

FIA 2020/22

XII CONGRESSO/CONGRESO IBEROAMERICANO DE ACÚSTICA
XXIX ENCONTRO DA SOCIEDADE BRASILEIRA DE ACÚSTICA - SOBRAC

Florianópolis, SC, Brasil

Influência dos parâmetros de aquisição e processamento de sinais na medição da diretividade do ruído de hélices

Resener, I. C.; Bonomo, L. A., Cordioli, J. A.

¹Laboratório de Vibrações e Acústica, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, SC, Brasil, {isabela.resener, lucas.bonomo}@lva.ufsc.br, julio.cordioli@ufsc.br

Resumo

O uso de drones está cada vez mais presente - suas funções variam desde uso midiático até pesquisas acadêmicas. Em grande parte das aplicações, a geração de ruído é prejudicial e indesejada. Uma das principais fontes de ruído de drone é o conjunto motopropulsor. Dessa forma, torna-se importante estudar o som proveniente do motor e da hélice. Para caracterizar o ruído produzido esse conjunto, é necessário saber não só a intensidade do som emitido, mas também a diretividade do campo sonoro. Já que modelar todos os fenômenos acústicos envolvidos na geração de ruído não é uma tarefa simples, é conveniente medir o nível de pressão sonora experimentalmente. Nesse contexto, este trabalho analisa os parâmetros de aquisição e processamento de sinais adequados para a medição do campo sonoro. Os algoritmos de controle da velocidade angular, aquisição e processamento de sinais foram desenvolvidos no próprio laboratório e implementados em Python3. As medições foram conduzidas em uma câmara semi-anechoica, com um conjunto de nove microfones para medição do nível de pressão sonora em um arco de 90° ao redor da hélice. O experimento é formado por um motor elétrico conectado a hélices cujos diâmetros variam entre 8 e 12 polegadas e rotação entre 5.000 e 10.000 rotações por minuto, além de ESC para controle de velocidade e tacômetro a laser para o monitoramento da rotação. Observou-se que os resultados são sensíveis ao tempo de medição, principalmente em regiões onde o nível de pressão sonora é mais baixo, e também à frequência de amostragem, até certo ponto.

Palavras-chave: Ruído de drone, aquisição, processamento, sinais, hélice.

PACS: 43.28.-g, 43.60.-c, 43.60.Vx..

Influence of signal acquisition and processing parameters on propeller directivity measurement

Abstract

Drones are increasingly present - its functions vary from mediatic use to academic research. In most applications, noise generation is prejudicial and undesirable. One of the main sources of drone noise is the power unit assembly. Thus, it becomes important to study the sound proceeding from the motor and the propeller. To characterize this sound source, it's necessary to know not only the intensity of the emitted sound, but also the sound field directivity. Since modeling all of the acoustic phenomena involved in noise generation is not a simple task, it's convenient to experimentally measure the sound pressure. In this context, this work analyses the adequate signal acquisition and processing parameters for the sound field measurement. The angular speed control, signal processing and acquisition algorithms were developed by the authors and were implemented in Python3. The measurements were conducted in a semi-anechoic chamber, with a nine microphone set for sound pressure level measurement in a 90° arc surrounding the propeller. The experiment consists of an electric motor connected with the propellers whose diameters vary between 8 and 12 inches and rotation between 5.000 and 10.000 rotations per minute, besides an ESC for speed control and a laser tachometer for rotation monitoring. It was observed that the results are acquisition time sensitive, especially in regions where the sound pressure level is lower. The results are also sample frequency sensitive, until certain points.

Keywords: Drone noise, acquisition, processing, signal, propeller.



1. INTRODUÇÃO

Aeronaves de decolagem e pouso na vertical (VTOL - *Vertical Take-Off and Landing*) não tripulados, como drones, estão em uma crescente expansão. Observa-se o seu uso para os mais variados fins, seja em pesquisa acadêmicas, monitoramento por vídeo, transporte de pequenas cargas ou até em atividades agrícolas [1–3]. Dessa forma, é necessário analisar como esses veículos impactam os ambientes em que estão inseridos.

Um dos desafios vinculados ao uso de drones é o nível de ruído gerado. Em grande parte das aplicações mencionadas anteriormente, o ruído é prejudicial e indesejado. Operações em centros urbanos ou rurais, por exemplo, devem estar de acordo com as normas de controle de ruído vigentes. O nível da poluição sonora pode até mesmo influenciar os rumos que esse mercado vai seguir nos próximos anos [4]. Nesse contexto, diversos estudos são desenvolvidos para identificar e caracterizar as principais fontes de ruído de drones.

Os fenômenos físicos relacionados à geração de ruído em aeronaves com asas rotativas podem ser divididos em determinísticos e não-determinísticos. O som gerado pelas hélices está relacionado com a velocidade angular, medida em rotações por minuto (RPM), e com a frequência de passagem de pá, chamada de BPF (*blade passing frequency*). É importante identificar os harmônicos de alta ordem relacionados às BPF's e para isso é necessário separar adequadamente as fontes de ruído determinístico e aleatório.

As fontes determinísticas estão relacionadas aos tonais. Elas possuem quatro principais origens [5]: (i) fluido deslocado pela hélice; (ii) força que a superfície da pá exerce sobre o fluido; (iii) carregamento impulsivo do vórtice de ponta de uma pá sobre a pá seguinte e (iv) ruído impulsivo de alta velocidade na ponta de pá.

Já as fontes não-determinísticas estão atreladas ao ruído de banda larga. Elas surgem da interação do escoamento turbulento com ou perto da superfície da hélice [6]. Essas interações podem ser causadas por: (i) ingestão de turbulência atmosférica no rotor [7]; (ii) interação das pás com a esteira do rotor [8]; (iii) formação e espalhamento do escoamento turbulento na camada limite das pás [9, 10].

Fisicamente, as fontes sonoras das hélices de helicópteros e drones são as mesmas. Porém, devido à diferença de escala, estudos indicam que as características acústicas entre esses dois veículos podem variar [11]. A diferença de velocidade de rotação implica em diferentes condições de escoamento. Em helicópteros, o número de Reynolds a 75 % da envergadura é da ordem de 10^6 , enquanto para drones esse valor gira em torno de $10^4 - 10^5$. Para o escoamento em placa plana, por exemplo, o número de Reynolds na hélice do helicóptero já corresponde a escoamento turbulento. Já nos drones, o número de Reynolds ainda corresponde a um regime de transição. Existem também incertezas com relação à influência relativa de ruídos determinísticos e não determinísticos, além do ruído do motor e a interação entre múltiplas hélices [6, 12].

Sendo assim, modelar todos os fenômenos acústicos envolvidos com esses rotores não é uma tarefa simples. Nesse cenário, ensaios experimentais ganham relevância. A qualidade dos resultados experimentais depende diretamente da aquisição e tratamento adequados dos sinais medidos. Logo, para que os resultados finais sejam confiáveis, as etapas de aquisição e processamento de sinais devem ser bem embasadas.

O objetivo deste artigo é discutir os parâmetros de aquisição e processamento de sinais adequados para a medição da diretividade do ruído de hélices de VTOL's de pequena escala. Foram realizados experimentos com hélices comerciais com diâmetros variando entre 8 e 12 polegadas, e velocidades angulares entre 5000 e 10000 RPM. Inicialmente, o artigo apresenta a bancada de medição mais detalhadamente (Seção 2), assim como os métodos de processamento de sinais utilizados para calcular o nível de pressão sonora (NPS) (Seção 3). Os resultados preliminares e os parâmetros de aquisição analisados são apresentados na Seção 4. Ao final, encontram-se as conclusões obtidas e as diretrizes para trabalhos futuros.

2. DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO

As medições do campo acústico foram conduzidas na câmara semi anecoica no Laboratório de Vibrações e Acústica da Universidade Federal de Santa Catarina. A câmara possui tratamento acústico em todas as superfícies exceto no chão, que é

de concreto. As dimensões internas entre as pontas das cunhas de espuma são 5,2 m de largura e profundidade e 3,5 m de altura. A frequência de corte da câmara é aproximadamente 100 Hz.

Imagens do experimento podem ser observada nas Figura 1 e 2, enquanto modelos esquemáticos estão representados na Figuras 3. O experimento consiste em um conjunto motopropulsor montado em uma bancada de suporte, nove microfones de campo de pressão e um tacômetro a laser, conforme indicado na Figura 3a.

A bancada é formada por um tubo de aço, perfis de alumínio e um adaptador impresso 3D na ponta para o encaixe do motor. Na base do tubo de aço há um material viscoelástico para fixar a estrutura firmemente ao chão. Exceto a haste horizontal, toda a bancada é coberta com material acústico no intuito de minimizar reflexões de ondas em altas frequências.

O motor e a hélice são fixados a uma altura de 1,3 m na estrutura da bancada, conforme indicado na figura 3b. Foi utilizado um motor DC sem escovas do modelo U3 KV700, cuja potência máxima é de 500 W, além de um ESC da mesma marca, compatível com o motor. Para registrar a rotação do conjunto, utilizou-se um tacômetro a laser com uma fita reflexiva fixada no motor (Figura 2a), que emite um pulso a cada revolução.

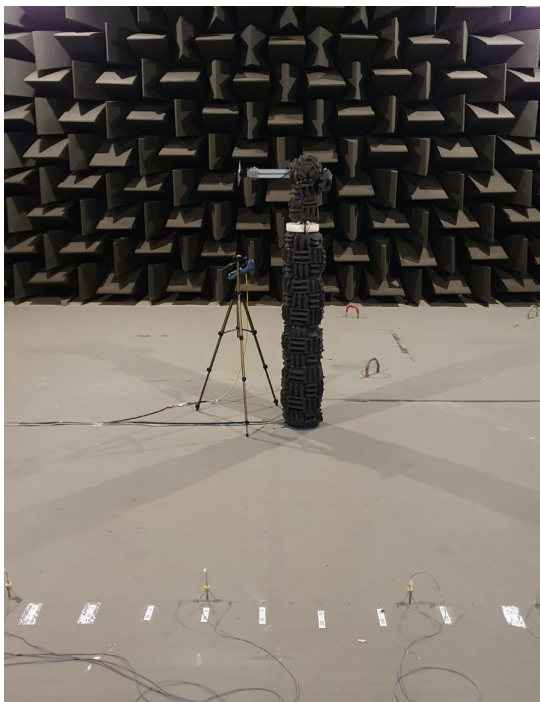
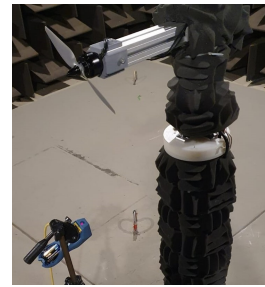
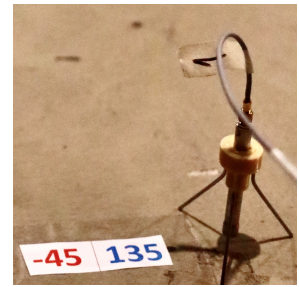


Figura 1: Foto do experimento



(a) Conjunto motopropulsor e tacômetro a laser



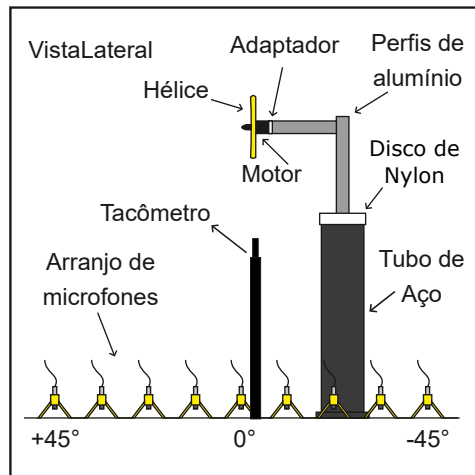
(b) Apoio dos microfones

Figura 2: Detalhes do experimento.

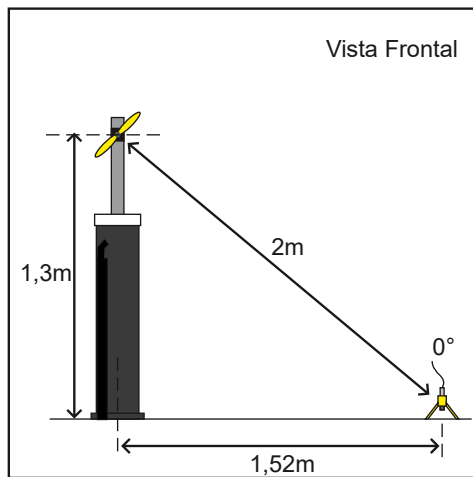
Nove microfones de campo de pressão Bruel&Kjaer de 1/4" DeltaTron tipo 4944A são distribuídos próximos ao chão a uma altura de 6 mm, apoiados por estruturas como a da Figura 2b. Para eliminar os efeitos de reflexão no solo, um coeficiente de 6 dB foi subtraído do nível de pressão sonora medido [13, 14]. Os ângulos de radiação analisados variam entre 45° e -45° (na frente e atrás do plano de giro, respectivamente). Os microfones são distribuídos em uma linha perpendicular ao plano de giro da hélice, sendo a distância horizontal 1,52 m e a distância do eixo de giro 2 m (Figuras 3b e 3c). É importante destacar que a distância entre os microfones e a hélice varia de acordo com o ângulo θ . O NPS é corrigido no pós processamento considerando perda de espalhamento esférico para a distância de referência de 2 m.

A velocidade angular é controlada por um sistema PID desenvolvido pelos autores na linguagem Python3, com uma taxa de atualização de 10 Hz. Para as velocidades de rotação utilizadas no experimento, o desvio médio permaneceu inferior a 10 RPM. A aquisição dos sinais foi feita com um *software* personalizado, também em linguagem Python3. O sistema de aquisição e controle utilizado é composto por um chassi NI PXIe-1082 combinado com as placas NI PXI-7330, NI PXIe-6368 multifunções DAQ, NI PXIe-8375 e duas NI PXIe-4499 para aquisição analógica.

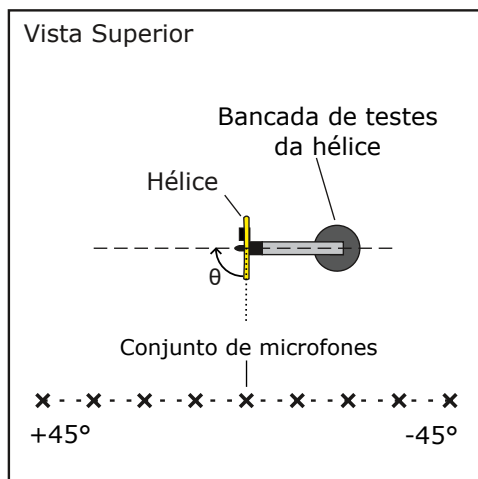
As medições foram feitas com hélices comerciais com passo de 4,5 polegadas e diâmetros de 8, 9, 10, 11 e 12 polegadas. As velocidades de rotação variam entre 5000 e 10000 RPM, com incremento de 500 RPM. Devido a uma restrição de corrente de 25 A na fonte, as velocidades das héli-



(a) Vista lateral



(b) Vista frontal



(c) Vista superior

Figura 3: Representação esquemática do experimento.

ces de 11 e 12 polegadas foram limitadas a 9000 e 8500 RPM respectivamente.

3. SEPARAÇÃO DE COMPONENTES PERIÓDICAS

Esta seção é dedicada ao método de processamento utilizado para separar as componentes determinísticas. O intuito da análise de componentes determinísticas é avaliar mais precisamente a amplitude das principais frequências de interesse - as harmônicas da BPF. A metodologia utilizada no presente trabalho é fortemente baseada na apresentada em Zawodny *et al.* [6].

A ideia central do método consiste na divisão do sinal dos microfones em blocos relativos a uma revolução. Computa-se o bloco médio relativo a uma revolução (*ensemble-average*), obtendo o sinal correspondente a componentes determinísticas do campo de pressão medido.

A divisão do sinal dos microfones em blocos correspondentes a períodos de uma revolução pode ser realizada de duas principais formas: (i) assumindo que a velocidade angular da hélice é constante ao longo de toda a medição; (ii) utilizando os pulsos emitidos pelo tacômetro a cada revolução como gatilho para o corte do sinal. O problema com a segunda estratégia é que, como a velocidade angular varia ao longo do tempo, os períodos de revolução também variam. Consequentemente, os blocos correspondente às revoluções terão tamanhos diferentes, o que inviabiliza o cômputo direto de um bloco médio. Para contornar esse problema, foram realizadas interpolações no domínio do ângulo de eixo. Assumindo que a velocidade angular é constante entre pulsos - hipótese razoável considerando o pequeno intervalo de tempo entre eles - associa-se um ângulo de eixo a cada amostra. Os pulsos são emitidos em intervalos de 2π rad. O sinal é então reamostrado de maneira que todos os intervalos correspondentes a uma revolução conttenham o mesmo número de amostras. Esse procedimento foi realizado com a função *interp1d* disponível na biblioteca *scipy.signal* para Python3, utilizando *splines* cúbicas como funções de base.

Para obter o espectro da componente determinística a partir do bloco médio, foi utilizado o método de Welch. Com o intuito de permitir a análise com a mesma discretização na frequência do sinal inteiro, o bloco médio obtido foi replicado até a obtenção de um sinal com o mesmo comprimento

da medição original. Para assegurar maior precisão na amplitude dos harmônicos, foi utilizada uma janela tipo *flat-top*, com 75 % de *overlapping* e resolução na frequência de 1 Hz. O nível de pressão sonora na frequência da primeira BPF é então extraído do autoespectro obtido.

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Ao processar os dados medidos, foi possível identificar parâmetros de aquisição e processamento de sinais que poderiam influenciar os resultados finais. Tais parâmetros serão discutidos em mais detalhes ao longo desta seção, bem como suas implicações nos resultados obtidos.

4.1 Resultados Preliminares

Nessa seção são apresentados os resultados preliminares obtidos para as hélices de 8, 9, 10, 11 e 12 polegadas de diâmetro, com passo de 4,5 polegadas. Para essas medições os microfones estavam distribuídos nas posições angulares indicadas na tabela 1. O tempo de aquisição total foi de 10,5 s e a frequência de amostragem 22 kHz.

Tabela 1: Posição dos microfones - medição 1

Microfone	Ângulos
1	-45°
2	-37,5°
3	-27,5°
4	-17,5°
5	0°
6	17,5°
7	27,5°
8	37,5°
9	45°

O espectro no plano de giro para a hélice de 10 polegadas está apresentado na Figura 4, assim como a amplitude dos harmônicos para velocidades de 6000, 8000 e 10000 RPM. Os resultados foram obtidos através da metodologia descrita na Seção 3. Os resultados correspondem ao comportamento típico esperado para uma fonte aeroacústica rotativa: picos nos harmônicos da BPF. Nota-se também sub-harmônicos da BPF, correspondentes portanto à frequência de eixo. A origem desses sub-harmônicos pode estar relacionada ao ruído do próprio motor [12], mas principalmente a desbalanceamentos da hélice e

vibrações da estrutura de suporte [15].

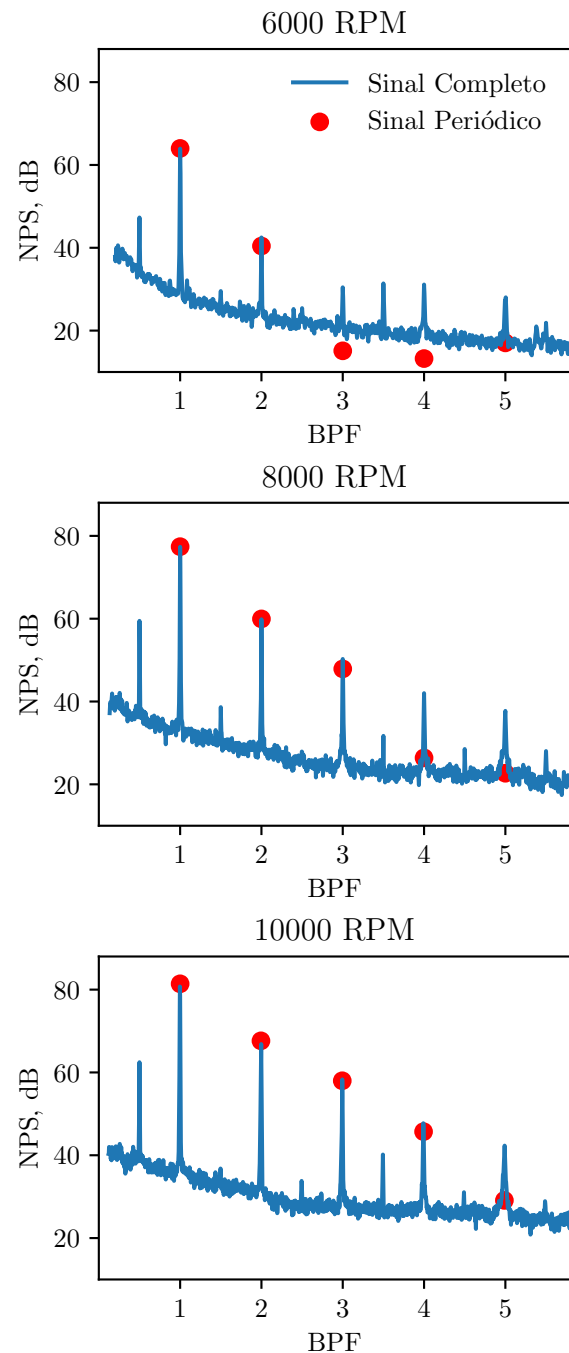


Figura 4: Espectros obtidos para o plano de giro, hélice de 10 polegadas. O eixo das frequências foi normalizado pela primeira frequência de passagem de pá.

Nota-se também que o método de avaliação das amplitudes dos harmônicos obtém boa concordância com os picos do método de processamento tradicional para os primeiros harmônicos. Entretanto, com a redução da amplitude do pico e/ou aumento da ordem do harmônico, valores abaixo do espectro são encontrados. Porém, como o método considera as flutuações de velocidade para o



cômputo do sinal periódico médio, é esperado que os valores observados sejam superiores aos do espectro obtido por métodos tradicionais, tendo em vista que a aplicação do processamento sobre o sinal completo implica no espalhamento de energia nas bandas de frequência no entorno das BPF's.

Uma provável causa para essa divergência são erros na divisão do sinal em blocos relativos a uma revolução. Com o aumento do número do harmônico, o erro de fase induzido pelo erro no corte do sinal se torna cada vez mais pronunciado, fazendo com que as componentes periódicas não sejam mais capturadas pela média do harmônico. Esse erro na divisão do sinal pode ter como fontes: (i) problemas de sincronia na instrumentação/aquisição dos canais ou; (ii) frequência de amostragem muito pequena, o que faz com que o período entre amostras seja muito grande comparado ao período dos harmônicos de ordem maior.

Nas Figuras 5, 6 e 7 estão apresentadas as diretividades obtidas para as hélices de 8, 9 e 12 polegadas, respectivamente. Os resultados obtidos estão de acordo com o observado na literatura, com a máxima diretividade se localizando entre $-17,5^\circ$ e 0° , ou seja, bem próximo à parte inferior do plano de giro da hélice. Entretanto, os resultados obtidos para a parte superior do plano de giro fogem do padrão de NPS crescente com a velocidade de rotação para alguns casos, sendo o mais evidente na Figura 7.

4.2 Convergência do Tempo de Medição

Dentre as possíveis causas para o comportamento anômalo observado para as posições acima do plano de giro da hélice, destacam-se: (i) a não-convergência dos resultados e; (ii) a alternância da componente principal da fonte aeroacústica. Para analisar se esse fenômeno é um comportamento inerente da fonte acústica ou um problema de convergência do tempo de medição, optou-se por aumentar a discretização dos pontos do lado superior do plano de giro da hélice. Nesses testes, os 9 microfones foram posicionados no plano superior, nas posições angulares indicadas na Tabela 2. A frequência de amostragem foi mantida em 22 kHz e o tempo de medição total foi de 300 s. Para análise de convergência, as medições foram divididas nos primeiros 10,5 s, 30 s, 90 s, 180 s e 300 s (tempo total).

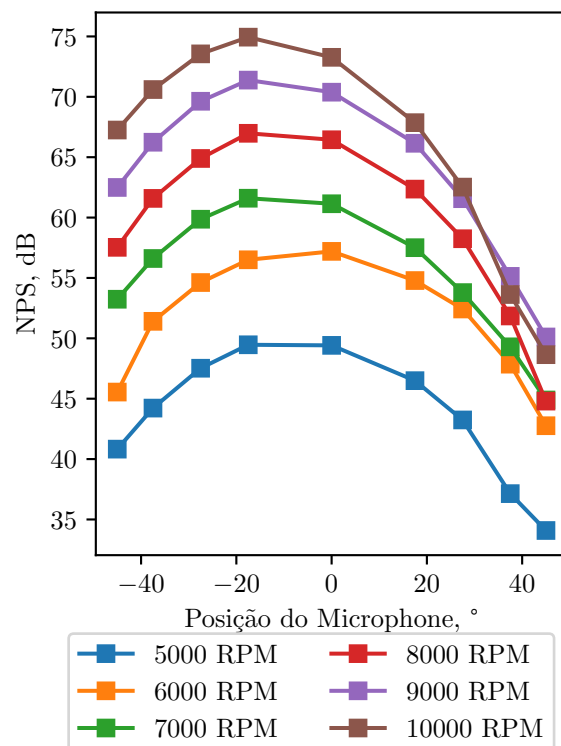


Figura 5: Diretividade da 1ª BPF obtidos para a hélice de 8 polegadas de diâmetro

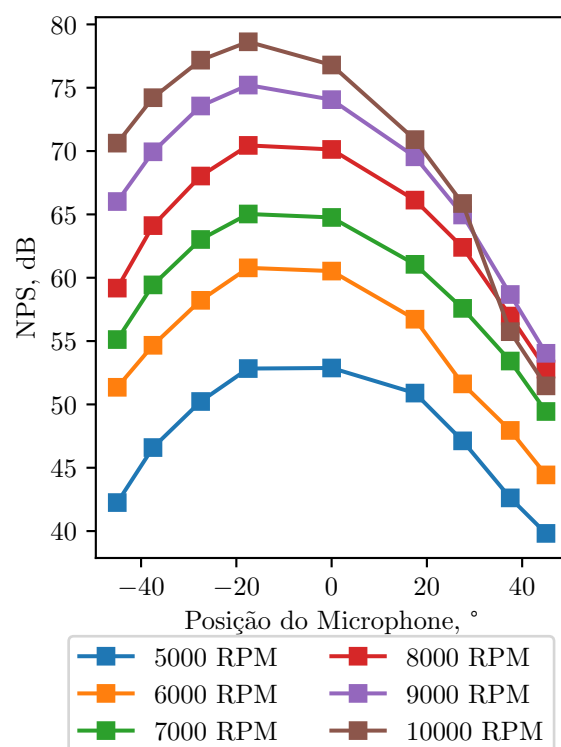


Figura 6: Diretividade da 1ª BPF obtidos para a hélice de 9 polegadas de diâmetro

A diretividade calculada para a 1ª BPF a cada tempo de aquisição pode ser observada na Figura 8. A variação dos resultados provavelmente

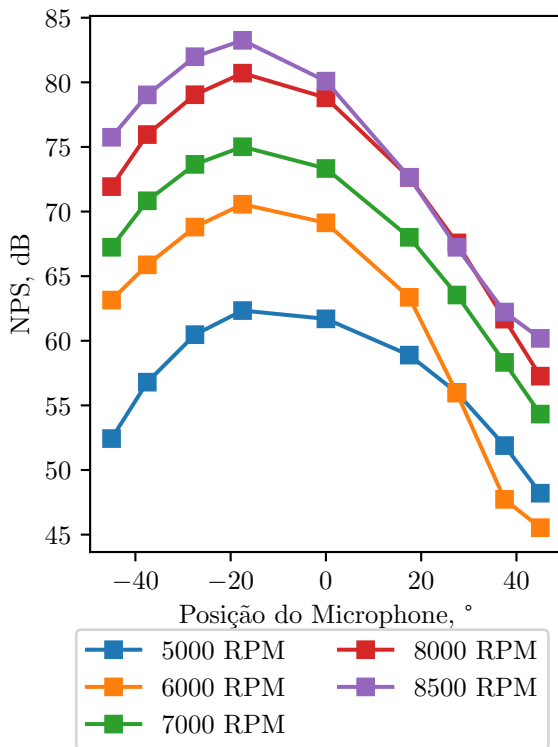


Figura 7: Diretividade da 1ª BPF obtidos para a hélice de 12 polegadas de diâmetro

Tabela 2: Posição dos microfones - medição 2

Microfone	Ângulos
1	0°
2	5°
3	10°
4	20°
5	25°
6	30°
7	35°
8	40°
9	45°

ocorre devido a recirculação de ar na câmara [16], de forma que os próximos passos para trabalhos futuros incluem a sua minimização. O critério de convergência estabelecido foi de 0,5 dB. A diferença entre o tempo total (300 s) com relação aos menores tempos de aquisição é representada na Figura 9. Segundo o critério de convergência mencionado anteriormente, nota-se que para a maioria dos casos as medições convergem com o aumento do tempo de aquisição. Dessa forma, o tempo de aquisição dos sinais foi identificado como um parâmetro relevante na aquisição de dados.

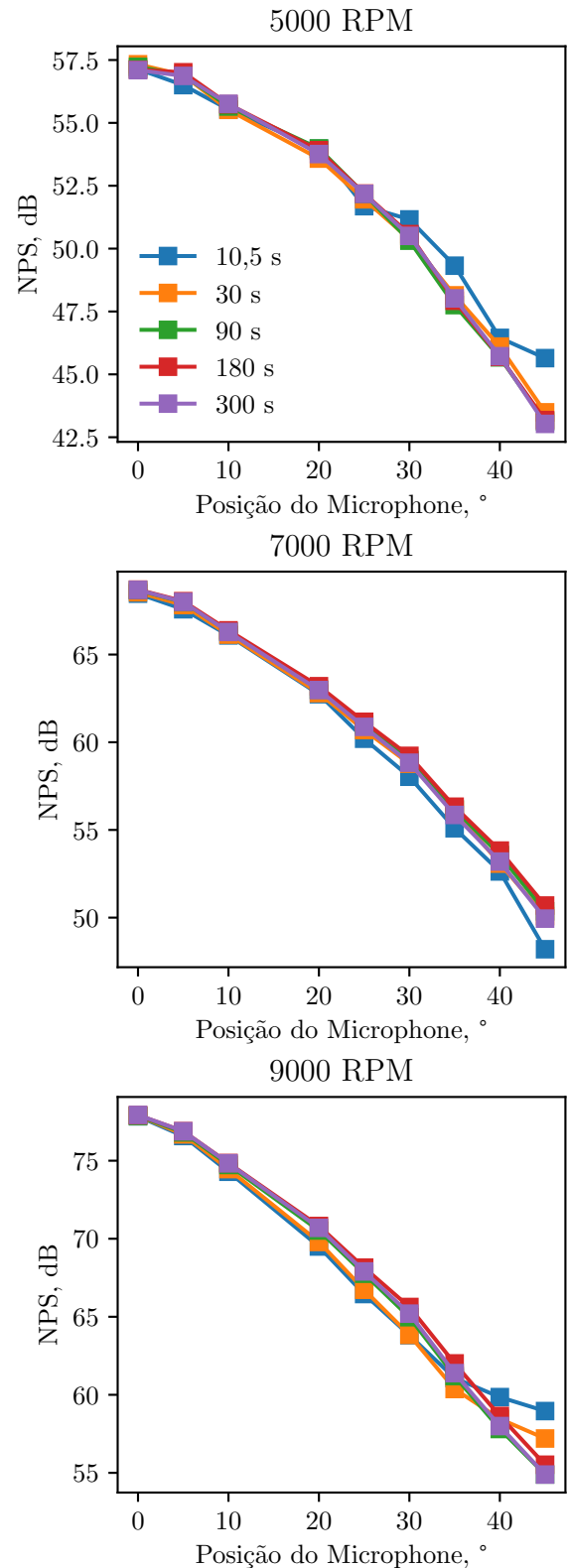


Figura 8: Diretividade da 1ª BPF obtidos para a hélice de 10 polegadas de diâmetro variando o tempo de aquisição utilizado.

4.3 Efeito da Frequência de Amostragem

Para analisar o efeito da frequência de amostragem na detecção das amplitudes dos harmônicos da BPF, foram realizados novos testes com

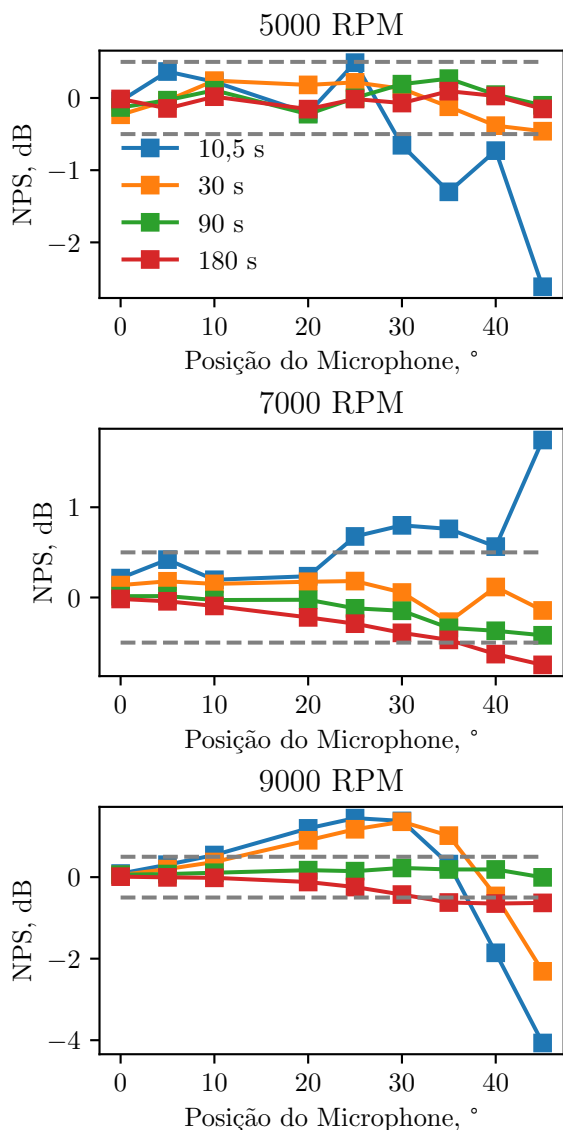


Figura 9: Diferença das diretividades da 1ª BPF obtidos para a hélice de 10 polegadas de diâmetro variando o tempo de aquisição utilizado em relação ao tempo máximo.

frequência de amostragem de $f_s = 102 \text{ kHz}$. Posteriormente, os testes foram subamostrados com frequências $f_s/8$, $f_s/4$ e $f_s/2$. Devido a uma limitação no tamanho de *buffer* do sistema de aquisição implementado, o tempo de aquisição máximo foi de 120 s. Os microfones foram posicionados novamente nas posições angulares originais em relação ao plano de giro (Tabela 1).

A Figura 10 apresenta os resultados obtidos para a análise de convergência da frequência de amostragem para a hélice de 10 polegadas. Um gráfico de barras (Figura 11) é apresentado a fim de auxiliar na visualização das amplitudes dos 5 primeiros harmônicos, calculadas com o método de decomposição das componentes determinísticas.

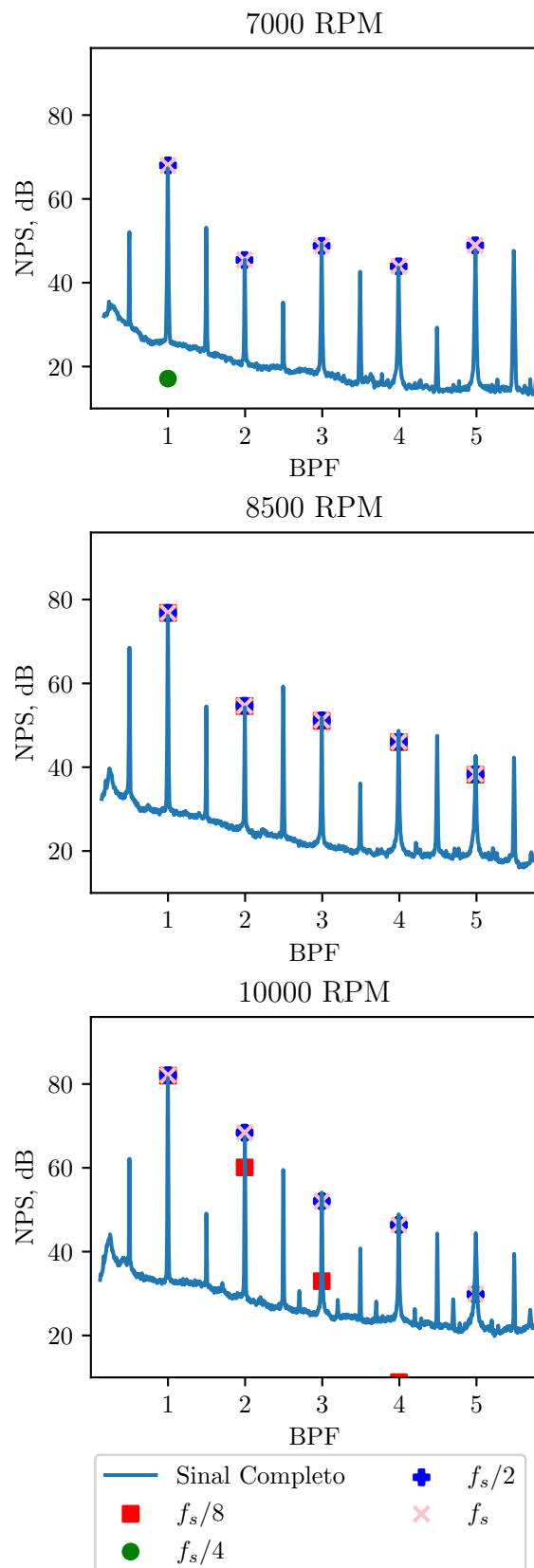


Figura 10: Resultados da análise de convergência da frequência de amostragem. Hélice de 10 polegadas e múltiplas velocidades de revolução. Espectros obtidos com processamento de sinais tradicional e com análise de sinal determinístico.

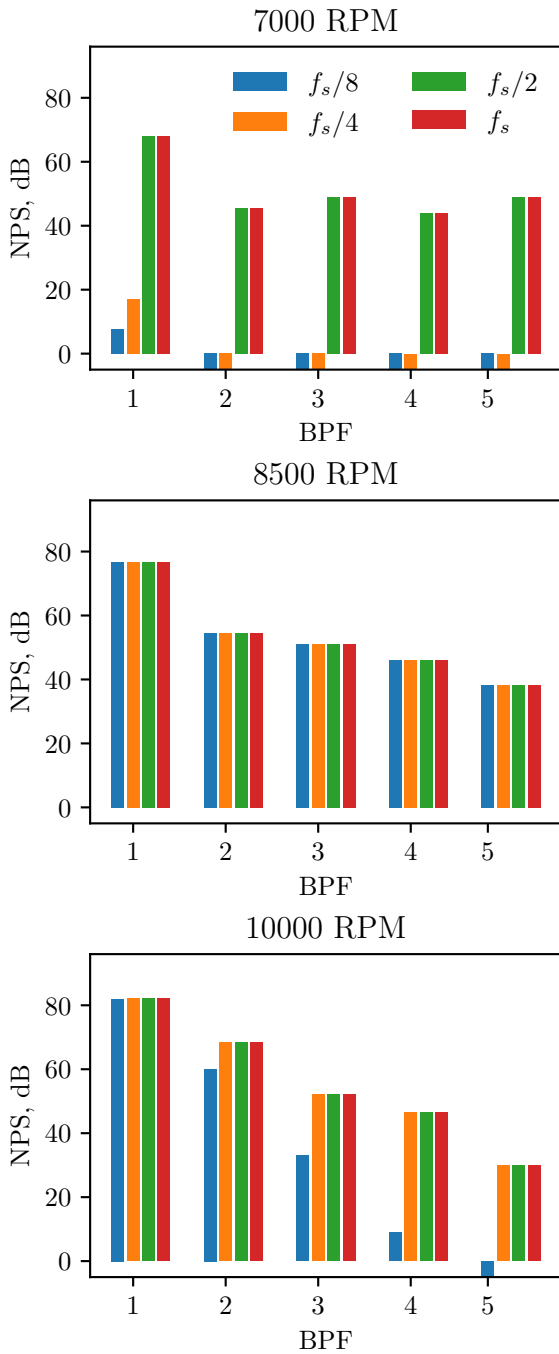


Figura 11: Resultados da análise de convergência da frequência de amostragem. Hélice de 10 polegadas e múltiplas velocidades de revolução. Amplitudes dos harmônicos obtidas com análise da componente determinística do sinal.

Os resultados indicam concordância entre f_s e $f_s/2$ para todos os casos. Os casos extremos - RPM mais alto ou nível dos harmônicos mais baixos (menor RPM), requerem maior frequência de amostragem. A dependência do NPS com o aumento do RPM pode ser justificada pelo menor número de amostras dentro do período de uma rotação, o que aumenta a sensibilidade das pe-

quenas flutuações de velocidade caso o pulso seja detectado um instante de tempo antes ou depois. Por outro lado, a sensibilidade no caso de NPS mais baixos pode ser explicada pela maior flutuação relativa da velocidade angular que ocorre em velocidades mais baixas e que, consequentemente, são detectadas com mais precisão com o uso de uma maior frequência de amostragem.

5. CONCLUSÕES

As análises realizadas permitiram identificar uma convergência dos resultados para tempo e frequência de aquisição elevados. Porém, da forma com que os *softwares* são implementados atualmente, há um custo computacional elevado ao utilizar valores altos para ambos parâmetros. A frequência de aquisição $f_s/2 = 51$ kHz apresenta resultados consistentes quando comparados aos de $f_s = 102$ kHz. Portanto, pode-se adotar $f_s = 51$ kHz sem perda significativa de informação, o que abre mais espaço para aumentar o tempo de aquisição de maneira eficiente.

Além disso, conforme indicado na Seção 3, a técnica de pós-processamento implementada demanda que os sinais sejam cortados e interpolados em blocos relativos às rotações da maneira precisa possível para que as componentes periódicas sejam devidamente separadas. Dessa forma, foi evidenciada também a relevância da análise de ordem na detecção experimental do campo acústico do ruído de hélices.

5.1 Trabalhos Futuros

A partir dos resultados e das conclusões obtidas com esse trabalho, foi possível identificar aspectos que necessitam de análises mais aprofundadas. Como mencionado anteriormente, a análise de ordem é uma delas. Propõe-se utilizar um *encoder* rotativo como forma de obter maior precisão na velocidade angular instantânea, conforme foi proposto por Grande, E. e Casalino, D. [17].

Além disso, foi levantada a hipótese de recirculação de ar na câmara para altos tempos de medição. Os experimentos realizados em Zawodny *et al.* [6], por exemplo, tem o tempo de aquisição limitado para evitar este problema. Portanto, estudos adicionais serão realizados para avaliar a existência da recirculação, bem como a necessidade de eliminá-la.



AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o financiamento e suporte financeiro das seguintes instituições: CNPq, CAPES, EMBRAPPII e EMBRAER S.A.. Agradecimento especial também à Alysson Colaciti, Fernando Laube e Leandro Simões pelas valorosas discussões e sugestões nas análises realizadas ao longo desse trabalho.

REFERÊNCIAS

- [1] FAA. Faa aerospace forecast. Technical report, FAA, 2022.
- [2] Casalino, Damiano; Velden, Wouter C. e Romani, Gianluca. Community noise of urban air transportation vehicles. *AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019. doi: [10.2514/6.2019-1834](https://doi.org/10.2514/6.2019-1834).
- [3] Markets and Markets. Unmanned aerial vehicle (uav) market, 2021. Disponível em: <https://bit.ly/3HHND Dm>.
- [4] Vascik, Parker D. e Hansman, R. John. Scaling constraints for urban air mobility operations: Air traffic control, ground infrastructure, and noise. *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, 2018.
- [5] Brentner, K. e Farassat, F. Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors. *Progress in Aerospace Science*, 39:83–120, 2003. doi: [10.1016/S0376-0421\(02\)00068-4](https://doi.org/10.1016/S0376-0421(02)00068-4).
- [6] Zawodny, Nikolas S; Boyd Jr, D Douglas e Burley, Casey L. Acoustic characterization and prediction of representative, small-scale rotary-wing unmanned aircraft system components. Em *American Helicopter Society (AHS) Annual Forum*, número NF1676L-22587, 2016.
- [7] Simonich, J. C., Amiet, R. K., Schlinker, R. H. e Greitzer, M. E. Helicopter rotor noise due to ingestion of atmospheric turbulence. CR 3973, NASA, Maio 1986.
- [8] Brooks, T. F. e Burley, L. C. Blade wake interaction noise for a main rotor. *Journal of the american helicopter society*, 49:11–27, 2004. doi: [10.4050/JAHS.49.11](https://doi.org/10.4050/JAHS.49.11).
- [9] Brooks, T. F., Pope D. S. e Marcolini, M. A. Airfoil self-noise and prediction. RP 1218, NASA, Hampton, VA, Julho 1989.
- [10] Brooks, T. F. e Burley, L. C. Rotor broadband noise prediction with comparison to model data. *Journal of the american helicopter society*, 49:28–42, 2004. doi: [10.4050/JAHS.49.28](https://doi.org/10.4050/JAHS.49.28).
- [11] Shenoy, R. K.; Kohlepp, F. D. e Leighton, K. P. Acoustic characteristics of 1/20-scale model helicopter rotors. Technical Report NASA CR 177355, NASA, 1986.
- [12] Tinney, C., E. e Sirohi, J. Multicopter drone noise at static thrust. *AIAA Journal*, 56, 2018. doi: [10.2514/1.J056827](https://doi.org/10.2514/1.J056827).
- [13] Albert, M., Bousquet, P. e Lizarazu, D. Rotor broadband noise prediction with comparison to model data. *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2017. doi: [10.2514/6.2017-3845](https://doi.org/10.2514/6.2017-3845).
- [14] Giannakis, J., M. e Nesbitt, E., H. Evaluation of a correction factor for flyover-noise ground plane microphones. *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, 2020. doi: [10.2514/6.2020-2612](https://doi.org/10.2514/6.2020-2612).
- [15] Casalino, Damiano; Grande, Edoardo; Romani, Gianluca; Ragni, Daniele e Avallone, Francesco. Definition of a benchmark for low reynolds number propeller aeroacoustics. *Aerospace Science and Technology*, 113, 2021. doi: [10.1016/j.ast.2021.106707](https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106707).
- [16] Weitsman, D; Stephenson, J. H. e Zawodny, N. S. Effects of flow recirculation on acoustic and dynamic measurements of rotary-wing systems operating in closed anechoic chambers. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 148, 2020. doi: [10.1121/10.0001901](https://doi.org/10.1121/10.0001901).
- [17] Grande, E., Romani, G., Ragni, D, Avallone, F. e Casalino, D. Aeroacoustic investigation of a propeller operating at low reynolds numbers. *AIAA Journal*, 60 (2):860–871, 2022. doi: [10.2514/1.J060611](https://doi.org/10.2514/1.J060611).