AVALIAÇÃO DE MODELOS DE TURBULÊNCIA APLICADOS NA SIMULAÇÃO DO ESCOAMENTO SOBRE AEROFÓLIOS SELIG 1223 E CAL4014l EM BAIXO NÚMERO DE REYNOLDS

Tiago Freitas Paz de Lima[1], Thiago Parente Lima[1]

[1]Universidade Federal dos Vales do Jequitinhonha e Mucuri, Diamantina, Brasil
(thiago.parente@ufvjm.edu.br)

Resumo: Esse trabalho apresenta a utilização de ferramentas de Dinâmica dos Dluidos Computacional (CFD) para analisar o desempenho de dois aerofólios: Selig 1223 e CAL4014l. As simulações foram realizadas no software OpenFOAM para Re~10^5 utilizando três modelos de turbulência: Sparlat-Allmaras (SA), k-ω SST e γ-Reθ. Os resultados mostraram que, para o Selig1223, o modelo de turbulência que apresentou um comportamento mais próximo aos resultados experimentais foi o Sparlat-Allmaras, enquanto para o CAL4014l, o modelo k-ω SST apresentou resultados mais próximos da literatura. O estudo conclui que as simulações CFD são uma ferramenta importante no projeto de aeronaves, permitindo economia de gastos com experimentos e oferecendo boa confiabilidade.

Palavras-chave: CFD, aerofólio, simulação, OpenFOAM; turbulência.

INTRODUÇÃO

As aeronaves remotamente pilotadas (ARP) são equipamentos que acessam o espaço aéreo sem presença de um ser humano a bordo e tem ganhado grande espaço no mercado. O mercado nacional tem se mostrado cada vez mais promissor nessa área, principalmente no agronegócio e monitoramento de fronteiras no Brasil. O domínio de projetos desses equipamentos está diretamente ligado ao aumento de produtividade e competitividade no setor do agronegócio nacional e pode aumentar a participação nacional na cadeia produtiva das ARP.

Geralmente as ARP voam com velocidade em torno de 60 km/h, que se comparada com as velocidades das aeronaves comerciais, que giram em torno de 900 km/h como para o Boeing 747-400, ela é considerada baixa. Devido à baixa velocidade de voo e também ao tamanho reduzido desse tipo de aeronave, o escoamento sobre as suas asas ocorre em uma faixa de baixo número de Reynolds, entre 10^4 e 10^5, o que gera diversos desafios ao seu projeto. Um desses desafios é devido a geometria curvada do aerofólio, que faz com que ao longo do escoamento do fluido surjam pontos de descolamento da camada limite e, consequentemente, de formação de vórtices, tornando o escoamento irregular. Esse descolamento, associado ao baixo número de Reynolds, torna esses vórtices ainda mais instáveis, podendo resultar na transição da camada limite de laminar para turbulenta. Além disso, é possível também que ocorra o fenômeno do recolamento do escoamento, formando assim o que é chamado de bolha de separação laminar em uma região definida junto a superfície. Essa bolha pode desaparecer ou até aumentar de comprimento dependendo do número de Reynolds. A formação dessa bolha é preocupante pois ela afeta diretamente o desempenho do aerofólio, aumentando o coeficiente de arrasto e diminuindo o coeficiente de sustentação.

Dessa forma, é importante prever os pontos de transição laminar-turbulento, de descolamento do escoamento e da formação de bolhas de separação laminar no projeto de asas que operam em escoamento de baixo número de Reynolds.

O objetivo desse trabalho é avaliar o desempenho de três modelos de turbulência, disponíveis no software de código aberto OpenFOAM, na simulação do escoamento sobre dois aerofólios utilizados em ARP. A avaliação dos modelos será realizada a partir da determinação dos coeficientes aerodinâmicos e da comparação dos resultados numéricos obtidos com os resultados experimentais disponíveis na literatura.

MATERIAL E MÉTODOS

Os aerofólios utilizados no trabalho foram os modelos Selig 1223 e CAL4014l, de geometria assimétrica, conforme mostrado nas Figuras 1 e 2.

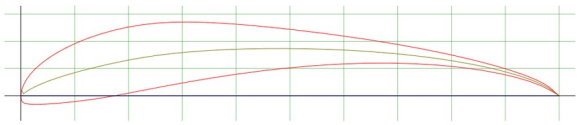


Figura 1: Geometria do aerofólio Selig 1223 (Airfoil Tools, 2021).



Figura 2: Geometria do aerofólio CAL4014l (Williamson et al. (2012)).

Para as simulações foram construídos domínios do tipo C para os dois aerofólios. As dimensões desses domínios foram baseadas na corda do aerofólio, *c*, e no multiplicador *l* do tamanho da corda. O domínio pode ser observado na Figura 3.

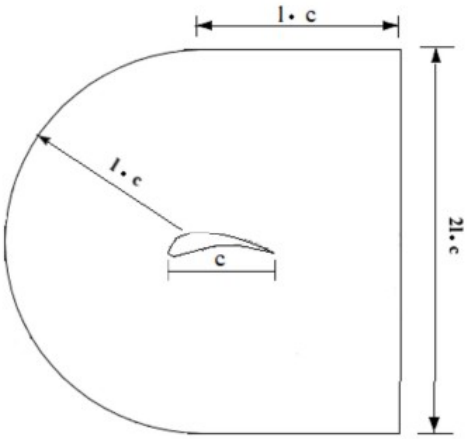


Figura 3: Domínio.

Através dos resultados de Anício e Pereira (2021), verificou-se que o tamanho de *l*=35 para os domínios utilizados nesse trabalho era suficiente para atingir variações desprezíveis nos resultados. A faixa de Reynolds utilizada nas simulações foi diferente para cada aerofólio, isso foi necessário para que fosse possível comparar os resultados das simulações com os experimentais disponíveis nas literaturas de referência. Para o perfil Selig1223, foi utilizado Re=102100, já para o perfil CAL4014l foi utilizado Re=99905, em ambos os casos Re~10^5. Nas simulações também foram utilizadas diferentes faixas de ângulos de ataque (α) para cada perfil estudado pelo mesmo motivo citado anteriormente. A Tabela 1 mostra detalhadamente os números de Reynolds e ângulos de ataque simulados para cada aerofólio.

Tabela 1: Ângulos de ataque em graus utilizados para cada aerofólio.

Selig1223	CAL4014l
Re=102100	Re= 99950,5
-3,30 º	-6,18 º
-2,53 º	-5,19 º
-1,01 º	-4,11 º
-0,03 º	-3,09 º
0,89 º	-2,11 º
1,73 º	-1,01 º
2,56 º	-0,01 º
3,69 º	1,01 º
4,82 º	2,06 º
5,70 º	3,01 º
6,68 º	4,11 º
	5,10 º
	6,15 º
	7,14 º
	8,19 º
	9,22 º
	10,25 º
	11,23 º

Em todas as simulações, o escoamento do ar foi considerado incompressível e suas propriedades foram consideradas constantes. O escoamento foi modelado pelas equações de Navier-Stokes em regime permanente, utilizando sua variação para escoamentos turbulentos: Reynolds Average Navier-Stokes (RANS).

Neste trabalho foram utilizados três modelos de turbulência: Spalart-Allmaras (SA), k-ω SST e o Langry-Menter k-ω SST ou ɣ-Reθ. Diferente dos modelos Spalart-Allmaras e k-ω SST, que consideram o escoamento completamente turbulento, o modelo ɣ-Reθ é capaz de modelar o escoamento no regime laminar e turbulento, detectando automaticamente o ponto de transição entre os regimes. Dessa forma, dentre os três, este é o único modelo capaz de simular a região da bolha de separação laminar e a transição entre os regimes de escoamento. O conjunto das equações e contantes utilizadas nos três modelos são apresentadas no manual do usuário do OpenFOAM:

•Spalart-Allmaras: https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-turbulence-ras-spalart-allmaras.html;

•k-ω SST: https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-turbulence-ras-k-omega-sst.html;

• γ-Reθ: https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-turbulence-ras-k-omega-sst-lm.html.

Na fronteira do domínio tipo C (Figura 3) foram adotadas as condições de contorno de escoamento livre (não perturbado), já na superfície do aerofólio foram adotadas as condições de contorno de interface sólido/fluido.

Nas demais variáveis utilizadas nos modelos de turbulência, as definições de condição de contorno se deram através das equações recomendadas nas páginas de cada modelo de turbulência no manual do usuário do OpenFOAM. Também foram utilizadas as respectivas páginas desses modelos no site de modelos de turbulência da NASA, que são:

• Spalart-Allmaras: https://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html;

• k-ω SST: https://turbmodels.larc.nasa.gov/sst.html;

• γ-Reθ: https://turbmodels.larc.nasa.gov/langtrymenter_4eqn.html.

A geração da malha, foi realizada no programa SALOME utilizando o algoritmo NETGEN 1D-2D com a hipótese adicional Viscous Layer 2D. Para controlar o número de volumes foram criadas duas submalhas, uma sendo uma região 2D de refinamento da malha em volta do aerofólio e a outra 1D, sendo o próprio contorno do aerofólio. Para a primeira submalha (região de refinamento) utilizou-se também o algoritmo NETGEN 1D-2D, mas sem a hipótese adicional de Viscous Layer 2D. Já para a segunda (contorno do aerofólio), foi utilizada a hipótese Wire Discretisation sem hipótese adicional. As submalhas da região de refinamento e do aerofólio CAL4014l são mostradas em detalhe nas Figuras 4 e 5.

Utilizando as submalhas foi possível limitar o tamanho dos viscous layers (detalhe na Figura 5), que corresponde aos primeiros volumes de malha no entorno do aerofólio. Durante toda a criação das malhas procurou-se obter um tamanho de viscous layers que mantivesse a média do parâmetro y+ sempre abaixo de 1, de forma que a camada limite turbulenta fosse resolvida sem a utilização de funções de parede.

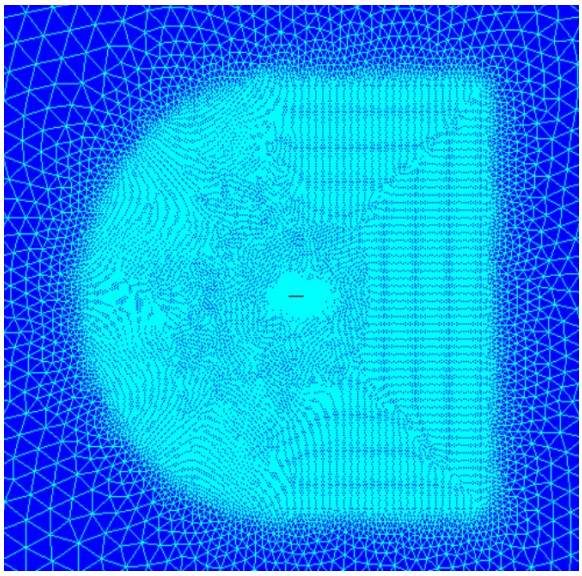


Figura 4: Submalha região de refinamento do aerofólio CAL4014l.

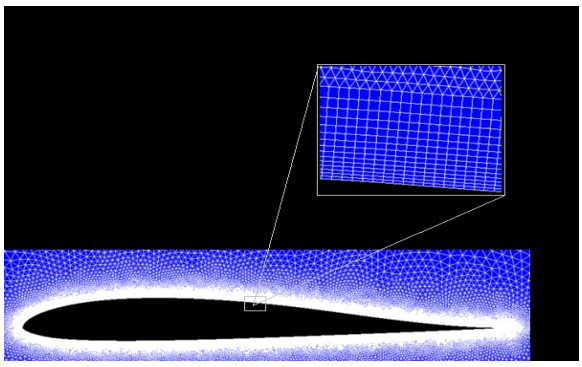


Figura 5: Submalha do aerofólio CAL4014l e detalhe do *viscous layer*.

A solução numérica foi obtida utilizando o software OpenFoam, utilizando o solver simpleFoam em regime permanente e turbulento (exceto quando utilizando o modelo γ-Reθ onde há a possibilidade de escoamento laminar ou turbulento). Na discretização dos termos divergentes e dos termos gradientes e laplacianos, foram utilizados os esquemas linearUpwind (upwind de 2ª ordem) e o linear (diferenças centrais), respectivamente. Os parâmetros de convergência do problema foram os resíduos de pressão, velocidade, $\tilde{\nu}$, k, ω, γ, Reθ, de acordo com cada modelo escolhido de turbulência. Para cada caso foi analisado a oportunidade de se reduzir ou aumentar a tolerância para os resíduos, porém em nenhum dos casos a tolerância foi superior a 10^{-4} ou inferior a 10^{-6}, visto que valores maiores não possuem a confiabilidade desejada e valores menores não modificavam significativamente os resultados. A Figura 6 mostra um gráfico de monitoramento de resíduos de uma das simulações do Selig1223, utilizando o modelo Spalart-Allmaras.

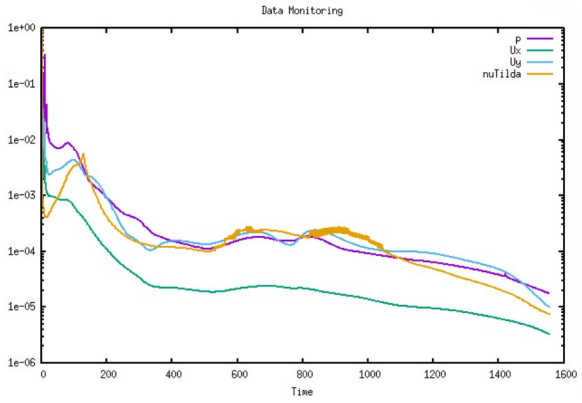


Figura 6: Monitoramento de resíduos, Selig 1223 – modelo Spalart. α = 6,68º e Re=102100.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

A Figura 7 apresenta o comportamento do C_l para o aerofólio Selig1223. Os resultados numéricos foram comparados com os dados experimentais de Williamson et al. (2012). Através do gráfico é possível notar que ambos os modelos de turbulência apresentaram erros significativos nos valores de C_l para ângulos de ataque negativos. O modelo Spalart Allmaras apresentou um erro máximo de 69% encontrado no ângulo de -2,53º e o k-ω SST de 72% no ângulo de 3,3º. Porém, para os ângulos positivos ambos os modelos conseguiram resultados próximos dos experimentais, sendo o Spalart Allmaras o modelo que obteve os melhores resultados. É importante ressaltar que para o Selig1223 não foi possível obter resultados utilizando o modelo de turbulência γ-Reθ, uma vez que as simulações divergiram para todos os ângulos de ataque.

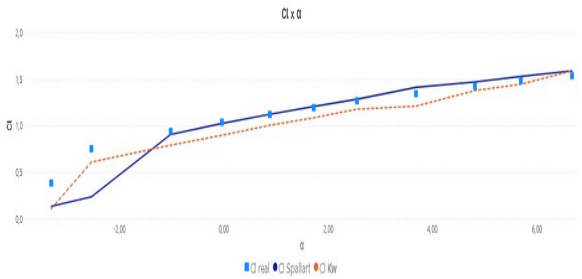


Figura 7: C_l x α de acordo com o modelo de turbulência para o Selig1223, Re=102100.

A Tabela 2 mostra o erro de C_l x α para o Selig1223 de acordo com o modelo de turbulência, com relação aos resultados experimentais.

Tabela 2: Erro dos resultados de C_l x α para o Selig1223 de acordo com o modelo de turbulência.

α	Erro SA	Erro k-ω SST
-3,3 º	65%	72%
-2,53 º	69%	19%
-1,01 º	3%	16%
-0,03 º	1%	14%
0,89 º	0%	10%
1,73 º	1%	9%
2,56 º	1%	7%
3,69 º	5%	10%
4,82 º	3%	3%
5,7 º	3%	3%
6,68 º	3%	3%

A Figura 8 apresenta o comportamento do C_l para o aerofólio CAL4014l. Os resultados numéricos foram comparados com os dados experimentais de Williamson et al. (2012). Através do gráfico é possível notar que todos os modelos de turbulência apresentaram resultados bem semelhantes até o ângulo de 4,11º e após isso os modelos Spalart Allmaras e γ-Reθ começaram a se distanciar gradativamente dos resultados experimentais e do modelo k-ω SST, atingindo o pico da diferença no ângulo de 9,22º. Após esse ângulo ambos os modelos voltaram a se aproximar novamente dos valores experimentais, porém o Spalart Allmaras se distancia novamente no ângulo de 11,23º e o γ-Reθ não. O pico de erro de todos os modelos foi no ângulo de -1,01º, o Spalart Allmaras atingindo um erro de 153%, o k-ω SST de 107% e o γ-Re θ de 97%. O modelo que obteve os melhores resultados foi o k-ω SST, ele se mostrou confiável para os ângulos acima de 1,01º, onde a margem de erro não passou de 6%. É importante ressaltar que não foi possível obter resultados para o CAL4014l utilizando o modelo γReθ para todos os ângulos de ataque.

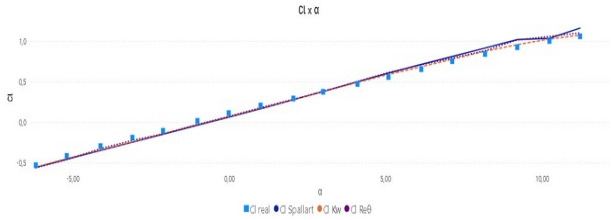


Figura 8: C_l x α de acordo com o modelo de turbulência para o CAL4014. Re= 99950,5.

A Tabela 3 mostra o erro de C_l x α para o CAL4014l de acordo com o modelo de turbulência.

Tabela 3: Erro dos resultados de C_l x α para o CAL4014l de acordo com o modelo de turbulência.

α	Erro SA	Erro kω	Erro γ-Re_θ
-6,18 º	5%	4%	6%
-5,19 º	10%	8%	11%
-4,11 º	18%	16%	10%
-3,09 º	29%	26%	17%
-2,11 º	39%	33%	36%
-1,01 º	153%	107%	97%
-0,01 º	46%	39%	37%
1,01 º	20%	17%	13%

α	Erro SA	Erro kω	Erro γ-Re$_\theta$
2,06 º	5%	4%	-
3,01 º	1%	1%	1%
4,11 º	6%	4%	-
5,1 º	9%	6%	10%
6,15 º	9%	4%	-
7,14 º	8%	3%	-
8,19 º	9%	4%	5%
9,22 º	10%	3%	10%
10,25 º	3%	2%	6%
11,23 º	10%	1%	4%

O modelo de turbulência Sparlat-Allmaras para o Selig1223 e o k-ω SST para o CAL4014l se mostraram mais confiáveis em relação aos resultados da literatura e descreveram com boa confiabilidade o comportamento do coeficiente de sustentação em relação aos demais modelos.

A Figura 9 apresenta o comportamento do C_d em função do ângulo de ataque para o Selig1223, obtido para os mesmos modelos de turbulência utilizados anteriormente. Os resultados numéricos foram comparados com a mesma referência utilizada no coeficiente de sustentação. Para o modelo Spalart-Allmaras o erro máximo atingido foi de 78% e para o k-ω SST foi de 77% paras os ângulos de taque de 2,53º e - 1,01º respectivamente. Porém, o modelo k-ω SST não se mostrou confiável para nenhuma faixa de ângulos de ataque, já o Spalart Allmaras se mostrou bem mais confiável acima do ângulo de -1,01º.

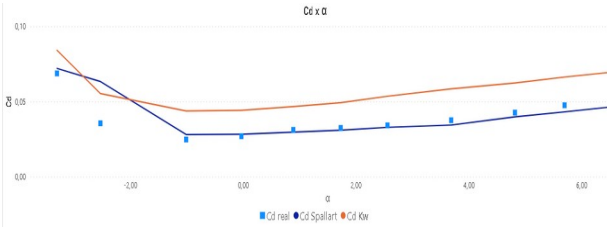


Figura 9: C_d x α de acordo com o modelo de turbulência para o Selig1223. Re=102100.

A Tabela 4 mostra o erro de C_d x α para o Selig1223 de acordo com o modelo de turbulência.

Tabela 4: Erro dos resultados de C_d x α para o Selig1223 de acordo com o modelo de turbulência.

α	Erro SA	Erro k-ω SST
-3,3 º	65%	72%
-2,53 º	69%	19%
-1,01 º	3%	16%
-0,03 º	1%	14%
0,89 º	0%	10%
1,73 º	1%	9%
2,56 º	1%	7%
3,69 º	5%	10%
4,82 º	3%	3%
5,7 º	3%	3%
6,68 º	3%	3%

A Figura 10 apresenta o comportamento do C_d em função também do ângulo de ataque para o CAL4014l obtido para os mesmos modelos de turbulência citados anteriormente. Os resultados numéricos foram comparados com a mesma referência utilizada no coeficiente de sustentação. Para o modelo Spalart-Allmaras o erro máximo atingido foi de 16%, para o k-ω SST de 81% e para o γ-Reθ de 81% para os ângulos de taque de 1,01º, 7,14º e 8,19º respectivamente. O modelo que obteve os melhores resultados foi o Spalart-Allmaras, porém, mesmo assim ele manteve valores de erros altos para quase toda a faixa de ângulos de ataque. Sendo assim, para esse caso nenhum dos modelos apresentou um resultado satisfatório.

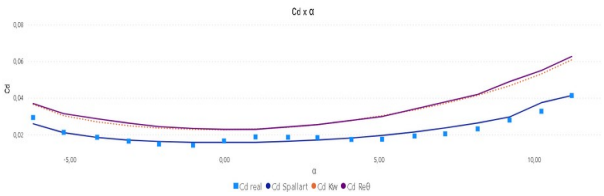


Figura 10: Cd x α de acordo com o modelo de turbulência para o CAL4014l. Re= 99950,5.

A Tabela 8 mostra o erro de C_d x α para o CAL4014l de acordo com o modelo de turbulência.

Tabela 12: Erro dos resultados de Cd x α para o CAL4014l de acordo com o modelo de turbulência.

α	Erro SA	Erro kω	Erro γ-Re$_\theta$
-6,18 º	12%	25%	26%
-5,19 º	1%	43%	48%
-4,11 º	1%	45%	55%
-3,09 º	3%	51%	60%
-2,11 º	9%	59%	64%
-1,01 º	11%	61%	64%
-0,01 º	5%	37%	38%
1,01 º	16%	23%	22%
2,06 º	12%	30%	-
3,01 º	7%	39%	39%
4,11 º	5%	60%	-
5,1 º	12%	74%	71%
6,15 º	11%	74%	-
7,14 º	16%	81%	-
8,19 º	14%	79%	81%
9,22 º	6%	67%	75%
10,25 º	14%	62%	68%
11,23 º	0%	47%	52%

Os erros encontrados nos resultados de CFD podem ter sido influenciados pela discretização do domínio, as malhas geradas de forma não estruturadas e a

limitação do software gerador de malha, que produziu volumes com quantidades grandes de células não ortogonais e/ou com razão de aspectos elevadas.

Para observar a formação da bolha de separação laminar, utilizou-se a mesma metologia aplicada por Hubbë (2017). Foram calculados os coeficientes de pressão, C_p, e de atrito, C_f, na superfície dos aerofólios utilizando o OpenFOAM. A partir dos resultados obtidos foram plotados gráficos desses coeficientes em função da coordenada adimensional *x/c*. No gráfico do coeficiente de pressão é esperada a observação de um salto repentino e logo em seguida uma queda no coeficiente de pressão, no extradorso do aerofólio, indicando que houve a formação da bolha de separação laminar como mostrado na Figura 11 para o modelo ɣ-Reθ. Já no gráfico do coeficiente de atrito, é esperada a observação de uma queda no coeficiente para valores negativos, aproximadamente na mesma região do salto no gráfico do coeficiente de pressão, seguido de um salto para valores positivos, indicando também que houve o descolamento e o recolamento do escoamento, formando a bolha, como mostrado na Figura 12 para o modelo ɣ-Reθ.

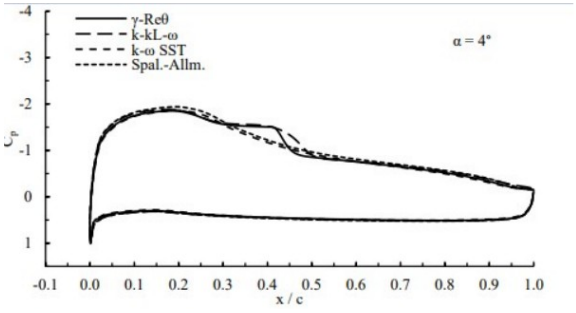


Figura 11: Gráfico de C_p x x/c com Re= $2{\cdot}10^5$ (Hubbë, 2017).

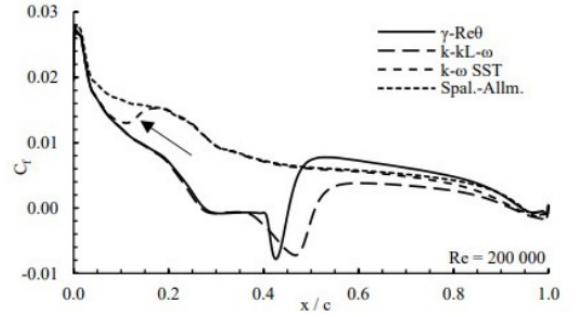


Figura 12: Gráfico de C_f x x/c com Re = $2{\cdot}10^5$ e α = 4º para o Selig1223 (Hubbë, 2017).

No presente trabalho, não foi possível se observar a formação da bolha utilizando modelo ɣ-Reθ. As Figuras 13 e 14 mostram os gráficos de C_p x *x/c* e C_f x *x/c* obtidos através das simulações para o aerofólio CAL4014l, com o mesmo número de Reynolds mencionado anteriormente e um ângulo de ataque de 11,23°. As curvas para o aerofólio Selig 1223 não são apresentadas pois não foi possível se obter resultados utilizando o modelo ɣ-Re_θ, uma vez que todas as simulações resultaram em divergência numérica.

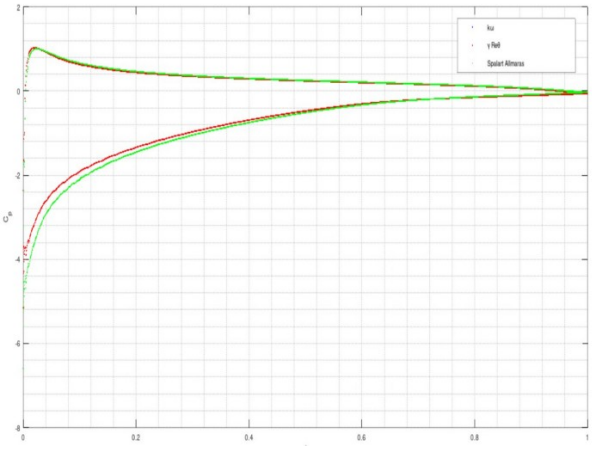


Figura 13: Gráfico de C_p x x/c com Re =99950,5 e α = 11,23º para o CAL4014l.

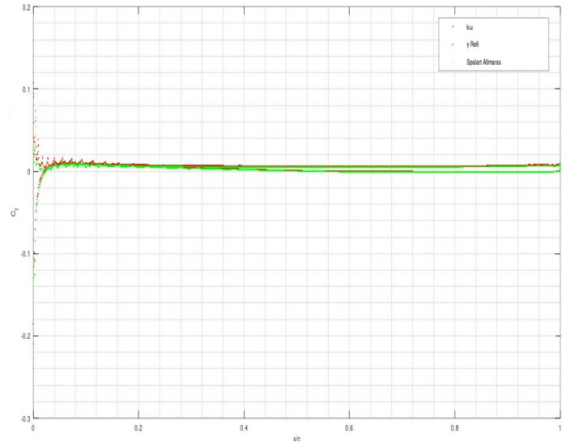


Figura 14: Gráfico de C_f x x/c com Re =99950,5 e α = 11,23º para o CAL4014l.

Como pode ser observado, os resultados obtidos pelo gráfico dos coeficientes de pressão se mostraram satisfatórios, porém não foram capazes de detectar a bolha de separação. Os resultados gráficos dos coeficientes de atrito apresentaram ondulações no bordo de ataque do aerofólio. Essas ondulações não representam nenhum fenômeno físico, podendo assim serem atribuídas há algum erro numérico associado aos mesmos motivos citados na seção anterior. Nos gráficos é possível observar que o modelo ɣ-Reθ apresentou um comportamento semelhante ao k-ω SST, ou seja, comportando-se como um modelo completamente turbulento, o que impossibilitou a visualização de bolhas de separação laminar.

CONCLUSÃO

A partir dos resultados obtidos e discutidos na seção anterior, nota-se que a metodologia utilizada foi

eficiente, uma vez que alcançou resultados satisfatórios dos coeficientes aerodinâmicos para determinadas faixas de ângulos de ataque.

Para os resultados obtidos de C_l notou-se que os modelos de turbulência encontraram dificuldade em ângulos de ataque negativos. Porém, com o aumento do ângulo de ataque os erros se estabilizaram e não apresentaram mais valores tão elevados. Para o Selig1223 o modelo que mais se aproximou dos resultados experimentais foi o Spalart Allmaras e para o CAL4014l foi o k-ω SST. Essa mesma tendência foi observada para os resultados de C_d para o Selig1223, ou seja, os modelos de turbulência apresentaram erros maiores para os ângulos de ataque negativos e a medida que se aumentava o ângulo de ataque, os valores iam diminuindo até se estabilizarem. Porém, isso não ocorreu com os resultados de C_d para o CAL4014l. Nesse caso, os resultados não seguiram uma tendência e durante toda a faixa de ângulos de ataque os modelos de turbulência apresentaram erros elevados para diferentes ângulos de ataque.

Outro ponto que é importante ressaltar é sobre o modelo de turbulência γ-Re_θ. Era esperado conseguir observar através dele a transição entre os regimes laminar e turbulento e com isso detectar a formação da bolha de separação laminar nos aerofólios. Entretanto, para o Selig1223 não foi possível obter resultados utilizando esse modelo de turbulência, uma vez que as simulações divergiram para todos os ângulos de ataque. Mesmo para o CAL4014l, em que foi possível obter resultados utilizando o modelo γ-Reθ para grande parte dos ângulos de ataque, não foi possível observar essa transição entre os regimes e consequentemente também não foi possível se observar a formação da bolha. Além disso, o comportamento desse modelo de turbulência para o CAL4014l foi muito semelhante ao k-ω SST, o que de fato demonstra que ele teve um comportamento completamente turbulento.

Portanto após todas essas observações, foi possível notar a importância de se utilizar mais de um modelo de turbulência, pois para cada aerofólio, muito provavelmente por causa da sua geometria, existe um modelo de turbulência que representa melhor os resultados experimentais do que os demais.

Para trabalhos futuros envolvendo simulações CFD em ARPs, a expectativa é de conseguir observar a formação da bolha de separação laminar, bem como trabalhar com simulações 3D, alcançando taxas de erros cada vez menores, principalmente para o coeficiente de arrasto.

AGRADECIMENTOS

O presente trabalho foi realizado com apoio da FAPEMIG, Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de Minas Gerais – Brasil.

REFERÊNCIAS

AIRFOL TOOLS. Disponível em <http://www.airfoiltools.com/> . Acessado em 20 de novembro de 2021.

ANÍCIO, A. V. A; Pereira, G. A. M. Determinação dos coeficientes de sustentação e arrasto de perfis aerodinâmicos utilizando CFD. 2021.

HÜBBE, Guilherme Bez Batti et al. Numerical and experimental anlysis of a high Lifting airfoil at Low reynolds number flows. 2017.

WILLIAMSON, G.A., MCGRANAHAN, B.D, BROUGHTON, B.A., DETERS, R.W., BRANDT, J.B., AND SELIG, M.S., Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol 5, 2012.