

SIMULAÇÕES NUMÉRICAS DE AEROACÚSTICA EM UMA CAVIDADE RESSONANTE E EM UM FÓLIO BIDIMENSIONAL COM FLAP

Fábio Alexandre Castelli

e-mail: fabio.castelli@poli.usp.br

Resumo:

O som gerado pelo escoamento (aeroacústica) é um componente importante da radiação sonora total de uma aeronave, especialmente durante a aproximação para o pouso. Estudos recentes apontam que os sistemas para alta sustentação na asa (flap e slat) e o trem de pouso constituem as principais fontes de ruído de uma aeronave comercial em sua configuração de pouso. Neste contexto, no presente trabalho de formatura, o aluno desenvolveu simulações numéricas de aeroacústica em um Ressonador de Helmholtz (cavidade) e num fólio 2D (perfil EET) com flap tipo Fowler, ambos à baixo número de Mach e alto Reynolds. As simulações numéricas são realizadas em código de Volumes Finitos e são utilizados LES (large eddy simulation) e alguns modelos RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) para o tratamento da turbulência. A aeroacústica é diagnosticada através do método direto e da analogia acústica de Lighthill. Para o Ressonador de Helmholtz, a comparação dos resultados numéricos com o analítico validou o modelo LES e reprovou os modelos RANS. Já a comparação dos resultados para o fólio 2D com resultados de túnel de vento não invalidam os modelos implementados, todavia mostram que simulações bidimensionais são incapazes de diagnosticar alguns fenômenos.

Palavras-chave: aerodinâmica, aeroacústica, simulação computacional, cavidade, fólio

1. Metodologia

1.1. Dinâmica dos fluidos computacional

O Método dos Volumes Finitos (MVF) é o mais empregado dentre os códigos de CFD com penetração comercial, incluindo o FLUENT® (simulador utilizado neste trabalho). No MVF a integração das derivadas do problema é feita na forma conservativa sobre cada volume elementar da malha.

A tarefa de qualquer método numérico é resolver uma ou mais equações diferenciais substituindo os termos derivados por expressões algébricas. Isto é feito sobre um número discretizado de elementos. As equações de Navier-Stokes, representadas PE equação da continuidade (1), da quantidade de movimento (2) e da quantidade de energia, governam os problemas de Mecânica dos Fluidos. Uma equação adicional de estado $\rho = \rho(R, T)$ é utilizada para fechar o problema.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v} (\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\vec{\tau}_{eff} \cdot \vec{v}) \right) \quad (3)$$

1.2. Modelos de turbulência

Em escoamento com flutuações de pequena escala e alta frequência a simulação direta da turbulência torna-se cara. Os modelos de turbulência manipulam as equações governantes para tornar este custo computacional adequado.

Alguns modelos de turbulência trabalham com uma equação média de Navier-Stokes, são os modelos RANS (*Reynolds-averaged Navier-Stokes*). Nesta aproximação surge o termo adicional tensor de Reynolds que pode ser modelada pela hipótese de Boussinesq, definida pela equação (4). Os modelos de turbulência RANS mais conhecidos relacionam a viscosidade turbulenta μ_t com a energia cinética turbulenta k e com a taxa de dissipação de energia ϵ ou com a taxa específica de dissipação de energia ω . Cada um desses termos da origem a uma equação e transporte adicional. Há modelos RANS de duas equações como k - ϵ e k - ω , e modelos de apenas uma equação como Spalart-Allmaras.

$$-\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (4)$$

Os modelos RANS possuem a desvantagem de modelar/aproximar todos turbilhões ou uma faixa grande deles, tornando os resultados menos precisos que métodos diretos. Em contrapartida existe o modelo LES (*large eddy simulation*) que calcula diretamente os turbilhões maiores e modela apenas os menores pela aplicação de um filtro. O filtro é representado pela equação (5), e as equações filtradas pela Eq. (6) e Eq. (7).

$$\bar{\phi}(x) = \int_D \phi(x') G(x, x') dx' \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial (\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (7)$$

1.3. Diagnóstico do som

O ruído sonoro pode ser quantificado intensidade acústica I , pelo nível de intensidade IL e pelo nível de pressão sonora SPL . A intensidade acústica é uma relação entre energia média do escoamento e a área de passagem. A intensidade acústica, na equação (8), relaciona a intensidade com um valor de referencia ($I_o = 10^{-12} W/m^2$) além de utilizar uma escala logarítmica para reduzir a faixa de valores. O SPL, na equação (9), relaciona a pressão sonora com uma pressão de referencia considerada inaudível ao corpo humano ($P_o = 0,00002 Pa$).

$$IL = 10 \log \left(\frac{I}{I_o} \right) \quad (8)$$

$$SPL = 20 \log \left(\frac{P_e}{P_o} \right) \quad (9)$$

Os históricos de pressão e de SPL obtidos nas simulações são pós-processados a partir de FFT (*Fast Fourier Transform*) para se obter o espectro.

1.4. Métodos de aeroacústica computacional (CAA)

O grande desafio numérico para a previsão de ondas de som se deve às baixas energias do som em comparação às energias associadas às flutuações fluidodinâmicas. Algumas abordagens de aeroacústica foram desenvolvidas para facilitar o diagnóstico do som, dentre as quais o método integral baseado na analogia acústica.

O método direto de aeroacústica requer o emprego de modelos com capacidade de modelar a viscosidade e turbulência, tais como RANS e LES, e ainda exige escoamento compressível. Seu custo computacional é caro e se torna impraticável para receptores localizados longe da fonte. O método integral baseado na analogia acústica é uma alternativa viável para a previsão de ruído em campos de média e longa distância. Nesta abordagem a solução próxima a fonte é utilizada para prever o som em campos mais distantes, com o aval de soluções de integrais derivadas analiticamente. Desta forma o som é desacoplado de sua fonte (geração). A equação de *Ffowcks Willians and Hawkins* (FW-H), na equação (10), é uma equação de onda não homogênea que pode ser utilizada na abordagem de analogia acústica.

$$\frac{1}{a_o^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i} \{[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f)\} \quad (10)$$

$$+ \frac{\partial}{\partial t} \{[\rho_o v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f)\}$$

onde

u_i = componente da velocidade do fluido na direção x_i

u_n = componente da velocidade do fluido normal a superfície fonte

v_i = componente da velocidade da superfície na direção x_i

v_n = componente da velocidade da superfície normal a superfície

$\delta(f)$ = função delta de Dirac

$H(f)$ = função Heaviside

2. Ressonador de Helmholtz

2.1. Introdução

O Ressonador de Helmholtz é um sistema acústico análogo ao oscilador mecânico simples formado por massa, mola e amortecedor. A Fig.(1) esquematiza fisicamente o Ressonador de Helmholtz (RH). Um RH consiste de um invólucro rígido de volume V e garganta de raio a e comprimento l . O gás instalado no garganta se movimenta como um corpo único, constituindo a massa em analogia ao sistema harmônico simples. O gás no interior da cavidade representa a mola por sofrer expansão e compressão devido ao movimento da massa de gás através da garganta. O amortecedor é representado pela dissipação de energia acústica para o meio externo.

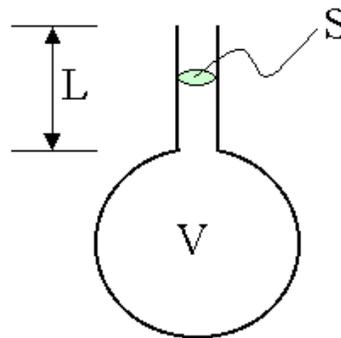


Figura 1. Esquema físico do Ressonador de Helmholtz.

Através de uma analogia entre o sistema acústico e um sistema elétrico, descrito em Kinsler [5], obtém-se uma expressão analítica para a frequência sonora. Esta expressão, na equação (11), é uma importante base de comparação.

$$f = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{l'V}} \quad (11)$$

2.2. Pré-processamento

O Ressonador de Helmholtz (RH) simulado é apresentado na Fig. (2). Existem oito monitores de pressão distribuídos sobre a geometria, como mostra a figura. O escoamento de ar entra no domínio computacional pela esquerda a uma velocidade de 27,78m/s e sai a direita na pressão atmosférica. A partir das dimensões a frequência analítica é calculada conforme a equação (12).

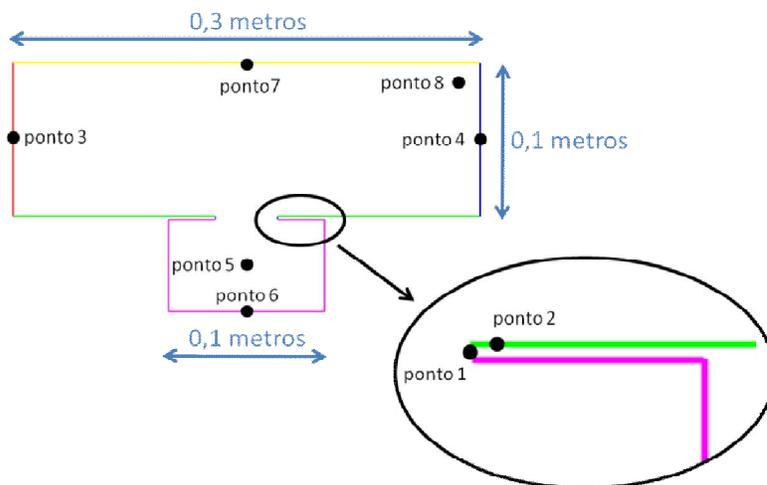


Figura 2. Geometria do Ressonador de Helmholtz.

$$f = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{V \left(L + \frac{\pi}{2} \cdot \frac{D_h}{2} \right)}} = 556,33Hz \quad (12)$$

A malha, na Figura (3), é totalmente estruturada e conta com 48.028 elementos. Todas regiões com parede estão refinadas com razão de crescimento igual a 1,3. O y^+ (“y” mais) desta malha é inferior a três.

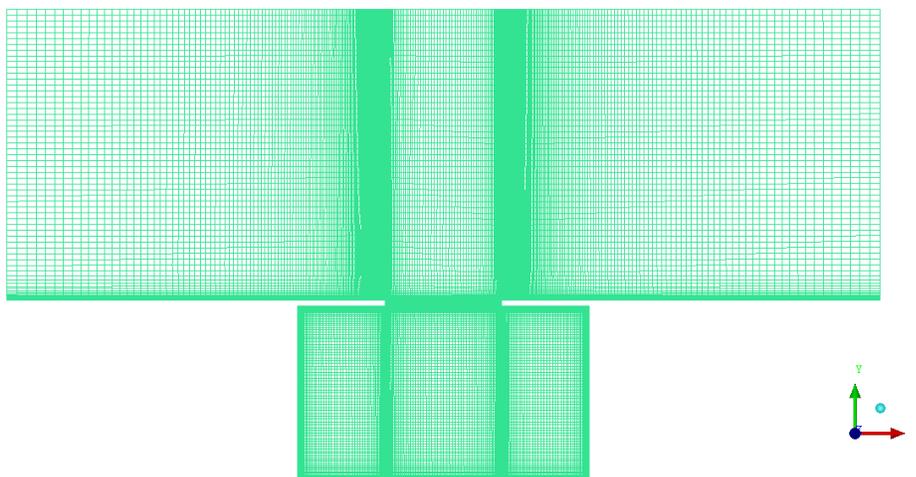


Figura 3. Malha para o Ressonador de Helmholtz.

2.3. Resultados

A seguir são apresentados os resultados dos campos de velocidade e de pressão, na Fig. (4) e Fig. (5), o histórico da pressão no ponto 8 na fig. (6), e o espectro na Fig. (7). O espectro mostra que a frequência principal é muito próxima do valor analítico.

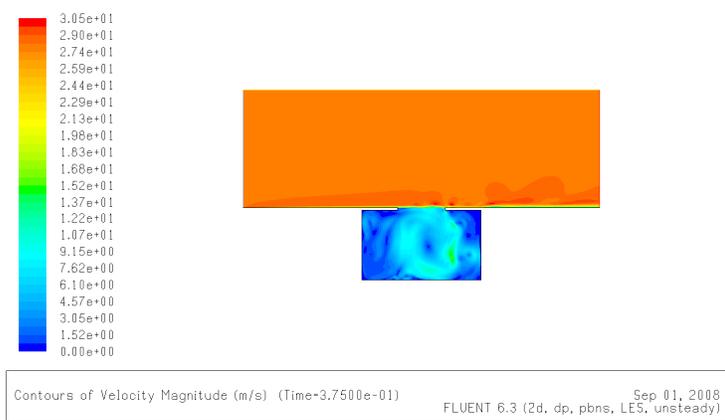


Figura 4. Campo de velocidade para o Ressonador de Helmholtz.

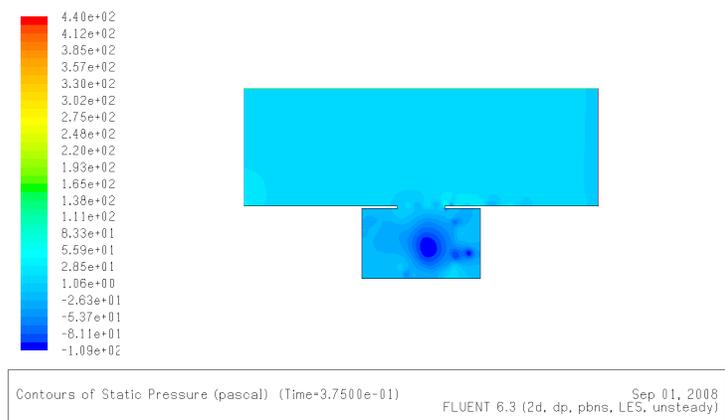


Figura 5. Campo de pressão para o Ressonador de Helmholtz.

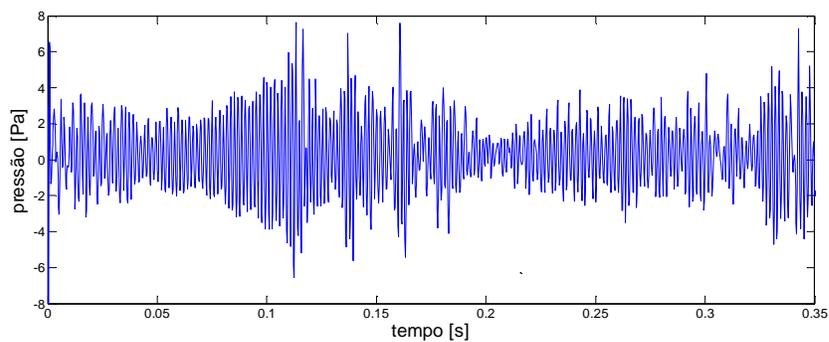


Figura 6. Histórico da pressão estática no ponto 8 para o Ressonador de Helmholtz.

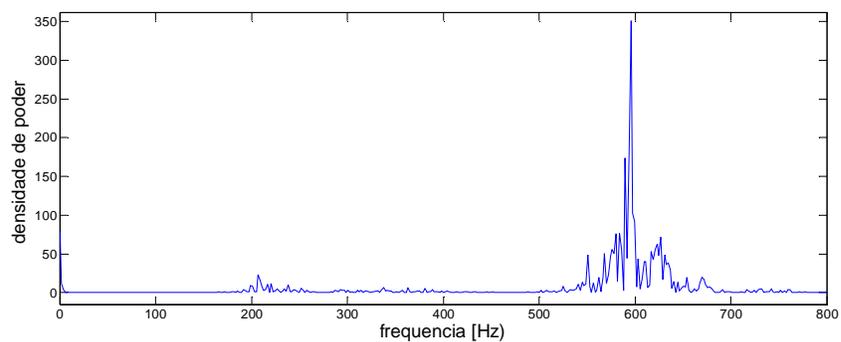


Figura 7. Espectro de poder para o Ressonador de Helmholtz.

3. Fólio com flap

3.1. Introdução

Flaps e *slats* são dispositivos hiper sustentadores desenvolvidos para permitir que aeronaves velozes decole e pousem a velocidades inferiores a de cruzeiro, permitindo assim a operação em aeroportos com tamanho de pista limitada. Os *flaps* aumentam o coeficiente de sustentação máxima $C_{Lmáx}$ da aeronave e também atrasam o estol. Diferentes tipos de *flaps* foram desenvolvidos, dentre os quais o fólio tipo Fowler, apresentado na figura (8), que além de defletir também se desloca aumentando a corda da asa.

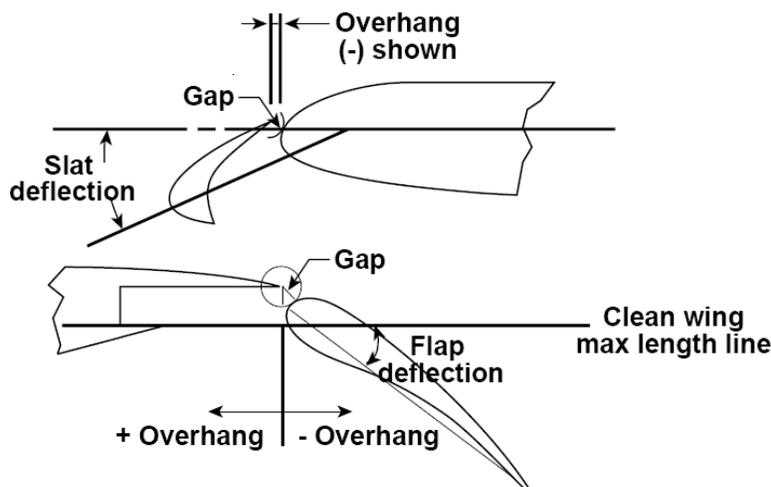


Figura 8. Espectro de poder para o Ressonador de Helmholtz.

3.2. Geometria

Neste trabalho são utilizados experimentos em túnel de vento do fólio perfil EET (*Energy Efficient Transport*) apresentado na figura (9). Estes experimentos estão registrados em [13], [14], [15] e [16].



Figura 9. Fólio EET com flap tipo Fowler.

O fólio apresenta corda de 55cm na configuração de cruzeiro, e flap com 16,5cm de corda. O flap apresenta deflexão de 30°, *gap* relativo de 3% e *overhang* relativo de 1,7% (positivo). O ângulo de ataque do fólio é de 5°.

3.3. Malha

A malha apresentada na Fig. (10) é híbrida, com elementos estruturados ao longo da camada limite e elementos triangulares no restante do domínio. A camada limite possui 26 camadas a uma razão de crescimento igual a 1,3. Ao todo são 322.221 elementos. O y^+ da malha é inferior a 0,5.

O domínio computacional se estende 5 cordas a montante do fólio, acima e abaixo do fólio, e se estende 15 cordas a jusante. Um monitor de pressão é colocado um metro abaixo do fólio.

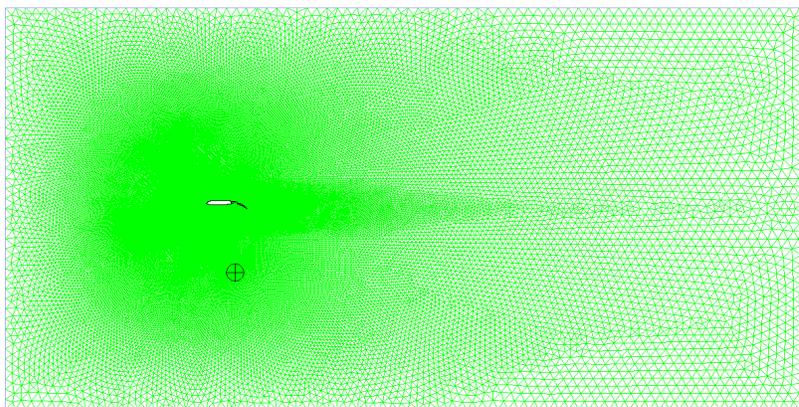


Figura 10. Malha para o f3lio EET com flap tipo Fowler.

3.4. Resultados

A Fig. (11) mostra que os resultados aerodin3micos est3o bons. Numa simula33o SA 3 regime permanente o coeficiente de press3o 3 quantitativamente similar ao experimental. Qualitativamente o salto de press3o 3 um pouco maior no resultado num3rico.

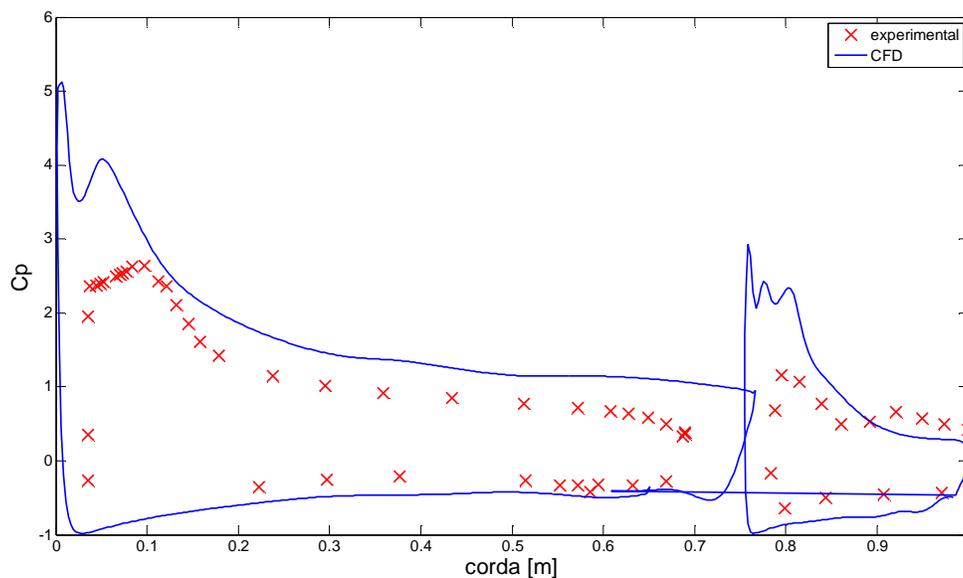


Figura 11. Coeficiente de press3o.

As Fig. (12), (13) e (14) mostram os resultados das simula33es 3 regime transiente com escoamento compress3vel. O hist3rico do monitor de press3o 3 utilizado na abordagem do m3todo direto em aeroac3stica.

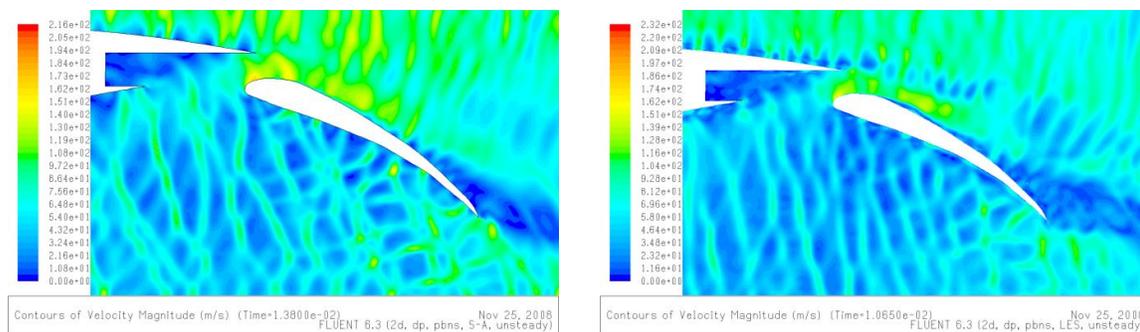


Figura 12. Campos de velocidade. SA compress3vel a esquerda, e LES compress3vel a direita.

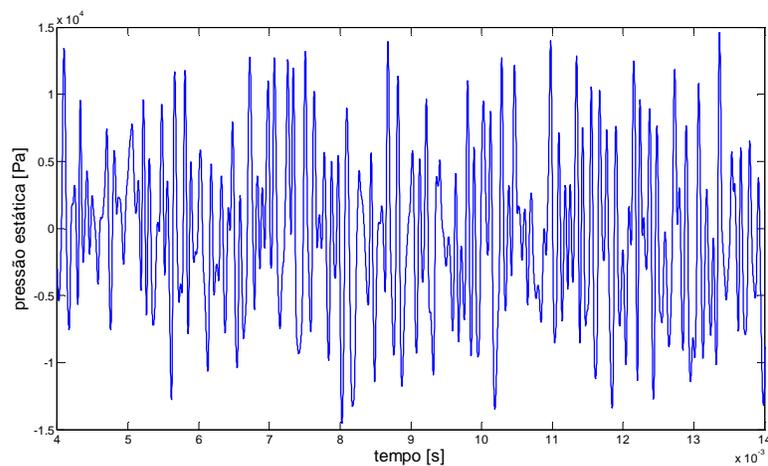


Figura 13. Histórico do monitor de pressão (SA).

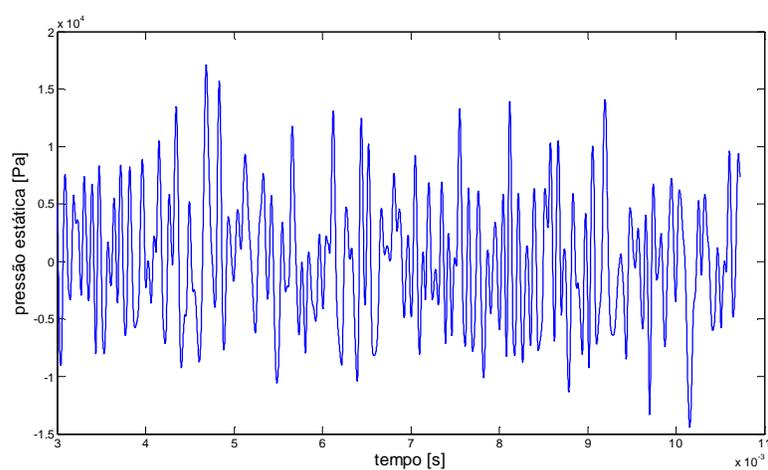


Figura 14. Histórico do monitor de pressão (LES).

As Fig. (15) e (16) mostram os resultados das simulações com escoamento incompressível e modelo de turbulência LES. Sem o modelo de compressibilidade não surgem as ondas de pressão características das simulações com compressibilidade. Restam, no entanto, as instabilidades geradas pelo desprendimento dos vórtices mostrados na Fig. (16), estas são responsáveis pelo ruído de baixa frequência.

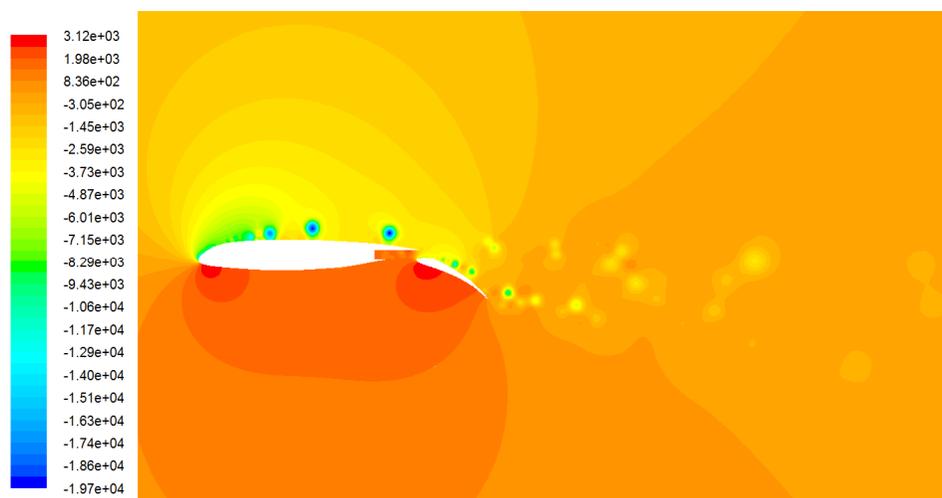


Figura 15. Campo de pressão (LES) [Pa].

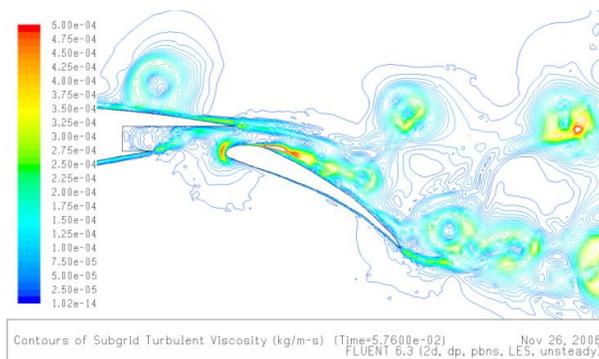


Figura 16. Viscosidade turbulenta (LES).

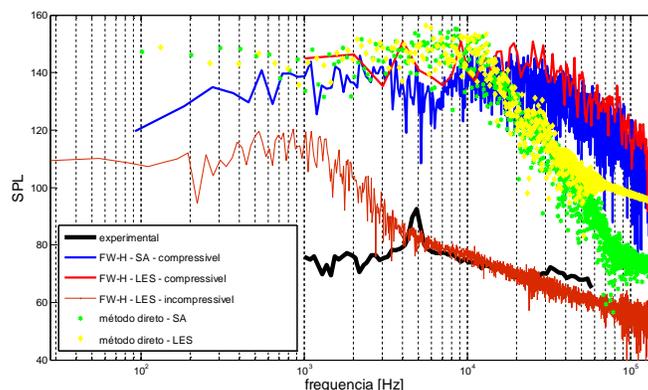


Figura 17. Comparação com o resultado experimental.

4. Análise dos resultados

As simulações do Ressonador de Helmholtz indicam que modelos de turbulência RANS de 2 equações não são adequados para prever o ruído pelo método direto de aeroacústica, mesmo com modelo de compressibilidade. As manipulações para as equações médias de Navier-Stokes amortecem as amplitudes das variáveis do escoamento. Já o modelo LES mostrou-se eficaz. Comparado ao resultado analítico o erro percentual com modelo LES foi inferior a 8%.

Já as simulações do aerofólio com flap mostram que a compressibilidade afeta bastante o resultado aeroacústico, mesmo a baixos Mach. Embora a analogia acústica seja o método mais adequado para malhas de baixo custo nota-se que não foram alcançados resultados satisfatórios, sobretudo nas simulações com modelo de compressibilidade. A **Figura 5.30** compara o resultado de experimento no túnel de vento de “Langley”, em Choudhari [13], com todas as simulações. Nas simulações compressíveis com FW-H o ruído acústico é muito intenso e prevalece alto em frequências muito elevadas. Na simulação incompressível o resultado é satisfatório para altas frequências, mas o ruído tonal ocorre a uma frequência inferior em comparação ao resultado experimental. Nos resultados pelo método direto de aeroacústica o espectro do ruído é mais alto, porém o ruído tonal ocorre a uma frequência pouco superior do resultado experimental.

A analogia acústica é mais aplicável em campos distantes (*far field*), por isso a aplicação do monitor sonoro a apenas um metro do fólio impediu uma performance melhor do método. Outrossim, este método é sensível a parâmetros de simulação tais como densidade ótima de malha, passo de tempo e tempo de simulação, por isso um estudo de sensibilidade deve ser feito para se atingir resultados mais satisfatórios. Os resultados pelo método direto podem ser considerados bons. Casalino [17] e Cox [18] mostram estudo em cilindros que atestam que simulações bidimensionais geralmente provocam aumento da frequência e do nível sonoro. Os resultados pela analogia acústica com escoamento incompressível também são razoavelmente satisfatórios. Provavelmente as instabilidades da camada cisalhante ocorrem a uma frequência maior, daí uma possível discrepância do ruído tonal de baixa frequência (1.000Hz) devido ao resultado aerodinâmico além da qualidade da malha.

Alguns fenômenos experimentais são impossíveis de ser identificados em simulações 2D porque são essencialmente tridimensionais, como o ruído da gerção de vórtices e o ruído de *side lap* provocado pela interferência entre as laterais do flap e da asa.

Estudos de correlação podem ser feitos. Como simulações 2D de baixo custo resultam espectros sonoros mais intensos deve-se correlacionar resultados 2D e 3D para permitir o diagnóstico rápido do ruído. Correções dos modelos numéricos de aeroacústica também podem ser feitos.

5. Referências Bibliográficas

- [1] Maliska, Clovis R., Transferência de calor e mecânica dos fluidos computacional: fundamentos e coordenadas generalizadas. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos, 2004, 2.ed.
- [2] Versteeg H.K. and Malalasekera W., An introduction to computational fluid dynamics : the finite volume method. Harlow, Essex, England; Longman Scientific & Technical : New York: Wiley, 1995.
- [3] Fluent 6.3 User's Guide.
- [4] Fox, Robert W., McDonald T., Introdução a mecânica dos fluidos, [Trad] a M de Souza Melo. Rio de Janeiro : Guanabara, 1995, 4. Ed.
- [5] Kinsler L. E., Frey A. R., Fundamentals of acoustics. New York : Wiley, [1962], 2 ed.
- [6] Tang S. H., Tan H.S., Tan K. L. Hsu T.S., Velocity of sound and resonance absorption determination from a low-cost Helmholtz experiment. Eur. J. Phys. (6) 1985, pp.134-138
- [7] Crawford F. S., 1965 Waves Berkeley Physics Course Vol. 3 (New York: McGraw-Hill) p. 218
- [8] Hinze J. O., Turbulence. McGraw-Hill Publishing Co., New York, 1975
- [9] B. E. Launder and D. B. Spalding. Lectures in Mathematical Models of Turbulence. Academic Press, London, England, 1972.
- [10] J. Smagorinsky. General Circulation Experiments with the Primitive Equations. I. The Basic Experiment. Month. Wea. Rev., 91:99{164, 1963}.
- [11] Etkin, B.; Dynamics of flight: Stability and control; New York: Wiley, c1996, 3 ed.
- [12] Raymer P. D.; Aircraft design: a conceptual approach; Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, c1989, AIAA education series.
- [13] Choudhari M. M., Aeroacoustic Experiments in the Langley Low-Turbulence Pressure Tunnel. NASA/TM-2002-211432. February 2002.
- [14] Lin J. C. and Dominik C. J., Parametric Investigation of a High-Lift Airfoil at High Reynolds Numbers. NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23681-0001 and McDonnell Douglas Aerospace, Long Beach, CA 90810-1870.
- [15] Berkman M. E., Investigation of High-Lift Flowfield of an Energy Efficient. Transport Wing. Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 1, January-February 2000.
- [16] Khorrami M. R., Reynolds-Averaged Navier-Stokes Computations of a Flap-Side-Edge Flowfield. AIAA Journal, Vol 37, No. 1, January 1999.
- [17] Casalino D., Jacob M.; Prediction of aerodynamic sound from circular rods via spanwise statistical modelling; Journal Of Sound and Vibration 262 (2003).
- [18] Cox S., Rumsey C. L. and Brentner K. S., Younis B. A.; Computation of sound generated by viscous flow over a circular cylinder; NASA Technical Memorandum 110339, March 1997.

AEROACOUSTIC NUMERIC SIMULATION IN A RESONANT CAVITY AND A 2D WING WITH FLAP

Fábio Alexandre Castelli

e-mail: fabio.castelli@gmail.com.br

Abstract:

Sound generated by flow (aeroacoustics) is an important component of total sound radiated by an aircraft, especially during approach condition. Previous studies identified that high lift systems (flap and slat) and landing gear are the major sound sources of typical civil aircrafts on landing configuration. Considering the above-mentioned context, in the present work, the student applied aeroacoustic numerical simulations for a Helmholtz Resonator (cavity) and for a 2D airfoil (ETT foil) with a deployed Fowler type flap, both cases were simulated with low Mach and high Reynolds numbers. The numerical simulations were performed in a Finite Volume code and for dealing with turbulence it was employed the LES and some RANS turbulence models. The aeroacoustic problems were analyzed by solving directly the governing equations and by applying the acoustic analogy of Lighthill. With relation to the Resonator of Helmholtz case, a comparison between the numerical results and the analytical solution validated the LES model whereas the RANS models produced unsuccessful results. Regarding the airfoil case, a comparison between the 2D simulations results and wind tunnel data did not invalidate the turbulence models employed, although the results indicated that 2D simulations does not predict well some flow features.

Keywords: aerodynamics, aeroacoustic, numerical simulation, cavity, airfoil