

SIMULAÇÕES NUMÉRICAS DE ESCOAMENTOS SOBRE AEROFÓLIOS ASSIMÉTRICOS USANDO A METODOLOGIA IMERSPEC

Laura Augusta Vasconcelos de Albuquerque, laura.vasconcelos@ufpe.br¹
Mariana Fernandes dos Santos Villela, mariana.villela@ufpe.br¹
Felipe Pamplona Mariano, fpmariano@ufg.br²

¹Universidade Federal de Pernambuco, Centro Acadêmico do Agreste (CAA/UFPE). Av. Marielle Franco, KM 59, s/n, Nova Caruaru. CEP: 55.014-900 - Caruaru - PE.

²Universidade Federal de Goiás, Laboratório de Engenharia Térmica e de Fluidos (LATEF). Av. Esperança, s/n. Campus Samambaia, Prédio B5. CEP: 74.690-900 - Goiânia - GO.

Resumo. *O presente trabalho propõe a extensão da metodologia computacional conhecida como IMERSPEC, resultante da fusão do método Pseudoespectral de Fourier e método da Fronteira Imersa, para a realização de simulações numéricas de escoamentos sobre aerofólios. Analisou-se a eficácia da solução das equações de Navier-stokes, a partir de comparação com dados da literatura. Os resultados obtidos conseguiram reproduzir satisfatoriamente os coeficientes de arrasto e sustentação de referência. Neste trabalho, os resultados obtidos foram analisados juntamente com o de outras publicações.*

Palavras chave: *Dinâmica dos Fluidos Computacional. Método Pseudoespectral. Método da Fronteira Imersa. Escoamento sobre Aerofólios.*

Abstract. *The present work proposes the extension of the computational methodology known as IMERSPEC, resulting from the fusion of the Pseudospectral Fourier method and the Immersed Boundary method, to carry out numerical simulations of flows over airfoils. The effectiveness of the solution of the Navier-Stokes equations was analyzed, based on a comparison with literature data. The obtained results were able to satisfactorily reproduce the reference drag and lift coefficients. In this work, the results obtained were analyzed along with other publications.*

Keywords: *Computational Fluid Dynamics. Pseudospectral method. Immersed Boundary. Flow over Airfoils.*

1. INTRODUÇÃO

A crescente utilização de equipamentos que se baseiam em corpos com superfícies aerodinâmicas impulsiona fortemente a pesquisa e o desenvolvimento de novos produtos e modelos. De acordo com Santiago (2008), corpos aerodinâmicos são aqueles que possuem geometrias especialmente projetadas para manipular certas forças, as quais são resultantes do contato do corpo com o escoamento que o circunda, e que surgem como reação à variação da quantidade de movimento que a geometria exerce sobre o fluido, assim como do resultado direto do atrito entre as superfícies de contato. Santiago (2008) definiu força de arrasto como a componente da força de contato que age na direção e no sentido do escoamento, enquanto força de sustentação como a componente na direção normal ao escoamento. Ainda segundo o autor, além da importância no que refere ao projeto, estas forças, muitas vezes, são o objetivo ou o produto final a ser otimizado.

O formato das superfícies aerodinâmicas, ou aerofólios, em geral, tem a finalidade de gerar a máxima força de sustentação para a menor força possível de resistência à passagem do escoamento. A nomenclatura das diferentes seções que o compõe são: a linha de curvatura média, que, como indicado pelo próprio nome, encontra-se sempre à mesma distância entre a superfície superior e inferior, sendo o formato do aerofólio definido pelo perfil desta curva; o bordo de ataque e bordo de fuga que indicam, respectivamente, a parte anterior e posterior do perfil; a distância entre estes dois pontos, ou corda, c , que é a medida utilizada em todos os cálculos que envolvam as dimensões do aerofólio; a curvatura, ou arqueamento, que relaciona a linha de curvatura média e a corda; e a espessura, que indica a distância máxima entre a superfície superior e a superfície inferior do perfil (Mendes, 2015).

As séries de perfis NACA foram desenvolvidas pelo Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica (NACA – National Advisory Committee for Aeronautics), um precursor da Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (NASA – National Aeronautics and Space Administration) nos Estados Unidos da América (Çengel and Cimbala, 2015). De acordo com estas séries, o perfil aerodinâmico é descrito por um conjunto de números que indicam a complexidade de sua geometria. No presente trabalho são utilizados perfis pertencentes à série de 4 dígitos, sendo seu sistema de numeração definido por NACA MPXX, em que M indica a curvatura máxima do aerofólio, expressa em porcentagem da corda; P fornece a localização do máximo arqueamento em décimo de corda, a partir do bordo de ataque; XX é a

espessura máxima, em porcentagem da corda.

Gonçalves (2014) relata que diferentes aerofólios são úteis em diferentes aplicações, analisando principalmente alguns parâmetros: ângulo de ataque; força de sustentação; o arrasto produzido na mesma direção do fluxo; assim como as pressões de intradorso (região inferior do perfil) e extradorso (região superior do perfil). As turbinas eólicas, por exemplo, utilizam-se dos efeitos aerodinâmicos atuando nos perfis de suas pás para desenvolverem potência mecânica. A pá de uma turbina pode ser formada por um único aerofólio ou uma combinação, e suas características geométricas, como largura e comprimento, variam em função do desempenho aerodinâmico desejado, da máxima potência do rotor, das propriedades do perfil escolhido e das forças envolvidas (Coutinho, 2017). Aerofólios assimétricos, diferente dos simétricos, possuem curvatura não nula, ou seja, são aqueles cuja curvatura da linha média entre a superfície superior e inferior não coincide com a linha da corda, como pode ser observado na Fig. 1 (a).

Os aerofólios modificam a direção do escoamento, de forma a maximizar o aproveitamento da força resultante da passagem do fluido na sua superfície. Segundo Marques (2011), esta força resultante é decomposta em duas componentes, ilustradas na Fig. 1 (b), uma normal à velocidade de corrente livre, a força de sustentação (L , do inglês *Lift*), e outra tangente, a força de arrasto (D , do inglês *Drag*). Ainda de acordo com o autor, a força de sustentação, (L), provém principalmente da diferença de pressões entre a face superior (região de baixa pressão) e a inferior (região de alta pressão), gerada pela passagem do escoamento em torno do perfil. Já a força de arrasto tem duas origens, arrasto de atrito, (D_f), provocada pela viscosidade do fluido, e arrasto de pressão, (D_p), devido ao formato do corpo. A velocidade de corrente livre refere-se à velocidade do ar a frente e distante em relação ao aerofólio, sendo a direção dele definida como vento relativo (U_∞). O ângulo de ataque, (α), é formado entre a direção do vento relativo e a linha de corda do aerofólio, sendo este um parâmetro de fundamental importância na determinação da capacidade de sustentação, que está diretamente relacionada à força de sustentação e à força de arrasto.

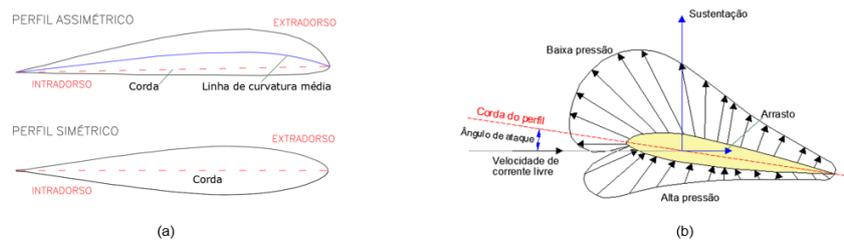


Figura 1. (a) Tipos de perfis aerodinâmicos e (b) Principais forças atuantes no aerofólio

O corpo esbelto ou aerodinâmico tem a sua geometria projetada especialmente para a aplicação a que este se destina, sendo simétrico quando o objetivo é apenas a redução da força de arrasto, e assimétrico quando se deseja controlar a relação sustentação/arrasto (Santiago, 2008). A curvatura, presente nos aerofólios assimétricos, é projetada de forma a maximizar o coeficiente de sustentação, minimizando a velocidade de estol, que diz respeito ao máximo valor de sustentação que o perfil pode alcançar sem sofrer estol determinando, de grande importância na determinação dos usos adequados de cada tipo de perfis (Cavalcante, 2018). O arqueamento provoca uma assimetria do escoamento mesmo com ângulo de ataque nulo, gerando uma força de sustentação positiva. Sua utilização é caracterizada por ser mais estável e mais econômica, criando asas mais eficientes.

De acordo com Mendes (2015), na mecânica dos fluidos, assim como em qualquer outra área, a simulação ou teste de todas as situações possíveis é inexequível. O autor destaca a necessidade de se recorrer a estratégias que permitam a generalização dos resultados, como a aplicação a lei da semelhança, de forma a se obter resultados independentes das dimensões, ou seja, adimensionais. No caso dos aerofólios, esta técnica torna viável a comparação entre dados obtidos para todos os perfis de uma mesma família, independentemente da corda, velocidade e densidade do escoamento.

A adimensionalização da força de sustentação corresponde ao coeficiente de sustentação, C_L , dado por:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (1)$$

A adimensionalização da força de arrasto corresponde ao coeficiente de arrasto, C_D , dado por:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (2)$$

onde L é a força de sustentação; D é a força de arrasto; ρ é a densidade do fluido; V é a velocidade relativa do fluido em relação ao objeto. A é a área da seção transversal à direção de incidência do escoamento. Para o caso bidimensional, considera-se a profundidade unitária, correspondendo a: $A = c \times 1$.

O presente trabalho apresenta uma investigação numérica do escoamento incompressível sobre perfis de aerofólio assimétricos, operando com número de Reynolds baixos, buscando-se a validação do programa computacional IMERS-PEC. O processo de validação irá envolver a comparação dos resultados obtidos com aqueles disponíveis na literatura, a

fim de verificar se a metodologia é capaz de representar adequadamente o fenômeno físico, analisando a influência dos parâmetros de simulação do método numérico.

2. MODELAGEM MATEMÁTICA

A análise do comportamento dinâmico de um escoamento incompressível sobre um aerofólio, pauta-se na resolução das chamadas equações de Navier-Stokes, as quais, são um conjunto de equações diferenciais parciais (EDPs) não-lineares de segunda ordem, que descrevem interações fluidodinâmicas e as tensões viscosas em termos de seus gradientes de velocidade e pressão. As Equações (3), (4) e (5) descrevem as equações de Navier-Stokes em coordenadas cartesianas. A Equação (6) é a equação da continuidade e modela a conservação de massa do sistema. Nestas equações, u , v , w são as velocidades do escoamento nas direções x , y , z respectivamente. ρ é a massa específica e μ é a viscosidade dinâmica, g é a gravidade e p a pressão.

$$\rho\left(u\frac{\partial u}{\partial x} + v\frac{\partial u}{\partial y} + w\frac{\partial u}{\partial z}\right) = \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu\left(u\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + v\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + w\frac{\partial^2 u}{\partial z^2}\right) \quad (3)$$

$$\rho\left(u\frac{\partial v}{\partial x} + v\frac{\partial v}{\partial y} + w\frac{\partial v}{\partial z}\right) = \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu\left(u\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + v\frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + w\frac{\partial^2 v}{\partial z^2}\right) \quad (4)$$

$$\rho\left(u\frac{\partial w}{\partial x} + v\frac{\partial w}{\partial y} + w\frac{\partial w}{\partial z}\right) = \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu\left(u\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + v\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + w\frac{\partial^2 w}{\partial z^2}\right) \quad (5)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (6)$$

A resolução analítica destas equações é restrita matematicamente. O grande número de variáveis interdependentes e a não-linearidade dos termos advectivos dificulta a descrição do comportamento dinâmico de escoamentos próximos da realidade. Sua solução requer adoção de inúmeras simplificações matemáticas, o que acarreta desvios significativos em relação ao comportamento real, especialmente para geometrias e condições de contorno mais complexas. Entretanto, a evolução computacional e de métodos numéricos para resolução de EDPs possibilitou a solução dessas equações de maneira eficiente, com alto nível de acurácia para escoamentos significativamente complexos, através da Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD).

A dinâmica dos fluidos computacional diz respeito a inúmeras metodologias que aproximam numericamente as soluções das equações das suas possíveis soluções analíticas e reais, garantindo a simulação de uma série de escoamentos que representam os mais variados fenômenos físicos. No presente trabalho é utilizada a metodologia IMERSPEC (escrita em linguagem de programação Fortran), resultado da fusão do Método Pseudoespectral de Fourier (MPEF) e Método da Fronteira Imersa (MFI), conforme proposto por Mariano (2011). Para que tal combinação fosse possível, foi necessária a resolução das equações de Navier-Stokes com a imposição de um termo fonte, oriundo do MFI, de maneira a se criar um campo de força para a simulação do corpo imerso no fluido.

2.1 Método da Fronteira Imersa

O Método da Fronteira Imersa trabalha simultaneamente com dois domínios de cálculo, distintos e independentes: o domínio euleriano (Ω), cartesiano e fixo, no qual são resolvidas as equações para o fluido, e o lagrangiano (Γ), que descreve a geometria da interface sólida, representando a fronteira entre o fluido e o corpo imerso, como pode ser observado na Fig. 2. Devido à independência das malhas, é possível representar geometrias complexas e que se movem. As equações do fluido são resolvidas para todo o domínio euleriano, inclusive para a sua porção delimitada pelo domínio lagrangiano (Mariano, 2011).

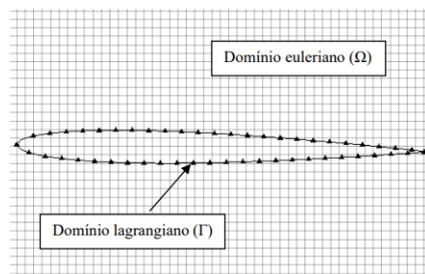


Figura 2. Ilustração da malha euleriana e malha lagrangianas

Através das equações de Navier-Stokes, o escoamento do fluido é modelado e resolvido em todo o domínio, inclusive nos pontos em que o aerofólio será colocado. O que se faz é adicionar um termo fonte de força às equações de Navier-Stokes a fim de simular a presença do corpo em determinados pontos do domínio, fazendo com que o fluido “desvie” em determinados pontos, simulando a geometria do aerofólio. Este é o artifício utilizado para fazer com que o fluido perceba uma geometria imersa e trace um percurso coerente com o que seria esperado em um experimento físico.

2.2 Método pseudoespectral de Fourier

Os métodos espectrais aplicados à dinâmica dos fluidos foram propostos por Canuto *et al.* (1988) e são baseados na resolução das equações a partir de transformadas de Fourier por meio da Fast Fourier Transform (FFT). Esta metodologia apresenta baixo custo computacional e alto nível de acurácia quando comparados com outras metodologias. A solução de equações diferenciais no domínio espectral (números de onda) torna-se facilmente manipulável algebricamente em relação a equações desenvolvidas no domínio físico. Uma EDP, por exemplo, toma propriedades de equação diferencial ordinária (ou EDO) quando submetida à transformação de espaço, facilitando a modelagem matemática. Tal fato, aliado ao procedimento de rotação de bit desenvolvido nos trabalhos de Cooley and Tukey (1965), ponto de partida para a fundamentação da FFT, garantem rapidez e acurácia para os métodos espectrais que reduzem de $O(N^2)$ para $O(N \log_2 N)$ o número de operações realizadas para uma mesma discretização de malha, onde N é o número de pontos da malha.

Aplicada à dinâmica dos fluidos, os métodos espectrais possuem ainda a vantagem de eliminar o termo de campo de pressão, quando submetida à transformação de domínio, proposto nas equações de Navier-Stokes, tornando a análise ainda mais simplificada quando comparada a outros métodos numéricos, os quais exigem o acoplamento pressão-velocidade. O nome pseudoespectral é justificado, segundo Mariano (2007), pela dificuldade matemática e o custo computacional envolvido para resolver a integral de convolução de funções transformadas que aparecem no termo não-linear das equações de Navier-Stokes. O que se faz é o produto dos campos de velocidade no espaço físico, que é posteriormente levado para o espaço espectral de Fourier.

A limitação do método espectral está na necessidade de sua aplicação em contornos geométricos suaves e na sua periodicidade. É nesse intuito que se aplica a metodologia da fronteira imersa, possibilitando a solução das equações de Navier-Stokes para geometrias complexas, descontínuas e condições de contorno não-periódicas.

2.2.1 Metodologia numérica do método pseudo-espectral de Fourier

As Equações (7) e (8) mostram a transformada discreta de Fourier (DFT) e a transformada inversa discreta de Fourier, em que \hat{f}_k é a função transformada de f_n , essa a função no domínio físico. Nestas equações, N é o número de pontos da malha, k é o número de onda, n é um número inteiro que representa a posição x_n dos pontos discretos na malha e $i = \sqrt{-1}$.

$$\hat{f}_k = \sum_{n=-\frac{N}{2}+1}^{\frac{N}{2}} f_n e^{-\frac{2i\pi kn}{N}} \quad (7)$$

$$f_n = \frac{1}{N} \sum_{k=-\frac{N}{2}+1}^{\frac{N}{2}} \hat{f}_k e^{\frac{2i\pi kn}{N}} \quad (8)$$

O número de onda k representa uma grandeza inversamente proporcional ao comprimento de onda numa dada frequência. Para o pacote de *FFT* usado na implementação computacional do método, o vetor número de onda foi calculado por $k_\eta = \eta - 1$ para $1 < \eta < \frac{N}{2} + 1$ e $k_\eta = \eta - 1 - N$ para $\frac{N}{2} + 2 < \eta < N$, onde η é a posição do elemento no vetor. Há inúmeros pacotes de sub-rotinas *FFT* disponíveis, cada um com suas particularidades, vantagens e desvantagens. Para cada pacote, os números de onda são calculados de acordo com suas necessidades sendo fundamental ajustes antes do início das simulações.

A implementação computacional da metodologia, garantindo o melhor desempenho, só é possível num domínio devidamente discretizado em 2^γ pontos, igualmente espaçados entre si, onde γ é um número inteiro.

3. RESULTADOS

Os resultados serão apresentados em duas etapas: simulações com variação do tamanho da malha euleriana; variação do ângulo de ataque e número de Reynolds. Como referência foram utilizados os resultados obtidos por Antonelli *et al.* (2013) e Antonelli (2015) para os aerofólios NACA 4402 e NACA 4404. Os perfis aqui analisados são muito esbeltos, possuindo, em relação à corda, uma espessura máxima de 2%, no caso do NACA 4402, e 4%, no caso do NACA 4404, com um arqueamento máximo, localizado a quatro décimos do bordo de ataque, de 4%. Apesar dos aerofólios finos apresentarem vantagens em número de Reynolds, Re , baixos, como uma alta taxa sustentação-arrasto, eles irão apresentar grandes flutuações na sustentação, provocadas principalmente pela separação do escoamento instável no bordo de

fuga (Marques, 2011). Aumentando-se o ângulo de ataque aumenta-se a condição de estol e aumenta-se a instabilidade no coeficiente de sustentação.

A análise de perfis aerodinâmicos com estas características é de grande relevância para o teste da metodologia, tanto devido aos problemas de convergência da solução no bordo de fuga, como aos erros numéricos que levam a vorticidades extremamente elevadas a jusante do bordo de fuga do aerofólio ao longo do tempo. Esse fato é fortemente amplificado quando o princípio da periodicidade para a simulação da grade linear é aplicado.

As dimensões do domínio de cálculo utilizadas nas presentes simulações são ilustradas pela Fig. 3. O domínio euleriano é determinado por $L_x \times L_y$, em que $L_x = \frac{N_x}{N_y} \cdot L_y$, assegurando a condição de igual espaçamento entre os nós eulerianos. A combinação entre as regiões da zona de buffer, da zona de forçagem e do domínio físico gera um domínio periódico, que é exigido pela metodologia, resultando em iguais condições de contorno na saída e na entrada do domínio.

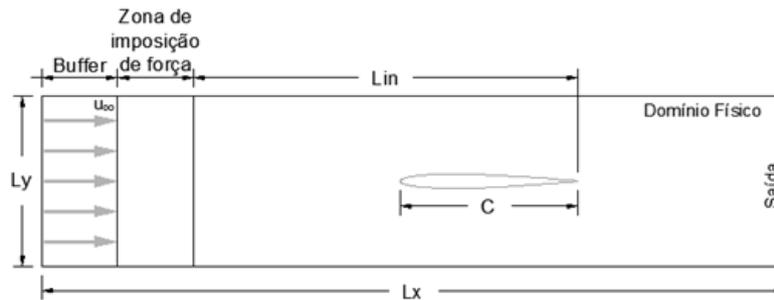


Figura 3. Dimensões do domínio de cálculo

Em todas as simulações realizadas, os aerofólios foram posicionados no centro do domínio, que possui dimensões suficientemente grandes para representar o escoamento externo sobre os perfis, minimizando os efeitos das paredes superiores na geometria imersa. Considerou-se um domínio euleriano de $L_x = 32$ e $L_y = 8m$, com distância entre o bordo de fuga e a saída de 24 m, e zona de forçagem de 0,625 m. A corda dos perfis foi de 3 m e o tempo físico de simulação foi de 100 segundos. O parâmetro do MFI, ϵ , foi tomado como 10^{-3} e foram adotados 200 pontos na malha lagrangiana. O perfil de velocidade na entrada do domínio físico é uniforme e dado por $U_\infty = 1m/s$.

Inicialmente, foi verificada a influência do refinamento da malha euleriana no comportamento de um escoamento bidimensional sobre o perfil assimétrico NACA 4402, considerando os ângulos de ataque de 4° e 6° e $Re = 1000$, observando o ajuste aos coeficientes aerodinâmicos. A Tab. 1 e a Tab. 2 mostram os valores médios, em relação à amostra de todo o intervalo de tempo físico, dos coeficientes de sustentação (CL), arrasto (CD) e a eficiência aerodinâmica obtidos para os dois níveis de refinamento da malha euleriana, 512x128 e 1024x256 pontos, para α igual a 4° e 6° respectivamente. Os resultados foram comparados com os valores propostos pelos trabalhos de Antonelli (2015) e Kunz (2003) que simularam o mesmo perfil sob as mesmas condições.

Tabela 1. Coeficientes aerodinâmicos médios do perfil NACA 4402 para diferentes refinamentos de malha, $\alpha = 4^\circ$

Malhas de refinamento	CL	CD	CL/CD
512x128	0.4200	0.1537	2.7333
1024x256	0.4053	0.1354	2.9944
Antonelli (2015)	0.5058	0.1462	3.4577
Kunz (2003)	0.5058	0.1100	4.5998

Tabela 2. Coeficientes aerodinâmicos médios do perfil NACA 4402 para diferentes refinamentos de malha, $\alpha = 6^\circ$

Malhas de refinamento	CL	CD	CL/CD
512x128	0.5493	0.1565	3.5099
1024x256	0.5352	0.1388	3.8556
Antonelli (2015)	0.6302	0.1435	4.3900
Kunz (2003)	0.6272	0.1187	5.3027

Analisando o comportamento do coeficiente de sustentação em função do tempo, e do coeficiente de arrasto em função do tempo, foi possível observar que o regime permanente do escoamento para o perfil NACA 4402 tanto para o ângulo de 4° , quanto para o ângulo de 6° , é atingido para um tempo de aproximadamente 15s. Assim, os valores dos coeficientes aerodinâmicos aqui considerados foram obtidos a partir da média entre todo o intervalo de tempo físico, a partir deste tempo.

Pelas tabelas é possível perceber que a malha menos refinada, de 512x128 (65.536 pontos de colocação), obteve o pior desempenho para o coeficiente de arrasto e eficiência aerodinâmica para ambos os ângulos de ataque analisados, em comparação com os dados da literatura. A malha mais refinada, de 1024x256 (262.144 pontos de colocação), mostrou-se mais satisfatória para os parâmetros aerodinâmicos citados, exceto para o coeficiente de sustentação, o qual, diferente do esperado, foi melhor calculado com a malha de 512x128 pontos de colocação. Este interessante comportamento pode ser explicado pelo fato de que malhas eulerianas de diferentes refinamentos podem não contemplar pontos lagrangianos igualmente, ou que ainda não se atingiu a região de convergência. Novas configurações de malhas lagrangianas seriam necessárias para a melhor avaliação de tal fenômeno.

A Figura 4 ilustra o campo de velocidade de ambas as malhas analisadas para o ângulo de ataque de $\alpha = 4^0$, mantendo o número de Reynolds $Re = 1000$ no instante de tempo de 100s. A esbeltez do aerofólio NACA 4402 e o baixo número de Reynolds é suficiente para retardar o descolamento da camada limite e impedir o desprendimento de vórtices sob essas condições, o que é consistente com o que foi observado nas duas simulações, entretanto, na malha mais grosseira o descolamento da camada limite aconteceu em uma região próxima ao bordo de ataque, o que aumenta a região de baixa pressão sobre o aerofólio e o gradiente adverso de pressão entre a dianteira e a traseira do perfil. Já para a malha mais refinada, o descolamento da camada limite ocorreu mais próximo ao bordo de fuga, minimizando os efeitos da pressão negativa na traseira do perfil e na região da esteira. Fisicamente, quanto maior a influência da região de baixa pressão, menor é o coeficiente de sustentação e maior o coeficiente de arrasto.

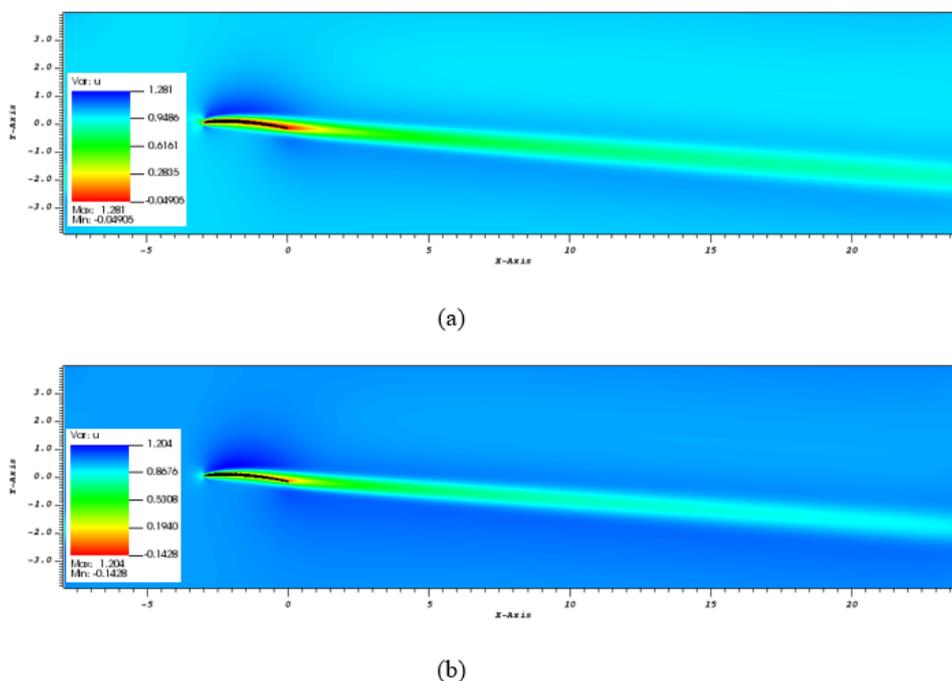


Figura 4. Campo de velocidade do perfil NACA 4402 com $Re = 1000$, para malha de (a) 512x128 e (b) 1024x256 em $t = 100s$, $\alpha = 4^0$.

O refino da malha euleriana influencia diretamente o cálculo da velocidade do campo de escoamento. Malhas grosseiras proporcionam minimização do custo computacional, uma vez que ocorre a diminuição do número de operações e cálculos de distribuição, interpolação e interações realizadas pelo MFI. Entretanto, mais variações e divergências numéricas podem ser geradas.

Para analisar o ajuste aos coeficientes aerodinâmicos, verificou-se a geração dos efeitos fluidodinâmicos, quantificados pelo levantamento das curvas do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, na Figura 5, e curvas polares dos aerofólios assimétricos NACA 4402 e NACA 4404, na Fig. 6, com variação no número de Reynolds. A fim de se obter diminuição no custo computacional, a malha de 512x128 foi utilizada. Variou-se o número de Reynolds entre 400, 800 e 6000, comparando com os resultados de Antonelli et al. (2013) e Antonelli (2015).

Mesmo com a utilização da malha bem menos refinada do que as dos autores de referência, para alguns ângulos de ataque, os resultados obtidos para o coeficiente de sustentação já se mostraram bastante satisfatórios. É possível perceber que, assim como no trabalho de Antonelli (2015), o perfil mais fino, NACA 4402, tem melhor desempenho aerodinâmico que o perfil mais espesso, NACA 4404, ocorrendo também a queda abrupta de CL/CD à medida que o número de Reynolds diminui. Já em outros ângulos de ataque não se garante convergência suficiente, o que pode ser melhor percebido quando se leva em consideração os valores do coeficiente de arrasto, os quais não foram adequadamente calculados a esse nível de refinamento de malha, o que causou grande oscilação nas curvas polares dos aerofólios, mostradas na Fig. 6. Este fato está

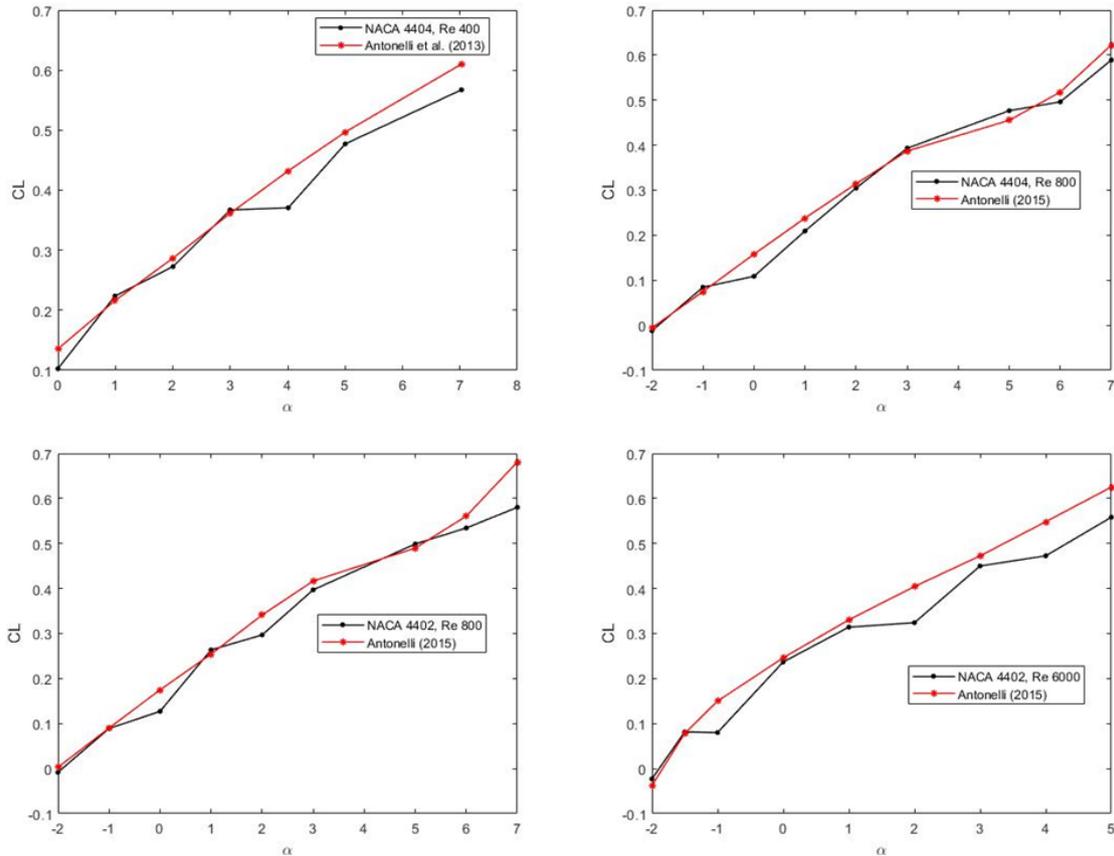


Figura 5. Curvas de sustentação obtidas

relacionado ao tipo de refinamento de malha utilizado, adotando um domínio regular igualmente espaçado, sem refino nas regiões próximas à superfície do perfil. Nessas porções, os efeitos físicos que ocorrem na camada limite são complexos e influenciam diretamente nos resultados dos coeficientes aerodinâmicos. Para serem representados com fidelidade aos fenômenos reais, esses efeitos exigem uma maior discretização na região onde ocorrem.

O refinamento próximo à região da camada limite do aerofólio, na região do bordo de ataque e no bordo de fuga, é proposta por diversos autores, uma vez que esses são pontos estratégicos de análise de malha. O refino nas bordas ou o arredondamento dessas regiões ainda tem a finalidade de minimizar seus efeitos pontiagudos, que influenciam negativamente nos resultados numéricos, evidenciando divergências e efeitos que não condizem com o esperado.

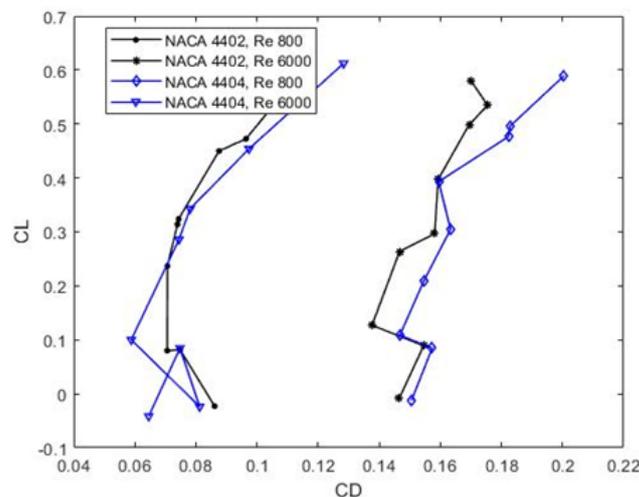


Figura 6. Curvas polares dos aerofólios NACA 4402 e NACA 4404

Percebe-se que o aumento do número de Reynolds implica numa mudança da dinâmica do escoamento. Para estes

ângulos de ataque relativamente baixos, o descolamento da camada limite já é evidenciado pela região de velocidade negativa próximo à superfície do extradorso. Essa região é intensificada no escoamento de $Re = 6000$ e começa a cobrir uma maior área do extradorso, suficiente para mostrar a tendência do escoamento em gerar fortes recirculações na esteira, que se propagam, para garantir a conservação de massa proposta pelas equações de Navier Stokes. Oscilações são observadas no escoamento sobre o NACA 4404. O arqueamento dos perfis modifica a dinâmica de distribuição de pressão entre o intradorso e extradorso, visto que ao passar pela região superior o escoamento estará submetido à um maior gradiente de pressão adverso, sobretudo depois, de seu ponto de máxima curvatura.

4. CONCLUSÕES

Após a análise dos resultados obtidos, é possível perceber a importância da discretização espacial do domínio euleriano para a representação adequada dos fenômenos fluidodinâmicos sobre o aerofólio. Malhas grosseiras geram resultados menos precisos, mesmo com um tempo maior de simulação. Os campos do escoamento agiram de acordo com o esperado: campos com número de Reynolds mais baixo apresentam maiores coeficientes de arrasto, causado pelo fato de gerarem uma esteira maior.

O comportamento particular dos escoamentos ao redor de perfis aerodinâmicos em função do ângulo de ataque, principalmente quanto à evolução do coeficiente de sustentação, foi relativamente capturado nas simulações, entretanto oscilações foram observadas, o que ressalta a necessidade e a importância do ajuste dos parâmetros de simulação na metodologia IMERSPEC para a obtenção de resultados confiáveis e acurados. Destaca-se, a necessidade de estudos aprofundados para refinamento da malha lagrangiana, sobretudo, próximo à região da superfície dos perfis e em seus bordos de ataque e fuga, regiões críticas devido a ocorrência de efeitos fluidodinâmicos complexos.

5. REFERÊNCIAS

- Antonelli, D.P., 2015. *Análisis estacionario e inestacionario de perfiles aerodinámicos a números de Reynolds ultra-bajos ($Re < 10000$)*. Ph.D. thesis, Universidad Nacional de Córdoba, Córdoba, Argentina.
- Antonelli, D.P., Sacco, C.G. and Tamagno, J.P., 2013. "Aerodinámica del vuelo a números de reynolds ultrabajos ($re < 10000$)". *Mecánica Computacional Vol XXXII*, pp. 1047–1070.
- Canuto, C., Hussaini, M., A, Q. and T, Z., 1988. "Spectral methods in fluids dynamics. new york: Springer-verlag".
- Cavalcante, M.A.S., 2018. *Otimização em escala de uma turbina eólica equipada com difusor de ângulo de ataque 7°*. Master's thesis, Universidade Federal do Ceará, Fortaleza, Brasil.
- Cooley, T.W. and Tukey, J.W., 1965. "An algorithm for the machine calculation of complex fourier series. mathematics of computation".
- Coutinho, F.R., 2017. *Metodologia Híbrida CFD/BEM para a Estimativa do Desempenho de Turbinas Eólicas de Eixo Horizontal*. Master's thesis, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil.
- Gonçalves, F.R.F., 2014. *Modelagem e dimensionamento de pás para aerogeradores de pequeno porte*. Master's thesis, Universidade Federal do Ceará, Fortaleza, Brasil.
- Mariano, F.P., 2007. *Solução Numérica da Equações de Navier-Stokes Usando uma Híbridação das Metodologias Fronteira Imersa e Pseudo-espectral de Fourier*. Master's thesis, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, Brasil.
- Mariano, F.P., 2011. *Simulação de Escoamentos Não-Periódicos Utilizando as Metodologias Pseudo-Espectral de Fourier e da Fronteira Imersa Acopladas*. Ph.D. thesis, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, Brasil.
- Marques, A.C.H., 2011. "Estudo numérico de escoamento não-estacionário sobre um perfil de aerofólio tipo naca0012 sujeito a oscilação forçada". *Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações (DINCON 2011)*.
- Mendes, F.M.A., 2015. *Modelação numérica da aerodinâmica de aerofólios para aplicação em turbinas eólicas de pequeno porte*. Master's thesis, Universidade de Coimbra, Coimbra, Portugal.
- Santiago, V.S., 2008. *Modelagem Numérica do Escoamento ao Redor de Corpos Aerodinâmicos Utilizando o Método de Vórtices*. Ph.D. thesis, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil.
- Çengel, Y.A. and Cimbala, J.M., 2015. *Mecânica dos Fluidos*. AMGH Editora, Brasil, 3rd edition.

6. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

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

7. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à FURNAS Centrais Elétricas e ao Programa de Pesquisa e Desenvolvimento Tecnológico (P&D) da ANEEL pelo apoio financeiro.