

Simulação Numérica de Perfis Alares Utilizados em Aerogeradores de Eixo Vertical

Alexandre André Coelho Santos

Dissertação para a obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Mecânica

Júri

Presidente: Professor Doutor Pedro de Figueiredo Vieira Carvalheira
Orientadores: Professor Doutor António Manuel Gameiro Lopes
Professor Doutor Jorge António Villar Ale
Vogais: Professor Doutor Almerindo Domingues Ferreira

Julho, 2012



FCTUC FACULDADE DE CIÊNCIAS
E TECNOLOGIA
UNIVERSIDADE DE COIMBRA

DEPARTAMENTO DE
ENGENHARIA MECÂNICA

Simulação Numérica de Perfis Alares Utilizados em Aerogeradores de Eixo Vertical

Dissertação apresentada para a obtenção do grau de Mestre em Engenharia
Mecânica na Especialidade de Energia e Ambiente

Autor

Alexandre André Coelho Santos

Orientadores

António Manuel Gameiro Lopes

Jorge António Villar Ale

Júri

Presidente Professor Doutor Pedro de Figueiredo Vieira Carvalheira
Professor Auxiliar da Universidade de Coimbra

Vogais Professor Doutor António Manuel Gameiro Lopes
Professor Auxiliar da Universidade de Coimbra
Professor Doutor Almerindo Domingues Ferreira
Professor Auxiliar da Universidade de Coimbra

Colaboração Institucional



Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande de Sul (PUCRS)

Coimbra, Julho, 2012

A fluid is any body whose parts yield to any force on it, and by yielding, are easily moved among themselves.

« Isaac Newton »

Agradecimentos

O trabalho que aqui se apresenta só foi possível graças à colaboração e apoio de algumas pessoas, às quais deixo aqui o meu profundo reconhecimento.

Antes de mais aos **meus pais**, por sempre terem acreditado em mim fazendo todos os esforços para que nada faltasse no meu percurso académico.

Ao **Professor Doutor António Manuel Gameiro Lopes**, pelo desafio proposto, pelas vastas competências científicas que me transmitiu e pela colaboração e disponibilidade que sempre teve ao longo do desenvolvimento deste trabalho tornando-o assim possível, sem esquecer a colaboração do **Professor Jorge António Villar Ale**.

Aos **meus amigos** (...), pela franca paciência, companheirismo e apoio, pois só assim foi possível ultrapassar os momentos mais difíceis e de maior desmotivação. Não posso esquecer aqui de deixar um especial e forte abraço de agradecimento ao meu grande amigo **João Pereira** por sempre me ter acompanhado e apoiado e pela grande paciência e compreensão em especial nos momentos menos fáceis.

Ao **meu irmão**, pelo acompanhamento académico e por todos os conhecimentos, experiências e apoio transmitido.

Sem esquecer **a família** que, apesar de por vezes à distancia, nunca deixou de transmitir todo o seu apoio incondicional.

Assim como todo o **corpo docente do DEM** que ao longo destes últimos anos tanto contribuíram para a minha formação.

A todos o meu **Muito Obrigado**.

Resumo

O objectivo deste trabalho é, através de resultados obtidos em simulação numérica de escoamentos em torno de perfis alares do grupo NACA 00xx, utilizados em aerogeradores de eixo vertical, e da sua comparação com resultados experimentais, avaliar a eficiência e robustez dos métodos numéricos aplicados nos programas de volumes finitos EasyCFD_G e ANSYS Fluent.

Para tal submeteram-se os perfis NACA 0012 e 0018, a escoamentos a baixo Reynolds de forma a comparar posteriormente os resultados obtidos por simulação numérica com os experimentais já existentes, sendo que nas simulações numéricas foram utilizados os modelos de turbulência k- ϵ , presente em ambos os programas e o modelo SST disponível no ANSYS Fluent.

Ao longo desta dissertação demonstra-se que os modelos numéricos apresentam, de uma forma geral, melhores resultados quando a simular escoamentos em torno dos perfis a valores de Reynolds mais elevados. Para baixos Reynolds estes apresentam erros maiores principalmente quando a simular com o perfil NACA 0012 com ângulos de ataque próximos e superiores ao ângulo de perda de sustentação.

Nas simulações com o perfil NACA 0018, e dada uma maior existência de dados experimentais para este, foram reveladas algumas limitações das simulações em prever o recolamento do escoamento após separação, sendo que o modelo de turbulência SST é o único que simula o fenómeno, no entanto a jusante do experimental. Também a distribuição de pressão superficial demonstra o aumento do erro dos resultados numéricos com a aproximação do ângulo de ataque ao ângulo de perda de sustentação.

Relativamente aos programas e respectivos modelos de turbulência observou-se que o SST é, de forma geral, o que melhores resultados apresenta a par com o modelo k- ϵ aplicado no EasyCFD_G. O k- ϵ aplicado no ANSYS Fluent é o que piores resultados permite obter.

Palavras-chave: NACA, Aerogeradores, EasyCFD_G, ANSYS, Reynolds, Perda de sustentação.

Abstract

The main objective of this work is, through results obtained in numerical simulation of air flow around airfoils on NACA 00xx, used in aero generators of vertical axis, and its confront with experimental results, prove the efficiency and robustness of the numerical methods of finite volumes programs EasyCFD_G and ANSYS Fluent.

For that, we submitted airfoils NACA 0012 and 0018, to a low Reynolds air flow to further confront the results obtained by numerical simulation with pre-existent experimental results, being that in this numerical simulations the $k-\varepsilon$ turbulence model that was used is, present in both programs, and the SST turbulence model present in ANSYS Fluent only.

Throughout this dissertation it is demonstrated that the numerical models generally present better results to high Reynolds airflow simulations To low Reynolds this models show biggest errors, principally when we are simulating with NACA 0012 airfoil to attack angle near or superior to the lift loss angle.

When simulating with NACA 0018 airfoil, since there is more experimental results available to this airfoil, the results reveal some constraints of the simulations to predict de reattachment after flow separation, being that the SST turbulence model is the only one that predicts this phenomenon, however this comes downstream to the experimental results. Also the superficial pressure distribution shows the difficulty of numerical simulations with the lift loss angle approach.

Relative to programs and respective turbulence models, the SST that generally yields better results, along with the $k-\varepsilon$ model applied to EasyCFD_G. The $k-\varepsilon$ model applied to ANSYS Fluent is the model that worse results gives.

Keywords NACA, Aero generators, EasyCFD_G, ANSYS, Reynolds, Lift loss.

ÍNDICE

Índice de figuras	ix
Simbologia e siglas	xiii
Simbologia.....	xiii
Siglas	xiv
1. Introdução.....	1
1.1. Enquadramento.....	1
1.2. Objectivo	2
1.3. Revisão bibliográfica	3
1.4. Metodologia.....	6
1.5. Terminologia dos perfis alares	6
2. Mecânica dos fluidos – fundamentos teóricos.....	9
2.1. Propriedades dos fluidos incompressíveis	9
2.1.1. Compressibilidade e densidade do fluido	9
2.1.2. Camada limite e viscosidade do fluido	10
2.1.3. Escoamento invíscido	13
2.2. Escoamento em torno de perfis alares	13
2.3. Coeficientes adimensionais	16
3. Simulação numérica – modelos de turbulência	17
3.1. Modelo k- ϵ	18
3.2. Modelo k- ω	19
3.3. Modelo SST (Shear-Stress-Transport).....	20
4. Funcionamento dos programas	23
4.1. Criação da geometria	23
4.2. Geração da malha	24
4.3. Definição das características físicas	26
4.4. Resolução numérica do problema.....	27
4.5. Visualização dos resultados.....	29
5. Estudos prévios	31
5.1. Estudo de malha.....	31
5.2. Estudo de domínio	33
5.3. Comportamento do programa – diferentes Reynolds	34
5.4. Influência da IT e L	35
6. Resultados e discussão	37
6.1. NACA 0012.....	37
6.2. NACA 0018.....	39
7. Conclusão	51
Referências Bibliográficas	55

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 - Principais marcos do desenvolvimento da energia eólica no séc. XX (em: Dutra [3])	1
Figura 1.2 - Aerogerador de eixo horizontal	
Figura 1.3 - Aerogerador de eixo vertical.....	2
Figura 1.4 - Estudo de malha e diferentes esquemas matemáticos (Fonseca et al. [4]).....	3
Figura 1.5 - Geometria computacional e respectiva malha (Fonseca et al. [4]).....	4
Figura 1.6 - Distribuição de pressão obtida com modelo SST e Sparlat-Allmaras (Fonseca et al. [4])	4
Figura 1.7 - Linhas de medição de velocidade média e velocidade média obtida para linha c (Fonseca et al. [4]).....	4
Figura 1.8 - Geometria computacional e respectiva malha (Kontras et al [6])	5
Figura 1.9 - Campos de pressão e vectores de velocidade (ângulo de ataque - 15°) (Kontras et al. [6])	5
Figura 1.10 - Coeficiente de sustentação e arrasto (Kontras et al. [6]).....	5
Figura 1.11 - Nomenclatura dos perfis NACA. Perfil NACA 4415	7
Figura 1.12 - Perfil NACA 0012	
Figura 1.13 - Perfil NACA 0018.....	7
Figura 2.1 - Distribuição de velocidades junto da superfície	10
Figura 2.2 - Camada limite ao longo de placa plana.....	11
Figura 2.3 - Separação de Camada limite	13
Figura 2.4 - Arrasto e sustentação de um perfil aerodinâmico	14
Figura 2.5 - Produção de forças de arrasto (atrito e pressão)	14
Figura 2.6 - Distribuição de pressão sobre a superfície do perfil NASA LS(1) - 0417 com um ângulo de ataque de 0° (in: Anderson, John D. (1989) “Introduction to Flight” [1]).....	15
Figura 4.1 – Geometria computacional EasyCFD_G	24
Figura 4.2 – Geometria computacional ANSYS	24
Figura 4.3 - Formação da malha (em: Lopes, António G. (2012); “EasyCFD_G User’s Manual” [9]).....	25
Figura 4.4 - Distribuição dos elementos de malha ANSYS	25
Figura 4.5 - Distribuição dos elementos de malha EasyCFD_G.....	25
Figura 4.6 - Fronteiras definidas no ANSYS Meshing	26
Figura 4.7 - Fronteiras do sistema EasyCFD_G.....	27

Figura 4.8 - Fronteiras do sistema ANSYS.....	27
Figura 4.9 - Monitorização da convergência no EasyCFD_G	28
Figura 4.10 - Monitorização da convergência no ANSYS Fluent (com coeficiente de sustentação).....	28
Figura 4.11 - Visualização gráfica (à direita) e resultados (à esquerda) EasyCFD_G	29
Figura 4.12 - Visualização gráfica (parte superior) e resultados (parte inferior) ANSYS Fluent.....	30
Figura 5.1 - Convergência do coeficiente de sustentação com o nº de elementos	31
Figura 5.2 - Características da malha, pormenor (à direita).....	32
Figura 5.3 - Variação do coeficiente de sustentação com a distância das fronteiras de entrada e saída ao perfil	33
Figura 5.4 - Variação do coeficiente de sustentação com a distância das fronteiras superior e inferior ao centro do perfil	33
Figura 5.5- Dimensões da geometria computacional.....	34
Figura 5.6 - Coeficiente de sustentação obtidos nas simulações (valores experimentais para 7×10^5 e 8.6×10^5 de: Sheldahl et al. (1981) [13]).....	34
Figura 5.7 - Coeficiente de sustentação obtidos nas simulações (valores experimentais para 3×10^6 de: Jacob et al. [5])	35
Figura 5.8 - Variação de Cl com alteração de IT (esquerda) e L (direita)	36
Figura 6.1 – Coeficiente de sustentação para um Reynolds de 3×10^6 (valores experimentais de: Jacobs et al. [5]).....	37
Figura 6.2 - Coeficiente de sustentação para Reynolds de 7.6×10^5 , com pormenor de perda de sustentação (à direita) (valores experimentais de: Sheldahl et al. (1981) [13])	38
Figura 6.3 - Coeficiente de sustentação para Reynolds de 3×10^6 (valores experimentais de: Jacob et al. [5]).....	39
Figura 6.4 - Coeficiente de sustentação para Reynolds de 1.6×10^5 (valores experimentais de: Jacob set al. [5]).....	40
Figura 6.5 - Distribuição de pressão nas superfícies para um ângulo de ataque de 0°	41
Figura 6.6- Distribuição de pressão nas superfícies superiores (Suc) e inferiores (Press) para um ângulo de ataque de 6°	41
Figura 6.7 - Distribuição de pressão nas superfícies superiores (Suc) e inferiores (Press) para um ângulo de ataque de 15°	41
Figura 6.8 - Contorno da velocidade média (S - separação; RA - recolamento),.....	43
Figura 6.9 - Contorno da velocidade média - EasyCFD_G	43
Figura 6.10 - Contorno da velocidade média - Fluent k- ϵ	43
Figura 6.11 - Contorno da velocidade média - Fluent SST.....	43
Figura 6.12 - Contorno da velocidade média (S - separação; RA - recolamento),.....	44

Figura 6.13 - Contorno da velocidade média - EasyCFD_G	44
Figura 6.14 - Contorno da velocidade média - Fluent k- ϵ	44
Figura 6.15 - Contorno da velocidade média - Fluent SST.....	44
Figura 6.16 - Contorno da velocidade média (S - separação),	45
Figura 6.17 - Contorno da velocidade média -EasyCFD_G	45
Figura 6.18 - Contorno da velocidade média - Fluent k- ϵ	45
Figura 6.19 - Contorno da velocidade média - Fluent SST.....	45
Figura 6.20 - Intensidade de turbulência (S - separação; RA - recolamento),	46
Figura 6.21 - Intensidade de turbulência - EasyCFD_G.....	46
Figura 6.22 - Intensidade de turbulência - Fluent k- ϵ	46
Figura 6.23 - Intensidade de turbulência - Fluent SST	46
Figura 6.24 - Intensidade turbulência (S - separação; RA - recolamento),.....	47
Figura 6.25 - Intensidade de turbulência - EasyCFD_G.....	47
Figura 6.26 - Intensidade de turbulência - Fluent k- ϵ	47
Figura 6.27 - Intensidade turbulência - Fluent SST.....	47
Figura 6.28 - Intensidade turbulência (S - separação),	48
Figura 6.29 - Intensidade turbulência - EasyCFD_G.....	48
Figura 6.30 - Intensidade turbulência - Fluent k- ϵ	48
Figura 6.31 - Intensidade turbulência - Fluent SST.....	48
Figura 7.1 - Distribuição de pressão nas superfícies superiores (Suc) e inferiores (Press) para um ângulo de ataque de 15°.....	52

SIMBOLOGIA E SIGLAS

Simbologia

δ – Espessura da camada limite

ε – Taxa de dissipação

A – área do perfil

a – Velocidade do som

c – Corda do perfil

C_d – Coeficiente de arrasto

C_l – Coeficiente de sustentação

C_p – Coeficiente de pressão

D – Força de arrasto

D_f – Arrasto de atrito

D_p – Arrasto de pressão

k – Energia cinética turbulenta

L – Força de sustentação

L_f – Sustentação de atrito

L_p – Sustentação de pressão

M – Número de Mach

P_∞ – Pressão estática

P_t – Pressão total

Re – Número de Reynolds

S – Medida invariante da taxa de deformação

t – Tempo

u – Velocidade do escoamento (componente horizontal (x))

V_∞ – Velocidade de escoamento potencial

w – Velocidade do escoamento (componente vertical (z))

μ – Viscosidade dinâmica

μ_t, ν_t – Viscosidade turbulenta

ν – Viscosidade cinemática

ρ – Densidade do fluido

τ – Tensão tangencial

ω – Frequência de turbulência

Γ – Coeficiente de difusão

Siglas

CFD – Computational Fluid Dynamics

IT – Intensidade de Turbulência

NACA – National Advisory Committee for Aeronautics

NASA – National Aeronautics and Space Administration

SST – Shear Stress Transport

1. INTRODUÇÃO

1.1. Enquadramento

Desde a Revolução Industrial, século XVIII, as fontes de energia fóssil (carvão mineral a esta data) começaram a ter uma grande aplicação em termos industriais na produção de energia e trabalho mecânico. Este tipo de combustíveis, hoje em dia designados como Não Renováveis, teve uma larga expansão nas suas aplicações.

Remonta aos anos 70, a crise petrolífera que se abateu devido a uma sobreexploração destes recursos, como resultado houve um forte desenvolvimento das fontes de energia designadas renováveis, como é o caso da eólica, sendo que o desenvolvimento da energia eólica moderna remonta a inícios do século XX, onde em 1930 se registavam nos Estados Unidos cerca de 600 mil moinhos para abastecimento rural de água e electricidade.



Figura 1.1 - Principais marcos do desenvolvimento da energia eólica no séc. XX (em: Dutra [3])

Actualmente, existe cada vez mais a necessidade de utilização de energias renováveis, tendo a energia do vento assumido a este nível um importante papel na produção de electricidade, pois acarreta baixos impactos ambientais e representa uma forma eficiente de produção desta.

Assim, a par dos aerogeradores de eixo horizontal, de vasta aplicação, têm sido desenvolvidos aerogeradores de eixo vertical, sendo que o primeiro aerogerador deste género foi registado em 1931 por G.J.M. Darrieus. Estes aerogeradores de eixo vertical têm a vantagem de ter um funcionamento independente da direcção do vento, evitando assim complexos sistemas de reposicionamento de forma a fazer face às alterações desta variável.

Estes aerogeradores permitem ainda o seu funcionamento a partir de forças de sustentação (Darrieus) e forças de arrasto (Savonius).



Figura 1.2 - Aerogerador de eixo horizontal



Figura 1.3 - Aerogerador de eixo vertical

Estas turbinas têm como função transformar a energia cinética do vento em energia mecânica (de rotação) e assim em energia eléctrica através de geradores.

Neste trabalho vai-se dar especial atenção aos perfis 0012 e 0018 da NACA, de vasta aplicação nos aerogeradores de eixo vertical. NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), que foi o primeiro comité consultivo para a aeronáutica, criado nos Estados Unidos em 1915, vindo mais tarde, em 1958, a ser extinto dando origem à actual NASA (National Aeronautics and Space Administration), criou uma terminologia que caracteriza os seus perfis, esta terminologia que aparece de forma detalhada no subcapítulo 1.5.

1.2. Objectivo

O objectivo deste trabalho é avaliar a eficiência e robustez dos métodos numéricos aplicados nos programas de volumes finitos EasyCFD_G e ANSYS Fluent, através de resultados obtidos em simulação numérica de escoamentos em torno de perfis alares do grupo NACA 00xx, utilizados nos aerogeradores de eixo vertical, e da sua comparação com resultados experimentais,

Para tal, vão ser submetidos os perfis NACA 0012 e 0018 a simulações de escoamentos a baixo Reynolds de forma a comparar dados, como o coeficiente de sustentação, obtidos por simulação numérica com o experimental já existente.

No capítulo 2 far-se-á uma introdução aos fundamentos teóricos de mecânica dos fluidos, no capítulo 3 vão-se descrever os modelos de turbulência utilizados nas simulações numéricas e no capítulo 4 será descrito de forma genérica o funcionamento dos programas acima citados, ficando a apresentação e discussão de resultados para os capítulos 5 e 6.

1.3. Revisão bibliográfica

Com o desenvolvimento das modelações numéricas aplicadas nos programas de CFD houve uma necessidade de elaborar trabalhos de forma a avaliar a aplicabilidade destas modelações, nomeadamente na simulação de escoamentos em torno de perfis alares. São inúmeros os trabalhos desenvolvidos nesse sentido, sendo que o desenvolvimento de novos modelos e programas promove a execução constante de novos trabalhos. Assim trabalhos como o de Fonseca et al. [4] onde os modelos de turbulência SST e Spalart-Allmaras foram testados para o perfil NACA 0018, ou Kontras et al. [6] onde o modelo $k-\varepsilon$ foi testado no perfil NACA 4421, serviram aqui de orientação para este trabalho de dissertação de mestrado, sendo que as metodologias apresentadas no subcapítulo 1.4 tiveram aqui a sua base.

Em Fonseca et al. [4], foram feitos inicialmente estudos de malha e de metodologia numérica, com o modelo de turbulência $k-\omega$, de onde é apresentada a seguinte distribuição de pressões superficiais:

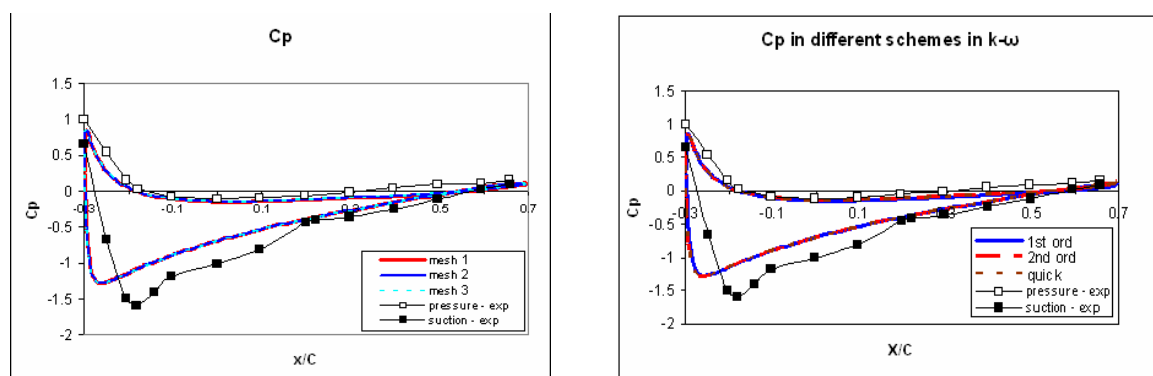


Figura 1.4 - Estudo de malha e diferentes esquemas matemáticos (Fonseca et al. [4])

A malha 1, mais refinada com 213600 elementos foi a seleccionada, obtendo-se assim a malha da figura 1.5:

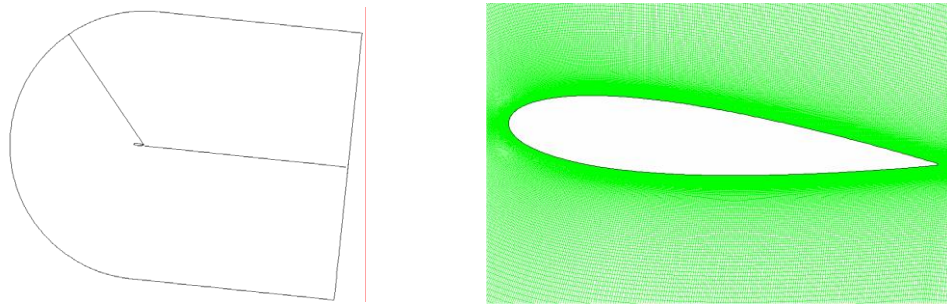


Figura 1.5 - Geometria computacional e respectiva malha (Fonseca et al. [4])

Fonseca [4], apresenta os seguintes valores de distribuição de pressão para um ângulo de ataque de 6° com os modelos SST $k-\omega$ e Spalart-Allmaras utilizando o esquema numérico QUICK e a malha 1:

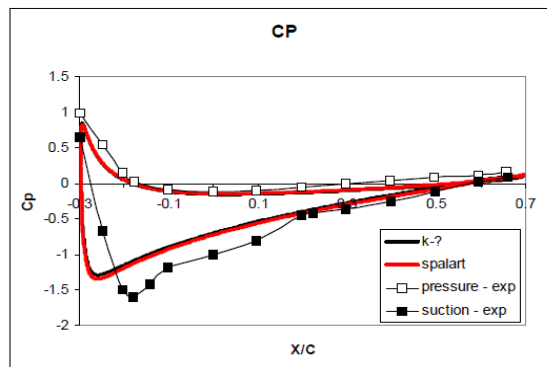


Figura 1.6 - Distribuição de pressão obtida com modelo SST e Spalart-Allmaras (Fonseca et al. [4])

Foram também feitas leituras da velocidade média, do modelo SST $k-\omega$, sobre várias linhas (conforme indicado na figura 1.7) e comparados com os resultados experimentais de Nakano (2007):

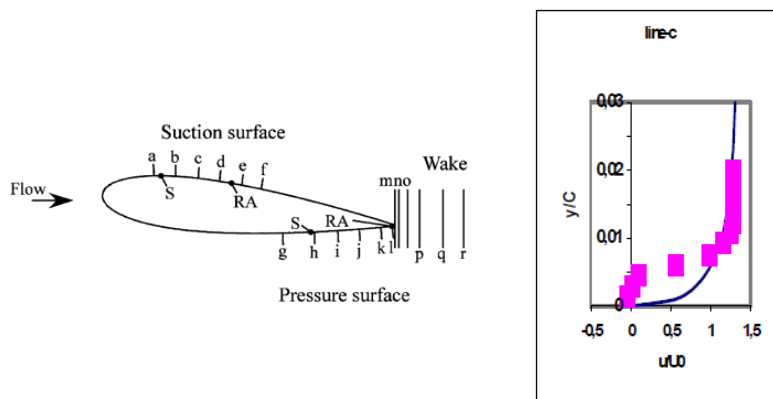


Figura 1.7 - Linhas de medição de velocidade média e velocidade média obtida para linha c (Fonseca et al. [4])

O trabalho de Fonseca et al. [4] termina com a apresentação de uma série de resultados qualitativos como os campos de velocidade média ou a energia cinética turbulenta para 6° e 15° com o modelo SST k- ω . Fonseca [4] conclui assim que há graves falhas provenientes dos modelos de turbulência existentes, uma vez que exclui neste trabalho os erros de malha e esquema numérico.

Em Kontras et al. [6] foram utilizados métodos analíticos de cálculo manual, métodos 2D recorrendo ao Matlab, sendo posteriormente utilizado o modelo de turbulência k- ϵ do ANSYS Fluent sobre o perfil NACA 4421.

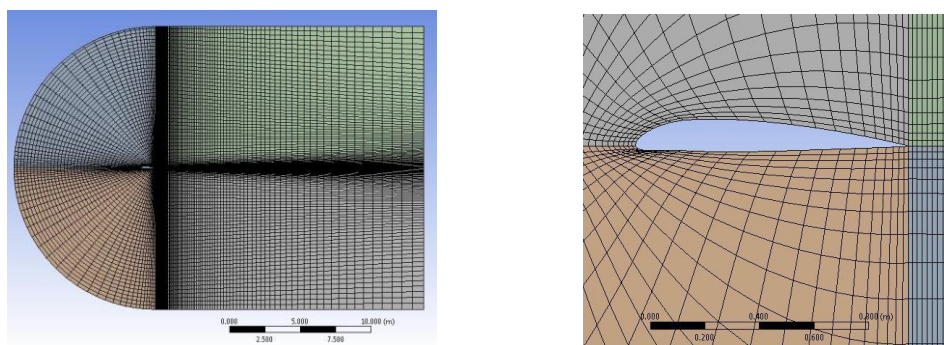


Figura 1.8 - Geometria computacional e respectiva malha (Kontras et al [6])

Do Fluent são apresentados os campos de pressão e os vectores de velocidade para o perfil com um ângulo de ataque de 15°:

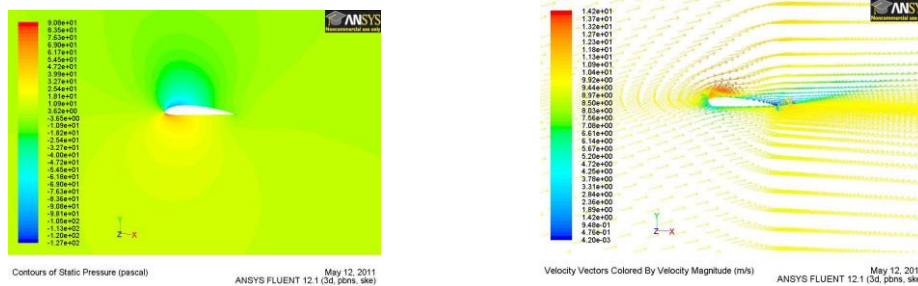


Figura 1.9 - Campos de pressão e vectores de velocidade (ângulo de ataque - 15°) (Kontras et al. [6])

e os resultados de sustentação e arrasto com a variação do ângulo de ataque:

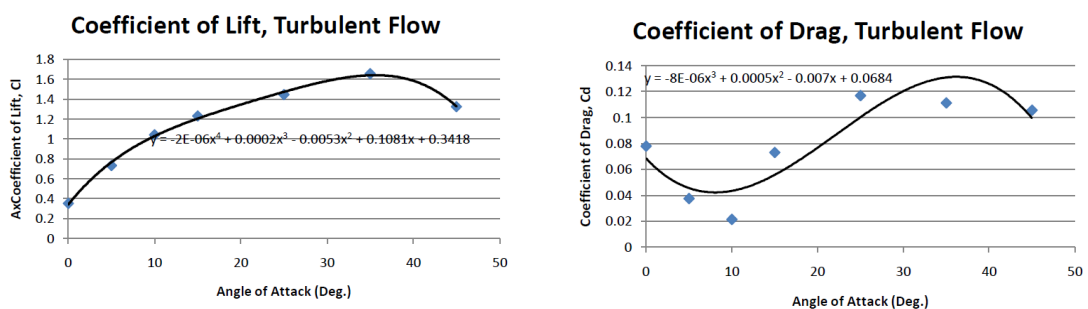


Figura 1.10 - Coeficiente de sustentação e arrasto (Kontras et al. [6])

No entanto, neste documento apenas é feita uma avaliação da facilidade de utilização dos métodos (analítico, 2D em Matlab e Fluent) e uma verificação muito superficial e relativa da viabilidade dos resultados obtidos, sendo que não é feita qualquer comparação com resultados experimentais.

1.4. Metodologia

Este trabalho teve como base o programa de CFD EasyCFD_G, desenvolvido pelo Professor Doutor António Manuel Gameiro Lopes, pelo que os primeiros estudos foram baseados nos resultados obtidos a partir de simulações feitas no EasyCFD_G. Assim, para que se pudesse dar início ao estudo propriamente dito houve a necessidade de estabelecer inicialmente um domínio e avaliar a influência da discretização do domínio nos resultados obtidos. Neste sentido foi feita uma série de estudos, de forma a permitir estabelecer o tamanho dos elementos de malha e a distância das fronteiras de entrada e saída ao perfil, bem como das paredes superior e inferior. Serão no capítulo 5 apresentadas as conclusões destes estudos.

Tendo sido ultrapassada a fase inicial pode-se prosseguir para as simulações propriamente ditas, onde foram feitas uma série de simulações para vários valores de Reynolds com diferentes ângulos de ataque, de forma a que se pudessem comparar os resultados aqui obtidos com os resultados experimentais vindos da NACA e de artigos previamente publicados como Nakano et al. (2007) [11], sendo que se incidiu nos valores de coeficiente de sustentação para o perfil NACA 0012, e para o perfil NACA 0018 também nas distribuições de pressão à superfície do perfil.

1.5. Terminologia dos perfis alares

Perfil é, como sugerem as imagens das figuras 1.11 a 1.13, a secção perpendicular da asa do aerogerador, sendo que é com este elemento bidimensional que vamos trabalhar. Para caracterizar os seus perfis a NACA criou uma terminologia própria, mas vamos antes desta tomar contacto com a nomenclatura utilizada.

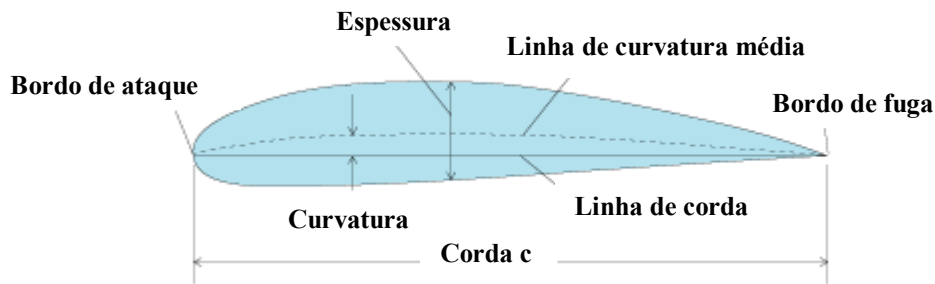


Figura 1.11 - Nomenclatura dos perfis NACA. Perfil NACA 4415

Assim pela figura 1.11, a **linha de curvatura média** representa a linha média entre a superfície superior e inferior do perfil, esta linha fixa a curvatura do perfil. Os pontos na extremidade desta linha, **bordo de ataque** e **bordo de fuga**, são os pontos mais a montante e mais a jusante do perfil, respectivamente. A linha recta que liga os bordos de fuga e ataque é a **linha de corda** do perfil, e a distância precisa entre as extremidades do perfil, sendo esta uma das dimensões características do perfil é designada por **corda** e representada por **c**. A **curvatura** é a distância entre a linha de curvatura e a linha de corda, medida perpendicular à linha de corda.

Podemos estudar a terminologia NACA de 4 dígitos, vai-se para isso tomar como exemplo o perfil 2412. Este perfil é definido por um contorno com uma curvatura máxima de 2% da corda (primeiro dígito), a curvatura máxima ocorre para uma posição de 0.4 da corda a partir do bordo de ataque (segundo dígito), para finalizar a espessura máxima é 12% da corda (últimos dois dígitos). Daqui rapidamente se pode concluir que os perfis 0012 e 0018, são perfis simétricos com uma espessura máxima de $0.12c$ e $0.18c$, respectivamente.

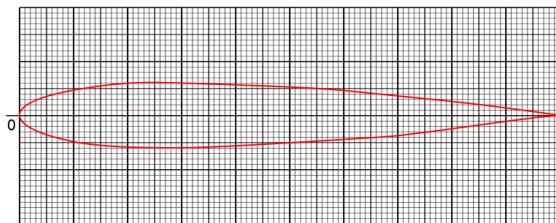


Figura 1.12 - Perfil NACA 0012

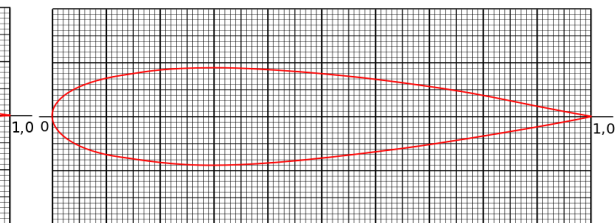


Figura 1.13 - Perfil NACA 0018

2. MECÂNICA DOS FLUIDOS – FUNDAMENTOS TEÓRICOS

A linguagem em engenharia, bem como nas ciências físicas consiste num conjunto lógico de fórmulas, símbolos, conceitos e definições. Vamos por isso neste capítulo introduzir algumas bases, para uma melhor compreensão deste trabalho.

As formulações introduzidas neste capítulo são uma compilação de Anderson, John D. (1989) “Introduction to Flight” [1] e Oliveira e Lopes (2006); “Mecânica dos Fluidos” [12].

2.1. Propriedades dos fluidos incompressíveis

2.1.1. Compressibilidade e densidade do fluido

Em rigor todos os fluidos são compressíveis, sendo que principalmente os gases podem apresentar variações significativas de densidade como resultado de alterações de pressão ou temperatura a que estejam sujeitos, onde a compressibilidade se fica a dever a estas alterações de densidade devido às variações de pressão. A densidade (ρ) de qualquer material define-se como massa por unidade de volume.

No entanto, em muitos casos esta variação de massa volúmica é perfeitamente desprezável, permitindo-nos assim considerar estes fluidos como incompressíveis e consequentemente assumir as leis para fluidos incompressíveis. Assim, a grande separação no tratamento físico na mecânica dos fluidos dá-se para um número de Mach de 0.3, isto é, para uma velocidade de escoamento de $0.3a$, onde a representa a velocidade do som e assume um valor aproximado de 340m/s, daqui se tira uma velocidade máxima do fluido de 102m/s muito superior às consideradas ao longo deste trabalho.

Número de Mach (u representa a velocidade do escoamento):

$$M = \frac{u}{a} \quad (2.1)$$

Assim dadas as baixas velocidades aplicadas, a densidade pode considerar-se constante. O valor *standard* assumido pelo EasyCFD_G vem para a pressão de 1atm (1.01325×10^5 Pa) e uma temperatura de 298k (25°C):

$$\rho = 1.1884 \text{ kg/m}^3$$

2.1.2. Camada limite e viscosidade do fluido

A viscosidade é uma propriedade devida à interação molecular entre as partículas do fluido. Esta característica é também responsável pelo atrito entre as superfícies sólidas e o escoamento do fluido, sendo que junto das superfícies sólidas ocorre a condição de aderência parietal onde a velocidade (u) do escoamento se iguala à velocidade da superfície.

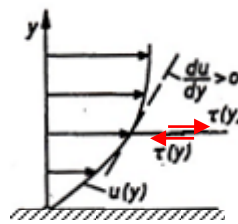


Figura 2.1 - Distribuição de velocidades junto da superfície

Assim o fluido viscoso apresenta uma determinada resistência ao movimento. Para quantificar essa resistência relaciona-se o gradiente de velocidades com a viscosidade dinâmica, μ . Segundo a lei de Newton, a tensão tangencial, τ , e o gradiente de velocidades (du/dy) relacionam-se com a viscosidade dinâmica da seguinte forma:

$$\tau = \mu \cdot \frac{du}{dy} \quad (2.2)$$

Por vezes, apenas interessa analisar os escoamentos do ponto de vista cinemático, ou seja, estudar o movimento desprezando o estudo das suas causas, para tal temos a viscosidade cinemática (ν):

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (2.3)$$

Para fluidos incompressíveis e isotérmicos os valores da viscosidade mantêm-se constantes. O valor *standard* assumido para a viscosidade dinâmica pelo EasyCFD_G vem para a pressão de 1atm (1.01325×10^5 Pa) e uma temperatura de 298k (25°C):

$$\mu = 1.824 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$$

de onde, assumindo o valor de densidade indicado no subcapítulo 2.1.1, se obtém:

$$\nu = 1.535 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

O efeito da viscosidade é de especial relevância numa camada próxima da superfície, designada de camada limite. Esta é em termos dimensionais bastante reduzida e termina no escoamento potencial onde a velocidade é V_∞ , sendo que nas regiões do

escoamento exteriores à camada limite se considera o fluido invíscido. Assim a velocidade dentro desta camada decresce desde a velocidade do escoamento potencial até zero junto da parede (considerando que esta se encontra estacionária).

O conceito de camada limite apenas se considera válido para elevados valores (acima de valores da ordem de 10^4) da grandeza adimensional denominada número de Reynolds:

$$Re_L = \frac{V_\infty \cdot L}{\nu} \quad (2.4)$$

sendo esta grandeza função da velocidade do escoamento (V_∞), da viscosidade cinemática (ν) e L um comprimento característico do escoamento. O número de Reynolds materializa a relação entre as forças de inércia e as forças viscosas.

2.1.2.1. Desenvolvimento da camada limite laminar e turbulenta

Vai-se utilizar de seguida uma placa plana de forma a exemplificar o escoamento de camada limite.

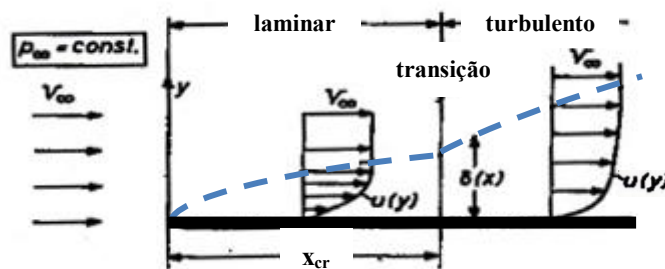


Figura 2.2 - Camada limite ao longo de placa plana

O escoamento incidente na placa plana tem linhas de corrente paralelas a esta com velocidade V_∞ e pressão P_∞ constantes. O fluido satisfaz a condição de não escorregamento sobre a superfície.

Inicialmente aquando da incidência do escoamento na placa, este desenvolve-se de forma suave e regular praticamente paralelo à superfície, a esta parte do escoamento chama-se laminar. A espessura da camada nesta zona laminar vem dada por:

$$\delta = \frac{5.2x}{\sqrt{Re_x}} = 5.2 \sqrt{\frac{\nu \cdot x}{V_\infty}} \quad (2.5)$$

onde $Re_x = V_\infty \cdot x / \nu_\infty$.

Vemos deste modo que com o aumento da distância ao bordo de ataque (x) e da viscosidade cinemática, e com o decréscimo da velocidade a espessura da camada limite aumenta.

O escoamento em regime laminar apenas é estável até certa distância do bordo de ataque, onde sofre transição para um escoamento onde o fluido se move de forma desordenada passando a existir oscilações tipicamente sinusoidais, a este tipo de escoamento chama-se turbulento. Em regime turbulento o efeito da viscosidade é reforçado pela presença de tensões de Reynolds deixando a viscosidade de ser suficiente para representar os mecanismos de troca de quantidade de movimento.

A localização do ponto de transição, tradicionalmente designado por x_{cr} , vem dada pelo número de Reynolds, e ocorre por volta de:

$$Re_{x_{cr}} = \frac{V_{\infty} \cdot x_{cr}}{\nu} = 5 \times 10^5 \quad (2.6)$$

Este é um valor médio assumido, no entanto pode ser alterado caso existam gradientes de pressão, transferências de calor ou rugosidades nas superfícies.

Tem-se então após esta transição um escoamento dentro da camada limite turbulento, que apesar do grande grau de desordem mantém-se sem que exista separação. Assim, a espessura de camada limite turbulenta vem:

$$\delta = \frac{0.37x}{Re_x^{0.2}} = 0.37 \cdot \sqrt[5]{\frac{\nu}{V_{\infty}}} \cdot x^{0.8} \quad (2.7)$$

2.1.2.2. Separação de camada limite

O escoamento laminar e turbulento dentro da camada limite é fortemente dependente do campo de pressão do escoamento exterior, conhecido escoamento potencial, sendo que a pressão no limite da camada se transmite à parede sólida para cada ponto de x sem sofrer alteração com y .

Para um aumento da pressão a velocidade dentro da camada limite é retardada especialmente perto da parede, se esse aumento de pressão for muito acentuado pode mesmo haver uma inversão no sentido do escoamento do fluido. Tratando-se assim de uma barreira ao escoamento, este não tem outra alternativa para contorná-la que não seja desviar-se da parede em direcção ao escoamento potencial, por isso se chama a este fenómeno separação de camada limite.

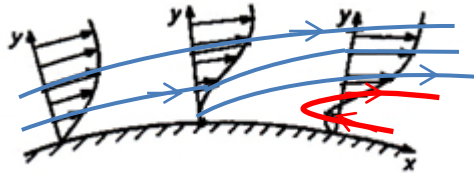


Figura 2.3 - Separação de Camada limite

Tal como se pode ver na figura 2.3, após dar-se a separação, a vizinhança da parede apresenta uma inversão no sentido do escoamento. As camadas limite turbulentas resistem melhor a gradientes positivos de pressão sem separação. Isto deve-se ao facto de o escoamento nesta condição possuir mecanismos de troca de quantidade de movimento entre as diferentes regiões do escoamento.

2.1.3. Escoamento invíscido

Como foi referido no subcapítulo 2.1.2.2 a pressão junto da superfície sólida é determinada pelo desenvolvimento do escoamento potencial, invíscido, uma vez que esta não se altera ao longo da normal que vai desde a fronteira da camada limite até à superfície. Para quantificar esta pressão, toma-se em linha de conta a existência de uma conservação de energia segundo a Lei de Newton, ou seja a massa vezes a aceleração iguala às forças que actuam, esta é também designada por Lei de Conservação de Quantidade de Movimento.

Aplicando a um escoamento invíscido este princípio, as forças de inércia e as forças de pressão equilibram-se, assim, segundo a equação de Bernoulli:

$$P_t = P_\infty + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 = c.te \quad (2.8)$$

onde P_t representa a pressão total e é resultado da soma da pressão estática (P_∞) com a pressão dinâmica ($\rho \cdot V_\infty^2/2$). Podemos concluir que esta soma é então constante ao longo de uma linha de corrente.

2.2. Escoamento em torno de perfis alares

O escoamento vai desencadear através das tensões viscosas e dos campos de pressão o desenvolvimento de forças de arrasto (D) e sustentação (L) conforme se indica na figura 2.4.

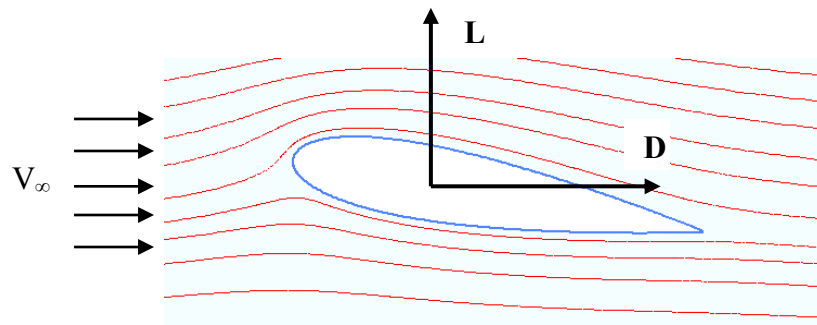


Figura 2.4 - Arrasto e sustentação de um perfil aerodinâmico

A força de arrasto vai-se dividir em duas componentes, uma devida à resistência viscosa ao escoamento designada **arrasto de atrito** (D_f) e uma outra componente devida à posição e forma da superfície designada **arrasto de pressão** (D_p). O **arrasto total** vem:

$$D = D_f + D_p \tag{2.9}$$

Junto à superfície o gradiente de velocidade du/dy , devido à situação de fluido viscoso, provoca uma tensão tangencial (τ) em toda a superfície do perfil. Esta tensão vai dar origem a uma força de **arrasto de atrito** viscoso entre o fluido e o perfil.

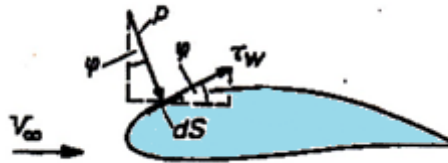


Figura 2.5 - Produção de forças de arrasto (atrito e pressão)

Integrando as tensões no sentido do escoamento obtém-se então o arrasto por atrito:

$$D_f = \oint \tau_w \cos\varphi \, dS \tag{2.10}$$

Esta contribuição para a força de arrasto (D) torna-se relativamente pequena (em alguns casos desprezável) na presença de separação do escoamento.

Quando ocorre separação do escoamento na esteira destes corpos dão-se quedas de pressão que conseqüentemente criam forças de **arrasto de pressão**. A pressão, como representado na figura 2.5, actua sempre perpendicular à superfície.

Integrando as componentes de pressão no sentido do escoamento obtém-se o arrasto de pressão:

$$D_p = \oint p \sin\phi \, dS \tag{2.11}$$

Pode ver-se na figura 2.6 como se distribui a pressão ao longo de um perfil com um baixo ângulo de ataque (baixo ângulo de incidência do escoamento).

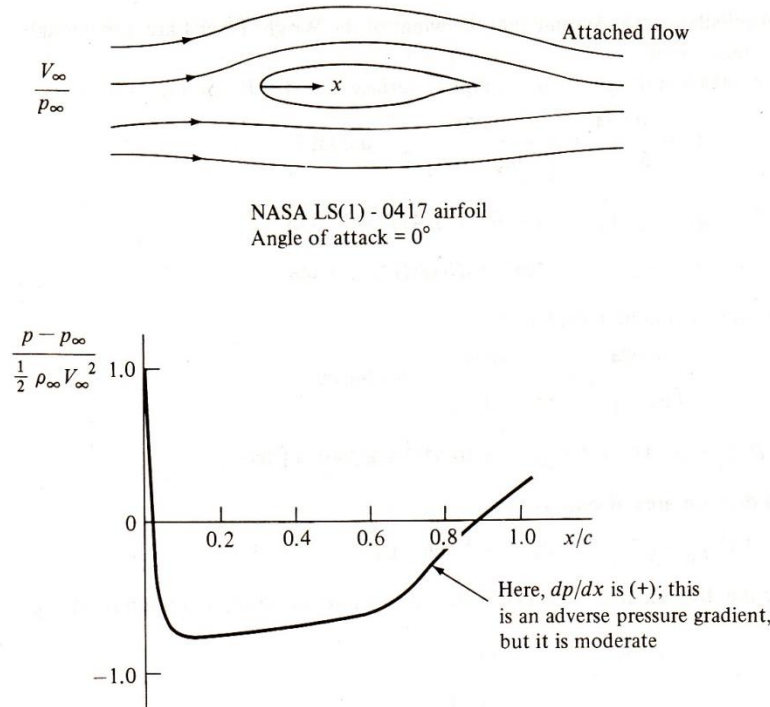


Figura 2.6 - Distribuição de pressão sobre a superfície do perfil NASA LS(1) - 0417 com um ângulo de ataque de 0º (in: Anderson, John D. (1989) "Introduction to Flight" [1])

Da distribuição de pressão sobre a superfície do perfil observa-se que o ponto de maior pressão é no bordo de ataque, sendo que esta é uma região de estagnação do escoamento, esta é por isso essencialmente uma pressão de estagnação. Esta pressão desce de seguida de forma drástica até valores muito abaixo da pressão do escoamento potencial (P_∞), crescendo após atingir o mínimo mas sempre de forma gradual até um valor próximo do valor de pressão do escoamento potencial junto do bordo de fuga. Neste perfil o gradiente de pressões é moderado e o escoamento não separa, por isso o arrasto é essencialmente de atrito.

As forças de **sustentação** (L), analogamente às forças de arrasto vêm:

$$L_f = \oint \tau_w \sin\phi \, dS \tag{2.12}$$

$$L_p = \oint p \cos\phi \, dS \tag{2.13}$$

sendo que na prática a componente viscosa se despreza e assim vem $L=L_p$, isto é, a sustentação vem como integral das componentes verticais da pressão. Têm-se sustentação quando a pressão na superfície inferior é mais elevada que os valores da superfície superior. Os valores de sustentação caem drasticamente quando se dá a separação do escoamento. A sustentação vai assim ser dependente do ângulo de ataque e do Reynolds do escoamento, sendo:

$$Re_c = \frac{V_\infty \cdot c}{\nu} \quad (2.14)$$

onde c é como se viu no subcapítulo 1.5 a corda do perfil.

2.3. Coeficientes adimensionais

Neste trabalho, assim como na Mecânica dos Fluidos em geral, aplica-se a lei da semelhança, de forma a obter resultados independentes das dimensões, por isso designados de adimensionais. Estes resultados são assim válidos para todos os perfis das famílias em estudo independentemente da sua corda, velocidade do escoamento ou mesmo da viscosidade e densidade do fluido.

Coeficiente de arrasto:

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A} \quad (2.15)$$

Coeficiente de sustentação:

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A} \quad (2.16)$$

Coeficiente de pressão:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (2.17)$$

Onde A representa a área do perfil, neste caso vem da multiplicação de c com uma profundidade que se vai considerar unitária $A = c \times l$.

3. SIMULAÇÃO NUMÉRICA – MODELOS DE TURBULÊNCIA

As equações que governam a dinâmica dos fluidos são as equações da quantidade do movimento, continuidade e energia. Um dos problemas mais complexos de se tratar em escoamento de fluidos incompressíveis é o acoplamento entre a pressão e a velocidade, que aparece nas equações de movimento.

Vamos antes de mais tomar contacto com as equações diferenciais de conservação de quantidade de movimento, também conhecidas como **equações de Navier-Stokes**. Estas aparecem em Lopes (2012), “EasyCFD_G User’s Manual” [9], para uma análise a 2D:

Componente horizontal:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u w) \\ = \frac{\partial}{\partial x} \left[\Gamma \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \text{div} \vec{V} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\Gamma \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] - \frac{\partial p}{\partial x} \end{aligned} \quad (3.1)$$

Componente vertical:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho w^2) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u w) \\ = \frac{\partial}{\partial z} \left[\Gamma \left(2 \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \text{div} \vec{V} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\Gamma \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] - \frac{\partial p}{\partial z} + I \end{aligned} \quad (3.2)$$

Estamos a tomar as coordenadas cartesianas x e z , como sistema de referência.

Nas equações anteriores, ρ representa a densidade do fluido, u e w as componentes de velocidade ao longo do eixo do x e de z , respectivamente, t representa o tempo, I são as forças de impulsão e Γ é o coeficiente de difusão que vem dado por:

$$\Gamma = \mu + \mu_t \quad (3.3)$$

sendo μ a viscosidade dinâmica e μ_t a viscosidade turbulenta.

Partindo do princípio que tanto a massa volúmica (ρ) como a velocidade (\vec{V}) são funções contínuas do espaço e tempo, temos a lei de conservação da massa, também conhecida como **equação da continuidade**:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w) = 0 \quad (3.4)$$

Um dos métodos mais utilizados para resolução das equações de Navier-Stokes baseia-se na resolução das equações de transporte de Reynolds, isto é, médias obtidas das

equações de Navier-Stokes (**RANS, Reynolds Averaged Navier-Stokes**). Partindo da decomposição de Reynolds:

$$\widehat{\phi} = \phi + \phi' \quad (3.5)$$

onde o valor instantâneo ($\widehat{\phi}$), é obtido como a soma do valor médio (ϕ) com uma quantidade flutuante (ϕ'). Quando se substitui nas equações de transporte a decomposição de Reynolds, e estas equações são a média, aparecem termos como os da seguinte propriedade (terceiro termo das equações de Navier-Stokes (3.1 e 3.2)):

$$\rho \overline{u'w'} = \rho \overline{u} \overline{w'} + \overline{\rho u'w'} \quad (3.6)$$

O último termo desta equação tem dimensão da tensão, podendo ser modelado como o produto da viscosidade turbulenta pelo gradiente de velocidade média. Os modelos de turbulência baseados neste conceito (modelos de turbilhão-viscosidade; eddy-viscosity), têm como objectivo o cálculo da viscosidade turbulenta em função de outras grandezas turbulentas, tais como, por exemplo, a energia cinética turbulenta e a sua taxa de dissipação.

3.1. Modelo k-ε

O modelo de turbulência k-ε é modelado através das equações de transporte da **energia cinética turbulenta** (k) e da sua **taxa de dissipação** (ε). Na derivação deste modelo assumiu-se que o escoamento é completamente turbulento e os efeitos da viscosidade à escala molecular são desprezáveis.

A energia cinética turbulenta, k , e a sua taxa de dissipação, ε , são obtidas das seguintes equações de transporte (ref. [2], [7], [8]):

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u k) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w k) \\ = \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial z} \right] + P_1 - \rho \varepsilon \end{aligned} \quad (3.7)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w \varepsilon) \\ = \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_1 P_1 - C_2 \rho \varepsilon) \end{aligned} \quad (3.8)$$

P_1 representa a taxa de produção de energia cinética turbulenta, resultado dos gradientes de velocidade médios, e vem:

$$P_1 = \mu_t \left[2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right] \quad (3.9)$$

sendo a viscosidade turbulenta dada por:

$$\mu_t = C_\mu \frac{\rho k^2}{\varepsilon} \quad (3.10)$$

Nestas equações, C_1 , C_2 , C_μ , σ_k , σ_ε , são constantes que habitualmente assumem os seguintes valores:

$$C_1 = 1.44 \quad C_2 = 1.92 \quad C_\mu = 0.09 \quad \sigma_k = 1.0 \quad \sigma_\varepsilon = 1.3$$

3.2. Modelo k- ω

Em alternativa ao modelo k- ε temos o modelo de turbulência k- ω , na forma desenvolvida em Wilcox (1993) [14], que apesar de não ser utilizado nas simulações numéricas efectuadas ao longo deste trabalho vai aqui ser introduzido de forma a que melhor se perceba o modelo SST (Shear-Stress-Transport), apresentado no próximo subcapítulo.

Este modelo em alternativa à equação da dissipação turbulenta, ε , apresenta a equação da **frequência de turbulência**, ω . Esta aproximação tem vantagens junto das paredes e prevê de forma mais precisa o comprimento característico dos turbilhões em zonas com gradientes de pressão adversa, alcançando melhores resultados de tensões de corte junto das superfícies.

A energia cinética turbulenta, k , e a sua frequência de turbulência, ω , são obtidas das seguintes equações de transporte (ref. [14]):

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u k) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w k) \\ = \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial z} \right] + P_1 - \rho k \omega \beta' \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \omega) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w \omega) \\ = \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial z} \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_1 - \beta \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (3.12)$$

onde a viscosidade turbulenta se obtém da seguinte forma:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \quad (3.13)$$

Neste modelo, β' , α , β , σ_k , σ_ω , são constantes que normalmente assumem os seguintes valores:

$$\beta' = 0.09 \quad \alpha = 5/9 \quad \beta = 3/40 \quad \sigma_k = 2.0 \quad \sigma_\omega = 2.0$$

3.3. Modelo SST (Shear-Stress-Transport)

Este é um modelo de turbulência que combina o modelo k- ϵ , que apresenta por norma melhores resultados na zona de escoamento potencial, com o modelo k- ω , que apresenta melhores soluções na zona de escoamento junto da superfície. Este modelo foi proposto por Menter, que desta forma tentou combinar as melhores características dos dois modelos anteriores.

Assim, em Menter (2003) [10], a formulação das equações de transporte do modelo SST vêm:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u k) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w k) \\ = \frac{\partial}{\partial x} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial z} \right] + \bar{P}_1 - \rho k \omega \beta^* \end{aligned} \quad (3.14)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \omega) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w \omega) \\ = \frac{\partial}{\partial x} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial z} \right] \\ + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial \omega}{\partial x} + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial z} \frac{\partial \omega}{\partial z} + \alpha \rho S^2 \\ - \beta \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (3.15)$$

com a função de ponderação F_1 dada por:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}; \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right); \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (3.16)$$

onde:

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial \omega}{\partial x} + 2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial z} \frac{\partial \omega}{\partial z}; 10^{-10} \right) \quad (3.17)$$

e y representa a distância à superfície mais próxima.

Então, F_1 assumirá o valor 0 longe das superfícies, logo temos o modelo k- ϵ , e muda até ao valor 1 dentro da camada limite, logo modelo k- ω .

A viscosidade turbulenta define-se:

$$\nu_t = \frac{a_1 \cdot k}{\text{máx}(a_1 \cdot \omega; S \cdot F_2)} \quad (3.18)$$

onde S é o módulo da taxa de deformação média, S_{ij} , e vem (ref. [4]):

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (3.19) \quad ; \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.20)$$

e F_2 é a segunda função de ponderação e define-se:

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[\text{máx} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}; \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\} \quad (3.21)$$

As constantes do modelo são determinadas por uma função de ponderação entre as constantes dos modelos k- ϵ e k- ω através de:

$$\alpha = \alpha_1 F_1 + \alpha_2 (1 - F_1) \quad (3.22)$$

sendo que β^* , α_1 , β_1 , σ_{k1} , $\sigma_{\omega 1}$, α_2 , β_2 , $\sigma_{\omega 2}$, apresentam os seguintes valores característicos:

$$\begin{aligned} \beta^* &= 0.09 & \alpha_1 &= 5/9 & \beta_1 &= 3/40 & \sigma_{k1} &= 0.85 & \sigma_{\omega 1} &= 0.5 & \alpha_2 &= 0.44 \\ \beta_2 &= 0.0828 & \sigma_{k2} &= 1 & \sigma_{\omega 2} &= 0.856 \end{aligned}$$

O modelo SST usa ainda um limite para a produção de turbulência nas zonas de estagnação do escoamento:

$$P_1 = \mu_t \left[2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right] \rightarrow \bar{P}_k = \min(P_k; 10\beta^* \rho k \omega) \quad (3.23)$$

Vai-se neste trabalho analisar a aplicabilidade do modelo k- ϵ e SST na simulação de escoamentos em tornos dos perfis NACA 0012 e 0018 para baixos números de Reynolds.

4. FUNCIONAMENTO DOS PROGRAMAS

Neste capítulo vai-se fazer uma breve descrição do funcionamento dos programas EasyCFD_G e do ANSYS Fluent. Em qualquer dos programas temos de passar essencialmente cinco fases:

- Criação da Geometria, com as respectivas fronteiras do domínio e perfil.
- Geração da malha, que define a localização espacial dos pontos onde vai ser obtida a solução.
- Definição das características físicas do problema, onde se definem as suas condições iniciais.
- Resolução numérica do problema, no qual se pode monitorizar a convergência através dos resíduos de cada iteração.
- Visualização dos resultados, onde se podem consultar todos os resultados e fazer as visualizações gráficas do escoamento.

4.1. Criação da geometria

Tanto o EasyCFD_G, como o ANSYS (este, através do seu Design Modeler), oferecem a possibilidade de criação de várias geometrias a partir de diversos comandos, entre os quais, criação de linhas, rectângulos, semicírculos, etc. Existe ainda a possibilidade de importação de ficheiros, o EasyCFD_G assume o formato dfx e de ficheiros de pontos em formato txt, já o ANSYS assume ficheiros de pontos txt e a importação de formas geométricas criadas em programa CAD.

Para criação desta geometria fez-se a importação de uma série de pontos para obtenção do perfil alar, e a partir do comando para criação de rectângulos criou-se a fronteira do domínio de estudo. No EasyCFD_G criou-se um rectângulo mais pequeno, como se vê na figura seguinte, para que aquando da criação da malha possa haver um maior controlo do tamanho dos elementos junto do perfil, zona de maior interesse no estudo do escoamento.

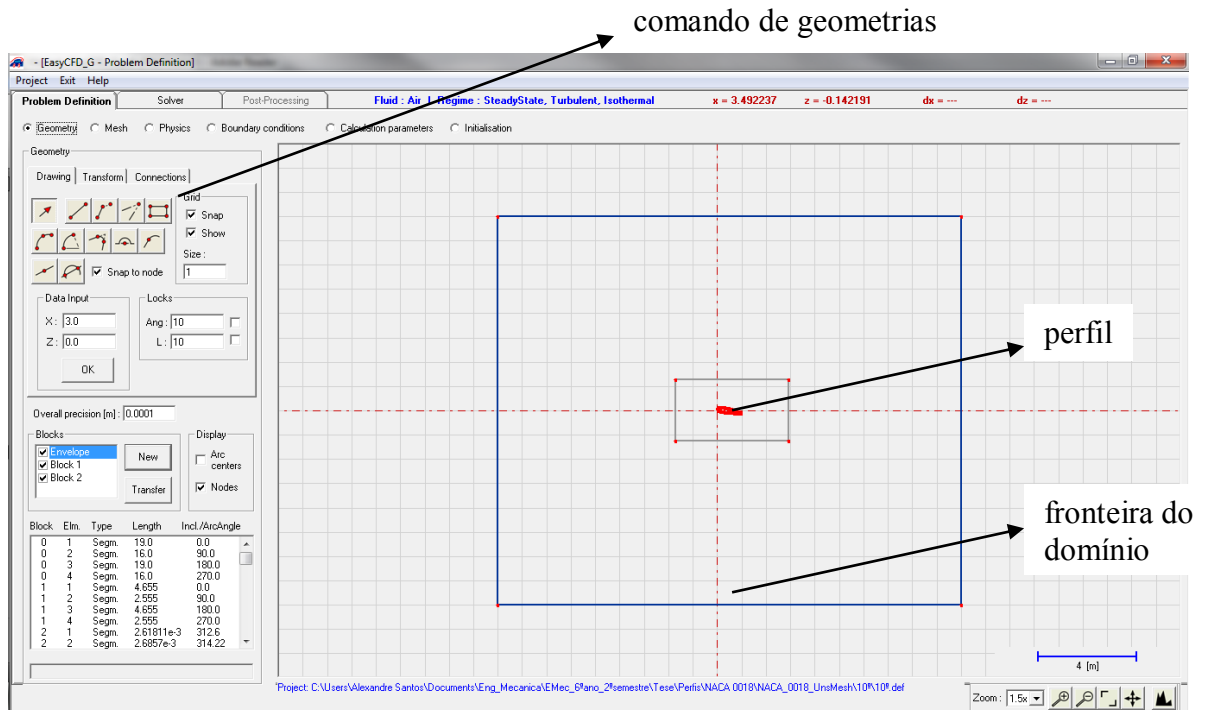


Figura 4.1 – Geometria computacional EasyCFD_G

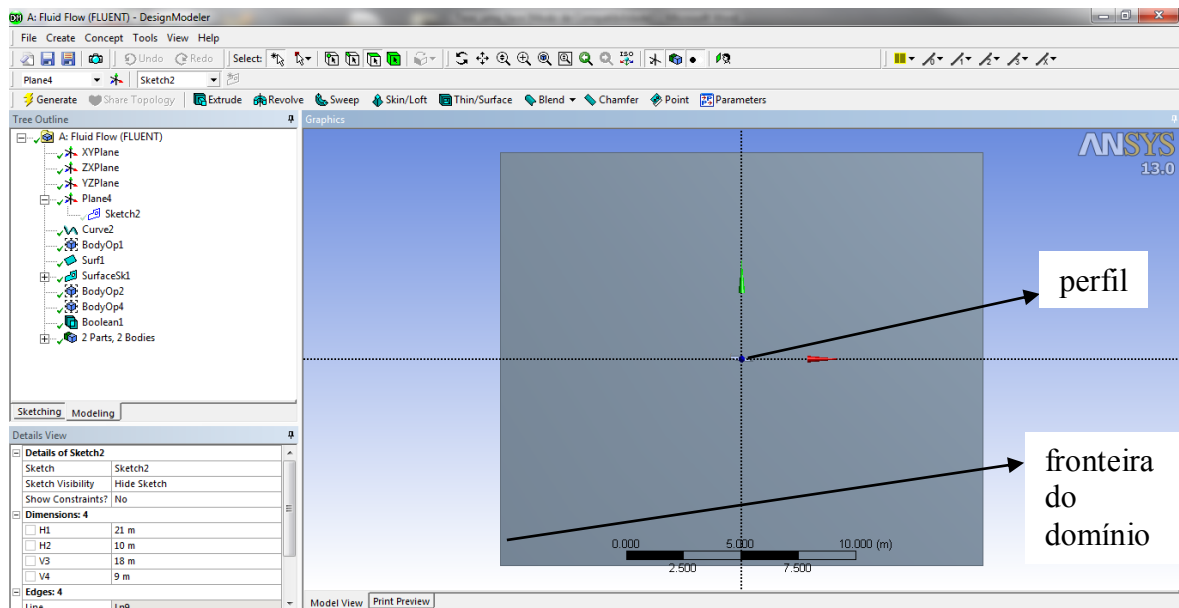


Figura 4.2 – Geometria computacional ANSYS

4.2. Geração da malha

Uma das possibilidades de criação de malha nestes programas, é a criação de malhas não estruturadas, estas que são de relativa fácil utilização uma vez que se adaptam às formas geométricas em estudo e permitem uma boa robustez numérica.

A malha é gerada tendo em conta uma série de controlos, como a proximidade dos nodos à fronteira, taxa de crescimento, ou o tamanho característico dos elementos.

Para criação deste tipo de malha, o programa EasyCFD_G inicia a formação dos elementos a partir da discretização imposta nas fronteiras, através de uma técnica de pavimentação em linha.

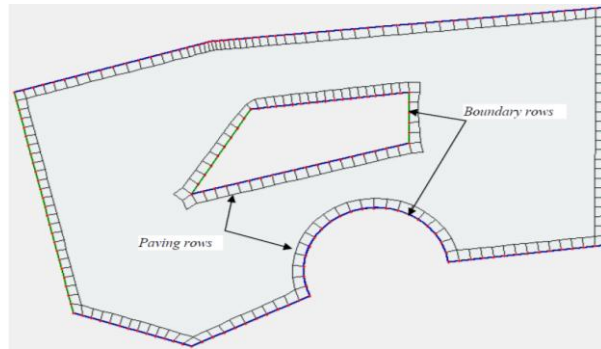


Figura 4.3 - Formação da malha (em: Lopes, António G. (2012); “EasyCFD_G User’s Manual” [9])

O EasyCFD_G permite ainda o aumento de resolução da malha, desta forma pode-se criar uma malha mais grosseira onde mais facilmente se controla a qualidade e posteriormente fazer um aumento de resolução, que consiste na divisão de cada volume de controlo em novos quatro elementos.

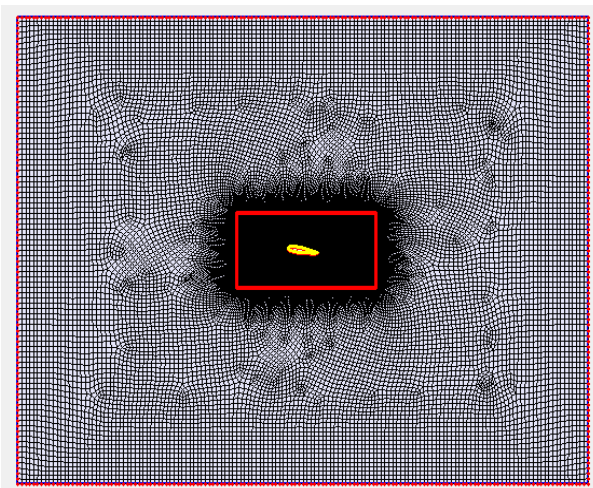


Figura 4.5 - Distribuição dos elementos de malha EasyCFD_G

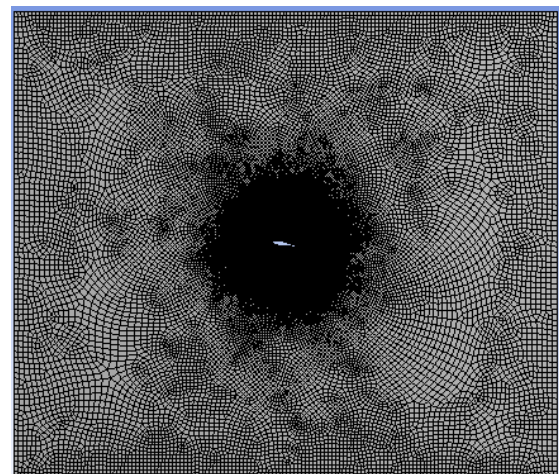


Figura 4.4 - Distribuição dos elementos de malha ANSYS

No ANSYS, nesta fase tem ainda de se definir as zonas de fronteira:

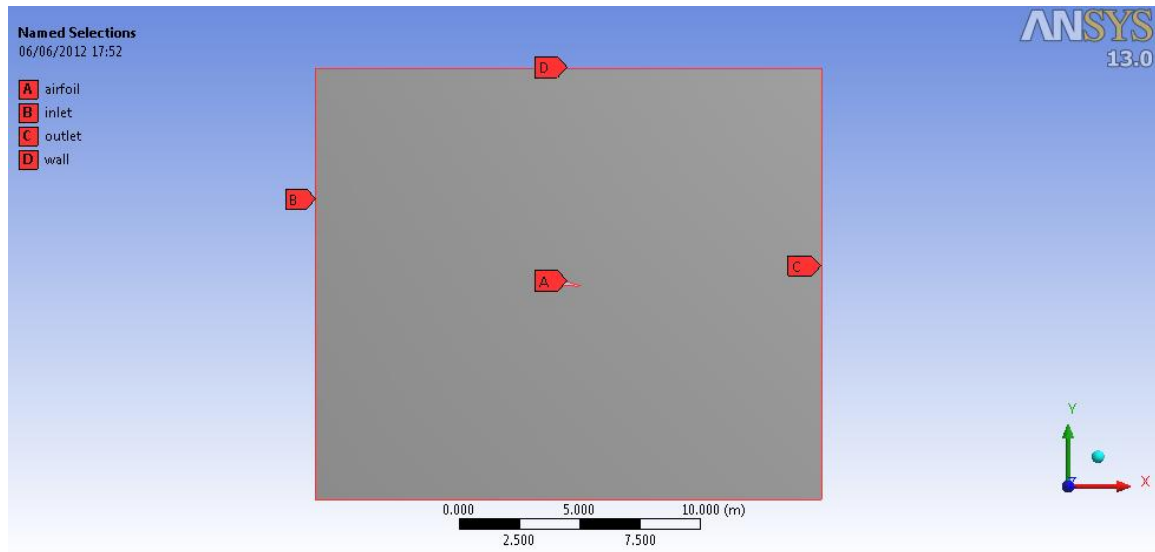


Figura 4.6 - Fronteiras definidas no ANSYS Meshing

4.3. Definição das características físicas

Aqui definem-se as características físicas do domínio de estudo, nomeadamente as condições de fronteira. As características físicas do fluido (densidade e viscosidade) vêm pré-definidas para ambos os programas, sendo que se vão assumir as do EasyCFD_G, indicadas no capítulo 2, e assim aplicar estas no ANSYS Fluent

Os programas disponibilizam vários tipos de fronteira, nomeadamente, entradas de escoamento, saídas, paredes, fronteiras de simetria e aberturas laterais. Assim, vai-se definir o perfil aerodinâmico como parede, a fronteira superior e inferior como fronteiras de simetria (considerando assim que nesta zona existe escorregamento perfeito do escoamento), a fronteira a montante do perfil como entrada (onde se vai definir a velocidade de entrada do escoamento) e a fronteira a jusante como saída (conservativa).

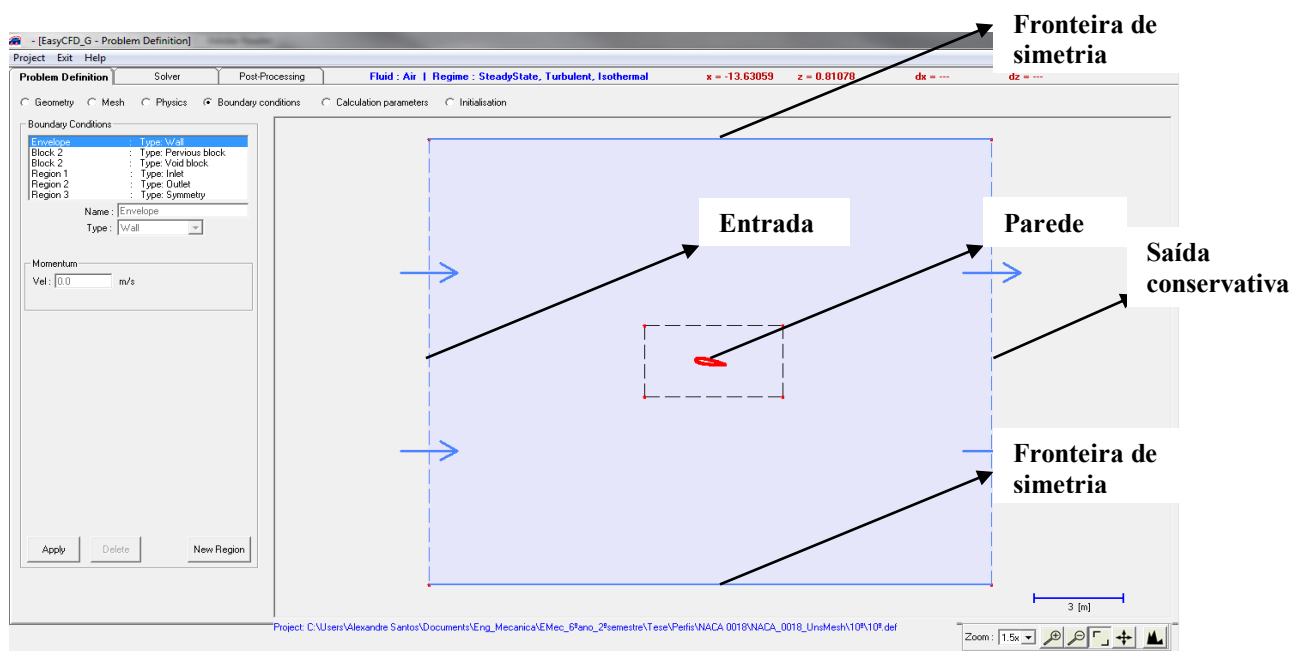


Figura 4.7 - Fronteiras do sistema EasyCFD_G

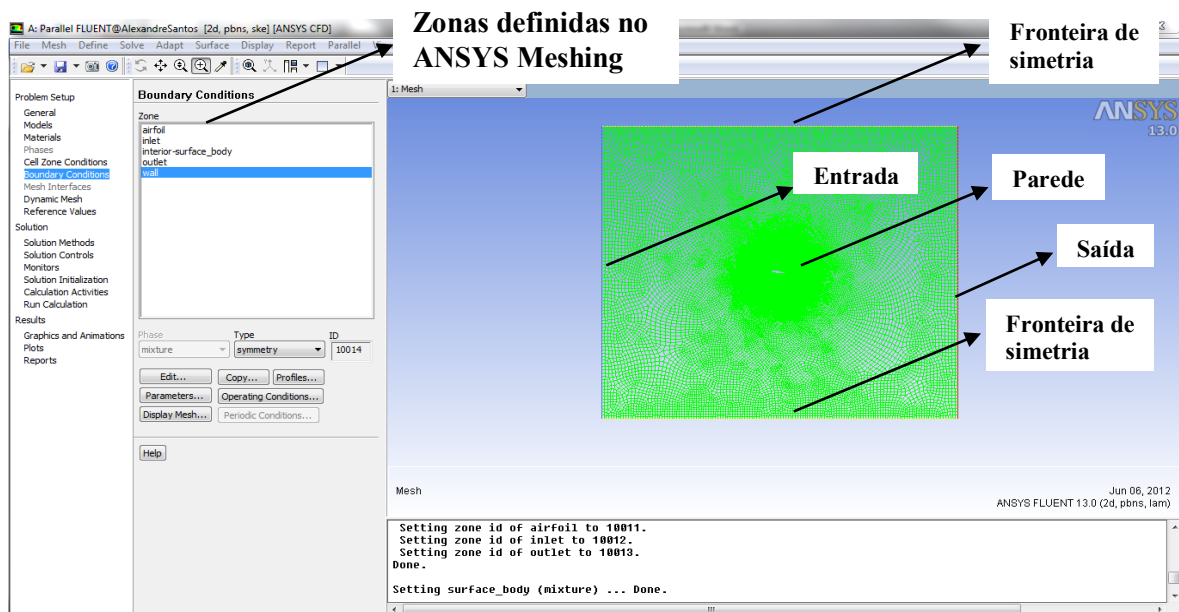


Figura 4.8 - Fronteiras do sistema ANSYS

4.4. Resolução numérica do problema

Através dos métodos numéricos apresentados no capítulo anterior, os programas vão resolver as equações de Navier-Stokes, sendo que relativamente aos modelos de turbulência o EasyCFD_G apenas tem disponível o k- ϵ .

Para que se possa fazer a monitorização da convergência, o EasyCFD_G permite a visualização dos resíduos, das curvas dos resíduos e a evolução do escoamento através da representação gráfica dos vectores de velocidade.

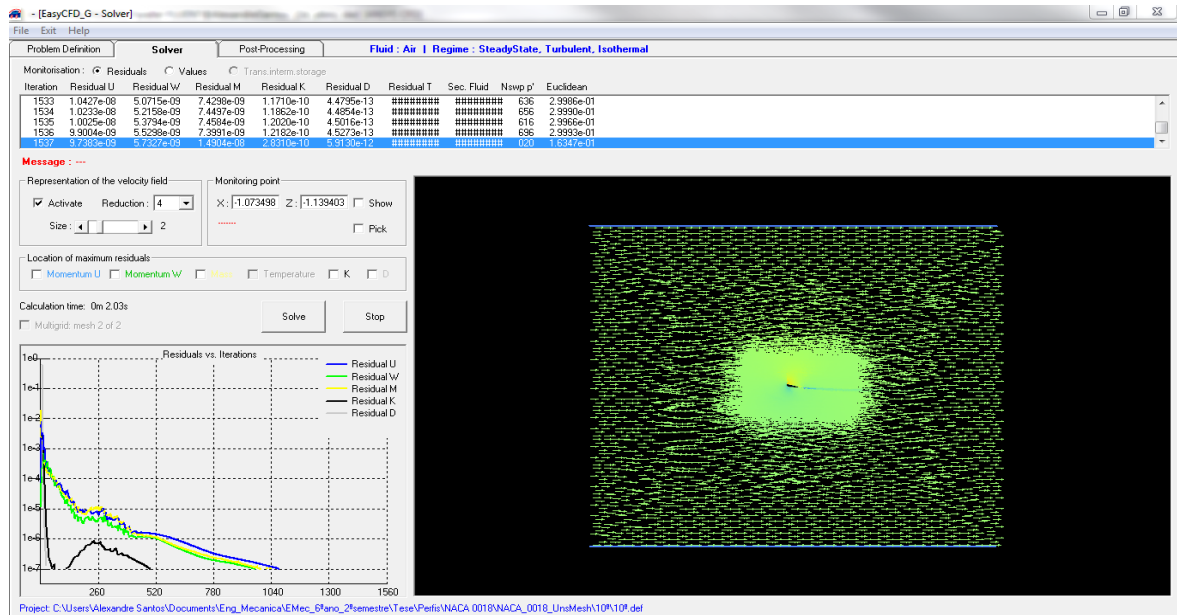


Figura 4.9 - Monitorização da convergência no EasyCFD_G

O ANSYS Fluent permite da mesma forma a visualização dos resíduos, das curvas dos resíduos, permitindo ainda monitorizar uma série de variáveis como o arrasto, a sustentação ou o momento.

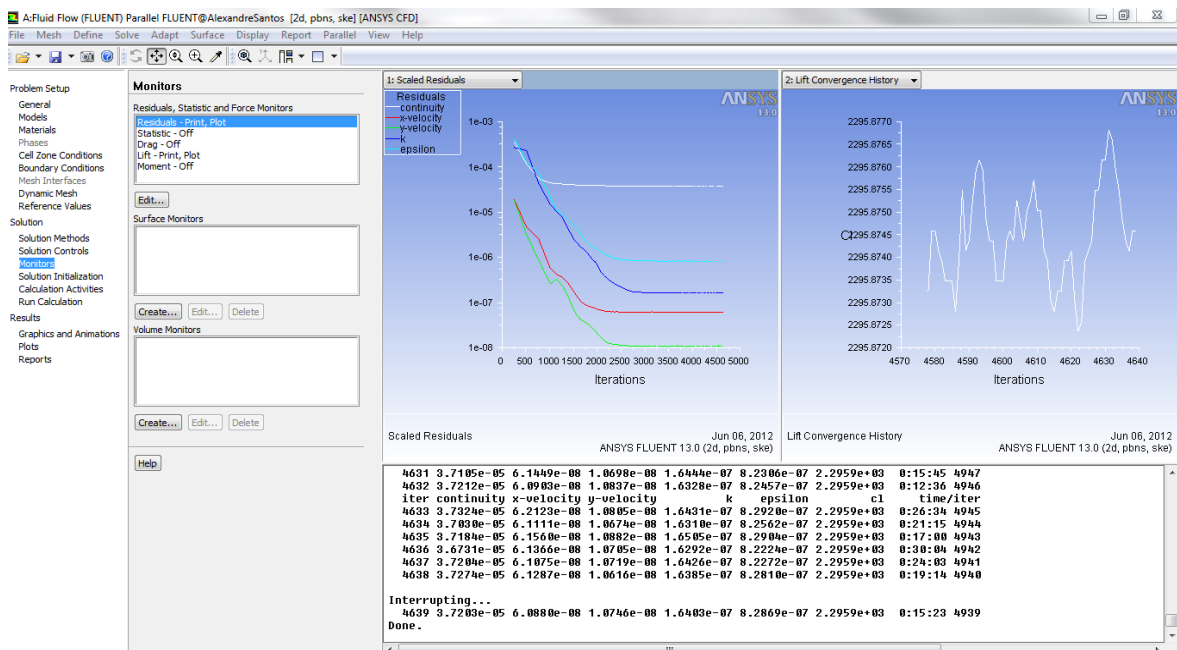


Figura 4.10 - Monitorização da convergência no ANSYS Fluent (com coeficiente de sustentação)

A convergência foi em ambos os programas levada a cabo para resíduos de 10^{-8} , isto no caso de os resíduos atingirem esta gama de valores, caso contrário o programa pára quando atingir o número máximo de iterações atribuído. Para ângulos de ataque mais elevados dos perfis, as simulações não apresentam convergência devido à libertação alternada de turbilhões dos bordos de ataque e de fuga, vai-se para estes assumir a sustentação como uma média de valores máximos e mínimos.

4.5. Visualização dos resultados

Estes programas oferecem a possibilidade de visualização gráfica das distribuições de pressão, campos de velocidade, linhas de corrente, etc. Assim, temos uma maior facilidade de análise dos resultados e compreensão dos fenómenos envolvidos. Para além da visualização gráfica estes programas permitem ainda a consulta de valores específicos, para determinadas zonas ou localizações específicas.

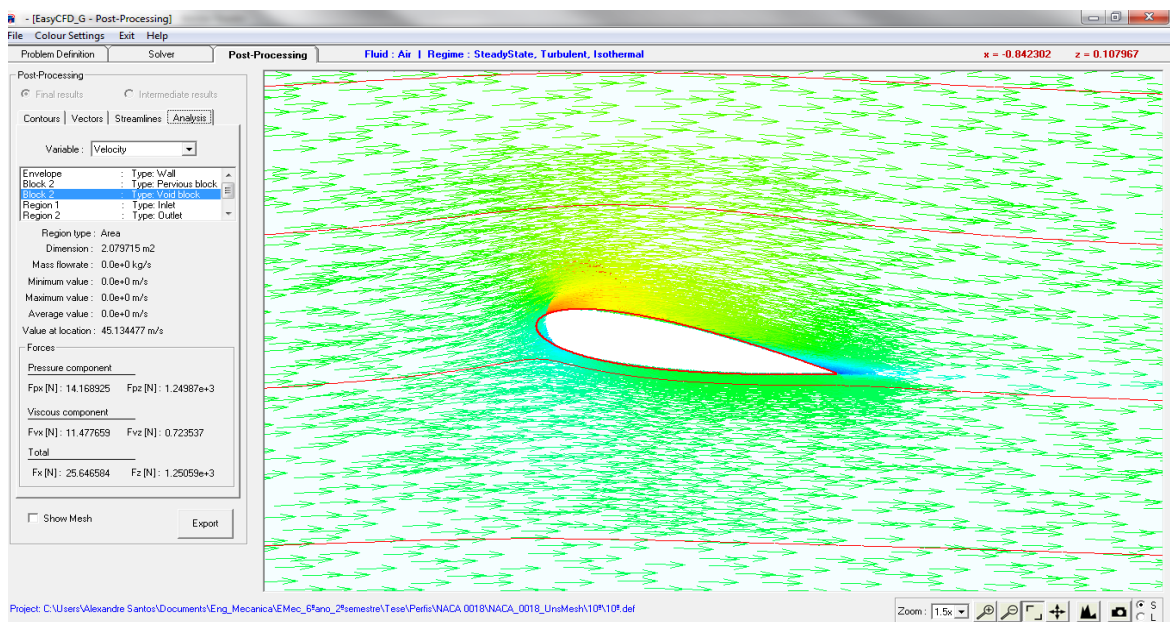


Figura 4.11 - Visualização gráfica (à direita) e resultados (à esquerda) EasyCFD_G

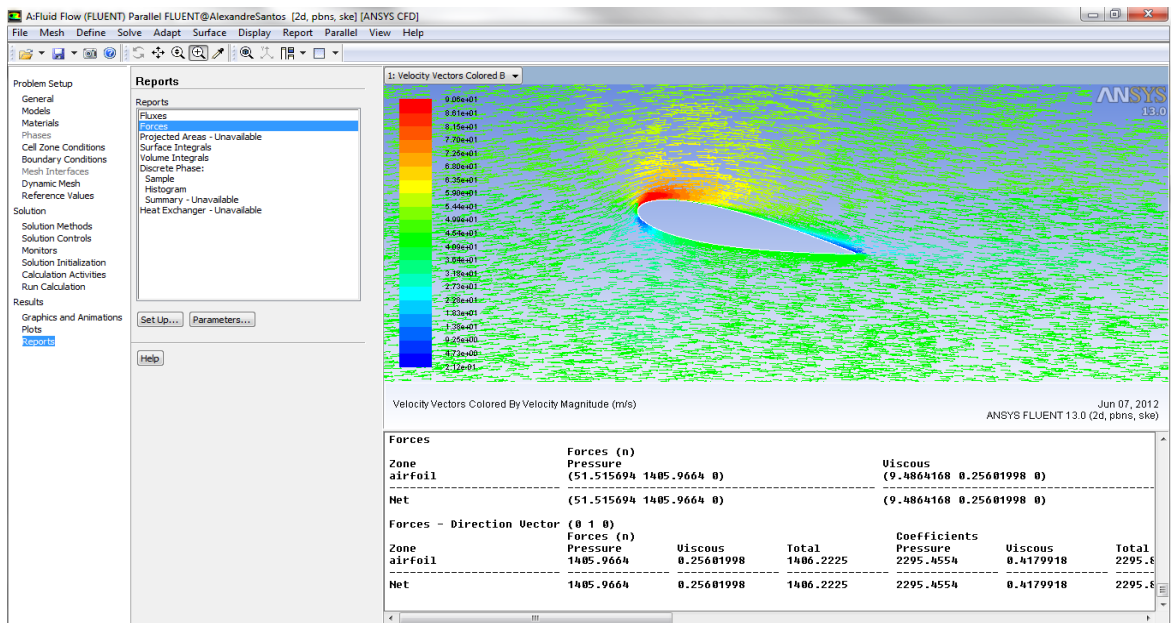


Figura 4.12 - Visualização gráfica (parte superior) e resultados (parte inferior) ANSYS Fluent

5. ESTUDOS PRÉVIOS

Numa fase inicial deste trabalho, antes que se pudessem tirar resultados válidos das simulações, teve de se proceder a uma série de estudos prévios, nomeadamente:

- Estudo de malha.
- Estudo de domínio.
- Análise de comportamento do programa e respectivo modelo matemático para diferentes valores de Reynolds.
- Estudos de influência da Intensidade de Turbulência (IT) e respectivo Comprimento Característico (L).

Estes estudos foram feitos com base no programa EasyCFD_G, uma vez que este é o programa base deste trabalho, e as suas conclusões posteriormente exportadas para o ANSYS.

5.1. Estudo de malha

O estudo de malha, onde se utilizou o perfil da NACA 0012 com 10° de ângulo de ataque e um escoamento com um Reynolds de 3.2×10^6 , que sendo $Re_c = V_\infty \cdot c / \nu_\infty$, vem uma velocidade de escoamento de 49m/s, foi feito com o objectivo de determinar a variação do resultado com o aumento do número de elementos (fig. 5.1), nunca descuidando em nenhuma das malhas a necessidade de uma maior discretização junto do perfil, onde existe mais interesse no estudo do escoamento.

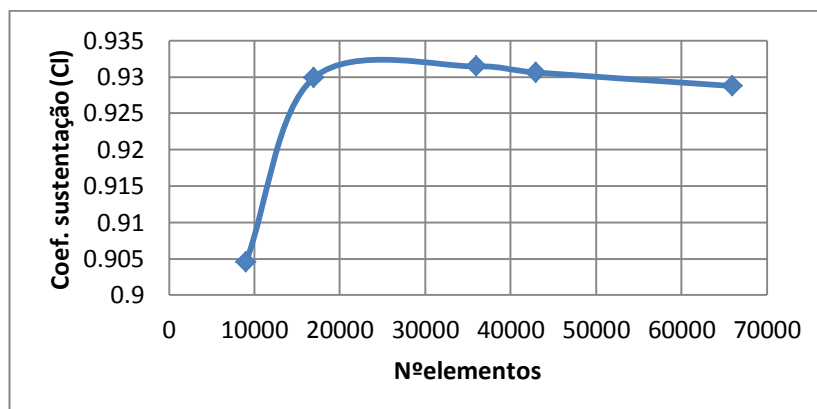


Figura 5.1 - Convergência do coeficiente de sustentação com o nº de elementos

Como se pode observar na figura 5.1, o coeficiente de sustentação do perfil acima de cerca de 18000 elementos estabiliza o seu valor, assim vamos considerar a partir daqui as seguintes características:

Tabela 5.1 - Parâmetros finais da malha

Distância entre nodos - Fronteira	
Fronteiras de entrada e saída	0.18 m
Fronteiras superior e inferior	0.13 m
Aproximação à superfície - Perfil	
Valor	0.0002 m
Factor de expansão	1.2
Controlo local de malha	
Junto do perfil	
Tamanho mínimo da malha	0.02 m
Tamanho máximo da malha	0.025 m
Envolvente	
Tamanho mínimo da malha	0.125 m
Tamanho máximo da malha	0.15 m

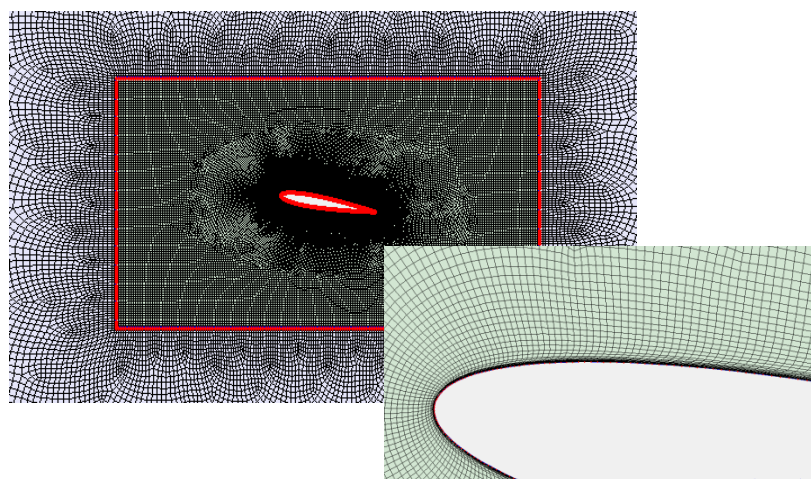


Figura 5.2 - Características da malha, pormenor (à direita)

5.2. Estudo de domínio

Tendo definido a influência da malha nos resultados obtidos, que como se concluiu é bastante reduzida, passou-se então à avaliação da influência nos resultados da proximidade ao perfil das fronteiras de entrada, saída, e paredes superior e inferior. Para tal utilizou-se também o perfil NACA 0012, com um ângulo de ataque de 10° e um Reynolds de 9.8×10^5 , isto é, uma velocidade de entrada de escoamento de 15m/s.

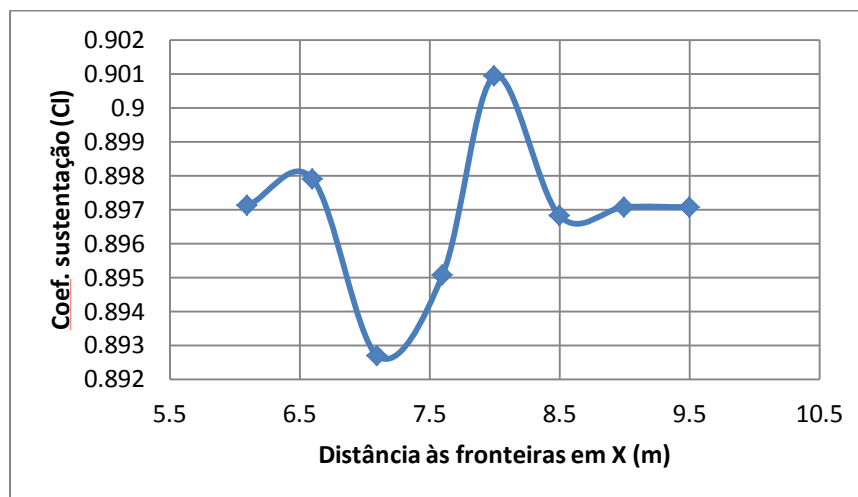


Figura 5.3 - Variação do coeficiente de sustentação com a distância das fronteiras de entrada e saída ao perfil

Das simulações efectuadas, cujo resultado se pode observar no gráfico da fig. 5.3, conclui-se que a proximidade das fronteiras de saída e entrada do escoamento deixam de afectar o resultado acima de 8.5m, pelo que a partir destes resultados se vão assumir distâncias ao perfil a montante e jusante de 9m.

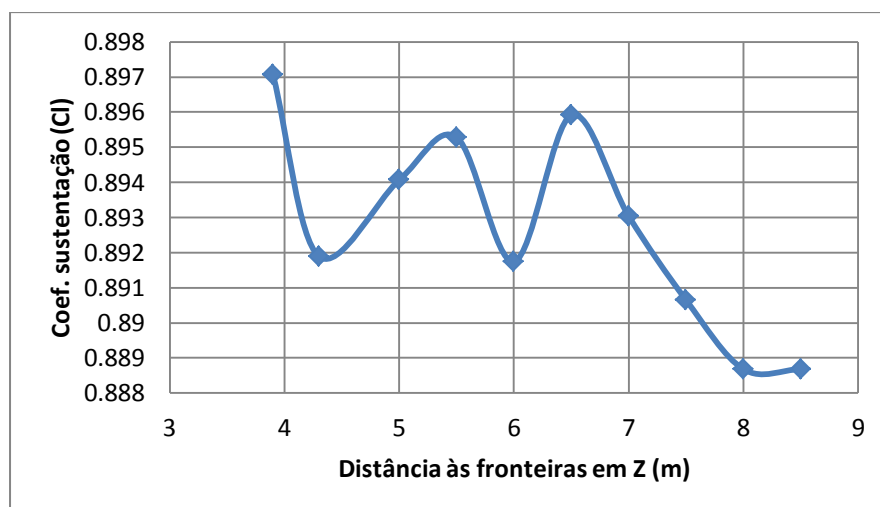


Figura 5.4 - Variação do coeficiente de sustentação com a distância das fronteiras superior e inferior ao centro do perfil

Dos resultados apresentados na fig. 5.4 para distâncias das fronteiras, superior e inferior, ao centro do perfil, observa-se que acima de 8m, o valor do coeficiente de sustentação estabiliza, assim vamos considerar esta distância nos estudos posteriores.

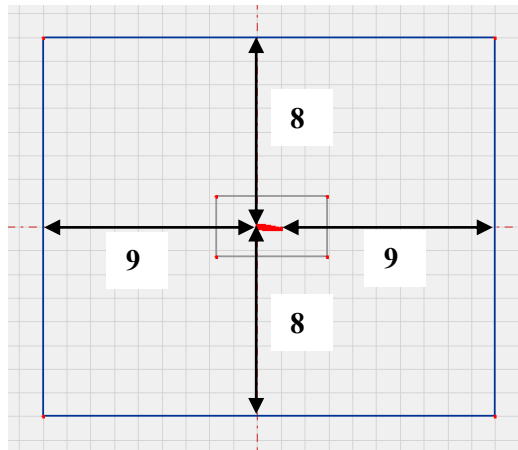


Figura 5.5- Dimensões da geometria computacional

5.3. Comportamento do programa – diferentes Reynolds

Depois de definida a dimensão do domínio de estudo e os parâmetros da malha, efectuaram-se baterias de simulações com o perfil NACA 0012 com vários ângulos de ataque para vários Reynolds. Assim obtiveram-se os seguintes resultados:

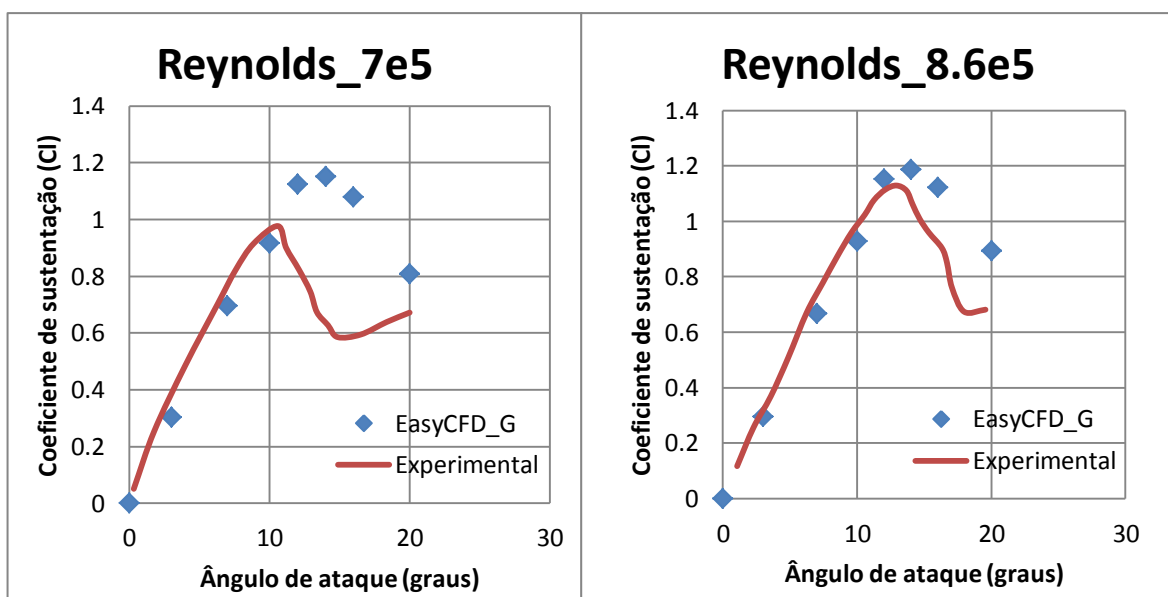


Figura 5.6 - Coeficiente de sustentação obtidos nas simulações (valores experimentais para 7×10^5 e 8.6×10^5 de: Sheldahl et al. (1981) [13])

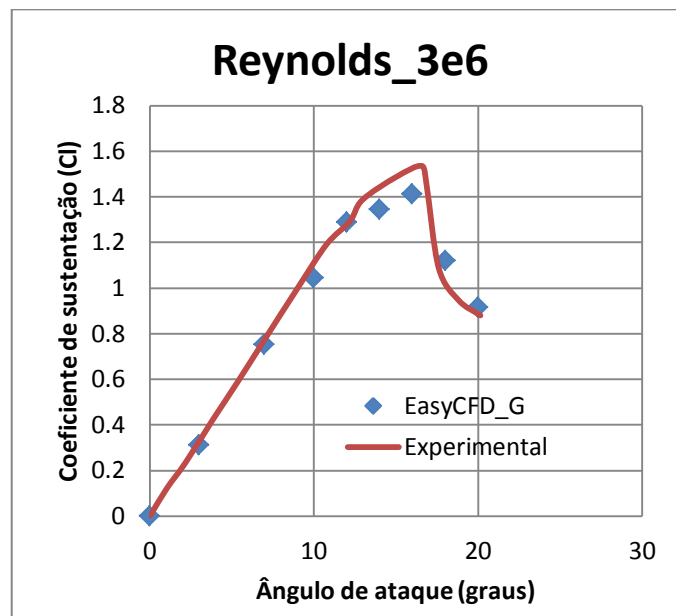


Figura 5.7 - Coeficiente de sustentação obtidos nas simulações (valores experimentais para 3×10^6 de: Jacob et al. [5])

Dos resultados graficamente apresentados (figs. 5.6 e 5.7), para Reynolds de 7×10^5 (10.7m/s), 8.6×10^5 (13m/s) e 3×10^6 (46m/s), pode-se rapidamente concluir que a modelação matemática aplicada no EasyCFD_G apresenta resultados mais próximos dos experimentais para valores de Reynolds superiores. Com a diminuição do valor de Reynolds, é notória a dificuldade desta modelação em simular a perda de sustentação do perfil, que ocorre para ângulos superiores e a valores mais elevados de Cl que os obtidos experimentalmente. Neste trabalho os estudos a baixo Reynolds vão ser os de maior interesse.

5.4. Influência da IT e L

Tendo em conta os resultados e as conclusões do subcapítulo anterior, refizeram-se simulações para um Reynolds de 7×10^5 , alterando os valores de IT (intensidade de turbulência) e L (comprimento característico), no sentido de avaliar a sua influência no coeficiente de sustentação.

A intensidade de turbulência estabelece a quantidade de turbulência e as respectivas acelerações verticais e variações da velocidade instantânea do escoamento. O comprimento característico define o tamanho característico dos turbilhões.

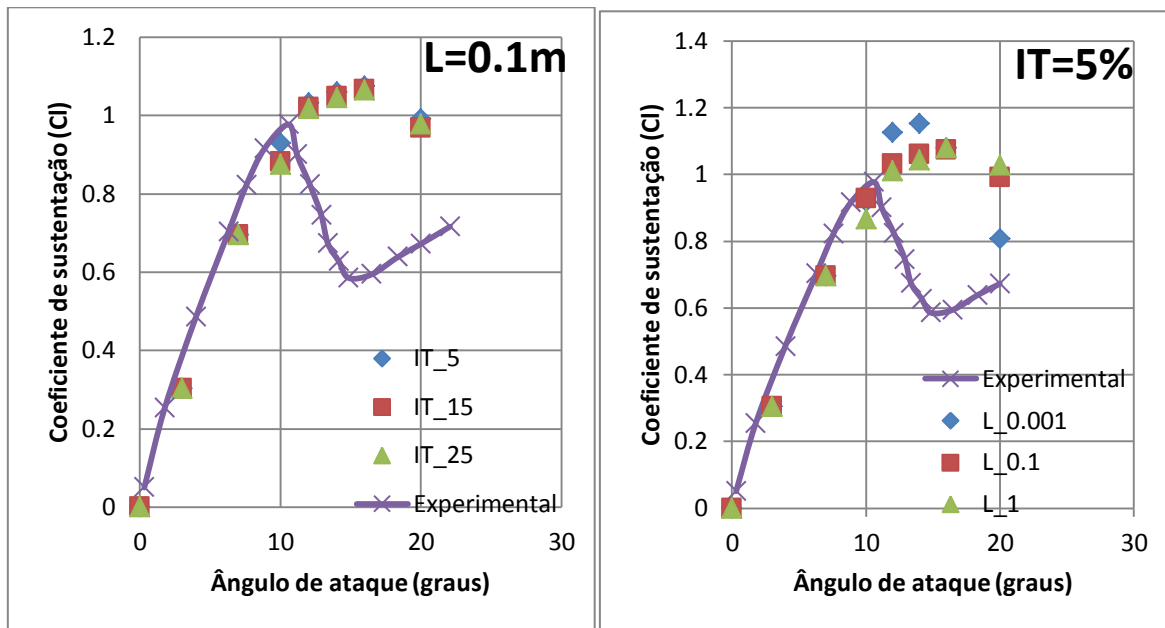


Figura 5.8 - Variação de Cl com alteração de IT (esquerda) e L (direita)

A variação da IT, como se pode observar pelo gráfico, não promove nenhum tipo de alterações nos resultados, quanto à variação do L, o seu aumento provoca uma ligeira diminuição da sustentação, no entanto, como se aumenta o erro para baixos ângulos (bastante visível para 10°) e não melhora a detecção da perda de sustentação do perfil. Vai-se a partir daqui utilizar os valores de 5% para IT e 0.001m para L.

6. RESULTADOS E DISCUSSÃO

6.1. NACA 0012

Concluiu-se do capítulo 5.3 que o modelo matemático k- ϵ , aplicado no EasyCFD_G, se comporta melhor para números de Reynolds mais elevados, nesse sentido fizeram-se simulações numéricas utilizando o perfil NACA 0012 com Reynolds de 3×10^6 , que sendo $Re_c = V_\infty \cdot c / \nu_\infty$, dá uma velocidade de escoamento de 46m/s, utilizando os modelos k- ϵ no EasyCFD_G e no Ansys Fluent, e o SST no ANSYS Fluent.

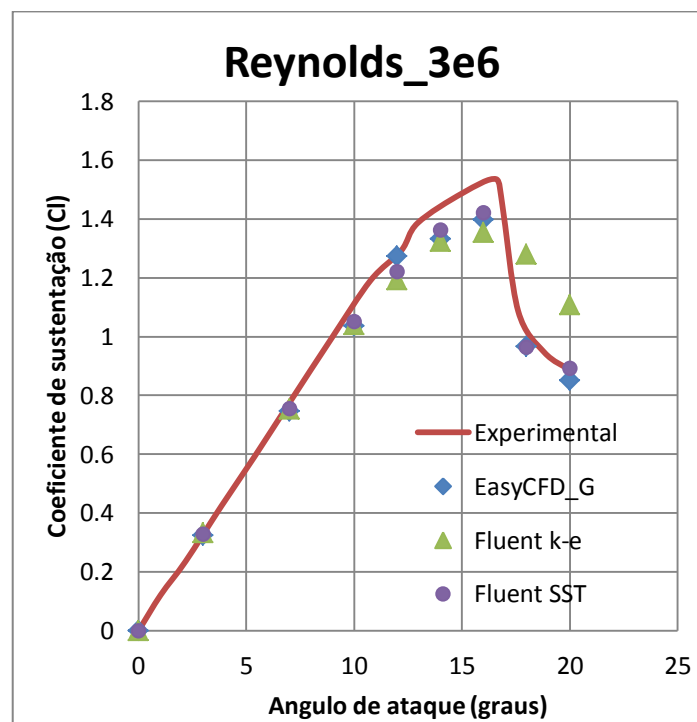


Figura 6.1 – Coeficiente de sustentação para um Reynolds de 3×10^6 (valores experimentais de: Jacobs et al. [5])

Destes resultados conclui-se que para este valor de Reynolds o modelo k- ϵ inserido no EasyCFD_G e o modelo SST, têm uma melhor coerência com os coeficientes de sustentação experimentais e detectam de forma bastante eficiente a amplitude da perda de sustentação do perfil. Já o modelo k- ϵ aplicado no ANSYS Fluent determina de igual forma o ângulo de perda de sustentação, no entanto suaviza demasiado os resultados ficando mais afastado dos valores experimentais quer imediatamente antes quer depois da perda de sustentação.

Vai-se de seguida, utilizando os mesmos modelos matemáticos avaliar a sua capacidade de simulação de escoamentos para um valor de Reynolds mais baixo em torno do perfil NACA 0012.

Assim:

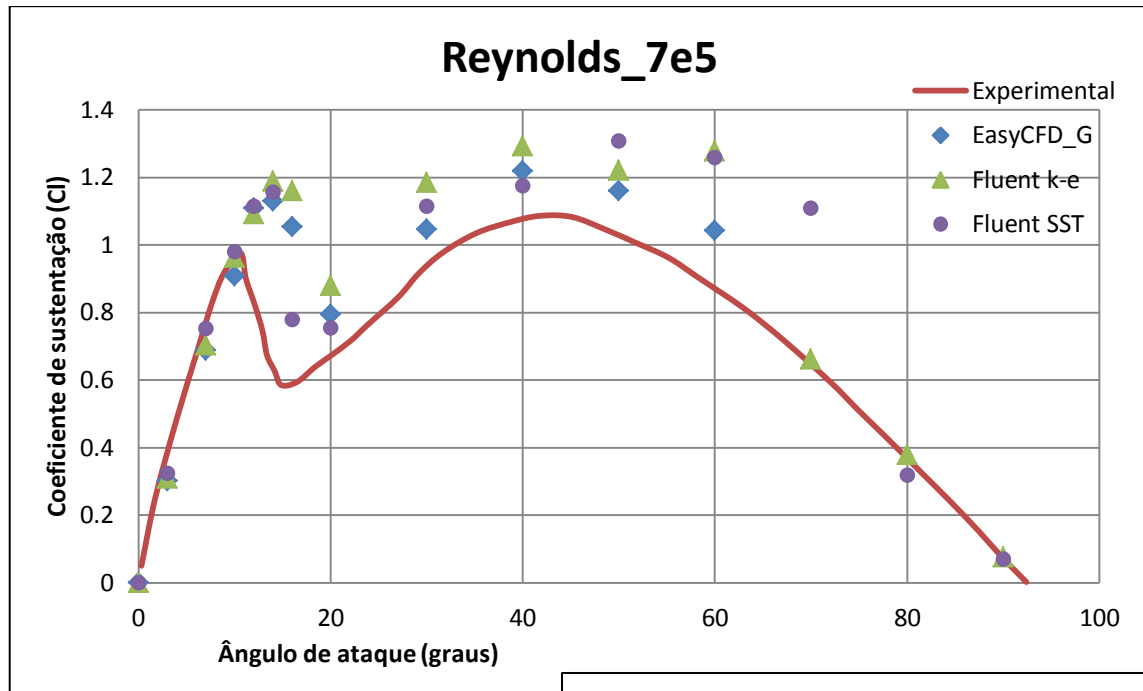
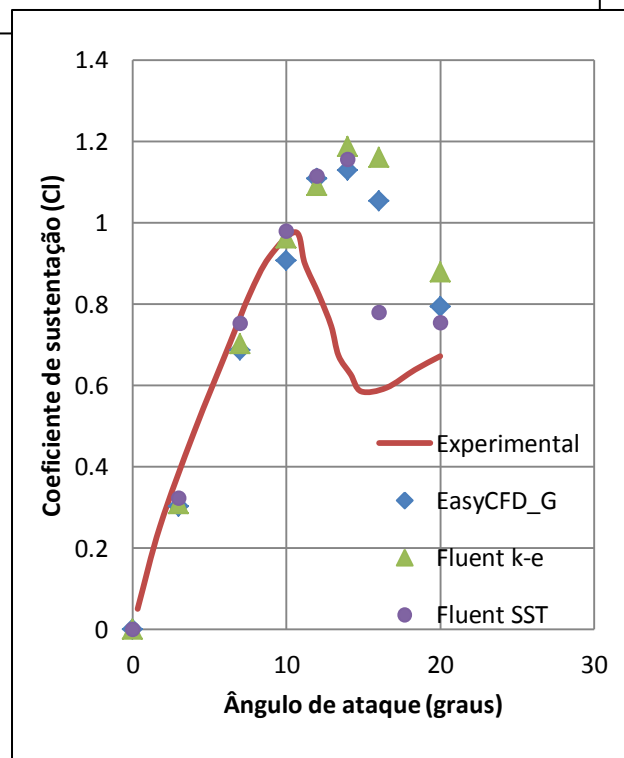


Figura 6.2 - Coeficiente de sustentação para Reynolds de 7.6×10^5 , com pormenor de perda de sustentação (à direita) (valores experimentais de: Sheldahl et al. (1981) [13])

Como tínhamos já previsto para estes valores de Reynolds, os modelos matemáticos não conseguem fazer uma boa previsão da perda de sustentação. Aqui é o modelo de turbulência SST, aplicado no ANSYS Fluent que melhor se aproxima dos resultados experimentais, sendo que continua a ser o modelo k-ε aplicado também no ANSYS que mais suaviza a perda de sustentação, acabando por ficar mais afastado da realidade.



Para elevados ângulos de ataque, acima de 20° , é o EasyCFD_G que mais estabilidade apresenta nos resultados das simulações, no entanto para valores acima de 60° este não apresenta resultados pois entra em divergência. Os modelos SST e k- ϵ aplicados no Fluent são mais instáveis no erro dos seus resultados, sendo que a partir dos 80° e 70° , respectivamente, o coeficiente de sustentação coincide com os valores experimentais.

6.2. NACA 0018

Começou-se também para este perfil por fazer uma bateria de simulações para um número de Reynolds mais elevado, no caso 2.97×10^6 , que dá uma velocidade de escoamento a inserir nos programas de 45.6m/s.

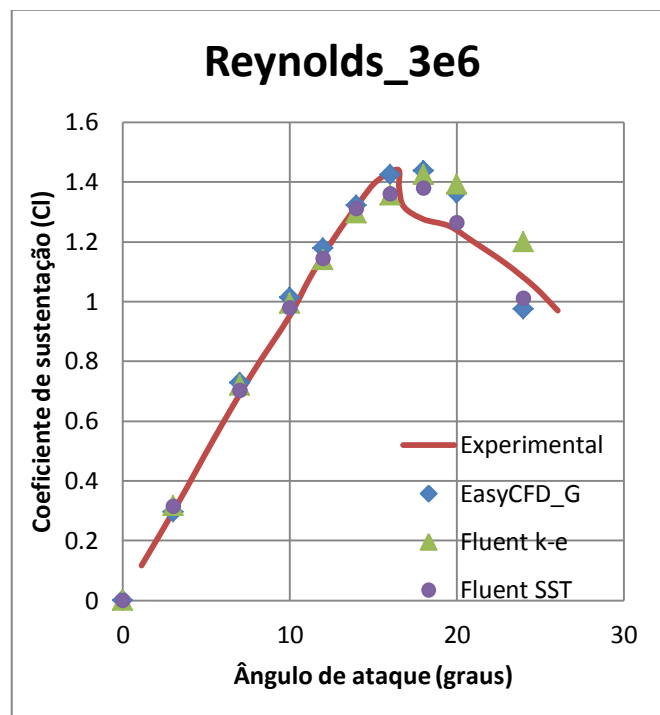


Figura 6.3 - Coeficiente de sustentação para Reynolds de 3×10^6 (valores experimentais de: Jacob et al. [5])

Pelos resultados graficamente apresentados podemos observar que os 3 modelos detectam a perda de sustentação tardiamente, sendo que o k- ϵ aplicado no EasyCFD_G é o que mais se aproxima da realidade antes de ocorrer perda de sustentação, já após esta ocorrer é o modelo SST aplicado no ANSYS Fluent que melhor simula este escoamento, pois é o que mais se aproxima do coeficiente de sustentação experimental.

Vai-se de seguida analisar o comportamento destas simulações numéricas para um Reynolds mais baixo, neste caso 1.6×10^5 , o que dá uma velocidade de 2.5m/s.

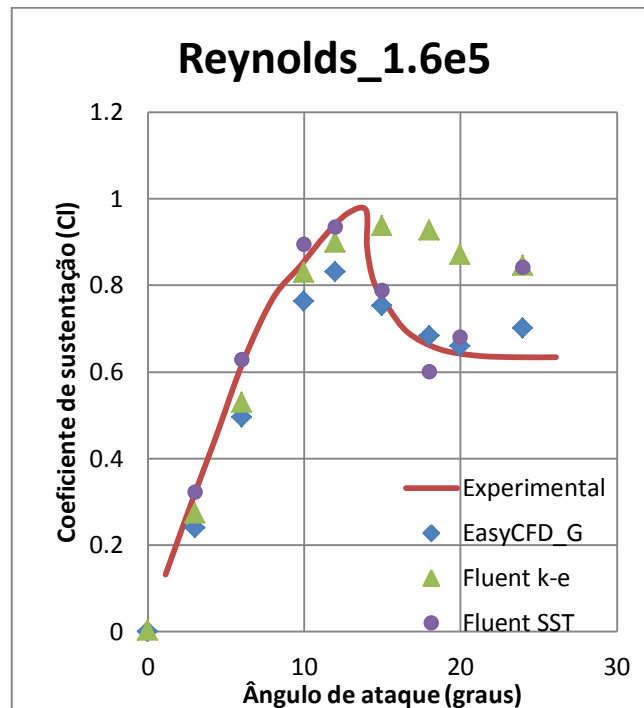


Figura 6.4 - Coeficiente de sustentação para Reynolds de 1.6×10^5 (valores experimentais de: Jacob set al. [5])

Dos resultados apresentados, aqui é o modelo SST aplicado no Fluent que apresenta um melhor comportamento. Já o EasyCFD_G com o k- ϵ apresenta bons resultados após a perda de sustentação, detectando esta de forma eficaz contrariamente ao k- ϵ aplicado no Fluent. Antes da perda de sustentação é o EasyCFD_G que mais afastado fica dos valores experimentais.

Para o perfil em estudo neste capítulo, fizeram-se estudos de distribuição de pressão superficial para este Reynolds de 1.6×10^5 , com ângulos de ataque de 0° , 6° e 15° , que foram comparados com os valores experimentais de Nakano et al. (2007) [11].

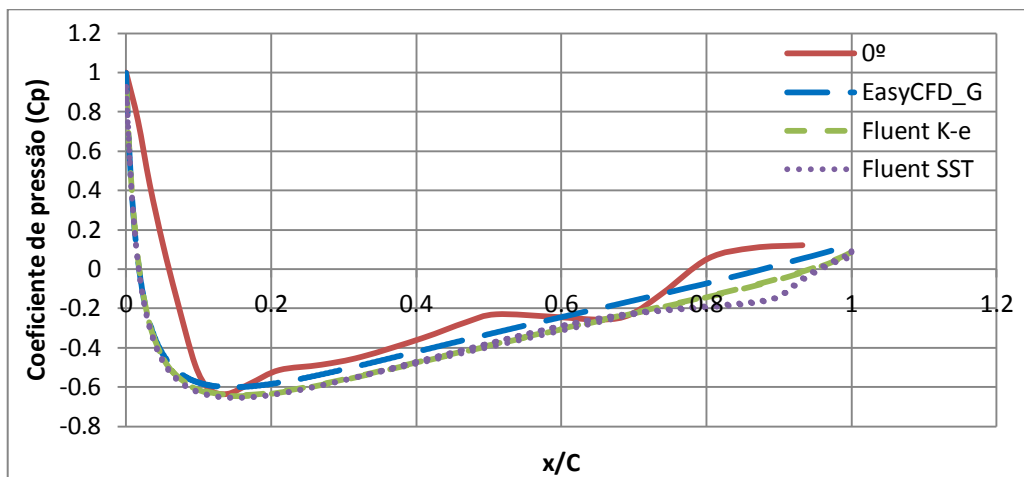


Figura 6.5 - Distribuição de pressão nas superfícies para um ângulo de ataque de 0º

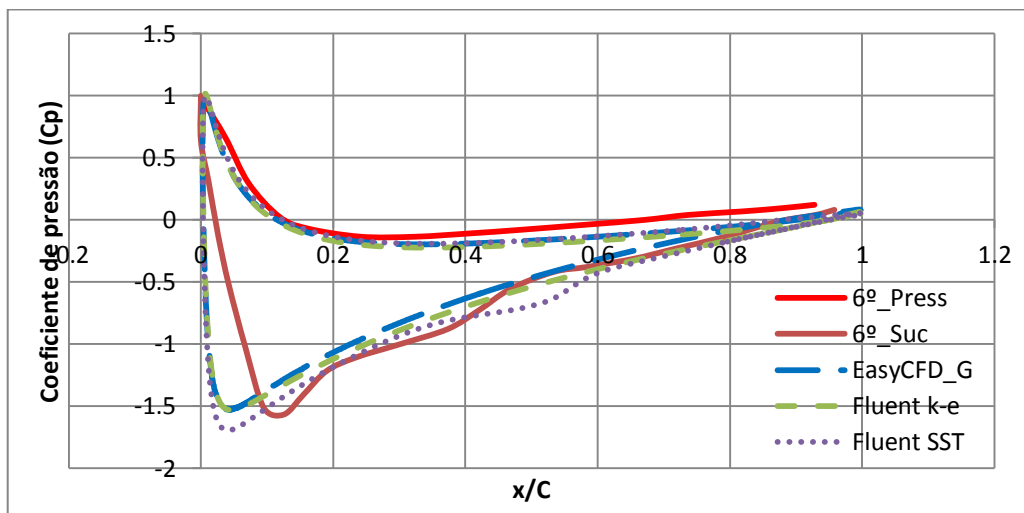


Figura 6.6- Distribuição de pressão nas superfícies superiores (Suc) e inferiores (Press) para um ângulo de ataque de 6º

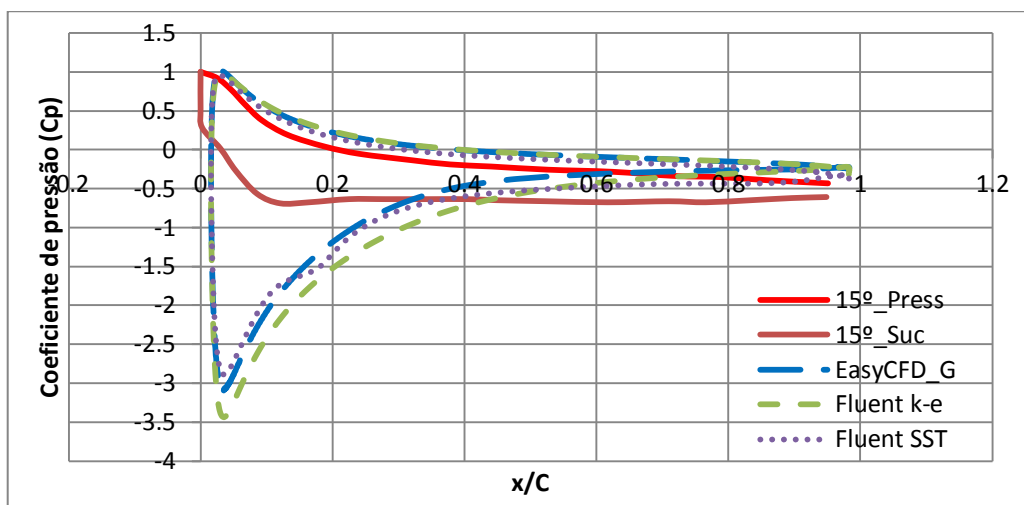


Figura 6.7 - Distribuição de pressão nas superfícies superiores (Suc) e inferiores (Press) para um ângulo de ataque de 15º

Dos resultados graficamente apresentados nas figs. 6.5 a 6.7, para 0° , 6° e 15° é visível o aumento do erro da distribuição de pressão com o aumento do ângulo de ataque, isto demonstra a falta de consistência das simulações numéricas com a aproximação do ângulo da perda de sustentação. Destes resultados é de prever a incapacidade do modelo $k-\epsilon$ simular o recolamento da camada limite após separação, para os perfis com 0° e 6° graus de ângulo de ataque, pois quer na superfície superior do perfil a 6° , designada de superfície de sucção, quer nas superfícies do perfil a 0° , uma vez que o perfil sendo simétrico as pressões apresentam-se iguais em ambas as superfícies, a pressão aumenta estável e gradualmente, contrariamente ao que acontece nas medições experimentais e nas simulações com o modelo SST. Este modelo de turbulência, apresenta um decréscimo local de pressão em x/c entre 0.8 a 1 para 0° e entre 0.4 a 0.6 na superfície de sucção a 6° , prevendo-se assim que este modelo simule aqui a separação seguida de recolamento da camada limite do escoamento, que vem no entanto tardia relativamente aos resultados experimentais, onde aparece aproximadamente em x/c entre 0.6 a 0.8 e 0.2 a 0.4, para 0° e 6° , respectivamente. Para a distribuição de pressão com o perfil NACA 0018 com 15° grau de ângulo de ataque, a distribuição de pressão experimental na superfície de sucção indica uma grande zona de recirculação, pelo aumento da pressão, imediatamente após a sua queda junto do bordo de ataque, e o seu decréscimo nas regiões do perfil a jusante. Os resultados numéricos falham aqui completamente, apresentando nesta superfície um grande decréscimo no bordo de ataque e um aumento gradual de pressão a jusante, o que indica uma zona de recirculação inferior ao medido experimental. Os resultados numéricos para a superfície inferior, designada superfície de pressão, são, para 6° e 15° , mais coerentes com os resultados experimentais.

Vai-se de seguida fazer uma comparação gráfica dos campos de velocidade média e de intensidade turbulenta, com as representações presentes em Nakano et al (2007) [11].

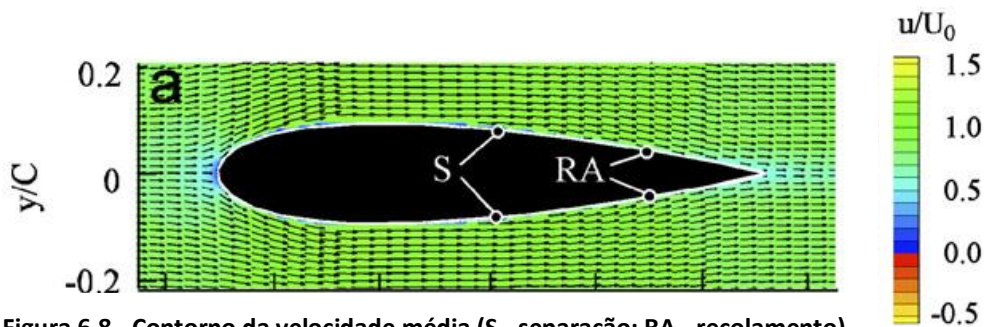


Figura 6.8 - Contorno da velocidade média (S - separação; RA - recolamento), ângulo de ataque: 0°

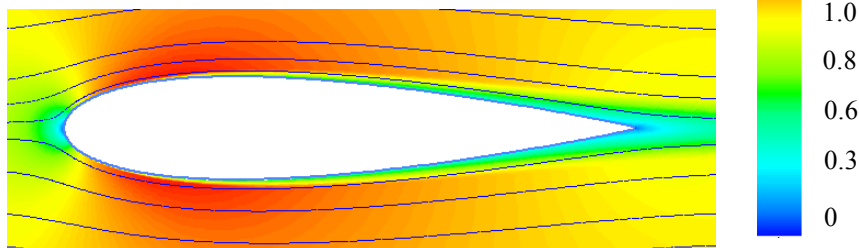


Figura 6.9 - Contorno da velocidade média - EasyCFD_G

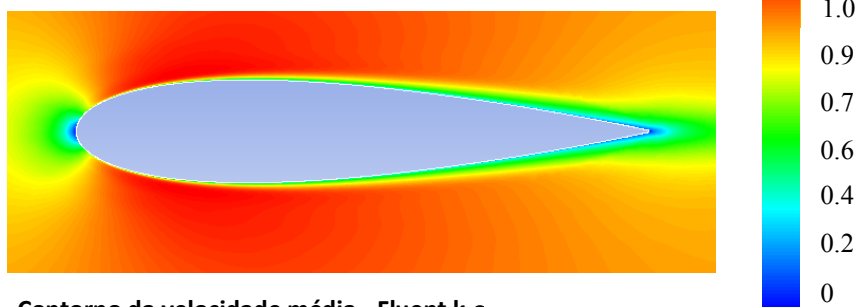


Figura 6.10 - Contorno da velocidade média - Fluent k-ε

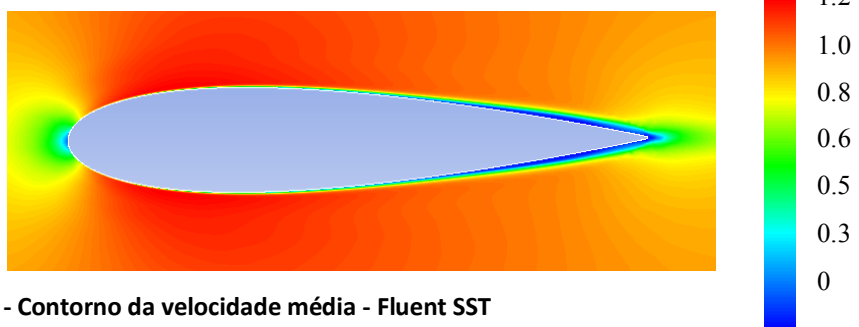


Figura 6.11 - Contorno da velocidade média - Fluent SST

Nas representações dos campos de velocidade de Nakano et al. [11] não é clara a separação do escoamento uma vez que esta se passa numa região próxima da parede do perfil.

Assim, como previsto anteriormente para 0°, o modelo k-ε, quer aplicado no EasyCFD_G quer no Fluent, não consegue fazer a previsão da separação (S) seguida de recolamento (RA) da camada limite, contrariamente ao modelo SST, este consegue simular

este fenómeno, no entanto de forma tardia, isto é, a uma distância superior ao bordo de ataque da que se tem experimentalmente, não chegando a haver um recolamento completo do escoamento.

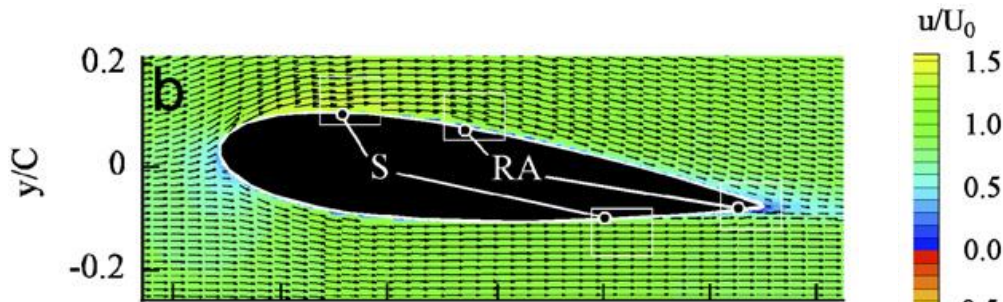


Figura 6.12 - Contorno da velocidade média (S - separação; RA - recolamento), ângulo de ataque: 6°

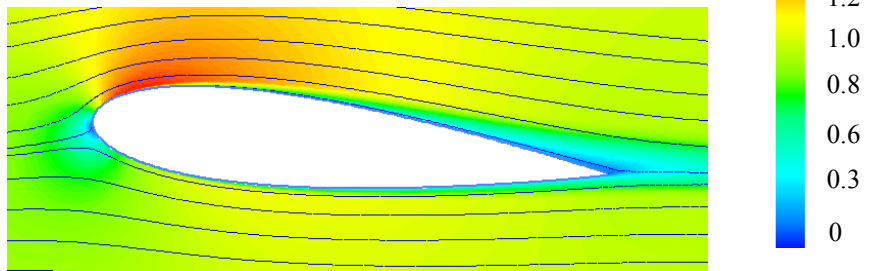


Figura 6.13 - Contorno da velocidade média - EasyCFD_G

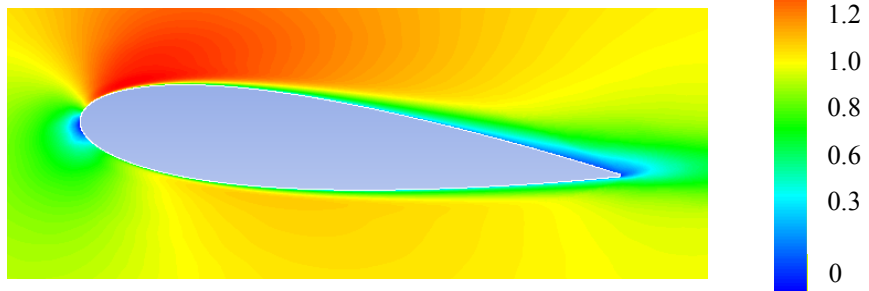


Figura 6.14 - Contorno da velocidade média - Fluent k-ε

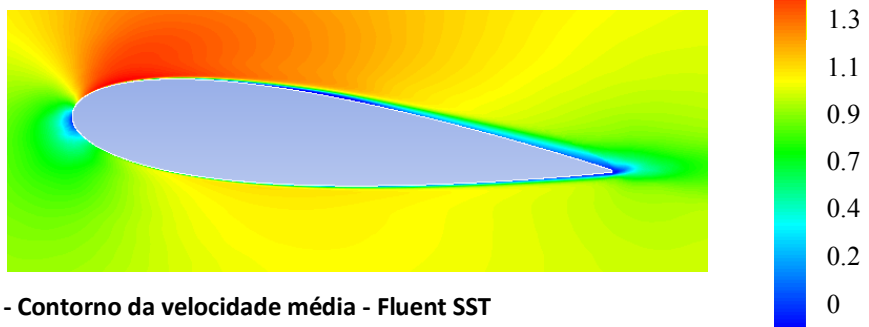


Figura 6.15 - Contorno da velocidade média - Fluent SST

Para 6° podemos mais uma vez ver a incapacidade do modelo k-ε simular a bolha de separação, já no que toca ao modelo SST há simulação desta na superfície de

sucção, novamente a jusante do que seria de esperar experimentalmente, não consegue no entanto prever esta bolha de separação na superfície de pressão onde a camada limite apenas separa no final do perfil.

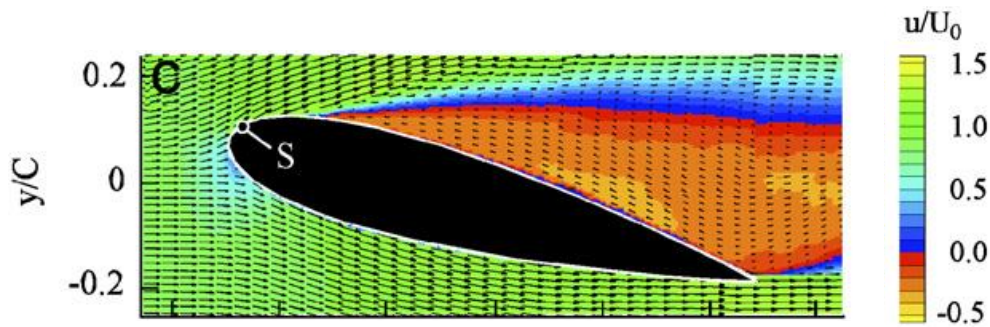


Figura 6.16 - Contorno da velocidade média (S - separação), ângulo de ataque: 15°

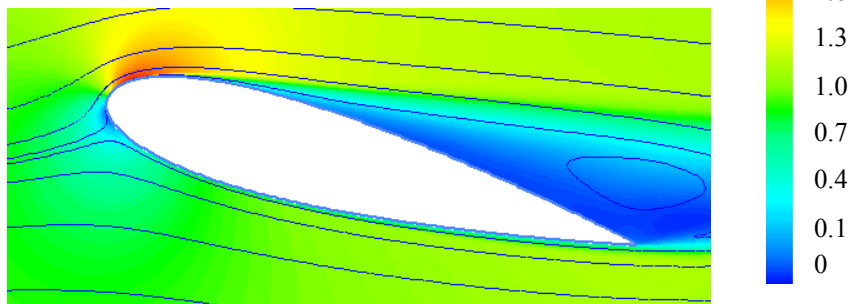


Figura 6.17 - Contorno da velocidade média -EasyCFD_G

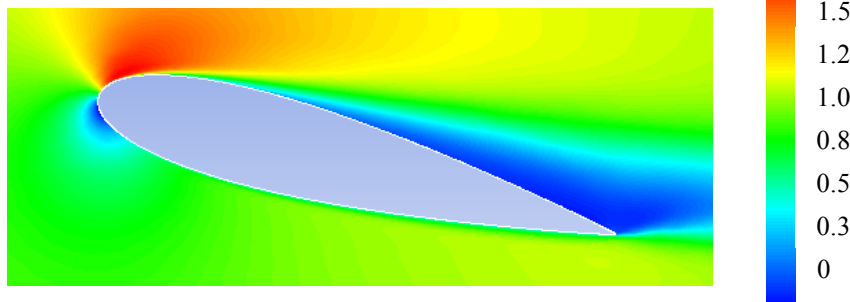


Figura 6.18 - Contorno da velocidade média - Fluent k-ε

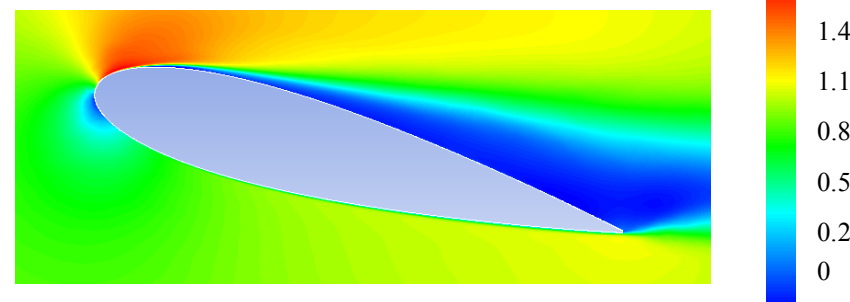


Figura 6.19 - Contorno da velocidade média - Fluent SST

Para um ângulo de ataque de 15° , o modelo SST é o que mais se aproxima do experimental, sendo que o modelo $k-\varepsilon$ aplicado no Fluent é o que mais a jusante prevê a separação do escoamento, sendo desta forma o que mais se afasta do experimental e o que menor zona de recirculação apresenta na esteira do perfil. As simulações numéricas tal como se tinha previsto aquando da análise da distribuição de pressão não conseguem para este ângulo de ataque prever uma zona de recirculação na esteira do perfil das dimensões da real.

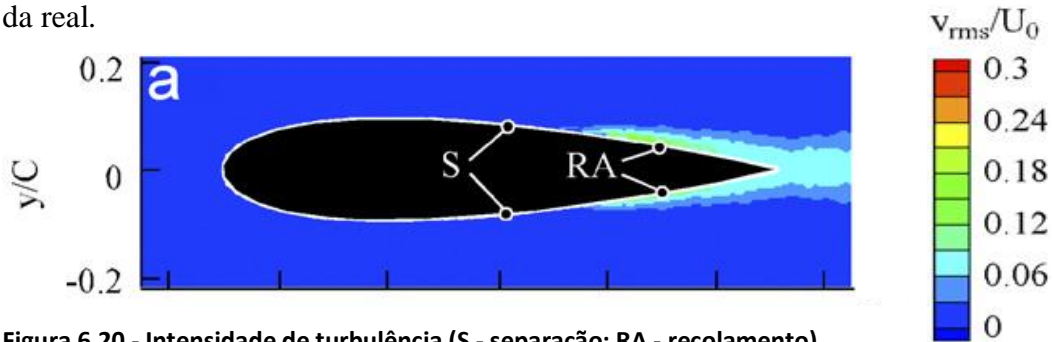


Figura 6.20 - Intensidade de turbulência (S - separação; RA - recolamento), ângulo de ataque: 0°

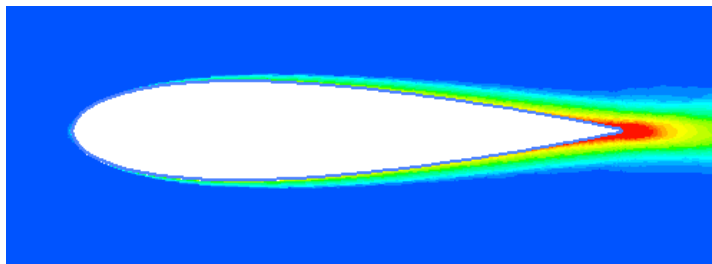


Figura 6.21 - Intensidade de turbulência - EasyCFD_G

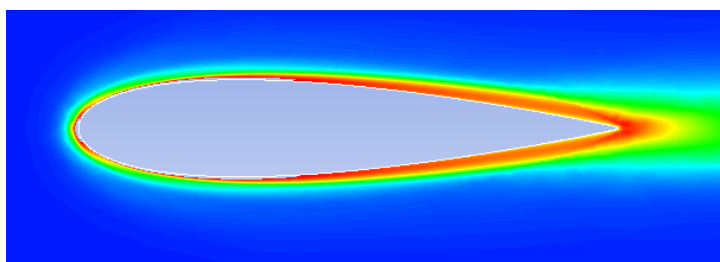


Figura 6.22 - Intensidade de turbulência - Fluent $k-\varepsilon$

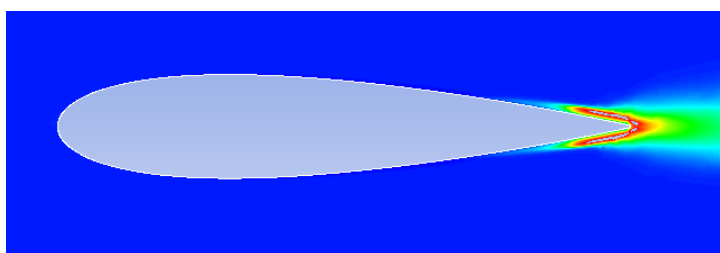


Figura 6.23 - Intensidade de turbulência - Fluent SST

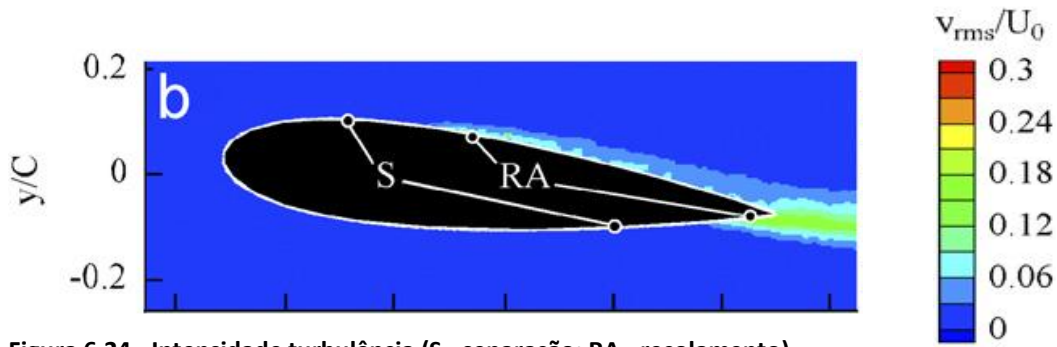


Figura 6.24 - Intensidade turbulência (S - separação; RA - recolamento), ângulo de ataque: 6°

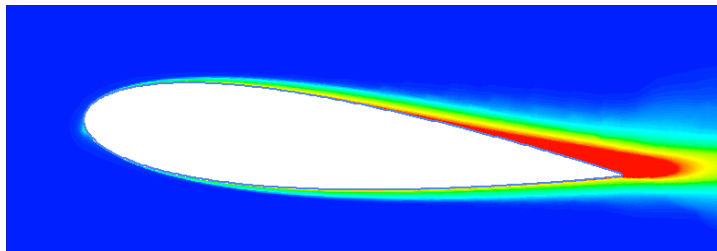


Figura 6.25 - Intensidade de turbulência - EasyCFD_G

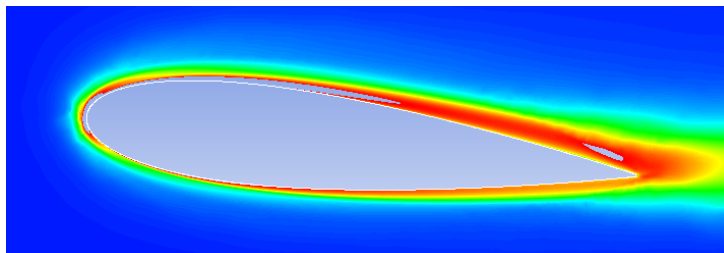


Figura 6.26 - Intensidade de turbulência - Fluent k-ε

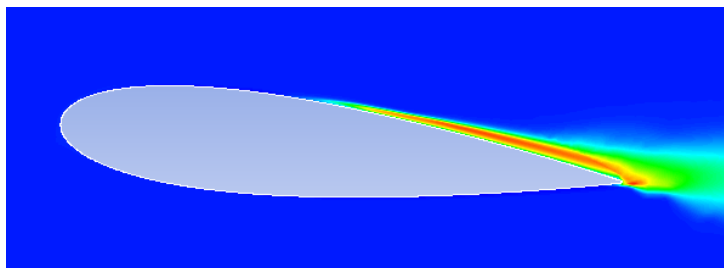


Figura 6.27 - Intensidade turbulência - Fluent SST

A geração de elevados valores de intensidade de turbulência dá-se perto do ponto de recolamento (RA), sendo que a turbulência é gerada pelos vórtices que se desenvolvem devido ao recolamento do escoamento.

Como podemos ver das representações gráficas das figuras 6.20 a 6.23 e 6.24 a 6.27, para o perfil com um ângulo de ataque de 0° e 6° respectivamente, os modelos k-ε prevêem o aparecimento da intensidade de turbulência muito a montante do experimental, sendo que o modelo k-ε aplicado no Fluent prevê elevados valores de IT mesmo desde o

bordo de ataque do perfil. Já o modelo SST é aqui o que mais se aproxima da realidade, sendo que, no entanto, todas as simulações acima apresentadas prevêem valores de IT muito acima dos medidos experimentalmente.

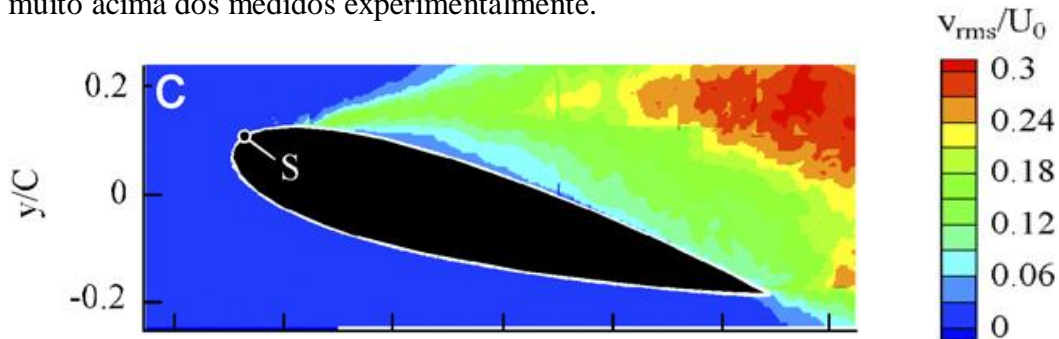


Figura 6.28 - Intensidade turbulência (S - separação), ângulo de ataque: 15°

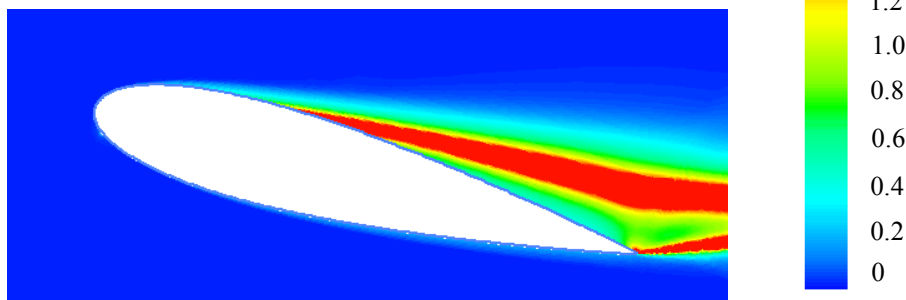


Figura 6.29 - Intensidade turbulência - EasyCFD_G

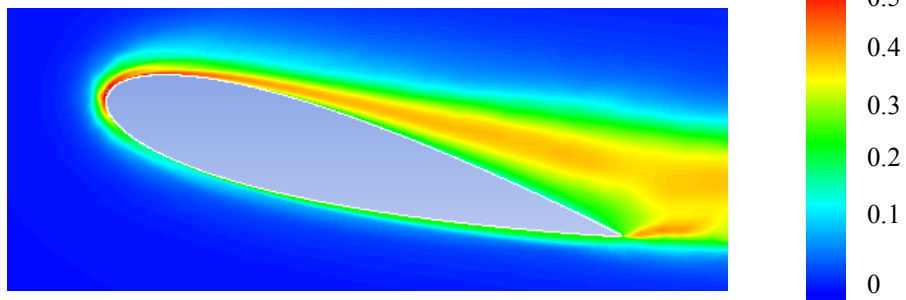


Figura 6.30 - Intensidade turbulência - Fluent k-ε

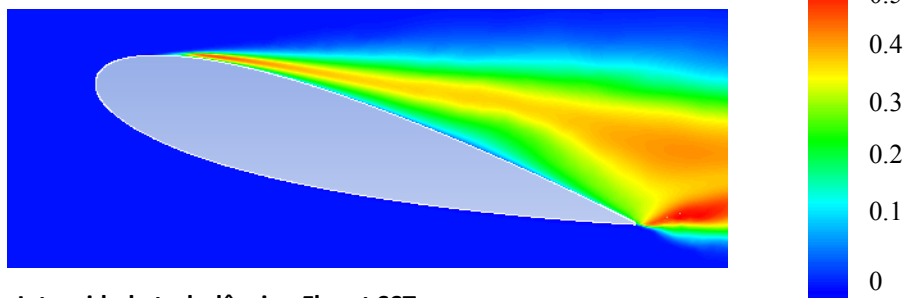


Figura 6.31 - Intensidade turbulência - Fluent SST

Para um ângulo de ataque de 15°, a turbulência é gerada a partir do bordo de ataque por toda a área da superfície de sucção.

Mais uma vez o modelo $k-\varepsilon$ aplicado no Fluent é o que mais se afasta das medições experimentais prevendo elevados valores de IT a partir do bordo de ataque e sobre a superfície de pressão. Já o modelo $k-\varepsilon$ aplicado no EasyCFD_G aproxima-se mais na previsão da zona de intensidade de turbulência, afastando-se mais nos valores que simula como podemos ver pela escala que atinge os $1.5 v_{rms}/u_0$. O Modelo SST continua a ser o que mais se aproxima da realidade, mas assim como nos campos de velocidade este não prevê o tamanho real da zona de recirculação, também aqui não simula a turbulência real na esteira do perfil.

7. CONCLUSÃO

Ao longo deste trabalho fizeram-se uma série de simulações numéricas para escoamentos em torno dos perfis NACA 0012 e 0018 com vários Reynolds. Para o perfil NACA 0012 compararam-se os resultados para a sustentação com valores experimentais. Para o perfil 0018, onde se pode fazer um estudo mais vasto, compararam-se a sustentação, a distribuição de pressão superficial e os campos de velocidade e a intensidade de turbulência, com valores experimentais que se obtiveram por pesquisa bibliográfica.

Os modelos matemáticos revelaram de uma forma geral uma melhor capacidade de simulação para valores de Reynolds mais elevados, aqui, o modelo SST em concordância com o modelo $k-\varepsilon$ aplicado no EasyCFD_G são os que mais se aproximam dos valores de sustentação experimentais, sendo o $k-\varepsilon$ aplicado no ANSYS Fluent é o que maior erro apresenta nos resultados das suas simulações.

Para baixos valores de Reynolds, estudo de maior interesse dado a base deste trabalho ser a simulação de escoamentos em torno de perfis alares de aerogeradores de eixo vertical, existe uma maior dificuldade das simulações numéricas em aproximarem-se dos resultados experimentais. Assim para o perfil NACA 0012 os modelos aplicados prevêem uma perda de sustentação para ângulos mais elevados que o experimental e para valores de sustentação superiores, sendo que o modelo SST da ANSYS é o que apresenta mais próximos da realidade até aos 20° de ângulo de ataque do perfil, para ângulos superiores é o $k-\varepsilon$ aplicado no EasyCFD_G que apresenta resultados mais estáveis, com o inconveniente de divergir para ângulos superiores a 60°. Para o perfil NACA 0018 é mais uma vez o modelo SST que apresenta melhores resultados para a sustentação, aqui o $k-\varepsilon$ aplicado no Fluent aproxima-se mais do experimental antes da perda de sustentação que este mesmo modelo aplicado no EasyCFD_G, no entanto, contrariamente a este e ao SST, simula a perda de sustentação para um ângulo superior. No que toca à distribuição de pressão à superfície do perfil não existe um modelo que se destaque, no entanto foi possível detectar a incapacidade do modelo $k-\varepsilon$ em prever o recolamento após separação de camada limite e a dificuldade do modelo SST em fazê-lo. Foi possível confirmar este facto através de uma comparação gráfica dos campos de distribuição de velocidade onde o modelo SST apesar de prever a existência das bolhas de separação, estas aparecem a

justante da zona indicada pelas medições experimentais. Na comparação dos campos de intensidade de turbulência (IT) é o modelo k- ϵ aplicado no Fluent que maior erro apresenta no resultado das suas simulações apresentando para todos os ângulos estudados elevados valores de IT desde o bordo de ataque quando tal não acontece nas medições experimentais, no entanto para 15° é o EasyCFD_G que apresenta valores de IT muito acima dos experimentais.

Pode-se então concluir que o modelo SST aplicado no ANSYS Fluent é o que melhores resultados permite obter das suas simulações, sendo que a par disto é também o modelo k- ϵ do mesmo programa que mais se afasta dos valores experimentais, assim, o EasyCFD_G apresenta-se como uma solução intermédia bastante viável. O EasyCFD_G é assim um programa mais intuitivo, fácil de utilizar que permite obter para este tipo de aplicações resultados de relativa qualidade.

Foram ainda testados outros modelos numéricos aplicados no ANSYS Fluent, numa tentativa de detectar algum modelo que permitisse uma melhor aproximação aos valores experimentais, assim obtivemos para o Reynolds Stress (linear pressure strain / standard wall functions) (RS), para o Scale Adaptive Simulation (SAS) e para o Reynolds Stress (quadratic pressure strain / non equilibrium wall functions) (RS Q_press/NW_funct),

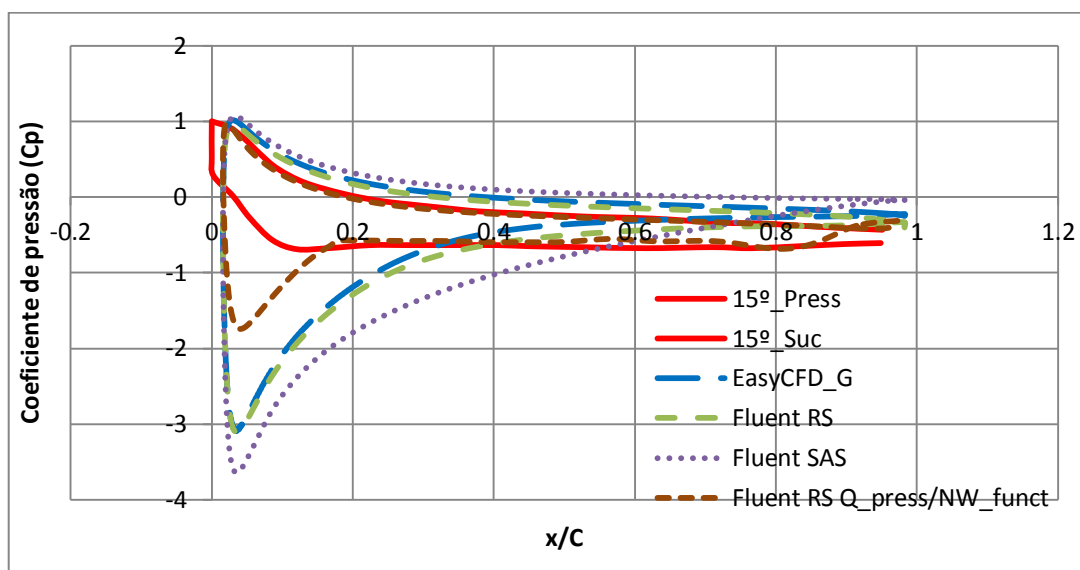


Figura 7.1 - Distribuição de pressão nas superfícies superiores (Suc) e inferiores (Press) para um ângulo de ataque de 15°

de onde este último se destacou como podemos ver pela distribuição de pressão superficial para um ângulo de ataque de 15° , no entanto, e não sendo este modelo objecto de estudo deste trabalho fica aqui em aberto a possibilidade de estudo, em um trabalho futuro, de um modelo numérico que aparentemente melhor simula os campos de pressão para ângulos próximos da perda de sustentação. Fica também em aberto, e uma vez que está a ser desenvolvido no EasyCFD_G o modelo SST, um alargamento deste estudo onde este modelo aplicado no EasyCFD_G seja também testado.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Anderson, John D. (1989); “Introduction to Flight”; McGrawHill International Editions
- [2] Djilali, N.; Gartshore, I.; Salcudean, M. (1989); “Calculation of Convective Heat Transfer in Recirculating Turbulent Flows Using Various Near-Wall Turbulence Models”, Numerical Heat Transfer, Part A; 16; 189-212
- [3] Dutra, Ricardo; “Energia Eólica – Princípios e Tecnologia”; CEPEL – Sistema Electrobrás; disponível em <http://www.scribd.com/doc/57971242/energia-eolica>
- [4] Fonseca, Cesar A.; Sampaio, Luiz E.; Nieckele, Angela O.; “Simulação de Escoamento Turbulentos em Aerofólios”; Departamento de Engenharia Mecânica, Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande do Sul
- [5] Jacobs, Eastman N.; Sherman, Albert; “Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number”; NACA Report no. 586
- [6] Kontras, Evan; Gould, Kyle; Maffeo, Davide; “NACA Airfoil Evaluation”; Department of Mechanical and Aerospace Engineering, University of Missouri
- [7] Launder, B. E.; Spalding, D.B. (1972); “Mathematical Models of Turbulence”; Academic Press London and New York, ISBN 0-12-438050-6
- [8] Launder, B. E.; Spalding, D.B. (1974); “The Numerical Computation of Turbulent Flows”; Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 3, 269-289
- [9] Lopes, Antonio M. G. (2012); “EasyCFD_G User’s Manual”
- [10] Menter, F.R.; Kuntz, M.; Langtry, R. (2003); “Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model”; Turbulence, Heat and Mass Transfer, 4
- [11] Nakano, T.; Fujisawa, N.; Oguma, Y.; Takagi, Y.; Lee, S. (2007); “Experimental

Study on Flow and Noise Characteristics of NACA 0018 Airfoil”; Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 95, 511-531

[12] Oliveira, Luis A.; Lopes, Antonio M. G. (2006); “Mecânica dos Fluidos”, LIDEL – edições técnicas, lda

[13] Sheldahl, Robert E.; Klimas, Paul C. (1981) ; “Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines”; Sandia National Laboratories – energy report

[14] Wilcox, D. C. (1993); “Turbulence Model for CFD”; DCW Industries, Inc.; La Canada, CA