

UMA COMPARAÇÃO ENTRE MODELOS DE TURBULÊNCIA RANS E LES APLICADOS EM ESCOAMENTOS SOBRE AEROFÓLIOS

Rafael Romão da Silva Melo, Universidade Federal de Uberlândia, faelromelo@gmail.com

João Marcelo Vedovoto, Universidade Federal de Uberlândia, jmvedovoto@mecanica.ufu.br

Aristeu da Silveira Neto, Universidade Federal de Uberlândia, aristeus@mecanica.ufu.br

Resumo. Este trabalho apresenta a modelagem matemática de duas maneiras diferentes de modelagem de turbulência, as quais são Equações Médias de Reynolds (RANS) e a Simulação das Grandes Escalas (LES). São apresentadas as diferenças entre as duas metodologias em resultados do escoamento sobre aerofólios, onde a geometria do mesmo é modelada usando a metodologia da fronteira imersa. Nesta metodologia as condições de contorno são aplicadas indiretamente através de um termo fonte adicionado nas equações de Navier-Stokes. São apresentados resultados do escoamento sobre o perfil NACA 0012 para vários ângulo de ataque e número de Reynolds igual a 10000.

Palavras chave: Metodologia da fronteira imersa, Equações médias de Reynolds, Simulação das grandes escalas

1. INTRODUÇÃO

A turbulência é caracterizada por sua multiplicidade de escalas, sendo que quanto mais turbulento o escoamento maior será a quantidade de escalas a serem quantizadas. A solução das equações que regem a dinâmica dos fluidos turbulentos é de difícil obtenção, tanto analiticamente quanto numericamente. Para obter então uma solução para problemas envolvendo turbulência é necessário modelar a mesma através da decomposição das escalas. O processo de decomposição das escalas deu origem a dois grupos de equações para a turbulência:

- Equações médias de Reynolds (RANS) (Reynolds, 1884): para as quais as escalas da turbulência são separadas nas escalas relativas ao comportamento médio, e nas escalas relativas às flutuações em relação a esta média;
- Equações de Navier-Stokes filtradas (LES) (Smagorinsky, 1963): para as quais as escalas da turbulência são separadas em dois grupos, ou seja, o grupo das grandes escalas e o grupo das pequenas escalas ou escalas sub-malha.

O presente trabalho apresentará uma solução através de CFD implementado em um código interno utilizando estas duas formas distintas de decomposição das escalas da turbulência, abordando a formulação matemática de ambas e comparando os resultados obtidos através do escoamento sobre um aerofólio, sendo que este é modelado utilizando o método da fronteira imersa, metodologia esta detalhada na próxima seção.

2. MODELO MATEMÁTICO

Nessa seção serão apresentadas as duas formulações matemáticas utilizadas para solução da fluidodinâmica: a formulação euleriana, a qual modela as equações para o domínio contínuo de fluido, e a formulação lagrangiana, a qual modela as equações referentes ao método da fronteira imersa, utilizada para representar os corpos em meio fluido.

2.1 Formulação euleriana

Na formulação euleriana modela-se todo o domínio de cálculo como se este fosse ocupado por um só fluido. A equação para o balanço da quantidade de movimento na forma tensorial é apresentada abaixo:

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] + f_i, \quad (1)$$

em que p é a pressão, ρ é a densidade do fluido, u_i é a componente i do vetor velocidade, e f_i é a componente i do termo fonte, onde no método da fronteira imersa é o vetor campo de força euleriano através do qual uma geometria complexa pode ser representada.

E ainda o modelo deve obedecer ao balanço de massa:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} = 0. \quad (2)$$

Como a maioria das aplicações práticas ocorrem em elevados números de Reynolds, é preciso utilizar uma malha muito refinada para captar todas e inclusive as menores estruturas turbilhonares do escoamento, podendo fazer com que a solução

se torne inviável, dependendo da quantidade de volumes requeridos para a solução. Faz necessário então o uso de modelos de turbulência. Neste trabalho foi utilizado o modelo de Spalart-Allmaras (Spalart e Allmaras, 1992), representando um modelo da classe RANS, e o modelo de Smagorinsky (Smagorinsky, 1963) com função de amortecimento de Van Driest (Van Driest, 1956), representando um modelo da classe LES.

Na subseção seguinte será apresentada a formulação lagrangiana.

2.2 Formulação lagrangiana

Na metodologia da fronteira imersa utiliza-se uma malha independente para definir o corpo em meio fluido. Uma das principais vantagens é poder simular escoamentos sobre geometrias complexas utilizando malha cartesiana simples para o domínio euleriano. Neste trabalho será utilizada a multi forçagem direta, proposta por Wang et al. (2008).

O termo força f_i da equação da quantidade de movimento é o responsável por definir a interface imersa. Para calcular esta força utilizamos uma função distribuição:

$$f_i(\vec{x}) = \sum_K \vec{F}(\vec{x}_K) D_{ij}(\vec{x} - \vec{x}_K) \Delta V(\vec{x}_K), \quad (3)$$

sendo $\Delta V(\vec{x}_K)$ é o volume do elemento lagrangiano e D_{ij} representa uma função de interpolação / distribuição. Neste trabalho foi adotada a função chapéu. Esta função mostra que quanto mais distantes estão os volumes eulerianos do ponto lagrangiano menor será o valor da força distribuída naqueles pontos.

Por fim $\vec{F}(\vec{x}_K)$ representa a força no ponto lagrangiano, a qual será distribuída no campo euleriano, delimitando assim a fronteira. Para o calculo desta força utilizamos a Eq. (4):

$$F_i(\vec{X}, t) = \frac{\alpha_2 U_i^{t+\Delta t} - U_i^*}{\Delta t}, \quad (4)$$

onde $U_i^{t+\Delta t}$ representa a velocidade desejada para a fronteira. Se for uma fronteira estacionaria o seu valor é nulo. Se for uma fronteira em movimento o seu valor é igual a velocidade da fronteira. Para o cálculo de U_i^* utilizamos a Eq. (5):

$$U_i^* = \sum_{\Omega} u_i^* D_h(x_i - x_K) h^3, \quad (5)$$

onde D_h é representada por uma função interpolação / distribuição, u^* é a velocidade no ponto euleriano e h é o volume lagrangiano.

Resumindo, na multi forçagem direta calcula-se a velocidade no ponto lagrangiano, posteriormente calcula-se a força no ponto lagrangiano, e por fim esta força é distribuída no domínio euleriano. Este procedimento é realizado de maneira iterativa até a força convergir para um valor com resíduo mínimo desejado para todos os passos de tempo.

3. RESULTADOS

Na simulação do perfil aerodinâmico foi utilizado o modelo NACA 0012, um perfil simétrico com relação a linha da corda, onde a sua espessura mede 12% de seu comprimento. Foi realizada uma simulação bidimensional, buscando assim um maior nível de refinamento em torno da geometria com um custo computacional reduzido.

A Fig. 1 apresenta a malha euleriana para este problema, a qual é mostrada através do plano xy . Esta malha é cartesiana, construída em um domínio retangular cujas dimensões são 9,0 m em x , 5,0 m em y e 0,01 m em z , espessura esta em z correspondente ao comprimento de um volume lagrangiano. Esta figura apresenta com detalhes a quantidade de volumes eulerianos utilizados em cada região, com seus respectivos comprimentos, totalizando 208.800 volumes eulerianos. O perfil NACA 0012 possui um comprimento de corda $c = 1,0$ m e a malha lagrangiana possui um total de 402 volumes lagrangianos.

No tempo inicial o campo de velocidade é igual à velocidade de entrada na direção x e é nula nas outras duas direções. As condições de contorno foram velocidade constante na entrada, saída advectiva e condições de neumann nos demais planos do domínio. A simulação foi realizada por um tempo total adimensional de $t^* = 200$, onde $t^* = U_{in}t/c$, sendo U_{in} a velocidade de entrada, t o tempo dimensional e c o comprimento da corda. As médias foram calculadas a partir do tempo $t^* = 144$. Foram simulados ângulos de ataque variando de 0° a 20° .

A Fig. 2 apresenta os campos do módulo da velocidade para ângulo de ataque $\alpha = 10^\circ$ utilizando três modelos a turbulência, em um tempo onde o escoamento já está desenvolvido: Smagorinsky (Fig 2.a) e SA (Fig. 2.b). Nota-se que utilizando o modelo de Smagorinsky ocorre a formação da esteira de Von Karman a jusante do perfil, caracterizando a simulação das grandes estruturas proposta pelo modelo. Utilizando o modelo SA observa-se que o escoamento mesmo a

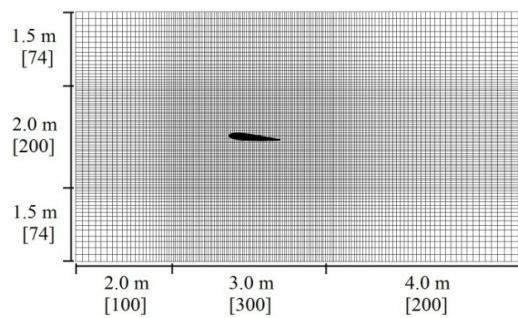
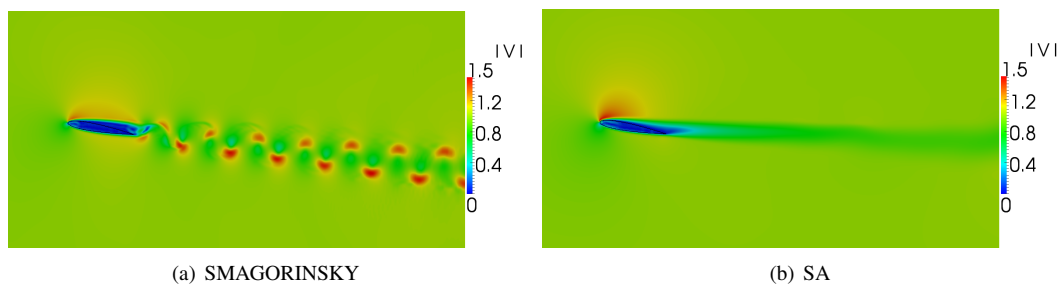


Figura 1. Malha euleriana utilizada para simulação sobre o perfil aerodinâmico.



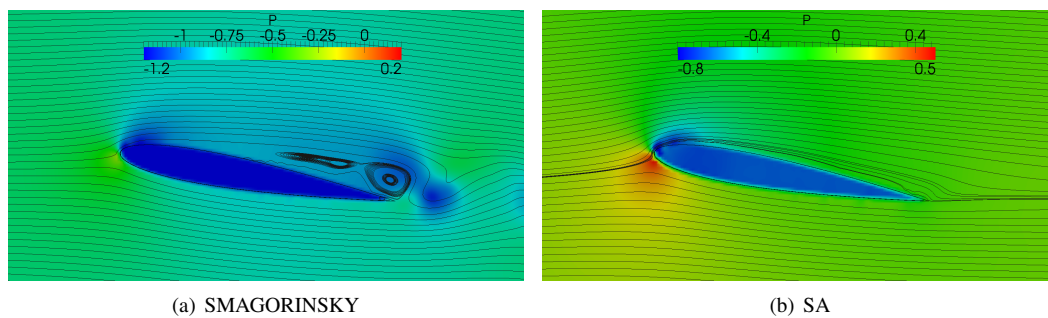
(a) SMAGORINSKY

(b) SA

Figura 2. Campo do módulo da velocidade para ângulo de ataque $\alpha = 10^\circ$ utilizando diferentes modelos de turbulência.

elevado número de Reynolds se mantém estável, sem a formação de estruturas ou até mesmo instabilidades, caracterizando assim o escoamento médio, como calculado por modelos RANS.

A Fig. 3 apresenta os campos de pressão e linhas de corrente para ângulo de ataque $\alpha = 10^\circ$ utilizando as diferentes formas de modelar a turbulência, também em um tempo onde o escoamento já está desenvolvido. Nota-se a instabilidade do escoamento a jusante do perfil usando a modelagem de Smagorinsky, bem como o descolamento da camada limite. Já utilizando modelo SA observa-se que as linhas de corrente se mantêm rente a geometria, caracterizando o campo médio do escoamento.



(a) SMAGORINSKY

(b) SA

Figura 3. Campo de pressão e linhas de corrente para ângulo de ataque $\alpha = 10^\circ$ utilizando diferentes modelos de turbulência.

Para fazer uma análise quantitativa dos resultados obtido com as simulações, serão apresentados os coeficientes de arrasto e sustentação. A Fig. 4 apresenta os coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque utilizando modelo de Smagorinsky com função de amortecimento de Van Driest, e o modelo de Spalart Allmaras, comparados com a literatura (Drela, 1989; Akbari e Price, 2003; Oliveira, 2006). Utilizando smagorinsky os coeficientes para ângulos de ataque até $\alpha = 6^\circ$ seguem as curvas das referências. O arrasto se mantém baixo e a sustentação cresce aproximadamente linear. Para ângulos de ataque maiores que 6° as curvas começam a apresentar oscilações, muito provavelmente pelo fato de ocorrer o descolamento prematuro da camada limite para estes ângulos. Já utilizando o modelo SA observa-se que os coeficientes seguem a mesma tendência para ângulo de ataque até $\alpha = 8^\circ$. Contudo, para valores de ângulo de ataque acima de $\alpha = 8^\circ$ os coeficientes obtidos com as simulações ficaram abaixo dos dados da literatura.

4. CONCLUSÃO

Este trabalho apresentou as formulações matemáticas para as duas formas de modelar a turbulência, RANS e LES, juntamente com a metodologia da fronteira imersa, utilizada para simular o escoamento sobre geometrias complexas utilizando uma malha independente.

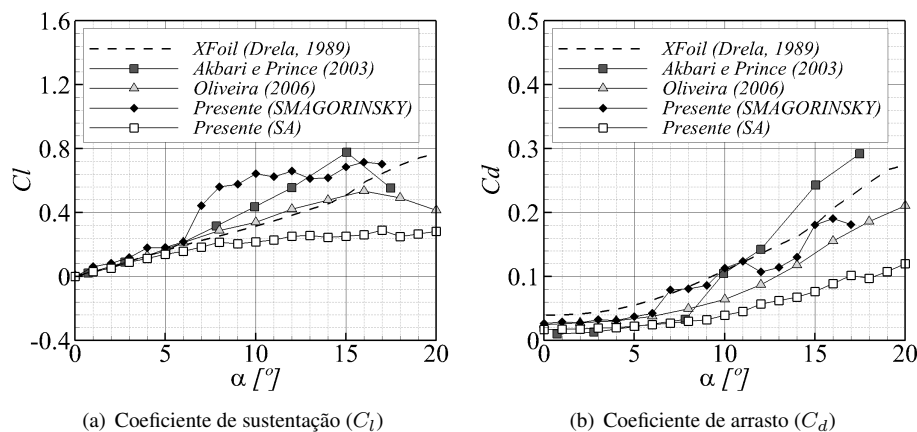


Figura 4. Coeficientes de arrasto e sustentação em função do ângulo de ataque α utilizando modelo de Smagorinsky com função de Van Driest e o modelo de Spalart Allmaras.

Foi simulado o escoamento bidimensional sobre o perfil NACA 0012 com número de Reynolds elevado e foi detectado um descolamento prematuro da camada limite utilizando o modelo de Smagorinsky. Os resultados para ângulo de ataque menores foram satisfatórios quando comparados com a literatura, porém para ângulos mais elevados existe este problema do descolamento prematuro da camada limite. Um maior refinamento na malha poderia resolver este problema, ou ainda modelar a turbulência com equações médias, como foi apresentado utilizando o modelo SA. Outra opção é a utilização de modelagem híbrida do tipo *Detached Eddy Formulation - DES*.

Para a continuidade deste trabalho é necessário aprofundar os estudos relativos a fenomenologia da interação turbulência-camada limite-parede, englobando a metodologia da fronteira imersa, e aplicações devem ser feitas através da simulação numérica de escoamentos turbulentos utilizando metodologias URANS, LES e Híbridas.

5. AGRADECIMENTOS

À PROEX, CAPES, CNPq, Fapemig e Petrobras pelo auxílio financeiro.

6. REFERÊNCIAS

- AKBARI, M.; PRICE, S. Simulation of dynamic stall for a naca 0012 airfoil using a vortex method. *Journal of Fluids and Structures*, v. 17, pp. 855–874, 2003
- DRELA, M. Xfoil : An analysis and design system for low reynolds number airfoils. *Lecture Notes in Engineering : Low Reynolds Number Aerodynamics*, v. 54, pp. 1-12, 1956
- LILLY, D. A proposed modification of the germano subgrid-scale closure method. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, v. 4, pp. 633-672, 1992
- LIMA E SILVA, A. L. F.; SILVEIRA-NETO, A.; DAMASCENO, J. Numerical simulation of two-dimensional flows over a circular cylinder using the immersed boundary method. *Journal of Computational Physics*, v. 189, pp. 351-370, 2003
- OLIVEIRA, J. E. S. *Modelagem matemática para otimização dinâmica de corpos imersos em escoamentos turbulentos*. Tese de Doutorado, Universidade Federal de Uberlândia/Brasil, 2006
- SMAGORINSKY, J. General circulation experiments with the primitive equations: I. the basic experiment. *Monthly Weather Review*, pp 99-164, 1963
- SPALART, P. R.; ALLMARAS, S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *AIAA Paper*, pp. 92-0439, 1992
- VAN DRIEST, E. R. On turbulent flow near a wall. *Journal of the Aeronautical Sciences*, pp. 1007-1011, 1956
- VARGAS, L. A. T. *Desenvolvimento e implementação de um procedimento numérico para cálculo de conjuntos assemelhados de geometria complexa em regime de voo subsônico, assimétrico e não linear*. Tese de Mestrado, Universidade Federal de Minas Gerais/Brasil, 2006
- WANG, Z.; FAN, J.; LUO, K. Combined multi direct forcing immersed boundary method for simulating flows with moving particles. *International Journal of Multiphase Flow*, v. 34, pp. 283-302, 2008

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.