

SIMULAÇÕES DE AEROACÚSTICA DOS ESCOAMENTOS AO REDOR DE UM CILINDRO E AEROFÓLIO COM “SLAT”

Bruno de Castro Braz
bruno.braz@yahoo.com.br

Resumo. Na primeira fase do projeto, com o objetivo de validar o método de cálculo, foi analisado o problema aeroacústico gerado pelo escoamento de ar ao redor de um cilindro. Para a realização deste estudo foi utilizado o software comercial FLUENT e para elaboração da malha computacional do domínio considerado, o software comercial ICEM. Várias malhas foram testadas, juntamente com os modelos opcionais existentes no FLUENT.

Com a validação da metodologia de solução dos problemas aeroacústicos, o projeto entrou em sua parte final: a análise aeroacústica de um escoamento em torno de um aerofólio com slat.

Os resultados obtidos apresentaram-se satisfatórios quando comparados a resultados experimentais.

Palavras chave: vórtices dos fluidos, acústica, aerodinâmica.

1. Introdução

Atualmente com o avanço dos computadores, as tecnologias baseadas em CFD (Computational Fluid Dynamics) tornaram-se capazes de analisar problemas aerodinâmicos, sendo esta uma solução barata para se validar os diversos estudos e modificações em aeronaves.

Porém, os estudos baseados em CFD ainda estão num processo de confirmação de resultados na área aeroacústica e é dentro deste contexto que se encaixa este artigo técnico. Portanto, serão estudados e simulados através do software comercial Fluent a física e os resultados dos escoamentos ao redor de um cilindro e de um aerofólio com slat.

2. Formulação do escoamento ao redor do cilindro

O objetivo de se estudar o escoamento ao redor de um cilindro foi o de se criar uma metodologia de análise de problemas aeroacústicos através de simulações numéricas e entender o funcionamento dos dois softwares comerciais utilizados no trabalho, Fluent e o Icem.

Então era necessária a utilização de um caso já amplamente estudado no mundo acadêmico, um caso que possuísse um banco de dados suficiente para que os métodos aprendidos no processo de estudo pudessem ser validados.

O caso que se encaixou nesse perfil será discutido abaixo da fig. (1), que possui o domínio utilizado nessa análise.

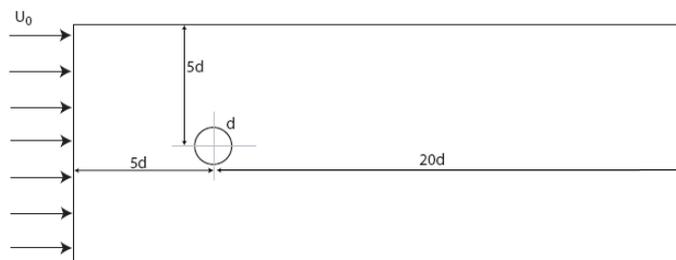


Figura 1. Geometria do problema para o caso do cilindro.

O caso a ser analisado é o de um cilindro de 19 mm de diâmetro dentro de um escoamento de 69,2 m/s, o que nos dá um Reynolds de aproximadamente 90.000 e um número de Mach de 0,2, para tanto a geometria considerada para a criação das malhas possui distancias de 5d para frente, para cima e para baixo do cilindro e 20d para trás, conforme a fig. (1). As simulações são bidimensionais.

Baseadas no esquema da fig. (1) foram feitas diversas malhas e simulações, sendo apresentada aqui a simulação que gerou os melhores resultados.

2.2. Malha computacional do cilindro

A melhor malha simulada possui 68.284 elementos, um y^+ de 3 e 240 pontos em torno do cilindro, com esta malha é possível calcular a camada limite sem a utilização de leis de parede, sua geração foi a partir do software comercial Icem e seus detalhes estão apresentados nas fig. (2) e (3) abaixo.

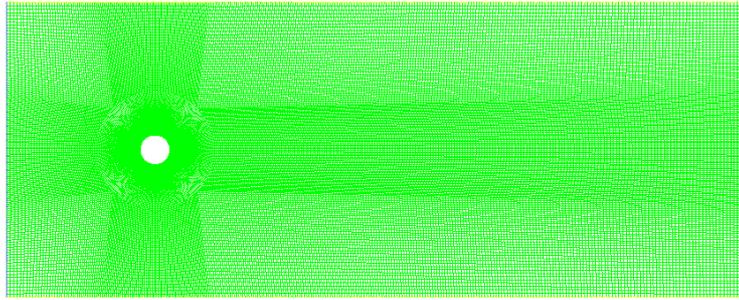


Figura 2. Malha computacional do cilindro.

A fig. (3) apresenta em detalhe a região próxima ao cilindro.

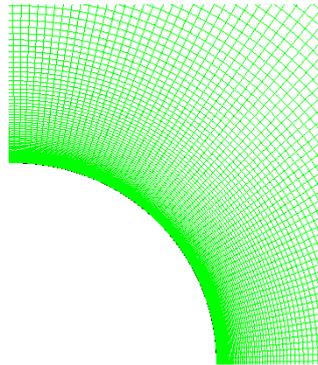


Figura 3. Detalhe da malha na região próxima ao cilindro.

2.3. Modelos de turbulência LES

Escoamentos turbulentos são caracterizados por possuírem uma ampla escala de turbilhões.

Em teoria é possível resolver de forma direta todo o espectro de turbulência, usando o conhecido método direto de simulação (DNS). Entretanto, para problemas de engenharia esse método não é viável computacionalmente, pois o custo é proporcional a Re^3 .

O modelo LES resolve diretamente as maiores escalas dos turbilhões, enquanto as menores escalas são modeladas. Os princípios pelos os quais o LES consegue gerar bons resultados estão a seguir:

- Momento, massa, energia, e outros escalares são transportados em sua maior parte por grandes escalas.
- Pequenas escalas são menos dependentes da geometria, são mais isotrópicas, sendo conseqüentemente mais universais.
- Grandes escalas são mais dependentes do problema, elas estão ligadas com a geometria, condições de contorno e o fluido.
- A chance de se achar um modelo de turbulência universal para as pequenas escalas é muito maior.

Resolvendo apenas as grandes escalas, podemos utilizar malhas mais leves e maiores passos de tempo. Entretanto LES ainda precisa trabalhar com malhas mais refinadas do que os outros modelos de turbulência que modelam todo o espectro (RANS).

As equações que governam o método LES são obtidas do filtro das equações dependentes do tempo de Navier-Stokes. O processo de filtro efetivamente corta as escalas menores que o comprimento do filtro ou que o espaçamento da malha usado nas contas. O resultado são equações que governam as maiores escalas.

Um filtro pode ser definido como [1]:

$$\bar{\phi}(\mathbf{x}) = \int_D \phi(\mathbf{x}')G(\mathbf{x}, \mathbf{x}')d\mathbf{x}'$$

onde D é o domínio do fluido, e G é a função filtro que determina o tamanho de escala a ser resolvido. No Fluent, a discretização dos volumes finitos implica que a operação de filtro seja:

$$\bar{\phi}(\mathbf{x}) = \frac{1}{V} \int_{\mathcal{V}} \phi(\mathbf{x}') d\mathbf{x}', \quad \mathbf{x}' \in \mathcal{V}$$

onde V é o volume de uma célula computacional. Portanto a função $G(\mathbf{x}, \mathbf{x}')$ utilizada aqui é:

$$G(\mathbf{x}, \mathbf{x}') \begin{cases} 1/V, & \mathbf{x}' \in \mathcal{V} \\ 0, & \mathbf{x}' \notin \mathcal{V} \end{cases}$$

As menores escalas resultantes do filtro são desconhecidas e serão modeladas através das hipóteses de Boussinesq, que são utilizadas nos outros métodos que modelam toda a faixa de turbilhões.

O Fluent oferece três modelos, o “Wall Adapting Local Eddy-Viscosity model” (WALE), o “Locally Dynamic Smagorinsky model” (LDS) e o “Smagorinsky” model, que de acordo com Ton et al. [2], esses três modelos não geram grandes diferenças de resultados entre si.

2.4. Condições de contorno

As condições de contorno são parâmetros fundamentais para uma simulação, não definir corretamente estas condições pode significar na simulação de um caso totalmente diferente do desejado, como pode também gerar grandes erros no resultado final.

São as condições de contorno que dizem ao simulador quais são as características de entrada do escoamento, as de saída, se temos corpos imersos, se temos geradores de calor, fontes de fluido, etc. Ou seja, são através dessas condições que o simulador interpreta perfeitamente o que cada componente da malha representa.

Neste trabalho foi utilizada na entrada do escoamento a condição “velocity inlet”, na saída a condição “pressure outlet”, nas laterais do domínio superior e inferior foi usado “symmetry” e no cilindro foi definido “wall”.

2.5. Formulação acústica do problema

A disciplina de acústica, que é o estudo de ondas de pressão nos fluidos, está intimamente ligada à dinâmica dos fluidos. Muitos sons que são tecnologicamente importantes nas aplicações industriais são gerados e propagados em escoamentos de fluidos. O fenômeno associado com o som pode, portanto ser entendido e analisado em estruturas gerais da dinâmica dos fluidos. As equações que governam a acústica são as mesmas que governam o escoamento de fluidos. Apesar desta estreita relação, a solução numérica do problema de aeroacústica envolve desafios consideráveis. Resolver o problema de geração de ruído implica em termos capazes de solucionar o problema de turbulência com uma considerável precisão. O maior desafio na predição numérica de ondas de som deve-se ao fato de que estas possuem muito menos energia do que os escoamentos de fluidos. A propagação do som gerado, por sua vez, implica na utilização de malhas computacionais que devem se estender até pontos distantes. Devido a esses fatos, técnicas específicas numéricas são utilizadas para problemas de aeroacústica computacional.

Existem quatro abordagens básicas para simular numericamente campos aeroacústicos utilizando-se ferramentas de CAE. Ordenando do maior ao menor esforço computacional e da maior à menor generalidade, em primeiro lugar está o cálculo direto do ruído de origem aeroacústico ou DNC, sigla que provém de “Direct Noise Computation”. Nesta abordagem, a geração e a propagação do ruído são resolvidas simultaneamente integrando-se numericamente as equações de Navier-Stokes em regime não-permanente, utilizando-se algoritmos e malhas de alta resolução e passo de integração temporal suficientemente pequeno para representar a escala de tempo da propagação das ondas de pressão. Em aplicações práticas do método direto, muitas vezes são utilizados algoritmos de alta resolução capazes de modelar turbulência, tais como DES (“Detached Eddy Simulation”) ou LES (“Large Eddy Simulation”). O maior inconveniente desta metodologia reside no fato que ela necessita de recursos computacionais intensivos, com diversos processadores e memória RAM de grande capacidade.

A segunda forma de abordar problemas aeroacústicos é feita através dos métodos híbridos, onde a geração do ruído é desacoplada da propagação do mesmo. Nesta abordagem a fonte é caracterizada através de uma simulação tipo LES/DES e a propagação é feita utilizando-se o campo de pressão não estacionário fornecido pela simulação LES/DES como dado de entrada para aplicativos que resolvem a equação de onda para geometrias com reflexão e/ou difração ou a equação de Ffowcs Williams e Hawkins para os casos menos complexos [1]. Essas metodologias são encontradas no Fluent, e neste trabalho foi utilizado o modelo de Ffowcs Williams e Hawkins.

Em terceiro lugar estão os métodos clássicos da aeroacústica, onde a fonte é caracterizada através de uma simulação do tipo RANS, e através de analogias, é possível determinar o nível de ruído associado a um determinado nível de turbulência. Dentro deste contexto (RANS), também é possível utilizar o conceito de turbulência sintética, que através de equações de perturbação, permitem determinar o ruído associado às escalas não resolvidas do campo médio aerodinâmico.

A quarta abordagem também está baseada em uma simulação do tipo RANS para o campo aerodinâmico em conjunto com modelos simplificados de banda larga para a fonte que permitem determinar a localização e intensidade relativa da mesma.

2.5.1. Analogia de Lighthill

Pós segunda guerra, como tentativa de se reduzir o ruído proveniente de turbo reatores surgiu à analogia de Lighthill [3]. Embora sua derivação a partir das equações de Navier-Stokes possa ser realizada sem a necessidade de aproximações o seu uso requer que o observador esteja em uma região onde o fluido é homogêneo e o campo de velocidade nulo.

Os conceitos apresentados por Lighthill constituem a base de muitos métodos modernos de previsão de ruído aerodinâmico.

A analogia de Lighthill foi estendida por Ffowcs Williams e Hawkings para lidar com paredes móveis e fontes em movimento.

O modelo de Ffowcs Williams e Hawkings existente no FLUENT se aplica apenas para a propagação de som através de um meio fluido sem obstruções, possibilitando seu uso na previsão do ruído gerado por veículos em campo aberto. Dada sua construção, o modelo não é capaz de representar a propagação de sons em dutos ou meio fluido limitado por paredes, como no caso de sistemas de climatização ou interior de cabines de aeronaves.

3. Simulação do cilindro

A simulação do caso do cilindro apresentado no item 2 deste artigo foi realizada no FLUENT e configurada com o modelo de turbulência explicado no item 2.3 e com as condições de contorno do item 2.4.

Após as 4000 iterações com um passo de tempo de $5 \cdot 10^{-6}$ segundos foi possível encontrar o campo de pressão estática como mostra a fig. (4) e o campo de vorticidade, fig. (5).

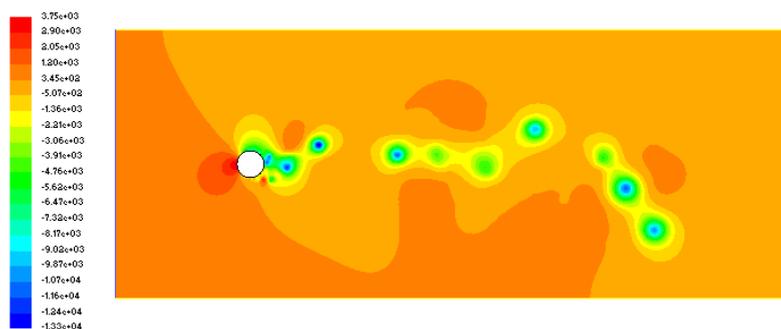


Figura 4. Campo de pressa estática (Pascal).

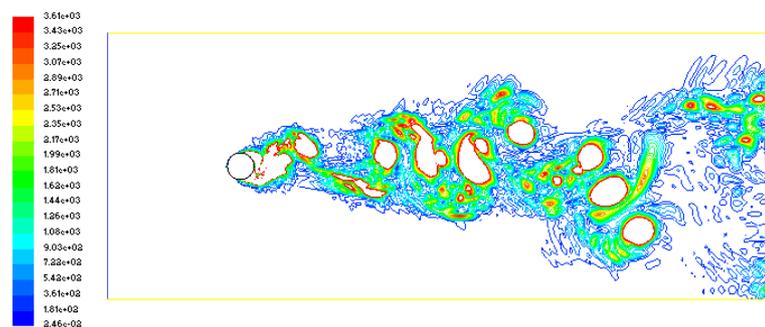


Figura 5. Campo de vorticidade (1/s).

Através das figuras anteriores observamos que o escoamento está coerente com a realidade, então, com a finalidade de efetivamente validar os resultados encontrados foi criada a Tab. (1), com os resultados deste artigo, resultados do tutorial do Fluent e valores experimentais retirados de outros artigos que estão referenciados na própria tabela.

Tabela 1. Comparação dos coeficientes com o presente caso.

Variáveis do problema	Artigos	Tutorial [3]	Resultados
Cd	1,2 – Ref[4]	1,27	1,22
Cd'	0,16 – Ref[5]	0,27	0,29
Cl'	0,4 – Ref[6]	1,16	1,1

Podemos observar na tabela 1 que os resultados simulados são maiores que os experimentados, isso acontece porque as simulações são bidimensionais e da literatura sabemos que este tipo de simulação superestima os dados.

Considerando os dados bidimensionais superestimados podemos dizer que o Cd simulado deveria possuir um valor maior, porém isso não foi possível devido a uma separação tardia da camada limite do escoamento simulado.

Após a confirmação da representatividade da simulação foram feitas mais 4000 iterações com o mesmo passo de tempo para o cálculo dos dados acústicos, esse processo será melhor explicado posteriormente.

O número de Strouhal que representa o sistema pode ser calculado através do gráfico da densidade de potência espectral do coeficiente de sustentação pelo próprio número de Strouhal, como apresenta a fig. (6).

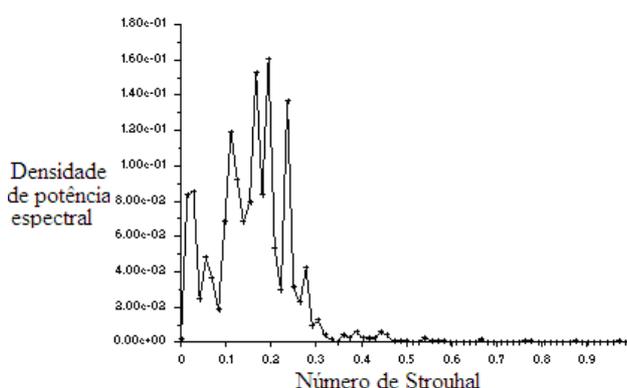


Figura 6. Densidade de potência espectral em função do número de Strouhal.

Da fig. (6) pode-se observar que o número de Strouhal do escoamento simulado é de aproximadamente 0,2, que está próximo do valor experimental encontrado por Norberg [6], 0,19.

Nos cálculos acústicos dois fatores se tornam extremamente importantes, o passo de tempo e o período total de simulação, pois são estes fatores que definem a frequência máxima e mínima a serem calculadas.

A frequência máxima é estimada através do passo de tempo, da seguinte forma:

$$f_{\max} = \frac{1}{2 \cdot \Delta t}, \text{ então } f_{\max} = 100 \text{kHz}$$

e a frequência mínima que é função do tempo total de simulação é dada por:

$$T_{\text{total}} = n \cdot \Delta t = 4000 \cdot 5e - 06 = 0.02s, \quad f_{\min} = \frac{1}{T} = 50 \text{Hz}$$

onde n é o número de iterações.

A frequência mínima também pode ser interpretada como a resolução do espectro de frequências.

Sabemos da literatura que o ouvido médio humano consegue identificar sons apenas dentro da faixa de 20 Hz até 20 kHz. Isto mostra que o nosso problema está bem estabelecido, inclusive podemos atingir uma frequência muito maior que a do limite humano.

Portanto a fim de se diminuir o esforço computacional, os dados acústicos serão computados de dois em dois passos de tempo, o que diminui a frequência máxima para 50 kHz.

As OSPL (“Overall Sound Pressure Level”) calculadas para as distâncias de 35 e 128 diâmetros encontram-se na Tab. (2) juntamente com os valores encontrados pelo tutorial e pelo artigo do Revell [7].

Tabela 2. Comparação das OSPL (“Overall Sound Pessure Level”) entre os resultados obtidos com os dados obtidos por Revell.

Distância dos receptores	Tutorial (dB) [3]	Revell (dB) [7]	Resultados(dB)
35D	115,7	117,0	114,8
128D	104,4	110,0	103,6

Pode-se observar que os resultados estão extremamente próximos dos dados da literatura.

4. Formulação do escoamento ao redor de um aerofólio com slat

Para este caso foi analisado um aerofólio com slat com uma corda (c) de 0,59m, uma envergadura de 1,6 m, um ângulo de ataque de 10 graus, slat com ângulo de 25 graus, imerso em um escoamento com velocidade de 30 m/s, o que apresenta um Reynolds de 1.200.000 e um número de MACH de 0,09. Este caso é baseado no caso A-2 do artigo AGARD “Advisory Report number 303” [8]. Esta configuração também foi simulada em 2D.

Na fig. (7) encontra-se o esquema do domínio utilizado para a criação da malha.

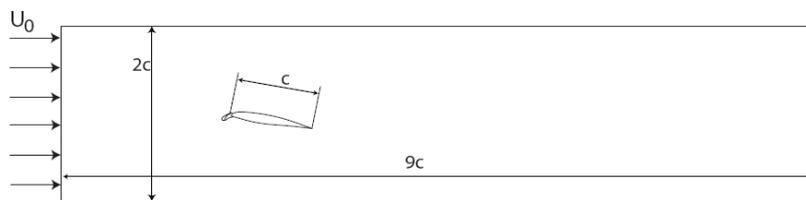


Figura 7. Geometria do Problema para o caso do aerofólio com slat.

4.1. Malha computacional do aerofólio com slat

A malha foi construída seguindo a geometria da fig. (7), com 138.581 elementos, considerando o tamanho do domínio essa malha possui poucos elementos, pois ela foi bem refinada nas proximidades do aerofólio e ficou mais grossa nas regiões que não interferem de forma significativa no escoamento.

A fig. 8 apresenta a malha utilizada neste caso.

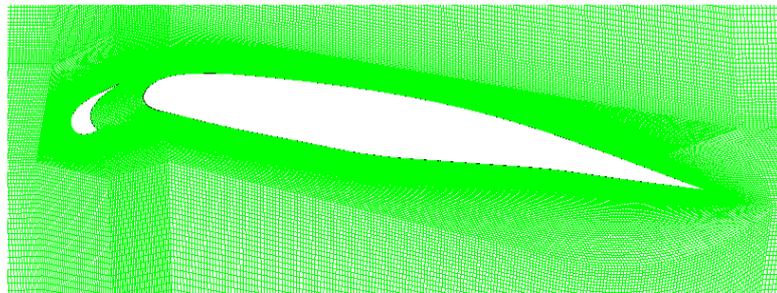


Figura 8. Malha computacional do aerofólio com slat, detalhe do conjunto

5. Simulação do aerofólio com slat

Com a experiência adquirida pela simulação do cilindro, a simulação do aerofólio com slat foi realizada com as mesmas configurações exibidas no item 2 deste artigo, com a única diferença que para este caso, por motivos de convergência, foi utilizado um passo de tempo de $5 \cdot 10^{-7}$ segundos.

Depois de 461.000 iterações o resultado simulado do campo de pressão estático e do campo de vorticidade foi calculado e apresentado nas fig. (9) e (10).

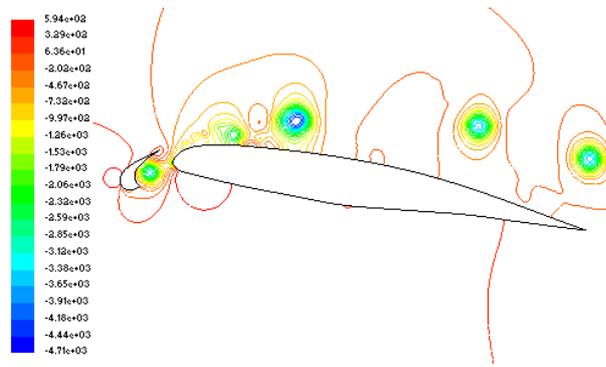


Figura 9. Campo de pressa estática (Pascal).

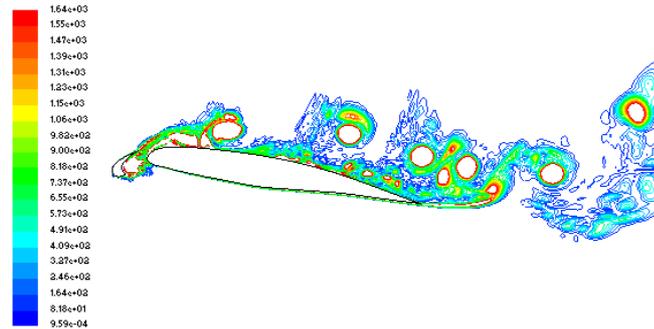


Figura 10. Campo de vorticidade (1/s).

Através destes campos e do software comercial FLUENT, foi calculado o coeficiente de sustentação, sendo que este resultado juntamente com resultados experimentais e de outros artigos encontra-se na tab. (3).

Tabela 3. Comparação do Cl.

Coeficiente de sustentação	Experimental [8]	Van Putten et al. [7]	Resultados
Cl	0,8	1,01	1,01

Após a obtenção do escoamento, mais algumas iterações foram realizadas para o cálculo acústico, desta vez o som foi calculado para um receptor posicionado a 0,6 metros do aerofólio. Essa distância, apesar de ruim para a utilização da analogia de Lighthill, foi utilizada, pois os dados experimentais encontrados possuíam esse valor.

Para a melhor comparação com o experimento da ref. [8], o espectro do som simulado foi plotado juntamente com os níveis de som experimentais na fig. 11.

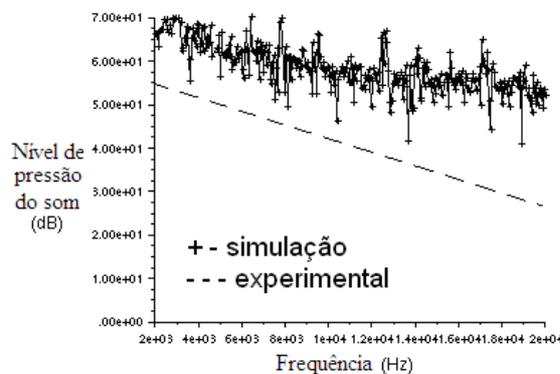


Figura 11. Pressão em dB em função da frequência, calculados a uma distancia de 0.6 metros do aerofólio com slat. Dado experimental retirado da Ref [8].

Podemos observar através da fig. 11 que os resultados acústicos simulados encontram-se numa faixa de 10 a 20 db maiores do que os dados experimentais, o que representa um erro considerável, porém os dados simulados apresentam um comportamento semelhante ao encontrado experimentalmente, principalmente até a frequência de 14.000 Hz.

Este mesmo erro também foi encontrado nas referências [2 e 9], com as mesmas características, ou seja, as simulações conseguiram descrever o comportamento da curva porém os seus valores se encontraram de 10 a 20 db maiores do que o esperado.

Possivelmente este erro foi gerado pelo fato dos receptores se encontrarem dentro do domínio de cálculo do escoamento ao redor do aerofólio com slat, o que gera problemas para o cálculo acústico utilizando a analogia de Lighthill, pois como visto no capítulo 2.5.1 esse método requer que os receptores estejam longe o suficiente para que o fluido ao seu redor esteja homogêneo e com o campo de velocidades nulo.

4. Conclusão e comentários finais

Os objetivos básicos deste trabalho foram atingidos com a introdução e explicação dos métodos de cálculo relacionados com as áreas de turbulência e aeroacústica.

Com relação às simulações realizadas, verificou-se que o modelo de turbulência LES conseguiu gerar bons resultados e que as malhas construídas atenderam bem aos problemas propostos.

O resultado acústico do cilindro foi satisfatório, enquanto que para o caso do aerofólio com slat só foi possível acompanhar a tendência de crescimento do som em função da frequência, fato explicado pelo uso incorreto da analogia de Lighthill.

O principal resultado deste trabalho foi o estabelecimento de uma metodologia de cálculo, através do modelo de turbulência LES, para a análise aeroacústica e bidimensional gerada pelo escoamento de um fluido ao redor de um corpo.

5. Referências

- [1] Fluent Inc. Fluent v6.2 User Guide, January 2005.
- [2] T.A. Ton e D.S. van Putten. The Prediction of Aeronoise in High Reynolds Number Flow, 2006.
- [3] M.J. Lighthill. On sound generated aerodynamically I. General theory. Proceedings of the Royal Society of London, 211(1107):564-587, 41(4):573-581, April 2003.
- [4] H. Schlichting. Boundary-Layer Theory. McGraw-Hill Inc., 1979.
- [5] G. S. West. Measurements of fluctuation pressures and forces on a cylinder in the Reynolds number range 10^4 to $2.5 \cdot 10^5$. Journal of Fluids and Structures, 7:227-244, 1993.
- [6] C. Norberg. Fluctuating lift on circular cylinder: Review and new measurements. Journal of Fluids and Structures, 17:57-96, 2003.
- [7] Revell, J. D., Prydz, R. A., and Hays, A. P., "Experimental Study of Airframe Noise vs. Drag Relationship for Circular Cylinders", Lockheed Report 28074, Feb. 1977. Final Report for NASA Contract Nas1-14403.
- [8] C. Andreou, W. Graham e Ho-Chul Shin. Aeroacoustic Study of Airfoil Leading Edge High-Lift Devices.
- [9] M. Khorrami, B. Singer and D. Lockard. Time-Accurate Simulations and Acoustic Analysis of Slat Free-Shear-Layer: Part II. AIAA 2002-2579.

6. Direitos autorais

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

SIMULATIONS OF AEROACUSTIC OF THE FLOWS AROUND A CILINDER AND AIRFOIL WITH SLAT

Bruno de Castro Braz

bruno.braz@yahoo.com.br

Abstract. In the first stage of the project, with the objective of validating the calculation method, the aeroacoustic problem, generated by the air flow around of a cylinder, is analyzed. For the realization of this study, FLUENT commercial software is used and for elaboration of the domain computational mesh, ICEM commercial software is adopted. After of the methodology validation of the aeroacoustic problems, the flow around an airfoil with slat is analyzed. Several meshes were tested together with optional models in FLUENT. The obtained results were satisfactory when compared to experimental results.

Keywords : *flow vortex, acoustic, aerodynamics.*