



Relatório de Pesquisa

Título do projeto de pesquisa: Implementação e Aplicação de Métodos Numéricos para o Cálculo de Ruído Gerado por Escoamentos Aerodinâmicos Não-Estacionários

Bolsista: Bruno Backes

Orientador: João Luiz Filgueiras de Azevedo

Co-orientador: William Roberto Wolf

Período a que se refere o relatório: Agosto de 2013 a Julho de 2014

Resumo

Este trabalho aborda o estudo de ruído gerado por escoamentos aerodinâmicos não-estacionários. O objetivo consiste na implementação de métodos numéricos para a aplicação na área de aeroacústica. Inicialmente, foi desenvolvida uma ferramenta para o cálculo de radiação sonora que resolve uma formulação do método de analogia acústica de Ffowcs Williams e Hawkins (FW-H) em duas dimensões. Esses escoamentos são calculados utilizando uma ferramenta de CFD de alta-ordem de precisão, com características não-dissipativas e não-dispersivas, disponível no laboratório de Aerodinâmica Computacional do IAE. Os resultados das simulações numéricas são utilizados para se verificar aqueles obtidos pela formulação de analogia acústica.

1. Introdução

Nas últimas três décadas, uma redução significativa do ruído gerado por jatos foi obtida devido aos esforços realizados para se projetar motores mais eficientes e silenciosos. Desde então, a interação entre escoamentos turbulentos não-estacionários e a estrutura das aeronaves se tornou uma fonte de ruído significativa, especialmente em condições de aterrissagem [1, 2, 3].

Em problemas práticos de interesse, especialmente os de predição de ruído em escoamentos aerodinâmicos com baixos números de Mach, a extensa disparidade nas escalas



de energia entre os campos aerodinâmicos e aeroacústicos torna a simulação numérica direta da geração e propagação de ruído proibitiva. Métodos híbridos têm sido amplamente utilizados como solução para este problema, onde as fontes responsáveis pela geração de ruído são calculadas separadamente do campo acústico utilizando técnicas de dinâmica dos fluidos computacional, CFD, do inglês, *Computational Fluid Dynamics*. Tipicamente, o campo acústico é calculado utilizando-se uma analogia derivada da equação de Lighthill [4] como, por exemplo, a formulação de Ffowks Williams & Hawkins (FWH) [5] comumente usada em problemas de ruído gerado em configurações aerodinâmicas. A formulação de FWH inclui contribuições de fontes do tipo monopolo e dipolo calculadas ao longo das superfícies das geometrias analisadas e, também, de fontes volumétricas do tipo quadrupolo calculadas ao longo do escoamento, em regiões de esteiras e camadas-limite. Usualmente, fontes do tipo quadrupolo são desprezadas em predições de ruído gerado por escoamentos com baixos números de Mach porque os efeitos dessas fontes são reduzidos comparando-se com efeitos de fontes do tipo dipolo e monopolo e, também, devido ao alto custo computacional necessário para o cálculo das integrais de volume. No entanto, estudos recentes demonstram que fontes do tipo quadrupolo podem ter um efeito importante nas predições acústicas de escoamentos aerodinâmicos com baixos números de Mach sobre configurações complexas [6, 7, 8].

2. Materiais e Métodos

A simulação numérica direta da geração de ruído e de sua propagação subsequente para um observador distante se torna proibitiva devido à alta resolução necessária nos cálculos computacionais. Dessa forma, métodos híbridos que calculam separadamente a geração e propagação de som são empregados [9, 10]. Tipicamente, métodos de CFD são utilizados para calcular as variáveis do escoamento na região que compreende as fontes sonoras não lineares responsáveis pela geração de ruído. Essas variáveis são, então, utilizadas como dados de entrada para formulações de propagação de som que fornecem os níveis de ruído em observadores distantes. Deve-se mencionar que as características físicas do escoamento devem ser capturadas com acurácia pelos métodos de CFD para se utilizar, nesse contexto, os métodos híbridos. Os escoamentos aerodinâmicos não estacionários analisados neste trabalho dão origem a fontes de ruído com um amplo regime de frequências e escalas



espaciais. Portanto, o método de simulação numérica direta, DNS, do inglês *Direct Numerical Simulation*, é escolhido para as simulações dos escoamentos com baixo número de Reynolds e números de Mach baixos e moderados que se pretende analisar uma vez que este captura todas as escalas de energia associadas com a geração de ruído.

As equações de Navier-Stokes escritas utilizando uma formulação de coordenadas curvilíneas gerais em duas dimensões são resolvidas numericamente na forma conservativa. O método de DNS empregado neste trabalho resolve os escoamentos aerodinâmicos não estacionários e, também, o campo acústico gerado por estes escoamentos. O esquema numérico utilizado para a discretização espacial das equações de conservação é um esquema compacto de sexta ordem de precisão [10] implementado em uma malha deslocada. A ferramenta numérica permite a utilização de malhas sobrepostas com interpolação hermitiana de quarta ordem de precisão entre blocos de malha diferentes. Um método de Runge-Kutta explícito de terceira ordem de precisão com armazenamento de variáveis compacto [11] é utilizado para a integração temporal das equações governantes em regiões afastadas de paredes sólidas. Em regiões do escoamento próximas de paredes, a integração temporal das equações governantes é realizada utilizando-se um método de Beam-Warming de segunda ordem de precisão [12] para se evitar as restrições de passo no tempo. Condições de contorno de parede adiabática sem escorregamento são aplicadas nas superfícies sólidas e condições de contorno características e de esponjas são aplicadas nas regiões de escoamento distante de paredes [13]. A ferramenta numérica atual foi validada para diversas simulações de escoamentos compressíveis [10], e o presente grupo de pesquisa empreendeu as modificações necessárias para a sua utilização nos problemas de interesse do presente projeto.

Neste trabalho, a formulação de analogia acústica de Ffowcs Williams-Hawkings [5] (FWH) é utilizada para se realizar os cálculos aeroacústicos de radiação sonora gerada pelos escoamentos não estacionários investigados. A formulação atual assume que as fontes de ruído e as posições dos observadores estão em movimento uniforme. Além disso, a presente formulação é implementada no domínio da frequência.

3. Resultados

Esta seção apresenta os resultados do estudo do ruído gerado por um escoamento aerodinâmico não estacionário sobre uma configuração composta por um aerofólio NACA

0012 e um cilindro próximo do aerofólio. Os resultados foram obtidos através do cálculo direto da pressão acústica utilizando uma ferramenta de CFD. Esses resultados foram posteriormente processados utilizando-se uma ferramenta de análise no domínio da frequência para se estudar os efeitos da geração e propagação de ruído para frequências distintas. Dessa forma, os efeitos de interação entre camadas limite e esteiras das geometrias investigadas podem ser estudados. A malha utilizada para se resolver as equações de Navier-Stokes pode ser observada na Fig.1. A técnica de malhas sobrepostas é utilizada e pode-se notar as malhas diferentes sobre a região de camada limite do aerofólio, malha vermelha, malha sobre o cilindro, malha verde, e malha do escoamento distante, malha azul. A malha sobre o aerofólio possui 401 pontos na direção tangencial e 60 pontos na direção normal, a malha sobre o cilindro com raio $r = 0,02c$, onde c é a corda da asa, possui 241 pontos na direção circunferencial e 55 pontos na direção radial e a malha do escoamento distante, malha onde o aerofólio e o cilindro são alocados, possui 401 pontos na direção circunferencial e 625 pontos na direção radial. O centro do cilindro está localizado nas posições $0.5c$ e $0.25c$, para posição a meia-corda do aerofólio, e nas posições $1.0c$ e $0.25c$, para posição no bordo de fuga do aerofólio, nas direções x e y cartesianas, respectivamente, considerando a origem do sistema de coordenadas localizada no bordo de ataque do aerofólio.

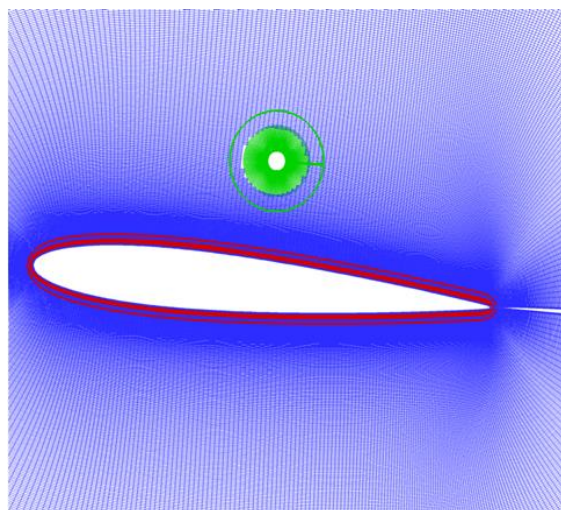


Figura 1 - Malha utilizada.

O número de Reynolds do escoamento baseado na corda do aerofólio é fixado em $Re_c = 5000$, e o número de Reynolds baseado no diâmetro do cilindro é $Re_d = 200$. Serão analisadas as gerações acústicas para as frequências do vortex shedding do cilindro e do



aerofólio, utilizando apenas uma velocidade de escoamento, $Mach = 0.5$, com ângulo de ataque de $AoA = 5^\circ$ variando apenas a posição do cilindro.

Utilizando a analogia acústica de FW-H, foi feita uma análise da geração de ruído causada pelas esteiras de vórtices do aerofólio do cilindro, separadamente, observando também em quais casos a fonte do tipo quadrupolo contribui mais com a fonte do tipo dipolo para que o resultado se aproxime do obtido pela ferramenta CFD.

Nas Figs. 2 e 4 é possível notar como a intensidade sonora é maior quando se está analisando uma frequência maior, a frequência do *vortex shedding* do cilindro. Nas mesmas figuras também é visível que a propagação sonora se dá tanto pelo fenômeno de difração, no bordo de fuga do aerofólio, quanto pelo fenômeno de reflexão, na superfície do aerofólio. Por outro lado, na Fig. 3, para o cilindro posicionado a meia-corda do aerofólio, o ruído é quase todo refletido, com uma parcela desprezível de pressão acústica difratada.

Observando apenas a Fig. 2 (b), nota-se que o dipolo do cilindro, quando analisada a frequência do *vortex shedding* do aerofólio, torna-se desprezível, isso se explica devido ao fato do diâmetro do cilindro ser menor do que o comprimento de onda do ruído gerado, lembrando que o comprimento de onda é inversamente proporcional a frequência do sinal, como nesse caso a frequência do sinal é alta, o comprimento de onda será relativamente grande, fazendo com que o cilindro passe a ser praticamente invisível ao sinal.

Nas Figs. 3 (c) e 4 (c), observa-se um forte cancelamento de ruído no intradorso do aerofólio causado pelo ruído do tipo quadrupolo, que por questões de espaçamento angular entre sinais, corrige o formato do ruído dipolo para o formato similar ao obtido por DNS. Já na Fig. 2 (c), o ruído quadrupolo modifica completamente o sinal dipolo, mostrando sua real importância no ruído total.

4. Conclusões

Um estudo utilizando as diferentes posições do cilindro foi feito, mais especificamente para o cilindro posicionado a meia-corda e no bordo de fuga do aerofólio. Para frequências maiores, frequência do *vortex shedding* do cilindro, percebeu-se uma intensidade sonora maior. Já para a frequência do *vortex shedding* do aerofólio, além do ruído ser menor, notou-se que o dipolo do cilindro para essa frequência é desprezível, devido ao seu diâmetro ser menor que o comprimento de onda do sinal analisado.

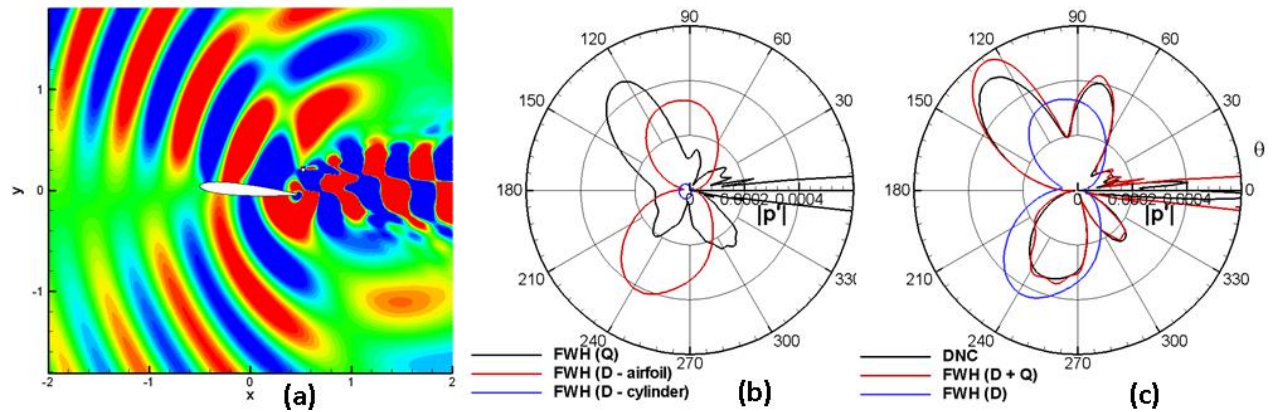


Figura 2 – escoamento a Mach 0.5 na frequência de *vortex shedding* do aerofólio, para o cilindro em 1.0c.

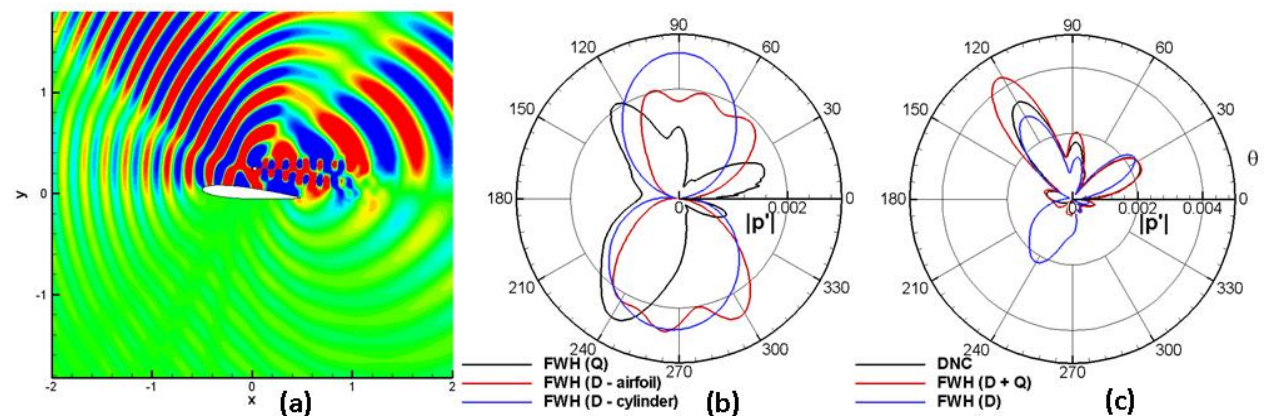


Figura 3 – escoamento a Mach 0.5 na frequência de *vortex shedding* do cilindro, para o cilindro em 0.5c.

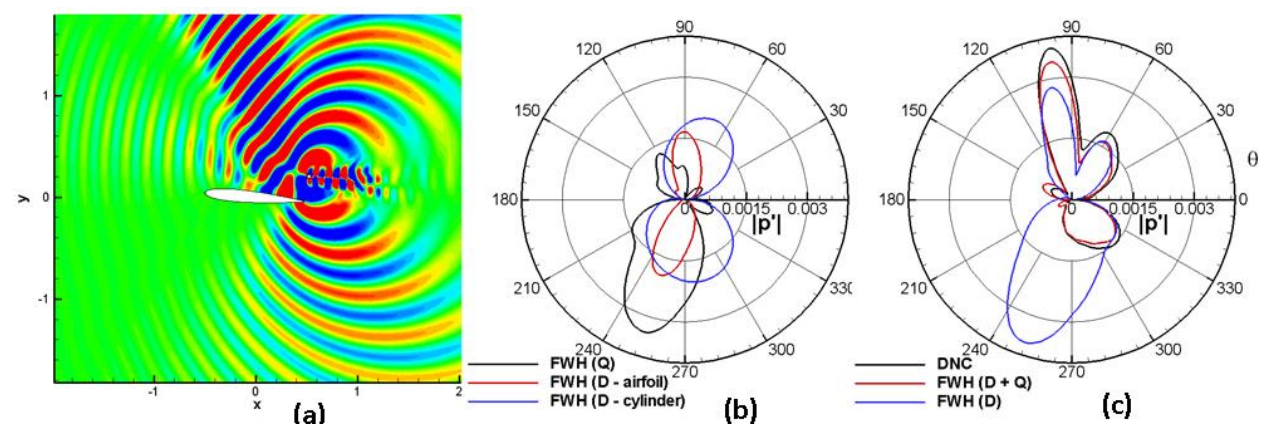


Figura 4 – escoamento a Mach 0.5 na frequência de *vortex shedding* do cilindro, para o cilindro em 1.0c.



Observou-se também, que quando o cilindro está posicionado a meia-corda do aerofólio, a propagação acústica está mais relacionada a fenômeno de reflexão, já quando o cilindro está posicionado no bordo de fuga, observa-se tanto reflexão, como difração acústica.

Finalmente, o ruído quadrupolo se mostrou tão importante quanto o dipolo em todos os casos analisados neste presente trabalho, e todos os resultados, obtidos pela analogia acústica de FWH, mostraram-se com uma concordância muito boa ao serem comparados aos resultados obtidos por DNS.

Agradecimentos e Perspectivas de Futuro

Primeiramente gostaria de agradecer aos meus orientadores, João Luiz Filgueiras de Azevedo e William Roberto Wolf, pela atenção dedicada ao longo desses 3 anos de iniciação científica no IAE. Ao programa PIBIC-IAE pela oportunidade e ao CNPq pelo apoio financeiro. Estes anos de pesquisa fizeram toda a diferença para mim, despertando o interesse pela ciência, e foram decisivos na hora de escolher o que fazer após o término da graduação. Fui aceito no programa de mestrado da Faculdade de Engenharia Mecânica da Unicamp, onde darei continuidade ao que vinha desenvolvendo na iniciação científica do IAE, alterando apenas as configurações de escoamento, juntamente com o meu co-orientador deste presente trabalho. Neste trabalho foi apresentada uma configuração na qual o escoamento que chega no aerofólio é uniforme. No mestrado, será estudada a aeroacústica de um aerofólio imerso em uma esteira de vórtices, ou seja, o escoamento que chega no bordo de ataque do aerofólio já está perturbado. Nada disto estaria acontecendo se eu não tivesse, principalmente, conhecido as pessoas extraordinárias que o PIBIC-IAE possibilitou que eu conhecesse, pessoas essas que ao longo desta jornada deixaram de ser apenas orientadores, ou colegas de trabalho, se tornaram amigos.

Devo a essa iniciação científica, tudo o que tem acontecido de bom nesses últimos anos, todas as oportunidades, desde os eventos que pude participar, até o mestrado, que será agora meu próximo desafio. Espero conseguir retribuir tudo o que foi me passado, com muitas contribuições científicas ao longo da minha carreira.



Referências

- [1] Lilley, G. M., “The Prediction of Airframe Noise and Comparison with Experiment,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 239, 2001, pp. 849-859.
- [2] Farassat, F., and Casper, J. H., “Towards an Airframe Noise Prediction Methodology: Survey of Current Approaches,” *Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 2006-0210, 2006, pp. 1-12.
- [3] Dobrzynski, W., “Almost 40 years of Airframe Noise Research: What DiD We Achieve” *Journal of Aircraft*, Vol. 47, 2010, pp. 353-367.
- [4] Lighthill, M. J., “On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory,” *Proceedings of the Royal Society of London*, Vol. 211, 1952, pp. 564-587
- [5] Ffowcs Williams, J. E., and Hawkings, D. L., “Sound Generation by Turbulence and Surface in Arbitrary Motion,” *Philosophical Transaction of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, Vol. 264, 1969, pp. 21-342.
- [6] Casper, J.H., Lockard, D.P., Khorrani, M.R., and Streett, C.L., “Investigation of Volumetric Sources in Airframe Noise Simulations.” *Proceedings of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA Paper 2004-2805, 2004.
- [7] Spalart, P.R., Shur, M.L., Strelets, M.K., and Travin, A.K., “Towards Noise Prediction for Rudimentary Landing Gear,” *Proceeding of the IUTAM Symposium on Computational Aeroacoustics for Aircraft Noise Prediction*, *Procedia Engineering* 6, 2010, pp. 283-292.
- [8] Lockard, D.P., A Comparison of Ffowcs Williams-Hawkings Solvers for Airframe Noise Applications,” *Proceedings of the 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2002.
- [9] Lyrintzis, A. S., “Surface Integral Methods in Computational Aeroacoustics - From the (CFD) Near-field to the (Acoustic) Far-field,” *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 2, 2003, pp. 95-128.
- [10] Bhaskaran, R., *Large Eddy Simulation of High Pressure Turbine Cascade*, PhD Thesis, Stanford University, 2010.
- [11] Wray, A., *Very Low Storage Time Advancement Schemes*, NASA Technical Report, NASA, 1986.
- [12] Beam, R. M., and Warming, R. F., “An Implicit Factored Scheme for the Compressible Navier-Stokes Equations,” *AIAA Journal*, Vol. 16, 1978, pp. 393-402.
- [13] Wagner, C. A., Hüttl, T., and Sagaut, P., “Large-Eddy Simulation for Acoustics,” *Cambridge University Press*, 2007.