

UNIVERSIDADE FEDERAL DO PAMPA

MARIOVANE SABINO DONINI

ESCOAMENTO SOBRE O PERFIL AERODINÂMICO NACA 4412

**Alegrete
2014**

MARIOVANE SABINO DONINI

ESCOAMENTO SOBRE O PERFIL AERODINÂMICO NACA 4412

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Pampa, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Renato Alves da Silva

**Alegrete
2014**

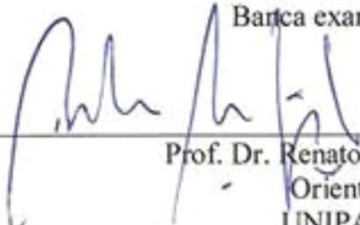
MARIOVANE SABINO DONINI

ESCOAMENTO SOBRE O PERFIL AERODINÂMICO NACA 4412

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Pampa, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Trabalho de Conclusão de Curso defendido e aprovado em: 18 de agosto de 2014.

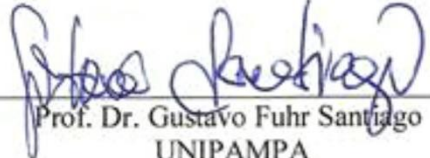
Barca examinadora:



Prof. Dr. Renato Alves da Silva
Orientador
UNIPAMPA



Prof. Dr. Cesar Flaubiano da Cruz Cristaldo
UNIPAMPA



Prof. Dr. Gustavo Fuhr Santiago
UNIPAMPA

Aos meus pais, Mario Cesar e Beatriz, à
minha irmã, Graciela, fontes de motivação,
inspiração e exemplo de dedicação. À Carol
pelo apoio incondicional.

AGRADECIMENTO

À Deus por cada passo dado ao longo da vida e pelas pessoas que encontro na minha caminhada.

Ao Prof. Dr. Renato Alves da Silva pelos ensinamentos e confiança na valiosa orientação deste trabalho.

Aos amigos e colegas da Unipampa pelo companheirismo, amizade e colaboração cotidiana.

E a todos que de alguma forma contribuíram para a realização deste trabalho.

“Uma vez que você tenha experimentado voar, você andará pela terra com os seus olhos voltados para o céu, pois lá você esteve e para lá desejará voltar”.

Leonardo Da Vinci

RESUMO

O objetivo desse trabalho é obter a distribuição de velocidade e pressão, juntamente com os coeficientes de arrasto e sustentação no aerofólio NACA 4412 submetido a um escoamento subsônico, bidimensional, incompressível e em regime permanente. Foram obtidos a distribuição do coeficiente de pressão, c_p , ao redor do aerofólio, o coeficiente de arrasto, c_D , coeficiente de sustentação, c_L , perfis de velocidade no extradorso e no intradorso, dentro da camada limite, o campo de velocidade, o campo de pressão estática e o campo de viscosidade cinemática turbulenta com ângulo de ataque variando entre 0 e 18°. Observou-se que para ângulos de ataque de 0 à 16° há um aumento dos coeficientes de sustentação e arrasto. Para ângulos de ataque maiores que 16° ocorre a queda brusca do coeficiente de sustentação devido ao descolamento da camada limite que caracteriza o fenômeno de estol. A partir deste ângulo de ataque o escoamento apresenta uma maior zona de recirculação e conseqüentemente de viscosidade cinemática turbulenta (que caracteriza uma maior produção de turbulência). Os resultados obtidos para coeficiente de arrasto e o coeficiente de sustentação apresentaram uma boa concordância com dados experimentais encontrados na literatura. Isto indica que o modelo de turbulência de Spalart-Allmaras utilizado descreve satisfatoriamente o comportamento do escoamento turbulento sobre o perfil NACA 4412.

Palavras-chave: Forças aerodinâmicas, simulação numérica, escoamento turbulento, aerofólio NACA 4412.

ABSTRACT

The objective of this work is to obtain the distribution of velocity and pressure, together with the coefficients of drag and lift NACA 4412 airfoil in a subsonic subjected to two-dimensional, incompressible and steady flow. The distribution of the pressure coefficient, c_p , around the airfoil, the drag coefficient, c_D , lift coefficient, c_L , velocity profiles in the extrados and intrados, within the boundary layer, the velocity field, the field were obtained static pressure field and the turbulent kinematic viscosity with angle of attack ranging from 0 to 18 °. It was observed that for angles of attack of 0 to 16 ° there is an increase in the coefficients of lift and drag. For angles greater than 16 ° attack is the sudden drop in lift coefficient due to detachment of the boundary layer that characterizes the phenomenon of stall. From this angle of attack of flow has a larger recirculation zone and thus kinematic eddy viscosity (featuring a higher production of turbulence). The results for the drag coefficient and lift coefficient showed good agreement with experimental data found in literature. This indicates that the Spalart-Allmaras turbulence model used satisfactorily describes the behavior of the turbulent flow over the NACA 4412 profile.

Keywords: Aerodynamic forces, numerical simulation, turbulent flow, NACA 4412 airfoil.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Detalhe da seção transversal de uma asa.....	19
Figura 2 – Nomenclatura do Aerofólio.	21
Figura 3 – NACA 4-dígitos.	21
Figura 4 – Determinação das coordenadas do aerofólio	22
Figura 5 – Escoamento sobre aerofólio NACA 4412.	26
Figura 6 – Forças Aerodinâmicas	28
Figura 7 – Distribuição de pressão estática e tensão de cisalhamento.....	29
Figura 8 – Estol.....	32
Figura 9 - Malha computacional.....	33
Figura 10 – Resíduos da simulação computacional.	34
Figura 11 – Camada limite para $\alpha=0^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	35
Figura 12 – Camada limite com $\alpha=2^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	36
Figura 13 – Camada limite com $\alpha=4^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	37
Figura 14 – Camada limite com $\alpha=6^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	38
Figura 15 – Camada limite com $\alpha=8^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	39
Figura 16 – Camada limite com $\alpha=10^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	40
Figura 17 – Camada limite com $\alpha=12^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	41
Figura 18 – Camada limite com $\alpha=14^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	42
Figura 19 – Camada limite com $\alpha=16^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	43
Figura 20 – Camada limite com $\alpha=18^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	44
Figura 21 – Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 0^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	45
Figura 22 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 2^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	46
Figura 23 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 4^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	46
Figura 24 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 6^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	47
Figura 25 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 8^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	48
Figura 26 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 10^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	48
Figura 27 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 12^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	49
Figura 28 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 14^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	49
Figura 29 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 16^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	50
Figura 30 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 18^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	50
Figura 31 – Resultados obtidos para o coeficiente de sustentação, c_L	51
Figura 32 – Resultados obtidos para o coeficiente de arrasto, c_D	52
Figura 33 – Gradiente de pressão adverso na camada-limite.	54

Figura 34 – Linhas de corrente com contorno de velocidade para $\alpha=16^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	55
Figura 35 – Contornos de velocidade (a), pressão estática (b) e viscosidade turbulenta (c) para $\alpha=4^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	56
Figura 36 – Contornos de velocidade (a), pressão estática (b) e viscosidade turbulenta (c) para $\alpha=8^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	57
Figura 37 – Contornos de velocidade (a), pressão estática (b) e viscosidade turbulenta (c) para $\alpha=12^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	58
Figura 38 – Contornos de velocidade (a), pressão estática (b) e viscosidade turbulenta (c) para $\alpha=16^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$	59
Figura 39 – Gráfico gerado pelo software MATLAB.	63

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CFD - Computational Fluid Dynamics

NACA - National Advisory Committee for Aeronautics

RNG - Re-Normalisation Group

RSM - Reynolds Stress Model

SIMPLE - Semi Implicit Linked Equations

RANS - Reynolds-averaged Navier-Stokes equation

LISTA DE SÍMBOLOS

Caracteres Latinos:

\vec{F}_R – Força resultante [N]

\vec{V} – Vetor velocidade [m/s]

\vec{g} – Gravidade local [m/s²]

A_p – Área planiforme da asa [m²]

c – Corda do aerofólio [m]

C_D – Coeficiente de arrasto da asa finita

c_D – Coeficiente de arrasto do aerofólio

C_L – Coeficiente de sustentação da asa finita

c_L – Coeficiente de sustentação do aerofólio

d – Distância para a parede mais próxima

F_A – Força de axial [N]

F_D – Força de arrasto [N]

F_L – Força de sustentação [N]

F_N – Força normal [N]

g, r, \tilde{S} – Variáveis intermediárias no modelo de turbulência

m – Arqueamento máximo em relação à corda [% c]

Ma – Número de Mach

O_e – Ponto sobre o extradorso

O_i – Ponto sobre o intradorso

O_m – Ponto sobre a linha de arqueamento média

p – Pressão termodinâmica [Pa]

p_∞ – Pressão estática na corrente livre [Pa]

P_e – Pressão estática no extradorso [Pa]

P_i – Pressão estática no intradorso [Pa]

p_m – Localização do arqueamento máximo em relação à corda [% c]

Re_c – Número de Reynolds baseado na corda c

S – Magnitude da vorticidade

S_e – Superfície do extradorso

S_i – Superfície do intradorso

t – Espessura em porcentagem da corda [% c]

V_∞ – Velocidade do escoamento livre [m/s]

y_m – Linha de arqueamento média

y_t – Distribuição de espessura

Caracteres Gregos:

Ω_{ij} – Tensor de rotação

$\tilde{\nu}$ – Viscosidade Turbulenta Modificada [m²/s] Variável de Spalart – Allmaras

ν_T – Viscosidade Cinemática Turbulenta [m²/s]

ρ_∞ – Massa específica na corrente livre [kg/m³]

ρ_w – Massa específica na parede [kg/m³]

τ_w – Tensão de cisalhamento na parede [Pa]

μ – Viscosidade dinâmica do fluido [Pa.s]

α – Ângulo de ataque [°]

ρ – Massa específica [kg/m³]

τ_e – Tensão de cisalhamento no extradorso [Pa]

τ_i – Tensão de cisalhamento no intradorso [Pa]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	16
3	MOTIVAÇÃO	19
4	METODOLOGIA	20
4.1	Geometria	20
4.2	Equações Governantes	23
4.2.1	Condições de Contorno.....	26
4.2.2	Forças Aerodinâmicas.....	27
4.2.3	Coeficientes de arrasto C_D , e de sustentação C_L	29
4.2.4	Coeficiente de Pressão c_p	31
4.3	Estol	32
4.4	Método Numérico	33
5	RESULTADOS E DISCUSSÃO	34
5.1	Camada-limite	34
5.2	Coeficiente de Pressão	45
5.3	Coeficientes de Sustentação e Arrasto	51
5.4	Ângulo de Estol	53
5.5	Pressão Estática, Velocidade e Viscosidade Turbulenta.....	55
6	CONCLUSÕES	60
7	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	60
	REFERÊNCIAS	61
	APÊNDICE A – Geração da geometria NACA 4-dígitos MATLAB	63
	A.1 Algoritmo computacional - MATLAB.....	64

1 INTRODUÇÃO

A aerodinâmica é definida como o estudo do escoamento de ar e das forças que agem sobre os corpos sólidos. O corpo sólido mais comumente estudado é o aerofólio, que é uma superfície construída para se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento ao seu redor ou para minimizar a influência da resistência imposta no corpo pelo escoamento. Em uma aeronave, qualquer superfície que converta a resistência do ar em força útil ao voo pode ser chamada de aerofólio. Cada aerofólio possui características aerodinâmicas que dependem da forma geométrica do seu perfil. Essas características podem ser obtidas através da força de sustentação e da força de arrasto que são, respectivamente, a capacidade de geração de sustentação do perfil e a força de resistência ocasionada pelos efeitos viscosos do escoamento, momento resultante ao redor do centro aerodinâmico que influencia nos critérios de estabilidade da aeronave.

As principais forças que agem sobre um aerofólio durante o escoamento são a força de arrasto e a de sustentação que são originadas pela distribuição de pressão e de fricção viscosa na superfície do aerofólio. A sustentação é a componente, da força resultante que atua no aerofólio, perpendicular à direção do escoamento livre. Esta força é influenciada principalmente pelo ângulo de ataque do aerofólio. O arrasto aerodinâmico é a componente da força resultante que atua no aerofólio paralela à direção do escoamento livre. No aerofólio existe uma relação entre o arrasto de forma, causado pela distribuição de pressão, e o arrasto por atrito, causado pela distribuição de tensão de cisalhamento na superfície do corpo, que pode ser obtida através dos coeficientes de arrasto e sustentação.

Na década de 1930 o interesse em aerofólios de baixo arrasto cresceu simultaneamente com a criação do *National Advisory Committee for Aeronautics* – NACA (Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica), agência antecessora da *National Aeronautics and Space Administration* – NASA (Administração Nacional da Aeronáutica e do Espaço). O NACA, a partir de testes em túnel de vento no centro de pesquisas de Langley, desenvolveu diversas séries de aerofólios e obteve suas características aerodinâmicas. A primeira série de aerofólios desenvolvida foi designada por um conjunto de quatro dígitos.

Com o desenvolvimento de computadores de alta velocidade e de grande capacidade de armazenamento, a utilização de ferramentas numéricas para a solução de problemas de engenharia e da física se tornou possível. Este desenvolvimento forneceu uma nova ferramenta para a solução de problemas de aerodinâmica, chamada *Computational Fluid Dynamics* – CFD (Dinâmica dos Fluidos Computacional). Esta ferramenta é utilizada em diversos segmentos da

indústria para simular diversos tipos de configurações de escoamento. Em particular no setor aeronáutico a dinâmica dos fluidos computacional é empregada para minimizar custos e tempo de produção de aeronaves uma vez que tal técnica em muitos casos pode substituir a análise experimental em escala.

O objetivo desse trabalho é obter a distribuição de velocidade e pressão, juntamente com os coeficientes de arrasto e sustentação num perfil submetido a um escoamento subsônico, turbulento, bidimensional, incompressível em regime permanente. Para isso será utilizado o modelo de turbulência de Spalart-Allmaras da Dinâmica dos Fluidos Computacional, bem experimentado pela comunidade científica e bastante empregado no setor aeronáutico.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Pinkerton (1937) apresentou um dos primeiros relatórios sobre o perfil NACA 4412 publicado pela própria agência, calculando e medindo a partir de testes em túnel de vento a distribuição de pressão sobre o aerofólio. As medições foram feitas a partir de 54 orifícios distribuídos no extradorso do modelo, com 17 diferentes ângulos de ataque entre -20° até 30° e com Número de Reynolds de aproximadamente 3×10^6 .

Pinkerton (1938) analisou a variação da distribuição de pressão no aerofólio NACA 4412 de acordo com o Número de Reynolds. Aplicando os mesmos testes em túnel de vento da pesquisa anterior, mas desta vez variando o Número de Reynolds de aproximadamente 10^5 até 8.2×10^6 baseado na corda do aerofólio. Os resultados encontrados por Pinkerton (1938) indicaram que a distribuição de pressão não é afetada pela mudança no Número de Reynolds, exceto quando há descolamento do escoamento.

Wadcock (1978) estudou o efeito da turbulência, através de testes em túnel de vento no descolamento do escoamento para perfil aerodinâmico com ângulo máximo de sustentação. O autor utilizou anemômetro de fio quente conectado a um computador para registrar os dados de velocidade que foram medidos em várias partes do escoamento, principalmente na região da camada limite. O número de Reynolds baseado na corda foi de 1.5×10^6 . *Endplates* foram utilizadas na fabricação do modelo do aerofólio NACA 4412 para minimizar a influência de vórtices e tornar o escoamento próximo de bidimensional. Após a aquisição de dados e cálculo da pressão estática, Wadcock (1978) construiu vários gráficos apresentando o comportamento do escoamento na região de descolamento. Neste estudo foi utilizado um computador para a aquisição de dados, demonstrando um avanço no método experimental sobre Pinkerton (1938).

Ekaterinaris e Platzer (1997) utilizaram vários métodos de Dinâmica dos Fluidos Computacional na predição do estol dinâmico em aeronaves. Os autores fizeram a princípio uma análise do comportamento do escoamento invíscido e incompressível, posteriormente foi feita uma análise do comportamento do escoamento viscoso na camada-limite. Ekaterinaris e Platzer (1997) analisaram numericamente o escoamento ao redor do perfil NACA 0012 onde utilizaram uma malha estruturada em formato de C (*C-mesh*). Os autores concluem que, apesar do progresso obtido na simulação numérica computacional, deve-se aprofundar o estudo de alguns pontos, como os efeitos da compressibilidade, da transição do escoamento e do escoamento transônico.

Hu (1998) utilizou o código computacional FLOMGEM, que tem por objetivo a resolução de equações bidimensionais de Navier-Stokes utilizando Runge-Kutta de multiestágios. Hu (1998) empregou o sistema de malha em “C” para o perfil NACA 0012. Os resultados foram obtidos para um ângulo de ataque $\alpha = 1^\circ$ e número de Mach de 0.6.

Rumsey e Ying (2002) fizeram um levantamento dos métodos de CFD aplicáveis a aerofólios de alta sustentação com partes móveis (NACA 63₂-215). Neste levantamento, os autores concluíram que a simulação numérica obtém resultados confiáveis para este tipo de aerofólio. Os autores mostraram que nos casos com escoamento bi e tridimensional as distribuições de pressão, a sustentação e o arrasto podem ser obtidos com boa precisão para ângulos de ataque abaixo do ângulo de estol. No entanto, a distribuição de velocidade não reproduz de forma fidedigna resultados experimentais.

Badran, Quadros e Aldudak (2008) estudaram o comportamento do escoamento no descolamento da camada-limite no aerofólio NACA 4412 na posição de máxima sustentação utilizando os modelos de turbulência de duas equações *Realizable*, o modelo *Re-Normalisation Group* (RNG $k-\epsilon$) e o de *Reynolds Stress Model* (RSM). Os resultados apresentados pelos autores mostraram que os três modelos obtiveram boa concordância com os resultados experimentais. Contudo, o modelo RSM prevê com maior precisão o descolamento da camada-limite, enquanto os modelos RNG $k-\epsilon$ e *Realizable* apresentam menor acurácia.

Souza (2009) utilizou um código computacional para resolver as equações governantes de um escoamento turbulento sobre o aerofólio NACA 0012, onde foi utilizada uma malha computacional estruturada do tipo O. Nesse trabalho foi utilizado o método de volumes finitos para discretização das equações governantes juntamente com o modelo de turbulência de uma equação Spalart-Allmaras. O modelo de turbulência de Spalart e Allmaras foi comparado com dados experimentais e outras soluções numéricas obtidas com o modelo de turbulência

algébrico de Baldwin e Lomax. Os resultados obtidos por Souza (2009) mostraram estar mais próximos dos dados experimentais do que o modelo algébrico de Baldwin e Lomax.

Beck (2010) aplicou o método de volumes finitos as equações que descrevem o escoamento incompressível em regime turbulento sobre o aerofólio NACA 0012 (ângulo de ataque zero) para escoamento turbulento e compressível sobre o aerofólio supercrítico OAT15A (ângulo de ataque $1,15^\circ$). Nesse estudo foram empregados os modelos de turbulência de Spalart-Allmaras e do *Mentors Shear Stress Transport Turbulence* ($k-\omega$ /SST), foram utilizadas as malhas computacionais não-estruturada poliédrica tipo *C-mesh* e estruturada com geração hiperbólica tipo *O-mesh*. O autor concluiu que para o caso de escoamento incompressível o acoplamento pressão-velocidade obtido pelo algoritmo *SIMPLE* (*Semi Implicit Linked Equations*) apresenta maior eficiência. Por outro lado a simulação com malha não-estruturada usando volumes poliédricos e malha tipo *C-mesh* gerou resultados com maior similaridade com os dados experimentais.

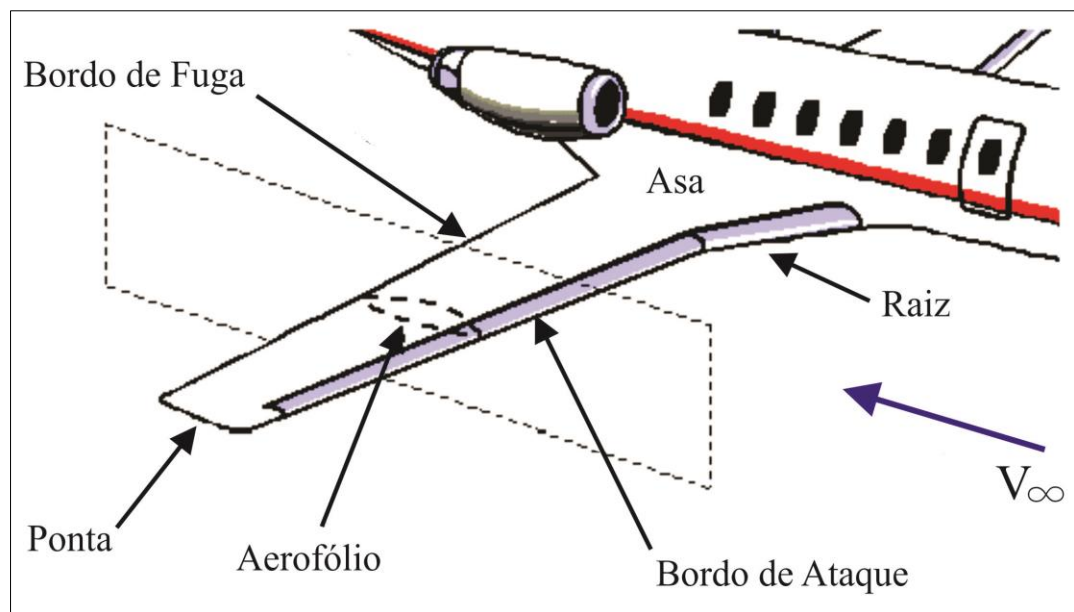
Abass (2011) analisou o escoamento turbulento usando os modelos de turbulência: RNG $k-\epsilon$ e Spalart-Allmaras, malhas computacionais do tipo *C-mesh* sobre o aerofólio NACA 4412 com ângulos de ataque de 0° e $2,31^\circ$ e números de Mach variando de 0,1 até 0,9. O autor mostrou que para escoamento viscoso houve uma diminuição do coeficiente de sustentação e um aumento do coeficiente de arrasto em relação ao escoamento invíscido. Abass (2011) observou também que o uso da viscosidade implica numa descrição mais fidedigna das ondas de choque.

Ravi, Madhukeshwara e Kumarappa (2013) estudaram o escoamento incompressível sobre o perfil NACA 4412 com o intuito de determinar a região de transição do escoamento laminar para o escoamento turbulento. Nesse trabalho foram empregados os modelos $k-\omega$ /SST e Spalart-Allmaras com malha computacional do tipo *C-mesh*. Os resultados obtidos com o modelo $k-\omega$ /SST foram comparados com os resultados do modelo de turbulência de Spalart-Allmaras e comparados também com dados obtidos em túnel de vento. Os autores concluíram que o modelo de turbulência $k-\omega$ /SST com transição obteve melhores resultados do que o modelo de Spalart-Allmaras na predição dos coeficientes de sustentação e arrasto, antes e após a região de estol.

3 MOTIVAÇÃO

A aerodinâmica estuda as forças exercidas em variadas geometrias com diferentes aplicações. Nos aviões, as asas apresentam um formato aerodinâmico cuja seção é denominado aerofólio ou perfil aerodinâmico. Este perfil é projetado para produzir sustentação com a menor força de resistência possível. Na Figura 1 é mostrado o plano de corte transversal de uma asa com a indicação do aerofólio.

Figura 1 – Detalhe da seção transversal de uma asa.



Para o presente estudo foi escolhido o perfil aerodinâmico NACA 4412 por possuir extensos dados experimentais, características geométricas aplicáveis ao estudo e grande emprego em aeronaves. A partir de dados disponibilizados pelo departamento de Engenharia Aeroespacial de Illinois foi construída a Tabela 1 que mostra algumas aplicações do aerofólio NACA 4412 durante 50 anos, tanto na raiz quanto na ponta de asa de algumas aeronaves.

Tabela 1 – Aplicações do aerofólio NACA 4412 no setor aeronáutico.

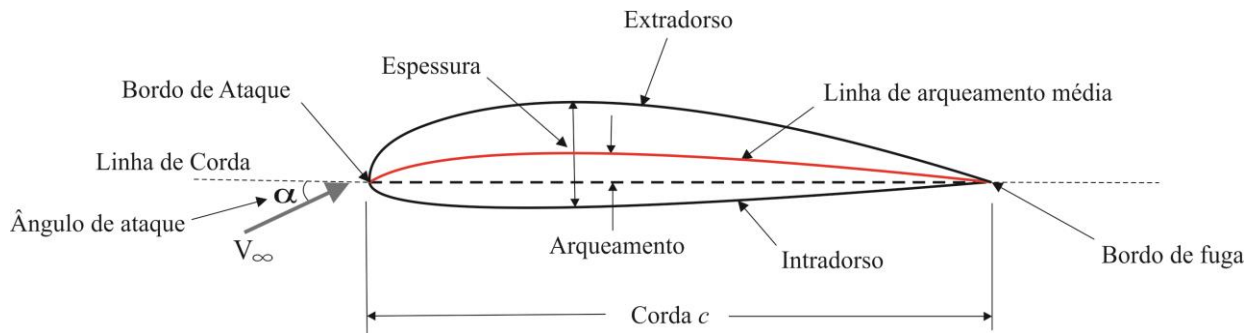
Aeronave (Ano de produção)	Posicionamento na Asa
Lockheed 22 P-38 Lightning (1941-1945)	Ponta
Lockheed 1049 Super Constellation (1951-1958)	Ponta
Ayres S2R Thrush (1956-Atualmente)	Raiz/Ponta
Aviation Traders 91 Accountant (1957-1958)	Ponta
Grumman G-164 Ag-Cat (1957-2001)	Raiz/Ponta
Aero Commander 200 (1959-1967)	Ponta
Explorer PG-1 Aqua Glider (1959-1983)	Raiz/Ponta (planador)
Alsema Sagitta 2 (1960- ...)	Ponta (planador)
Bowers Fly Baby 1-A (1962-Atualmente)	Raiz/Ponta
AerMacchi AM-3 (1967-1992)	Ponta
Emair MA-1B (1969-1976)	Raiz/Ponta
Aerospace Airtrainer CT/4 (1972-2005)	Ponta
Flsz Der Kricket DK-1 (1978- ...)	Raiz/Ponta
Aeropro Eurofox (1991-Atualmente)	Raiz/Ponta

4 METODOLOGIA

4.1 Geometria

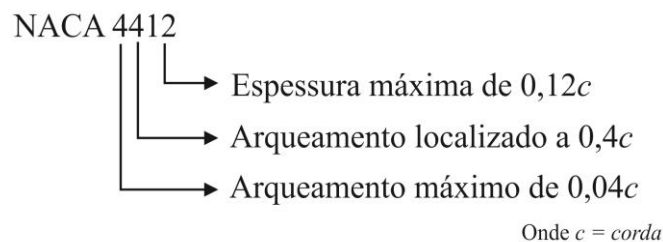
Um aerofólio genérico juntamente com as principais características geométricas é mostrado na Figura 2. O bordo de ataque é a extremidade dianteira e o bordo de fuga a extremidade traseira do aerofólio. O segmento de reta ligando o bordo de ataque ao bordo de fuga é denominado de corda c . A distância entre o extradorso e o intradorso é denominada espessura do aerofólio que é função do arqueamento. O arqueamento é a distância máxima entre a linha de arqueamento média e a linha de corda. O ângulo de ataque α é o ângulo formado entre a linha de corda e a direção da velocidade não perturbada V_∞ (ANDERSON, 2010).

Figura 2 – Nomenclatura do Aerofólio.



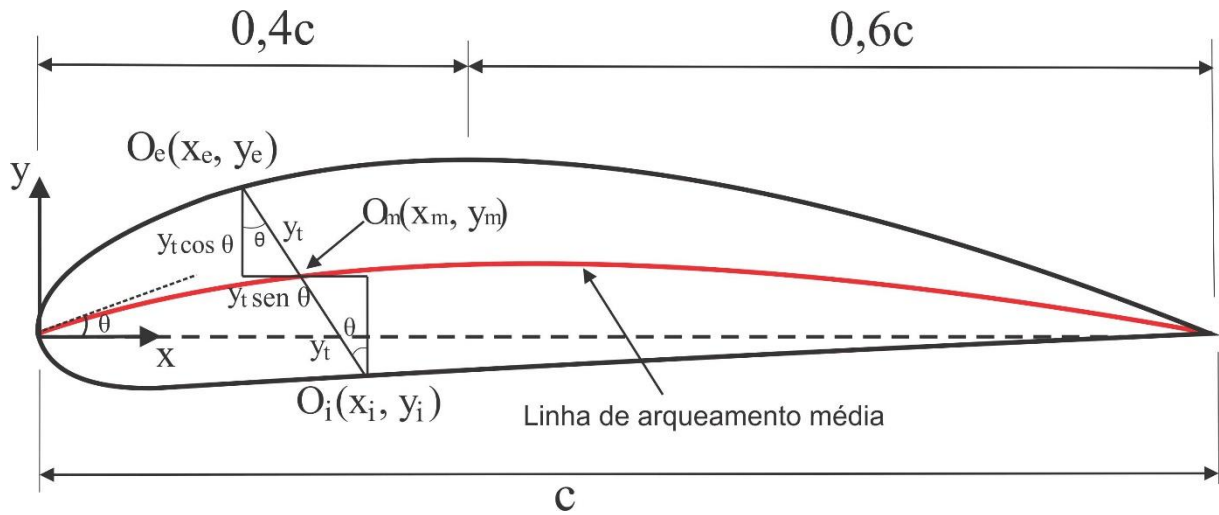
A Figura 3 apresenta as características geométricas do aerofólio NACA 4412. O primeiro dígito apresentado na figura representa o arqueamento máximo em porcentagem da corda, o segundo dígito representa a localização deste arqueamento ao longo da corda, medida a partir do bordo de ataque e os dois últimos dígitos representam a espessura máxima em porcentagem da corda.

Figura 3 – NACA 4-dígitos.



Para construção geométrica do perfil NACA 4412 é utilizado o método apresentado por Abbott e Doenhoff (1959), onde x é a abscissa ao longo da corda, c , e y a ordenada, $O_m(x_m, y_m)$ é o ponto sobre a linha de arqueamento média, $O_e(x_e, y_e)$ é o ponto sobre o extradorso, $O_i(x_i, y_i)$ é o ponto sobre o intradorso, y_t é distribuição de espessura, $y_t \text{sen}\theta$ é a distância horizontal entre o ponto da linha de arqueamento média ($O_m(x_m, y_m)$) e o ponto das superfícies externas ($O_e(x_e, y_e)$ e $O_i(x_i, y_i)$), $y_t \text{cos}\theta$ é a distância vertical entre o ponto da linha de arqueamento média ($O_m(x_m, y_m)$) e o ponto das superfícies externas ($O_e(x_e, y_e)$ e $O_i(x_i, y_i)$) e θ é o ângulo de inclinação da linha de arqueamento média em relação a corda. Estes parâmetros para o aerofólio NACA 4412 são mostrados na Figura 4.

Figura 4 – Determinação das coordenadas do aerofólio



As equações que descrevem a superfície do extradorso da geometria do perfil NACA 4-dígitos, podem ser escritas como:

$$x_e = x_m - y_t \operatorname{sen} \theta \quad (3.1)$$

$$y_e = y_m + y_t \operatorname{cos} \theta \quad (3.2)$$

A superfície do intradorso é gerada através das equações:

$$x_i = x_m + y_t \operatorname{sen} \theta \quad (3.3)$$

$$y_i = y_m - y_t \operatorname{cos} \theta \quad (3.4)$$

A espessura do perfil NACA 4-dígitos é obtida pela expressão:

$$y_t = \frac{t}{0,2} (0,2969\sqrt{x_m} - 0,126x_m - 0,3516x_m^2 + 0,2843x_m^3 - 0,1036x_m^4) \quad (3.5)$$

Onde t é a espessura em porcentagem da corda que para o aerofólio NACA 4412, $t=0,12$.

Como o aerofólio NACA 4412 é assimétrico, é necessário encontrar além da espessura y_t , também a linha de arqueamento média y_m . Essas coordenadas podem ser encontradas a partir das equações:

$$y_{m1} = \frac{m}{p_m^2} (2p_m x_m - x_m^2) \quad 0 \leq x_m \leq 0,4c \quad (3.6)$$

$$y_{m2} = \frac{m}{(1-p_m)^2} [(1-2p_m) + 2p_m x_m - x_m^2] \quad 0,4c < x_m \leq c \quad (3.7)$$

Onde m indica o arqueamento máximo em relação à corda do aerofólio e p_m indica a localização deste arqueamento em relação à corda.

O ângulo θ é obtido através das seguintes expressões:

$$\frac{dy_{m1}}{dx} = \frac{2m}{p_m} - \frac{2mx_m}{p_m^2} = \theta \quad 0 \leq x_m \leq 0,4c \quad (3.8)$$

$$\frac{dy_{m2}}{dx} = \frac{m-2pm}{(1-p_m)^2} + \frac{2pm}{(1-p_m)^2} - \frac{2mx_m}{(1-p_m)^2} = \theta \quad 0,4c < x_m \leq c \quad (3.9)$$

4.2 Equações Governantes

O escoamento turbulento é caracterizado por altos números de Reynolds, sendo este valor definido como acima de 5×10^5 , com aproximação para placa plana. Neste estudo o número de Reynolds é avaliado com base na corda c do aerofólio, sendo:

$$Re_c = \frac{V_\infty c}{\nu} \quad (3.10)$$

Onde c é a corda do aerofólio definida como $c=1$ [m], V_∞ a velocidade da corrente não perturbada e definida como $V_\infty = 43,82$ [m/s] e ν , a viscosidade cinemática do ar $\nu = 1,46 \times 10^{-5}$ [m²/s].

As equações que governam o escoamento incompressível ($Ma < 0,3$) e em regime permanente sobre o aerofólio NACA 4412 são dadas pelas equações médias da conservação da massa e da quantidade de movimento linear (Equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds - RANS):

$$\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (3.11)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\bar{\tau}_{ij}}{\rho} - \overline{u'_i u'_j} \right) \quad (3.12)$$

Onde \bar{u}_i é a velocidade [m/s], \bar{P} é a pressão termodinâmica local [Pa], ρ é a massa específica [kg/m³] e $\overline{u'_i u'_j}$ é a média das flutuações da velocidade, chamada de tensor de tensões de Reynolds.

O tensor de tensões de Reynolds, $\overline{u'_i u'_j}$, insere novas incógnitas no equacionamento, resultando num problema de fechamento. Para resolver esse problema são empregados a aproximação de Boussinesq e modelos de turbulência para obter equações de maneira a igualar o número de equações e de incógnitas do problema (LUZ, 2012).

A aproximação de Boussinesq relaciona o tensor de Reynolds, $\overline{u'_i u'_j}$, com o escoamento médio, da seguinte forma:

$$-\overline{u'_i u'_j} = \nu_T \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \nu_T \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (3.13)$$

Onde ν_T é a viscosidade cinemática turbulenta.

O modelo de turbulência proposto por Spalart e Allmaras (1992) é escrito em termos de viscosidade cinemática turbulenta. Essa viscosidade é definida como:

$$\nu_T = \tilde{\nu} f_{\nu 1} \quad (3.14)$$

onde

$$f_{\nu 1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{\nu 1}^3}, \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (3.15)$$

$f_{\nu 1}$ é a função de amortecimento da viscosidade turbulenta e χ a razão entre a viscosidade cinemática turbulenta modificada, $\tilde{\nu}$, e a viscosidade cinemática ν . Para regiões distantes da parede a função de amortecimento $f_{\nu 1}$ tende a unidade, obtendo-se $\nu_T = \tilde{\nu}$. A viscosidade turbulenta modificada, $\tilde{\nu}$, conhecida como variável de Spalart-Allmaras, é obtida através da seguinte expressão:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + \overbrace{u_j \frac{\partial(\tilde{v})}{\partial x_j}}^1 = \overbrace{c_{b1} \tilde{S} \tilde{v}}^2 + \overbrace{\frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\nu + \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_i} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_i} \right]}^3 - \underbrace{c_{w1} f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2}_4 + S_{\tilde{v}} \quad (3.16)$$

Onde (1) e (3) são, respectivamente, os termos convectivo e difusivo, (2) é o termo de produção da viscosidade turbulenta e (4) é o termo de dissipação da viscosidade turbulenta que depende da distância da parede.

Sendo que:

$$\tilde{S} = S_{\tilde{v}} + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad , \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (3.17)$$

Onde d é a distância da parede e $S_{\tilde{v}}$ é a magnitude da vorticidade definida como:

$$S_{\tilde{v}} = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (3.18)$$

Onde o tensor de rotação, Ω_{ij} , é dado por:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.19)$$

A função f_w é dada por:

$$f_w = \left[\frac{1 + c_w^6}{g^6 + c_w^6} \right]^{1/6} \quad (3.20)$$

A função f_w é definida como unitária para a região logarítmica da camada limite, intensificando o termo de produção a medida que se aproxima da parede e tendendo a zero para regiões mais distantes.

Onde as variáveis intermediárias do modelo, g e r , são definidas como:

$$g = r + c_{w2}(r^6 - r), \quad r = \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S}\kappa^2 d^2} \quad (3.21)$$

As constantes do modelo de turbulência são:

$$c_{b1} = 0,1355, c_{b2} = 0,622, c_{v1} = 7,1, \sigma = 2/3, \kappa = 0,4187 \quad (3.22)$$

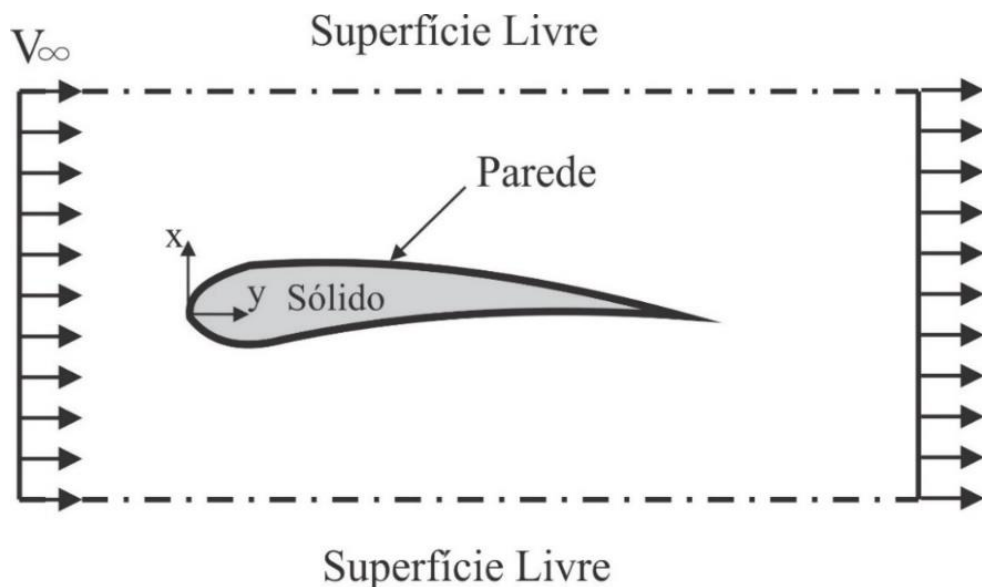
$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{(1 + c_{b2})}{\sigma}, c_{w2} = 0,3, c_{w3} = 2 \quad (3.23)$$

A equação e os coeficientes do modelo de Spalart-Allmaras foram calibrados a partir de escoamentos turbulentos em torno de aerofólios. Por esta razão o modelo é largamente utilizado para prever escoamentos aerodinâmicos.

4.2.1 Condições de Contorno

O escoamento de um fluido Newtoniano e incompressível sobre o perfil aerodinâmico NACA 4412 com ângulo de ataque $\alpha=0^\circ$ juntamente com as condições de contorno é apresentado na Figura 5.

Figura 5 – Escoamento sobre aerofólio NACA 4412.



Na superfície do aerofólio é utilizada condição de não-escorregamento, ou seja:

$$0 \leq x \leq c \text{ e } y = y_e \text{ e } y = y_i; \bar{u} = \bar{v} = 0 \text{ e } \tilde{v} = 0 \quad (3.24)$$

Na região muito próxima à parede, onde o cisalhamento viscoso predomina, o perfil de velocidade média segue a relação viscosa linear:

$$u^+ \equiv \frac{\bar{u}}{u_\tau} = \frac{y u_\tau}{\nu} \equiv y^+ \quad (3.25)$$

Onde y é a distância da parede, $u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho}$ a velocidade de fricção, τ_w é a tensão de cisalhamento na parede e \bar{u} a velocidade média. A equação (3.25) é válida para $y^+ \leq 11,2$ (padrão do software), região chamada de subcamada viscosa.

Onde κ é a constante de von Kármán (0,4187) e $E=9,793$.

Para $-\infty < x < \infty$ e $y \rightarrow \pm\infty$, condição de contorno de superfície livre:

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = \frac{\partial \tilde{v}}{\partial y} = \bar{v} = 0 \quad (3.26)$$

Em $x \rightarrow -\infty$, velocidade uniforme prescrita:

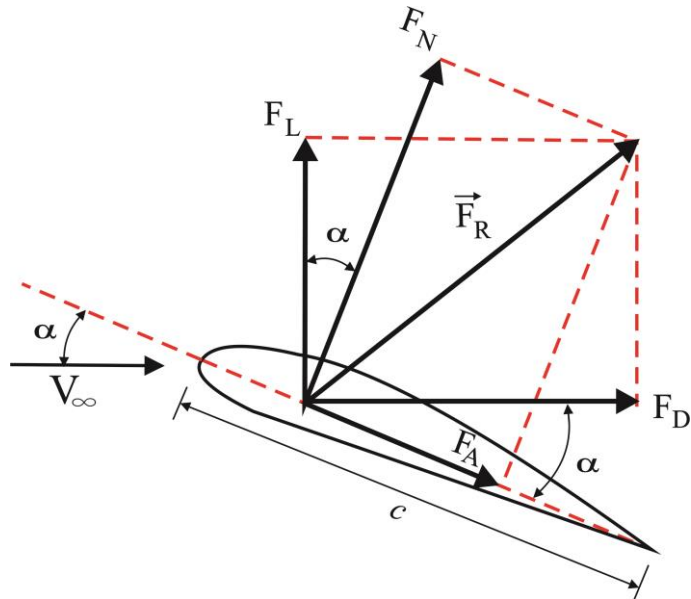
$$\bar{u} = V_\infty = 43,82 \frac{m}{s}, \quad \tilde{v} = 1 \times 10^{-3} \frac{m^2}{s} \text{ (padrão do software)} \quad (3.27)$$

Em $x \rightarrow +\infty$, foi declarada pressão estática nula.

4.2.2 Forças Aerodinâmicas

As forças que resultam do efeito da distribuição de pressão estática e da tensão de cisalhamento no aerofólio são mostradas na Figura 6. O vetor força resultante \vec{F}_R pode ser decomposto em quatro componentes F_N , F_A , F_D e F_L . A força normal é representada por F_N e a força axial é representada por F_A , ambas são as componentes da força \vec{F}_R em relação à corda do aerofólio. A força de arrasto é representada por F_D e a força de sustentação por F_L , estas forças são as componentes de \vec{F}_R em relação à velocidade não perturbada V_∞ .

Figura 6 – Forças Aerodinâmicas



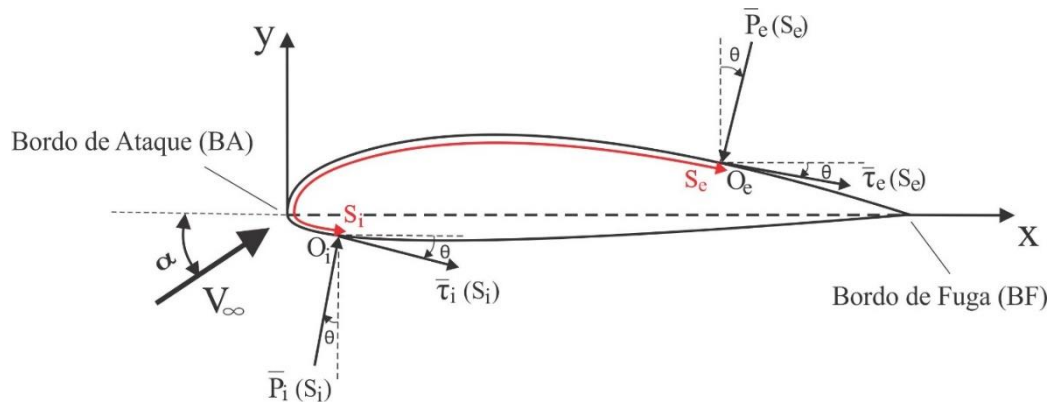
A relação geométrica entre as quatro componentes da força resultante, \vec{F}_R , pode ser definida como:

$$F_L = F_N \cos \alpha - F_A \sin \alpha \quad (3.28)$$

$$F_D = F_N \sin \alpha + F_A \cos \alpha \quad (3.29)$$

Para a determinação da força normal, F_N , e axial, F_A , é necessária a integração da distribuição de pressão estática e de tensão de cisalhamento na superfície do aerofólio. A Figura 7 mostra um aerofólio com uma área superficial “infinitamente” longa, $dS = ds \times 1$, onde S_e e S_i são respectivamente, a distância do bordo de ataque até o ponto arbitrário O_e medida ao longo da superfície do extradorso do perfil e distância do bordo de ataque até o ponto arbitrário O_i medida ao longo da superfície do intradorso. As pressões estática e as tensões de cisalhamento no extradorso e no intradorso são definidas, respectivamente, como $\bar{P}_e(S_e)$, $\bar{\tau}_e(S_e)$, $\bar{P}_i(S_i)$ e $\bar{\tau}_i(S_i)$. As pressões estática \bar{P}_e e \bar{P}_i são normais a superfície do aerofólio e inclinadas de um ângulo θ em relação ao eixo y . As tensões de cisalhamento $\bar{\tau}_e$ e $\bar{\tau}_i$ são tangenciais a superfície e inclinadas de um ângulo θ em relação ao eixo x . O sinal de θ foi convencionado como sendo positivo no sentido horário em relação ao eixo x e y .

Figura 7 – Distribuição de pressão estática e tensão de cisalhamento



A força normal, F_N , e a força axial, F_A , são obtidas através da integral de superfície entre o Bordo de Ataque (BA) e o Bordo de Fuga (BF), da seguinte forma:

$$F_N = - \int_{BA}^{BF} (\bar{P}_e \cos\theta + \bar{\tau}_e \sin\theta) ds_e + \int_{BA}^{BF} (\bar{P}_i \cos\theta + \bar{\tau}_i \sin\theta) ds_i \quad (3.30)$$

$$F_A = \int_{BA}^{BF} (-\bar{P}_e \sin\theta + \bar{\tau}_e \cos\theta) ds_e + \int_{BA}^{BF} (\bar{P}_i \sin\theta + \bar{\tau}_i \cos\theta) ds_i \quad (3.31)$$

Substituindo as equações (3.30) e (3.31) nas equações (3.28) e (3.29), é possível determinar as expressões que descrevem as forças de arrasto, F_D , e sustentação, F_L , para o perfil de aerofólio.

4.2.3 Coeficientes de arrasto C_D , e de sustentação C_L

O coeficiente de arrasto C_D , é definido como a razão entre a força de arrasto F_D e, segundo Fox (2011), a força que seria gerada se levar ao repouso o fluido que se aproxima diretamente da área planiforme da asa, $A_p = (\text{corda} \times \text{envergadura})$, da seguinte forma:

$$C_D \equiv \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A_p} \quad (3.32)$$

O coeficiente de sustentação C_L , é definido como a razão entre a força de sustentação F_L e, segundo Fox (2011), a força que seria gerada se levar ao repouso o fluido que se aproxima diretamente da área planiforme da asa, $A_p = (\text{corda} \times \text{envergadura})$, da seguinte forma:

$$C_L \equiv \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 A_p} \quad (3.33)$$

A dependência da força de arrasto F_D , e da força de sustentação F_L , com o ângulo de ataque α e o número de Reynolds do escoamento, é avaliada respectivamente pelo coeficiente de arrasto C_D , e o coeficiente de sustentação C_L . Estes coeficientes são utilizados para análise da eficiência de um perfil aerodinâmico e para determinar as principais características geométricas do aerofólio. Um aerofólio é considerado eficiente quando produz grandes coeficientes de sustentação C_L , aliados a pequenos coeficientes de arrasto C_D .

Para os perfis aerodinâmicos, os coeficientes de arrasto c_D , e de sustentação c_L , são funções da corda do aerofólio ($A_p=c \times 1$), da seguinte forma:

$$c_D \equiv \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c} \quad (3.34)$$

$$c_L \equiv \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c} \quad (3.35)$$

Onde $A_p=c \times 1$ é a área planiforme, V_∞ é a velocidade não perturbada, ρ a massa específica e c a corda do aerofólio.

Conceitualmente o coeficiente de arrasto, c_D pode ser expresso como:

$$c_{D,total} = c_{D,pressão} + c_{D,viscoso} \quad (3.36)$$

Onde $c_{D,pressão}$ é o coeficiente de arrasto de pressão, resulta da força devido à distribuição de pressão, $F_{D,pressão}$, que age na superfície do aerofólio e $c_{D,viscoso}$ o coeficiente de arrasto viscoso que resulta da força devido à distribuição de tensão de cisalhamento, $F_{D,viscoso}$, na superfície do aerofólio.

As forças de arrasto por pressão, $F_{D,pressão}$, e de arrasto viscoso, $F_{D,viscoso}$, são obtidas a partir das equações (3.28), (3.29), (3.30) e (3.31), para a superfície total do aerofólio, da seguinte forma:

$$F_{D,pressão} = - \int_{BA}^{BF} (\bar{P}_e \text{sen}\theta \text{cos}\alpha + \bar{P}_e \text{cos}\theta \text{sen}\alpha) ds_e + \int_{BA}^{BF} (\bar{P}_i \text{cos}\theta \text{sen}\alpha + \bar{P}_i \text{sen}\theta \text{cos}\alpha) ds_i \quad (3.37)$$

$$F_{D,viscoso} = \int_{BA}^{BF} (\bar{\tau}_e \text{cos}\theta \text{cos}\alpha - \bar{\tau}_e \text{sen}\theta \text{sen}\alpha) ds_e + \int_{BA}^{BF} (\bar{\tau}_i \text{sen}\theta \text{sen}\alpha + \bar{\tau}_i \text{cos}\theta \text{cos}\alpha) ds_i \quad (3.38)$$

4.2.4 Coeficiente de Pressão c_p

Outro parâmetro de interesse na análise aerodinâmica é o coeficiente de pressão c_p . Este parâmetro é definido como a diferença entre a pressão estática local e a pressão estática de corrente livre adimensionalizada pela pressão dinâmica da corrente livre. O coeficiente de pressão, c_p , é escrito como:

$$c_p = \frac{\bar{P} - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad (3.39)$$

Onde P_∞ é a pressão termodinâmica da corrente livre [Pa], ρ_∞ é a massa específica da corrente livre [kg/m^3] e \bar{P} é a pressão termodinâmica média [Pa].

Analisando a Equação (3.39) pode-se perceber que para escoamento incompressível o coeficiente de pressão, c_p , no ponto de estagnação é igual a 1, pois neste ponto a pressão de estagnação é igual a pressão estática da corrente livre. Definindo assim o valor máximo do coeficiente de pressão, c_p . É possível perceber também que nas regiões onde $\bar{P} < P_\infty$ e com isso $\bar{u} > V_\infty$, o c_p terá valores negativos.

A partir da distribuição do coeficiente de pressão no extradorso e intradorso do aerofólio pode-se relacionar o coeficiente de sustentação com o coeficiente de pressão como:

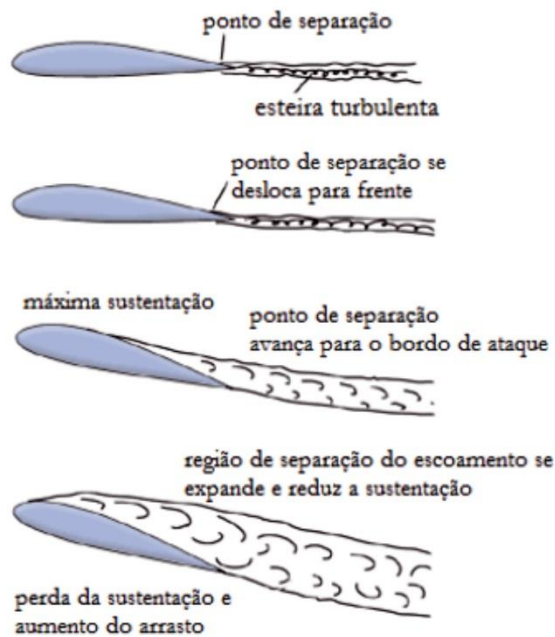
$$c_L = - \int_{BA}^{BF} c_{Pe} dS_e + \int_{BF}^{BA} c_{Pi} dS_i \quad (3.40)$$

Onde c_{Pi} é o coeficiente de pressão do intradorso e c_{Pe} é o coeficiente de pressão no extradorso.

4.3 Estol

O estol é caracterizado pela queda brusca da força de sustentação devida ao descolamento da camada limite no extradorso do aerofólio. O escoamento é forçado de uma zona de baixa pressão para uma região de alta pressão, surgindo assim um gradiente adverso de pressão no bordo de fuga do aerofólio. Com o aumento do ângulo de ataque α a quantidade de movimento do fluido não é suficiente para vencer o gradiente adverso, com isso inicia-se o descolamento das partículas do fluido na superfície do aerofólio (como mostrado na Figura 8) causando uma zona turbulenta de alta pressão. Esta zona de recirculação aumenta o arrasto e diminui drasticamente a sustentação.

Figura 8 – Estol.



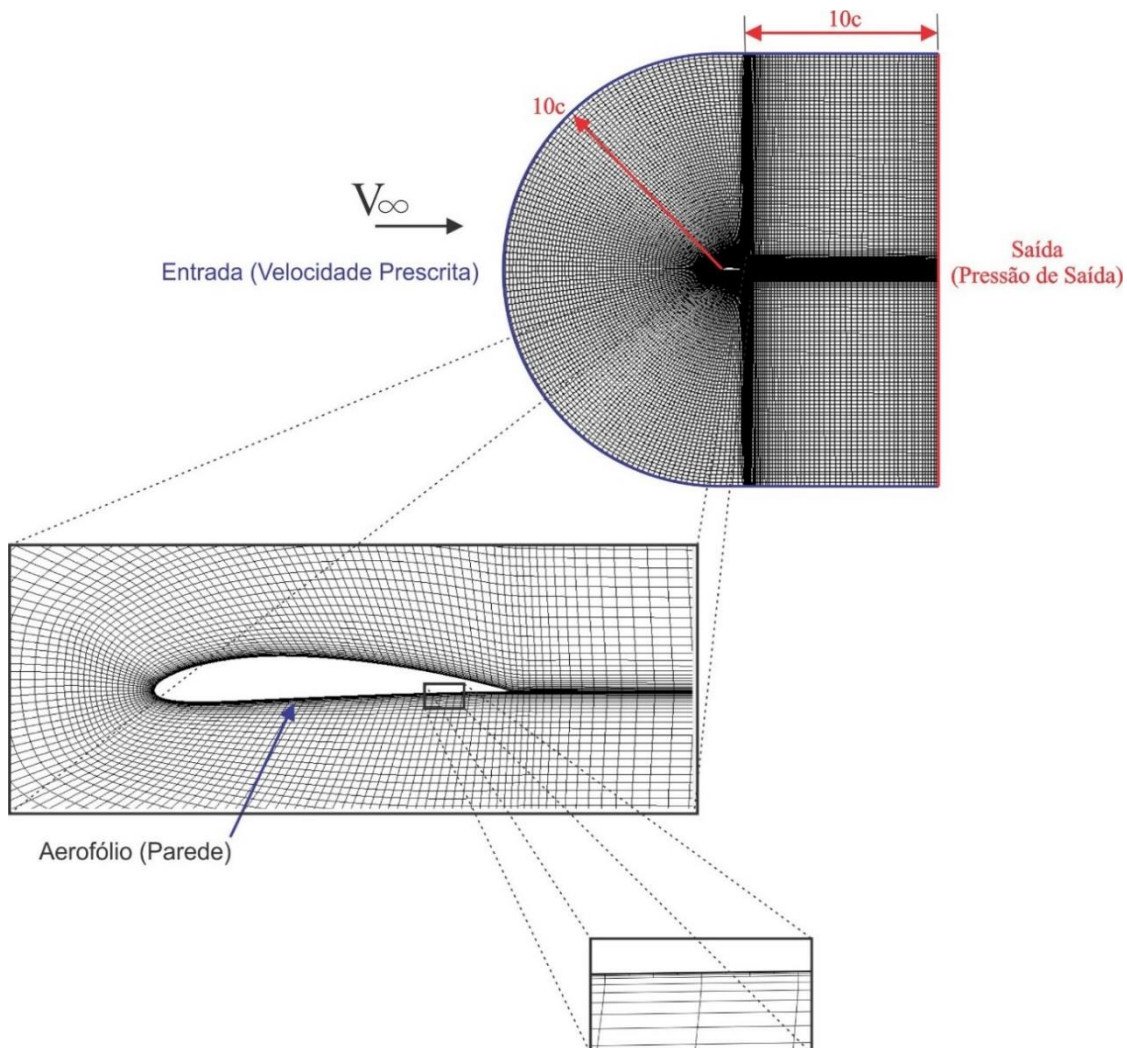
Fonte: Luz (2012).

4.4 Método Numérico

O código computacional empregado usa a técnica baseada em volumes finitos com arranjo co-localizado das variáveis para converter as equações governantes (3.11) e (3.12) em equações algébricas que são resolvidas numericamente usando método de solução segregado. Este método utiliza a equação de conservação da quantidade de movimento para calcular as componentes do vetor velocidade e transforma a equação de conservação da massa em uma equação que origina uma correção para o campo de pressões utilizado anteriormente. Este novo campo de pressões deve corrigir as velocidades de tal forma que a massa seja conservada.

Foi utilizada uma malha computacional com elementos retangulares em todo domínio. Nas regiões próximas a parede a malha foi refinada de tal modo que dentro da subcamada viscosa houvesse uma quantidade de nós de tal forma que o y^+ seja aproximadamente 1– vide Figura 9.

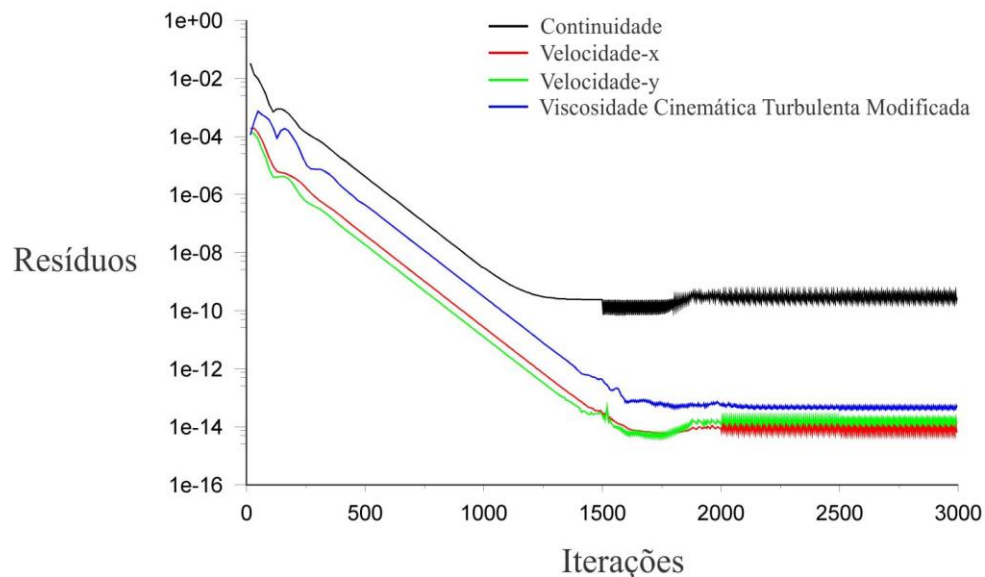
Figura 9 - Malha computacional



Para o acoplamento pressão-velocidade foi utilizado o algoritmo *SIMPLE* (*Semi Implicit Linked Equations*), que utiliza a relação entre velocidade e pressão para aplicar correções de conservação de massa e obter o campo de pressão. Para o cálculo das variáveis (\bar{u} , \bar{v} , \bar{p} e \bar{v}) foi utilizado o esquema *Second Order Upwind*. Esse esquema utiliza a interpolação das variáveis convectivas nas faces dos volumes de controle através de uma expansão em série de Taylor.

As simulações foram realizadas em um computador com sistema operacional de 64 bits, processador Intel® Core™ i7-4500 CPU@1,80Ghz e memória RAM de 8GB. Os cálculos foram considerados convergidos quando todos os resíduos atingissem valores menores que 10^{-7} , como mostra a Figura 10.

Figura 10 – Resíduos da simulação computacional.



5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

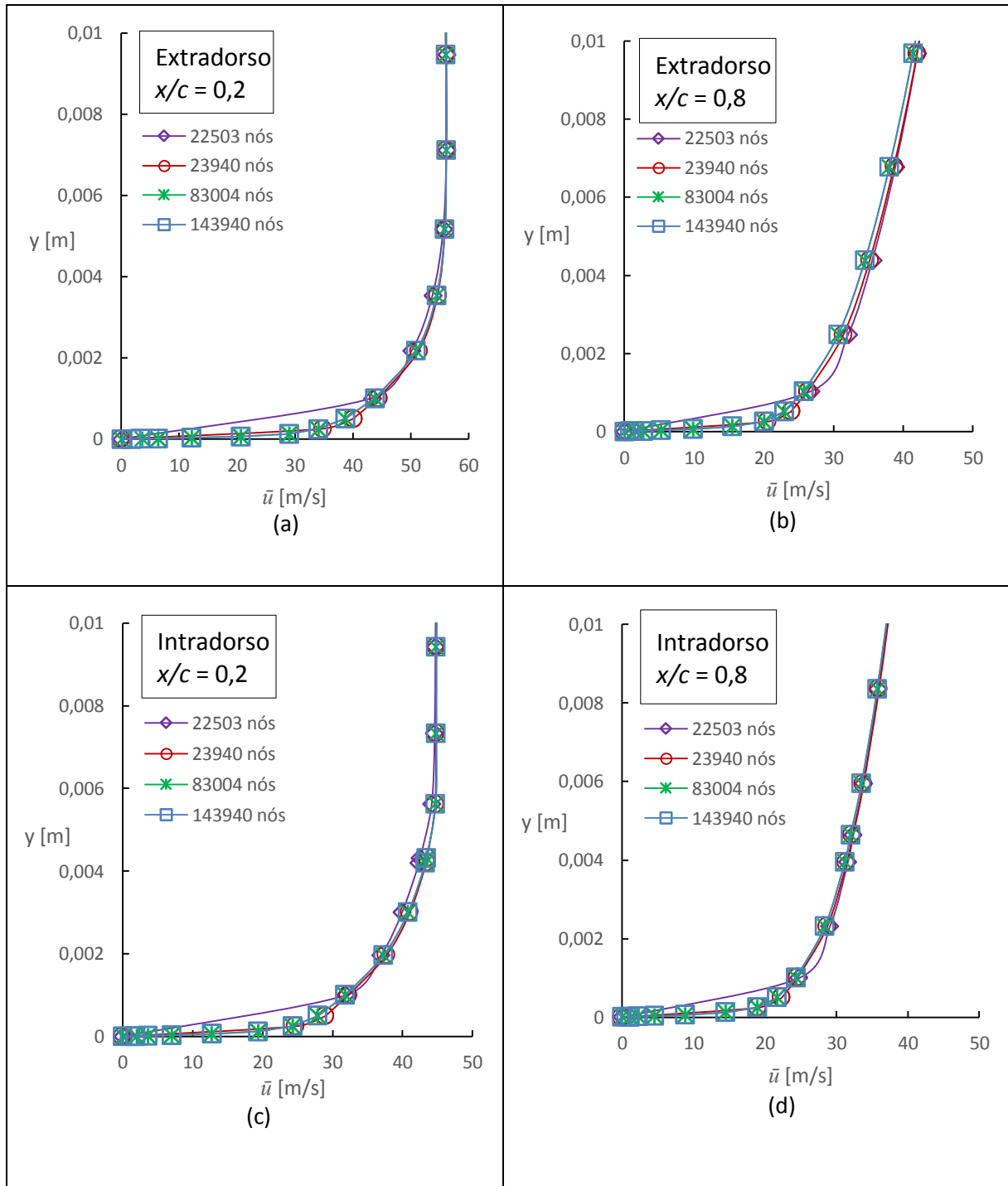
5.1 Camada-limite

Foi analisada a influência do número de nós no perfil de velocidade dentro da camada-limite. Os perfis de velocidade foram tomados nos pontos de 20% ($0,2c$) e 80% ($0,8c$) da corda, medidos a partir do bordo de ataque.

Na Figura 11 são comparados os perfis de velocidade na camada limite do aerofólio para 4 tipos de refinamento da malha computacional. Os pontos foram tomados nas superfícies do extradorso e intradorso em $0,2$ e $0,8c$. As simulações com as malhas de 22.503 e 23.940 nós

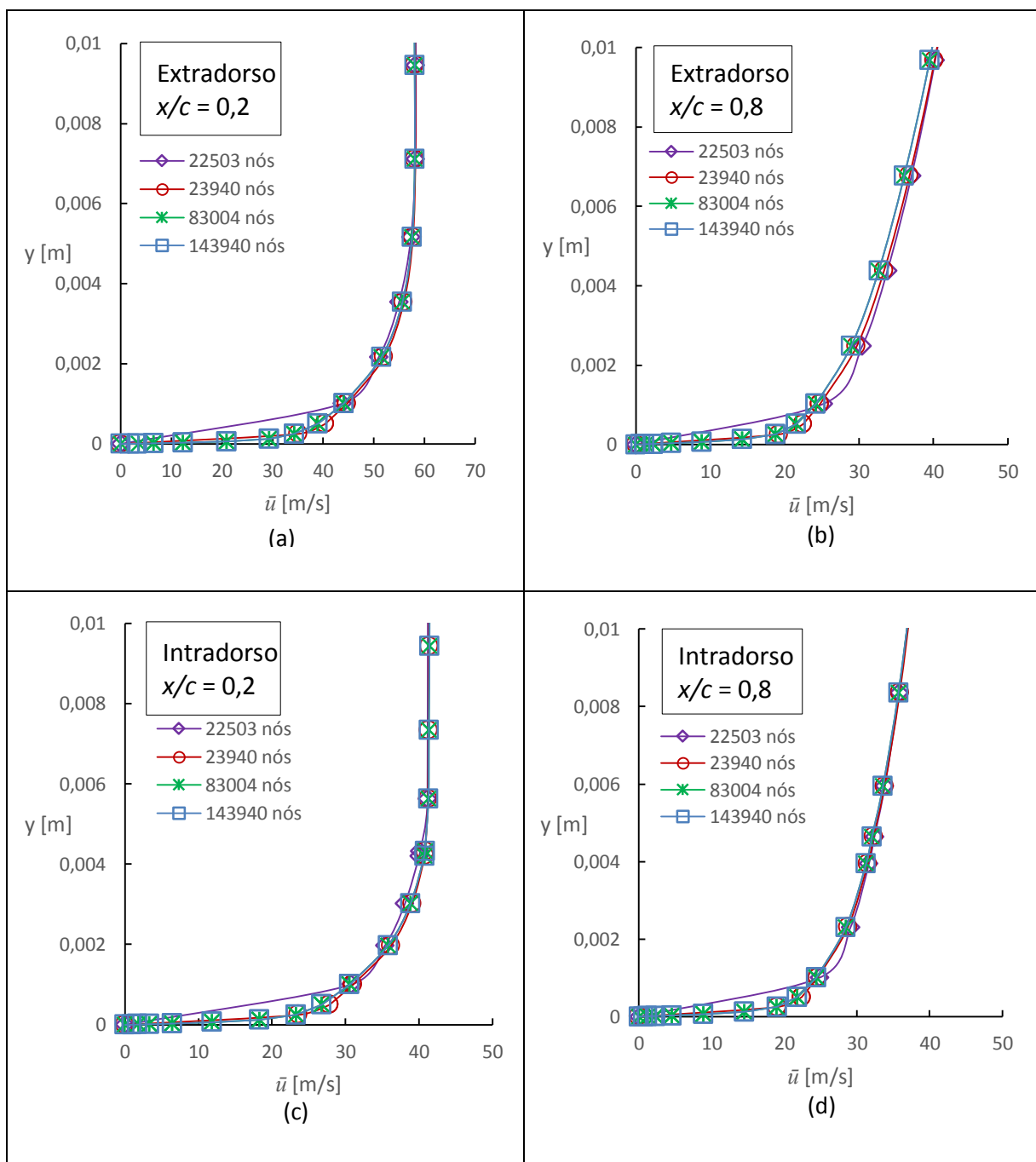
apresentaram mudanças no perfil de velocidade, enquanto que as malhas com maior refinamento próximo à parede, 83.004 e 143.940 nós, não apresentaram mudanças no perfil de velocidade, comprovando assim que os resultados não dependem da malha.

Figura 11 – Camada limite para $\alpha=0^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



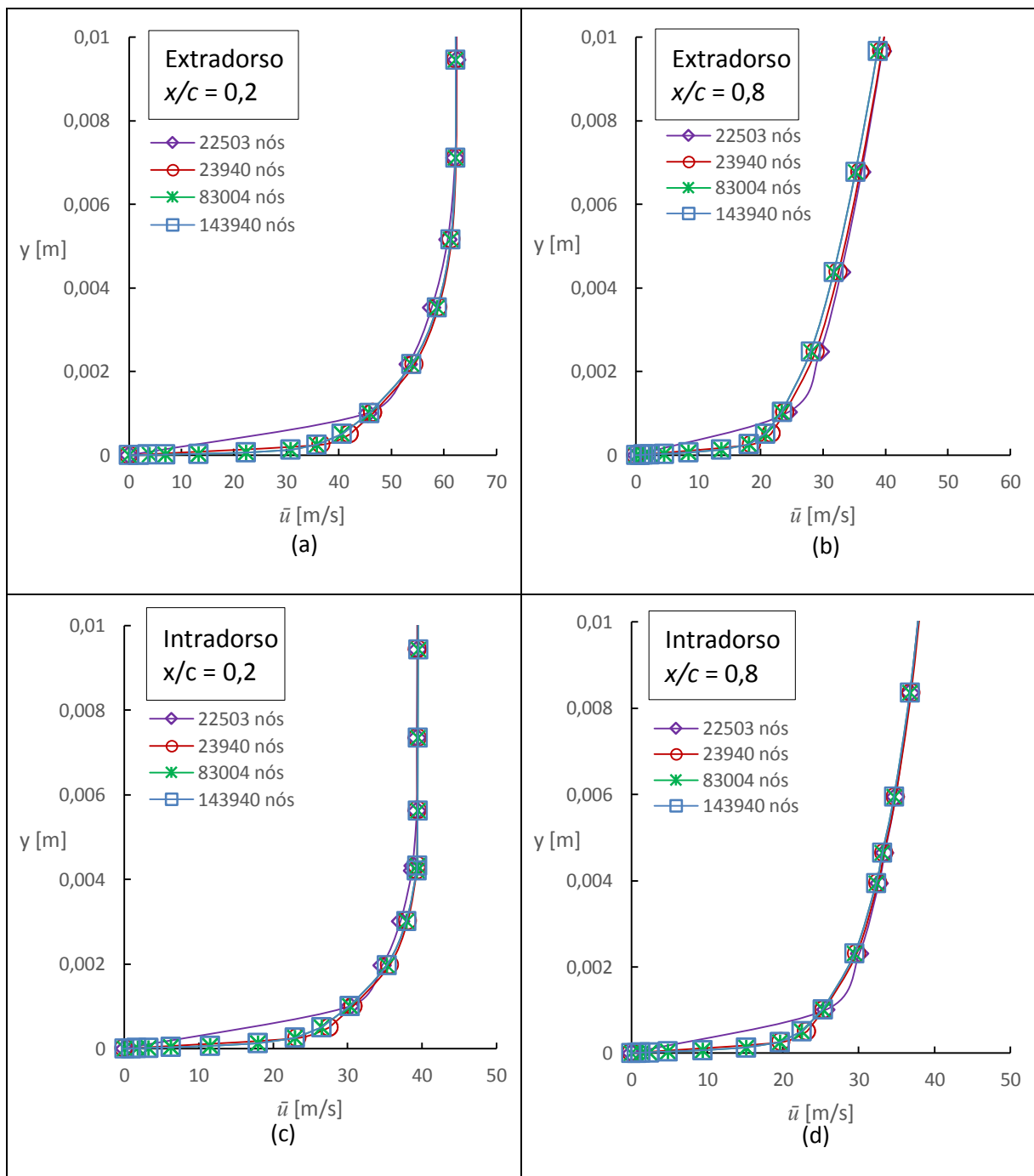
Na Figura 12 pode-se comparar os perfis de velocidade da camada limite nos pontos de $x/c = 0,2$ e $0,8$ para ângulo de ataque $\alpha = 2^\circ$. Note que na Figura 12 (a) e (c) mostram curvas caracterizadas por uma camada limite delgada, como pode-se perceber pelo baixo gradiente de velocidade. Na Figura 12 em (b) e (d) é mostrada uma camada limite turbulenta bem desenvolvida, sendo que para a mesma distância y da parede, a camada limite não apresenta a mesma espessura comparando-se com a camada limite da Figura 12 em (a) e (c).

Figura 12 – Camada limite com $\alpha = 2^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



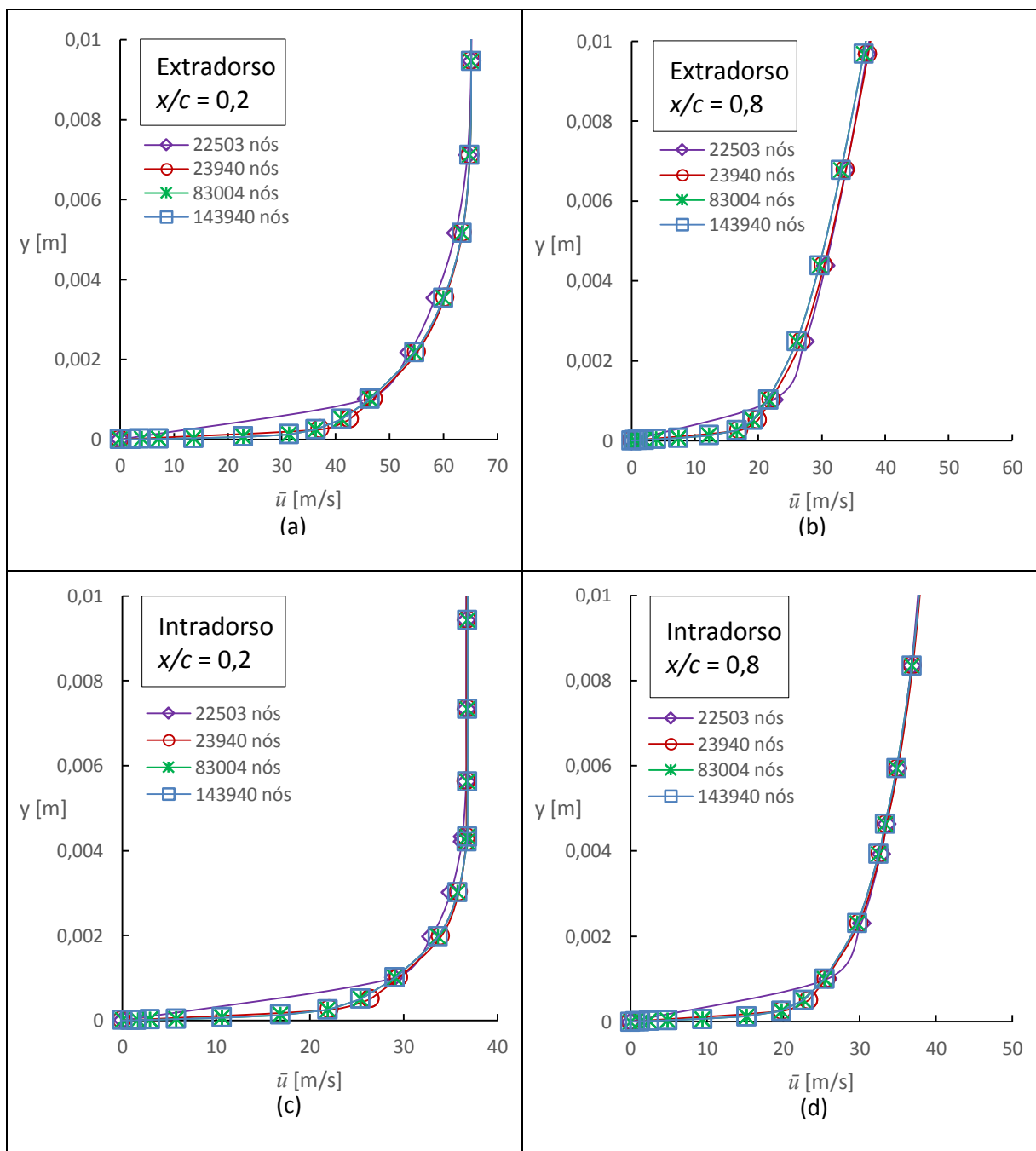
Os perfis de velocidade na camada limite são dispostos na Figura 13 em 20 e 80% da corda para o ângulo de ataque de $\alpha=4^\circ$. Pode-se notar que a simulação utilizando malhas com 22.503 e 23.940 nós resulta em variações no perfil de velocidade em relação aos subsequentes refinamentos. Com o refinamento da malha a partir de 83.004 nós o perfil de velocidade não apresenta dependência com o refinamento da malha próximo à superfície do aerofólio.

Figura 13 – Camada limite com $\alpha=4^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



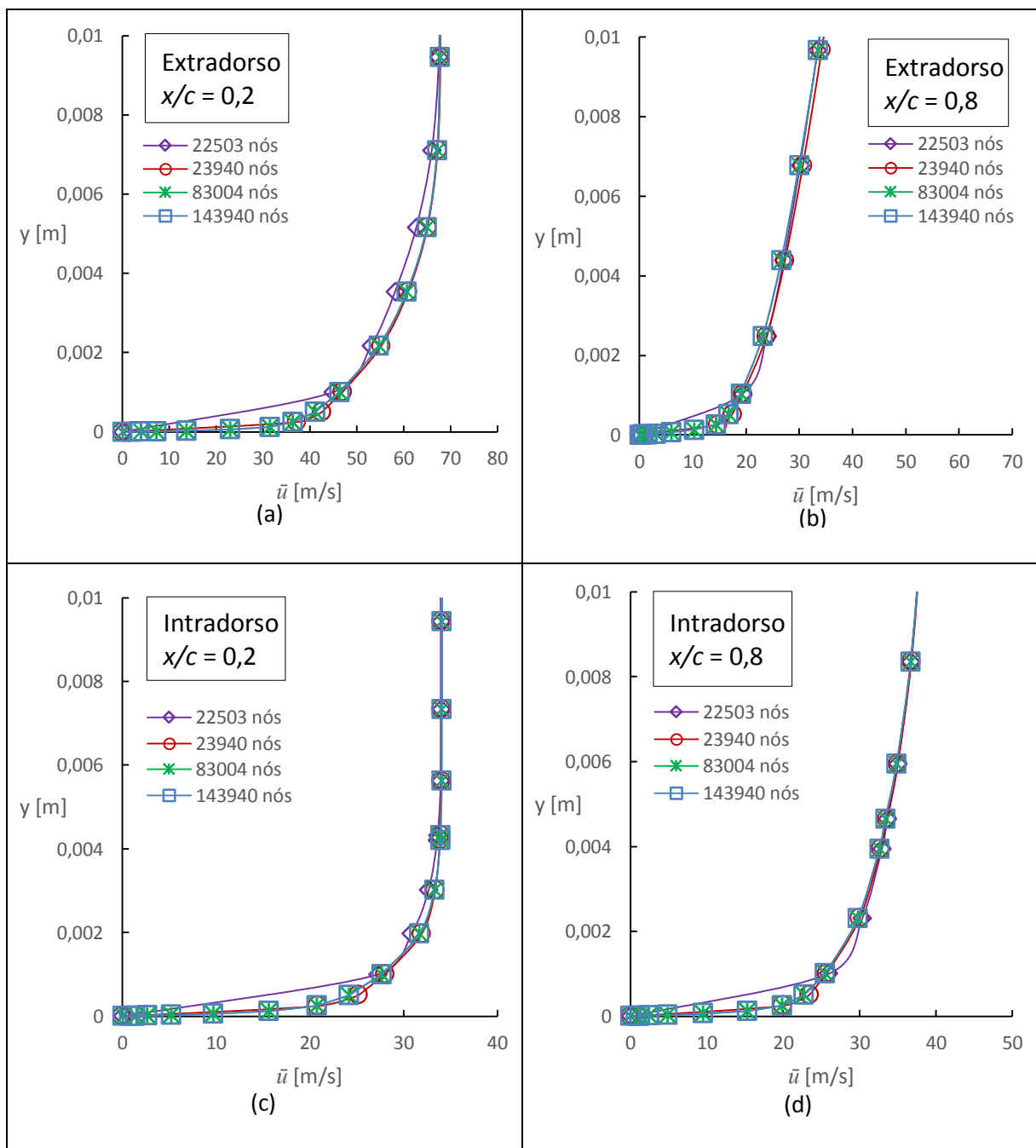
Os perfis de velocidade na camada limite são mostrados na Figura 14 para 20 e 80% da corda a partir do bordo de ataque para ângulo de ataque de $\alpha=6^\circ$. Na Figura 14 em (a) e (b) pode ser observado o perfil de velocidade no extradorso e na Figura 14 (b) e (c) no intradorso. Com a comparação no ponto de 20% da corda pode-se perceber a presença de maiores velocidades no extradorso do que no intradorso. Nota-se também que as malhas com 83.004 e 143.940 nós não apresentaram diferenças no perfil de velocidades nas 4 regiões do aerofólio avaliadas.

Figura 14 – Camada limite com $\alpha=6^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



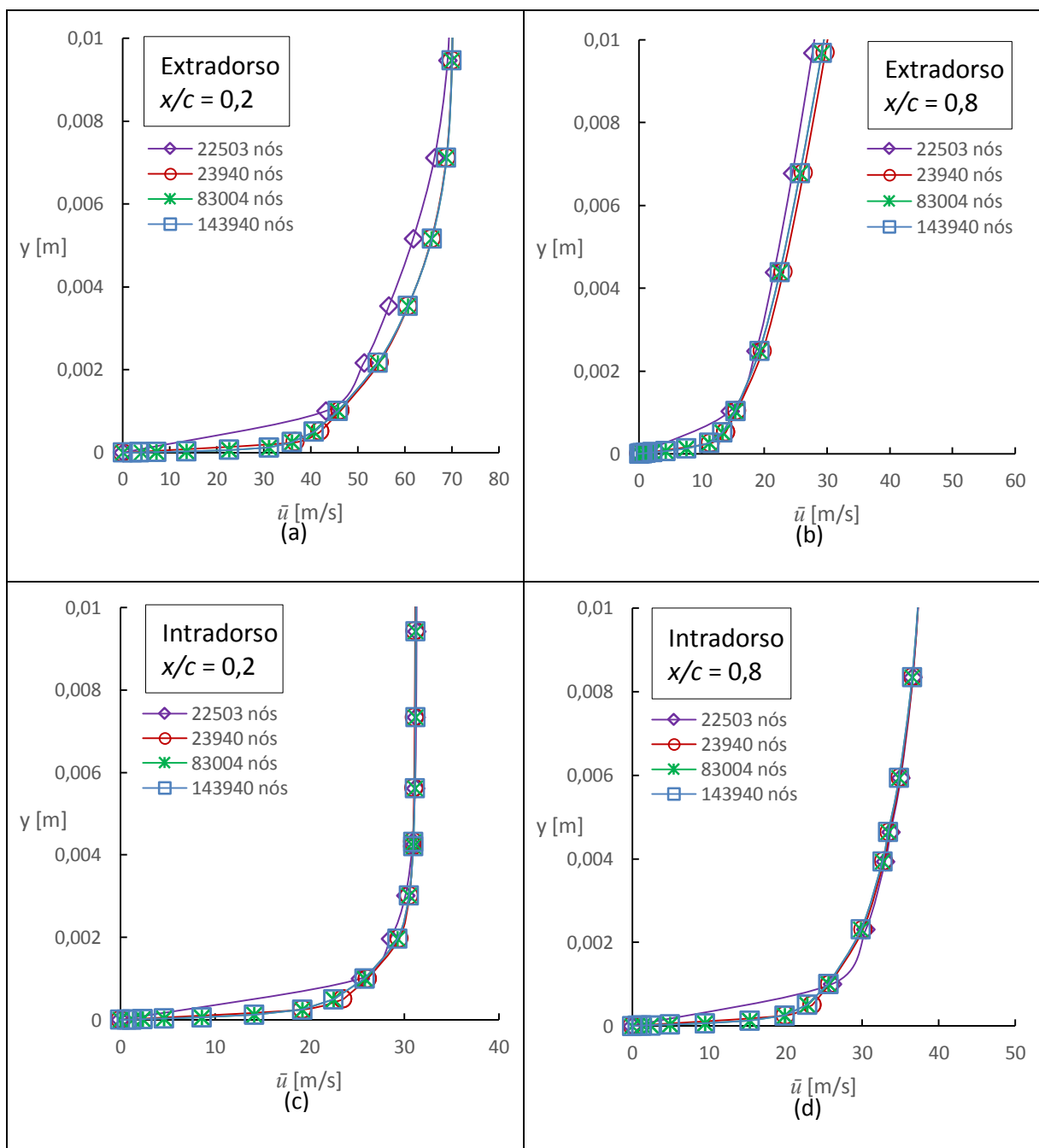
Os perfis de velocidade na camada limite são mostrados na Figura 15 para 20 e 80% da corda a partir do bordo de ataque para ângulo de ataque de $\alpha=8^\circ$. Pode-se notar na Figura 15 (b) que a região de 80% da corda no extradorso apresenta o maior gradiente de velocidade neste regime de escoamento. Isto demonstra um aumento da região de alta pressão localizada no bordo de fuga do aerofólio. Nota-se também que, mesmo com o aumento do ângulo de ataque do escoamento, os dois últimos refinamentos não apresentaram diferenças no perfil de velocidade em todas as regiões do aerofólio.

Figura 15 – Camada limite com $\alpha=8^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



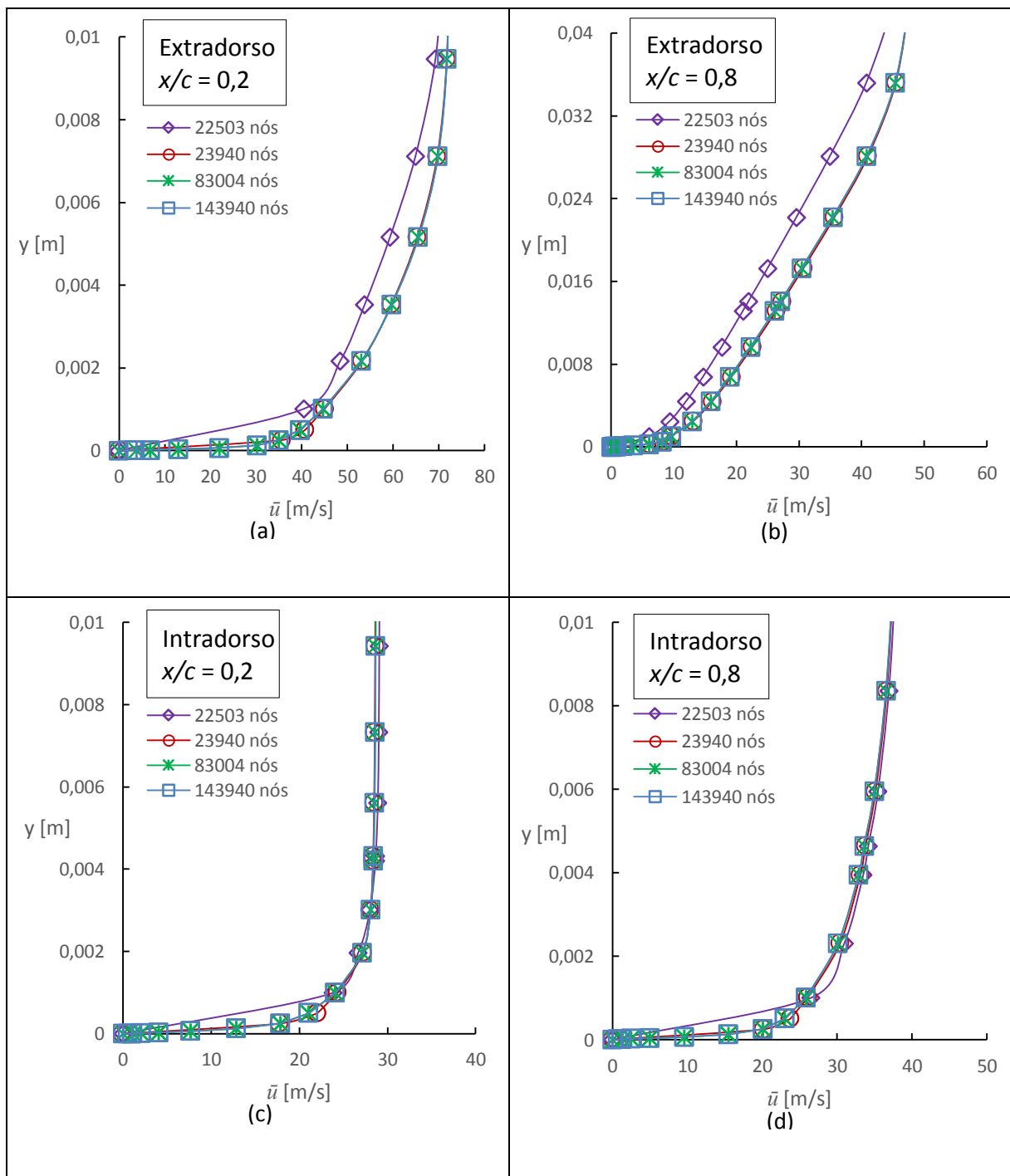
Na Figura 16 são mostrados os perfis de velocidade na camada limite do extradorso e intradorso nas posições de 20 e 80% da corda, medida a partir do bordo de ataque e com ângulo de ataque de $\alpha=10^\circ$. Nota-se na Figura 16 (a) que o perfil de velocidade com a malha de 22.503 nós apresentou maior discrepância em relação as malhas mais refinadas comparado com seus resultados para menores valores de ângulos de ataque. Porém com os refinamentos subsequentes os perfis de velocidade não apresentam variação.

Figura 16 – Camada limite com $\alpha=10^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



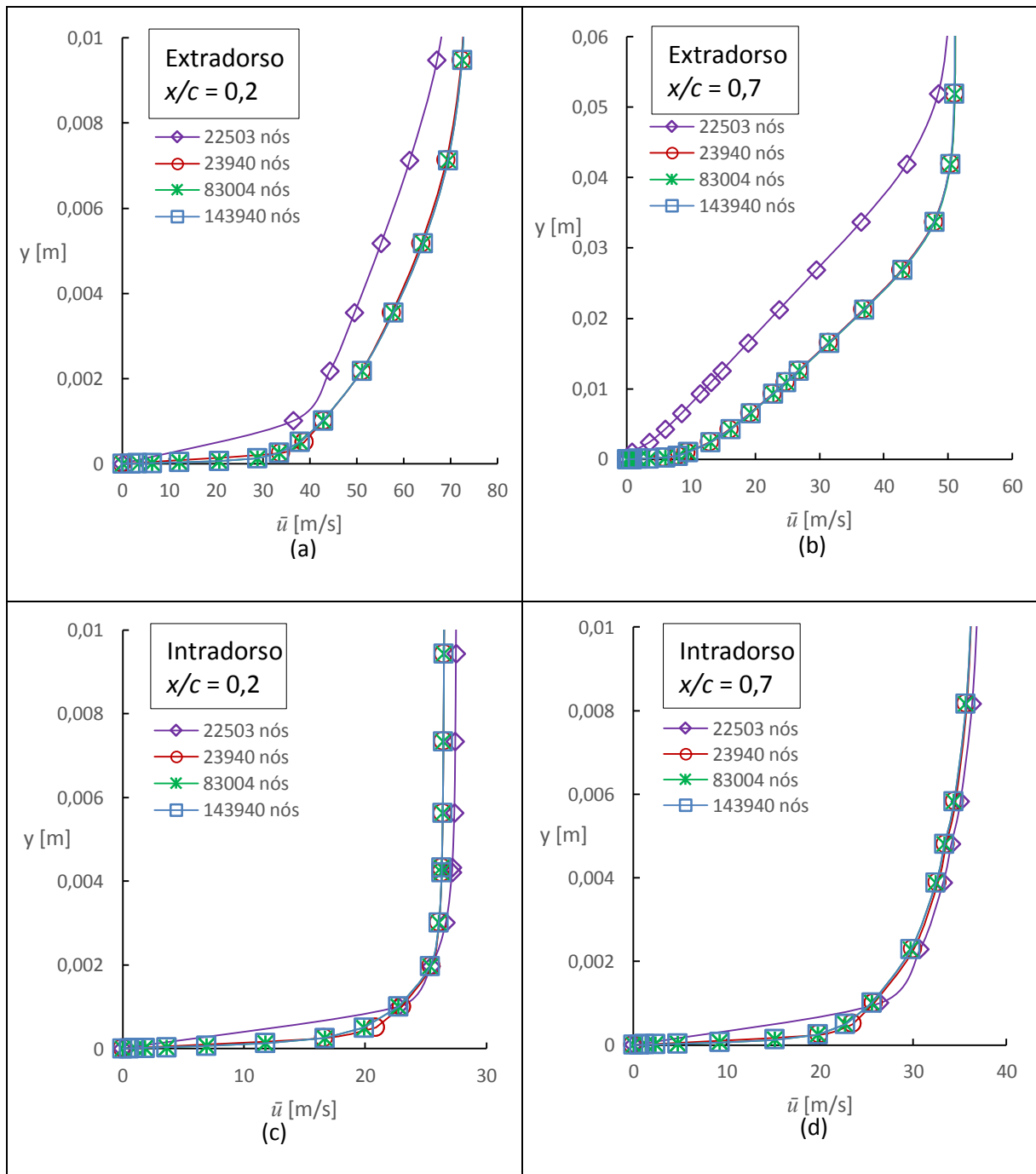
Na Figura 17 são mostrados os perfis de velocidade nas superfícies do aerofólio para escoamento com ângulo de ataque $\alpha=12^\circ$. Na Figura 17 em (a) e (b) percebe-se que a malha com menor número de nós apresenta maiores erros do que mostrado nas figuras anteriores. Com apenas um refinamento a malha já apresenta melhores resultados, porém com alto gradiente de velocidades de um nodo para outro.

Figura 17 – Camada limite com $\alpha=12^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



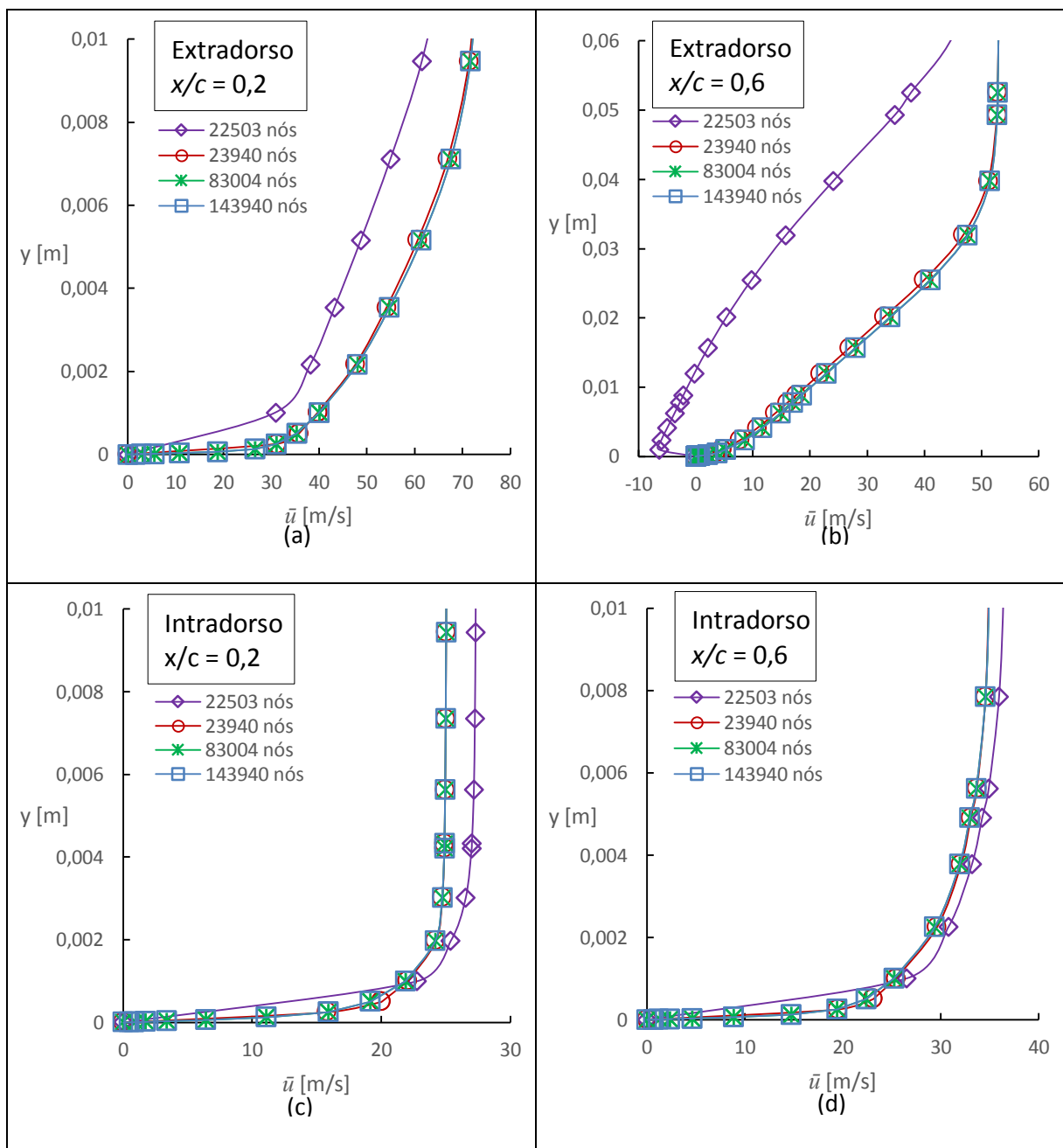
Na Figura 18 são mostrados os perfis de velocidade na camada limite com ângulo de ataque de $\alpha=14^\circ$ para diferentes refinamentos da malha computacional. O ponto de interesse próximo ao bordo de fuga foi recuado de $x/c=0,8$ para 0,7. Foi necessária a mudança deste parâmetro pelo adiantamento do descolamento da camada limite na região do bordo de fuga, assim é possível evitar a captação do gradiente adverso de pressão.

Figura 18 – Camada limite com $\alpha=14^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



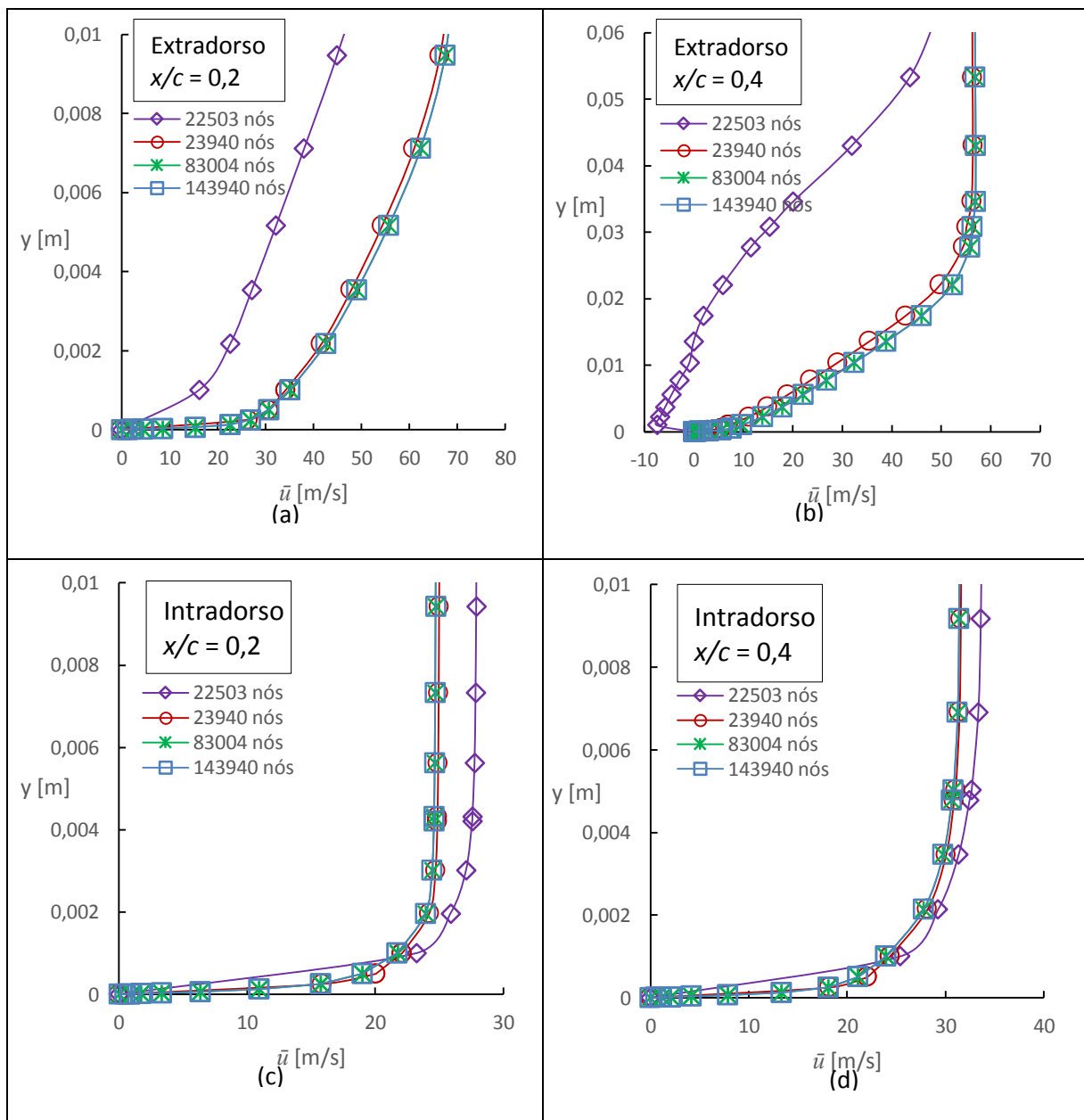
Os perfis de velocidade na camada limite localizados a 20 e 60% para o ângulo de ataque de $\alpha=16^\circ$ são mostrados na Figura 19. Na Figura 19 (b) pode-se perceber o surgimento de gradiente adverso de pressão no caso da malha com menor número de nós, porém com o refinamento da malha na região da parede o gradiente adverso deixa de existir. Tendo em vista que a análise é feita na mesma posição da superfície, isto indica que a malha com menor número de nós gera perfis de velocidade que não condizem com o verdadeiro perfil de velocidade do escoamento naquela posição.

Figura 19 – Camada limite com $\alpha=16^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



Os perfis de velocidade na camada limite localizados a 20 e 40% para o ângulo de ataque de $\alpha=18^\circ$ são mostrados na Figura 20. A localização de 40% da corda foi escolhida pelo fato da região de separação predominante no extradorso do aerofólio na condição de $\alpha=18^\circ$. Nota-se que a utilização da malha computacional com 22.503 nós demonstrou grande variação no perfil de velocidades para maiores valores de ângulo de ataque. Pode-se perceber na Figura 20 (b) a formação do gradiente adverso de pressão quando utilizado a malha de 22.503 nós. No entanto o refinamento da malha computacional demonstrou que com ângulo de ataque de $\alpha=18^\circ$ o aerofólio não apresenta separação do escoamento na região de 40%.

Figura 20 – Camada limite com $\alpha=18^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.

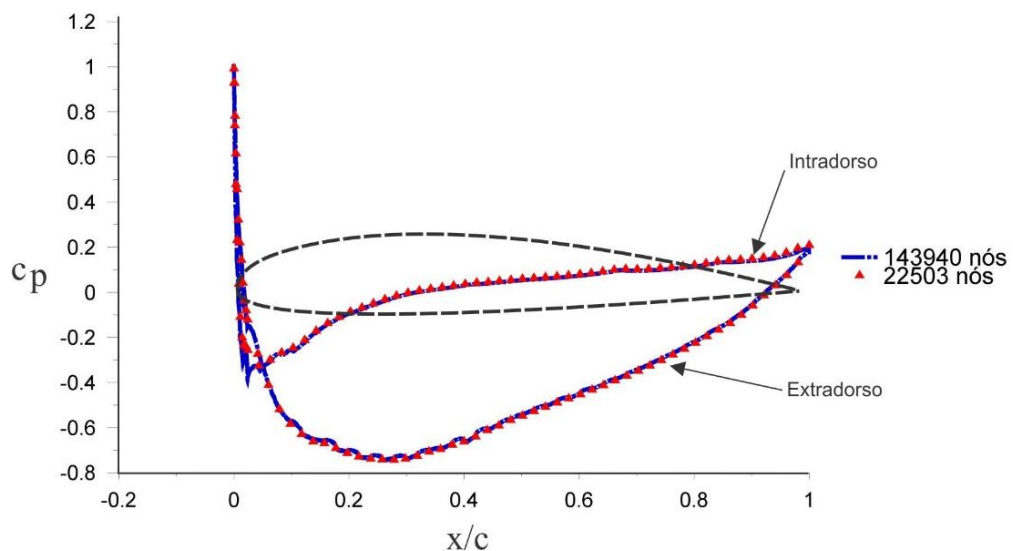


A partir da comparação dos perfis de velocidades na camada limite pode-se perceber que os resultados não dependem do refinamento a partir da malha com 83.004 nós. Com isto foi avaliado o tempo médio de processamento computacional para as malhas de 83.004 e 143.940 nós. A solução apresentou convergência total em 18 minutos e 06 segundos para a malha com 83.004 nós e 25 minutos e 07 segundos para a malha computacional de 143.940 nós. Com isso é possível perceber que ambas as malhas computacionais não possuem diferença significativa no tempo de processamento, definindo assim a malha de 143.940 nós como a mais adequada para as próximas simulações, pois possui dois parâmetros importantes na simulação do escoamento turbulento, pouco tempo de processamento e alto refinamento próximo à parede do aerofólio.

5.2 Coeficiente de Pressão

A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda, x/c , para o ângulo de ataque de $\alpha=0^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 21. Observa-se que há uma dependência desprezível entre o coeficiente de pressão c_p , e o número de nós da malha.

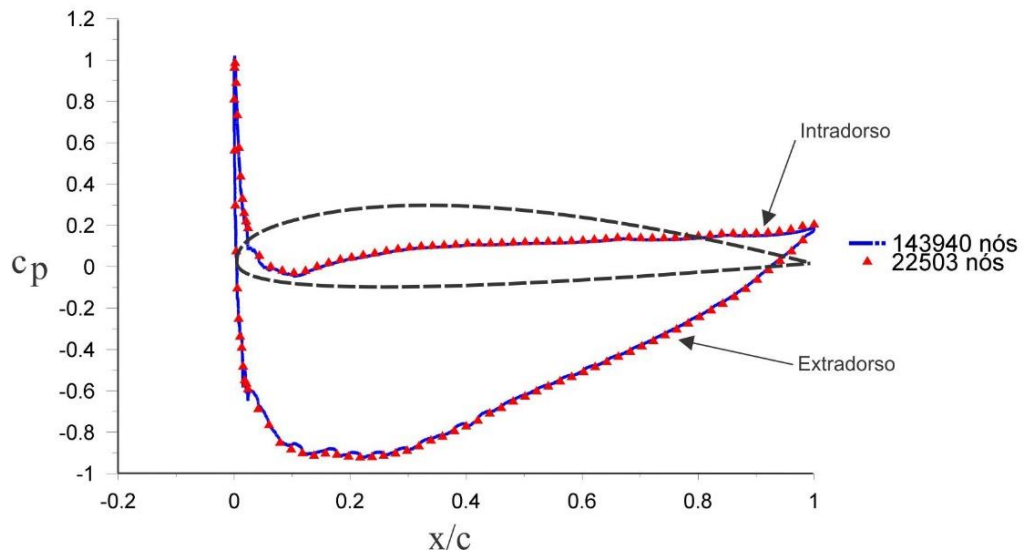
Figura 21 – Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 0^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda x/c , para um ângulo de ataque de $\alpha=2^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 22. Observa-se a localização do ponto de estagnação onde o coeficiente de pressão,

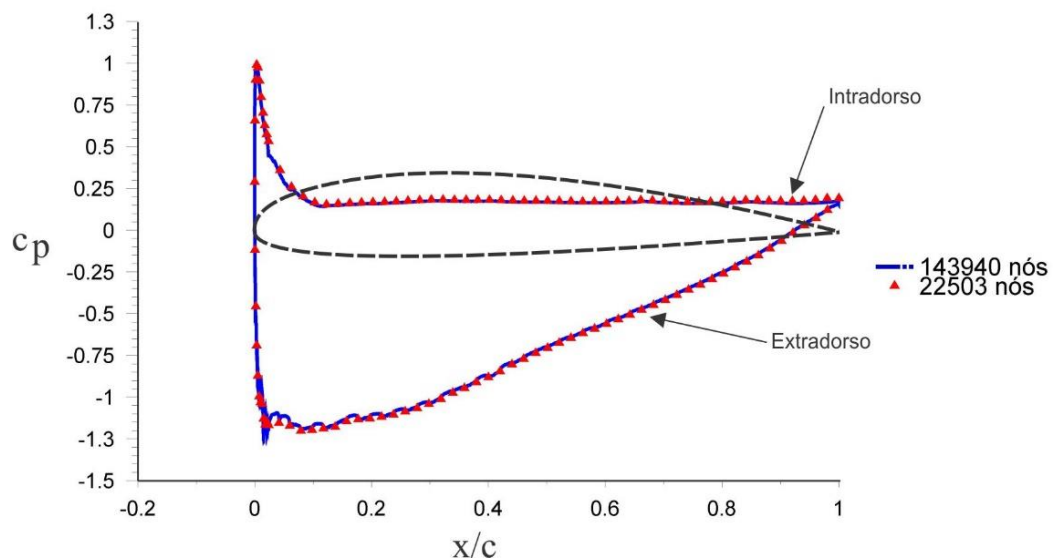
c_p , possui o valor unitário. A superfície do extradorso apresenta grande região de baixa pressão caracterizada pela distribuição de c_p negativa. Nota-se que a distribuição de pressão não possui variação significativa com o refinamento da malha.

Figura 22 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 2^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



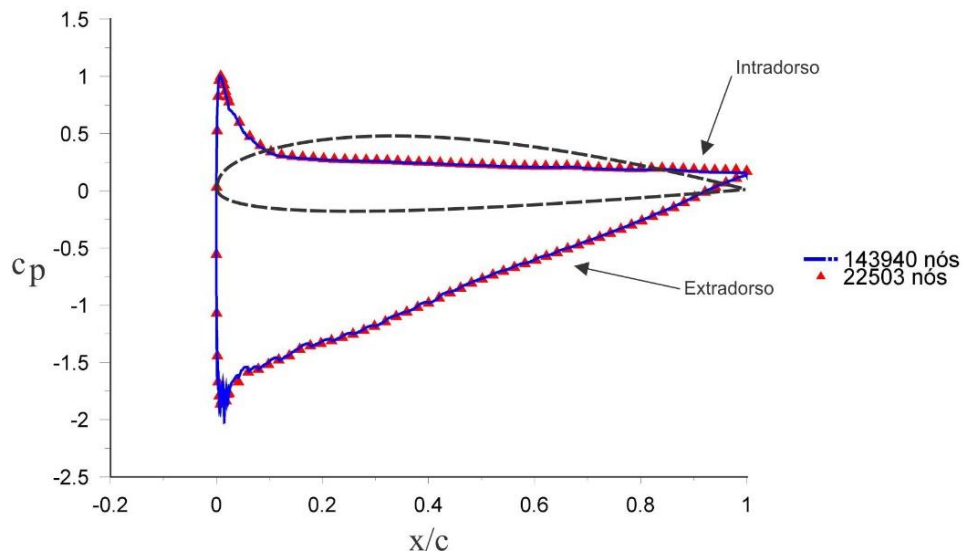
A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda x/c , para um ângulo de ataque de $\alpha = 4^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 23. Percebe-se que o ponto de baixa pressão é deslocado em direção ao bordo de ataque em relação à Figura 22.

Figura 23 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 4^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



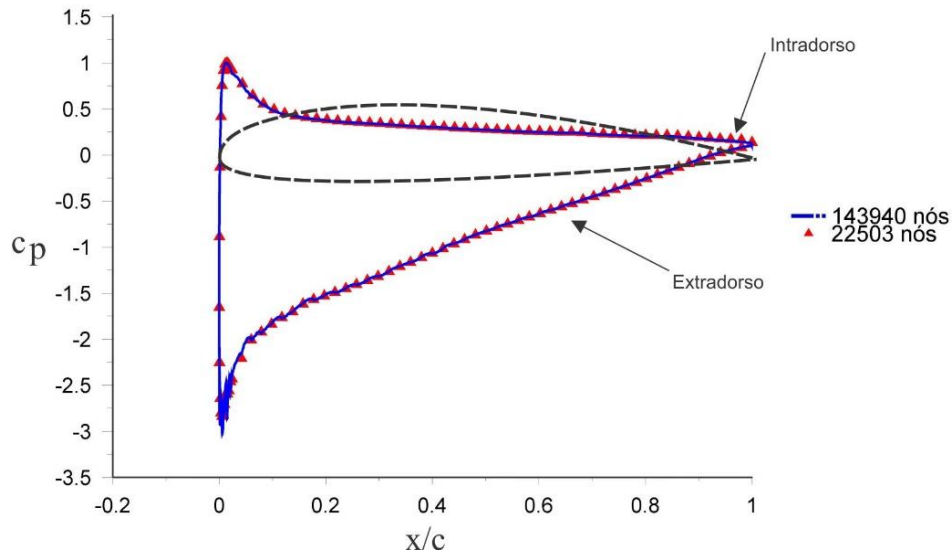
A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda x/c , para um ângulo de ataque de $\alpha=6^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 24. Pode-se perceber que no bordo de fuga o valor de c_p está se aproximando de 0. Isto indica que a pressão local nesta região está se aproximando do valor da pressão estática da corrente livre.

Figura 24 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 6^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



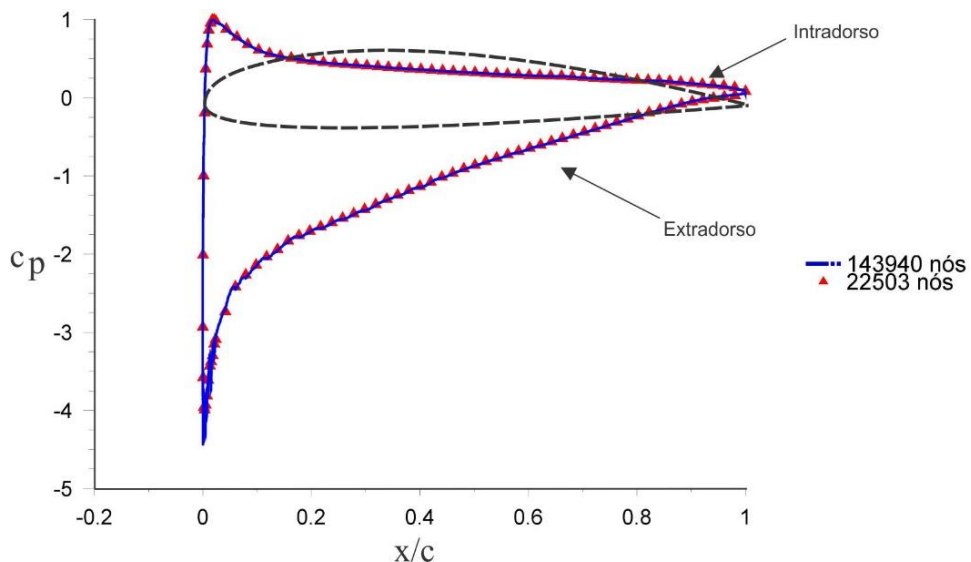
A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda x/c , para um ângulo de ataque de $\alpha=8^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 25. Observe que neste regime de escoamento o valor do coeficiente de pressão, c_p , no bordo de ataque possui grande decréscimo. No ponto onde $c_p = -3$ é possível afirmar que a pressão local é a pressão dinâmica da corrente livre 3 vezes abaixo da pressão estática da corrente livre.

Figura 25 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 8^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



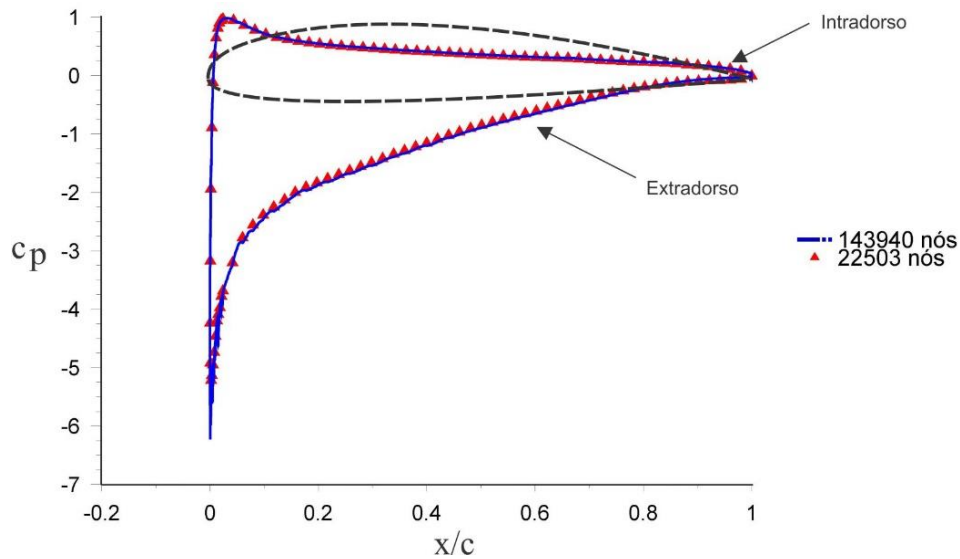
A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda x/c , para um ângulo de ataque de $\alpha=10^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 26. Nota-se que a pressão no bordo de ataque continua decrescendo com o aumento do ângulo de ataque. Isto se deve à curvatura das linhas de corrente quando o escoamento contorna o bordo de ataque do aerofólio.

Figura 26 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 10^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



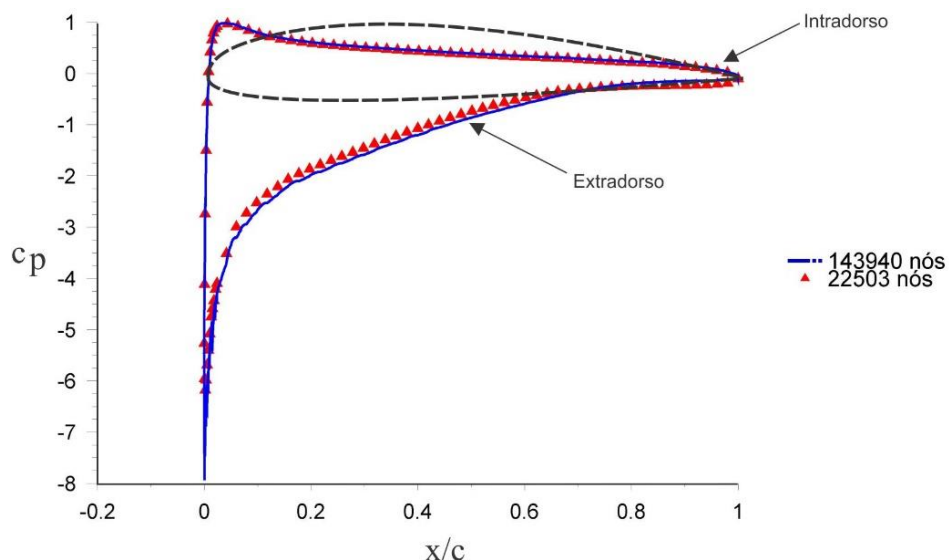
A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda x/c , para um ângulo de ataque de $\alpha=12^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 27. Observe que o coeficiente de pressão no bordo de fuga é nulo. Isto indica que naquele ponto a pressão local é igual a pressão estática da corrente livre.

Figura 27 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 12^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda x/c , para um ângulo de ataque de $\alpha=14^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 28. Analisando o ponto de estagnação, onde $c_p = 1$, nota-se que o mesmo desloca-se em direção ao bordo de fuga, não sendo claramente mostrado como visto na distribuição de pressão para baixos ângulos de ataque.

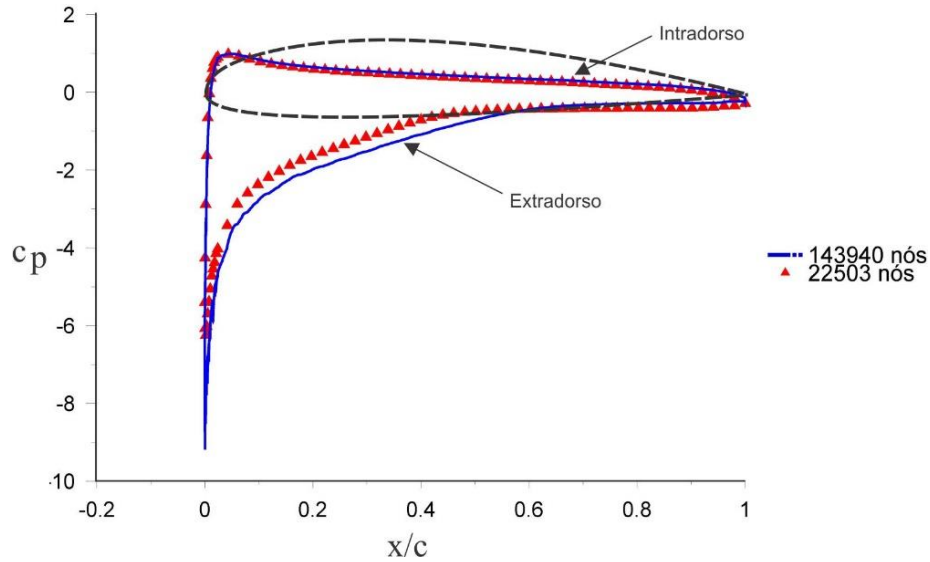
Figura 28 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 14^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda x/c , para um ângulo de ataque de $\alpha=16^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 29. Observa-se que a partir deste ângulo de ataque há uma dependência do coeficiente de pressão c_p , com o número de nós da malha. Isto é causado pelo surgimento de gradientes

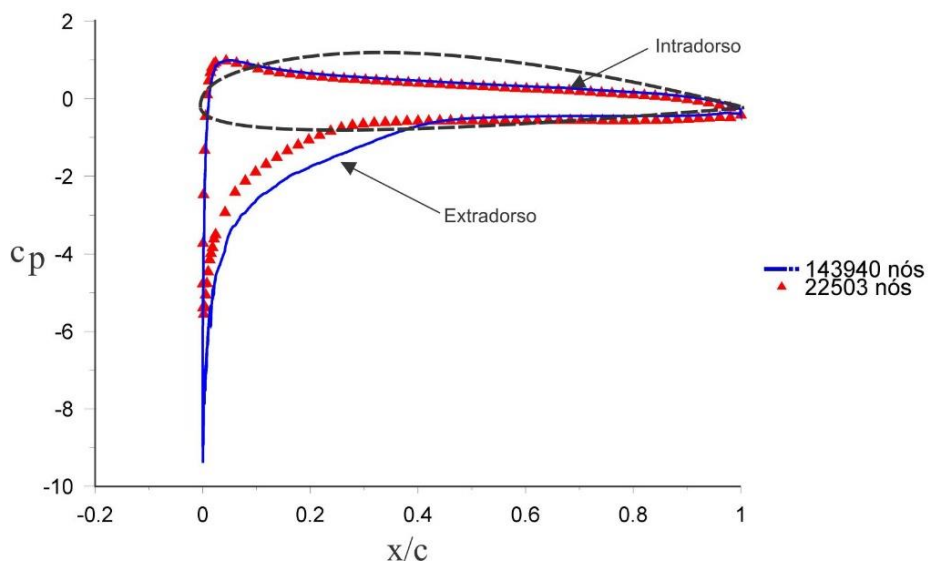
adversos de pressão em maior escala decorrentes do baixo número de nós na região de camada limite.

Figura 29 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 16^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



A variação do coeficiente de pressão c_p versus a distância horizontal ao bordo de ataque adimensionalizada pela corda x/c , para um ângulo de ataque de $\alpha=18^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$ é mostrada na Figura 30. Nota-se que a malha com menor número de nós não identifica pontos com baixa pressão na região do bordo de fuga quanto a malha com maior número de nós.

Figura 30 - Coeficiente de pressão, c_p para $\alpha = 18^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



Percebe-se que o coeficiente de pressão c_p , apresentou dependência significativa com o número de nós da malha para ângulos de ataque acima de 16° . Tendo em vista que a força de

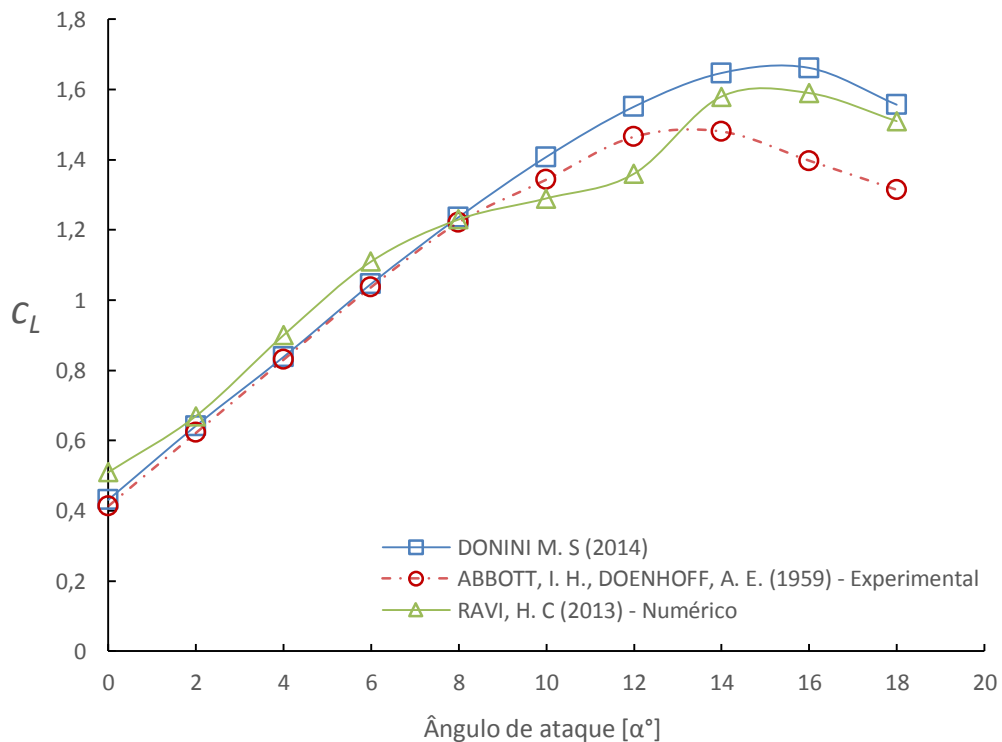
sustentação sofre maior influência pela distribuição de pressão do que pela tensão de cisalhamento na parede, o coeficiente de sustentação c_L , não apresenta dependência significativa do número de nós próximo à parede para ângulos de ataque menores que 16° . Nota-se que a dependência do coeficiente de pressão com o número de nós é devida ao alto gradiente de pressão na superfície do extradorso.

5.3 Coeficientes de Sustentação e Arrasto

Os resultados para os coeficientes de sustentação, c_L e de arrasto, c_D , utilizando o modelo de turbulência de Spalart-Allmaras e seções de aerofólio NACA 4412 com variação de ângulo de ataque de 0 até 18° são apresentados a seguir. Em todas as simulações foi utilizada uma malha com 143.840 nós, refinada conforme o estudo de dependência apresentado na seção anterior.

O efeito do ângulo de ataque no coeficiente de sustentação, c_L , é mostrado na Figura 31. Para comparação foram dispostos na mesma os resultados obtidos a partir do modelo de Spalart-Allmaras implementado por Ravi, Madhukeshwara e Kumarappa (2013) e os resultados experimentais obtidos por Abbott e Doenhoff (1959).

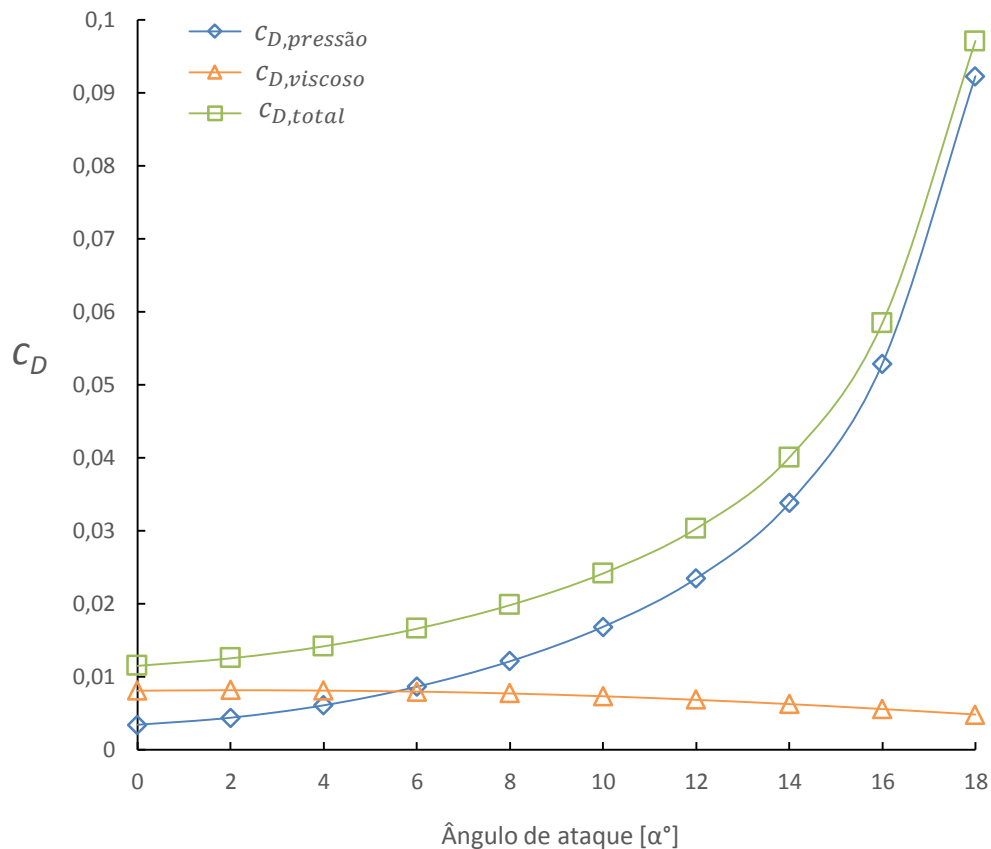
Figura 31 – Resultados obtidos para o coeficiente de sustentação, c_L .



Os resultados obtidos para o coeficiente de sustentação c_L apresentaram boa correlação comparados aos resultados numéricos e experimentais. O erro observado com o aumento do ângulo de ataque deve-se à dificuldade do modelo de turbulência em simular o descolamento da camada limite que ocorre nestas configurações de escoamento. Foi observado que o pico da curva do coeficiente de sustentação c_L foi deslocado para o sentido dos maiores ângulos de ataque, com isso a simulação prevê um ângulo de estol maior que mostrado em estudos experimentais.

Na Figura 32 é mostrada a comparação dos coeficientes de arrasto por pressão $c_{D,pressão}$, viscoso $c_{D,viscoso}$, e total $c_{D,total}$, com os resultados experimentais. Pode-se observar que para menores ângulos de ataque o arrasto viscoso é mais pronunciado do que o arrasto por pressão. Com o aumento do ângulo de ataque esta relação é inversa e o arrasto por pressão sofre um aumento mais acentuado enquanto o termo de arrasto viscoso decresce. Pode-se observar também na Figura 32 que para ângulos de ataque maiores que 16° o coeficiente de arrasto total $c_{D,total}$ apresenta predominância da componente de arrasto por pressão $c_{D,pressão}$.

Figura 32 – Resultados obtidos para o coeficiente de arrasto, c_D .



A Tabela 2 apresenta os dados de coeficiente de sustentação, c_L , e de arrasto, c_D . Observe que à medida que o ângulo de ataque é aumentado, a diferença de pressões entre o extradorso e o intradorso aumenta, fazendo com que o coeficiente de sustentação aumente até um valor máximo. Aumentos adicionais no ângulo de ataque produzem um decréscimo súbito no coeficiente de sustentação, c_L , caracterizando assim o fenômeno de estol. O coeficiente de arrasto, c_D , cresce juntamente com o aumento do ângulo de ataque. Isto deve-se pelo movimento do ponto de pressão mínima em direção ao bordo de ataque com o aumento do ângulo de ataque e a acentuação do gradiente adverso de pressão a jusante, que causa a separação do escoamento sobre o aerofólio e com isto o crescimento da esteira turbulenta.

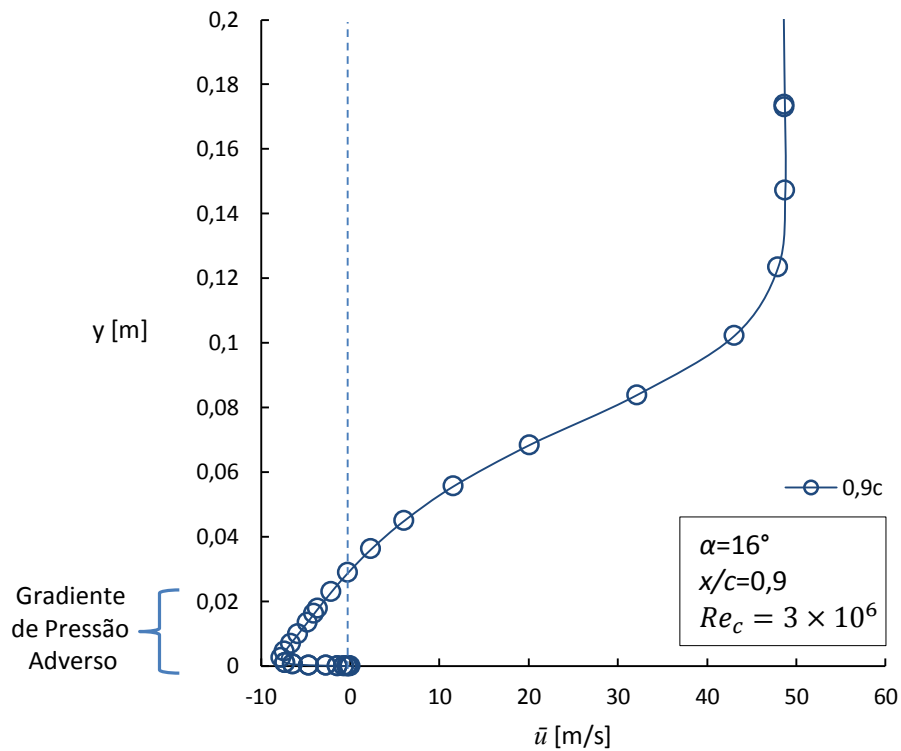
Tabela 2 – Coeficientes de sustentação, c_L , e de arrasto, c_D , para o aerofólio NACA 4412.

Ângulo de Ataque [α°]	c_L	c_D
0	0,4312	0,0115
2	0,6418	0,0125
4	0,8381	0,0142
6	1,0463	0,0166
8	1,2365	0,0198
10	1,4080	0,0241
12	1,5510	0,0303
14	1,6471	0,0400
16	1,6618	0,0584
18	1,5569	0,0971

5.4 Ângulo de Estol

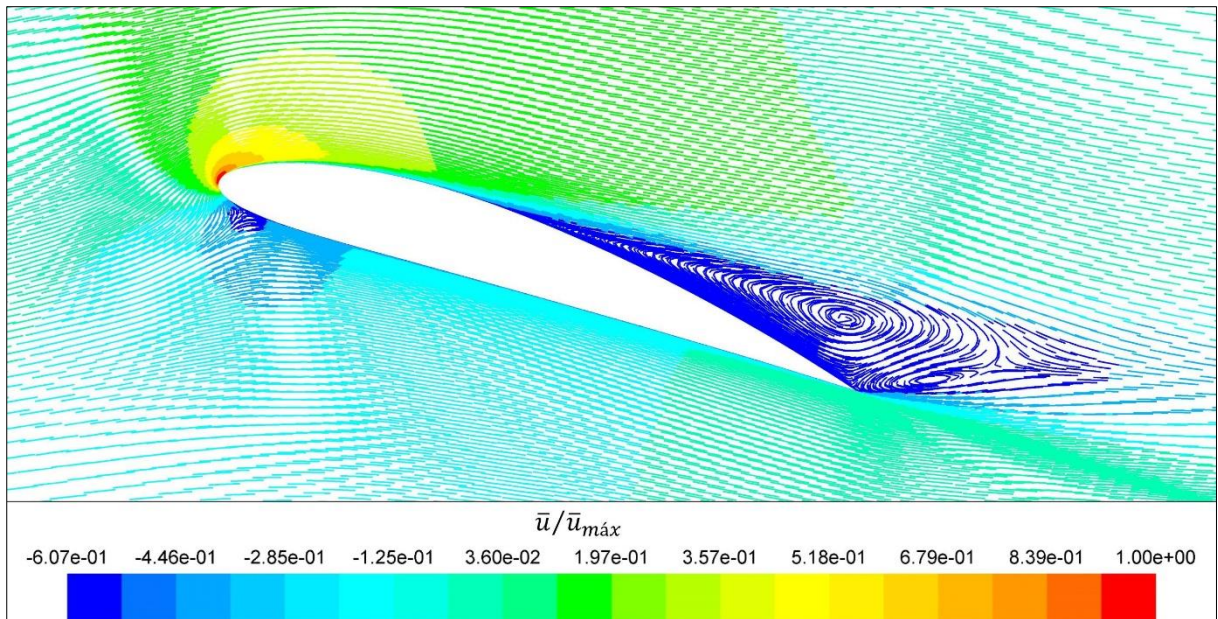
Na Figura 33 é possível visualizar o gradiente adverso de pressão característico do fenômeno de estol. O gráfico mostrado foi gerado a partir de dados obtidos na simulação do escoamento com ângulo de ataque de 16° na região de 90% da corda a partir do bordo de ataque.

Figura 33 – Gradiente de pressão adverso na camada-limite.



Na Figura 34 são mostradas as linhas de corrente com a distribuição de velocidades adimensionalizada pela velocidade máxima no entorno do aerofólio. No bordo de fuga percebe-se um escoamento de baixa velocidade e com isso uma região de alta pressão. Nesta região é causada uma perda excessiva da quantidade de movimento próximo à parede do aerofólio na camada-limite que tenta mover-se para jusante contra o aumento de pressão, com isso dá-se a separação do escoamento. Nesta região é possível observar a formação de vórtice e aumento da turbulência pelo refluxo causado junto à parede a partir do ponto de separação.

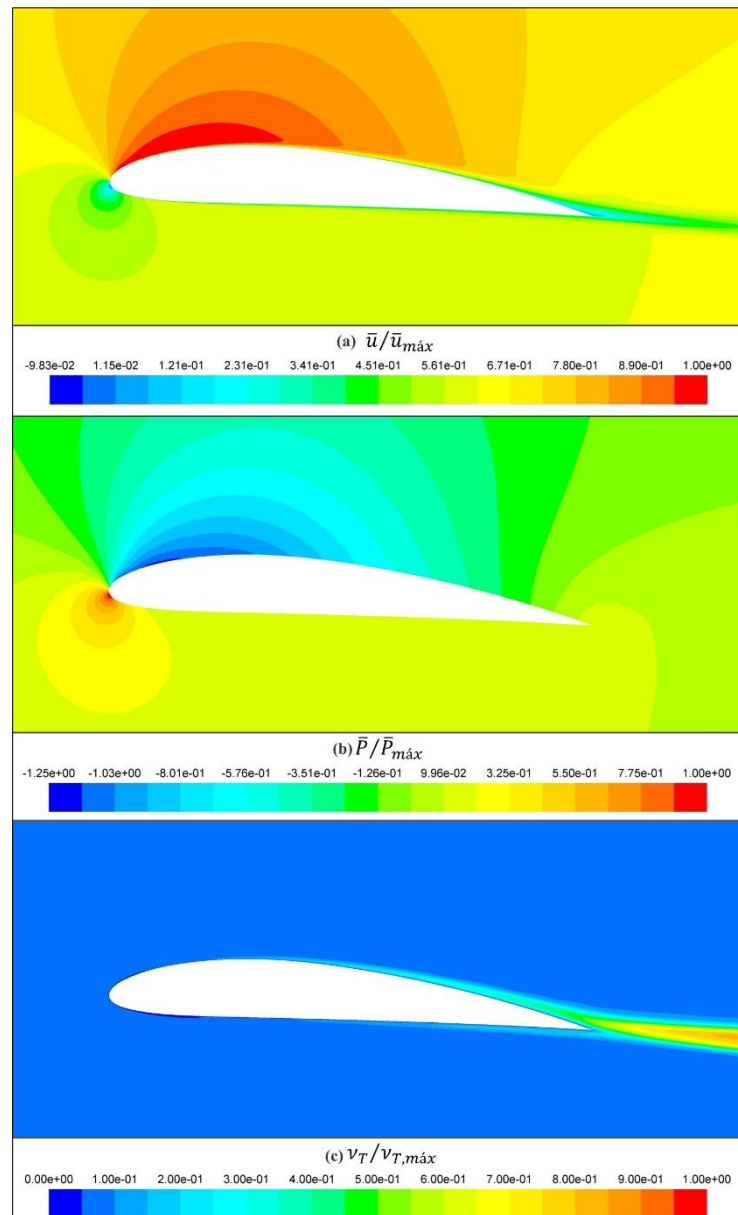
Figura 34 – Linhas de corrente com contorno de velocidade para $\alpha=16^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



5.5 Pressão Estática, Velocidade e Viscosidade Turbulenta

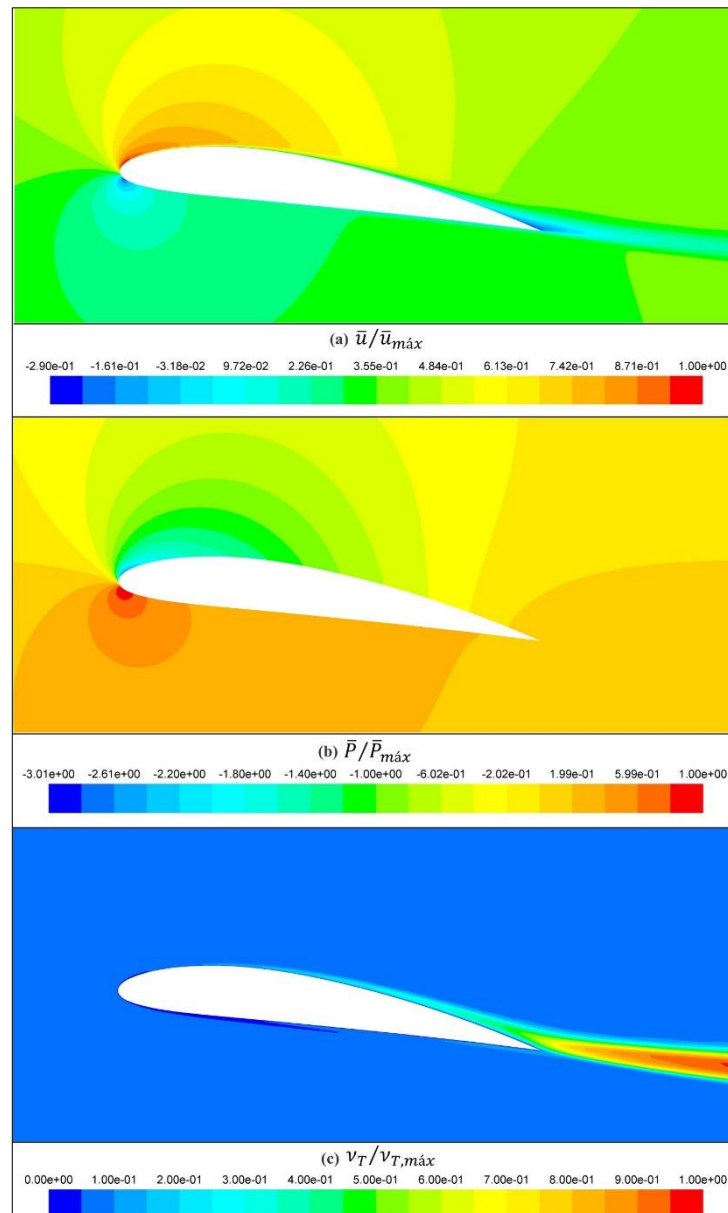
Na Figura 35 são mostrados os contornos de velocidade, pressão estática e viscosidade turbulenta adimensionalizados por seus valores máximos para o ângulo de ataque $\alpha=4^\circ$. É possível perceber na Figura 35 (a) a região de alta velocidade no extradorso, o ponto de estagnação no bordo de ataque e a pequena esteira de baixa velocidade formada no bordo de fuga. É possível relacionar os contornos de velocidade com a Figura 35 (b) que mostra a região de baixa pressão no extradorso e o ponto de estagnação no bordo de ataque. Na Figura 35 (c) são mostrados os contornos de viscosidade cinemática turbulenta que são quantificados a partir da utilização do modelo de turbulência de Spalart-Allmaras. Esta viscosidade relaciona o gradiente local de velocidades do escoamento médio e está ligada às características do fluido, do escoamento e da geometria do aerofólio.

Figura 35 – Contornos de velocidade (a), pressão estática (b) e viscosidade turbulenta (c) para $\alpha=4^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



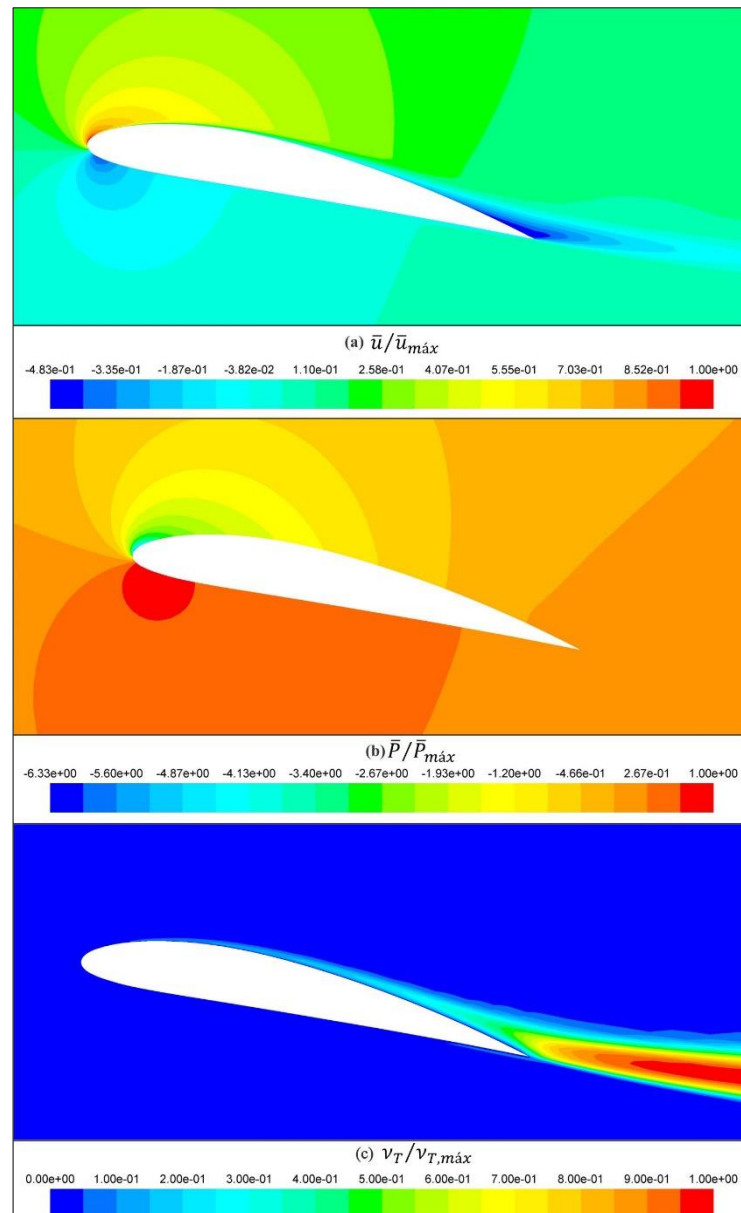
Na Figura 36 são mostrados os contornos de velocidade, pressão estática e viscosidade turbulenta adimensionalizados por seus valores máximos para um ângulo de ataque de $\alpha=8^\circ$. Nota-se pela Figura 36 (a) e (b) que o ponto de estagnação se desloca para o intradorso do aerofólio e a região de alta velocidade se desloca para as proximidades do bordo de ataque sobre o extradorso. Também pode-se constatar uma ampliação da região de esteira em relação ao ângulo de ataque de $\alpha=4^\circ$.

Figura 36 – Contornos de velocidade (a), pressão estática (b) e viscosidade turbulenta (c) para $\alpha=8^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



Na Figura 37 são mostrados os contornos de velocidade, pressão estática e viscosidade turbulenta adimensionalizados por seus valores máximos para um ângulo de ataque de $\alpha=12^\circ$. Nesta configuração de escoamento os contornos de velocidade e pressão, (a) e (b) na Figura 37 respectivamente, não há um ponto de estagnação tão pronunciado quanto ângulos de ataque inferiores, sendo este deslocado para o intradorso devido à incidência da velocidade de corrente livre em altos ângulos de ataque. A Figura 37 (c) mostra a grande produção de viscosidade cinemática turbulenta, e conseqüentemente turbulência, no extradorso e na região do bordo de fuga.

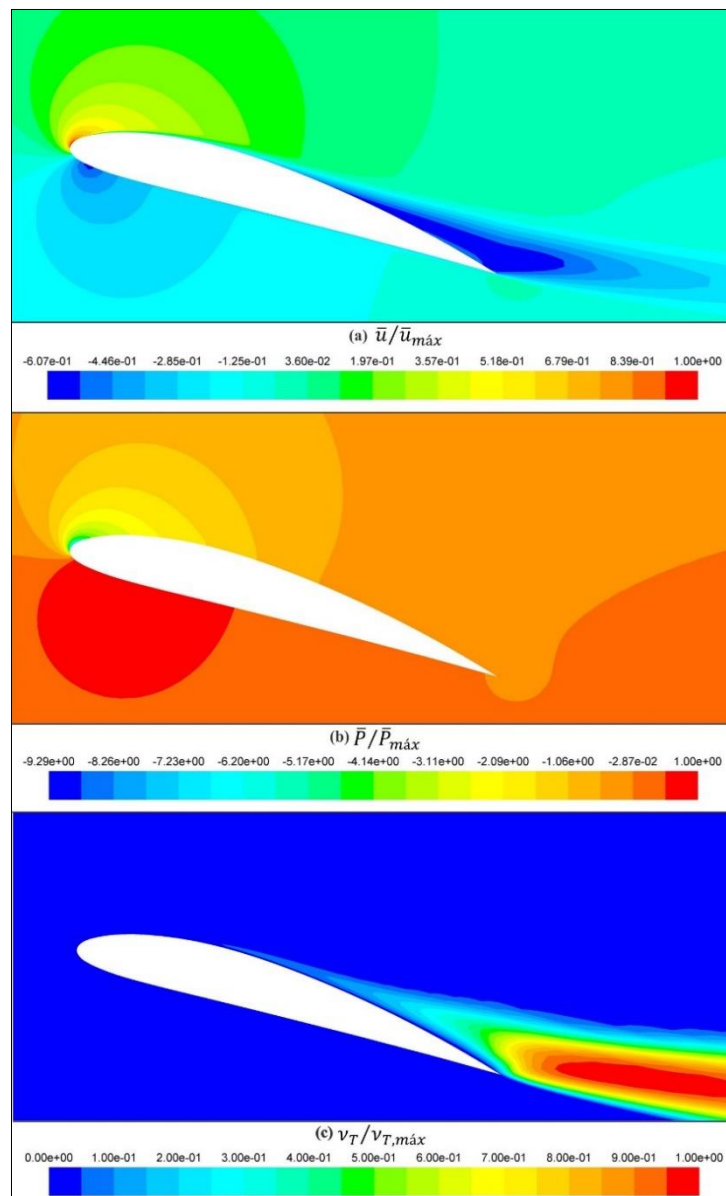
Figura 37 – Contornos de velocidade (a), pressão estática (b) e viscosidade turbulenta (c) para $\alpha=12^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



Na Figura 38 são mostrados os contornos de velocidade, pressão estática e viscosidade turbulenta adimensionalizados por seus valores máximos para um ângulo de ataque de $\alpha=16^\circ$. Pela análise da Figura 38 (a), pode-se observar a pequena região de alta velocidade no bordo de ataque do aerofólio e uma grande região de baixa velocidade ao longo do extradorso. Pela Figura 38 (b) é possível observar que com o aumento do ângulo de ataque o ponto de estagnação é deslocado na direção do bordo de fuga ao longo do intradorso do aerofólio. O escoamento no intradorso acelera abruptamente a fim de contornar o bordo de ataque. O ponto de estagnação é onde o campo de escoamento se divide, ou seja, o escoamento acima do ponto de estagnação

se dá ao longo do extradorso enquanto que o escoamento abaixo do ponto de estagnação segue ao longo do intradorso. Com o deslocamento do ponto de estagnação a circulação efetiva ao redor do aerofólio é diminuída ao ponto de gerar uma grande área de baixa pressão no extradorso e com isso o surgimento do gradiente de pressão adverso na camada limite. Pela ocorrência desses fatores dá-se a completa separação do escoamento. Na Figura 38 (c) é possível constatar que na região imediatamente adjacente à parede a viscosidade turbulenta ν_T é desprezível em relação a viscosidade da corrente livre. Esta região pode ser denominada subcamada laminar. Longe da parede, na região de esteira onde se encontra o núcleo turbulento, a viscosidade da corrente livre é de uma magnitude muito inferior à da viscosidade turbulenta ν_T .

Figura 38 – Contornos de velocidade (a), pressão estática (b) e viscosidade turbulenta (c) para $\alpha=16^\circ$ e $Re_c = 3 \times 10^6$.



6 CONCLUSÕES

Neste trabalho foi avaliado o escoamento subsônico, turbulento, incompressível e em regime permanente sobre o aerofólio NACA 4412, com $Re_c = 3 \times 10^6$ e com ângulo de ataque variando entre 0 e 18°. Foram obtidos os perfis de velocidade no extradorso e intradorso, dentro da camada limite, para diferentes refinamentos da malha. Observou-se que a malha de 143.940 nós apresentou pouco tempo de processamento para convergência total da solução e distância y^+ admissível para captação da subcamada viscosa. A partir disto foram obtidos a distribuição do coeficiente de pressão c_p , ao redor do aerofólio, o coeficiente de arrasto, c_D , coeficiente de sustentação, c_L , perfis de velocidade no extradorso e no intradorso, dentro da camada limite, o campo de velocidade, o campo de pressão estática e o campo de viscosidade cinemática turbulenta. Observou-se que para ângulos de ataque de 0 a 16° há um aumento dos coeficientes de sustentação e arrasto. Para ângulos de ataque maiores que 16° ocorre a queda brusca do coeficiente de sustentação devido ao descolamento da camada limite que caracteriza o fenômeno de estol. A partir deste ângulo de ataque o escoamento apresenta uma maior zona de recirculação e conseqüentemente de viscosidade cinemática turbulenta (que caracteriza uma maior produção de turbulência). Os resultados obtidos para o coeficiente de arrasto e o coeficiente de sustentação apresentaram uma boa concordância com dados experimentais encontrados na literatura. Isto indica que o modelo de turbulência de Spalart-Allmaras utilizado descreve satisfatoriamente o comportamento do escoamento turbulento sobre o perfil NACA 4412.

7 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Como trabalhos futuros sugere-se a realização do estudo experimental do escoamento com $Re_c = 3 \times 10^6$ sobre o perfil NACA 4412 com diversas configurações de ângulo de ataque. Para isso, poderia ser utilizado o centro de usinagem para a confecção do aerofólio e o túnel de vento subsônico para obtenção das forças de arrasto, sustentação e distribuição de pressão para posterior comparação com os resultados numéricos aqui apresentados.

REFERÊNCIAS

- ABASS, A. A. N. **A CFD assessment to Subsonic flow around NACA 4412.** Journal Of Engineering And Development, v. 15, p. 173-188. 2011.
- ABBOTT, I. H., DOENHOFF, A. E. **Theory of wing sections.** New York, Dover Publications, Inc. 1959.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics.** 5th ed, New York, McGraw-Hill, 2010.
- ANDERSON, J. D. **COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS The Basics with Applications.** New York, McGraw-Hill, 1995.
- BADRAN, O., QUADROS, R., ALDUDAK, F. **Two-Equation Turbulence Models for Turbulent Flow over a NACA 4412 Airfoil at Angle of Attack 15 Degree.** 6th International Colloquium on Bluff Bodies Aerodynamics and Applications, 2008.
- BECK, P.A. **Análise metodológica de simulações de escoamentos turbulentos sobre seções de perfis aerodinâmicos.** 2010. 138f. Dissertação de mestrado, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2010.
- EKATERINARIS, J. A., PLATZER, M. F. **Computational Prediction Of Airfoil Dynamic Stall.** Progress In Aerospace Sciences, V. 33, p. 759-846, 1997.
- FOX, R. W. **Introdução à mecânica dos fluidos.** 7th ed, Rio de Janeiro, LTC, 2011.
- HIRATA, K., KAWAKITA, M., IJIMA, T., KOGA, M., KIHIRA, M., FUNAKI, J. **Numerical and Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Basics Airfoils at Low Reynolds Numbers.** Journal of Fluid Science and Technology, v. 5, p. 447-463. 2010.
- HU, U. **Application of an automatic differentiation method to a 2D Navier-Stokes CFD code.** Computer methods in applied mechanics and engineering, v. 156, p. 179-183. 1998.
- LUZ, J. L. R. **Análise numérica do desempenho da Turbina Eólica de Eixo Horizontal NREL UAE PHASE VI.** 2012. Dissertação de mestrado, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2012.
- MANWELL, F.; MCGOWAN, J.; ROGERS, A. **Wind Energy Explained: Theory, Design and Application.** John Wiley & Sons, Chichester, 2002.

PINKERTON, R. M. **Calculated and Measured Pressure Distributions Over The Midspan Section Of The N.A.C.A. 4412 Airfoil.** NACA Report No. 563, p. 365- 380, 1937.

PINKERTON, R. M. **The Variation With Reynolds Number of Pressure Distribution Over An Airfoil Section.** NACA Report No. 613, p. 65- 84, 1938.

RAVI, H. C., MADHUKESHWARA, N., KUMARAPPA, S. **Numerical investigation of flow transation for NACA-4412 airfoil using Computational Fluid Dynamics.** International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology. V. 2, p. 2778-2785. 2013.

RUMSEY, C. L., YING, S. X. **Prediction of high lift: review of present CFD capability.** Progress in Aerospace Sciences, v. 38, p. 145-180. 2002.

SOUZA, M. A. S. F. **Simulação numérica de escoamento sobre aerofólio utilizando modelo de turbulência de uma equação.** 2009. 125f. Dissertação de mestrado, Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2009.

SPALART, P. R., ALLMARAS, S. R., **A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows.** Technical Report AIAA-92-0439. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1992.

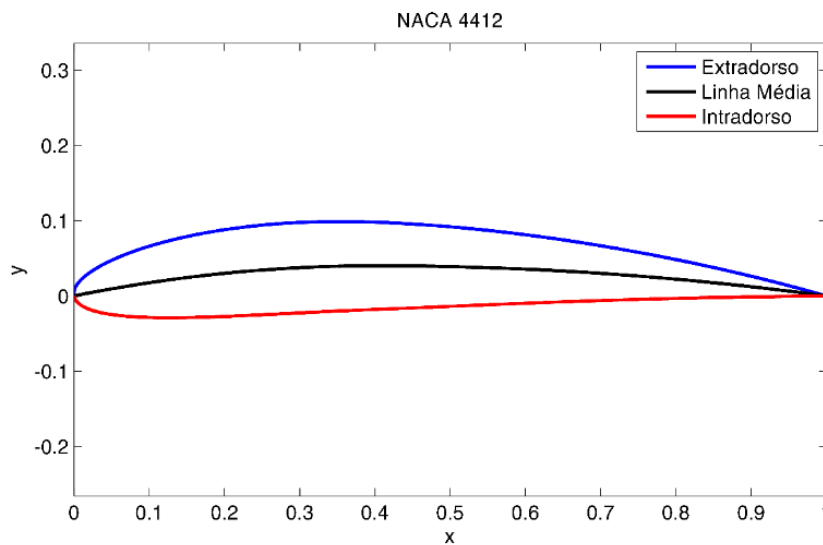
WADCOCK, A. J. **Flying-Hot-Wire Study of Two-Dimensional Turbulent Separation on an NACA 4412 Airfoil A Maximum Lift.** Tese de Doutorado. California Institute Of Technology. Pasadena, California. 1978.s

APÊNDICE A – Geração da geometria NACA 4-dígitos MATLAB

Para a geração das coordenadas da geometria padronizada pela NACA, foi elaborado um algoritmo computacional no software MATLAB utilizando as equações (3.1) à (3.9), propostas por Abbott e Doenhoff (1959). O algoritmo visa a criação de um arquivo “.dat” com as coordenadas (x, y) de qualquer aerofólio NACA 4-dígitos assimétrico, tornando possível a implementação deste arquivo para a criação de vários tipos de malhas computacionais.

Como dado de entrada é especificado a designação NACA do aerofólio, o espaçamento nos bordos de ataque e de fuga (distribuição refinada nos bordos ou uniforme) e o número de pontos em cada dorso. A partir da designação NACA o programa converterá os dígitos especificados em arqueamento máximo, localização do arqueamento e espessura máxima do aerofólio. Em seguida é gerado e salvo na pasta do arquivo a Figura 39 demonstrando a geometria do aerofólio escolhido. É gerado automaticamente também o arquivo “.dat” com as coordenadas para a utilização na geração da malha computacional.

Figura 39 – Gráfico gerado pelo software MATLAB.



A.1 Algoritmo computacional - MATLAB

```

clc;
clear all;

NACAname='4412'; % string com designação do aerofólio
Espacamento=1; % com distribuição refinada nos bordos valor 1 e
distribuição uniforme valor 0
Pontos=1000; % número de coordenadas em cada dorso (menor que 5000)

%% [[Cálculo dos parâmetros do aerofólio-----]]
m=str2num(NACAname(1))/100; % arqueamento máximo
p=str2num(NACAname(2))/10; % localização do arqueamento
t=str2num(NACAname(3:4))/100; % espessura máxima

% constantes da fórmula padrão de yt para aerofólios de 4 dígitos
a0= 0.2969;
a1=-0.1260;
a2=-0.3516;
a3= 0.2843;
a4=-0.1036; % para gerar o bordo de fuga

%% [[Definindo o espaçamento das coordenadas-----]]
if Espacamento==1
    beta=linspace(0,pi,Pontos)';
    x=(0.5*(1-cos(beta))); % espaçamento baseado em meio cosseno

else
    x=linspace(0,1,Pontos)'; %espaçamento uniforme

end

%% [[Aplicando as fórmulas-----]]
yt=(t/0.2)*(a0*sqrt(x)+a1*x+a2*x.^2+a3*x.^3+a4*x.^4);

xm1=x(find(x<=p));
xm2=x(find(x>p));
xm=[xm1 ; xm2];

if p==0
    xe=x; % x do extradorso
    ye=yt; % y do extradorso

    xi=x; % x do intradorso
    yi=-yt; % y do intradorso

else
    ym1=(m/p^2)*(2*p*xm1-xm1.^2);
    ym2=(m/(1-p)^2)*((1-2*p)+2*p*xm2-xm2.^2);
    ym=[ym1 ; ym2];

    dym1_dx=(m/p^2)*(2*p-2*xm1);
    dym2_dx=(m/(1-p)^2)*(2*p-2*xm2);
    dym_dx=[dym1_dx ; dym2_dx];
    theta=atan(dym_dx);

    xe=x-ym.*sin(theta);

```



```

    ye=ym+yt.*cos(theta);

    xi=x+yt.*sin(theta);
    yi=ym-yt.*cos(theta);
end

%% [[Invertendo as coordenadas-----]]

x=[xe ; xi];
z=[ye ; yi];

%% [[Imprimindo e gerando arquivo .dat para o ANSYS-----]]
col_1=linspace(1,1,2*Pontos)'; % primeira coluna
num=linspace (1,2*Pontos,2*Pontos)'; % segunda coluna
num_zero=0; % segunda coluna última linha
num_total=[num;num_zero]; % junção para criação da segunda coluna
z_imp=linspace(0,0,2*Pontos)'; % última coluna

F=num2str([Pontos 1 0; x z z_imp]) % matriz de valores para arquivo .dat

NomeArquivo=['ICEM_NACA' NACAnome '.dat']; % definindo nome do arquivo
dlmwrite(NomeArquivo,F,'delimiter','')

Data=fileread(NomeArquivo);
%Data=strrep(Data,',' ,'); transforma "." em ","
FID=fopen(NomeArquivo, 'w'); %saída NACAxxxx.dat
fwrite(FID, Data, 'char');
fclose(FID)

%% [[Aumentar a qualidade de impressao das figuras-----]]
width = 7; % Width in inches % Largura em polegadas
height = 4; % Height in inches % Altura em polegadas
alw = 0.75; % AxesLineWidth % Largura da linha de eixo
fsz = 12; % Fontsize % Tamanho da fonte
lw = 2; % LineWidth % Largura da linha
msz = 8; % MarkerSize % Tamanho do marcador
figure(1);
pos = get(gcf, 'Position');
set(gcf, 'Position', [pos(1) pos(2) width*100, height*100]); %<- Set size
set(gca, 'FontSize', fsz, 'LineWidth', alw); %<- Set properties

%% [[Plotando o gráfico e salvando a figura-----]]
plot(xe, ye, 'b-', 'LineWidth', lw) % extradorso em azul
hold on
plot(xm, ym, 'k-', 'LineWidth', lw) % linha média em preto
plot(xi, yi, 'r-', 'LineWidth', lw) % intradorso em vermelho
legend('Extradorso', 'Linha Média', 'Intradorso')

axis equal
xlabel('x', 'Color', 'k');
ylabel('y', 'Color', 'k');
NomeFigura=['NACA ' NACAnome]; % definindo nome da figura
title(NomeFigura)
print(NomeFigura, '-dpng', '-r800'); % salva a figura no diretório

```