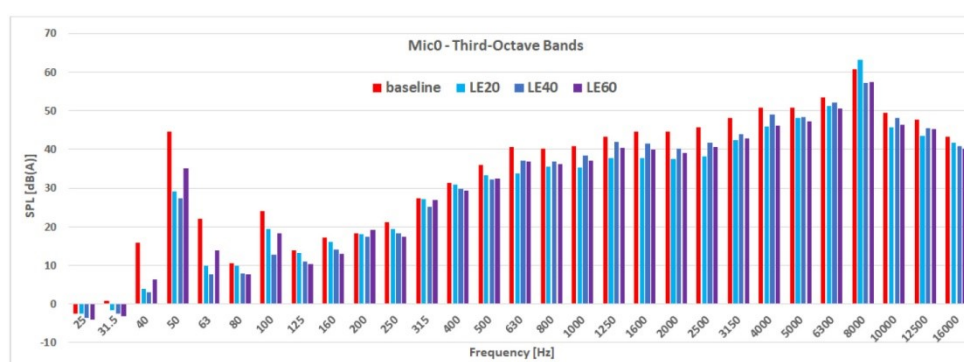


Figura 10 – Espectros em bandas de 1/3 de oitava do nível de pressão acústica medido com o microfone 0 a uma velocidade de rotação de 3000 rpm para todos os rotores LE.

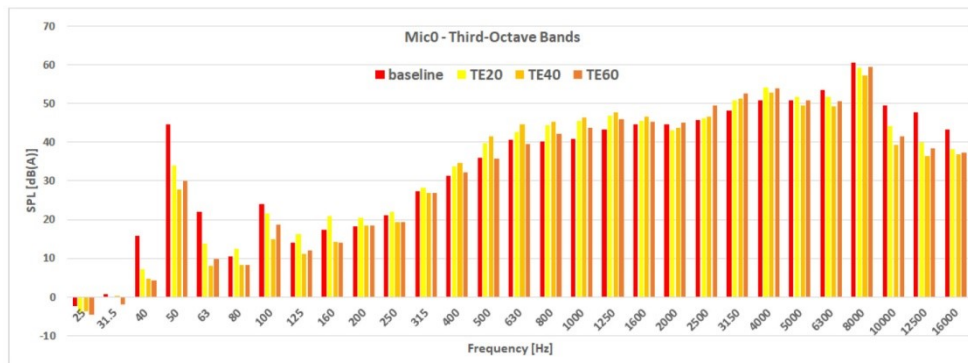


Figura 11 – Espectros em bandas de 1/3 de oitava do nível de pressão acústica medido com o microfone 0 a uma velocidade de rotação de 3000 rpm para todos os rotores TE.

As figuras 12 a 14 correspondem a uma velocidade de rotação de 4000 rpm. Os espectros obtidos com os rotores TE encontram-se na figura 12, enquanto que a figura 13 se refere aos rotores LE. Na figura 13 apresentam-se os resultados para bandas de 1/3 de oitava. Verifica-se mais uma vez que os rotores TE produzem menos ruído a frequências mais elevadas, mas agora só acima de 6000 Hz. Os rotores LE emitem menos ruído que a configuração base para conjunto muito maior de bandas frequências, embora para algumas frequências os resultados sejam piores.

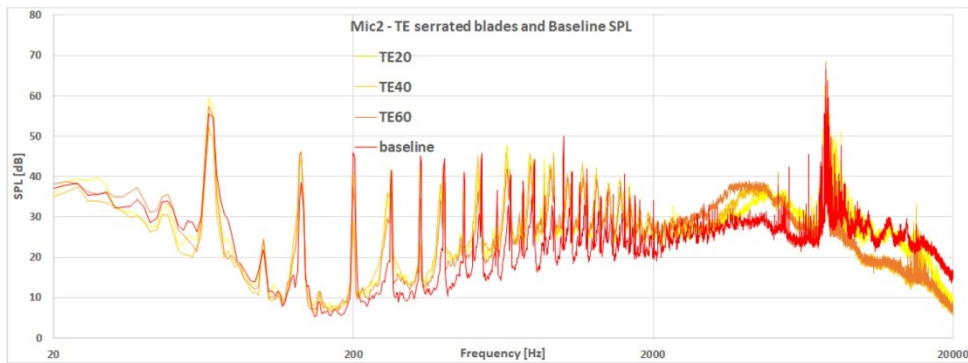


Figura 12 – Espectros do nível de pressão acústica medido com o microfone 2 a uma velocidade de rotação de 4000 rpm para os rotores TE.

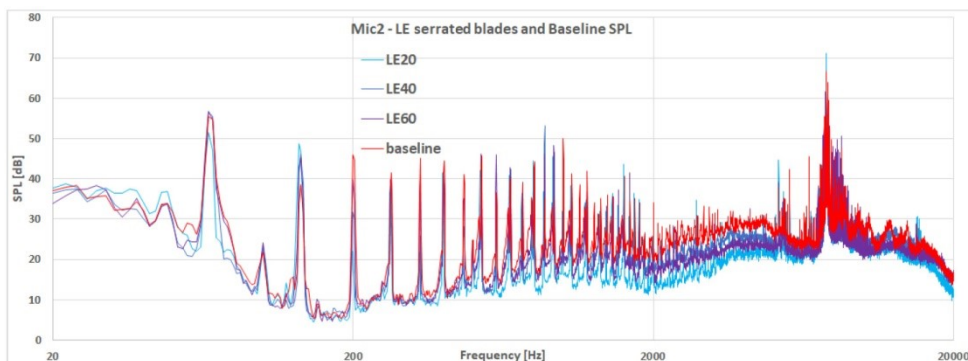


Figura 13 – Espectros do nível de pressão acústica medido com o microfone 2 a uma velocidade de rotação de 4000 rpm para os rotores LE.

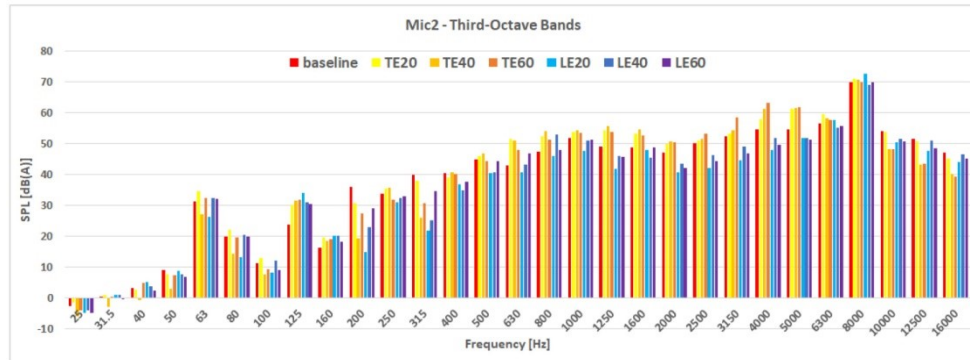


Figura 14 – Espectros em bandas de 1/3 de oitava do nível de pressão acústica medido com o microfone 2 a uma velocidade de rotação de 4000 rpm para todos os rotores (TE e LE).

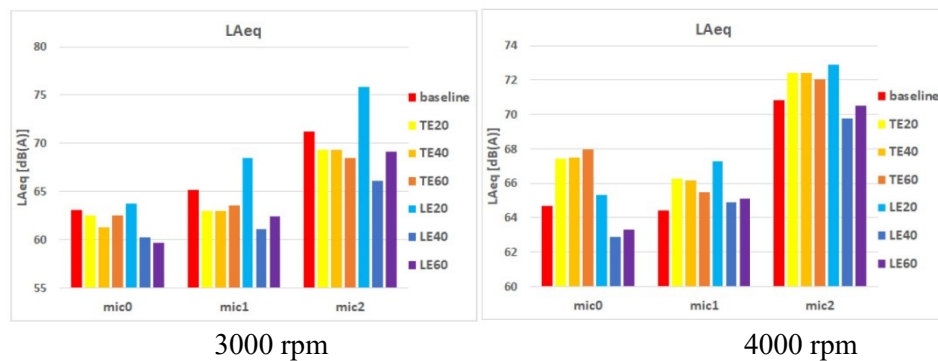


Figura 15 – Valor de L_{Aeq} obtidos para os vários rotores e os vários microfones, para uma velocidade de rotação de 3000 rpm (esquerda) e 4000 rpm (direita).

Na figura 15 apresentam-se os resultados de L_{Aeq} para os vários rotores, obtidos usando os três microfones, para as velocidades de rotação de 3000 rpm e 4000 rpm. Verifica-se que os rotores modificados obtêm melhores resultados para a velocidade de rotação mais baixa. Em geral, os melhores resultados são globalmente obtidos com o rotor LE40.

4.2 Análise da performance aerodinâmica

Para a análise da performance aerodinâmica comparar-se-á para cada rotor a força de propulsão produzida, T , a potência desenvolvida, P , a *figure of merit*, FM, dada por

$$FM = \frac{T^{3/2}}{P \sqrt{2A \rho}} \quad (1)$$

Também serão úteis os coeficientes adimensionais $C_T = \frac{T}{\rho A V_{tip}^2}$ e $C_P = \frac{P}{\rho A V_{tip}^3}$. Aqui ρ é o densidade do ar, A é a área do rotor e V_{tip} é a velocidade da ponta da pá.

Na figura 16 apresenta-se a percentagem do coeficiente da força de propulsão C_T de cada rotor relativamente ao valor obtido para a configuração base, em função da velocidade de rotação. Os rotores LE têm em geral melhores resultados, sendo a propulsão conseguida usando o rotor LE20 maior que o da configuração base para uma grande gama de velocidades de rotação.

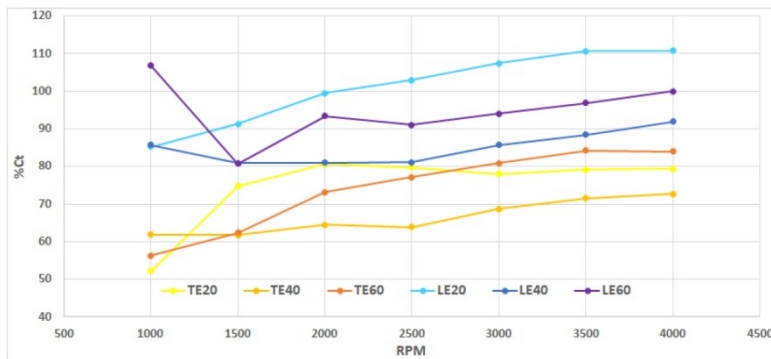


Figura 16 – Percentagem do coeficiente da força de propulsão C_T de cada rotor relativamente ao valor obtido para a configuração base, em função da velocidade de rotação.

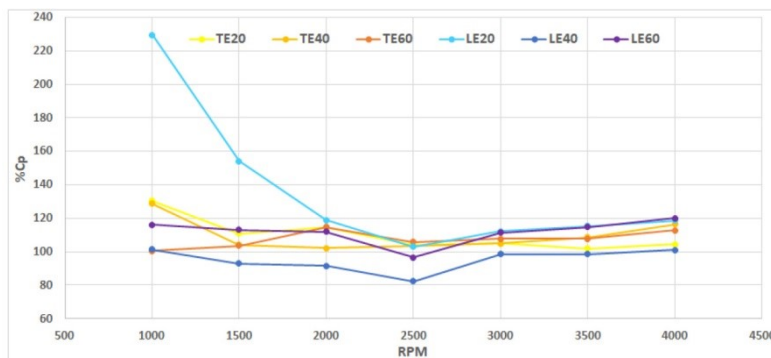


Figura 17 – Percentagem do coeficiente de potência C_P de cada rotor relativamente ao valor obtido para a configuração base, em função da velocidade de rotação.

Na figura 17 comparam-se os valores do coeficiente de potência C_P obtidos para cada rotor em percentagem do valor obtido para a configuração base, para todas as velocidades de rotação. A potência requerida é, em geral, superior à da configuração base, com excepção do rotor LE40.

Os valores do *figure of merit* obtido para cada rotor em função da velocidade de rotação são apresentados na figura 18. Em geral os valores obtidos, mesmo para a configuração base, são baixos. Note-se, no entanto, que os rotores LE obtêm melhores resultados que os rotores TE e que o rotor LE20 obtêm para velocidades acima de 2500 rpm, valores de FM praticamente iguais aos da configuração base. Os valores obtidos para os rotores LE40 e LE 60 são cerca de 75% dos valores da configuração base, o que pode ser aceitável em muitas situações. Para os rotores TE os resultados são claramente piores.

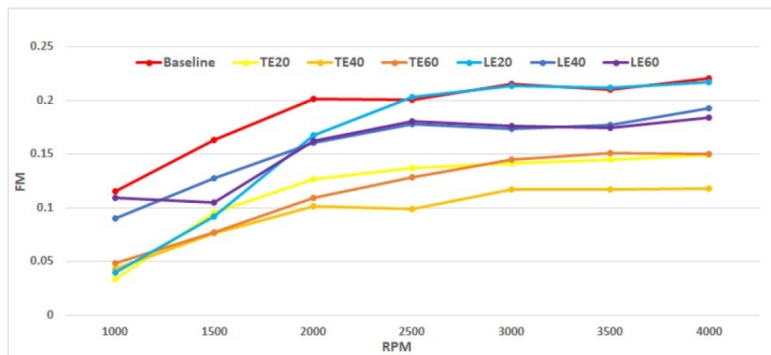


Figura 18– Valores do *figure of merit* obtido para cada rotor em função da velocidade de rotação.

5 Conclusões

Neste trabalho foram estudados experimentalmente os efeitos de modificações tanto no bordo de fuga como no bordo de ataque das pás de um rotor de pequenas dimensões. O estudo de modificações ao bordo de ataque é de particular relevância, porque poucos trabalhos têm sido feitos sobre este tipo de modificações aplicadas a rotores de pequena dimensão.

Da análise de ruído e da performance aerodinâmica conclui-se que os rotores com modificações do bordo de ataque apresentam diminuição de ruído emitido para uma gama de frequências grande e com uma diminuição das características aerodinâmicas aceitável ou mesmo inexistente. Pelo contrário, os rotores com modificações do bordo de fuga apresentam uma redução de ruído emitido apenas para frequências altas ou muito altas, havendo até aumento de ruído em frequências mais baixas, e a perda de performance aerodinâmica é muito acentuada.

Deve notar-se, no entanto, que estas conclusões são válidas apenas para a situação em que o rotor está a pairar. Trabalhos futuros deverão debruçar-se tanto sobre a situação de voo com avanço como com a procura dos parâmetros óptimos do rotor (perfil da pá, comprimento de onda e amplitude das indentações, percentagem do bordo de ataque coberta pelas indentações).

Agradecimentos

Os autores agradecem aos Professores Agostinho Fonseca e António Relógio Ribeiro toda a ajuda prestada na realização deste trabalho.

Este trabalho foi financiado em parte pela FCT através do LAETA, projecto UIDB/50022/2020.

Referências

- [1] Amiet, R. K. Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream. *Journal of Sound and Vibration*, 41(4):407–420, 1975.
- [2] Amiet, R. K. Noise due to turbulent flow past a trailing edge. *Journal of Sound and Vibration*, 47(3):387–393, 1976.
- [3] Howe, M. S. Aerodynamic noise of a serrated trailing edge. *Journal of Fluids and Structures*, 5(1):33–45, 1991.
- [4] Howe, M. S. Noise produced by a sawtooth trailing edge. *Journal of the Acoustical Society of America*, 90(1):482–487, 1991.
- [5] Gruber, M.; Joseph, P. J.; Chong, T. P. On the mechanisms of serrated airfoil trailing edge noise reduction. *17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2011 (32nd AIAA Aeroacoustics Conference)*, June 2011.
- [6] Lee, H. M.; Lu, Z.; Lim, K. M.; Xie, J.; Lee, H. P. Quieter propeller with serrated trailing edge. *Applied Acoustics*, 146:227–236, 2019.
- [7] Soderman, P. T. Aerodynamic effects of leading-edge serrations on a two-dimensional airfoil. *NASA Technical Memorandum TM X-2643*, September 1972.
- [8] Soderman, P. T. Leading edge serrations which reduce the noise of low-speed rotors. *NASA Technical Note TN D-7371*, August 1973.
- [9] Hersh, A. S.; Soderman, P. T.; Hayden R. E. Investigation of acoustic effects of leading-edge serrations on airfoils. *Journal of Aircraft*, 11(4):197–202, 1974.

- [10] Chong, T. P.; Vathylakis, A.; McEwen, A.; Kemsley, F. ; Muhammad, C.; Siddiqi, S. Aeroacoustic and aerodynamic performances of an aerofoil subjected to sinusoidal leading edges. *21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2015.
- [11] Chaitanya, P.; Narayanan, S.; Joseph, P.; Vanderwel, C.; Turner, J.; Kim, J. W.; Ganapathisubramani, B. Broadband noise reduction through leading edge serrations on realistic aerofoils. *21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, pages 1–29, June 2016.
- [12] Amado, I. S. *Experimental Comparison of Planar and Coaxial Rotor Configurations in Multi-rotors*. Master Thesis, Instituto Superior Técnico, September 2017.