

SIMULAÇÕES DO ESCOAMENTO EM TORNO DE UM AEROFÓLIO COM SLAT

André dos Santos Bonatto

andre.s.bonatto@gmail.com

Resumo. Com a evolução tecnológica dos motores aeronáuticos e os requisitos de ruído cada vez mais restritivos, a diminuição do ruído gerado pelo airframe tornou-se uma vantagem competitiva considerável na disputa por clientes. Estudos experimentais apontam o slat como uma das principais fontes de ruído em dispositivos hipersustentadores. Neste trabalho, os mecanismos de geração de ruído presentes no escoamento de um aerofólio com slat são investigados através de simulações numéricas bidimensionais e tridimensionais em regime transiente de dois perfis hipersustentadores. O efeito excessivamente dissipativo dos modelos de turbulência são identificados e contornados com o uso de equações pseudo-laminares na região da cova do slat e de equações de perturbação acopladas a modelos estocásticos. As principais vantagens e deficiências dos métodos são então apontadas.

Palavras chave: Dinâmica dos fluidos, Mecânica dos fluidos computacional, Acústica (Simulação numérica), Aerodinâmica de aeronaves

1. Introdução

Os requisitos de ruído para homologação de aeronaves tem se tornado cada vez mais restritivos devido ao aumento das comunidades que vivem ao redor de aeroportos. Com o desenvolvimento tecnológico dos motores aeronáuticos, o ruído do airframe - componentes da aeronave não responsáveis pela propulsão - emergiu como uma importante fonte de ruído de aeronaves comerciais, especialmente durante pouso e decolagem. Nesse contexto, testes com modelos de escala reduzida e ensaios em vôo identificaram o slat como uma proeminente fonte de ruído do airframe para aeronaves de porte médio Chow et al (2006). Os espectros de ruído são usualmente de banda larga na baixa frequência e tonais na alta frequência Dobrzynski et al (2001). A complexidade do problema de caracterização das fontes de ruído levou a muitos experimentos e simulações combinados. Estudos numéricos recentes no LaRC - NASA apontaram deficiências nas simulações URANS (Reynolds Averaged Navier Stokes), especialmente quando se pretende capturar instabilidades de camada cisalhante e as estruturas coerentes formadas no escoamento ao redor do slat Khorrami et al (2002a). Baseados em argumentos de estabilidade e transição da camada limite, diversos autores, Khorrami et al (2002a) e Lockard et al (2009) utilizaram um modelo de zona laminar a fim de evitar excessiva difusão causada pela viscosidade turbulenta. Os resultados apresentaram boa concordância com os resultados experimentais, especialmente os resultados provenientes de simulações quase-tridimensionais. Neste trabalho, tais abordagens são utilizadas para se ganhar experiência e analisar o efeito dos modelos de turbulência no escoamento ao redor do slat. Então, é proposto o uso das equações não-lineares de perturbação (NLDE) para simulações 2D e quase-3D.

2. Metodologia de simulação

2.1 Métodos de interpolação

As simulações foram realizadas com o código comercial CFD ++. Nele, as equações de Navier-Stokes para gás perfeito são discretizadas segundo o método dos volumes finitos com interpolação de segunda ordem nos fluxos não-viscosos, e integradas na forma conservativa, Eq.(1).

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} - \frac{\partial F_i'}{\partial x_i} = S \quad (1)$$

sendo S um termo fonte que compreende todas os termos das equações que não podem ser representados na forma divergente e :

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_j \\ e \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$F_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_j u_i + p \delta_{ij} \\ u_i (e + p) \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$F_i' = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \\ -q_i + u_k \tau_{ki} \end{bmatrix} \quad (4)$$

O código resolve as equações na forma compressível, mesmo que o número de Mach seja baixo e o escoamento possa ser admitido como incompressível. Para evitar excessiva difusão numérica na solução, foi realizado um pré-condicionamento nos termos temporais, com o objetivo de diminuir a disparidade entre as escalas de tempo acústica e convectiva. No caso das simulações transientes, a técnica é adaptada com iteração "dual" e integrações de segunda ordem implícitas no tempo. Esse procedimento adiciona o termo pseudo-temporal $P^{-1} \frac{\partial U}{\partial \tau}$ na Eq.(1), transformando-a na Eq.(5). Com essa formulação e com o uso de uma matriz de condicionamento dos auto-valores do Jacobiano dos fluxos, é possível acelerar a convergência das iterações sem desrespeitar a condição local de número de CFL.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial U}{\partial \tau} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} - \frac{\partial F_i^\nu}{\partial x_i} = S \quad (5)$$

2.2 Modelos de turbulência

As simulações em regime permanente foram realizadas com os modelos $k - \omega$ SST, $k - \epsilon^3$ e Spallart-Almaras. Já as simulações transientes foram efetuadas com o modelo $k - \omega$ SST com zona pseudo-laminar e o modelo NLAS ("Non-Linear Acoustics Solver"). A principal vantagem do modelo NLAS é o uso de condições de contorno com propriedades fixas, o que permite o uso de domínios reduzidos para uma simulação LES ("Large Eddy Simulation") Batten et al (2004). Nas fronteiras com propriedades fixas, ajustam-se termos fontes para evitar reflexões de ondas devido ao fim do domínio computacional, de forma semelhante ao método PML ("Perfect Matched Layer") para elementos finitos apresentado em Hein et al (2007). As escalas não resolvidas são modeladas através de uma reconstrução sintética das flutuações turbulentas não resolvidas a partir do tensor de Reynolds, o que permite incluir o efeito das escalas dissipativas sem aumentar excessivamente a taxa de dissipação naquelas escalas.

3. Topologia das malhas

Em ambas os casos simulados, as fronteiras das malhas distam das paredes da asa aproximadamente 50 cordas do elemento principal. As camadas limite foram cuidadosamente refinadas para garantir $y^+ \approx 1$. Tendo em vista os fenômenos de instabilidades da camada cisalhante na cuspide e na região do interna do slat - a cova - foi projetada uma estrutura de blocos com maiores refinamentos naquela região. Os elementos naquelas regiões possuem razão de aspecto próxima a um, em contraste com as regiões de camada limite, as quais possuem elementos com razão de aspecto elevada. Esse detalhe é importante para que se capturem as escalas relevantes das estruturas instáveis do escoamento. Conforme proposto por Khorrami et al (2002a), os mecanismos de instabilidade na região da cova são essencialmente laminares, e a viscosidade turbulenta provoca dissipação das estruturas coerentes instáveis, Khorrami et al (2004). Por isso, nas simulações URANS os termos fonte nas equações da turbulência foram desligados naquela região, conforme pode ser vista na Fig.(1).

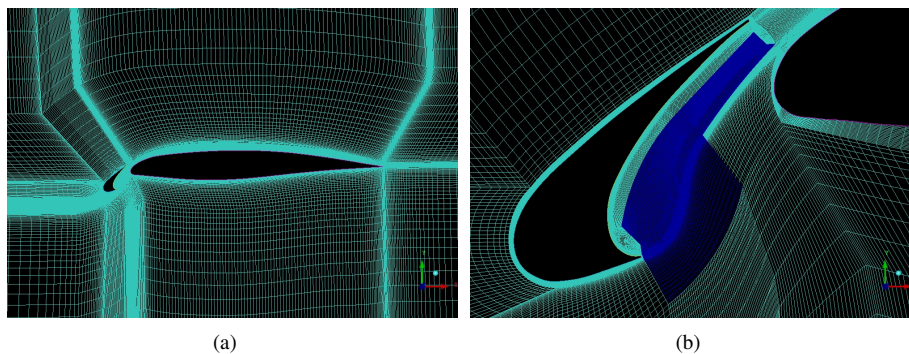
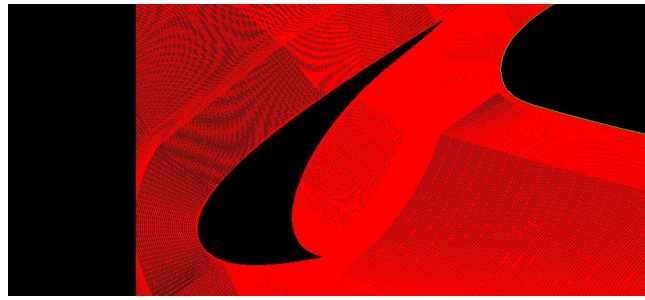


Figura 1. Malha para simulações do perfil AGARD-2. (a) Malha nas proximidades da asa. (b) Zona laminar em azul.

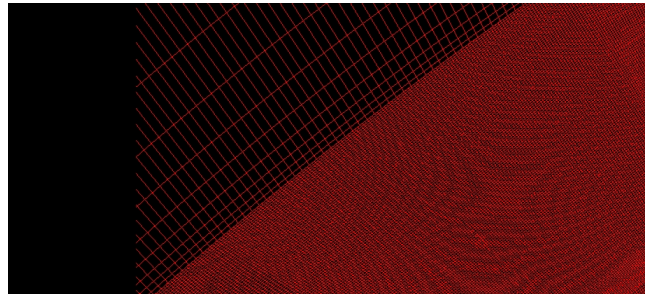
Com o perfil 30P30N, foram utilizadas malhas não conforme par aevitar a propagação de regiões com elevada densidade de pontos para domínios com pequenos gradientes, . Ainda assim, procurou-se manter a malha alinhada com o escoamento médio para evitar a difusão numérica causada pelo desalinhamento entre o vetor velocidade e as faces dos volumes.

4. Simulações com o perfil AGARD-303

O conjunto de dados experimentais escolhido para validação é o artigo de Andreou et al (2006), pois o mesmo fornece geometrias, curva de sustentação do aerofólio e dados acústicos. A geometria AGARD-303 foi testada em túnel de vento na faixa de número de Reynolds de $0,84 \times 10^6$ a $1,68 \times 10^6$. Nessas condições, o nível de turbulência do túnel, segundo Andreou et al (2006), é de aproximadamente 0,15%. O ângulo entre a linha média do slat e a corda média do elemento principal é de 25° .



(a)



(b)

Figura 2. Malha para simulações do perfil 30P30N. (a) Malha na região da cova. (b) Detalhe das interfaces não-conforme.

Para adequar as simulações aos resultados experimentais, as condições simuladas são $M_\infty \approx 0,1$ e $Re_\infty \approx 1,2 \times 10^6$. Todas as quantidades são adimensionalizadas com a corda do elemento principal e com a velocidade, a densidade, e a viscosidade molecular do escoamento ao longe.

4.1 Validação da simulação em regime permanente

Simulações em regime permanente com os modelos $k-\omega$ SST e Spalart-Allmaras foram conduzidas para efetuar testes de convergência. A curva de sustentação foi obtida com três diferentes malhas, com 50000, 100000 e 170000 elementos. As curvas de sustentação típicas do modelo de turbulência são apresentadas com a curva medida experimentalmente

As curvas de sustentação típicas de cada modelo são mostradas com a curva experimental de Andreou et al (2006) na Fig.(3). Analisando a Fig.(3), percebe-se que os dois modelos de turbulência fornecem os mesmos resultados para baixos ângulos de ataque, mas fornecem ângulos de stall diferentes. Esse comportamento é esperado porque como cada modelo implementa restrições para a camada limite de maneira distinta, não se pode garantir que ambas as simulações tenham ponto de separação no mesmo local.

A comparação com os dados experimentais deve ser feita com cuidado, porque o resultado esperado é o resultado proveniente da teoria dos fôlios esbeltos. Conforme se nota na Fig.(3), a inclinação da curva experimental se afasta muito da inclinação esperada. Ton et al (2006) obteve resultados numéricos similares aos resultados apresentados neste artigo para faixa de ângulos de ataque entre 6 e 10°. Uma possível razão para a diferença de resultados são uso da equação de correção da blocagem em túneis de vento, Engineering Sciences Data Unit (1976), fora da faixa de sua validade. A principal razão para a diferença entre os resultados é a possível característica de efeitos tridimensionais no escoamento, devido à razão de aspecto da ordem de 3.

4.2 Simulações em regime transiente

As simulações bidimensionais utilizaram passo de tempo de 1×10^{-8} , resultando num Δt^* (adimensionalizado pela corda do fôlio e velocidade do som) de 4×10^{-4} . Tal passo de tempo foi utilizado por Khorrami et al (2004) para simular o perfil EET.

O desprendimento de vórtices na região do bordo de fuga do slat é a fonte de alta frequência do slat. O fenômeno foi capturado na simulação URANS para ângulo de 10°, conforme pode ser visto na Fig.(4). No entanto, a instabilidade de camada cisalhante não foi capturada

A camada limite na região da cúspide é muito fina e essencialmente laminar, porque o comprimento entre o ponto de estagnação e a cúspide é pequeno e dominado por um gradiente favorável de pressão. Assim, embora o número de Reynolds seja alto, não há tempo nem espaço suficientes para a transição e desenvolvimento da camada limite turbulenta.

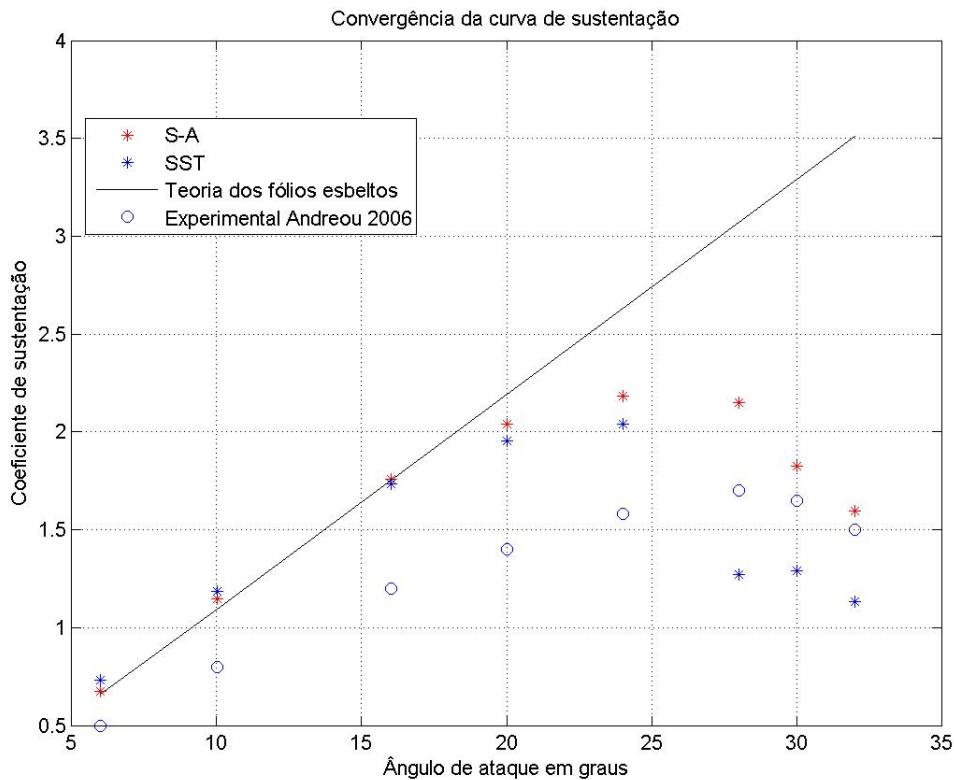


Figura 3. Comparação das curvas obtidas com os diversos modelos de turbulência e com resultados teóricos e experimentais.

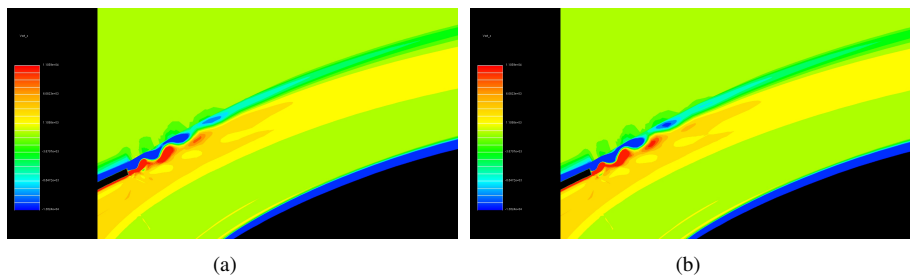


Figura 4. Contornos instantâneos de vorticidade no bordo de fuga do slat: (a) Início das simulações. (b) Instantes finais das simulações.

Os mecanismos de instabilidade da camada cisalhante são do tipo Kelvin-Helmholtz, ou seja, não-viscosos. Assim, ao elevar a viscosidade do fluido através da adição de uma viscosidade turbulenta, aumenta-se a difusão e conseqüentemente, estabiliza-se a camada cisalhante. Essa hipótese foi demonstrada em Khorrami et al (2002a) e Khorrami et al (2002b).

5. Simulações com o perfil 30P30N

Com a experiência adquirida com as simulações do perfil AGARD, optamos por utilizar o perfil 30P30N, devido ao extenso banco de dados e simulações numéricas e dados experimentais para validação. O perfil vem sendo estudado desde 2004, ano em que foram publicados resultados experimentais e um estudo numérico com a tentativa de reproduzir o ensaio em túnel. Os resultados experimentais foram obtidos no túnel de vento BART NASA, com $M_\infty \approx 0,17$ e $Re \approx 1,7 \times 10^6$ e ângulo de ataque de 4° . As simulações utilizam os mesmos valores dos números adimensionais, mas o ângulo de ataque é de $5,5^\circ$ porque a simulação foi realizada para condição de vôo livre. A diferença no ângulo de ataque é uma tentativa de se corrigir os efeitos do túnel e obter distribuições de c_p similares. O modelo testado possui espessuras em todas as bordas, mas apenas a espessura do bordo de fuga do slat é conhecida. Por isso, foram utilizadas bordas com espessura igual à do bordo de fuga do slat a fim de facilitar o processo de geração de malhas. As escalas características foram construídas com

a corda em configuração de cruzeiro e com a velocidade, a densidade e a viscosidade molecular do escoamento ao longe. A exceção é a escala de tempo, que foi construída a partir da corda em configuração de cruzeiro e com a velocidade do som ao longe.

5.1 Resultados bidimensionais

5.1.1 Simulações em regime permanente

Com o objetivo de preparar as simulações NLAS, foram realizadas simulações bidimensionais em regime permanente com o modelo $k - \epsilon^3$. Para fins de validação dos resultados, foi obtida a distribuição de pressões no aerofólio, mostrada na Fig. 5. Nota-se que as pressões no dorso superior são as que apresentam as maiores variações. A carga no slat é aproximadamente a mesma do ensaio em túnel, o que caracteriza um estado de baixa irradiação na frequência do desprendimento de vórtices e uma zona de recirculação com freqüente emissão de estruturas pelo gap.

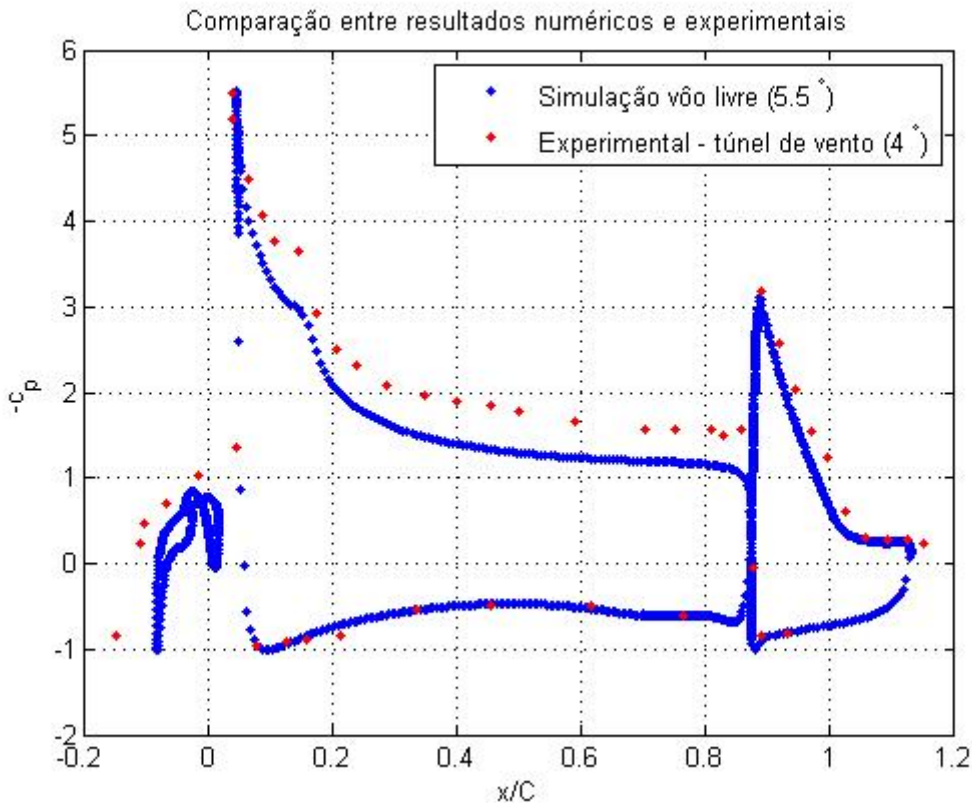


Figura 5. Validação do coeficiente de pressão.

5.1.2 Simulações em regime transiente

Os resultados em regime permanente foram utilizados como entrada para a simulação NLAS 2D. A alta resolução na região da cavidade permitiu que as instabilidades da camada cisalhante fossem capturadas. A Fig. 6 ilustra os mecanismos de instabilidade na camada cisalhante. Nota-se que o enrolamento da camada sobre si mesma, desprendendo vórtices muito depois da camada cisalhante deixar a cúspide, o que está em desacordo com os dados experimentais e as simulações de Khorrami et al (2004). Essa diferença pode ser atribuída à maior espessura da cúspide se comparada com a espessura do modelo ensaiado e à cúspide sem espessura nas simulações apresentadas em Khorrami et al (2004).

Logo após o desprendimento das estruturas ocorre o pareamento dos vórtices. Nessa ocasião, os efeitos tridimensionais já são significativos. Os vórtices são direcionados para a parede do slat, com a qual se chocam. A alta deformação dos vórtices é difícil de ser capturada exatamente devido aos efeitos tridimensionais. As simulações 2D capturaram a deformação, mas a ausência da terceira componente produz estruturas com elevada vorticidade logo após o recolamento.

Parte das estruturas deformadas fica presa na região de recirculação, enquanto parte é emitida para fora da cavidade. Em Khorrami et al (2004), foi observado que as estruturas emitidas para fora da cavidade perturbam o ciclo de desprendimentos de vórtices no bordo de fuga do slat, o que se reflete em menor irradiação sonora nas altas frequências.

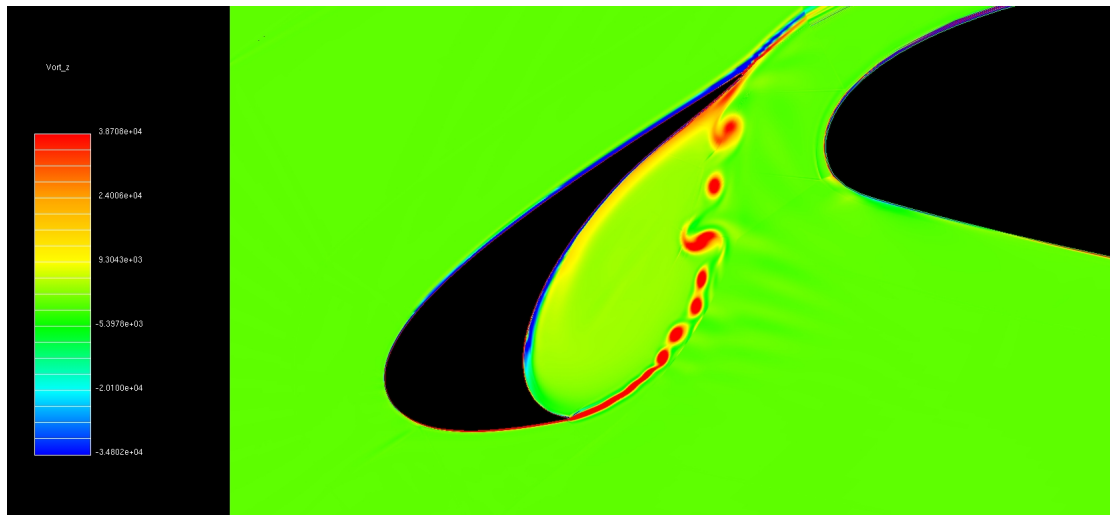


Figura 6. Contorno instantâneo de vorticidade para simulação NLAS2D. Instantes iniciais da simulação.

A camada limite interna do slat se separa devido à presença dos vórtices que ficam presos na recirculação. A camada limite alimenta os vórtices continuamente até a separação. Por ser uma separação induzida por estruturas tridimensionais, os vórtices de cor azul na Fig. 7 já seriam tridimensionais logo na geração, e por isso teriam magnitudes menores. Os vórtices com circulação negativa, ao chegarem na região da cúspide, interagem com a camada cisalhante, interrompendo de forma abrupta o ciclo de despreendimento de vórtices. Essa característica não foi observada nos experimentos e foi atribuída à ausência de efeitos tridimensionais nas simulações, assim como explicado em Khorrami et al (2004). A interrupção do fluxo de vorticidade para a camada cisalhante perturba a dinâmica da recirculação, que tenta retornar ao estado inicial mas a cada ciclo de reestabelecimento da configuração correta, a interrupção frequente do fluxo altera de forma significativa a dinâmica, resultado em contornos de vorticidade instantâneos típicos como mostrados na Fig. 8.

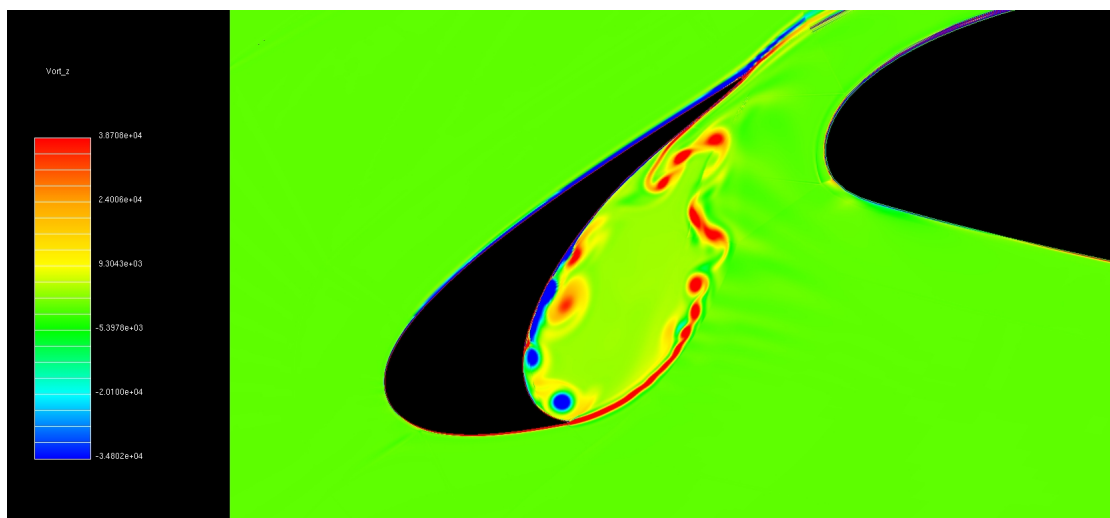


Figura 7. Contorno instantâneo de vorticidade para simulação NLAS2D. Notam-se o pareamento de vórtices, a deformação das estruturas e a separação da camada limite interna.

5.1.3 Simulações quase-tridimensionais em regime transiente

Os resultados obtidos com as simulações em regime permanente foram interpolados numa malha tridimensional para simulação NLAS. A geometria não apresenta tridimensionalidades porque é apenas um cilindro com a curva base sendo a geometria bidimensional. As condições de contorno na direção da envergadura não são periódicas, porque foram utilizadas as condições de média fixa. Assim, foi utilizado um domínio computacional na direção da envergadura correspondente à 40A Fig. 10 mostra que a interpolação dos resultados não foi bem sucedida nas regiões com elevado número de elementos com razões de aspecto muito diferentes de 1. Apesar dos problemas de interpolação e descontinuidade de razão de

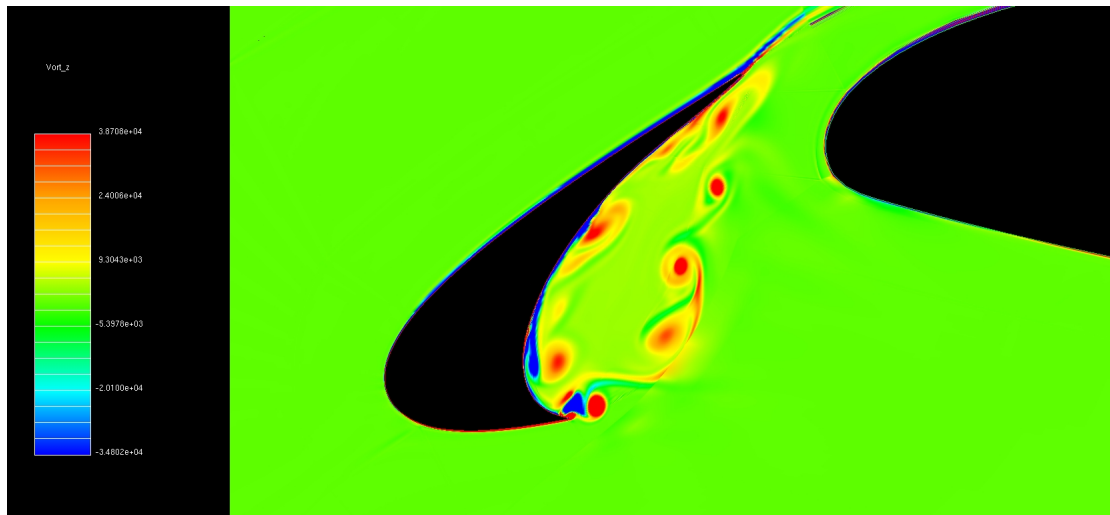


Figura 8. Contorno instantâneo de vorticidade para simulação NLAS2D. Interação entre a vorticidade positiva e negativa na cúspide.

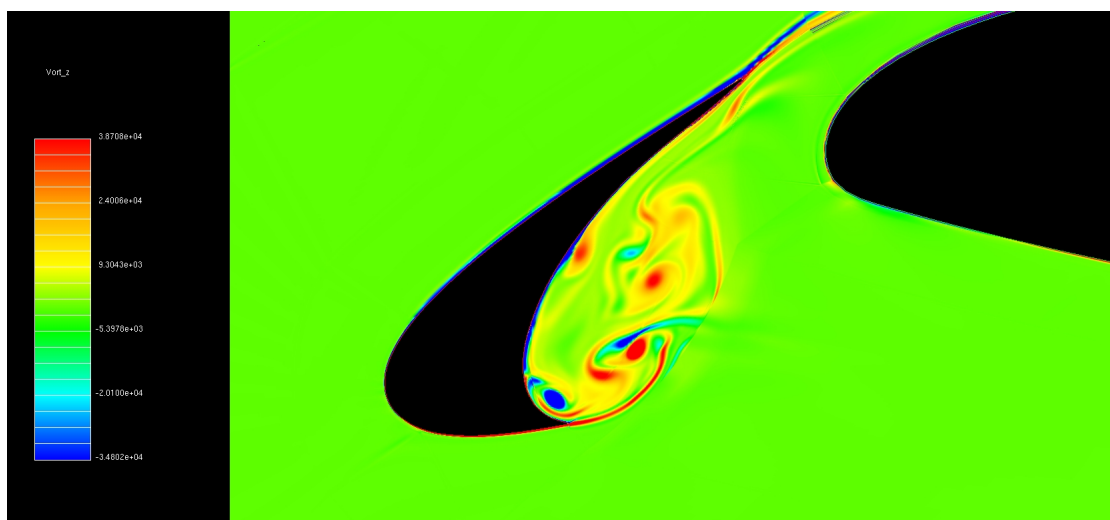


Figura 9. Contorno instantâneo de vorticidade para simulação NLAS2D. Instantes finais de simulação.

crescimento das malhas, foi possível resolver uma pequena onda no bordo de fuga do slat, conforme mostra a Fig. 11.

As simulações tridimensionais capturaram ondas sendo emitidas da camada limite do elemento principal. As ondas refletem na parede do slat e, devido ao formato de ganho, levam um considerável tempo para deixar a região. As reflexões levam a energia acústica irradiada à região emissora, o que pode ser o princípio de um mecanismo de retro-alimentação acústica das instabilidades naquela região.

6. Conclusões

Neste artigo foram apresentadas simulações do escoamento ao redor de aerofólios com slat. As simulações URANS capturaram o desprendimento de vórtices no bordo de fuga do slat, mas não capturaram o enrolamento da camada cisalhante e a recirculação dos vórtices. A justificativa para esse resultado é a alta difusão promovida pela viscosidade turbulenta, dissipando rapidamente as oscilações da camada cisalhante. As simulações 2D com o código NLAS capturaram várias características fundamentais do escoamento, como a sintabilidade da camada cisalhante, o enrolamento e o pareamento de vórtices, a alta deformação na zona de recolamento, e a separação da camada limite interna do slat. As simulações bidimensionais capturam bem o fenômeno até que os vórtices emitidos na cúspide atinjam a zona de recirculação. A ausência dos efeitos tridimensionais no ponto de recolamento concentra altas intensidades de vorticidade na zona de recirculação, provocando efeitos de separação da camada limite interna muito mais acentuados que os resultados experimentais. Apesar dos ruídos causados pela interpolação de resultados bidimensionais em malhas tridimensionais de elevada razão de aspecto, as simulações quase-3D com o código NLAS capturaram ondas de pressão emitidas na região

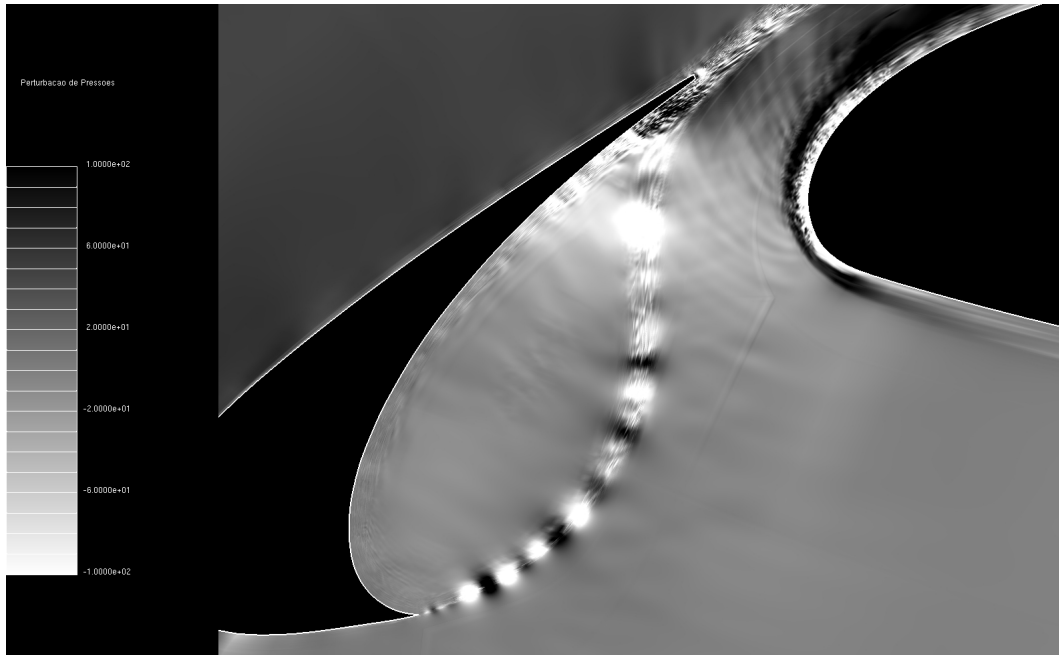


Figura 10. Contorno instantâneo de pressão no plano médio para simulação NLAS3D. A interpolação de segunda ordem em malhas diferentes gerou ruído nas regiões com elevadas razões de aspecto na malha.

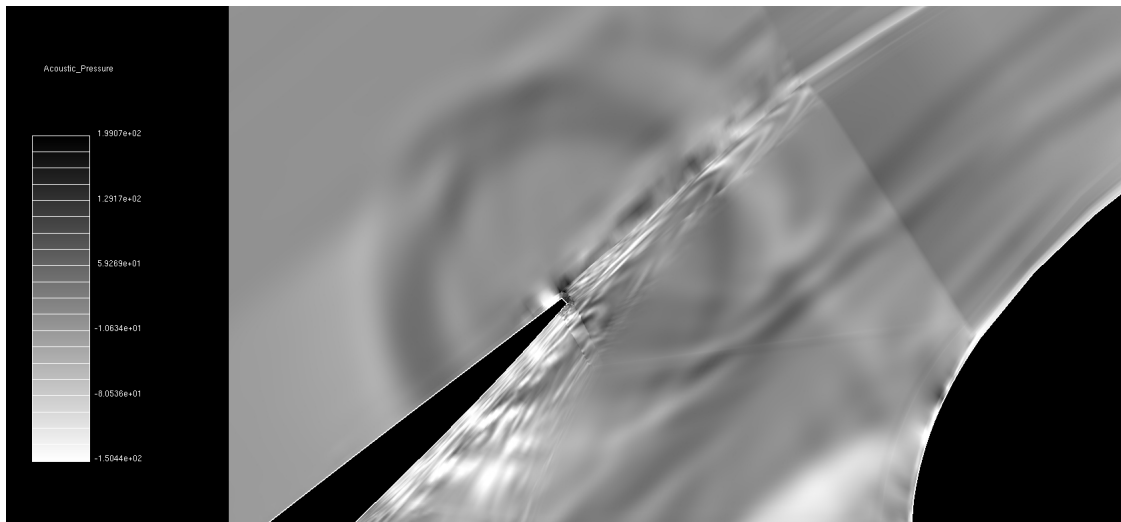


Figura 11. Contorno instantâneo de pressão no plano médio para simulação NLAS3D. Detalhe na região do bordo de fuga do slat mostrando a formação de uma onda acústica.

do gap pelo bordo de fuga. Também mostraram que as oscilações na camada limite do elemento principal geram ondas acústicas que se refletem na parede do slat e retornam para a região do gap. Possivelmente, as ondas refletidas disparam as instabilidades potenciais na região do gap ao levar de volta energia para aquela região.

7. Agradecimentos

O autor gostaria de agradecer à Embraer e à FAPESP pelo financiamento do trabalho e ao NDF por fornecer os recursos computacionais. O autor também agradece ao doutorando Vitor Mainenti pela imprescindível contribuição no processo de geração de malhas para o perfil 30P30N.

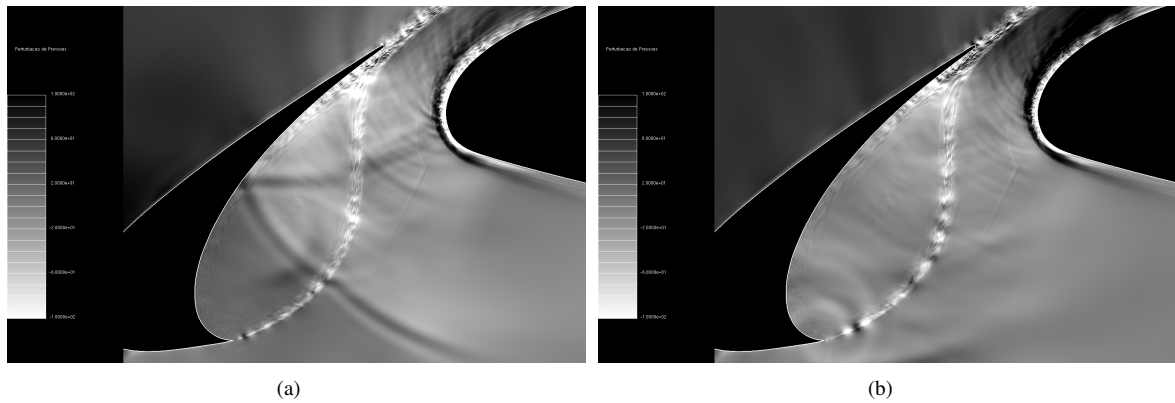


Figura 12. Contornos instantâneos de pressão no plano médio para simulação NLAS3D.: (a) Início das simulações. (b) Instantes finais das simulações.É possível notar padrões de interferência e reflexões das ondas de pressão.

8. Referências

- Andreou, C.; Graham, W.; Shin, H. C. "Aeroacoustic study of airfoil leading edge high-lift devices". Paper AIAA 2006-2515. 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2006.
- Batten,P., Ribaldone,E., Casella,M. e Chakravarthy,S., "Towards a Generalized Non-Linear Acoustics Solver",Paper AIAA-2004-3001.
- Chow,L. C., Mau,K., e Remy,H.,"Landing Gears and High Lift Devides Airframe Noise Research", AIAA Paper 2002-2408,June 2002.
- Dobrzynski, W., e Pott-Pollenske,M., "Slat Noise Source Studies for Farfield Noise Prediction", AIAA Paper 2001-2158,2001.
- Engineering Sciences Data Unit, ESDU 76028 - "Lift-interference and blockage corrections for two-dimensional subsonic flow in ventilated and closed wind tunnels", 1976
- Hein, S.; Hohage, T.; Koch, W. Schöbel,J., "Acoustic resonances in a high-lift configuration". J. Fluid Mech, vol 582, pp 179-202.
- Khorrani, M.; Singer, B.; Berkman, M. "Time-accurate simulations and acoustic analysis of slat free-shear-layer". AIAA Journal, v. 40(7), p. 1284 – 1291, 2002.
- Khorrani, M.;Choudhari, M.;Singer,B.; Lockard, D.; Streett, C., "In Search of the Physics: The Interplay of Experiment and Computation in Slat Aeroacoustics",AIAA 2003-0980.
- Khorrani, M. R., Choudhari, M., and Jenkins, L. N., "Characterization of Unsteady Flow Structures Near a Leading-Edge Slat: Part II. 2D Computations", AIAA-2004-2802, May 2004.
- Lockard, D. P., Choudhari, M., "Noise radiation from a leading edge slat". AIAA Paper 2009-3101.
- Ton,T. A.; van Putten,D. S., "The Prediction of Aeronoise in High Reynolds Number Flow". 2006. Trabalho de Conclusão de Curso. (Graduação em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

9. Direitos autorais

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

SIMULATIONS OF THE FLOW OVER AN AIRFOIL WITH SLAT

André dos Santos Bonatto

andre.s.bonatto@gmail.com

Abstract. *With the technological evolution of aeronautical engines and increasingly stringent noise requirements, reducing the noise generated by the airframe became a considerable competitive advantage in the race for customers. Experimental studies suggest the slat as a major source of noise in high-lift devices. In this study, the mechanisms of generation of noise present in the flow of an airfoil with slat are investigated through two-and three-dimensional unsteady flow numerical simulations with two high-lift profiles. The excessively dissipative effect of turbulence models are identified and repaired by the use of pseudo-laminar equations in the region of the slat cusp and perturbation equations coupled to stochastic models. The main advantages and shortcomings of the methods are then outlined.*

Keywords: *Aero-acoustics, slat, noise, instability, vortex shedding.*