

PROJETO DE GRADUAÇÃO

**Estudo Aerodinâmico de Asa em Efeito Solo
para Gerar Sustentação Usando Ferramentas de
Dinâmica de Fluidos Computacional**

Por,

Matheus Chimango Alves

Brasília, 13 de julho de 2017

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA

FACULDADE DE TECNOLOGIA

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

PROJETO DE GRADUAÇÃO

Estudo Aerodinâmico de Asa em Efeito Solo para Gerar Sustentação Usando Ferramentas de Dinâmica de Fluidos Computacional

Por,

Matheus Chimango Alves

Relatório submetido como requisito parcial para obtenção
do grau de Engenheiro Mecânico

Banca Examinadora

Prof. Luis Felipe de Aguilar Paulinyi,
UnB/ ENM (Orientador) _____

Prof. Roberto Bobenrieth Miserda,
UnB/ ENM (Coorientador) _____

Prof. José Luiz Alves da Fontoura Rodrigues,
UnB/ ENM (Examinador Interno) _____

Brasília 13 de julho de 2017

A minha mãe, Dona Jô, que esteve presente em toda a minha trajetória.

Agradecimentos

Agradeço a minha família pelo apoio que eu tive antes mesmo de entrar na universidade, aos meus amigos que fiz dentro do curso de Engenharia Mecânica, principalmente aos amigos da "diretoria" que me acompanharam durante toda trajetória. Agradeço ao professor José Luiz Alves da Fontoura, em que na disciplina Mecânica dos Fluidos 1, me fez ter o interesse e a paixão pela área de mecânica dos fluidos durante uma breve explicação de aerodinâmica e a geração de sustentação em uma aula. Agradeço também a equipe de competição Draco Volans Aerodesign, em que tive a oportunidade de estudar e trabalhar na área de projeto aerodinâmico por um ano e meio, onde não só aprendi a usar ferramentas de CFD como me inspiraram para o assunto de efeito solo abordado nesse presente trabalho. Agradeço ao meu orientador Luis Felipe Paulinyi que me ajudou com a ferramenta de CFD quando estava na equipe de competição e me encorajou a transformar o estudo realizado para o relatório da equipe Draco Volans em um projeto de graduação, me fazendo trabalhar no que gosto e com paixão realizei esse presente trabalho.

Por último e mais importante agradeço a minha mãe, que se esforçou desde quando eu era criança a ter a melhor educação possível dentro de nossas condições, me matriculando nas melhores escolas públicas a quilômetros de onde morávamos, me acompanhando e ensinando a ter minha independência e correr atrás dos meus sonhos. Com muita luta e garra me deu todas as condições possíveis para que eu conseguisse manter os estudos e pudesse chegar onde cheguei. Sem ela nada do que realizei teria sido possível. Obrigado mãe.

Resumo

O presente trabalho apresenta uma revisão bibliográfica e um estudo computacional utilizando ferramentas de CFD com o objetivo de investigar os resultados de simulações numéricas do escoamento sobre uma asa para aplicação aeronáutica em efeito solo com o propósito de se gerar sustentação. Realizou-se uma seleção de parâmetros de entrada para a simulação através de estudos de malha e domínio e comparou-se os resultados com uma asa já investigada em ensaios experimentais. Obteve-se dados qualitativos e quantitativos através de dois modelos diferentes de turbulência onde foi observado uma melhor captura do fenômeno do efeito solo para o modelo $k-\epsilon$, porém ainda com uma diferença de 20% na solução do arrasto no ponto mais crítico de toda análise, evidenciado a dificuldade na predição do arrasto através de soluções das Equações Médias de Navier Stokes (RANS) sem deixar de demonstrar a importância que o RANS tem para o CFD em uma escala industrial.

Palavras-chaves: CFD. Efeito Solo. Sustentação. Aerodinâmica Computacional. RANS.

Abstract

The present work presents a bibliographical review and a computational study using CFD tools, with the objective of investigating the results of numerical simulations of the flow on a platform for aeronautical application in ground effect with the purpose of lift generation. A selection of input parameters for the simulation was performed through mesh and domain studies and the results were compared with a wing already investigated in experimental tests. We obtained qualitative and quantitative data through two different models of turbulence where a better capture of the phenomenon of the ground effect for the $k-\epsilon$ model was observed, still with a difference of 20% in the solution of the drag at the most critical point of the analysis, evidencing the difficulty in the prediction of the drag through solutions of the Navier Stokes Medium Equations (RANS), while demonstrating an importance for RANS for CFD on an industrial scale.

Key-words: CFD. Ground Effect. Lift. Computational Fluid Dynamics. RANS.

Lista de Figuras

Figura 1 – Vórtice de ponta de asa gerado pelo efeito do campo de pressão em uma asa finita. (NASA-LARC, 1990)	2
Figura 2 – Distribuição da sustentação pela envergadura da asa através da superposição de vórtices ao longo da linha sustentadora elíptica de Prandtl. (ANDERSON, 2011)	4
Figura 3 – Perfil aerodinâmico refletido como representação do efeito solo. (WIESESBERGER, 1921)	5
Figura 4 – Gráfico de razão de sustentação pelo arrasto por distância das asas, para α igual a 8, 12 e 16 graus para a asa <i>Martin no. 2</i> . (RAYMOND, 1921)	6
Figura 5 – Dados experimentais, RPM do propulsor pela velocidade do ar, em diferentes altitudes de voo da aeronave <i>VE-7</i> . (REID, 1927)	7
Figura 6 – Hovercraft modelo BHC AP1-88. (YUN; BLIAULT; DOO, 2010)	7
Figura 7 – Ekranoplan modelo SM-2. (YUN; BLIAULT; DOO, 2010)	8
Figura 8 – Foto tirada do hidroavião DO-X em Altenrhein no Lago de Constança em Agosto de 1930. (PAHL, 1930)	8
Figura 9 – Foto tirada do DO-X sobrevoando superfície da água. (PAHL, 1932)	9
Figura 10 – "Monstro do Mar Cáspio"KM. (YUN; BLIAULT; DOO, 2010)	9
Figura 11 – Curvas obtidas pelo estudo de Fink e Lastinger para uma asa de perfil <i>L-1367</i> com e sem <i>endplates</i> para <i>AR</i> igual a 1, 4 e 2, 4 e α em efeito solo. (FINK; LASTINGER, 1961)	10
Figura 12 – Configurações de asa com e sem <i>endplates</i> que foram utilizados nos ensaios do Jung et al para investigação do efeito solo para asas com perfil NACA6409 (JUNG, 2008)	12
Figura 13 – Visualizações de linhas de emissão por escoamento de fumaça em torno de uma asa com perfil NACA6409 de <i>AR</i> igual a 1, 5 e α igual a 8° para (a) <i>h/c</i> igual a 0, 5 e (b) <i>h/c</i> igual a 0, 1 (JUNG, 2008).	12

Figura 14 – Variação do C_L e C_D em função da distância da asa ao solo h/c através do ângulo de ataque α para a asa sem <i>endplate</i> (Figuras de (a) a (c)) e para o primeiro modelo de <i>endplate</i> (Figuras de (d) a (f)) nas três razões de aspecto AR diferentes (JUNG, 2008).	13
Figura 15 – Gráficos mostrando aumento parabólico do $C_{M_{c/4}}$ com a elevação do ângulo de ataque (α) com a presença do efeito solo para a asa sem <i>endplate</i> (Figuras de (a) a (c)) e para o primeiro modelo de <i>endplate</i> (Figuras de (d) a (f)) nas três razões de aspecto AR diferentes (JUNG, 2008).	14
Figura 16 – Modificação das linhas de corrente no extradorso e intradorso em uma asa finita. (ANDERSON, 2011)	15
Figura 17 – <i>Trailing vortices</i> produzidos nas extremidades da asa. Visualização produzida por tubos de corrente formados por fumaça em um túnel de vento. (HEAD, 2006)	16
Figura 18 – Ilustração da esteira de vórtices produzidos na ponta da asa de um WIG. (a) Fora do efeito solo; (b) Com efeito solo. (CUI; ZHANG, 2010)	17
Figura 19 – Efeito do <i>downwash</i> em uma sessão transversal local de uma asa finita. (ANDERSON, 2011)	18
Figura 20 – Influência do efeito solo na razão de aspecto efetiva asa. (a) Aeronave fora do efeito solo; (b) Aeronave em efeito solo. Aumento da razão de aspecto efetiva da asa. (YUN; BLIAULT; DOO, 2010)	19
Figura 21 – Redução do <i>downwash</i> em um escoamento com circulação quando é aplicado o método de reflexão como representação do solo. (HOERNER, 1985)	20
Figura 22 – Curva de medidas de uma grandeza em um local de um escoamento turbulento ao longo do tempo. Decompondo o valor médio e sua flutuação no tempo (HOUGHTON, 2013).	25
Figura 23 – Problema completo de um perfil aeronáutico ilustrando a formação da camada limite em volta do perfil e a esteira formada atrás do corpo aerodinâmico (HOUGHTON, 2013).	26
Figura 24 – Crescimento de um perfil aerodinâmico para uma problema de placa ilustrando a espessura da camada limite δ ao se descolar pela placa (HOUGHTON, 2013).	26
Figura 25 – Transição da camada limite laminar sobre uma placa plana sem gradiente de pressão, para uma camada limite totalmente turbulenta (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).	27
Figura 26 – Comparação dos perfis de camada limite laminar e turbulento para uma placa plana, adimensionalizando pela espessura da camada limite δ (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).	28

Figura 27 – Comparação dos perfis de velocidade da camada limite para gradientes de pressão (dado por Eq. 2.6) (a) favorável ao escoamento; (b) nulo; (c) fracamente adverso; (d) criticamente adverso em que ocorre o ponto de separação e a tensão cisalhante (Eq.2.7) na parede é nulo, e; (e) muito adversa onde apresenta o escoamento reverso (tensão cisalhante na parede é negativa) (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).	29
Figura 28 – Produção de energia cinética turbulenta normalizada nas regiões da camada limite (KLINE, 1967).	30
Figura 29 – Configuração experimental realizada para investigação de asas com perfil NACA6409 em efeito solo representado por placa fixa (JUNG, 2008).	40
Figura 30 – Modelo da asa perfil NACA6409 desenhada no <i>software</i> SOLIDWORKS 2016 com 200 milímetros de corda aerodinâmica e apenas 100 milímetros de envergadura para utilizar plano de simetria na raiz (em uma das extremidades) reduzindo o custo computacional das simulações.	41
Figura 31 – Modelo da placa fixa desenhada no <i>software</i> SOLIDWORKS 2016 com 2 metros de comprimento, 4 mm de espessura e 3 metros de largura.	41
Figura 32 – Domínio de cálculo do volume de controle com as suas faces externas denominadas (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).	42
Figura 33 – Volumes de controle interno para refinamento de locais críticos como: A ponta asa com um volume em forma de tronco de cone (<i>Endwing</i>); As proximidades da asa com uma caixa retangular (<i>Close</i>), e; O bordo de fuga da asa com um cilindro em toda a envergadura da asa (<i>TERefiner</i>) (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).	45
Figura 34 – Malha obtida para as seleções e valores citados nas Tabelas 3 e 2 configurando os valores de refinamento e número de camadas prismáticas iniciais (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).	45
Figura 35 – Ampliação da malha na asa para as seleções e valores citados nas Tabelas 3 e 2 configurando os valores de refinamento e número de camadas prismáticas iniciais (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).	46
Figura 36 – Gráfico obtido através do estudo do <i>Wall y^+</i> na asa com o tratamento <i>All y^+ Wall Treatment</i> para o caso analisado encontrando a interferência da quantidade de camadas prismáticas (<i>Prism Layers</i>) nos coeficientes aerodinâmicos.	46
Figura 37 – Imagem da distribuição do <i>Wall y^+</i> para o quinto caso com 20 camadas de (<i>Prism Layers</i>) na asa (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).	47
Figura 38 – Gráfico obtido através do estudo do <i>Wall y^+</i> na placa fixa com o tratamento <i>All y^+ Wall Treatment</i> para o caso analisado encontrando a interferência da quantidade de camadas prismáticas (<i>Prism Layers</i>) nos coeficientes aerodinâmicos.	48

Figura 39 – Imagem da distribuição do $Wall Y^+$ para o quarto caso com 20 camadas de (<i>Prism Layers</i>) na placa fixa (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	49
Figura 40 – Imagem do volume de controle exibindo as direções que serão controladas para a expansão do domínio de cálculo para a realização do estudo do domínio (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	50
Figura 41 – Gráfico obtido a partir do estudo sobre a influência da dimensão do domínio de cálculo, representado pela quantidade de elementos, nos coeficientes aerodinâmicos da asa.	51
Figura 42 – Gráfico obtido a partir do estudo de independência de malha da solução nos coeficientes aerodinâmicos da asa, sendo a variável independente desse estudo o comprimento base (ou <i>Base Size</i>) dado em metros.	52
Figura 43 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso 4 para o estudo do $Wall y^+$ para a placa fixa (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	52
Figura 44 – Imagem da malha produzida para as configurações básicas iniciais selecionadas a qual gerou elementos com má formação entre o bordo de ataque da asa e a placa que possibilitaram a divergência da solução (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	53
Figura 45 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso para as configurações selecionadas ao aproximar a asa do solo para h/c igual a 0,3 em que houve a divergência abrupta da solução (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	55
Figura 46 – Distribuição para os valores de $Wall y^+$ na asa e placa fixa para a configuração final selecionada a ângulo de ataque a 0° e h/c igual a 0,05 (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	56
Figura 47 – Campo de velocidade próximo a asa para a configuração a ângulo de ataque a 0° e h/c igual a 0,05, evidenciando a imersão da asa dentro da camada limite da placa fixa (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	57
Figura 48 – Curvas experimentais de C_L e C_D por h/c e α para asa com razão de aspecto 1 sem <i>endplates</i> obtidas por (JUNG, 2008).	58
Figura 49 – Curvas obtidas durante o processo de validação com dados das simulações realizadas agrupados por ângulo de ataque (α) para os coeficientes C_L e C_D variando a distância da asa ao solo pela relação h/c para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem <i>endplates</i> (JUNG, 2008).	61
Figura 50 – Gráfico comparativo, para os dados de C_L , entre a análise experimental e a simulação numérica variando a distância da asa ao solo pela relação h/c para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem <i>endplates</i> .	62

Figura 51 – Gráfico comparativo, para os dados de C_D , entre a análise experimental e a simulação numérica variando a distância da asa ao solo pela relação h/c para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem <i>endplates</i>	63
Figura 52 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 0° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	64
Figura 53 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 0° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	65
Figura 54 – Campo de coeficiente de pressão na raiz da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 0° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	66
Figura 55 – Campo de coeficiente de pressão na raiz da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 0° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	67
Figura 56 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos no extradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	68
Figura 57 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos no extradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	68
Figura 58 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos do intradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	69
Figura 59 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos do intradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	69

Figura 60 – Tubos de corrente obtidas através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	70
Figura 61 – Tubos de corrente obtidas através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	70
Figura 62 – Gráfico obtido a partir do estudo de independência de malha da solução nos coeficientes aerodinâmicos da asa em seu caso mais crítico, ângulo de ataque 8° e distância da asa ao solo h/c igual a 0,05, sendo a variável independente desse estudo a quantidade de elementos gerados durante a variação do comprimento base (ou <i>Base Size</i>).	71
Figura 63 – Curvas comparativas de C_L e C_D dos dados experimentais e dos resultados obtidos para a nova malha de 21 milhões de elementos usando o modelo Spalart-Allmaras, ângulo de ataque 8° para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem <i>endplates</i> (JUNG, 2008).	72
Figura 64 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	73
Figura 65 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	74
Figura 66 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	75
Figura 67 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	77
Figura 68 – Campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	78

Figura 69 – Campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	79
Figura 70 – Curvas comparativas de C_D dos dados experimentais e dos resultados obtidos para os modelos K- ϵ e Spalart-Allmaras com uma malha de 21 milhões de elementos e modelo Spalart-Allmaras e malha com 4 milhões de elementos, com a asa a ângulo de ataque 8° para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem <i>endplates</i> (JUNG, 2008).	80
Figura 71 – Curvas comparativas de C_L dos dados experimentais e dos resultados obtidos para os modelos K- ϵ e Spalart-Allmaras com uma malha de 21 milhões de elementos e modelo Spalart-Allmaras e malha com 4 milhões de elementos, com a asa a ângulo de ataque 8° para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem <i>endplates</i> (JUNG, 2008).	81
Figura 72 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	82
Figura 73 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	83
Figura 74 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	84
Figura 75 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	85
Figura 76 – Campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	86
Figura 77 – Campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	87

Figura 78 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	88
Figura 79 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos no extradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	89
Figura 80 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos no extradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	89
Figura 81 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos do intradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	90
Figura 82 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos do intradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	91
Figura 83 – Tubos de corrente obtidas através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	92
Figura 84 – Tubos de corrente obtidas através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	93
Figura 85 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso para as configurações selecionadas ao aproximar a asa do solo para h/c igual a 0,05 e ângulo de ataque igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	94
Figura 86 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso para as configurações selecionadas ao aproximar a asa do solo para h/c igual a 0,05 e ângulo de ataque igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência k- ϵ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	95

Figura 87 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso para as configurações selecionadas ao aproximar a asa do solo para h/c igual a 0,05 e ângulo de ataque igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e selecionando um cálculo para um escoamento laminar (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	96
Figura 88 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e simulando um escoamento laminar (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	97
Figura 89 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e simulando um escoamento laminar (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+ ®).	98

Lista de Tabelas

Tabela 1 – Constantes do modelo padrão de turbulência Spalart-Allmaras (SPALART; ALLMARAS, 1994)	34
Tabela 1 – Constantes do modelo padrão de turbulência K- ϵ (VERSTEEG; MALASEKERA, 2007)	37
Tabela 2 – Propriedades da malha de camadas prismáticas configuradas para a criação da malha de cálculo	44
Tabela 3 – Propriedades globais de malha	44
Tabela 4 – Dados obtidos através do estudo do <i>Wall y^+</i> na asa com o tratamento <i>All Y^+ Wall Treatment</i> para o caso analisado encontrando a interferência da quantidade de camadas prismáticas (<i>Prism Layers</i>) nos coeficientes aerodinâmicos.	47
Tabela 5 – Dados obtidos através do estudo do <i>Wall Y^+</i> na asa com o tratamento <i>All y^+ Wall Treatment</i> para o caso analisado encontrando a interferência da quantidade de camadas prismáticas (<i>Prism Layers</i>) nos coeficientes aerodinâmicos.	48
Tabela 6 – Dados obtidos através do estudo da influência da dimensão do domínio de cálculo nos coeficientes aerodinâmicos da asa, sendo que os valores das "Dimensões do Domínio de Cálculo" são dados em metros.	50
Tabela 7 – Dados obtidos através do estudo de independência de malha da solução, sendo a variável independente desse estudo é o comprimento base, ou (<i>Base Size</i>) dado em metros.	51

Lista de Símbolos

Símbolos Latinos

b	Envergadura de asa	$[m]$
c	Corda média aerodinâmica	$[m]$
\vec{g}	Vetor da aceleração gravitacional	$[m/s^2]$
h	Distância da asa a superfície plana (solo ou água)	$[m]$
k	Energia Cinética Turbulenta Média	$[m^2/s^2]$
P	Pressão	$[Pa]$
U	Velocidade do escoamento	$[m/s]$
U_∞	Velocidade do escoamento não perturbado	$[m/s]$
\vec{u}	Vetor de Velocidade	$[m/s]$
$\vec{u}(\vec{x}, t)$	Vetor de Velocidade instantânea local	$[m/s]$
$\vec{\bar{u}}(\vec{x})$	Parcela temporal (média) Velocidade local	$[m/s]$
$\vec{u}'(\vec{x}, t)$	Flutuação da Velocidade no tempo (variável aleatória centrada)	$[m/s]$
u_τ	Velocidade de Atrito	$[m/s]$
t	Tempo	$[s]$
S	Área da asa	$[m^2]$
x	Comprimento característico	$[m]$
x_{crit}	Comprimento critico de transição de escoamento laminar para turbulento	$[m]$
y	Comprimento em uma direção perpendicular a x de uma coordenada cartesiana	$[m]$

Símbolos Gregos

α	Ângulo de Ataque Geométrico	$^\circ$
α_{eff}	Ângulo de Ataque Efetivo	$^\circ$
α_i	Ângulo de Ataque Induzido	$^\circ$
δ	Espessura da camada limite	$[m]$
δ_{ij}	Delta de Kroenecker	

μ	Viscosidade dinâmica do fluido	$[Pa\ s]$
	Viscosidade Dinâmica Turbulenta	$[Pa\ s]$
μ_t		
ν_a	Viscosidade cinemática do fluido	$[m/s^2]$
ν_t	Viscosidade Cinética Turbulenta	$[m/s^2]$
$\tilde{\nu}$	Viscosidade Cinética Turbulenta modificada	$[m/s^2]$
ρ	Densidade do fluido	$[kg/m^3]$
ρ_w	Densidade do fluido na parede	$[kg/m^3]$
τ_w	Tensão cisalhante na parede	$[Pa]$

Grupos Adimensionais

AR	Razão de Aspecto
C_D	Coefficiente de Arrasto da Asa
C_L	Coefficiente de Sustentação da Asa
$C_{M_{c/4}}$	Coefficiente de Momento a 1/4 da corda da Asa
E	Eficiência aerodinâmica
Re	Número de Reynolds do escoamento
Re_{crit}	Número crítico de Reynolds do escoamento
Re_x	Número de Reynolds para um comprimento x
u^+	Velocidade Adimensional da camada limite
y^+	Comprimento Adimensional da Camada Limite (Número de Reynolds da Camada Limite)

Subscritos

Siglas

ACV	<i>Air Cushion Vehicle</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
UnB	Universidade de Brasília
USA	United States of America
KM	<i>Korabl Maket</i>
MIT	<i>Massachusetts Institute of Technology</i>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>

PAR	<i>Power Augmented Ram</i>
RANS	<i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i>
RPM	Rotações por Minuto
WIG	<i>Wing-in-Ground effect craft</i>

Sumário

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	Motivações e Aplicações	1
1.2	Objetivos	3
1.3	Revisão Bibliográfica	4
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	15
2.1	Downwash e o Arrasto Induzido em Efeito Solo	15
2.2	Ferramenta CFD e a Engenharia	19
2.3	Turbulência e Camada Limite	24
2.3.1	Camada Limite Turbulenta	25
2.4	RANS e Modelo de Turbulência	31
2.4.1	Modelo Spalart-Allmaras	32
2.4.2	Modelo K- ϵ	35
3	METODOLOGIA	38
3.1	Seleção Experimental para Validação	39
3.2	Condições de Contorno	41
3.3	Análise e Escolha para $Wall\ y^+$	45
3.4	Estudos de Domínio e Malha	49
3.5	Validação dos Parâmetros de Simulação	52
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	58
5	CONCLUSÕES	100
	REFERÊNCIAS	102

1 INTRODUÇÃO

1.1 Motivações e Aplicações

O setor de aviação civil é um dos principais mercados estratégicos de um país por permitir a integração ao mercado internacional. Porém, é necessário efetuar uma análise financeira cuidadosa, pois são utilizadas máquinas de alto valor agregado, além de haver uma demanda por logísticas de alto custo para controlar a movimentação de todo o setor aéreo. O lucro máximo de uma empresa de aviação está ligado diretamente a carga útil transportada e ao um máximo alcance, fazendo com que a demanda por aeronaves mais eficientes possa ser fator decisivo não só para a compra de aeronaves já fabricadas como no projeto de uma nova aeronave.

A carga útil de uma aeronave é a quantidade de massa que esta consegue deslocar além de sua própria massa e do combustível necessário para a missão. Carga útil traduz-se em dinheiro das passagens e no valor do frete de produtos, sendo a principal fonte de renda da empresa de aviação civil. Porém a queima de combustíveis em aeronaves não só representa um grande custo para a empresa quanto impacta diretamente nos problemas atuais ambientais que nos encontramos. A eficiência energética dos sistemas propulsores é afetada pelo arrasto que a aeronave gera devido ao seu movimento, fazendo com que a redução do arrasto possa não só ser traduzida em um maior alcance para a missão, como para a mesma distância o combustível possa ser substituído em carga útil aumentando o número de passageiros e mercadorias diminuindo o custo de passagens e valores de transporte (ACKERT, 2013).

$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad (1.1)$$

O efeito solo é conhecido por melhorar a Eficiência Aerodinâmica dada pela Eq. 1.1 através da redução do efeito produzido pelos vórtices de ponta de asa (Fig. 1). Tais vórtices são responsáveis por gerar uma modificação na direção do escoamento resultando em uma diminuição da sustentação da asa para um determinado ângulo de ataque comparando-se com a mesma asa em um escoamento livre. Outro fenômeno atrelado ao efeito solo é conhecido como "colchão de ar" (do inglês *air cushion*) que é o aprisionamento do ar em alta pressão entre o intradorso da asa (ou de uma outra superfície inferior do veículo)

e o solo (ou água) somando-se ainda mais sustentação ao veículo em questão (YUN; BLIAULT; DOO, 2010).



Figura 1 – Vórtice de ponta de asa gerado pelo efeito do campo de pressão em uma asa finita. (NASA-LARC, 1990)

Em uma aeronave, o efeito começa a ser perceptível quando a mesma se encontra a uma distância igual ou menor que a envergadura de sua asa para o solo ou para a superfície da água. O solo influencia o campo de velocidade do escoamento ao redor da asa, fazendo com que o efeito conhecido como vórtice de ponta de asa seja reduzido, produzindo uma redução do arrasto induzido provocado por esses vórtices e aumentando a sustentação gerada pelo escoamento com a deflexão da direção induzida do ar através da asa. Tal deflexão do ar é conhecida como *downwash* (que será melhor abordado na seção 2.1), o qual é responsável pela redução do ângulo de ataque efetivo na asa. (CUI; ZHANG, 2010).

A observação do fenômeno no começo do século XX forçou a comunidade científica e tecnológica a voltar seus olhos para o efeito solo, pois se mostrava presente em uma das criações mais importantes para a sociedade contemporânea, as aeronaves, não só em suas aplicações militares, mas também no setor de transporte aéreo civil, que movimenta bilhões de dólares em cargas e passageiros de maneira rápida e eficiente, tornando-se em um dos alicerces do mundo moderno.

A eficiência aerodinâmica de um veículo, portanto, são de extrema importância no mundo contemporâneo, afetando não só o mercado quanto no impacto ambiental, motivando o presente trabalho no estudo do fenômeno do efeito solo que afeta o projeto de aeronaves, além de ser o fator principal para máquinas que tem ganhado muito espaço desde a metade do século XX, que se torna possível o seu deslocamento quando em efeito solo, como os *hovercrafts* e WIG's (Veículos com Asa em Extremo Efeito Solo ou do

inglês *Wing-in-Ground effect craft*) que podem futuramente competir com a atual matriz de transporte devido ao seu potencial em relação a redução no arrasto (CUI; ZHANG, 2010).

1.2 Objetivos

O Objetivo principal deste trabalho é a análise com ferramentas de Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) do efeito aerodinâmico da aproximação de uma asa à uma superfície representativa do solo buscando compreender o fenômeno físico que causa o aumento da sustentação em uma superfície aerodinâmica nessa região e verificar em que grau as ferramentas escolhidas são capazes de reproduzir o fenômeno. O presente estudo consiste nas seguintes partes:

- Revisão bibliográfica sobre motivações e aplicações que levaram ao início do estudo do efeito solo fundamentadas a partir de artigos, notas históricas e livros que reuniram pesquisas científicas e tecnológicas na área da aerodinâmica e formularam equações empíricas e analíticas para o efeito solo, tanto a partir de análises numéricas quanto experimentais, evidenciando os resultados tecnológicos na indústria aeronáutica e naval;
- Agrupar um conjunto de fundamentações teóricas e formulações matemáticas a partir de conclusões já obtidas sobre o tema na revisão bibliográfica que serão utilizados pelas ferramentas computacionais e quais tipos de métodos de representatividade do solo que poderão ser usados para a análise do efeito explicando melhor os efeitos aerodinâmicos que influenciarão o estudo;
- Definir a ferramenta computacional que será utilizada justificando seu uso e escolher seus parâmetros básicos que serão utilizados para os estudos de domínio e malha, que iniciarão o processo para a validação das simulações que serão realizadas;
- Escolher estudo experimental anteriormente realizado para a validação dos parâmetros de simulação computacional e justificando sua escolha;
- Verificar a influência das dimensões do domínio de cálculo e quantidade de elementos que serão utilizados para a validação da malha, modelo de turbulência e parâmetros físicos;
- Realizar a validação da malha, modelo de turbulência escolhido e parâmetros físicos, configurados a partir de dados experimentais obtidos em estudos experimentais em túnel de vento anteriormente realizados, com a construção de gráficos comparativos para os coeficientes encontrados nas simulações com os dados experimentais gerando curvas de C_D e C_L para diferentes ângulos de ataque (α) em diferentes distâncias para asa do solo representado;

- Analisar os dados obtidos com as simulações e discutir possíveis diferenças dos resultados computacionais para com os resultados experimentais;

1.3 Revisão Bibliográfica

Um efeito de amortecimento, declarado por pilotos ao se aproximarem do chão em uma aterrissagem (ROZHDESTVENSKY, 2000), levaram aos primeiros estudos experimentais na década de 1920. Estudo conduzido por Wiesesberger (1921), em seu trabalho intitulado de "*Wing resistance near the ground*", tratou o problema da proximidade do solo em asa como uma extensão da teoria de Lanchester–Prandtl, que apresenta a solução para distribuição de sustentação genérica ao longo da envergadura de uma asa (Fig. 2) a partir da sua geometria (ANDERSON, 2011), e aplicando conceitos básicos do arrasto induzido em aeronaves multiplano (aeronaves com mais de uma asa). Sua análise utilizou-se de uma asa refletida no plano inferior (Fig. 3) resultando em um aumento de sustentação com proximidade dessa representação do solo com a asa (WIESESBERGER, 1921).

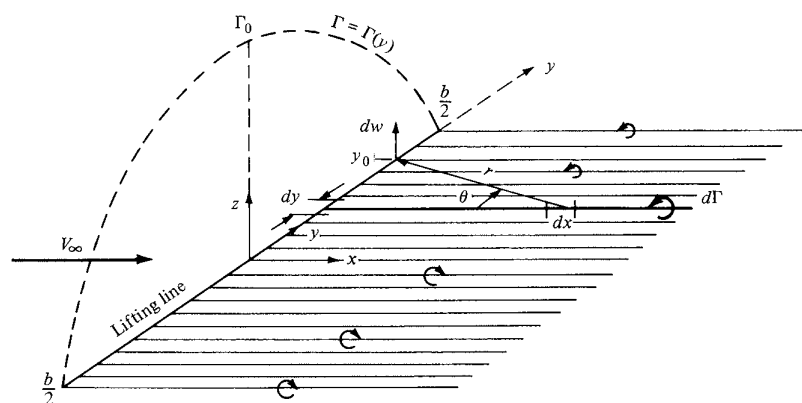


Figura 2 – Distribuição da sustentação pela envergadura da asa através da superposição de vórtices ao longo da linha sustentadora elíptica de Prandtl. (ANDERSON, 2011)

Ainda em 1921, Arthur E. Raymond no MIT realizou ensaios experimentais utilizando dois modelos de asa refletidos em túnel de vento com o objetivo de analisar a influência do efeito solo para uma montagem experimental em que a camada limite de uma placa fixa não influenciasse o escoamento em torno da asa analisada. A análise com uma placa fixa havia sido realizada antes por A. A. Merrill em seu artigo de 1920 "*Ground Effect on Wings*" (MARRILL, 1920) e serviu de embasamento para a pesquisa de Raymond onde utilizou asas retangulares com perfis aerodinâmicos *Martin no. 2*, *R.A.F. 15 Special* e *U.S.A 27* (Fig.4). Porém a conclusão obtida é que para o experimento realizado, foi observado que a influência da placa fixa no escoamento, comparando-se com o método de asa refletida, só foi claramente notada em altos ângulos de ataque α próximos do ponto de máxima sustentação (RAYMOND, 1921).

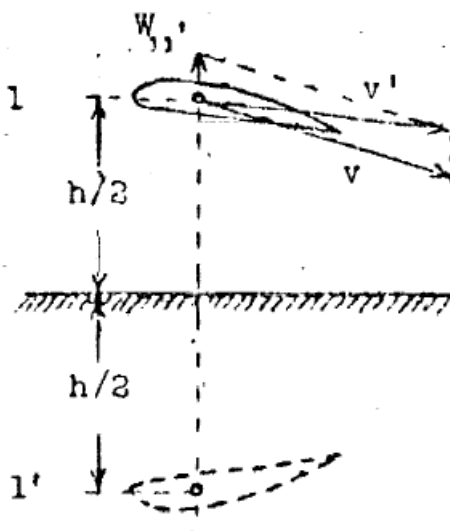


Figura 3 – Perfil aerodinâmico refletido como representação do efeito solo. (WIESESBERGER, 1921)

Em 1927, Elliot G. Reid, embasado por estudos analíticos e experimentais realizados anteriormente, decidiu realizar uma abordagem diferente utilizando uma aeronave em escala real na qual investigou os efeitos da proximidade com o solo com a asa. Foi selecionada *VE-7* como a aeronave que seria estudada. A abordagem para os testes foram a variação da rotação do propulsor da aeronave medindo a velocidade do ar em uma dada altitude, variando de 9 a 5 pés de distância do solo (veja Fig. 5). Os dados foram comparados com as rotações do motor para diferentes velocidades do vento fora do efeito solo, os quais corroboraram ainda mais o aumento da razão da sustentação pelo arrasto quando próximos do solo (REID, 1927).

O russo Tsiolkovsky em 1927 apresentou os primeiros métodos teóricos para análise do "colchão de ar", efeito encontrado em trem expressos que faziam diminuir a aderência com os trilhos em alta velocidade. Tal efeito se mostrou muito útil para a criação dos veículos chamados *Hovercraft*, ou ACV (Air Cushion Vehicle), (Fig. 6) que se utilizam do colchão de ar como modo de reduzir o atrito que teria com o solo ou com a água, tornando possível sua movimentação através do seu sistema de propulsão (CUI; ZHANG, 2010).

Por volta do ano de 1928, um americano chamado Stewart Warner, desenvolveu um tipo de aeronave que ficou conhecido como "‘compressor’ airplane", pelo direcionamento dos gases de exaustão ao intradorso da asa. (CUI; ZHANG, 2010). Tal aplicação foi mais tarde conhecida como PAR (Power Augmented Ram), ou Ampliação Forçada de Potência, no qual esse direcionamento do ar para o intradorso, serviu para amplificar o efeito do colchão de ar aprisionado entre o solo ou superfície da água e o intradorso da asa. O PAR começou a ser utilizado e otimizado para os veículos WIG's amplificando a eficiência aerodinâmica e facilitando a sua decolagem aparecendo apenas na década de 1960 na Rússia com o desenvolvimento do SM-2 (Fig. 7), veículo do tipo WIG que eram

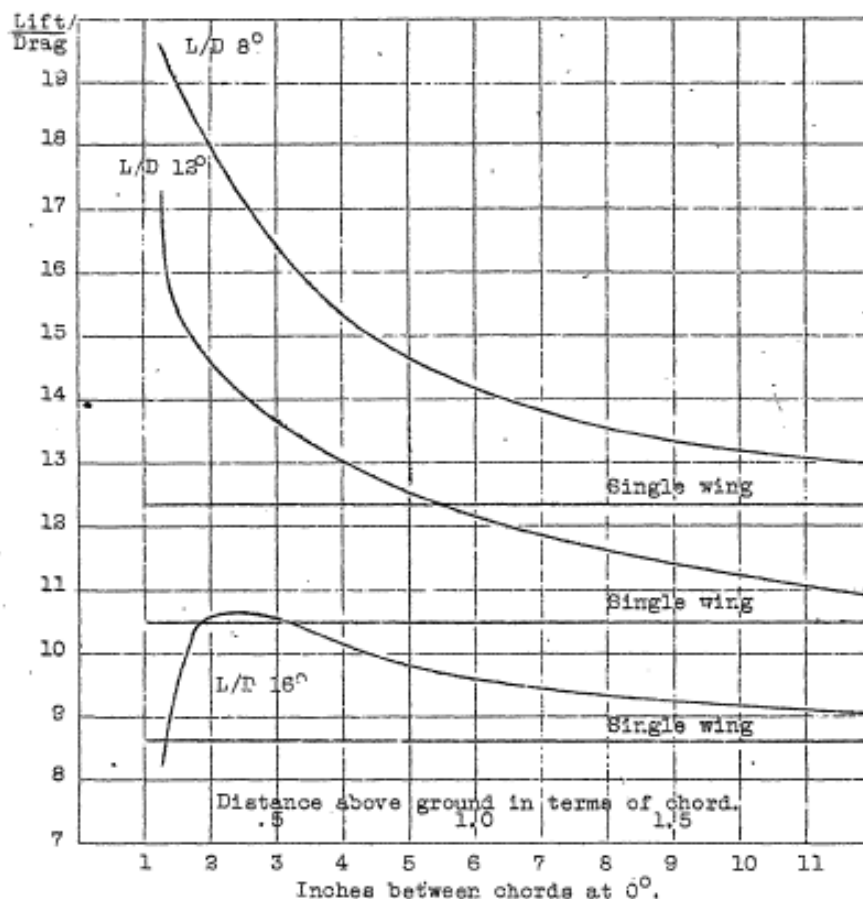


Figura 4 – Gráfico de razão de sustentação pelo arrasto por distância das asas, para α igual a 8, 12 e 16 graus para a asa *Martin no. 2*. (RAYMOND, 1921)

conhecidos como *Ekranoplan* (ZHIGANG; WEI, 2009).

A eficiência econômica devido a redução do arrasto e aumento da sustentação despertou a curiosidade da comunidade científica e instigou interesse nos engenheiros da época, quando em 1932 um hidroavião modelo DO-X (ver Fig.8 e 9) conseguiu realizar uma viagem de travessia do Oceano Atlântico, que se tornou possível para a aeronave apenas quando voando próximo à superfície da água devido às suas limitações em relação ao consumo do combustível, mostrando a importância para o estudo desse fenômeno (ROZHDESTVENSKY, 2000).

Ainda na metade da década de 1930, na Finlândia foi iniciado o desenvolvimento, pelo engenheiro Toivio Kaairo, o primeiro veículo que foi projetado para se utilizar do efeito solo de modo mais contundente, sendo que seu projeto conceitual era uma espécie de barco de alta velocidade montado em cima de esquis dotado de asas de baixa razão de aspecto (Eq. 1.2) que poderia se deslocar tanto na superfície da água quanto acima do gelo (YUN; BLIAULT; DOO, 2010). A série de projetos conceituais foi denominada de "Aerosedge", porém suas criações mostraram-se instáveis longitudinalmente, o que mais tarde foi observado ser um problema inerente em veículos que utilizam do efeito solo. O problema da instabilidade longitudinal somou-se ao interesse da indústria já estar voltado

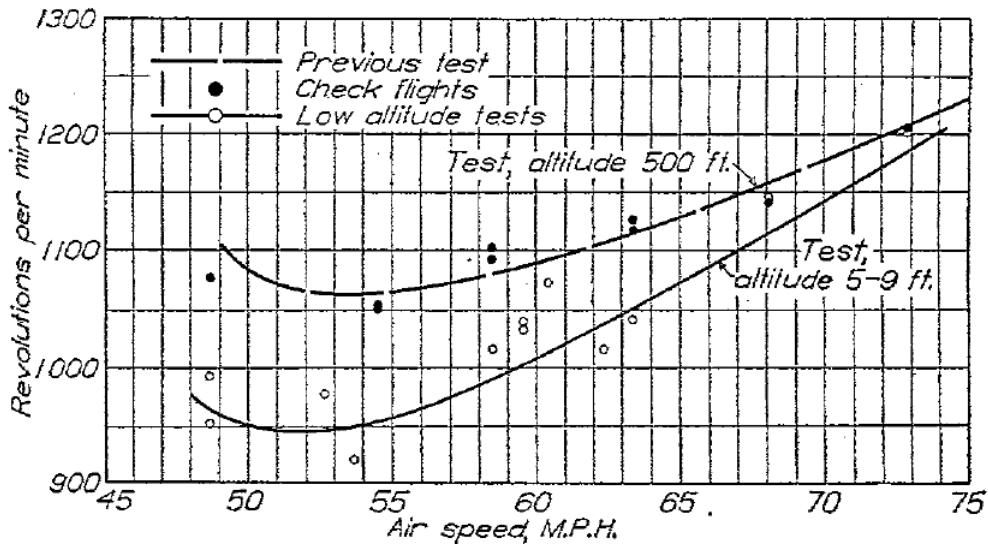


Figura 5 – Dados experimentais, RPM do propulsor pela velocidade do ar, em diferentes altitudes de voo da aeronave VE-7. (REID, 1927)



Figura 6 – Hovercraft modelo BHC AP1-88. (YUN; BLIAULT; DOO, 2010)

ao desenvolvimento de aviões para uso civil de grande porte, hidroaviões e navios, fazendo com que o projeto conceitual de sua máquina não seguisse adiante (ROZHDESTVENSKY, 2000).

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (1.2)$$

A pesquisa em relação ao efeito solo não parou devido aos problemas com a série dos veículos "Aerosedge" de Kaario, e no ano de 1939, o Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica (NACA do inglês *National Advisory Committee for Aeronautics*) realizou estudos com asa que apresentavam *slotted flaps* e *split flaps* (dispositivos hipersustentadores que aumentam a sustentação de uma asa a partir da curvatura do perfil aerodinâmico) em efeito solo, que auxiliaram no direcionamento para pesquisas em WIG,



Figura 7 – Ekranoplan modelo SM-2. (YUN; BLIAULT; DOO, 2010)



Figura 8 – Foto tirada do hidroavião DO-X em Altenrhein no Lago de Constança em Agosto de 1930. (PAHL, 1930)

além de entender melhor funcionamento do efeito em aviões comerciais já em operação ou em fase de projeto (CUI; ZHANG, 2010).

Apenas a partir da década de 1960 na Guerra Fria começou o desenvolvimento dos veículos com asas em extremo efeito solo WIG's nos quais se utilizam o efeito solo para possibilitar o seu deslocamento a poucos metros da superfície. Especialmente na União Soviética, foram realizados diversos experimentos e análises para entender melhor o fenômeno e melhor utiliza-lo para tal finalidade. Na União soviética foram desenvolvidos dezenas de modelos tanto de pequeno e médio porte quanto veículos alcançando 544 toneladas, como foi o caso do protótipo KM (Fig. 10), sigla de "*Korabl Maket*" oriundo do russo que significa "protótipo de navio", porém ficou conhecido como Monstro do Mar Cáspio (do inglês "*Kaspien Monster*"). Tal veículo conseguia transportar 900 marinheiros a uma incrível velocidade de 470 km/h (YUN; BLIAULT; DOO, 2010).

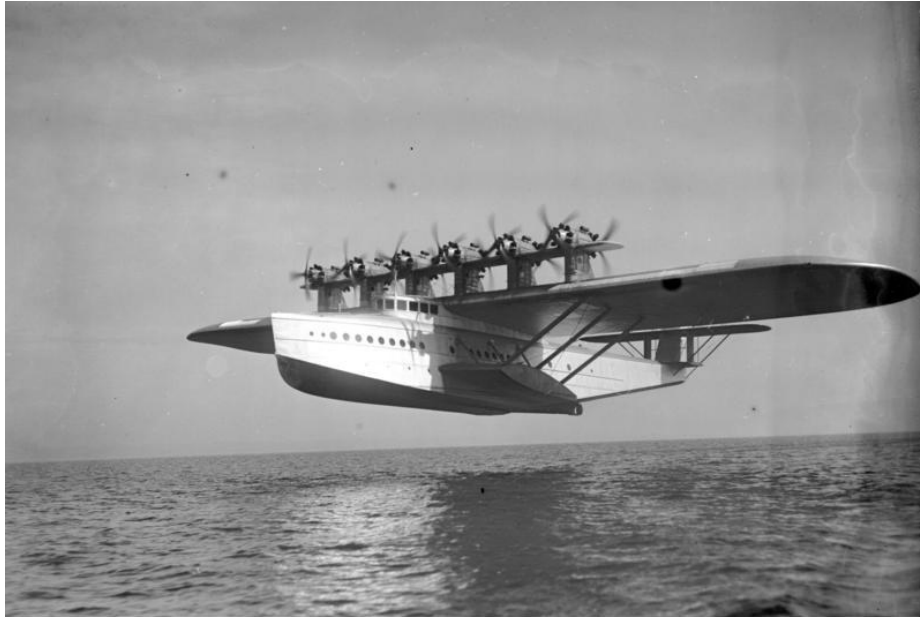


Figura 9 – Foto tirada do DO-X sobrevoando superfície da água. (PAHL, 1932)



Figura 10 – "Monstro do Mar Cáspio"KM. (YUN; BLIAULT; DOO, 2010)

Para os WIG's a eficiência aerodinâmica, dada pela equação 1.1, pode alcançar valores de 20 ou mais, em contraste dos valores de aeronaves leves que se encontram na faixa de 12, hidroaviões alcançando o valor de 8 ou mesmo para helicópteros que se apresentam uma razão próximo a 3, justificando o interesse por esse tipo de veículo onde a carga paga e o baixo consumo são fatores decisivos para um projeto de tal porte, tanto para a área militar quanto civil (CUI; ZHANG, 2010).

No centro de pesquisa de Langley, na Virgínia (USA) no ano de 1961, realizam-se testes experimentais em túnel de vento conduzidos por Marvin P. Fink e James L. Lastinger para investigar a influência do efeito solo em asas de baixa razão de aspecto (Eq.1.2). Foram realizados ensaios para asas retangulares utilizando perfil Glenn Martin

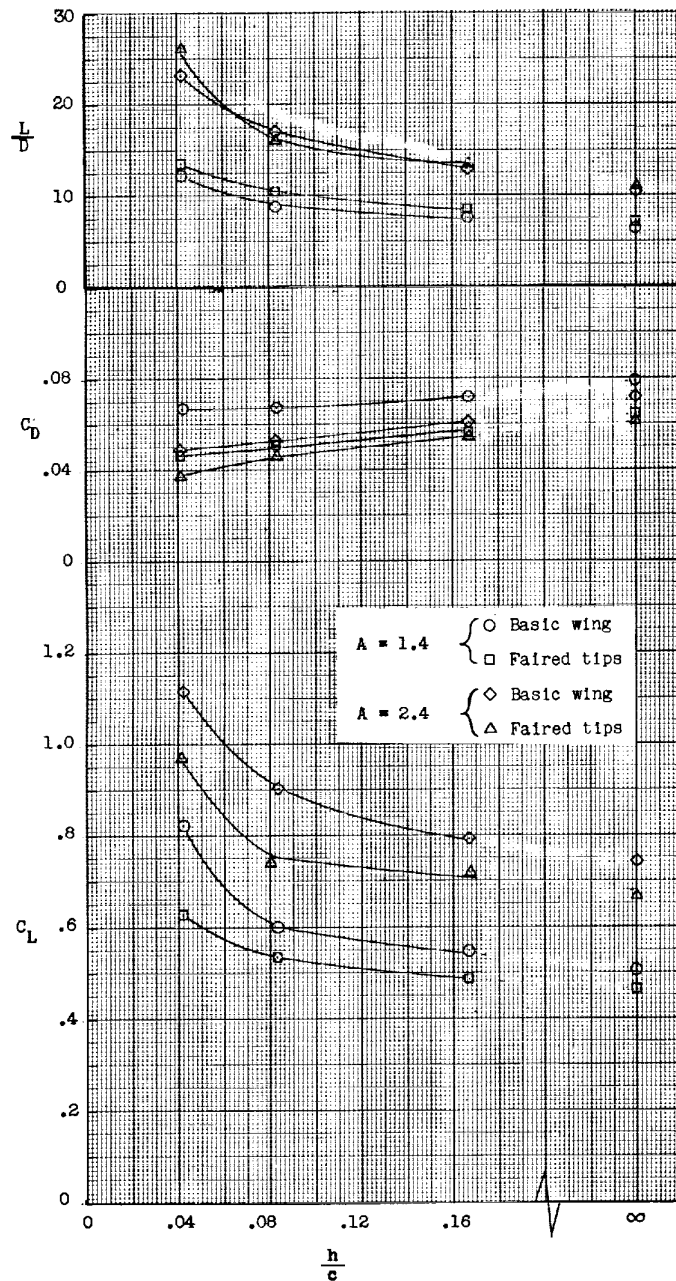


Figura 11 – Curvas obtidas pelo estudo de Fink e Lastinger para uma asa de perfil *L-1367* com e sem *endplates* para AR igual a 1, 4 e 2, 4 e α em efeito solo. (FINK; LASTINGER, 1961)

21 modificado, para ter um intradorso mais chato, com AR igual a 1, 2, 4 e 6. Para a representação do solo foi utilizado o método de reflexão da asa para a presença da camada limite não influenciar na análise. A pesquisa mostrou que para todas as razões de aspecto, a curva de sustentação pelo ângulo de ataque foram inclinadas com a aproximação do solo corroborando a teoria de Wiesesberger, porém para o α igual a 0 grau houve pouca mudança da sustentação, mostrando que para asas próximas ao solo, o uso de ângulos de incidência da asa potencializará os efeitos com o aumento de sustentação, razão essa que pode ser observadas nas Figuras 8 e 10, que a asa não apresenta ângulo de incidência igual a 0

grau (no caso do DO-X é demonstrado na asa inferior, ou hidrofólio que também poderia servir como um reforço estrutural para asa principal, com menor razão de aspecto). O trabalho não se limitou a analisar a variação apenas da razão de aspecto, investigou também a influência de *endplates* que aumentou a sustentação. Porém o uso de *endplates* proporcionaram uma eficiência aerodinâmica quase igual ao aumento da razão de aspecto de 1 para 2 (FINK; LASTINGER, 1961).

O processo de estudo e desenvolvimento de veículos em extremo efeito solo propiciou a evolução de suas características geométricas para formatos bem típicos desse tipo de veículo que são a baixa razão de aspecto da asa principal, estabilizador vertical elevado, *endplates* conhecidos como *floats* por tocarem na superfície da água intensificando no efeito de colchão de ar no intradorso da asa, além de ter uma fuselagem contendo um casco com superfícies planas para reduzir seu contato com a água durante a corrida de decolagem reduzindo assim o arrasto por fricção (CUI; ZHANG, 2010).

Em 2008, Kwang Hyo Jung, Ho Hwan Chun e Hee Jung Kim, todos pesquisadores do Departamento de Arquitetura Naval e Engenharia Oceânica da Universidade Dong-Eui na cidade de Pusan na Coreia do Sul, realizaram uma intensa investigação experimental em túnel de vento para modelos de asa com perfil NACA6409 em efeito solo. A análise se propôs investigar a influência da razão de aspecto e de dispositivos de ponta de asa *endplates* (que serão melhor explicados na seção 2.1) em uma asa em efeito solo, obtendo coeficientes globais como coeficientes de sustentação C_L e arrasto C_D e momento $C_{M_{c/4}}$ da asa, além de visualizações do escoamento em torno da asa com linhas de emissão produzidas por fumaça. A representação do solo foi realizada por uma placa fixa que ocupava transversalmente a seção de testes do túnel de vento levando em conta a influência da camada limite na asa. Foram realizados ensaios para três razões de aspecto, 1, 1,5 e 2, para cinco ângulos de ataque (α), 0° , 2° , 4° , 6° e 8° , em sete distâncias do solo para a asa (dada pela relação adimensional 1.3), 0,025, 0,05, 0,1, 0,15, 0,2, 0,25 e 0,3. Foram investigados, além do modelo sem *endplates*, quatro modelos de asa para quatro tipos de *endplates* (que podem ser vistos na Figura 12).

$$\frac{h}{c} \tag{1.3}$$

Todas as asas eram retangulares e tinham dimensão de corda aerodinâmica (c) de 200 mm, para a obtenção dos dados dos coeficientes aerodinâmicos foi utilizado uma velocidade do túnel de vento de 25,5 m/s. Para a obtenção das visualizações do escoamento a partir da fumaça, foi usado uma velocidade de 3 m/s (Figura 13). Através das visualizações do escoamento obtidas, foi possível observar a redução dos vórtices gerados a partir da ponta da asa, onde tais vórtices são deformados comparando o caso com h/c igual a 0,5 e o caso em que h/c igual a 0,1. Para o h/c igual a 0,1 o vórtice não é formado completamente, comparando-se com o h/c igual a 0,5, fazendo com que o formato espiral do vórtice na esteira da asa seja reduzido.

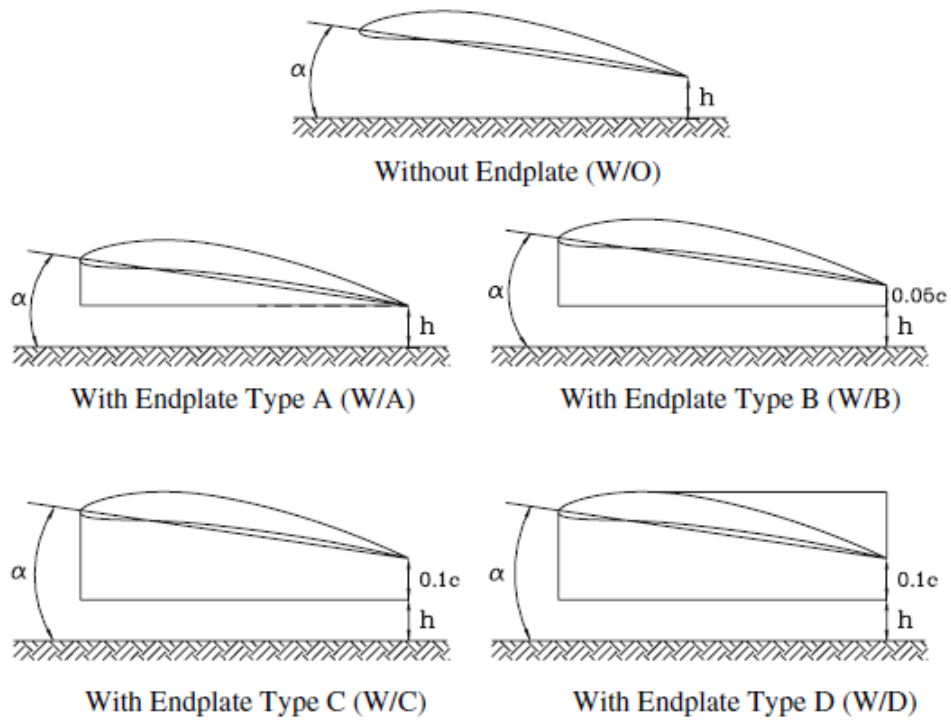


Figura 12 – Configurações de asa com e sem *endplates* que foram utilizados nos ensaios do Jung et al para investigação do efeito solo para asas com perfil NACA6409 (JUNG, 2008)

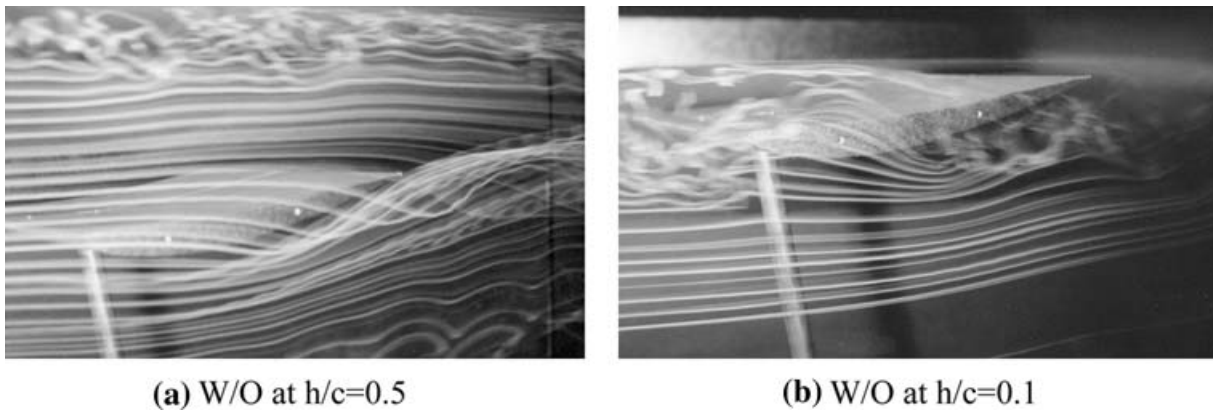


Figura 13 – Visualizações de linhas de emissão por escoamento de fumaça em torno de uma asa com perfil NACA6409 de AR igual a 1,5 e α igual a 8° para (a) h/c igual a 0,5 e (b) h/c igual a 0,1 (JUNG, 2008).

Os resultados numéricos obtidos por Jung, Chun e Kim para os coeficientes aerodinâmicos, mostraram que a eficiência aerodinâmica foi aumentada na maioria dos casos com aproximação do solo, porém foi intensificado com o uso dos *endplates* de modo equivalente ao aumentar a razão de aspecto da asa onde pode ser observado na Figura 14. Também foi observado que o momento da asa ($C_{M_{c/4}}$) variou parabolicamente com o aumento do ângulo de ataque (α) podendo ser visualizado na Figura 15, onde sem o efeito solo esse momento se mantém praticamente constante durante a maior parte da variação de α , mostrando o problema da instabilidade vertical citado na seção 1.2. O sinal nega-

tivo para o $C_{M_{c/4}}$ foi adotado para ação de *nose-down direction*, ou seja, para o sentido anti-horário fazendo com que o bordo de ataque a asa se movimente para baixo.

Em alguns casos a sustentação (C_L) foi reduzida quando a asa se encontrava muito próximo do solo representado devido ao Efeito Venturi (efeito em que proporciona uma redução da pressão com a redução da seção por onde o fluido escoar, sendo visualizado pelo aumento da velocidade do fluido naquela seção), o que proporcionou uma componente de *downforce*, ou uma sustentação negativa, reduzindo resultante de sustentação da asa.

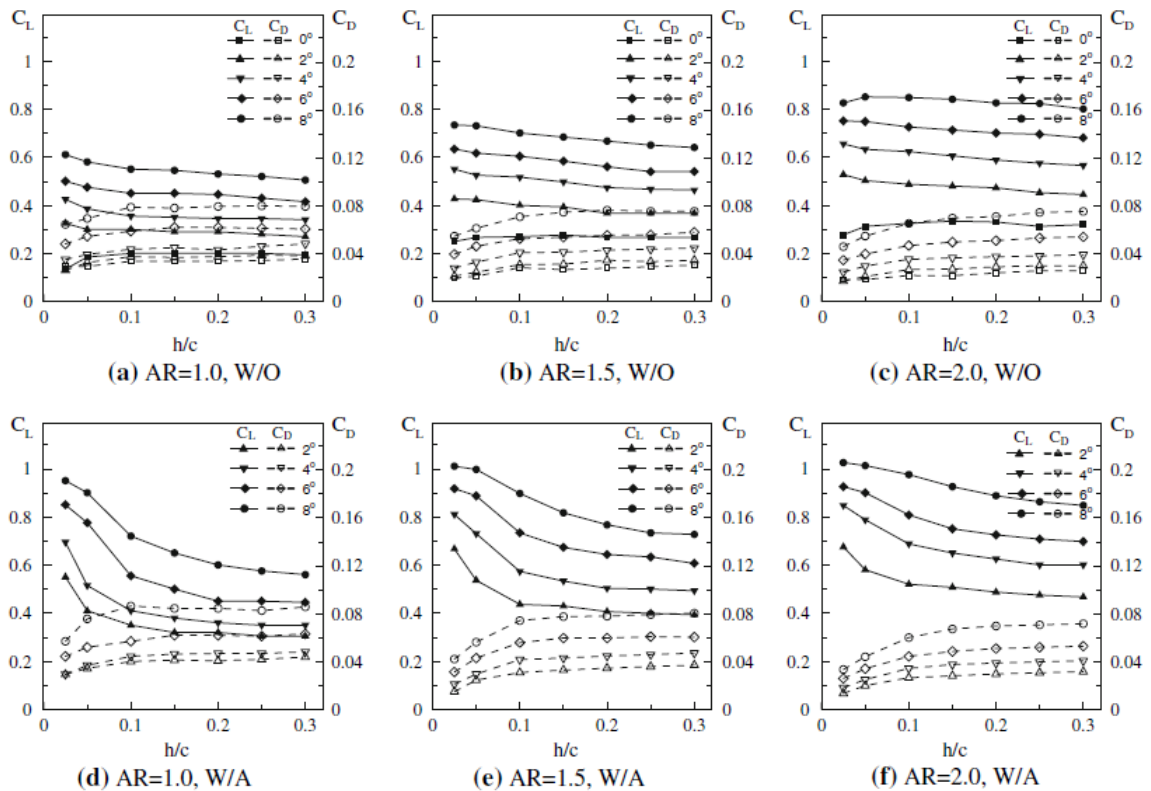


Figura 14 – Variação do C_L e C_D em função da distância da asa ao solo h/c através do ângulo de ataque α para a asa sem *endplate* (Figuras de (a) a (c)) e para o primeiro modelo de *endplate* (Figuras de (d) a (f)) nas três razões de aspecto AR diferentes (JUNG, 2008).

A Figura 14 mostra que o uso de *endplates* para razões de aspecto menores resultou em uma melhoria na sustentação, sem ter penalidades muito grandes de arrasto, que quando usados para razões de aspecto maiores.

O momento de uma asa ($C_{M_{c/4}}$) é um dos principais parâmetros para um projeto de um WIG, e o seu aumento de modo parabólico ao elevar o ângulo de ataque (α) em efeito solo (Figura 15) é um parâmetro que deve ser levado em consideração para uma investigação de estabilidade longitudinal durante voo de cruzeiro, decolagem ou aterrissagem. O aumento do momento da asa em relação ao α influencia no projeto do profundor podendo ser reduzido o seu *downforce* necessário para estabilizar o veículo longitudinalmente e resultando numa menor perda de sustentação para o veículo de modo geral, apesar de deixar mais complexo o controle vertical do veículo.

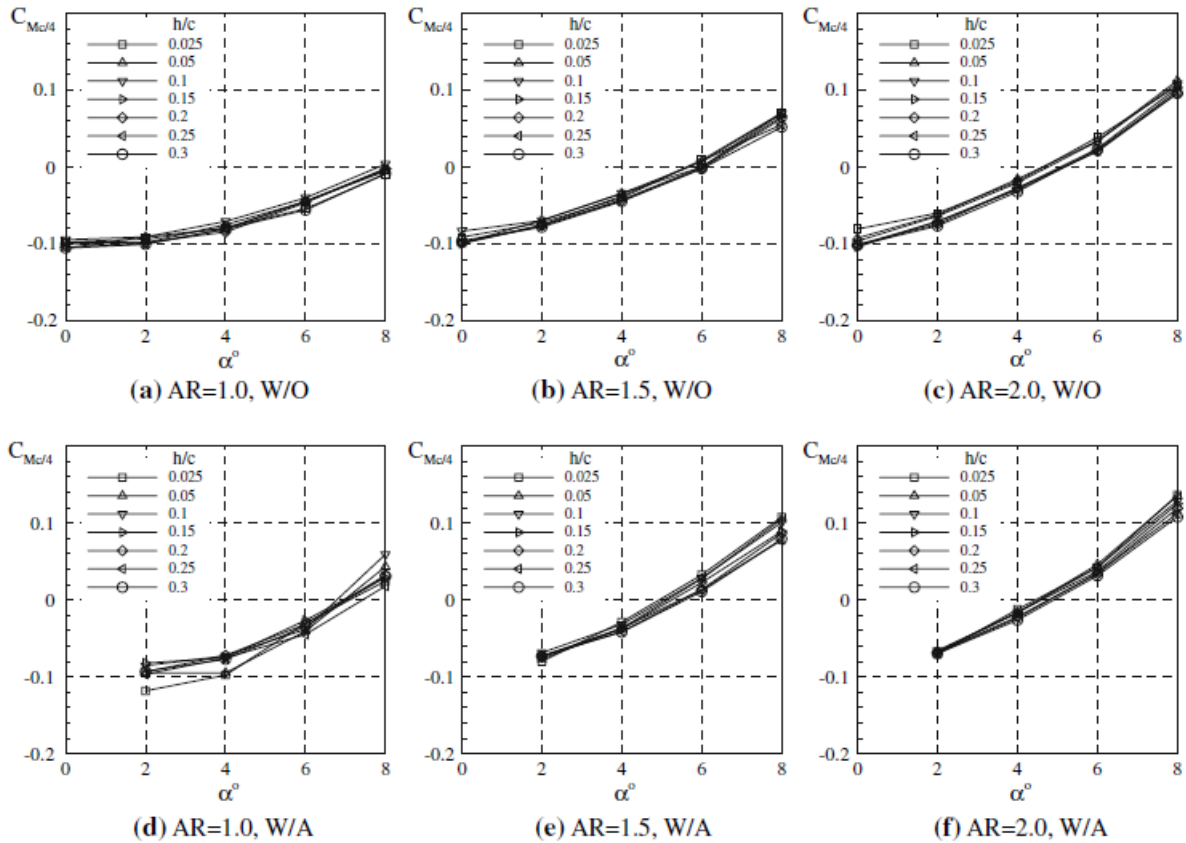


Figura 15 – Gráficos mostrando aumento parabólico do $C_{M_{c/4}}$ com a elevação do ângulo de ataque (α) com a presença do efeito solo para a asa sem *endplate* (Figuras de (a) a (c)) e para o primeiro modelo de *endplate* (Figuras de (d) a (f)) nas três razões de aspecto AR diferentes (JUNG, 2008).

O efeito solo apresenta um importante impacto também nos aviões comerciais, como já citado, o efeito solo começa a ser perceptível em aeronaves a partir de uma distância de igual a uma envergadura do solo, fazendo com que para o estudo do processo de decolagem e aterrissagem seja essencial a consideração do efeito solo em todos os casos. Tal efeito interfere no comprimento de pista em que a aeronave conseguirá alcançar a velocidade de decolagem bem como no máximo ângulo de ataque que ele conseguirá utilizar. Portanto o efeito solo deve ser cuidadosamente considerado durante o projeto de uma aeronave para a estabilidade da aeronave e prevenção de acidentes (CUI; ZHANG, 2010).

2 Fundamentação Teórica

2.1 Downwash e o Arrasto Induzido em Efeito Solo

Em uma asa finita imersa em um escoamento há uma tendência natural de movimentação do fluido entre o intradorso ao extradorso que influenciará todos os esforços aerodinâmicos que irão atuar nesse corpo. Para o perfil os efeitos são limitados em apenas duas dimensões o que resulta em esforços diferentes dos encontrados para uma análise em três dimensões. O esforço que faz uma aeronave voar é resultado de uma integração do campo de pressão distribuído pelo corpo.

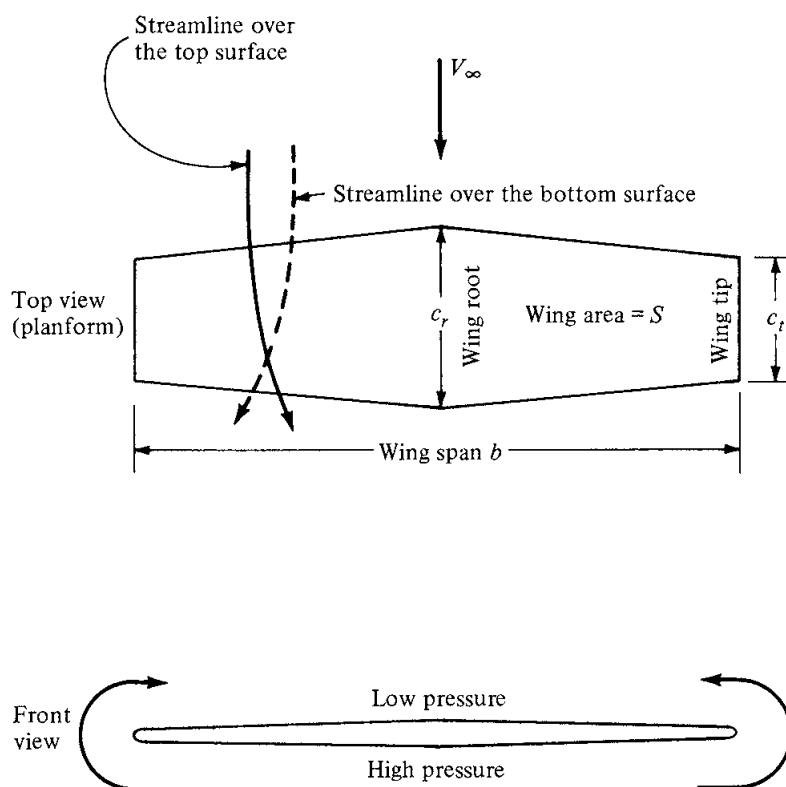


Figura 16 – Modificação das linhas de corrente no extradorso e intradorso em uma asa finita. (ANDERSON, 2011)

O intradorso de uma asa com sustentação apresenta uma distribuição de pressão resultando um valor maior que a integração encontrada no extradorso dessa mesma asa. Devido tal diferença de pressão entre as duas partes do mesmo corpo, sabendo que o

campo de pressão é o fator forçante de qualquer escoamento, o fluido tende a escoar do espaço com maior pressão para o de menor pressão, este encontrado acima da asa. O movimento de rotação do fluido, gerado pela tendência de se deslocar do intradorso ao extradorso, somado a resultante de velocidade da asa gera uma vórtice tridimensional na ponta da asa que pode ser visualizado na Figura 1, fazendo com que o fluido se movimente de modo a formar uma espiral ao passar pelo corpo. Como o campo de pressão influencia todo o escoamento próximo, mesmo a partícula fluida antes de alcançar asa é induzida ao movimento rotativo (Fig. 16), fazendo com que a velocidade do escoamento antes de alcançar a asa seja diferenciado do caso bidimensional (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).

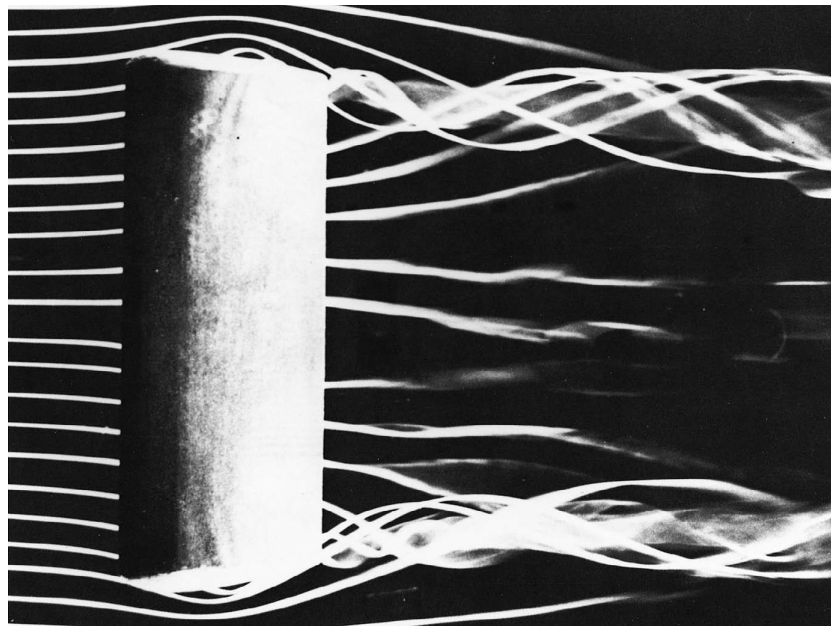


Figura 17 – *Trailing vortices* produzidos nas extremidades da asa. Visualização produzida por tubos de corrente formados por fumaça em um túnel de vento. (HEAD, 2006)

Esse vórtice tridimensional é conhecido como vórtice de ponta de asa (*tip vortex*). Outras linhas de vórtices também são formados na ponta, ao longo de todo o perfil, e ao se desprenderem do perfil se combinam e formam esteiras de vórtices (*trailing vortices*) que podem se estender por um longo período de tempo e alcançando até 10 km para aviões de grande porte (ÇENGEL; CIMBALA, 2006). O vórtice de ponta de asa interage com todo o escoamento exercendo esforços na asa, os esforços paralelos ao escoamento são somados sendo classificado como arrasto induzido. Já a soma dos esforços que são perpendiculares ao escoamento resultam em uma redução da sustentação próximo a ponta da asa, que é gerado pelas modificações da direção do escoamento conhecidos como *downwash* e *upwash* e podem ser vistos na Figura 18.

O efeito de ponta de asa resulta na redução da sustentação próxima as extremidades da asa, fazendo com que quanto menor a razão de aspecto, maior a redução da sustentação total da asa. Quando a razão de aspecto tende ao infinito, a sustentação alcança o seu valor igual ao encontrado em uma análise bidimensional do perfil. A razão

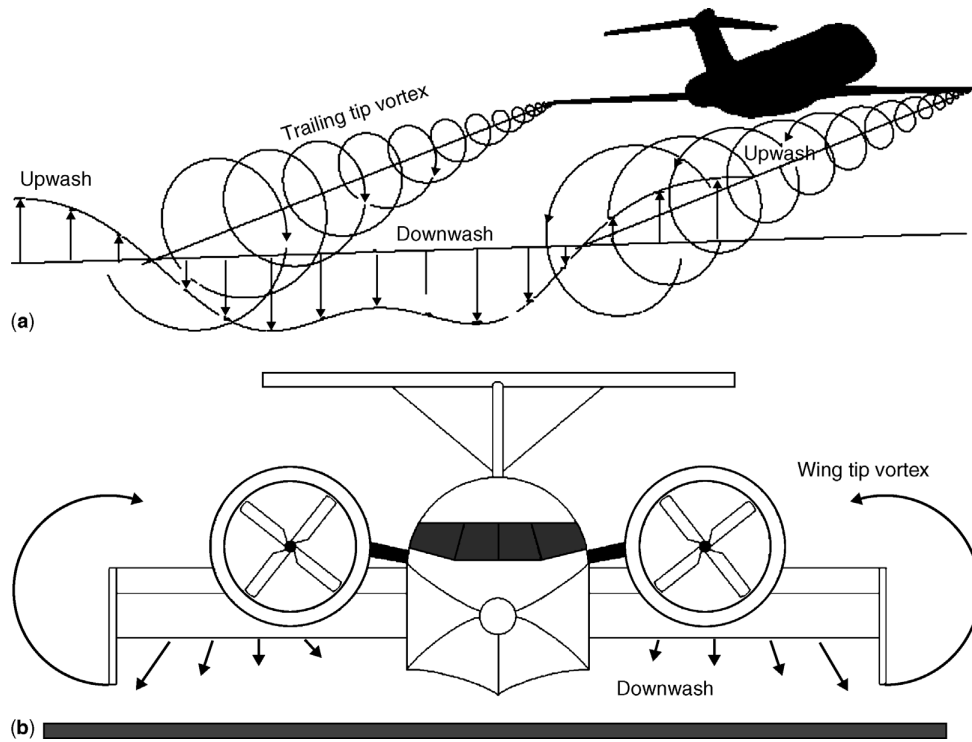


Figura 18 – Ilustração da esteira de vórtices produzidos na ponta da asa de um WIG. (a) Fora do efeito solo; (b) Com efeito solo. (CUI; ZHANG, 2010)

de aspecto não só influencia na sustentação, como reduz o arrasto total, já que o arrasto induzido gerado nas extremidades da asa é reduzido. O efeito de redução da sustentação pode ser entendido como uma modificação do ângulo de ataque das seções transversais da asa, quanto mais próximo da extremidade menor é o ângulo da direção do escoamento naquela sessão, porém dependendo da geometria da asa, como no caso da asa elíptica em que a sua distribuição é constante. A Figura 19 mostra geometricamente o efeito produzido pelo *downwash*, indicando que o ângulo de ataque efetivo α_{eff} será menor que o ângulo de ataque da asa α devido o ângulo induzido da direção do vento α_i .

Devido todos esses efeitos negativos que estão atrelados simplesmente pela asa real ser finita longitudinalmente, foram desenvolvidos diversos métodos para otimizar melhor a aerodinâmica da asa. Um dos métodos é o uso do *wing twist* que é uma rotação do ângulo de ataque geométrico (α) dos perfis nas seções transversais ao longo da asa, saindo da raiz até sua ponta esse *wing twist* pode ser do tipo *wash-in* ou *wash-out*. O *wash-in* é o aumento do ângulo de incidência das seções transversais a partir da raiz até a ponta com o objetivo de aumentar a sustentação na extremidade da asa reduzindo o angulo de ataque induzido (α_i). Porém um efeito positivo é obtido com o *downwash*, o atraso do efeito de descolamento da camada limite, ou *stall*, na ponta da asa. Como a maior parte das superfícies controladoras de uma aeronave encontram-se do meio à ponta da asa para gerar um maior momento durante uma manobra da aeronave, é sacrificado o ganho de sustentação para não perder o controle da aeronave caso a asa comece com *stall* nas extremidades da mesma. O sacrifício pode ser obtido com a utilização de um método inverso em que o ângulo de incidência dos perfis aerodinâmicos são reduzidos

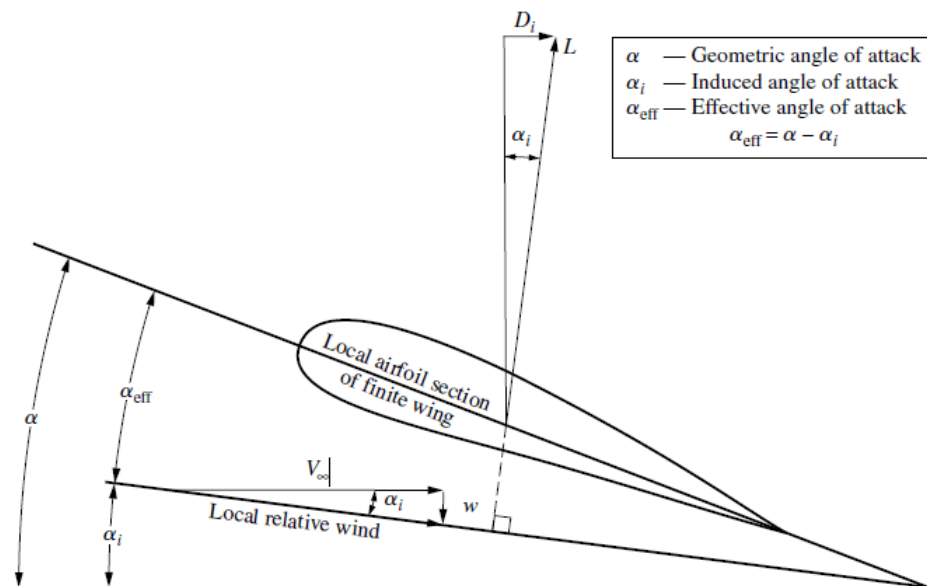


Figura 19 – Efeito do *downwash* em uma sessão transversal local de uma asa finita. (ANDERSON, 2011)

ao longo da asa a partir da raiz. Esse método é conhecido como *wash-out* e é utilizado como uma medida de segurança para evitar que o *stall* se inicie na extremidade da asa perdendo-se o controle das superfícies aerodinâmicas na aeronave que se encontram na asa (HOUGHTON, 2013).

Outro método de extrema importância na indústria aeronáutica para minimizar o efeito do *downwash* e reduzir o arrasto induzido é o uso de dispositivos de ponta de asa. Alguns desses dispositivos são comuns na maior parte das aeronaves, como o *endplates* e os *winglets*. Os *endplates* são basicamente placas com um formato específico perpendiculares a envergadura da asa e tem como objetivo a redução dos vórtices de ponta de asa, bloqueando o fluido que antes podia escoar livremente pelo local onde se agora encontra um corpo. O efeito não só reduz o arrasto induzido como modifica a distribuição de sustentação ao longo da asa não anulando a sustentação nas últimas seções transversais da asa, como acontece na linha sustentadora de Prandtl que pode ser visualizada na Figura 2. Porém os dispositivos de ponta de asa também levam o aumento do arrasto de fricção e algumas vezes de pressão por ser mais um corpo em movimento no fluido, portanto a escolha deve ser ponderada em relação a outros aspectos que seu uso poderá influenciar na aeronave, não deixando apenas a sustentação como fator decisivo de projeto.

O efeito de ponta de asa pode ser visto como uma redução da razão de aspecto efetiva da asa. Quando a asa se encontra próxima ao solo ou água, tal superfície funciona como uma barreira para o movimento de circulação do fluido forçado pelo campo de alta pressão no intradorso da asa. Como a circulação na extremidade da asa é reduzida, o *downwash* é encolhido ao se aproximar do solo (Fig. 21), causando uma modificação da distribuição do valor do α_i visto na Figura 19 ao longo da envergadura da asa. Com um valor para α_i menor, encontramos um α_{eff} mais próximo do ângulo de ataque geométrico (α),

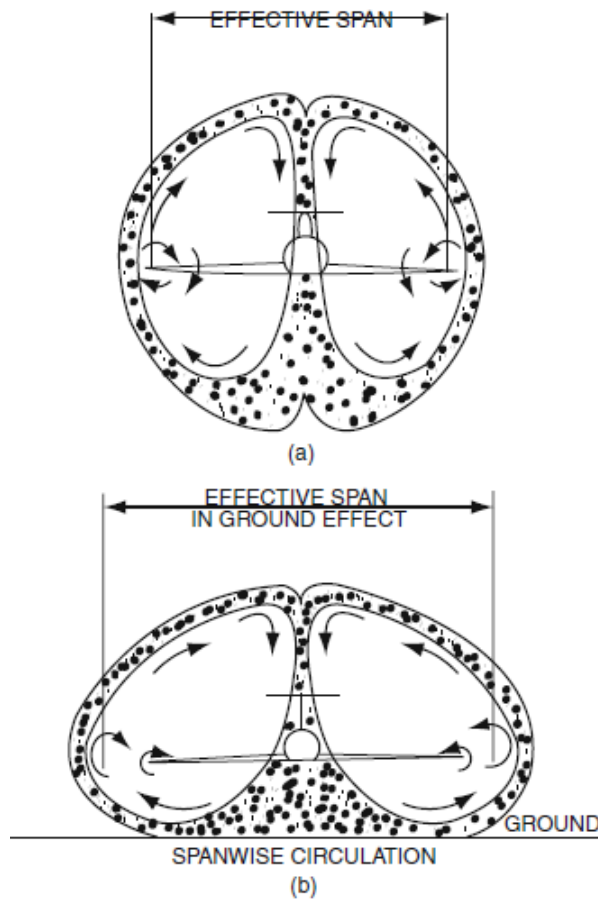


Figura 20 – Influência do efeito solo na razão de aspecto efetiva asa. (a) Aeronave fora do efeito solo; (b) Aeronave em efeito solo. Aumento da razão de aspecto efetiva da asa. (YUN; BLIAULT; DOO, 2010)

consequentemente um maior valor para o coeficiente de sustentação C_l será encontrado naquela seção (HOUGHTON, 2013). Para a partícula fluida um caminho mais próximo de uma linha reta é o caminho no qual se exige o menor trabalho, a rotação em formato de uma espiral é uma resposta visual a entrada de trabalho no volume de controle em forma de velocidade angular. O trabalho extraído do corpo resulta em uma perda para o trabalho de deslocamento do corpo o que é visto como uma força contrária ao movimento, um tipo de arrasto. Logo quanto menor for essa velocidade angular induzida ao fluido menor o arrasto ao corpo que nesse meio se movimentam. Portanto quanto mais próximo a asa se aproxima do solo, menor serão os *trailing vortices* formados consequentemente é como se a razão de aspecto efetiva da asa aumentasse, melhorando a eficiência aerodinâmica (HOERNER, 1985).

2.2 Ferramenta CFD e a Engenharia

Ensaio em túnel de vento oferece uma ferramenta indispensável para o desenvolvimento de aeronaves, juntamente com equações empíricas desenvolvidas em voos testes.

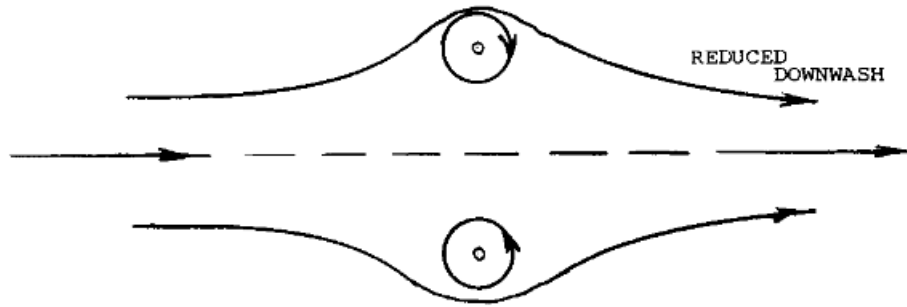


Figura 21 – Redução do *downwash* em um escoamento com circulação quando é aplicado o método de reflexão como representação do solo. (HOERNER, 1985)

Porém, tais métodos apresentam algumas desvantagens quando se deseja otimizar o projeto de aeronaves devido ao grande custo e tempo associado na produção de modelos em escala de asas e aeronaves, instrumentalização que depende do formato do modelo e do tamanho do túnel de vento, calibração instrumental, custo de implementação e energia gasta no próprio uso dos ventiladores do túnel, métodos de visualização do escoamento e quando o teste é realizado em voos o custo é multiplicado, porém ensaios em voo são necessários para o processo de homologação de uma aeronave. Outro problema inerente aos túneis de vento é que o uso de modelos em escala real é praticamente impossível em quase todos os casos de engenharia devido ao tamanho do modelo e ao alto Número de Reynolds (Re dado pela Equação 2.1) envolvido, o que é limitado ou pelas velocidades do escoamento gerado pelo ventiladores ou pelas dimensões da seção de teste. Por esses motivos o CFD se tornou uma ferramenta necessária para o processo de desenvolvimento de uma aeronave complementando a análise, modificações no modelo e propriedades do escoamento, obtenção de dados numéricos e visualização dos gradientes das propriedades do escoamento (RAYMER, 1992).

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} x}{\mu} \quad (2.1)$$

Os códigos de CFD se baseiam na equações de Navier-Stokes (podendo ser visualizada na sua forma deduzida para um fluido incompressível e isotérmico na Equação 2.2) que descrevem o escoamento dos fluidos através de propriedades como pressão e velocidade. Elas são diferenciais parciais não-lineares que se baseiam em um meio contínuo onde há conservação de momento, massa e energia, porém não apresentam uma solução analítica (exceto para casos bem específicos onde são adotadas simplificações para o escoamento). Porém a maior parte dos escoamentos encontrados na engenharia se torna instável a um número específico de Re_{crit} se tornando turbulento, apresentando um comportamento randômico e caótico dos campos de velocidades e pressões mudando com o tempo e local no volume observado. Para escoamentos laminares (Re abaixo de um valor crítico específico para cada escoamento), o regime é completamente descrito pelas equações de Navier-Stokes podendo ser resolvidas numericamente por técnicas de uso do

CFD sem a necessidade modelamento para o termo conhecido como Tensor de Reynolds (que será melhor explicado na seção 2.4), deixando o cálculo consideravelmente menos caro computacionalmente comparando-se com a resolução de um escoamento em regime turbulento (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = -\vec{\nabla}P + \rho\vec{g} + \mu\nabla^2\vec{u} \quad (2.2)$$

A análise representativa das propriedades médias de um escoamento turbulento através do uso de Equações Médias de Navier-Stokes (RANS) se fez necessária para tornar possível o uso não só científico como tecnológico-comercial, admitindo uso de malhas significativamente menos refinadas e podendo ser obtidas soluções médias dispensando o tratamento estatístico dos resultados numéricos. Devido RANS apresentar solução mais rápidas e menos cara computacionalmente para diversos tipos de escoamento de engenharia, seu método logo de popularizou em códigos comerciais e abertos.

Para um escoamento laminar uma boa solução encontrada em cálculo em CFD se aproxima da solução "exata" sendo limitada apenas pela precisão na discretização através das equações do movimento e pelo nível de convergência das propriedades do escoamento requeridas que são observadas através dos resíduos dos cálculos numéricos realizados em iterações durante a simulação. No caso de um escoamento turbulento, isso só seria possível caso a malha de cálculo fosse suficiente refinada para conseguir capturar os todos os vórtices turbulentos, tridimensionais e que podem ser dissipados em um curto período de tempo pela viscosidade do fluido (não permanentes). Como na maioria dos casos em engenharia o poder computacional para tal simulação direta se encontra longe de ser suficiente para gerar e calcular iterações em tantos elementos é adotado o uso de modelos de turbulência pelo o qual é possível resolver o escoamento através de aproximações adicionais. Os modelos de turbulência são conjunto de equações de transporte adicionais que modelam as Tensões de Reynolds no escoamento que serão resolvidas em conjunto com as equações do médias de Navier-Stokes e a equação da conservação da massa dada por Eq. 2.3 para um fluido compressível (ou Eq.2.4 para um escoamento com fluido incompressível). Porém nenhum modelo é universal para todo tipo de escoamento, é preciso saber qual tipo de modelo funciona melhor para o escoamento que estará sendo simulado. Portanto foi necessário escolher um modelo de turbulência que será adequado para o escoamento sendo esse melhor abordado na seção 2.4 (ÇENDEL; CIMBALA, 2006).

$$\frac{\partial\rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho\vec{u}) = 0 \quad (2.3)$$

$$\nabla \cdot \vec{u} = 0 \quad (2.4)$$

O processo de estudo computacional da dinâmica de um escoamento a partir de um método de volumes finitos, o qual são as menores partes volumétricas de fluido do domínio

de cálculo e onde são guardadas suas propriedades que serão utilizadas para cálculos iterativos com seus vizinhos locais com para alcançar uma solução para o escoamento, é dividido em três etapas básicas principais: Pré-processamento; Solução; Pós-processamento (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

- Pré-processamento:
 - Domínio computacional: Definição da geometria e domínio de cálculo;
 - Malha (*Grid* ou *Mesh*): Divisão do domínio em volumes finitos sem sobreposição;
 - Física: Seleção do material simulado, fenômeno físico estudado e das condições físicas de contorno a serem modeladas;

A solução para o problema do escoamento (velocidade, pressão e temperatura) é definida nos nós dentro de cada célula. A precisão de uma solução de CFD é governada através do número de elementos encontrados na malha. Em geral o número de elementos é proporcional a precisão nos resultados encontrados dependendo da ordem do método de cálculo. A quantidade de elementos é limitada pelo custo computacional e pelo tempo disponível para sua solução, o que pode comprometer a precisão dos resultados ou mesmo seu significado físico.

Malhas mais eficientes normalmente não são uniformes, sendo mais refinadas em locais onde apresentam uma intensa variação de propriedades que necessitam uma análise mais cuidadosa. Havendo uma necessidade de personalizar a malha localmente no domínio do espaço ou mesmo se modificar com o tempo durante a simulação, existem programas e códigos que já realizam esse refino da malha nos locais mais críticos a partir de ferramentas de criação de malha automaticamente, porém dependerão de como serão configuradas suas variáveis (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

A configuração dos parâmetros, criação e refino da malha bem como a definição do próprio domínio consome mais de 50% do tempo durante um projeto utilizando programas e códigos de CFD na Indústria (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Com o objetivo de otimizar o tempo gasto com a modelagem do domínio e com a criação, configuração e refino da malha de cálculo que será realizada a simulação, os programas mais modernos e comerciais já apresentam ferramentas incorporadas ao programa com o objetivo de modificar o modelo, domínio e todo o controle da malha, desde o refino até a verificação e reparação da própria malha com o software Star – CMM+ (*software* escolhido para a realização dos estudos desse presente trabalho).

- Solução: Em resumo os algoritmos numéricos consistem basicamente de três etapas:
 - Integração das equações governantes do escoamento em todo o domínio do volume de controle particulado em células;

- Conversão dos resultados das equações integrais em um sistema de equações algébricas a partir de uma discretização;
- Convergir em uma solução de valores com significados físicos a partir de um método iterativo de solução das equações discretizadas.

Para a integração a partir de volumes de controle se faz necessária a conservação de propriedades relevantes a partir de um número finito de células. A conservação de uma propriedade será expressa através de um balanço do volume de controle.

- Pós-processamento: O pós-processamento dos resultados de uma simulação numérica consiste em visualizar imagens impressas de gradientes dos campos escalares e vetoriais das superfícies, manipulação do modelo e planos utilizados para a simulação, obtenção de resultados integrais numéricos de significado físico pretendido com a simulação, criação de gráficos de distribuição dos valores encontrados nos elementos superficiais escolhidos, rastreamento das partículas através de métodos de visualização como linhas de corrente (ou “*streamlines*”) e, talvez o mais importante, comparação com os dados obtidos com resultados experimentais anteriores realizados com condições aproximadamente igual, validando todo o pré-processamento, a simulação e abrindo portas para possíveis otimizações para futuros problemas parecidos. Com o advento de softwares multifísicos, como **Ansys**, **COMSOL** entre outros, é possível facilmente realizar a integração de resultados obtidos em uma análise específica como no caso do CFD com outros softwares que realizam outras análises, como análise modal de vibração do corpo, análise estrutural, acústica e entre outros, otimizando ainda mais toda a etapa de projeto de um produto, máquina ou equipamento. Tal otimização se faz necessária quando a concorrência por produtos mais eficientes e mais baratos é encontrada na produção industrial em geral, fazendo com que os custos com protótipos sejam minimizados acarretando em uma diminuição do produto final.

A pesar de várias comodidades que o CFD proporcionou para a indústria e para a comunidade científica, o uso de túneis de vento não foi substituído por processadores em paralelo realizando milhões de cálculos por segundo. Na verdade, nem sequer reduziu o número de testes horas em túnel de vento, pois os engenheiros utilizam as análises experimentais e as soluções em CFD de forma complementares. Os testes experimentais funcionam para se obter propriedades globais resultantes como a força de sustentação de uma asa, seu arrasto, tempo de deslocamento de uma partícula imersa em um fluido, queda de potência de uma máquina, redução da temperatura de um corpo entre outros. Já na análise de CFD é observado o escoamento com mais detalhe, como visualização de campos de pressão ao longo de uma asa ou de um plano no escoamento, campo de velocidade e vórtices formados no volume de controle, linhas de corrente ao redor de um corpo, gradiente de temperatura do volume e distribuição de tensão de cisalhamento no corpo

por exemplo (RAYMER, 1992). A análise experimental também permite o levantamento de campos de pressão, porém o CFD permite uma flexibilização na forma de obtenção de dados, que as vezes não podem ser obtidos fisicamente em modelos reais ou apresentam uma instrumentação de alto valor econômico. Como já citado, toda a parte de simulação em CFD está sujeita a aproximações, parâmetros configurados, considerações escolhidas ou arbitradas, limitação computacional e simplificações fazendo com que possa obter resultados que não apresentem nenhum significado físico com a simulação. Portanto um dos fatores principais para o uso em conjunto dos dois métodos, experimental e computacional, é o processo de validação. A validação do estudo computacional confere à simulação realizada que o escoamento que foi obtido apresenta um significado físico fazendo com que seja possível observar de modo mais detalhado o mesmo, tendo ciência que é uma boa aproximação da realidade. (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).

2.3 Turbulência e Camada Limite

A natureza da turbulência pode ser caracterizada através das seguintes propriedades:

- Aleatoriedade: Se tornando impossível uma abordagem determinística para problemas de escoamento turbulento, restando métodos estatístico;
- Difusividade: A difusividade de turbulência de um escoamento auxilia no aumento do transporte de massa, calor e quantidade de movimento;
- Irreversibilidade: É uma atividade parasitária que dissipa energia cinética do escoamento em forma de aumento da energia interna no mesmo;
- Alto número de Reynolds: A turbulência normalmente ocorre devido a instabilidades que um escoamento laminar tem a mínimas perturbações encontradas no meio pela interação não linear entre forças de inércia e forças viscosas;
- Vorticidade e Flutuações Tridimensionais: A turbulência é caracterizado por altos níveis de flutuações de vorticidade;
- Fenômeno do *Continuum*: A turbulência é governada pelas equações de dinâmica de fluidos que são validas no *continuum*, mesmo as menores escalas em que ocorrem a turbulência ainda são maiores que qualquer escala de tamanho molecular;
- Propriedade do Escoamento: O coeficiente de difusão turbulenta é uma propriedade do escoamento, diferente da viscosidade molecular ν ou da difusão térmica que são propriedades termodinâmicas do fluido (TENNEKES; LUMLEY, 1972).

Em um escoamento turbulento é encontrado uma cascata dissipativa que é formado por vórtices de maiores dimensões e de menores dimensões. Os maiores vórtices tem

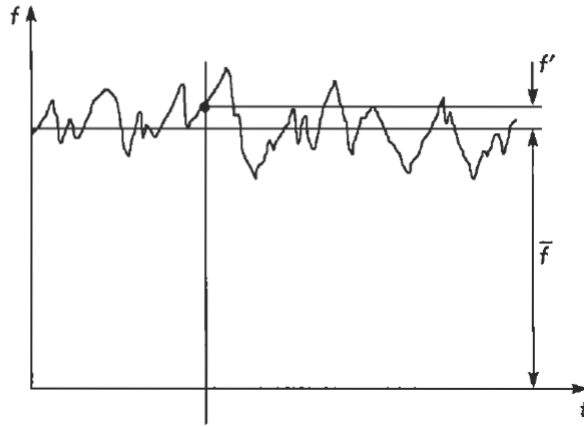


Figura 22 – Curva de medidas de uma grandeza em um local de um escoamento turbulento ao longo do tempo. Decompondo o valor médio e sua flutuação no tempo (HOUGHTON, 2013).

dimensão da mesma ordem de grandeza da dimensão característica da geometria em contato com o volume de controle e são responsáveis pelo transporte da maior parte da quantidade de movimento do escoamento. Já os menores vórtices tem uma dimensão característica imposta pela viscosidade cinemática do fluido ν e são responsáveis pela dissipação quase total da energia cinética de turbulenta que são produzidas em maior parcela pelos maiores vórtices. A análise da taxa de produção e de dissipação será utilizada no modelamento da turbulência que será melhor abordado na seção 2.4.

2.3.1 Camada Limite Turbulenta

A camada limite que se forma em um escoamento turbulento a partir da condição de não escorregamento em uma parede de um corpo quando o escoamento já se apresenta turbulento ou quando esse escoamento antes laminar percorre uma certa distância em uma superfície conhecido como x_{crit} . A camada limite é caracterizada pelo gradiente de velocidade que se forma desde a parede do corpo onde a velocidade é nula até a uma altura específica em que a velocidade do escoamento alcança um valor de $0,99.U_\infty$, região em que os efeitos viscosos são predominantes em um escoamento (Fig. 23).

O perfil de crescimento de uma camada limite para uma placa plana se inicia no bordo de ataque afiado (*sharp leading edge*) no início da placa. O perfil irá se formar e crescer ao se deslocar paralelamente a placa definindo um valor de Número de Reynolds ao longo da placa através da Equação 2.1, porém com o valor de x sendo a distância do *sharp leading edge* até o local analisado (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).

Para o caso de uma placa plana sem gradiente de pressão, é possível observar uma mudança de comportamento do formato do perfil e de sua taxa de crescimento quando o Re aumenta ao se deslocar paralelamente pela placa no sentido do escoamento. Essa mudança de comportamento se dá por propriedades de turbulência já citadas anteriormente

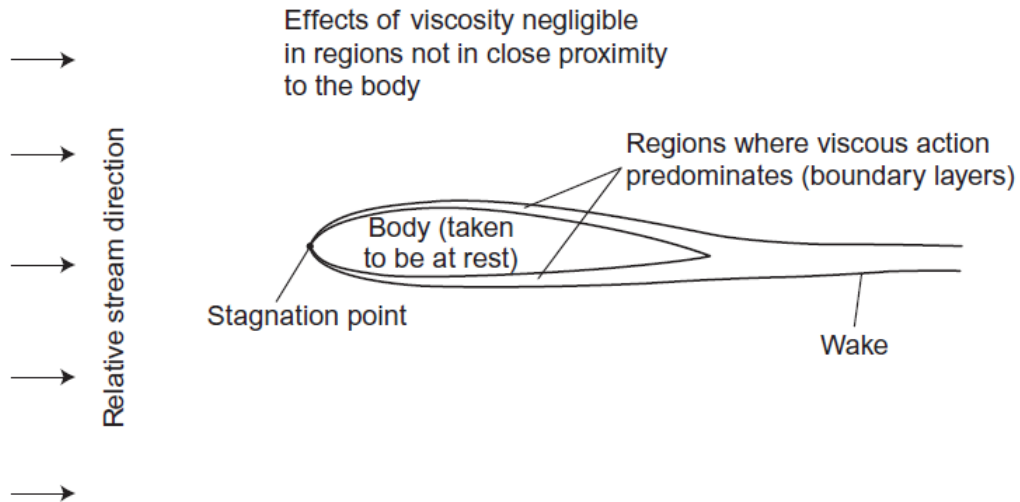


Figura 23 – Problema completo de um perfil aeronáutico ilustrando a formação da camada limite em volta do perfil e a esteira formada atrás do corpo aerodinâmico (HOUGHTON, 2013).

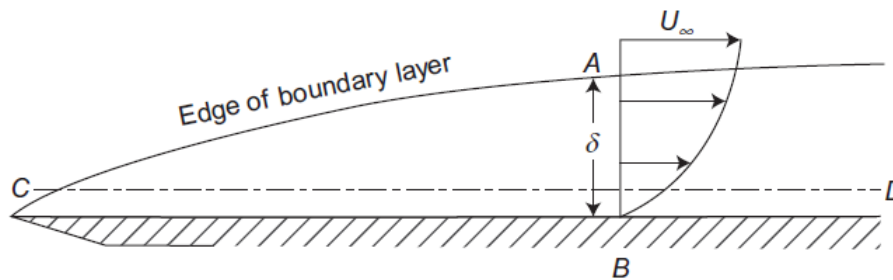


Figura 24 – Crescimento de um perfil aerodinâmico para uma problema de placa ilustrando a espessura da camada limite δ ao se descolar pela placa (HOUGHTON, 2013).

a distância de x_{crit} . No caso de uma placa plana sem gradiente de pressão, é observado que o x_{crit} é um parâmetro ligado diretamente ao Re_{crit} , valor esse que pode ser de 10^5 para um escoamento externo muito perturbado e/ou uma rugosidade muito alta para a superfície da placa, ou de 3×10^6 para um escoamento externo muito comportado e uma placa com baixíssima rugosidade (ÇENGEL; CIMBALA, 2006). Porém essa mudança de comportamento não é de modo instantâneo, passando por um pequeno momento chamado de transição que pode se estender por uma distância dependente das perturbações presentes ao escoamento como pode ser visualizada na Figura 25.

A camada limite apresenta duas características principais que interferem diretamente em um projeto aerodinâmico. A primeira delas é ligada ao seu aumento no arrasto de fricção que o escoamento aplica no corpo comparando a um arrasto entregue ao corpo por um escoamento laminar. O segundo fator é o perfil de velocidade que a camada limite turbulenta tem, comparando-se com a laminar, onde apresenta um perfil mais "cheio" que

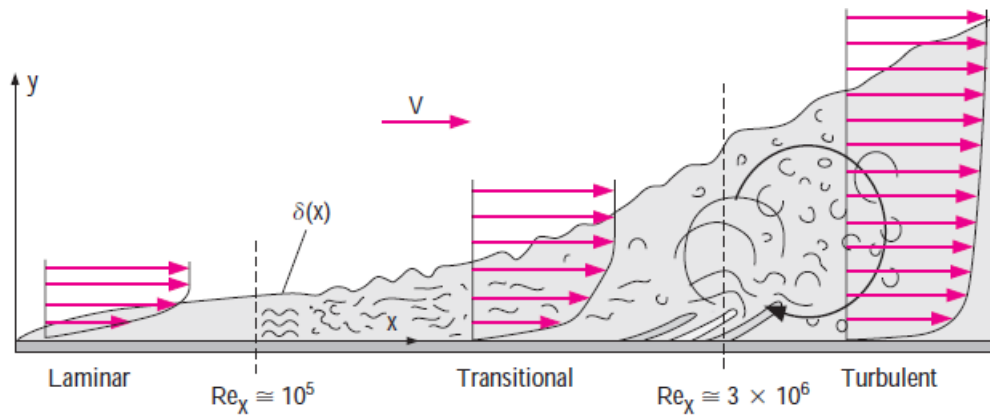


Figura 25 – Transição da camada limite laminar sobre uma placa plana sem gradiente de pressão, para uma camada limite totalmente turbulenta (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).

pode ser visto na Figura 26. Esse perfil mais cheio se dá pelo fato de ser um perfil mais energético cinematicamente por apresentar uma interação maior do escoamento dentro da camada limite, que é um escoamento "cansado" pela interação com a superfície do corpo que tende a "frear" o movimento devido a condição de não escoamento, com o escoamento externo da camada limite que apresenta uma alta energia cinética. Essa interação faz com que o perfil fique com uma taxa de crescimento muito maior para um perfil turbulento que para um perfil laminar, resultando em uma espessura de camada limite δ maior, que pode ser visto sem escala real pela Figura 25 e será dimensionado pela Equação 2.5.

$$\frac{\delta}{x} \approx \frac{0,38}{Re_x^{\frac{1}{5}}} \quad (2.5)$$

O fato da camada limite ser mais energética influencia no retardamento do efeito de descolamento da camada limite, onde o perfil sendo "freado" continuamente pelo atrito com a superfície somado com uma possível a um gradiente de pressão adverso ao sentido do escoamento, faz com que gere um "cansaço" da camada limite e ocasione uma reversão do sentido do escoamento resultando em áreas de recirculação. Esse descolamento da camada limite em um aerofólio quando abrange quase toda a superfície do perfil aerodinâmico (especialmente no extradorso) é conhecido como **estol** e é acompanhado por uma crítica perda de sustentação e um grande aumento do arrasto de pressão já que a esteira formada atrás do corpo é aumentada. Esse efeito é um grande ocasionador de acidentes aeronáuticos, como o caso do avião cargueiro Boeing 747-400 da National Air Cargo, a serviço do "US Mobility Command" no Afeganistão em Abril de 2013 (HRADECKY, 2013) em que uma das possibilidades aventadas é da carga ter se soltado dentro da aeronave fazendo o avião ter levantado voo em um elevado ângulo de ataque alcançando o ponto de estol.

O estol é um fator de grande importância para a indústria de aeronaves, pás eólicas e hidráulicas, hélices de navios, bombas, ventiladores e outras de aplicações onde se

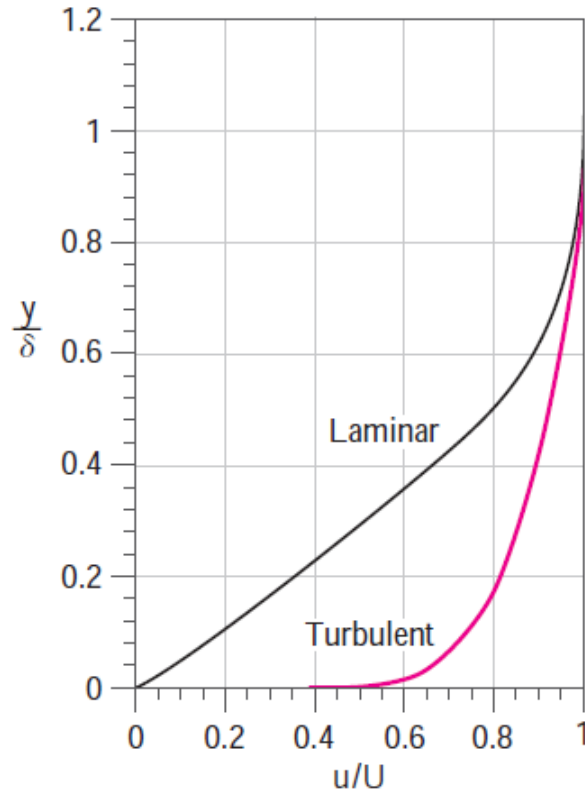


Figura 26 – Comparação dos perfis de camada limite laminar e turbulento para uma placa plana, adimensionalizando pela espessura da camada limite δ (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).

encontram aerofólios. Devido o atraso do ponto de separação no perfil em uma camada limite turbulenta, é possível alcançar maiores ângulos de ataque α e portanto maior sustentação, é muito estudado o uso de transicionadores (*transition wire*) ou geradores de vórtices (*vortex generator*) para adiantar a transição do escoamento laminar para turbulento fazendo com que o escoamento não descole com tanta facilidade quanto antes na camada limite laminar.

$$\frac{dP}{dx} = -U \frac{dU}{dx} \quad (2.6)$$

$$\tau_w = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (2.7)$$

Dentro da camada limite e perto da parede, o escoamento é influenciado quase que exclusivamente por efeitos viscosos não dependendo dos parâmetros de escoamento não perturbado, portando a velocidade média do fluxo depende da velocidade na direção normal a parede (y), da viscosidade cinemática do fluido (ν) e da tensão cisalhante na parede (τ_w). Logo através de uma análise dimensional encontramos a relação conhecida que servirá de base para as Leis de Parede (*Wall functions*) pela Eq. 2.8 que nos leva a

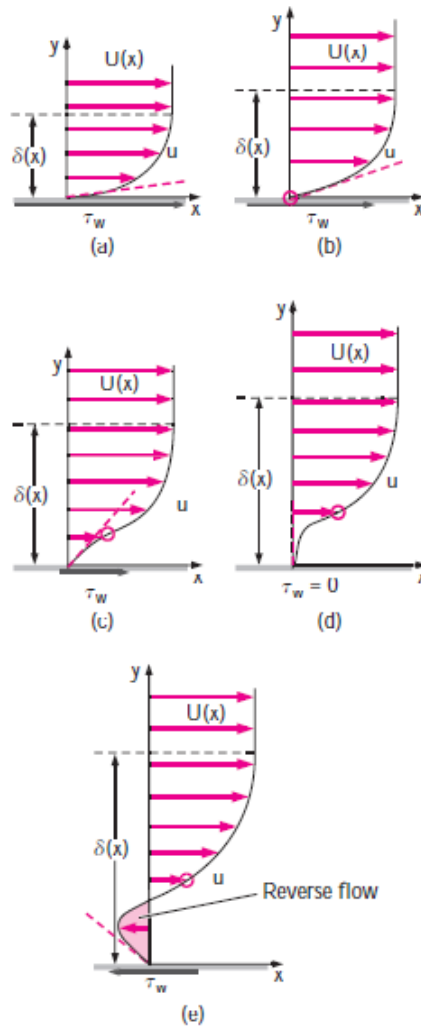


Figura 27 – Comparação dos perfis de velocidade da camada limite para gradientes de pressão (dado por Eq. 2.6) (a) favorável ao escoamento; (b) nulo; (c) fracamente adverso; (d) criticamente adverso em que ocorre o ponto de separação e a tensão cisalhante (Eq.2.7) na parede é nulo, e; (e) muito adversa onde apresenta o escoamento reverso (tensão cisalhante na parede é negativa) (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).

Equação da Velocidade de Atrito, ou u_τ , (Eq. 2.9).

$$u^+ = \frac{U}{u_\tau} = f\left(\frac{\rho u_\tau y}{\mu}\right) = f(y^+) \quad (2.8)$$

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho_w}} \quad (2.9)$$

Dois parâmetros adimensionais muito usados na análise de camada limite serão encontrados, u^+ e y^+ , ou Velocidade Adimensional e Comprimento Adimensional (ou Número de Reynolds da Camada Limite) respectivamente, que se relacionaram entre si através da Equação 2.10 em que y é a distância até a parede. O y^+ pode ser visto como uma medida adimensional analisada dentro de uma camada limite qualquer de qualquer

espessura, sendo usada nas simulações por volumes finitos para medir a distância do primeiro elemento de cálculo da camada limite até a parede do corpo analisado. O $Wall\ y^+$ (gradiente escalar do y^+ distribuído em um corpo) dependerá no caso computacional da quantidade de elementos distribuídos dentro da camada limite (*layers*), da taxa de crescimento dos elementos, da espessura da camada limite configurada para a malha de cálculo e da espessura da camada limite calculada (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu} \quad (2.10)$$

A camada limite turbulenta apresenta basicamente duas regiões, a Região Interna que ocupa de 10% a 20% da espessura total da camada limite ($0 < y^+ < 500$) e a Região Externa (*Wake Region*) que ocupa 80% a 90% da espessura total da camada limite ($500 < y^+ < 5000$) e depende muito pouco da natureza da parede, sendo fortemente condicionada pelo escoamento externo.

A Região Interna é totalmente dependente da natureza física e geométrica da parede e apresenta uma ínfima dependência do escoamento externo a camada limite e é dividida em três regiões: Subcamada Laminar ou Subcamada Viscosa (*Viscous Sublayer*); Região de Transição (*Buffer Layer*); Região Turbulenta ou Logarítmica (*Log Region*) (KLINE, 1967).

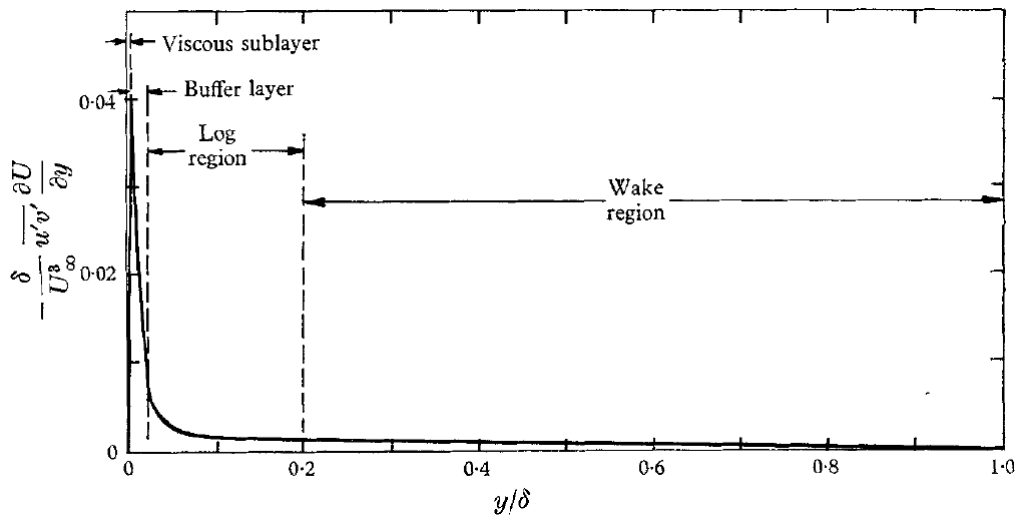


Figura 28 – Produção de energia cinética turbulenta normalizada nas regiões da camada limite (KLINE, 1967).

- **Sub-Camada Laminar:** Ocupa de 0,1% até 1% da espessura da Região Interna.

$$0 < y^+ < 10 \quad (2.11)$$

- A proximidade imediata da parede amortece as flutuações turbulentas;
- As forças viscosas predominam sobre as forças de inércia.

- **Região de Transição:** Ocupa cerca de 5% da espessura da Região Interna da camada limite.
 - A maior taxa de geração de Energia Cinética Turbulenta da camada limite (como podemos observar o pico de produção de energia cinética turbulenta normalizada dentro da Região de Transição na Figura 28).

$$10 < y^+ < 30 \quad (2.12)$$

- **Região Logarítmica:** Ocupa de 90% a 95% da espessura da Região Interna, onde os modelos de turbulência costumam funcionar satisfatoriamente.

$$30 < y^+ < 500 \quad (2.13)$$

2.4 RANS e Modelo de Turbulência

Devido a propriedade da aleatoriedade da turbulência, um modo de aborda-la é através de um enfoque estatístico conhecido como Decomposição de Reynolds (dado pela Eq. 2.14) em que é observado em um ponto do espaço a variação de uma propriedade ao longo do tempo (Fig. 22) e é retirado de uma quantidade instantânea daquela propriedade, dada por $\vec{u}(\vec{x})$ no caso da velocidade, e é decomposto em uma parcela temporal (média), dado por $\bar{u}(\vec{x})$, e pela flutuação daquela propriedade no tempo (variável aleatória centrada) igual a $u'(\vec{x}, t)$.

$$\vec{u}(\vec{x}, t) = \bar{u}(\vec{x}) + u'(\vec{x}, t) \quad (2.14)$$

Aplicando a Decomposição de Reynolds (2.14) na Equação de Navier-Stokes para um fluido incompressível (2.2) encontramos a Equação Média de Navier-Stokes (RANS) já citada anteriormente que pode ser visualizada na Equação 2.15. Aplicando agora a Equação 2.14 na Equação da Continuidade 2.4 encontramos mais uma Equação média, agora para a conservação da massa que pode ser visualizada em 2.16.

$$\underbrace{\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t}}_I + \underbrace{\bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}}_{II} = \underbrace{f_i}_{III} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\underbrace{\bar{P} \delta_{ij}}_{IV} + \underbrace{\rho \overline{u_i' u_j'}}_V - \underbrace{\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right)}_{VI} \right] \quad (2.15)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (2.16)$$

A representação dos termos da Equação 2.15 são:

- *I*: Termo Transiente da Derivada Total;
- *II*: Termo Advectivo;

- *III*: Termo Independente (termo de fonte);
- *IV*: Tensões Normais;
- *V*: Tensor de Reynolds;
- *VI*: Tensor de Navier.

O Tensor de Reynolds é dado na Equação 2.17 que representa a difusão de quantidade de movimento provocada pelas flutuações turbulentas. Enquanto o Tensor de Navier é a difusão da quantidade de movimento provocada pelos gradientes de velocidade média que apresentam uma difusão muito menor que as provocadas pelas flutuações turbulentas. A diagonal do Tensor de Reynolds é dada por k sendo a Energia Cinética Turbulenta Média (Eq. 2.18).

$$\rho \overline{u_i' u_j'} = -\rho \begin{bmatrix} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{v'u'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{w'u'} & \overline{w'v'} & \overline{w'w'} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'u'} + \overline{v'v'} + \overline{w'w'} \quad (2.18)$$

É possível observar que o Tensor de Reynolds é uma matriz simétrica, com seis incógnitas, ou seja seis termos independentes. A determinação de seus termos é conhecido como resolução do Problema de Fechamento. A solução para o Problema de Fechamento de das Equações de Reynolds pode ser abordada de duas formas, através de Equações Constitutivas, baseadas no modelamento empírico e/ou experimental do Tensor de Reynolds e por Equações Evolutivas, que são utilizadas uma abordagem através do desenvolvimento do Tensor de Reynolds com equacionamento matemático. Para o caso de uma solução do problema de fechamento por equações constitutivas é utilizado a Hipótese de Boussineq em que trata o Tensor de Reynolds através de um termo de Viscosidade Dinâmica Turbulenta μ_t (ou Viscosidade Cinética Turbulenta ν_t). Essa abordagem abrange os modelos conhecidos como *Linear eddy viscosity models* por utilizarem uma relação constitutiva linear dada pela relação 2.19 (FONTOURA, 2006).

$$-\overline{u_i' u_j'} = \nu_t \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (2.19)$$

2.4.1 Modelo Spalart-Allmaras

Os modelos lineares de viscosidade turbulenta (*eddy-viscosity*) dependem do número de equações de transporte que terão que ser resolvidas para calcular-la. Para o caso de alguns modelos a uma equação, o ν_t é calculado a partir de uma equação diferencial

ordinária e por uma equação ordinária parcial. Um desses modelos projetado especificamente para a área aeronáutica e espacial devido seus bons resultados para camada limite submetidas a gradientes de pressão adversos é o Spalart-Allmaras, que foi desenvolvido a pedido da Boeing para aeroespacial.

O modelo envolve a solução de uma equação de transporte para ν_t e a determinação da escala de comprimento por uma fórmula algébrica fornecendo cálculos econômicos computacionalmente comparando-se a vários outros modelos comerciais para camada limite externa na aerodinâmica (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). O cálculo para o ν_t é realizado através da relação (2.20) com um termo chamado de viscosidade turbulenta modificada, ou $\tilde{\nu}$, e uma função de amortecimento da parede (f_{u_1}) que são encontrada pelas equações e constantes seguintes.

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{u_1} \quad (2.20)$$

$$f_{u_1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v_1}^3} \quad (2.21)$$

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (2.22)$$

$$\underbrace{\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t}}_I + \underbrace{u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j}}_{II} = \frac{1}{\sigma} \underbrace{\left\{ \nabla \cdot [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}] + C_{b_2} |\nabla \nu|^2 \right\}}_{III} + \underbrace{\frac{\sigma_\nu}{IV}} + \underbrace{\frac{y_\nu}{V}} \quad (2.23)$$

Onde na Equação de Spalart-Allmaras 2.23 os termos apresentam os seguintes significados físicos:

- *I*: Termo Transiente da Derivada Total;
- *II*: Termo Advectivo;
- *III*: Termo Difusivo;
- *IV*: Termo de Produção de Turbulência dado pela Equação 2.24;
- *V*: Termo de Dissipação de Turbulência dado pela Equação 2.29

O Termo de produção será encontrado através do conjunto de Equações dado pelas Eq. 2.24 até a Eq. 2.28.

$$\sigma_\nu = C_{b_1} [1 - f_{t_2}] \tilde{\Omega} \tilde{\nu} \quad (2.24)$$

Onde o $\tilde{\Omega}$ é a vorticidade local dada pela Equação 2.25, a energia cinética de turbulência k já visto na 2.18, d sendo a distância do primeiro elemento de malha até

a parede mais próxima e f_{ν_2} , sendo mais um segundo fator de amortecimento da parede agora dado pela Equação 2.26.

$$\tilde{\Omega} = \Omega + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 d^2 f_{\nu_2}} \quad (2.25)$$

$$f_{\nu_2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{\nu_1}} \quad (2.26)$$

Já o Ω é a magnitude média da vorticidade encontrada por 2.27 e 2.28.

$$\Omega = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (2.27)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.28)$$

O Termo de dissipação será encontrado através do conjunto de Equações dado pelas Eq. 2.29 até a Eq. .

$$y_\nu = C_{w_1} f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 \quad (2.29)$$

Onde o termo f_w podemos encontrar a partir da 2.30.

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w_3}^6}{g^6 + C_{w_3}^6} \right]^{\frac{1}{6}} \quad (2.30)$$

$$g = r + C_{w_2} (r^6 - r) \quad (2.31)$$

$$r = \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{\Omega} k^2 d^2} \quad (2.32)$$

Em que os valores de C_{w_1} , C_{w_2} e C_{w_3} podem ser encontrados na Tabela 1.

Tabela 1 – Constantes do modelo padrão de turbulência Spalart-Allmaras (SPALART; ALLMARAS, 1994)

σ	C_{b_2}	C_{ν_1}	C_{w_1}	C_{w_2}	C_{w_3}
0,622	$\frac{2}{3}$	7,1	$\frac{C_{b_1}}{k^2} + \frac{(1-C_{b_2})}{\sigma}$	0,3	2

2.4.2 Modelo K- ϵ

O modelo K- ϵ é um modelo de turbulência a duas equações de transporte. A primeira variável de transporte é a a energia na turbulência e é chamada de Energia Cinética Turbulenta ou (k) já apresentada na Eq. 2.18. A segunda variável de transporte é a dissipação turbulenta (ϵ) que determina a taxa de dissipação da Energia Cinética Turbulenta. Tal modelo é amplamente difundido, extremamente utilizado em aplicações industriais. Para a o desenvolvimento das equações que descrevem o modelo k- ϵ , se faz necessário a apresentação das componentes da Tensor Taxa de Deformação S_{ij} e do Tensor de Navier já apresentado no termo *VI* da Eq.2.15 como τ_{ij} .

Uma equação para a energia cinética média K pode ser obtida multiplicando-se a Equação de Reynolds (Eq. 2.1) pela quantidade instantânea da componente de velocidade \vec{u} . A equação que rege a energia cinética média do escoamento é dada pela Eq.2.33 (TENNEKES; LUMLEY, 1972).

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}}_I + \underbrace{\nabla \cdot (\rho k \vec{u})}_{II} = \nabla \cdot \left(\underbrace{-P\vec{u}}_{III} + \underbrace{2\mu\vec{u}S_{ij}}_{IV} - \underbrace{\rho\overline{u_i' u_j'}}_{IV} \right) - \underbrace{2\mu S_{ij} \cdot S_{ij}}_{VI} - \underbrace{\rho\overline{u_i' u_j'} \cdot S_{ij}}_{VII} \quad (2.33)$$

Onde na Equação que rege a Energia Cinética média 2.33 os termos apresentam os seguintes significados físicos:

- *I*: Taxa de variação da Energia Cinética Média k ;
- *II*: Termo de transporte convectivo de k ;
- *III*: Termo de transporte difusivo turbulento decorrente das flutuações presentes nos campos de pressão;
- *IV*: Termo de transporte de k por tensões viscosas;
- *V*: Taxa de transporte de k pelas Tensões de Reynolds;
- *VI*: Taxa de dissipação viscosa de k ;
- *VII*: Taxa de destruição de k devido a produção de turbulência;

Outra forma de ver a equação governante para energia cinética é multiplicando a Equação de Navier-Stokes (Eq. 2.2) pela componente de flutuação da velocidade \vec{u}' onde podemos encontrar a Eq.

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}}_I + \underbrace{\nabla \cdot (\rho k \vec{u})}_{II} = \nabla \cdot \left(\underbrace{-\overline{p'\vec{u}'}}_{III} + \underbrace{2\mu\overline{\vec{u}'s_{ij}'}}_{IV} - \underbrace{\rho\frac{1}{2}\overline{u_i' \cdot u_i' u_j'}}_{IV} \right) - \underbrace{2\mu\overline{s_{ij}' \cdot s_{ij}'}}_{VI} + \underbrace{\rho\overline{u_i' u_j'} \cdot S_{ij}}_{VII} \quad (2.34)$$

Onde na Equação que rege a Energia Cinética 2.34 os termos apresentam os seguintes significados físicos:

- *I*: Taxa de variação da Energia Cinética Média k ;
- *II*: Termo de transporte convectivo de k ;
- *III*: Termo de transporte difusivo turbulento decorrente das flutuações presentes nos campos de pressão;
- *IV*: Termo de transporte de k por tensões viscosas;
- *V*: Taxa de transporte de k pelas Tensões de Reynolds;
- *VI*: Taxa de dissipação de k ;
- *VII*: Taxa de produção de k ;

O termo *VI* dá uma contribuição negativa a equação 2.34 devido à aparência da soma das flutuações de taxas de deformação quadradas s_{ij}' . A dissipação da energia cinética turbulenta é causada pelos pequenos vórtices contra as tensões viscosas (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). O termo de taxa de dissipação de energia cinética turbulenta por unidade de massa pode ser visto como:

$$\epsilon = 2\nu \overline{s_{ij}' \cdot s_{ij}'} \quad (2.35)$$

O modelo padrão k - ϵ apresenta duas equações de modelamento, uma para o k e outra para ϵ . Ambas são usadas para definir a escala turbulenta de velocidade (ϑ) e de comprimento (l), representadas pelas Eq. 2.36 e 2.37.

$$\vartheta = k^{(1/2)} \quad (2.36)$$

$$l = \frac{k^{(3/2)}}{\epsilon} \quad (2.37)$$

Aplicando análise dimensional, podemos especificar a viscosidade turbulenta como:

$$\mu_t = C\rho\vartheta l = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (2.38)$$

Em que C_k é uma constante adimensional.

O modelo padrão $k - \epsilon$ se utiliza das seguintes equações de transporte:

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}}_I + \underbrace{\nabla \cdot (\rho k \vec{u})}_{II} = \underbrace{\nabla \cdot \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \nabla k \right]}_{III} + \underbrace{2\mu_t S_{ij} \cdot S_{ij}}_{IV} - \underbrace{\rho \epsilon}_{IV} \quad (2.39)$$

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho\epsilon)}{\partial t}}_I + \underbrace{\nabla \cdot (\rho\epsilon\vec{u})}_{II} = \underbrace{\nabla \cdot \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \nabla \epsilon \right]}_{III} + \underbrace{C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} 2\mu_t S_{ij} \cdot S_{ij}}_{IV} - \underbrace{C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k}}_{IV} \quad (2.40)$$

Onde:

- *I*: Taxa de variação de k ou ϵ ;
- *II*: Termo de transporte convectivo de k ou ϵ ;
- *III*: Termo de transporte difusivo de k ou ϵ ;
- *IV*: Taxa de produção de k ou ϵ ;
- *V*: Taxa de destruição de k ou ϵ ;

Tais equações de transporte apresentam cinco constantes ajustáveis em que no modelo padrão são os seguintes valores:

Tabela 1 – Constantes do modelo padrão de turbulência K- ϵ ([VERSTEEG; MALALA-SEKERA, 2007](#))

C_μ	σ_k	σ_ϵ	$C_{1\epsilon}$	$C_{2\epsilon}$
0,09	1,00	1,30	1,44	1,92

3 Metodologia

A metodologia para análise do escoamento em torno de uma asa em efeito solo foi realizada a partir de um *software* comercial **STAR-CCM+**[®] da empresa **CD-adapco**[™] de ferramentas computacionais para engenharia. O programa, sendo uma ferramenta comercial para engenharia, apresenta diversos pacotes para modelamento 3D, importação de modelos 3D, ferramentas para preparação de superfície, criação de malha automática, modelamento físico e de turbulência, pós-processamento e integração com outros *softwares* multifísicos CAE (*Computation Assistant Engineering*). O modelamento da asa e da placa de representação do solo foi realizado através do *software* **SOLIDWORKS 2016**. Devido a versatilidade dos pacotes comerciais multifísicos e aplicações em diversos campos da engenharia, com soluções de problemas aerodinâmico, aeroacústico, troca de calor e convecção, combustão e reações químicas, as ferramentas comerciais ganharam grande enfoque na indústria no desenvolvimento de novos produtos agilizando o processo de projeto e facilitando o modelamento dos métodos de fabricação. É de extrema importância o conhecimento de ferramentas computacionais comerciais para um profissional da área técnica industrial na sua formação, pois tais ferramentas se encontram presente em diversos campos de atuação técnica e o conhecimento no seu uso pode ser um diferencial no mercado de trabalho justificando o seu uso para o presente projeto. Os dois programas serão utilizados em computador pessoal com baixo poder computacional (Processador i7-2630 QM CPU @ 2.00 GHz com 8,00 GB de memória RAM).

Para a realização dos estudos computacionais para compreender melhor o fenômeno do efeito solo modificando parâmetros físicos da asa como perfis aerodinâmicos, razão de aspecto, dispositivos de ponta de asa ou hipersustentadores e gerando dados para comparação dos resultados, será necessário a validação do domínio e malha a partir dos parâmetros configurados para a aproximação da realidade. A validação será realizada a partir da representação e comparação de dados obtidos no ensaio experimental para asas em efeito solo, realizados por Jung et al em 2008, para diversas configurações de asa reta com perfil NACA6409, mudando a razão de aspecto, para asas sem *endplates* e para asas com quatro tipos diferentes de *endplates*. Foram obtidas não só os dados de coeficientes globais como C_L , C_D , $C_{M_{\frac{c}{4}}}$ e X_{CP} quanto visualizações através de linhas de emissão obtidas com o uso de fumaça para obter comparações do ângulo de incidência induzido produzido pelo *downwash* e dos vórtices de ponta de asa para diferentes distâncias do solo representado (JUNG, 2008).

Após a seleção do ensaio que será representado para a validação, foram criados os modelos tridimensionais com o *software* **SOLIDWORKS 2016** para a representação da asa e do solo, este foi representado por uma placa com bordo de ataque afiado, pois o ensaio experimental foi realizado com uma placa fixa que ocupava todo o túnel de vento.

Logo após a criação dos modelos da asa e placa, os parâmetros básicos para a simulação foram configurados, como as condições de contorno para os planos do domínio e para os corpos imersos no escoamento, velocidade do escoamento igual ao utilizado no túnel de vento, configuração de ponto de origem para a rotação da asa com o objetivo de modificar seu ângulo de ataque e para o deslocamento da asa em relação a superfície do solo representado, deslocamento da placa fixa representada para adequar a espessura da camada limite próximo a asa que foi encontrada no experimento, além da escolha para o modelo de turbulência, os parâmetros para facilitar a convergência da simulação, tipo e parâmetro básico de malha, volumes de controle de malha e foi escolhido a partir de outros artigos experimentais em túnel de vento o valor para intensidade de turbulência para a simulação, já que a Intensidade de Turbulência do túnel de vento não foi informada no artigo que será utilizado para a validação.

Configurados os parâmetros básicos para as simulações, foi iniciado uma bateria de estudos começando pelo estudo do (onde o Y^+ já foi explicado com mais detalhe na subseção 2.3.1) parâmetro que envolve a espessura da camada limite, a taxa de crescimento dos elementos de malha dentro da camada limite (ou no inglês *Prism Layers*) e o número desses elementos de malha para cada corpo (asa e placa fixa).

Selecionando uma configuração padrão, foi realizado o estudo de domínio e malha, onde se procurou encontrar a partir de qual dimensão do domínio e para qual o nível de refinamento da malha que seria suficiente para que não influenciasse de modo contundente nos resultados da simulação.

Após a seleção das condições de contorno, estudo de *Wall y^+* , malha e domínio foram realizadas simulações variando os parâmetros de ângulo de ataque da asa e sua distância do solo representado obtendo curvas de C_L e $\frac{L}{D}$ para via de comparação com as curvas obtidas nos experimentos realizados no artigo do Jung et al para validação desses parâmetros.

3.1 Seleção Experimental para Validação

Os ensaios experimentais que foram escolhidos para validação se encontram no trabalho realizado por Jung et al em 2008 "*Experimental investigation of wing-in-ground effect with a NACA6409 section*" já citado e descrito na seção 1.3 para asa de retangular com perfil NACA6409 em efeito solo. A representação para o solo foi realizada com uma placa fixa de acrílico com 2 metros de comprimento ocupando transversalmente toda a seção de testes do túnel de vento que apresenta uma seção transversal de 700 milímetros

de largura por 700 milímetro de altura. A seção de testes no túnel de vento, bem como a disposição do aparato experimental se encontra na Figura 29, onde podemos visualizar que a asa foi posicionada com o intradorso para cima e o solo fica próximo do plano superior do túnel de vento.

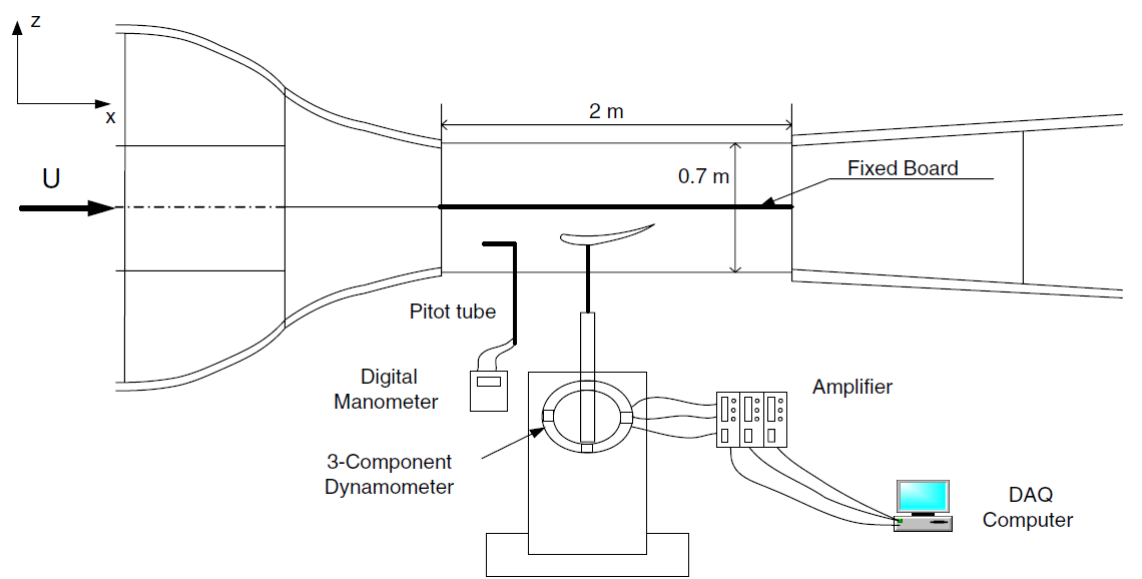


Figura 29 – Configuração experimental realizada para investigação de asas com perfil NACA6409 em efeito solo representado por placa fixa (JUNG, 2008).

Como a representação do solo foi realizada por uma placa fixa, a espessura da camada limite na posição final da asa foi encontrada para o ensaio em 30 milímetros na seção de teste do túnel de vento (JUNG, 2008), tal parâmetro influenciará no deslocamento da placa fixa em relação ao bordo de fuga do modelo da asa, pois no escoamento real do túnel de vento há a presença da transição do escoamento laminar para turbulento, já no simulação que será realizada no programa **STAR-CCM+**®[®], o escoamento é configurado como turbulento inicialmente fazendo com que a placa fixa seja avançada 40 milímetros do bordo de fuga da asa para que a camada limite nessa posição apresente uma espessura de 30 milímetros. O valor para a movimentação da placa fixa foi possível encontrando o valor de x na Equação 2.5 para uma espessura de camada limite com valor de 30 milímetros.

O modelo de asa escolhido para a validação foi o modelo sem *endplates*, com razão de aspecto igual a 1 (Fig. 30), portanto os dados dos coeficientes aerodinâmicos encontrados nas simulações serão comparados aos que se encontram na Figura 14(a). O comprimento de 3 metros encontrado na Figura 31, foi arbitrado a partir da possibilidade de que durante o estudo de domínio (que será descrito na seção 3.4) fosse possível o valor de profundidade do domínio do volume de controle alcançasse valores próximos a 3 metros.

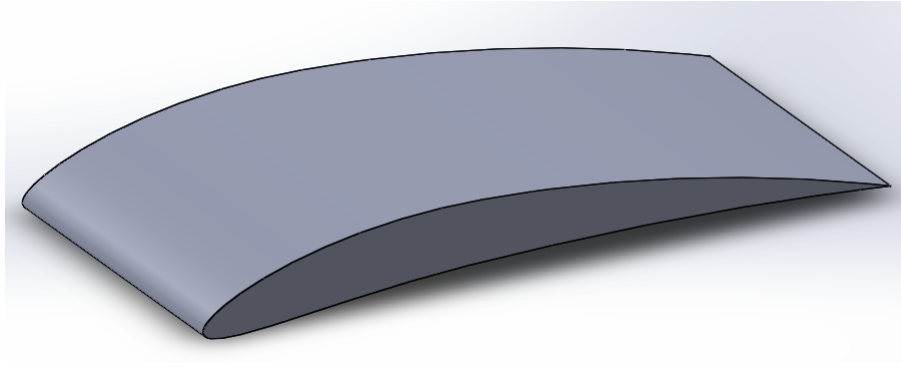


Figura 30 – Modelo da asa perfil NACA6409 desenhada no *software* **SOLIDWORKS 2016** com 200 milímetros de corda aerodinâmica e apenas 100 milímetros de envergadura para utilizar plano de simetria na raiz (em uma das extremidades) reduzindo o custo computacional das simulações.

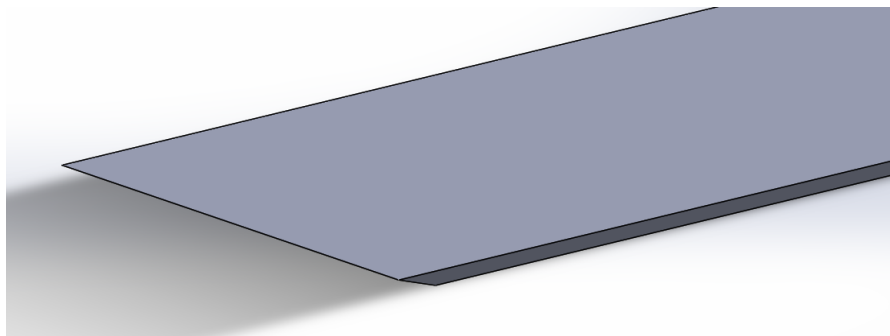


Figura 31 – Modelo da placa fixa desenhada no *software* **SOLIDWORKS 2016** com 2 metros de comprimento, 4 mm de espessura e 3 metros de largura.

3.2 Condições de Contorno

Ambos os corpos foram exportados em formato *parasolid* do programa **Solidworks 2016** para a leitura no programa **STAR-CCM+®**. Dentro do **STAR-CCM+®** foi criado o volume de controle no qual seriam subtraídos os corpos de placa fixa e da asa. O volume de controle foi escolhido com um formato retangular onde as faces *Inlet*, *Outlet* e *Sym1* podem ser visualizadas na Figura 32. As faces desse domínio de cálculo são conhecidas como fronteiras, ou *boundaries*, pelo programa. O plano inferior foi nomeado de *Sym2* e os planos superior juntamente com a lateral restante foram nomeadas como *Sym3*. O plano *Sym1* foi criado em contato com a asa e a placa fixa para representar a simetria do escoamento na raiz da asa, diminuindo o tamanho da malha de cálculo e evitando analisar as duas extremidades da asa, porém para obter esse efeito a configuração da condição física para essa face *Sym1* no programa como plano de simetria. As demais faces nomeadas como *Sym2* e *Sym3* também foram configuradas como planos de simetria, enquanto a face *Outlet* foi configurada como tipo "Pressão de Saída" (ou *Pressure Outlet*) com seu valor de pressão de saída igual a pressão de referência deixando como a configuração padrão de 0,0 Pa de pressão manométrica (como todos os demais valores de configuração).

As *boundaries* obtidas pela subtração dos corpos, tanto asa quanto placa fixa, foram configuradas como paredes, ou *wall*, com condições de não escorregamento e demais configurações padrão de valores físicos. Já para a face *Inlet* foi configurada como condição de velocidade de entrada, ou *Velocity Inlet*, onde foi configurado uma condição inicial através da **Especificação para Turbulência**, ou *Turbulence Specification* de **Intensidade e Escala de Comprimento**, ou *Intensity and Length Scale* com *Length Scale* igual uma porcentagem de até 10% do comprimento característico do escoamento (sendo que o maior comprimento é o da placa fixa de 2 metros), 200 milímetros, (valor configurado a partir de recomendações na subseção *Modifying Initial Conditions and Boundary Settings* encontrada no manual de usuário do STAR-CCM+® (CD-ADAPCO, 2014)).

Outros dois valores acionados com a configuração para **Intensidade e Escala de Comprimento** foram: A **Intensidade de Turbulência** (ou *Turbulence Intensity*) que normalmente é configurado a partir de valores calculados para o túnel de vento em que feito o ensaio usado para a validação da simulação, porém não foi encontrado nesse artigo o valor para o túnel usado. Foi então utilizado um valor de 0,07% para a **Intensidade de Turbulência** baseado no valor encontrado para o túnel de vento onde foram realizados ensaios em asas com perfil NACA4412 na presença do efeito solo conduzidos por Ahmed et al em 2007, em que túnel de vento utilizado apresentava um sistema com esteira em movimento ou *moving belt* para representação do solo em movimento (AHMED, 2007), e; A **Escala de Velocidade Turbulenta** (ou *Turbulent Velocity Scale*) que é recomendado na seção *Boundary and Initial Condition Values Reference* do manual do usuário do STAR-CCM+® como sendo igual a escala de velocidade representativa como a velocidade de entrada do escoamento, portanto foi configurado como 25,5 m/s essa velocidade também configurada como a de entrada da face de fronteira *Inlet*.

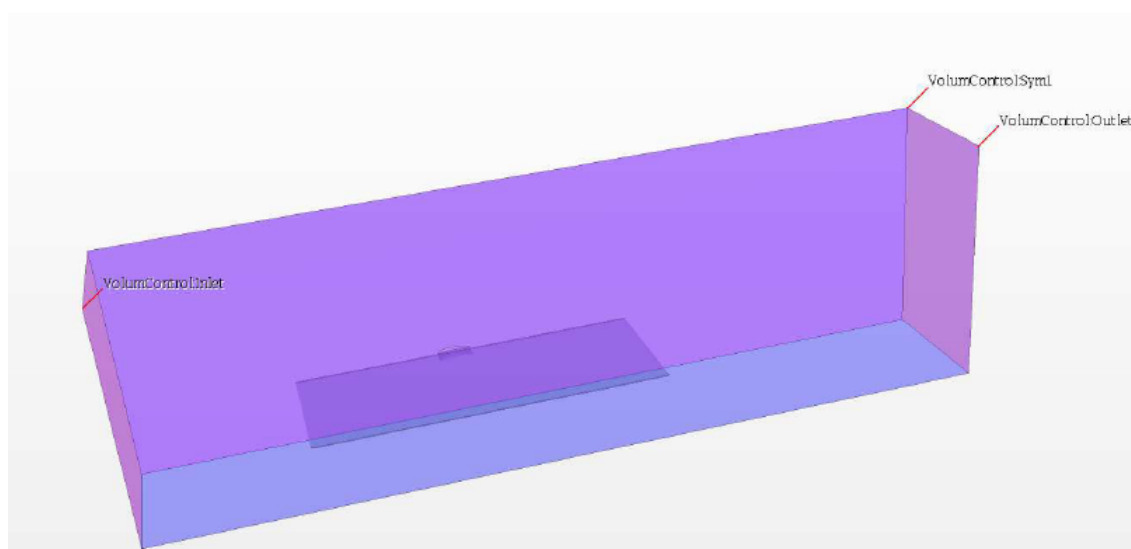


Figura 32 – Domínio de cálculo do volume de controle com as suas faces externas denominadas (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

Os modelos físicos selecionados foram:

- Espaço (*Space*): Tridimensional;
- Tempo (*Time*): Regime Permanente;
- Tipo do material (*Material*): Gás;
- Escoamento (*Flow*): Segregado (ou *Segregated Flow*);
- Equação de Estado (*Equation of State*): Escoamento Incompressível;
- Regime Viscoso (*Viscous Regime*): Turbulento;
- Modelo de Turbulência a partir de Equações médias de Reynolds (*Reynolds-Average Turbulence*): Spalart-Allmaras;
- Tratamento para funções de parede para Spalart-Allmaras (*SA Wall Treatment*): Tratamento de função de parede para todos os Y^+ (ou *All Y^+ Wall Treatment*).

Outros parâmetros básicos para o início dos estudos de independência de malha e de domínio foram os parâmetros de para a geração de malha. A seleção da malha se deu através da ferramenta de criação de malha automática do **STAR-CCM+**® através das seguintes opções:

- Recriação de malha superficial (ou *Surface Remesher*), que recria a malha superfície inicial para fornecer uma malha de qualidade discretizada que é adequada para CFD;
- Reparo de malha superficial automática;
- Tipo de malha volumétrica: Malha aparada ou *trimmed cell* formada por elementos hexaédricos;
- Malhas de Camadas Prismáticas, ou *Prism Layer Mesher*: é usado com uma malha de volume gerando células prismáticas ortogonais próximas às superfícies ou limites das paredes. Esta camada de células é necessária para melhorar a precisão da solução do escoamento.

Para as propriedades da malha de camadas prismáticas, foram selecionadas os valores presentes na Tabela 2, que irão auxiliar na geração da malha ao redor dos corpos com a propriedade de parede, facilitando a conexão dos elementos ao passar por uma extremidade muito fina como no bordo de fuga da asa ou nas extremidades da placa fixa sem a redução de elementos ou a interrupção das camadas prismáticas nesses pontos críticos.

Os parâmetros básicos que serão utilizados em toda a malha, exceto as propriedades que serão selecionadas para os volumes de controle de malha internos ou controle

Tabela 2 – Propriedades da malha de camadas prismáticas configuradas para a criação da malha de cálculo

Porcentagem de Preenchimento de Lacuna (<i>Gap Fill Percentage</i>)	10,0
Porcentagem de Mínima Espessura (<i>Minimum Thickness</i>)	0,5
Porcentagem de Redução de Camada (<i>Layer Reduction Percentage</i>)	0,0
Ângulo Limite "March" (<i>Boundary March Angle</i>)	85,0
Limite de Ângulo Côncavo (<i>Concave Angle Limit</i>)	0,0
Limite de Ângulo Convexo (<i>Convex Angle Limit</i>)	360,0

de malha em algumas superfícies selecionadas, poderão ser visualizadas na Tabela 3 incluindo os parâmetros globais de malha da camada prismática. Onde a maior parte dos parâmetros serão dados a partir de uma porcentagem de um comprimento base, *Base Size*, que será utilizado durante realização do estudo de independência de malha posteriormente (Seção 3.4). Porém a Malha superficial de curvatura será dada por pontos por círculo, o que será parâmetro para melhorar o desenvolvimento da malha em superfícies curvas. Outros parâmetros que serão dados em modo de taxas ou de modo subjetivo.

Tabela 3 – Propriedades globais de malha

Tamanho da superfície de destino (<i>Target Surface Size</i>) [%]	100,0
Tamanho mínimo de malha de superfície (<i>Minimum Surface Size</i>) [%]	0,8
Malha superficial em curvatura (<i>Surface Curvature</i>) [Pont/circ]	180
Taxa de crescimento superficial (<i>Surface Growth Rate</i>)	1,2
Esticamento da camada prismática (<i>Prism Layer Stretching</i>)	1,2
Taxa de crescimento de malha volumétrica (<i>Volume Growth Rate</i>)	Muito devagar
Taxa de crescimento de malha superficial (<i>Surface Growth Rate</i>)	Muito devagar

Outro parâmetro global necessário para a criação de malha se encontra na espessura da camada limite (ou *Prism Layer Total Thickness*), que será arbitrado com base na espessura da camada limite turbulenta para uma placa plana. No caso da asa foi encontrado um valor de 7 milímetros e para o caso da placa placa será configurado nos parâmetros de superfície de controle com o valor de 40 milímetros. Outros parâmetros como o tamanho base global de elemento (*Base Size*) e o número de elementos prismáticos dentro da camada limite (*Number of Prism Layers*) serão utilizados para os estudos de interferência de malha e para o estudo do *Wall y^+* . Para configuração inicial foram configurados: (*Base Size*) de 1 m, 12 elementos na camada limite da asa e 12 elementos na camada limite da placa fixa.

Os volumes de controle interno foram necessários para a realizar de um controle customizado de parâmetros de malha, como a configuração de número de camadas prismáticas na placa fixa diferente da camada prismática para a asa. Foi também realizado um refinamento de esteira onde foi aplicado a asa para refinar a malha atrás do corpo (*Wake Refinement*). As Figuras 34 e 35 mostram o resultado da geração da malha não

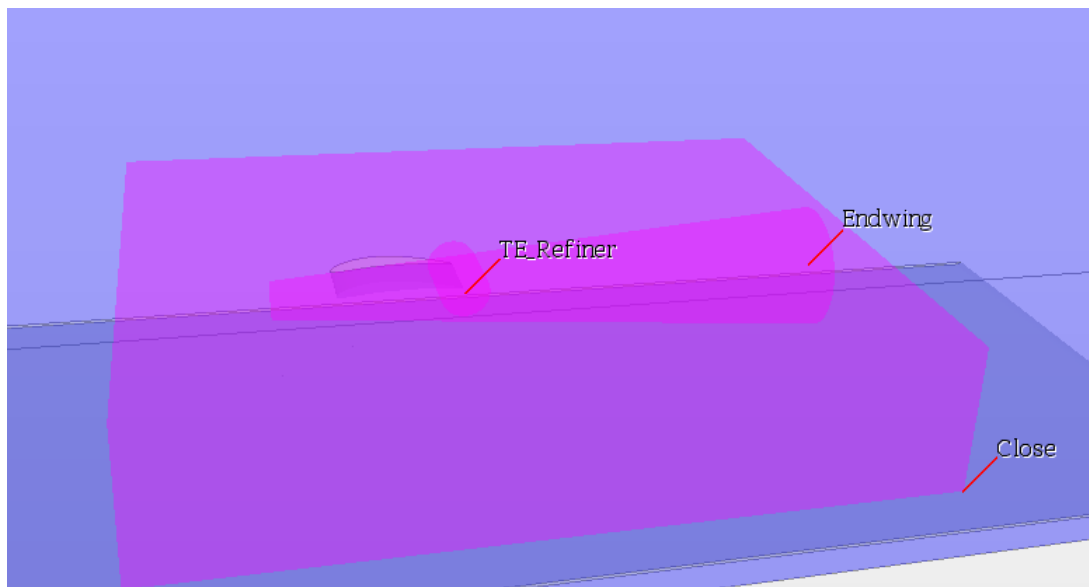


Figura 33 – Volumes de controle interno para refinamento de locais críticos como: A ponta asa com um volume em forma de tronco de cone (*Endwing*); As proximidades da asa com uma caixa retangular (*Close*), e; O bordo de fuga da asa com um cilindro em toda a envergadura da asa (*TERefiner*) (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

estruturada pela ferramenta automática do **STAR-CCM+**®

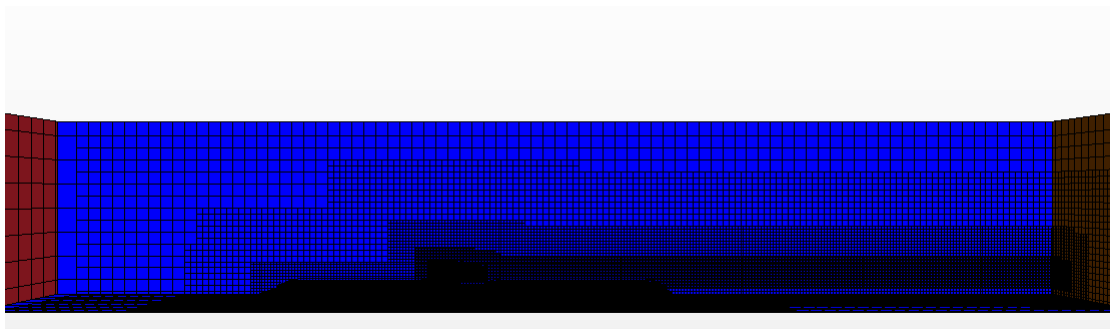


Figura 34 – Malha obtida para as seleções e valores citados nas Tabelas 3 e 2 configurando os valores de refinamento e número de camadas prismáticas iniciais (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

3.3 Análise e Escolha para $Wall y^+$

O processo de escolha para o tratamento do $Wall y^+$ através da seleção de *All y^+ Wall Treatment* para o uso do modelo padrão de turbulência Spalart-Allmaras é uma recomendação do manual do usuário na seção ***How Do I Choose a Spalart-Allmaras Model and Wall Treatment?*** (CD-ADAPCO, 2014). Porém o número de *Prism Layers* se torna arbitrário já que o *All y^+ Wall Treatment* é um modelo híbrido que utiliza funções de amortecimento para os termos de fonte na equação do transporte

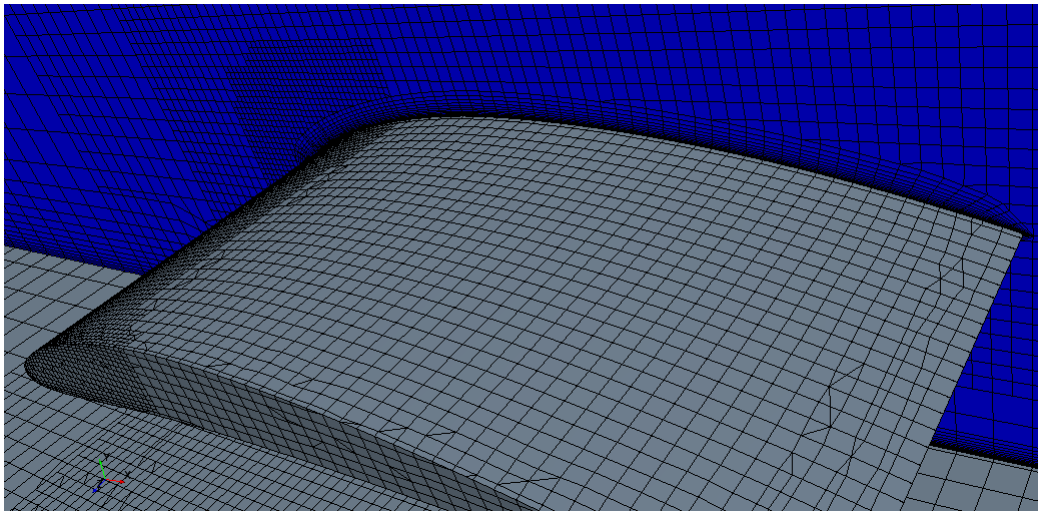


Figura 35 – Ampliação da malha na asa para as seleções e valores citados nas Tabelas 3 e 2 configurando os valores de refinamento e número de camadas prismáticas iniciais (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

de viscosidade turbulenta modificada $\tilde{\nu}$ (Eq. 2.23) o que levou um estudo para o $Wall y^+$ que será desejado para as simulações de validação, tanto na placa fixa quanto na asa.

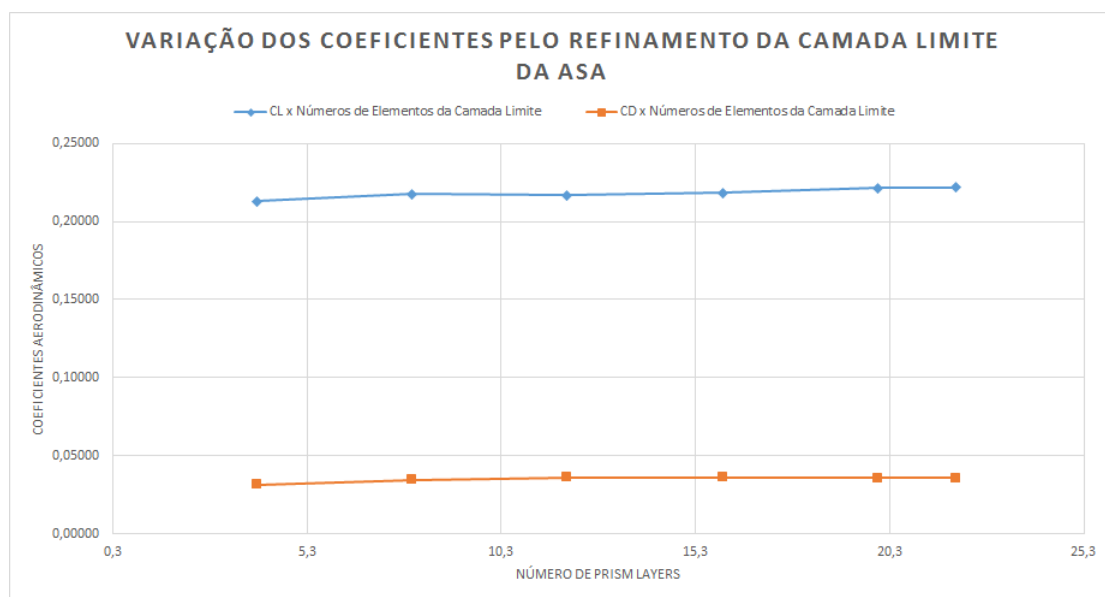


Figura 36 – Gráfico obtido através do estudo do $Wall y^+$ na asa com o tratamento *All y^+ Wall Treatment* para o caso analisado encontrando a interferência da quantidade de camadas prismáticas (*Prism Layers*) nos coeficientes aerodinâmicos.

Para o estudo do $Wall y^+$ na asa, foram criados, ao todo, seis configurações de camada limite, onde foi modificada apenas a quantidade de camadas prismáticas (ou *Prism Layers*) e obtido um gráfico (Figura 36) que relaciona o número de *Prism Layers* e os coeficientes aerodinâmicos de C_L e C_D , partindo de altos $Wall y^+$, ou seja baixo número de *Prism Layers*, a baixos valores de $Wall y^+$ em números altos de camadas prismáticas dentro da região da camada limite. Todos os estudos foram realizados a h/c igual a 0,3 com a asa sem ângulo de ataque (α igual a 0°).

Tabela 4 – Dados obtidos através do estudo do $Wall y^+$ na asa com o tratamento $All Y^+$ $Wall Treatment$ para o caso analisado encontrando a interferência da quantidade de camadas prismáticas ($Prism Layers$) nos coeficientes aerodinâmicos.

Caso	Prism Layers Number	Elementos de Malha	C_L	C_D
1	4	$1,19E + 06$	0,21296	0,03164
2	8	$1,25E + 06$	0,21780	0,03459
3	12	$1,30E + 06$	0,21667	0,03598
4	16	$1,35E + 06$	0,21845	0,03619
5	20	$1,40E + 06$	0,22134	0,03585
6	22	$1,43E + 06$	0,22198	0,03585

Através do estudo do $Wall y^+$ na asa foi possível observar que os coeficientes aerodinâmicos tiveram pouca interferência quanto a quantidade de camadas prismáticas devido ao tratamento utilizado pelo *software* para diferentes valores de Y^+ porém essa interferência foi reduzida ainda mais quando alcançamos os valores de 20 $Prism Layers$ na asa, alterando os coeficientes apenas na quarta casa decimal para o último caso.

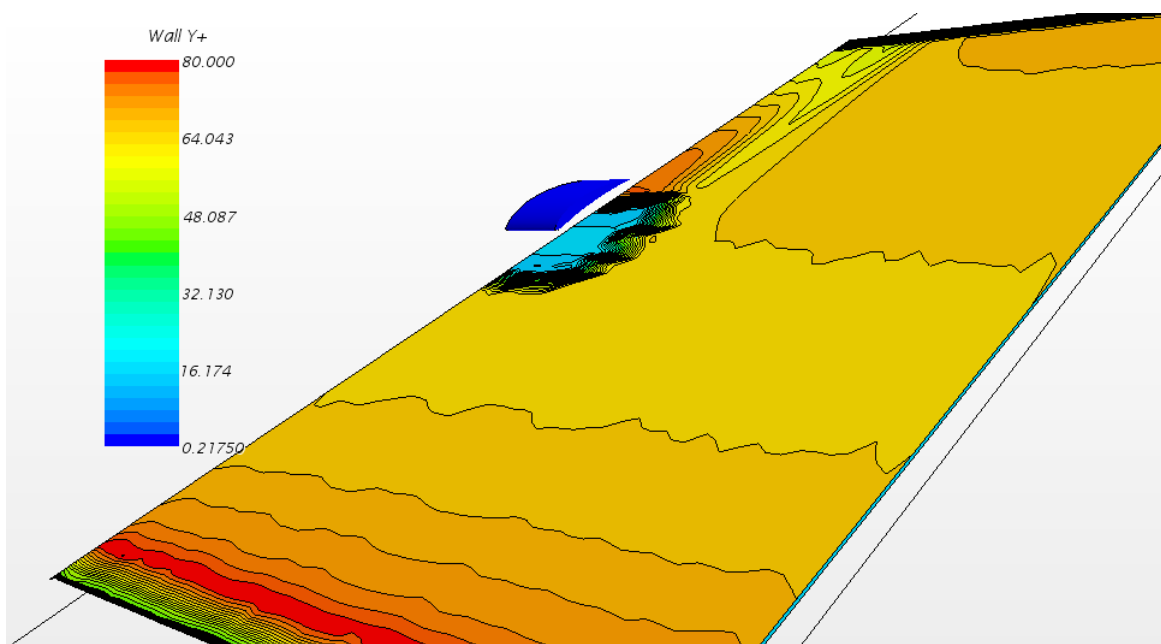


Figura 37 – Imagem da distribuição do $Wall y^+$ para o quinto caso com 20 camadas de ($Prism Layers$) na asa (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+®**).

Foi escolhido o caso com valor de 20 para o número de camadas prismáticas que serão utilizadas na asa, onde foram encontrados valores de $Wall y^+$ menores de 1 em toda a asa, como podemos ver na Figura 37, porém os valores de Y^+ para placa estão altos alcançando Y^+ igual a 80 já que apresentava apenas 8 camadas prismáticas durante o estudo do $Wall y^+$ da asa, o que possibilitou o estudo do $Wall y^+$ na placa fixa para observar a influência nos coeficientes aerodinâmicos da asa partindo do caso com valor de 20 para o número de camadas prismáticas na camada limite da asa. Para o estudo do $Wall y^+$ na placa fixa, foram realizados cinco caso em que partiu-se de um valor de 8 camadas

prismáticas na camada limite da placa fixa (penúltimo caso realizado para o estudo do $Wall y^+$ na asa) até 24 *Prism Layers* onde produziu-se o gráfico mostrado na Figura 38.

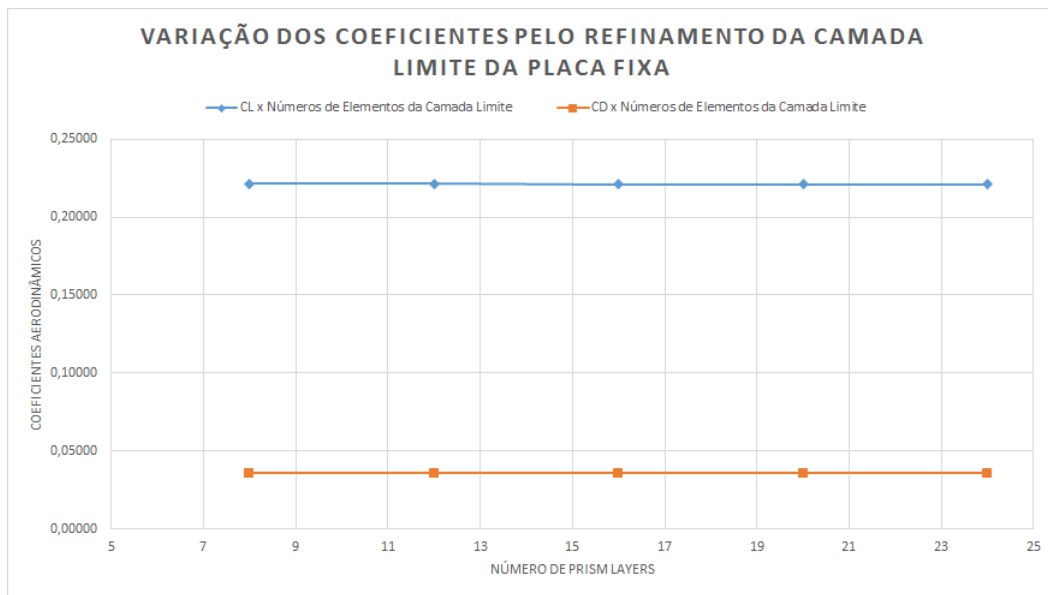


Figura 38 – Gráfico obtido através do estudo do $Wall y^+$ na placa fixa com o tratamento $All y^+$ *Wall Treatment* para o caso analisado encontrando a interferência da quantidade de camadas prismáticas (*Prism Layers*) nos coeficientes aerodinâmicos.

Tabela 5 – Dados obtidos através do estudo do $Wall Y^+$ na asa com o tratamento $All y^+$ *Wall Treatment* para o caso analisado encontrando a interferência da quantidade de camadas prismáticas (*Prism Layers*) nos coeficientes aerodinâmicos.

Caso	Prism Layers Number	Elementos de Malha	C_L	C_D
1	8	$1,40E + 06$	0,22134	0,03585
2	12	$1,55E + 06$	0,22139	0,03587
3	16	$1,69E + 06$	0,22108	0,03582
4	20	$1,84E + 06$	0,22095	0,03581
5	24	$1,99E + 06$	0,22094	0,03581

Ao observar o gráfico da Figura 38 e a Tabela 5 que a quantidade de elementos na placa fixa não influenciou cálculo de forma a interferir nos coeficientes aerodinâmicos obtidos na asa. Com o objetivo de reduzir qualquer nível de interferência que fosse possível para as simulações de validação, optou-se por escolher o caso 4 com o número de camadas prismáticas na placa fixa igual a 20 devido sua interferência só aparecer na quinta casa decimal dos coeficientes aerodinâmicos da asa em relação ao caso 5, gerando uma distribuição de $Wall Y^+$ abaixo de 15 e praticamente toda a placa o que mostra que já haveria elementos na região de transição da camada limite turbulenta interna onde apresenta uma grande quantidade de geração de energia cinética turbulenta que foi abordado com mais detalhe na Seção 2.3.

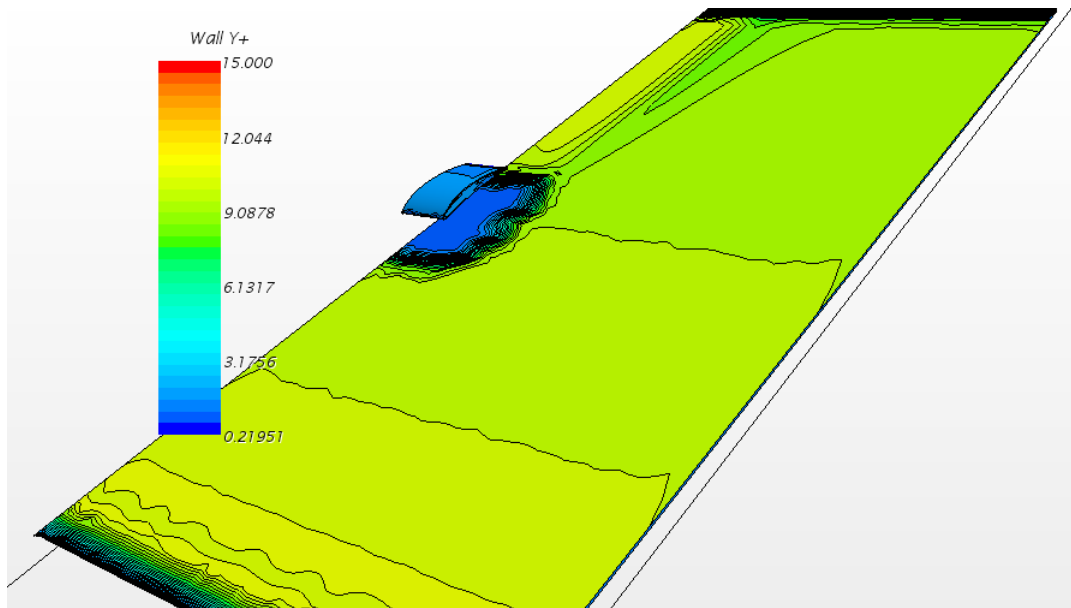


Figura 39 – Imagem da distribuição do $Wall Y^+$ para o quarto caso com 20 camadas de (*Prism Layers*) na placa fixa (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

3.4 Estudos de Domínio e Malha

Após o estudo do sobre a influência do $Wall Y^+$ da asa e placa fixa nos coeficientes aerodinâmicos, foi iniciado o estudo de interferência de domínio. Fazendo com que o volume total de cálculo fosse expandido ao aumentar as dimensões laterais, superiores e inferiores, além de distanciar dos planos *Inlet* e *Outlet* da asa, buscando a mínima dimensão do domínio de cálculo para que não influencie dos resultados aerodinâmicos da asa reduzindo o número de elementos necessários para uma boa solução. A dimensão do domínio foi modificada a partir de seis coordenadas divididas em dois extremos (Figura 40) que ditaram o a direção do distanciamento do planos em relação a origem $x = 0, y = 0$ e $z = 0$ onde a aresta do bordo de fuga de encontra com o plano de simetria da raiz (*Sym1*). Todos os estudos tanto de domínio quanto de malha foram realizados a h/c igual a 0,3 com a asa sem ângulo de ataque (α igual a 0°). Foram realizadas quatro simulações para a verificação da influência do tamanho do domínio começando das dimensões encontradas no quadro presente na Figura 40. Para a geração do gráfico de verificação dos dados para o estudo do domínio (Figura 40), foi utilizado como medida de comparação a quantidade de elementos gerados na malha para aquela dimensão específica do domínio. A dimensão está relacionada a quantidade de elementos em cada caso na Tabela 6.

A partir do gráfico obtido com os dados da Tabela 6, é possível perceber que o C_L varia de modo mais significativo entre o primeiro e o terceiro caso, a partir deste último os valores dos coeficientes aerodinâmicos apenas variaram na quarta casa decimal formando um patamar bastante visível no gráfico da Figura 41. Sendo o terceiro caso com as coordenadas $X : -2,0m/2,8m; Y : -0,4m/1,0m; Z : 0,0m/0,8m$ o domínio escolhido

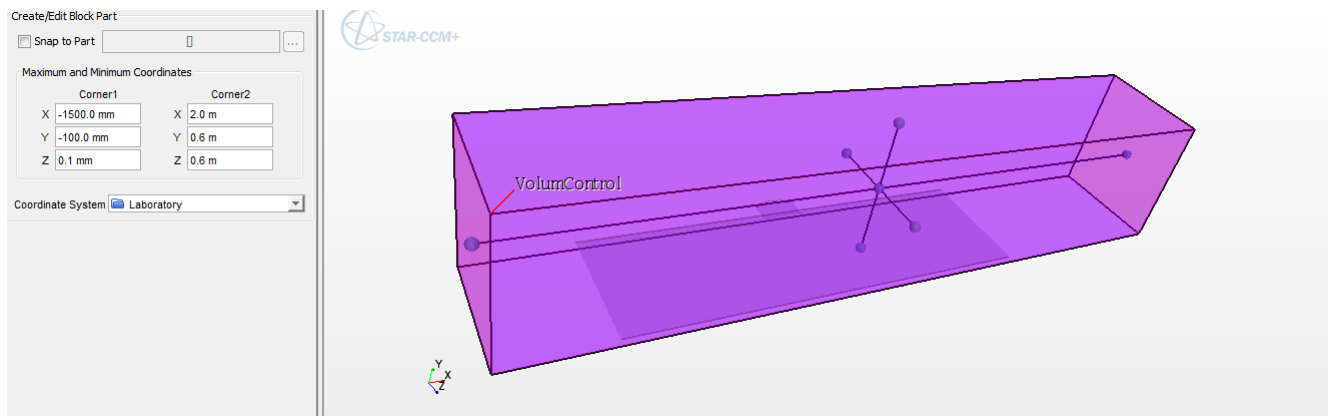


Figura 40 – Imagem do volume de controle exibindo as direções que serão controladas para a expansão do domínio de cálculo para a realização do estudo do domínio (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

Tabela 6 – Dados obtidos através do estudo da influência da dimensão do domínio de cálculo nos coeficientes aerodinâmicos da asa, sendo que os valores das "Dimensões do Domínio de Cálculo" são dados em metros.

Caso	Dimensões do Domínio de Cálculo	Elementos	C_L	C_D
1	$X : -1,5/2,0; Y : -0,1/0,6; Z : 0,0/0,6$	$1,01E + 06$	0,21419	0,03336
2	$X : -1,7/2,4; Y : -0,2/0,8; Z : 0,0/0,8$	$1,05E + 06$	0,21860	0,03329
3	$X : -2,0/2,8; Y : -0,4/1,0; Z : 0,0/0,8$	$1,23E + 06$	0,21581	0,03257
4	$X : -2,2/3,0; Y : -0,6/1,2; Z : 0,0/1,2$	$1,36E + 06$	0,21557	0,03242

para a realização da validação.

O último estudo envolvido para criar uma boa configuração para a realização de todas as simulações necessárias durante a etapa de validação foi o estudo de independência de malha. Consistiu na variação do valor de comprimento base *Base Size*, parâmetro base para a maior parte dos valores dados proporcionalmente para criação de malha, como os dados configurados nas Propriedades de Malha encontrados na Tabela 3, além dos parâmetros configurados para os controles de malha volumétricos e superficiais. O valor inicial para a realização foi de um *Base Size* igual a 0,8m, sendo este reduzindo a cada 0,1m refinando toda a malha de cálculo de modo proporcional deixando cada vez mais refinada. Porém o estudo de malha foi limitado por questões operacionais devido a limitação de processamento do computador utilizado, a modificação no *Base Size* resultava em um grande aumento do número de elementos, fazendo não só a solução apresentar diminuição na velocidade de processamento de cada iteração como impossibilitou de continuar a geração de malha para um *Base Size* de 0,2m. A Tabela 7 mostra todos os casos, com seus respectivos comprimentos base, e a quantidade de elementos que resultou durante o refinamento.

Para todas as simulações realizadas o critério de parada, ou seja a condição de convergência, se deu através do resíduo dos cálculos numéricos realizados durante as iterações quando alcançados valores iguais ou abaixo de 10^{-3} . Medida que não foi levada

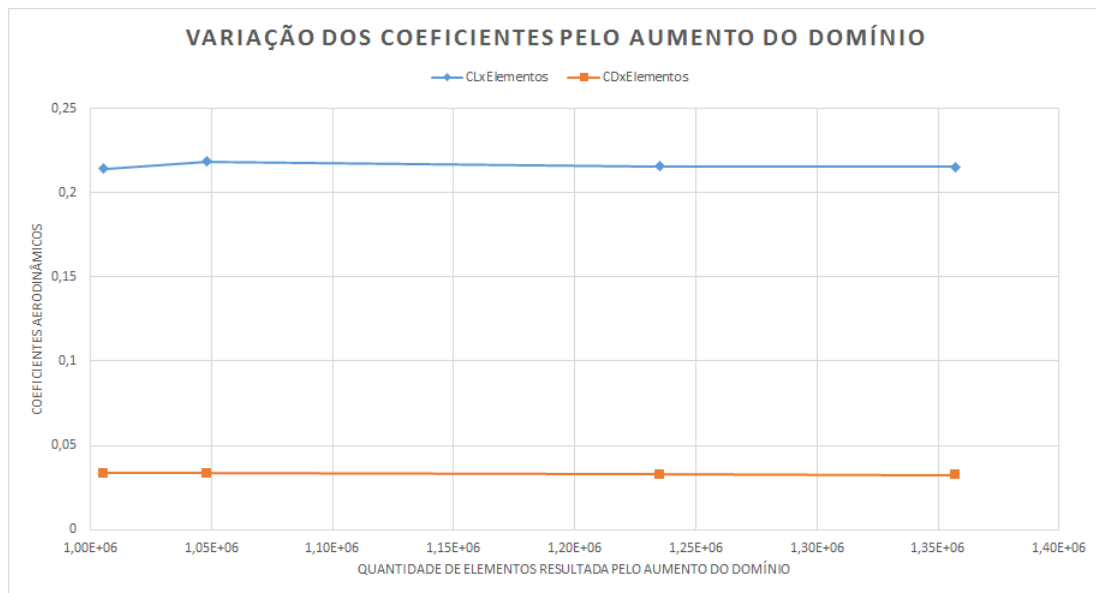


Figura 41 – Gráfico obtido a partir do estudo sobre a influência da dimensão do domínio de cálculo, representado pela quantidade de elementos, nos coeficientes aerodinâmicos da asa.

Tabela 7 – Dados obtidos através do estudo de independência de malha da solução, sendo a variável independente desse estudo é o comprimento base, ou (*Base Size*) dado em metros.

Caso	<i>Base Size</i> [m]	Elementos de Malha	C_L	C_D
1	0,8	$1,71E + 06$	0,21894	0,03295
2	0,7	$1,82E + 06$	0,21932	0,03253
3	0,6	$2,14E + 06$	0,21823	0,03231
4	0,5	$2,76E + 06$	0,21775	0,03221
5	0,4	$4,32E + 06$	0,21720	0,03216

em conta isoladamente, como foram observados também a estabilidade nos valores dos coeficientes aerodinâmicos. Na Figura 43 é possível observar que os cinco valores dos resíduos sendo que os *X-momentum*, *Y-momentum* e *Z-momentum* são obtidos a partir da Equação Média de Navier-Stokes, o *Continuity* gerando a partir do cálculo numérico da equação da continuidade e por último o *Sanut* equivale o resíduo gerado pelo modelo de turbulência Spalart-Allmaras.

Ainda na Figura 43 é possível perceber que não apresenta apenas a solução de um caso, e sim de vários caso que serviram de valores iniciais durante o processo de simulação para outros casos. Esse procedimento é realizado para acelerar o processo de convergência da solução, algumas vezes só convergindo através de procedimentos parecidos. Quando inicia uma nova simulação é recomendável também o uso de uma ferramenta para a solução chamada rampa linear, ou *Linear Ramp*, que auxilia com amortecimentos na substituição das propriedades físicas calculadas durante as primeiras iterações da solução. Foi utilizado o *Linear Ramp* para a propriedade de velocidade e para a viscosidade turbulenta. Ambos os casos foram utilizados o valor final como o padrão e configurados os valores iniciais

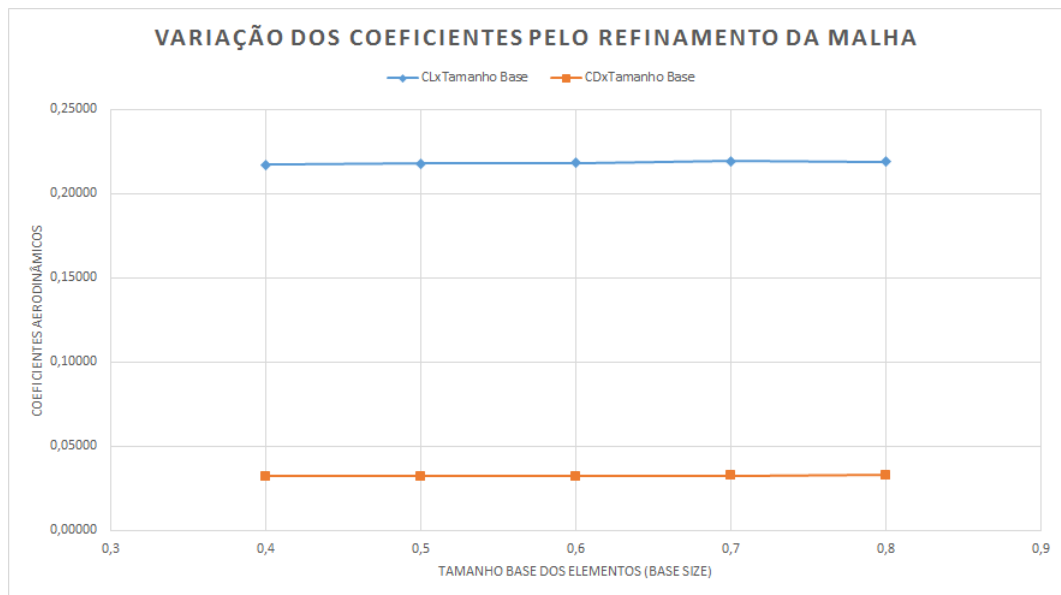


Figura 42 – Gráfico obtido a partir do estudo de independência de malha da solução nos coeficientes aerodinâmicos da asa, sendo a variável independente desse estudo o comprimento base (ou *Base Size*) dado em metros.

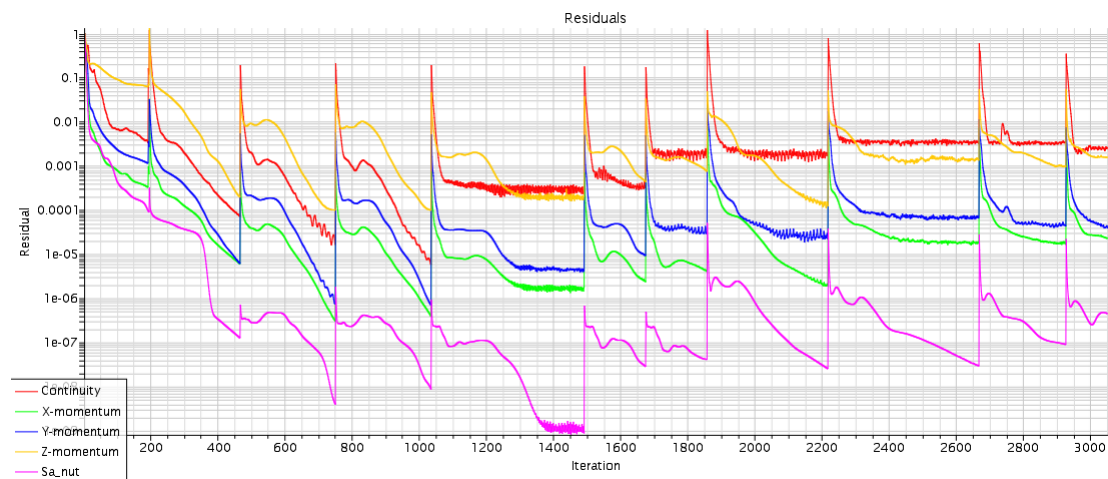


Figura 43 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso 4 para o estudo do $Wall y^+$ para a placa fixa (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

para os fatores sub-relaxamento (*Under-Relaxation Factor*) que serão utilizados no *Linear Ramp* como a metade do valor final, ou seja 0,35 para ambos os valores iniciais alcançando o valor padrão de 0,7 em 10 iterações.

3.5 Validação dos Parâmetros de Simulação

O processo de validação dos parâmetros de simulação foi iniciado com criação de uma nova simulação a partir dos parâmetros escolhidos devido aos resultados encontrados para o estudo de malha, domínio e $Wall Y^+$. Os casos escolhidos inicialmente para as

simulações de validação foram:

- *Prism Layers Number* na asa: 20;
- *Prism Layers Number* na placa fixa: 20;
- Dimensões do Domínio de cálculo: $X : -2, 0m/2, 8m$; $Y : -0, 4m/1, 0m$; $Z : 0, 0m/0, 8m$;
- *Base Size*: 0,5 m

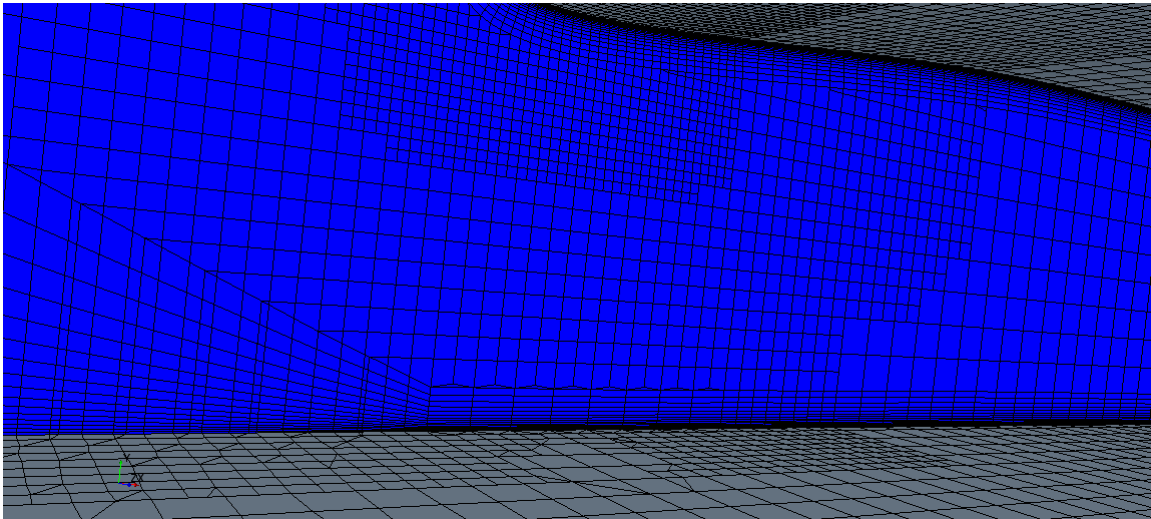


Figura 44 – Imagem da malha produzida para as configurações básicas iniciais selecionadas a qual gerou elementos com má formação entre o bordo de ataque da asa e a placa que possibilitaram a divergência da solução (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

A primeira simulação foi para o mesmo ângulo de ataque e distância usadas para os estudos de malha e domínio, com α igual a 0° e h/c igual a 0,3. Para essa simulação as configurações funcionaram bem, convergindo em menos de 500 iterações com Y^+ abaixo de 1 na asa e abaixo de 12 na placa fixa. Porém ao gerar a malha para a configuração de h/c igual a 0,2 houve um problema na geração de malha nas camadas prismáticas da camada limite da placa fixa, quando a asa se aproximava da placa gerava irregularidades em alguns elementos na última camada que faziam toda a solução divergir. O problema da malha pode ser visto em ao menos oito elementos da camada limite da placa fixa entre o bordo de ataque da asa e a superfície da placa na Figura 44, ao contar as camadas é possível perceber também que a aproximação da camada limite da asa, quando reduziu a distância entre a placa fixa e a asa, resultou numa diminuição do número de camadas que é configurado como 20, porém só 16 eram possíveis de ser visualizadas na imagem. O problema com esses elementos resultou e uma divergência abrupta da solução em menos de 400 iterações que pode ser visualizada na Figura 45.

Ao experimentar a variação dos valores para o número de camadas prismáticas em ambos os corpos e tentar o processo de convergência, foi encontrado que a configuração para ambos os termos deveriam ser alterados. Foram selecionados, portanto, para o

parâmetro de *Prism Layers Number* os valores de 16 para a placa fixa e 12 para a asa. Essa nova configuração foi selecionada para a validação e resultou em valores de *Wall Y+* abaixo de 10 para a asa e abaixo de 20 para a placa fixa, como pode ser visualizada na Figura 46. Para essa nova configuração foi gerado uma média de 3,5 milhões de elementos de cálculo para cada simulação. Com o objetivo de reproduzir o gráfico da Figura 14a, para uma asa de razão de aspecto igual a um e sem *endplates*, foram realizadas 20 simulações, variando o h/c de 0,05 a 0,3 e aumentando o ângulo de ataque de 0° a 8° , onde foram obtidos os coeficientes aerodinâmicos de C_L e C_D para cada configuração.

Na Figura 47 é possível perceber que a asa em h/c igual a 0,05 já se apresenta completamente imersa na camada limite da placa fixa que se encontra entre 0,03 e 0,035 metros, tal influência será estudada mais tarde durante o Projeto de Graduação 2. Durante o processo de validação foram realizadas simulações para h/c igual a 0,05, 0,1, 0,2 e 0,3 para ângulos de ataque (α) igual a 0° , 2° , 4° , 6° e 8° .

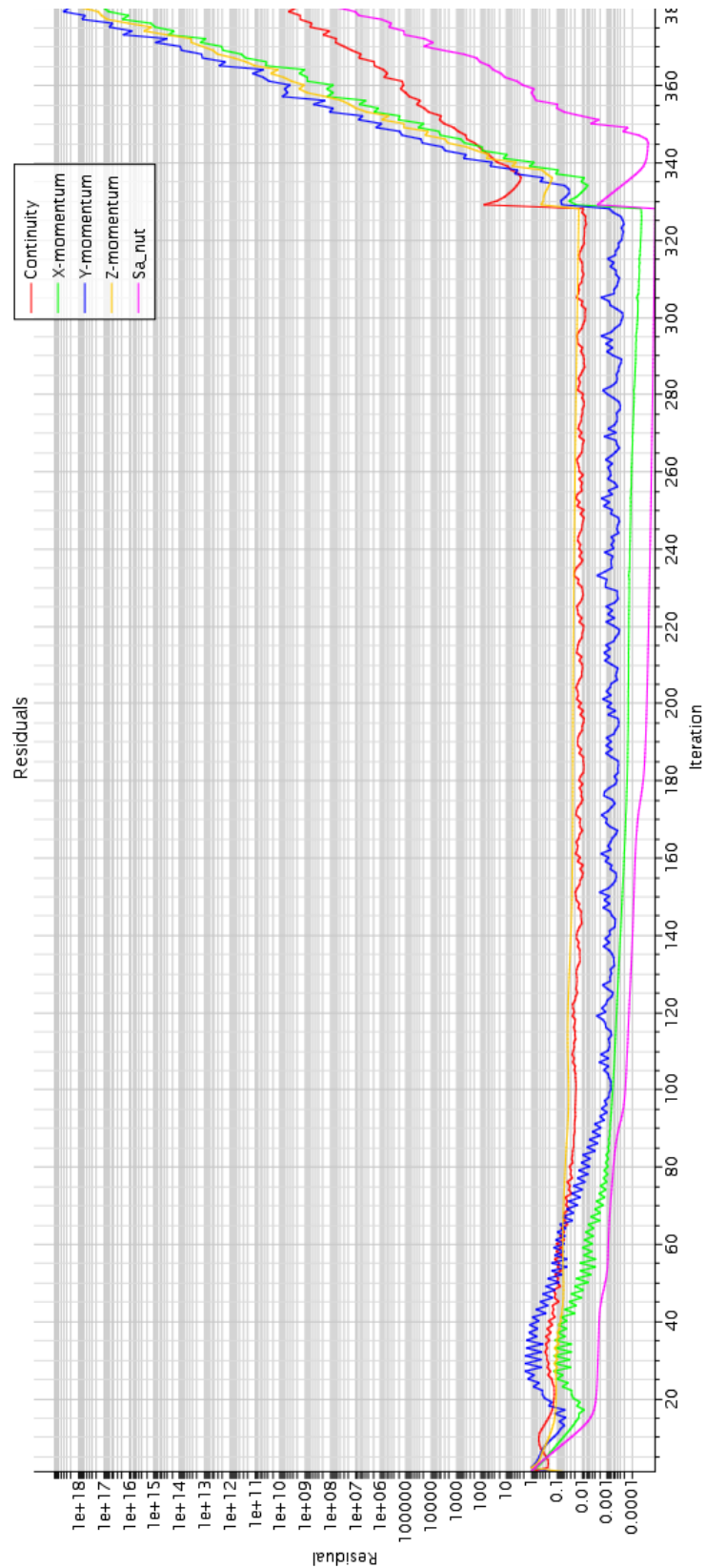


Figura 45 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso para as configurações selecionadas ao aproximar a asa do solo para h/c igual a 0,3 em que houve a divergência abrupta da solução (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

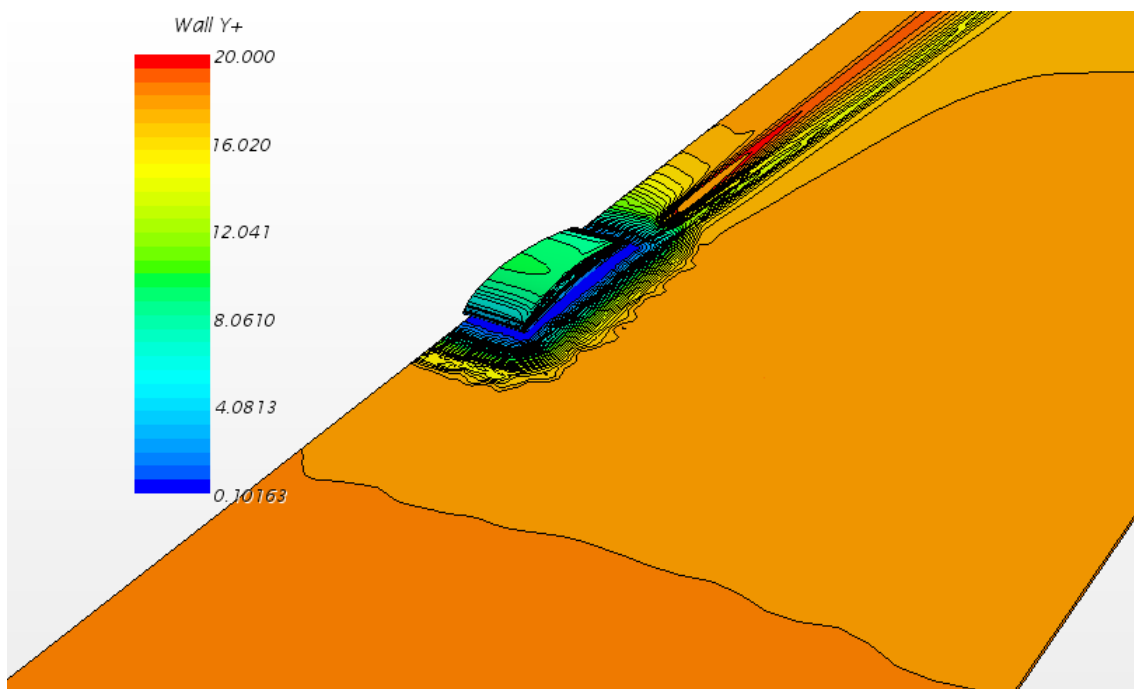


Figura 46 – Distribuição para os valores de $Wall y^+$ na asa e placa fixa para a configuração final selecionada a ângulo de ataque a 0° e h/c igual a 0,05 (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

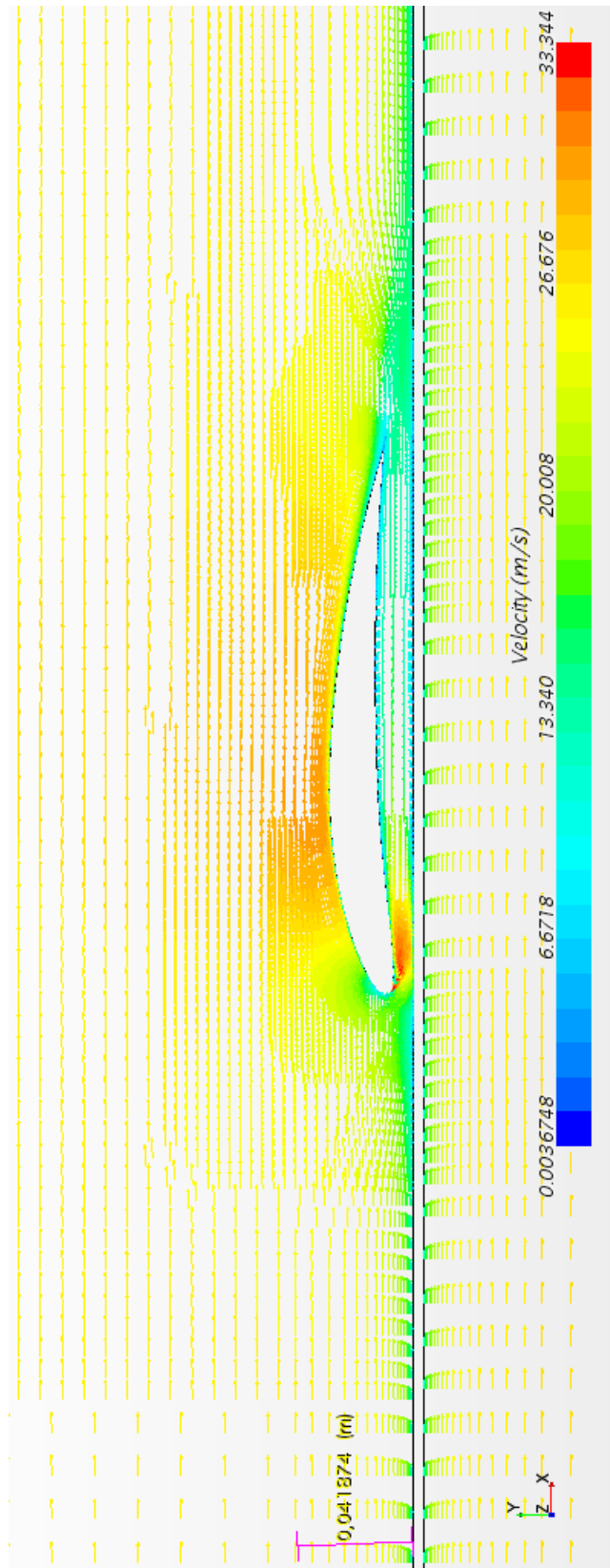


Figura 47 – Campo de velocidade próximo a asa para a configuração a ângulo de ataque a 0° e h/c igual a 0,05, evidenciando a imersão da asa dentro da camada limite da placa fixa (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

4 Resultados e Discussões

Os resultados do processo de validação foram demonstrados no gráfico incorporando todos os dados de C_L e C_D para o caso da asa com razão de aspecto 1 e sem *endplate* de modo similar ao gráfico da Figura 14a, este que foi isolado para melhor visualização na Figura 48.

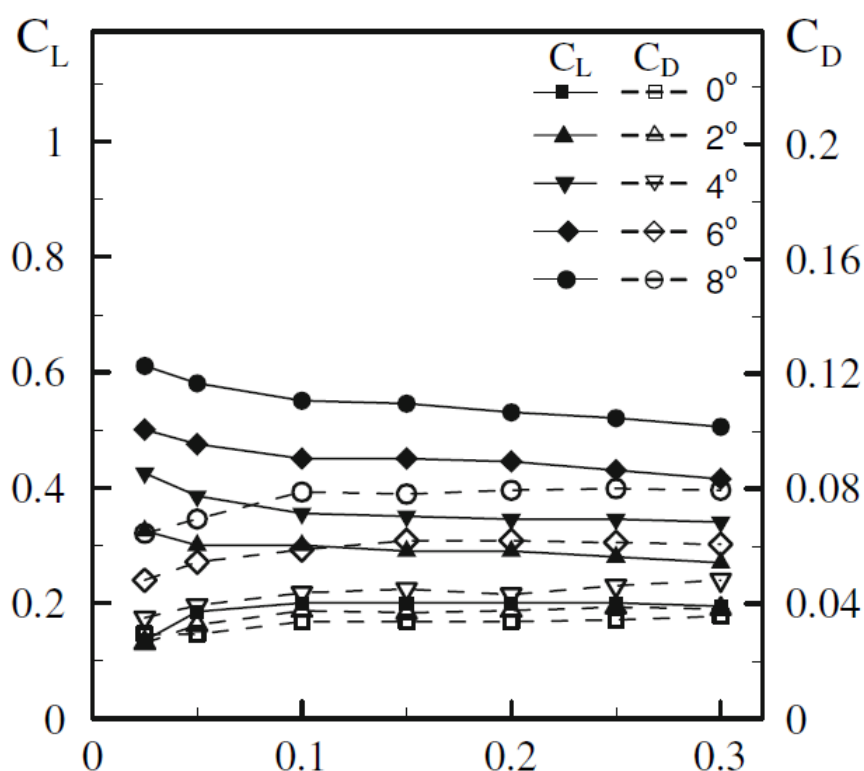


Figura 48 – Curvas experimentais de C_L e C_D por h/c e α para asa com razão de aspecto 1 sem *endplates* obtidas por (JUNG, 2008).

Os dados obtidos das simulações foram reagrupados em curvas por ângulo de ataque (α) para os coeficientes C_L e C_D e podem ser visualizadas na Figura 49.

A partir da comparação entre os dois gráficos, o experimentalmente por Jung et al e o obtido por cálculo computacional pelas simulações, o comportamento foi similar nos dois casos. Porém os valores de C_D houve um aumento de cerca de 0,01 para as curvas de 6° e 8° do gráfico experimental para a simulação. Já para os coeficientes de sustentação houve um aumento de quase 0,2 no C_L do caso experimental para a simulação apenas na curva

de 8° . O aumento do arrasto na aproximação computacional pode ter sido ocasionada pelo fato do processo de análise envolvido não apresenta a transição do escoamento laminar para o turbulento como acontece em um escoamento real, fazendo com que o escoamento já encontre a asa em regime turbulento onde é sabido que gera um maior atrito por fricção no corpo.

Os dados obtidos também foram isolados entre C_L e C_D comparando com dados experimentais e numéricos para melhor visualização encontrados nas Figuras 50 e 51.

Como verificado por Jung et al. (2008) em seu estudo experimental, o comportamento aerodinâmico se repetiu na aproximação computacional. Ao aproximar a asa do solo a sustentação da asa aumentou, porém a partir de 20mm do solo, ou seja h/c igual a 0,1, houve uma inversão no comportamento ocorrendo uma redução na sustentação pela geração de uma parcela de *downforce* devido ao Efeito Venturi que ocorre no intradorso da asa. Tal comportamento aparece a partir da mesma distância da asa ao solo, h/c igual a 0,1, também nos resultados experimentais validando a aproximação realizada em alguns aspectos e dando uma certa confiabilidade para os parâmetros configurados e o modelamento realizado para o estudo do fenômeno.

O fenômeno do Efeito Venturi poderá ser visualizado na comparação entre o campo de coeficiente de pressão e de velocidades para o caso com a asa mais distante do solo a mais próxima. É possível observar na Figura 53, onde o h/c igual a 0,05, que os vetores de velocidade abaixo da asa apresentam magnitude ligeiramente maior que os vetores de velocidade que se encontram entre o intradorso e placa fixa na Figura 52, em que h/c igual a 0,3. Essa diferença de magnitude nos vetores de velocidade é resultado no campo de pressão encontrado entre o intradorso e a asa para os casos h/c igual a 0,05, que pode ser visualizado na Figura 55, e h/c igual a 0,3, presente na Figura 54. Onde podemos observar que a área onde apresenta um menor coeficiente de pressão se estende por uma maior distância na parte inferior da asa próximo do bordo de ataque. Mesmo havendo uma redução na pressão no extradorso, no caso h/c igual a 0,05 comparado ao caso de h/c igual a 0,3, ainda assim não foi suficiente para sobrepor o *downforce* produzido no Efeito Venturi, resultando em uma diminuição no valor da sustentação C_L .

Outro fenômeno que podemos observar a partir das simulações do efeito solo é a redução e deformação dos vórtices de ponta de asa, que foram explicados de forma mais detalhada na Introdução. Foram criadas duas figuras com linhas de corrente a partir da simulação com α igual a 8° , para as duas distâncias extremas analisadas, h/c igual a 0,05 e h/c igual a 0,3. As linhas de corrente foram criadas a partir da mesma origem para as duas soluções e com a mesma resolução, foi selecionado a opção de tubos para melhorar a visualização (Figuras 60 e 61).

A influência na redução do *downwash* com a aproximação do solo pode ser observada com a modificação do campo de pressão ao longo da asa. Foram geradas imagens do campo de coeficientes de pressão no extradorso da asa, e através delas é possível observar

um aumento na área de baixa pressão presente na região de sucção do extradorso ao se aproximar do solo, comparando-se as Figuras 56 e 57. Nas Figuras 58 e 59 onde mostra a distribuição do coeficiente de pressão distribuído no intradorso da asa, podemos observar não só o aumento do coeficiente de pressão quando a asa se aproxima do solo, como também o realocamento dessa área com coeficiente de pressão maior para o bordo de fuga, evidenciando o problema do aumento do momento da asa e suas instabilidades verticais ocasionadas por essa variação.

Observando o gráfico 51, foi encontrado uma diferença nos valores de C_D entre a simulação e os dados experimentais ao aumentar o ângulo de ataque da asa, alcançando um erro de 13% com a asa em uma distância h/c igual a 0,3 até um erro de 27% com a asa em uma distância h/c igual a 0,05 (tendo como valor de referência o experimental). Portanto foi decidido fazer um novo estudo de malha agora atuando no caso mais crítico, no maior ângulo de ataque (8°) e na menor distância da representação do solo, h/c igual a 0,05. Nesse estudo foi utilizado o computador SGI que apresenta um processador Intel Xeon e 16.00 GB de memória RAM, o que foi suficiente para alcançar quantidades maiores de elementos e refinar o estudo de malha para o caso mais crítico abordado. O novo estudo de malha seguiu o mesmo processo utilizado para h/c igual a 0,3 e ângulo de ataque de 8° , reduzindo o "tamanho base"(ou *Base Size*) fazendo com que toda a malha seja refinada proporcionalmente. Saindo da faixa de quatro milhões de elementos até uma quantidade de 24 milhões de elementos, onde foi analisado principalmente a estabilização do C_D na faixa de 21 milhões de elementos, como é possível observar no gráfico 62.

Ao aumentar o número de elementos, usando o mesmo modelo de turbulência (Spalart-Allmaras), para 21 milhões e usando o valor experimental como referência, foi observado uma redução no erro do valor de C_D de 27% para 24% no caso da asa mais próxima do solo a ângulo de ataque de 8° . Já no caso onde a asa se encontra mais longe do solo (h/c igual a 0,3), o erro diminuiu apenas 1%, de 13% para 12%. Na figura 63 é observar o quanto os valores de C_D ainda se apresentam distantes dos dados experimentais para os valores obtidos com a nova malha.

Após ter sido criada a curva de C_L e C_D com o modelo de turbulência Spalart-Allmaras, foi observado uma pequena região de recirculação no extradorso da asa próximo ao bordo de fuga através do descolamento da camada limite na região. As visualizações dos campos de velocidade, nas figuras 64, 66, 65 e 67, mostram a região de recirculação com menor extensão no caso com a asa mais longe da representação do solo e com uma maior extensão no caso da asa mais próxima do solo. Tal descolamento é devido ao gradiente de pressão entre o intradorso e o extradorso resultante da aproximação da asa ao solo que pode ser visto nas figuras 68 e 69, onde também podemos observar a influência do descolamento da camada limite no extradorso próximo ao bordo de fuga entre as duas figuras.

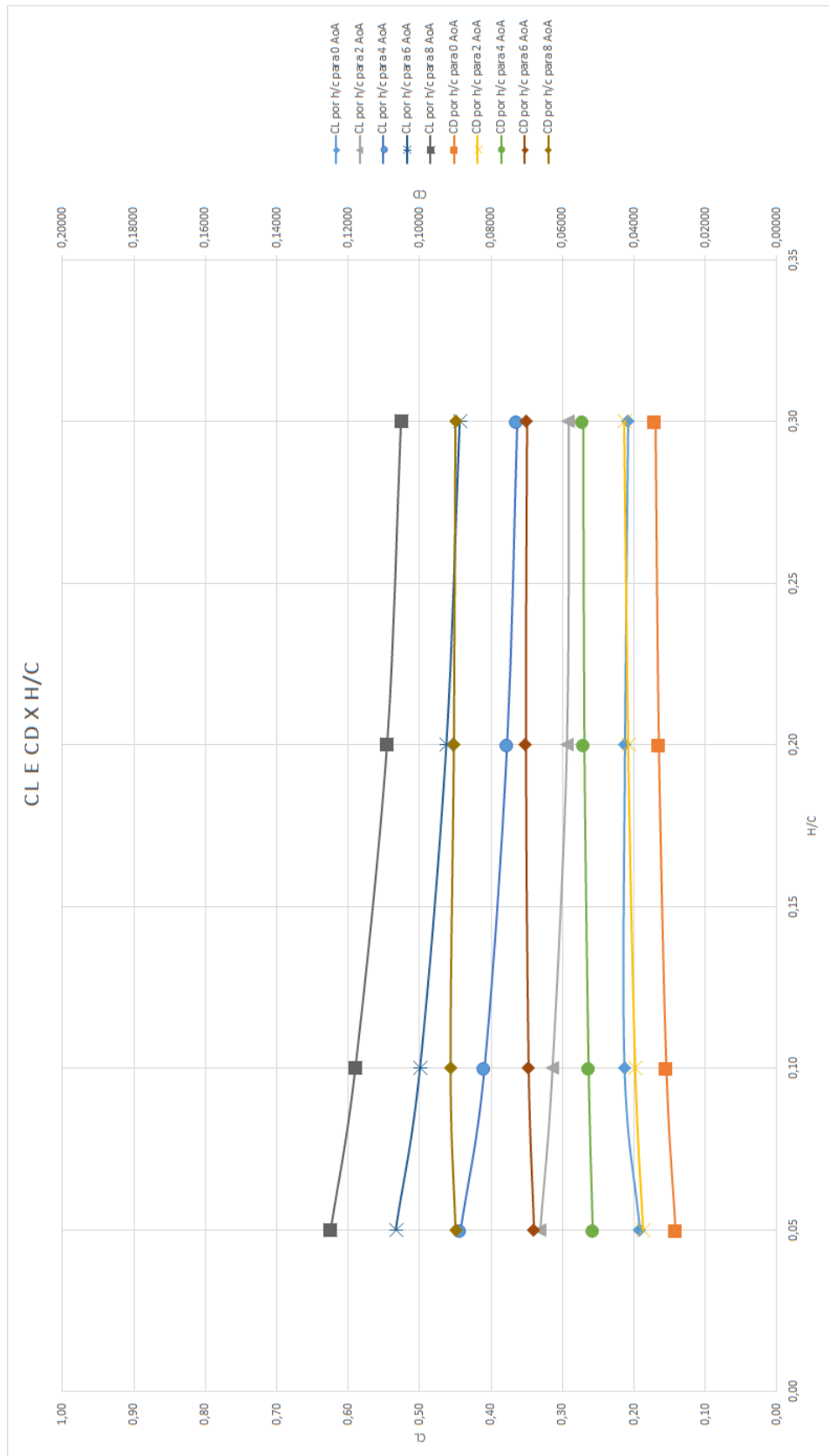


Figura 49 – Curvas obtidas durante o processo de validação com dados das simulações realizadas agrupados por ângulo de ataque (α) para os coeficientes C_L e C_D variando a distância da asa ao solo pela relação h/c para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem *endplates* (JUNG, 2008).

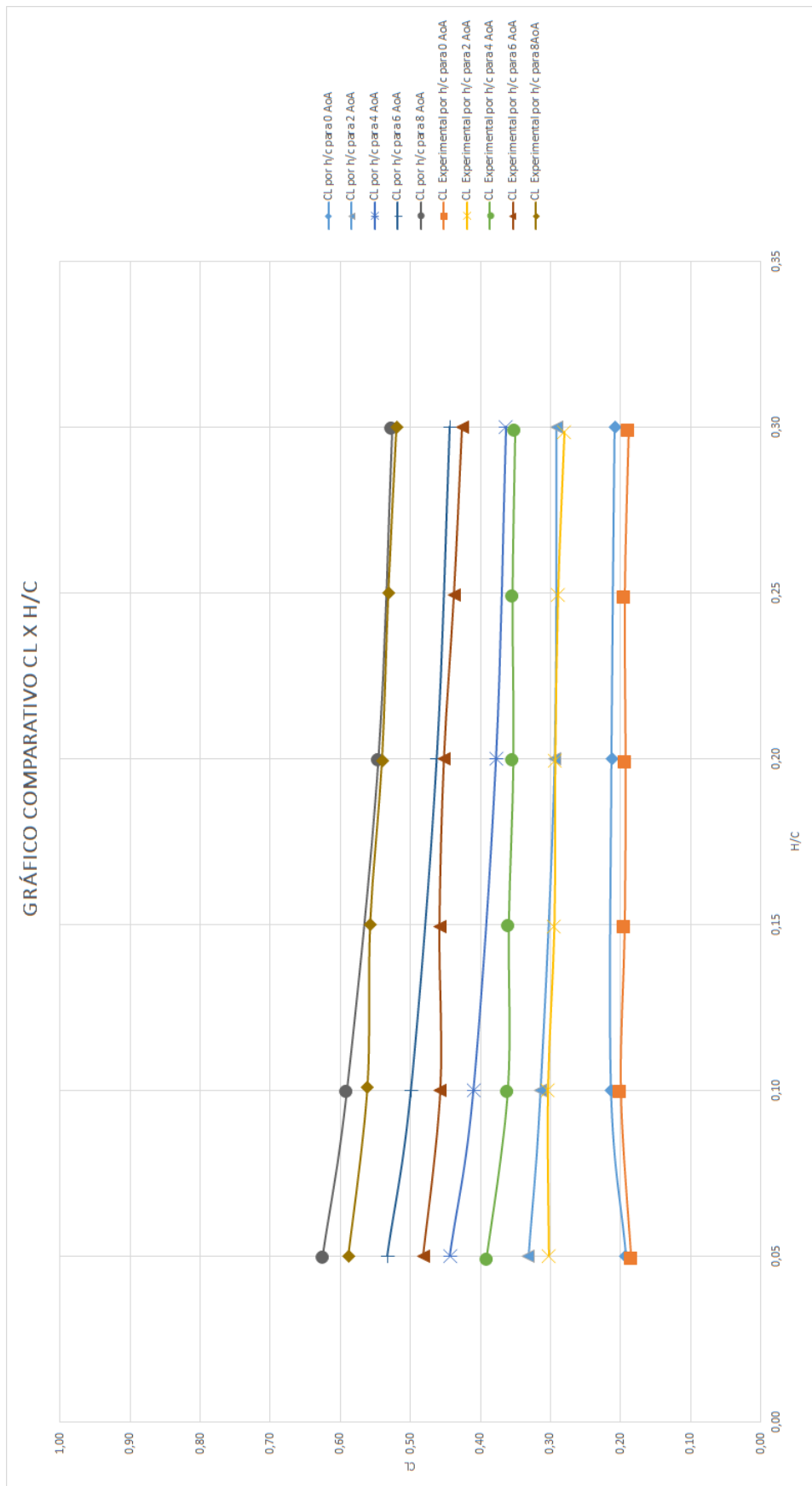


Figura 50 – Gráfico comparativo, para os dados de C_L , entre a análise experimental e a simulação numérica variando a distância da asa ao solo pela relação h/c para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem *endplates*.

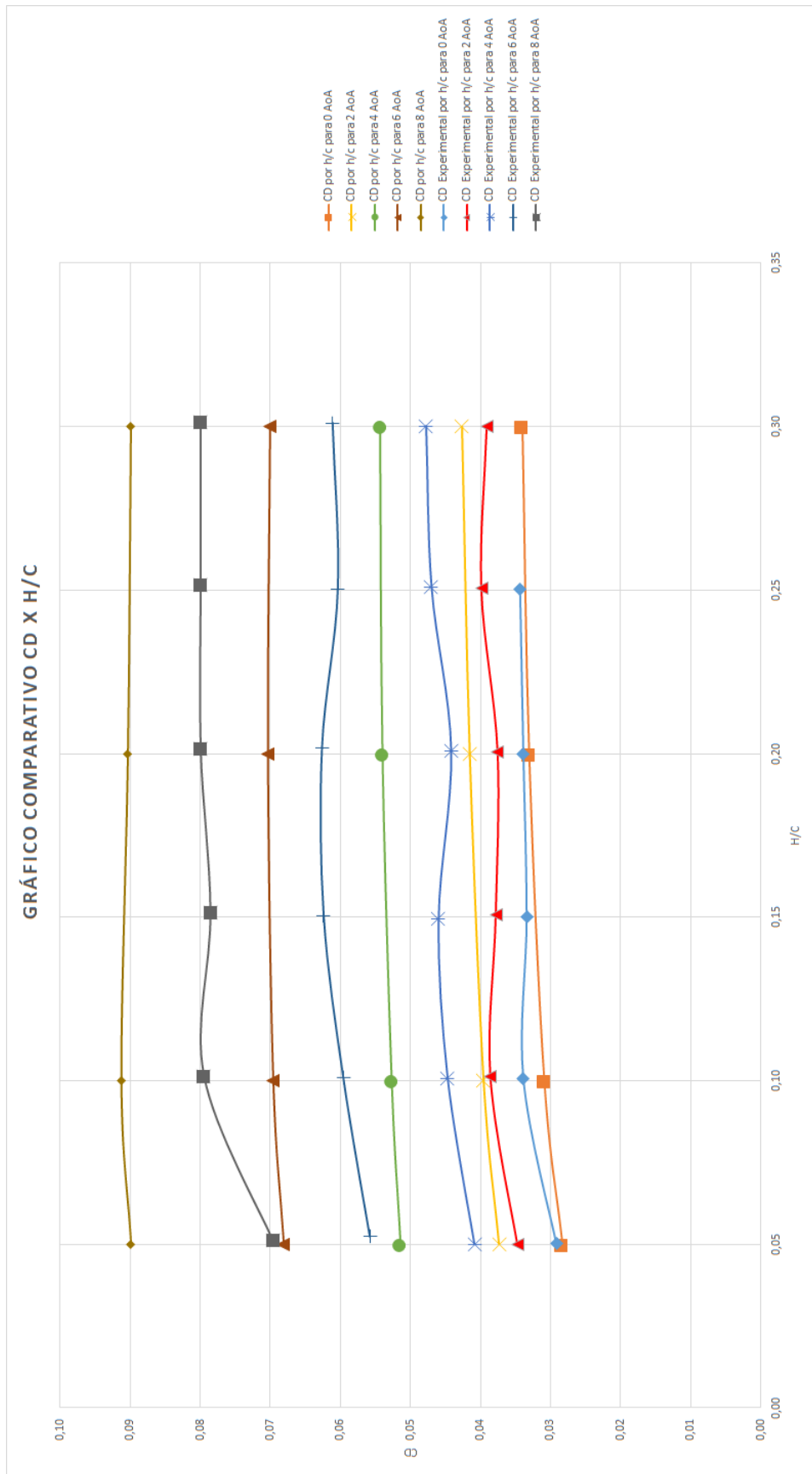


Figura 51 – Gráfico comparativo, para os dados de C_D , entre a análise experimental e a simulação numérica variando a distância da asa ao solo pela relação h/c para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem *endplates*.

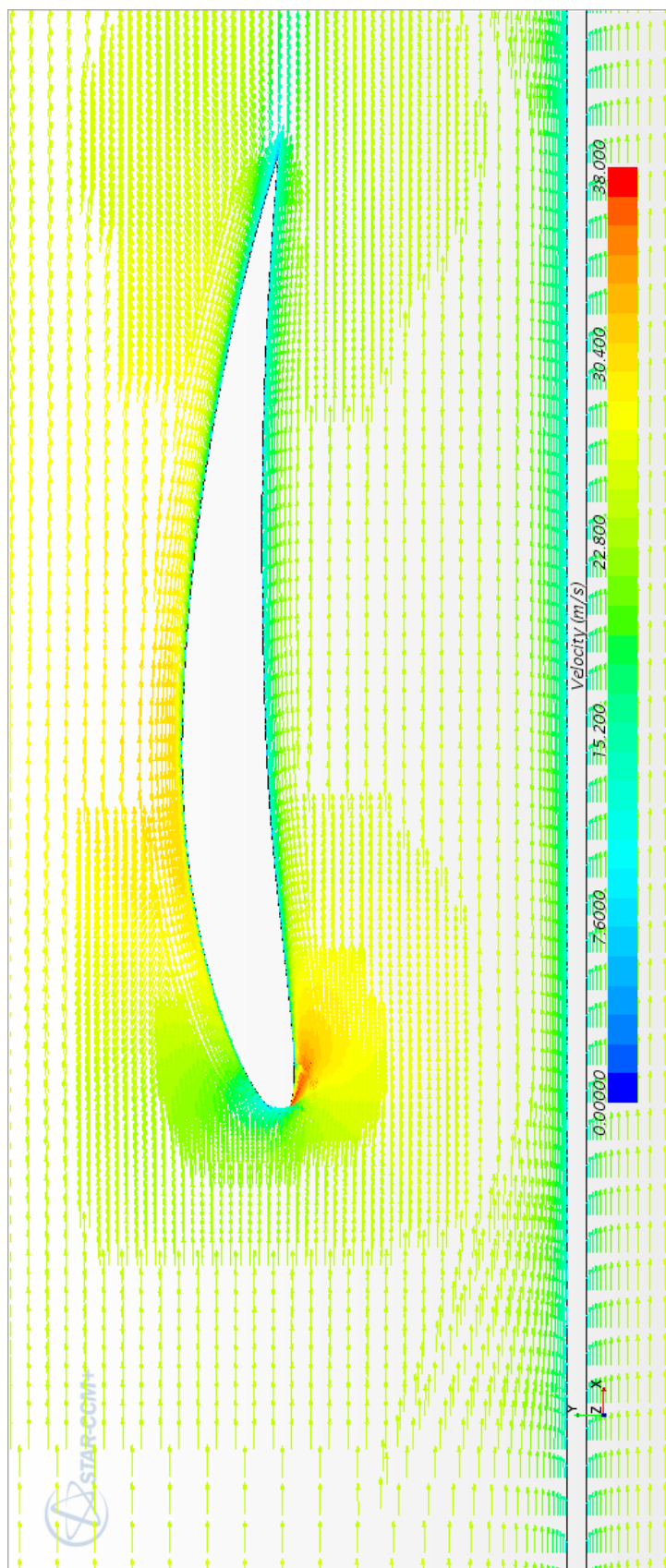


Figura 52 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 0° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

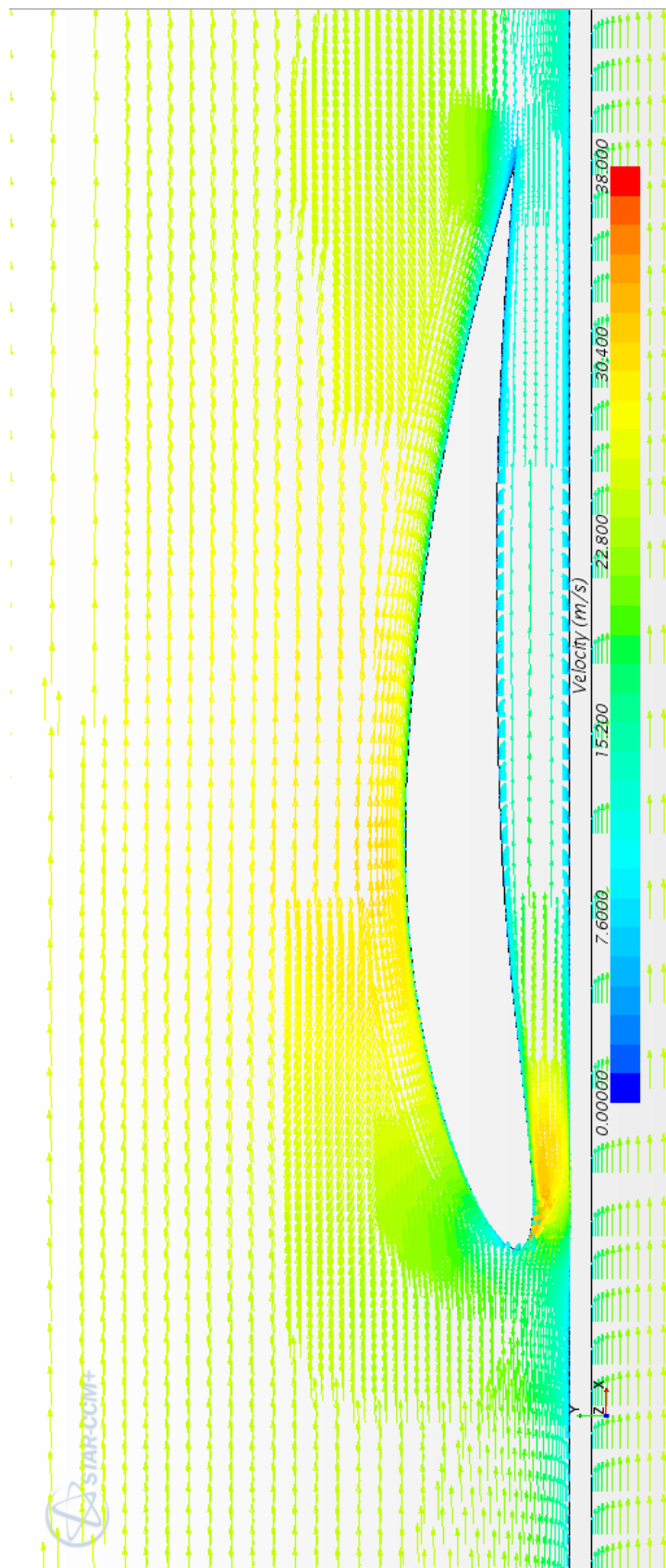


Figura 53 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 0° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

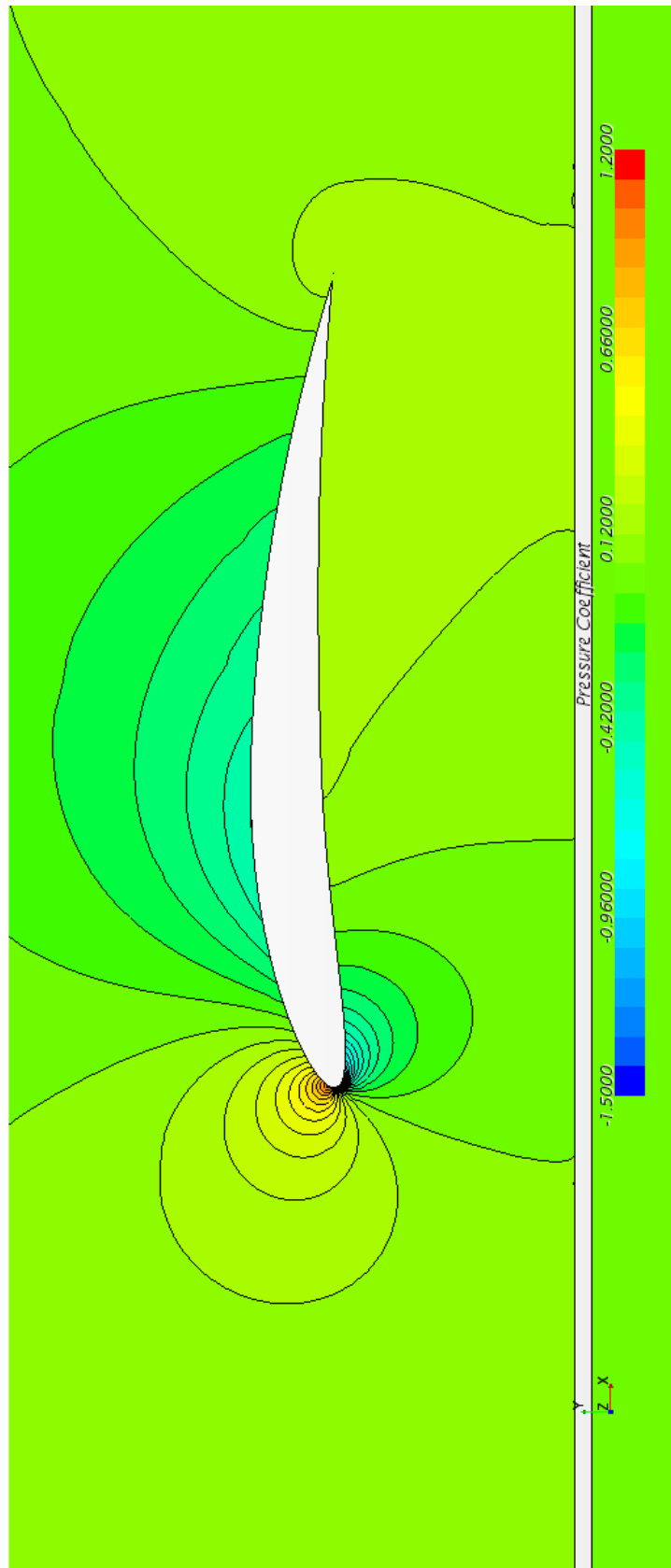


Figura 54 – Campo de coeficiente de pressão na raiz da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 0° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

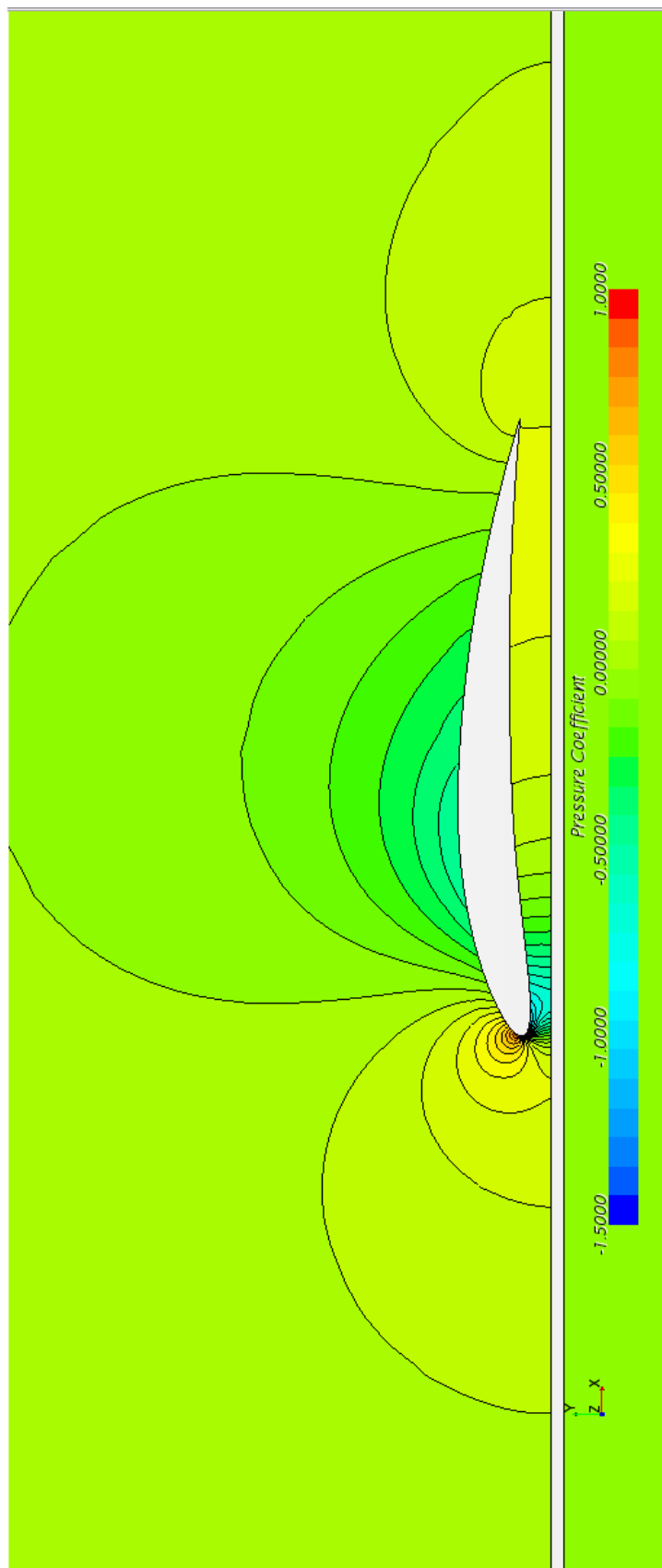


Figura 55 – Campo de coeficiente de pressão na raiz da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 0° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

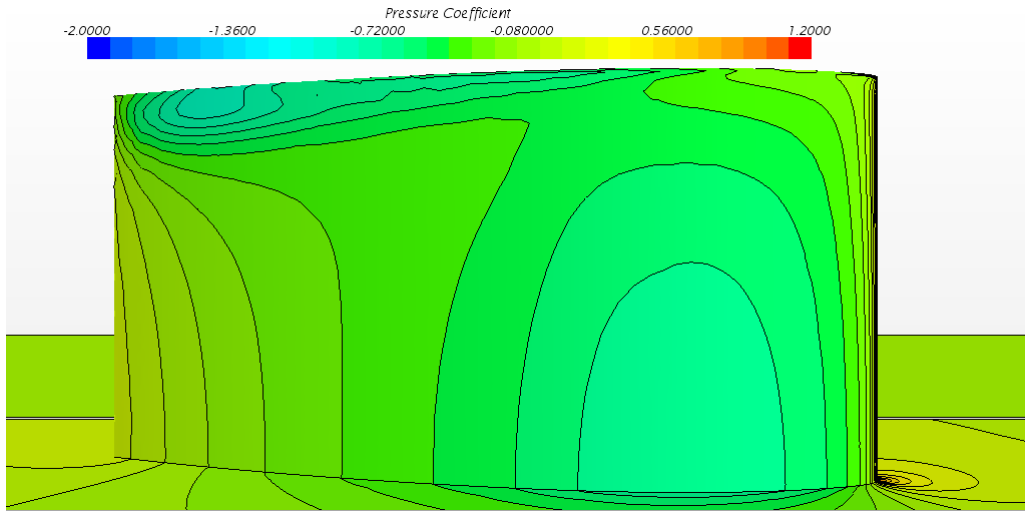


Figura 56 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos no extradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

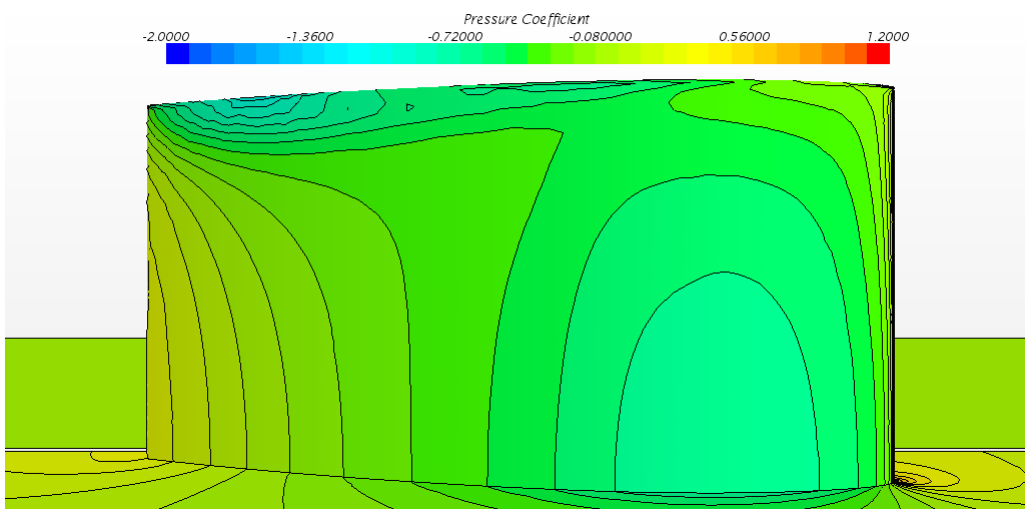


Figura 57 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos no extradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

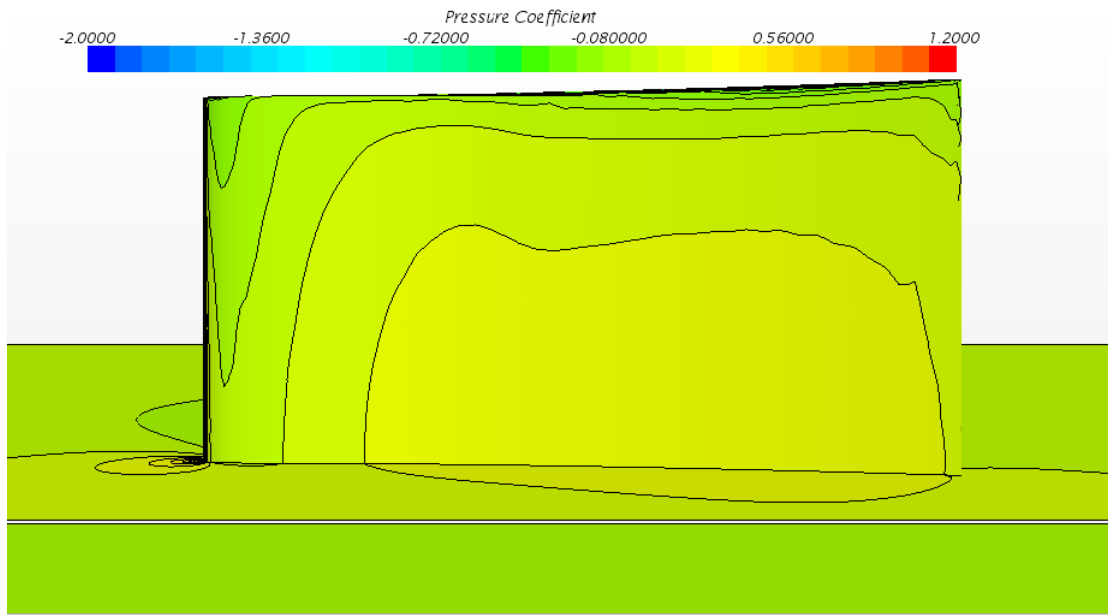


Figura 58 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos do intradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

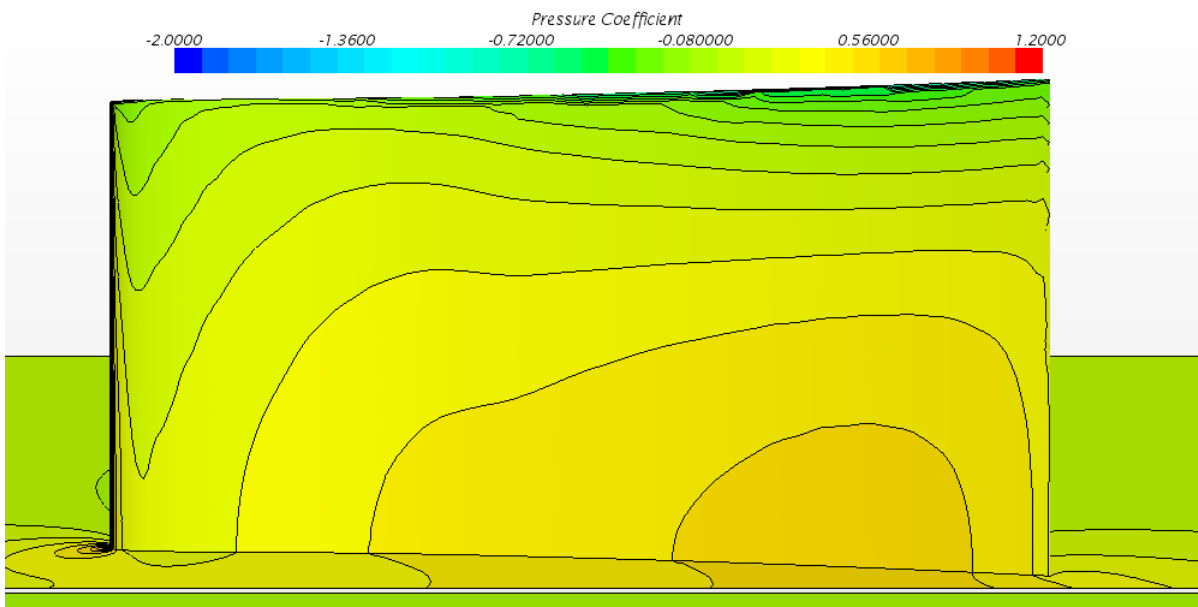


Figura 59 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos do intradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

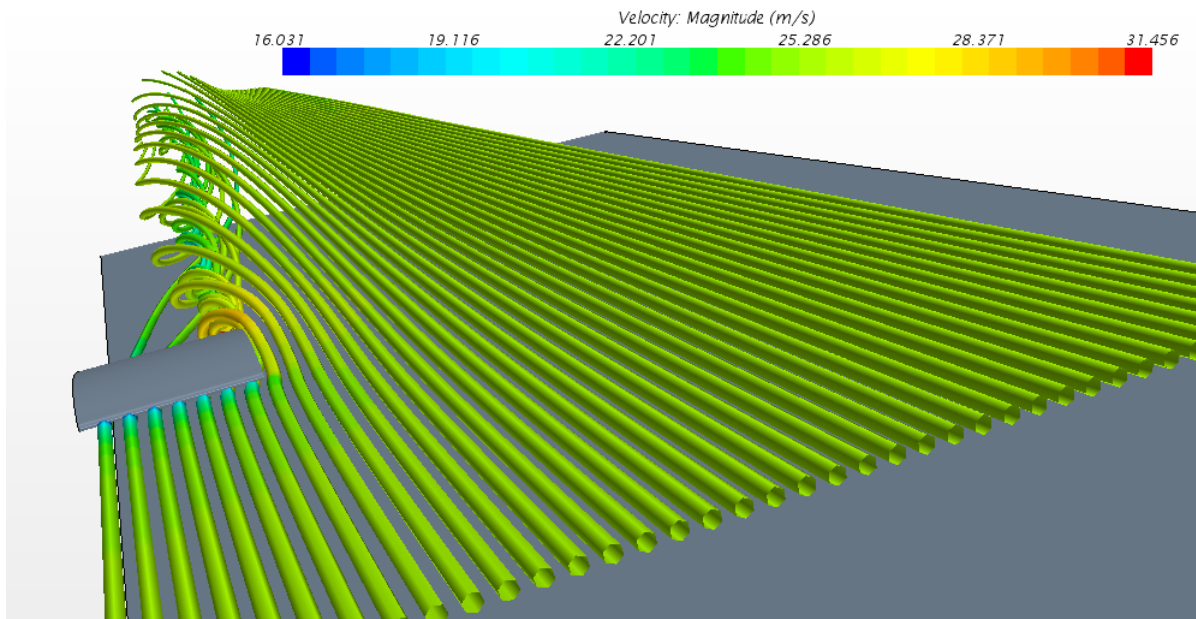


Figura 60 – Tubos de corrente obtidas através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

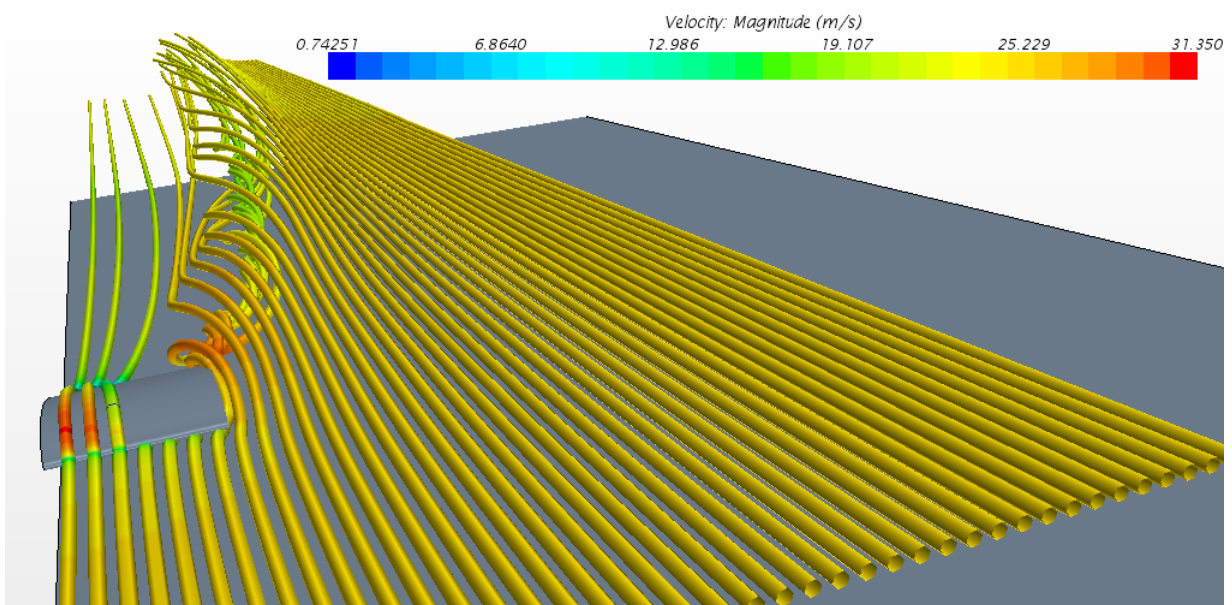


Figura 61 – Tubos de corrente obtidas através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

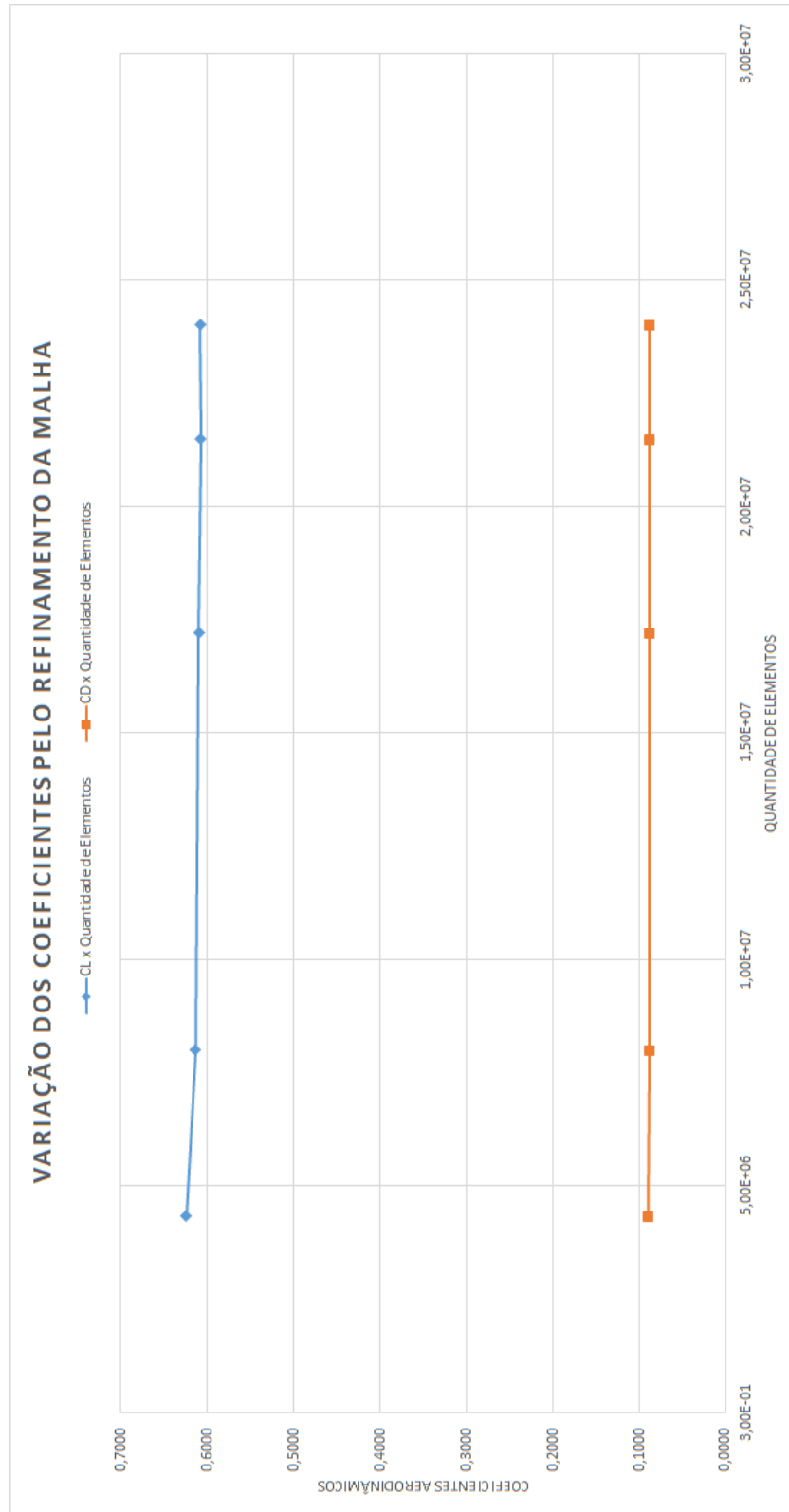


Figura 62 – Gráfico obtido a partir do estudo de independência de malha da solução nos coeficientes aerodinâmicos da asa em seu caso mais crítico, ângulo de ataque 8° e distância da asa ao solo h/c igual a 0,05, sendo a variável independente desse estudo a quantidade de elementos gerados durante a variação do comprimento base (ou *Base Size*).

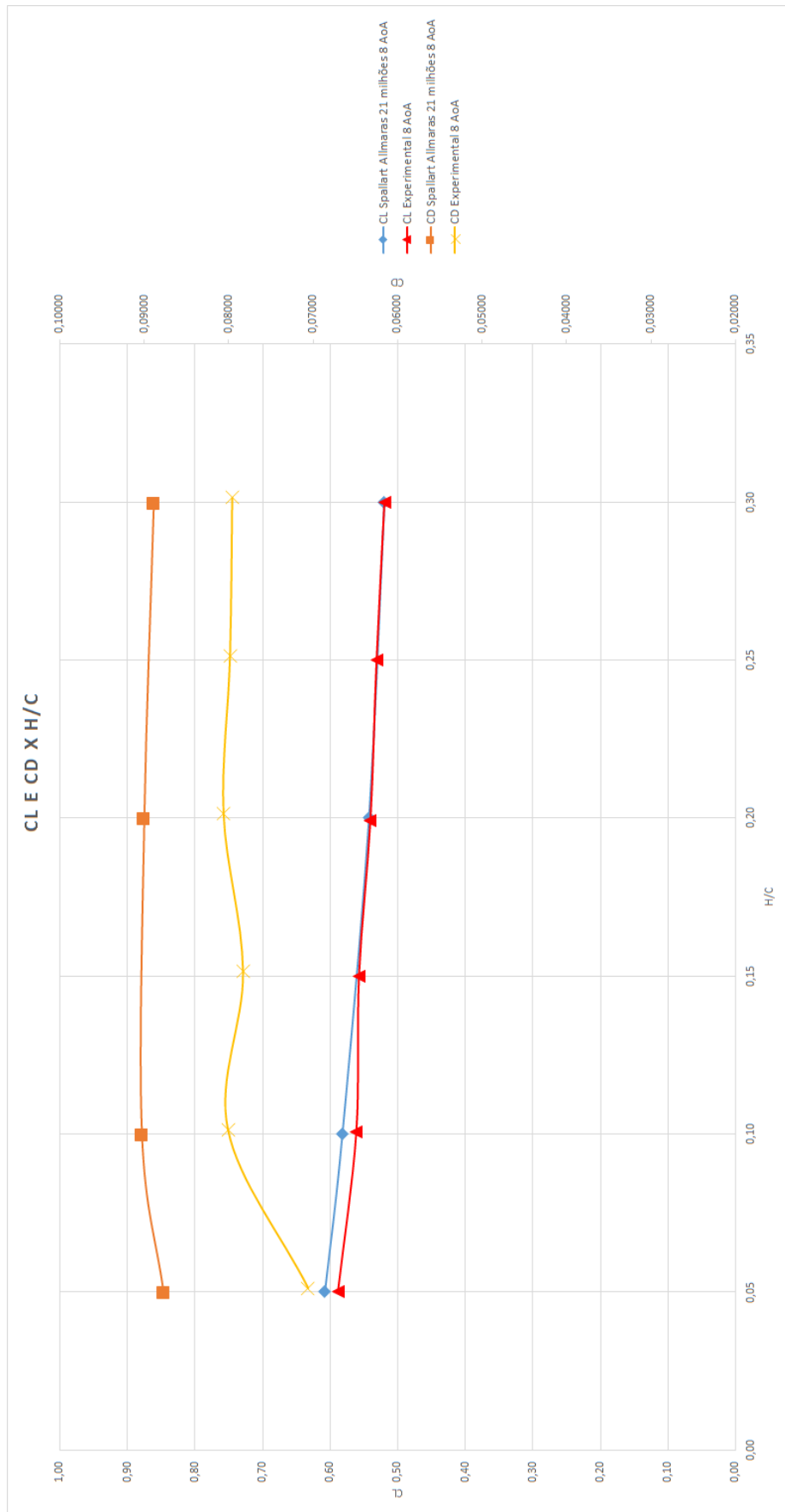


Figura 63 – Curvas comparativas de C_L e C_D dos dados experimentais e dos resultados obtidos para a nova malha de 21 milhões de elementos usando o modelo Spalart-Allmaras, ângulo de ataque 8° para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem *endplates* (JUNG, 2008).

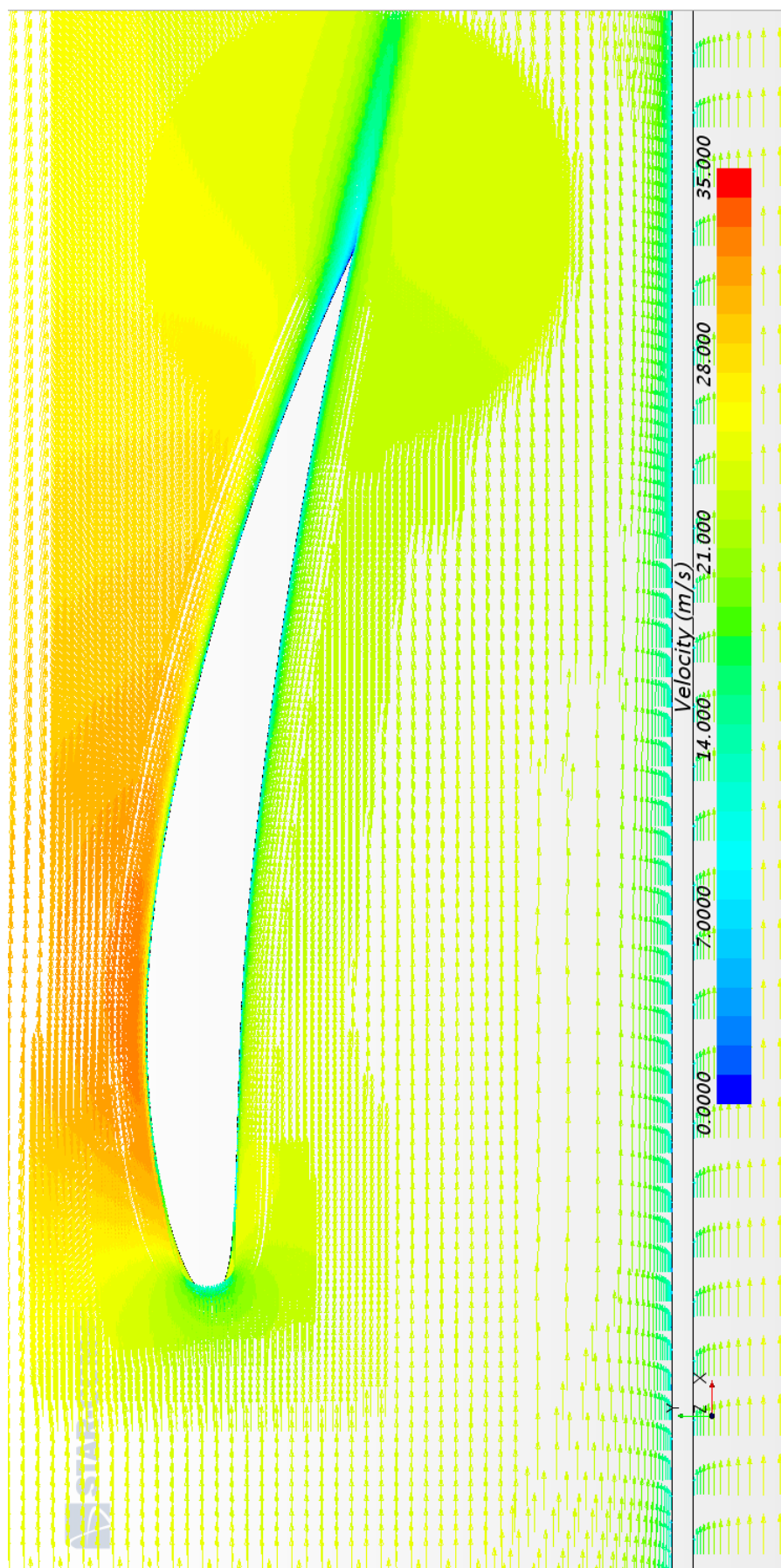


Figura 64 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

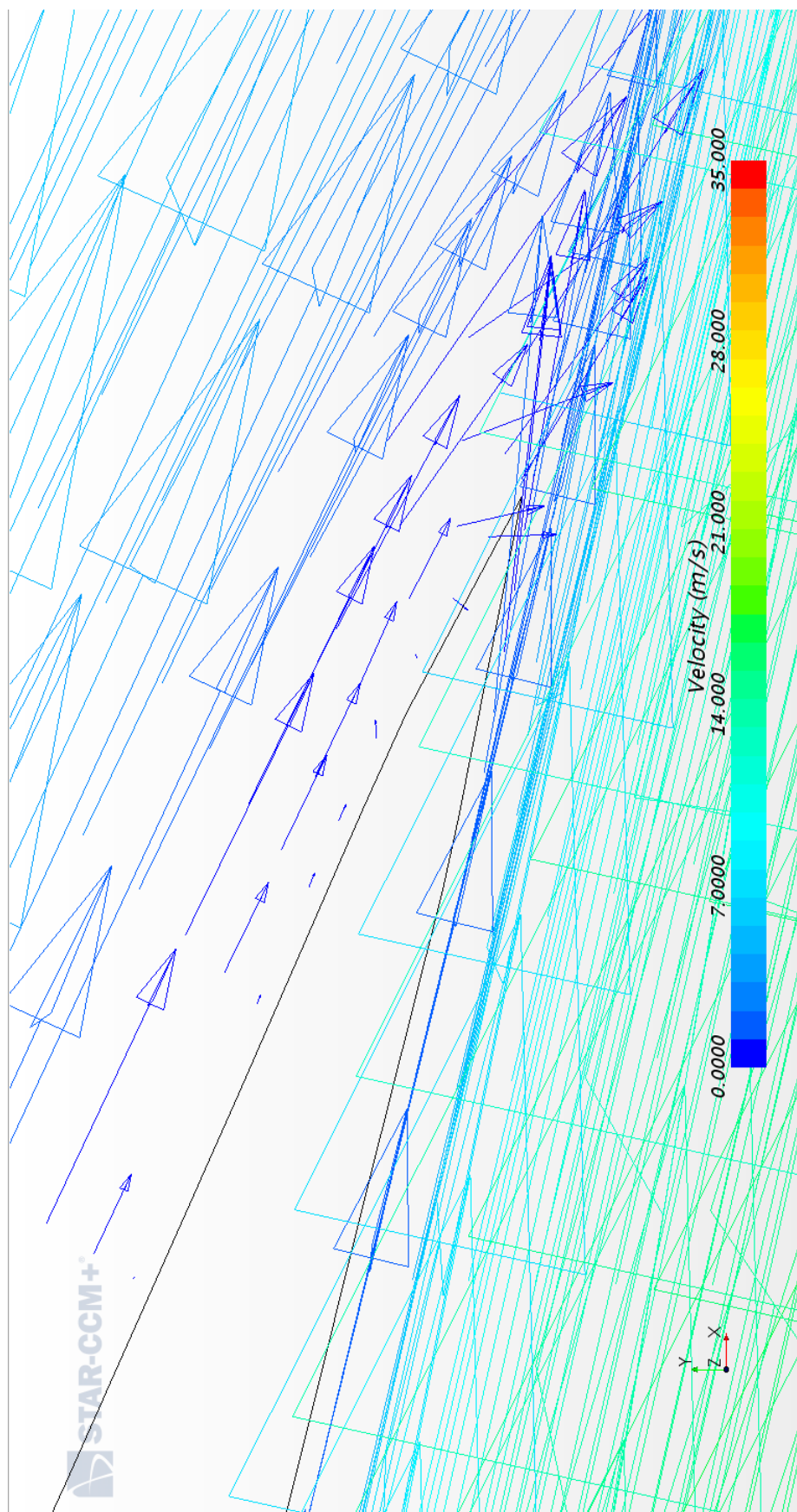


Figura 65 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

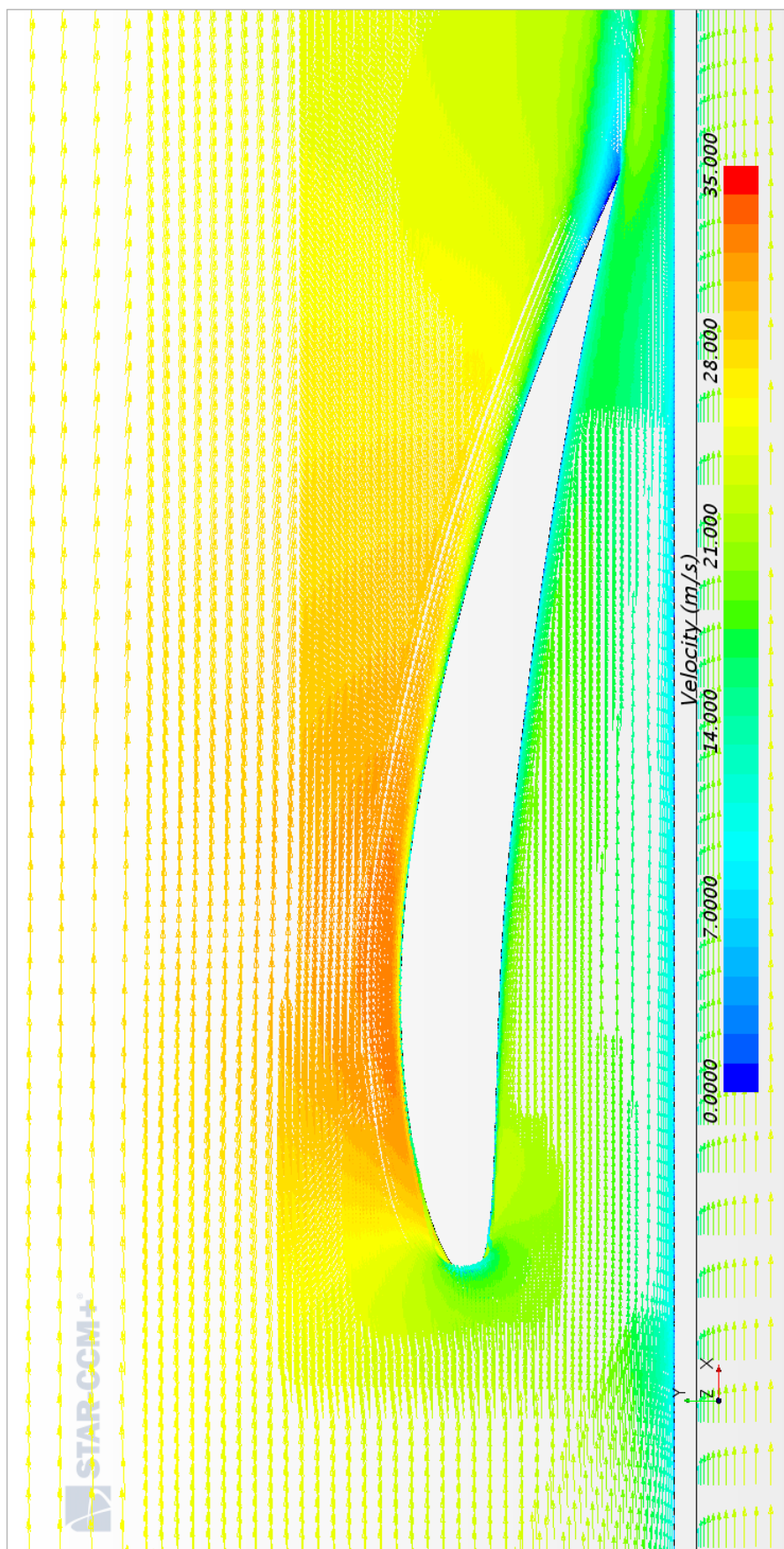


Figura 66 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

Foi realizado então um estudo utilizando o modelo K- ϵ apresentado na seção 2.4.2 para a mesma malha apenas para a curva com ângulo de ataque igual a 8° , com o objetivo de observar a captura do fenômeno de descolamento e comparar os dados quantitativos para os dois modelos. Usando o valor experimental como referência, foi observado uma redução no erro do valor de C_D de 24% para 20% no caso da asa mais próxima do solo a ângulo de ataque de 8° . Já no caso onde a asa se encontra mais longe do solo (h/c igual a 0,3), o erro diminuiu apenas 6%, de 12% para 6%. Na figura 70 é observar o quanto os valores de C_D das simulações se aproximaram dos dados experimentais, comparando-se também com os dados encontrados para o modelo Spalart-Allmaras com 4 e 21 milhões de elementos. Mesmo com uma menor diferença nos valores de C_D , existe uma diferença de 20% na melhor aproximação encontrada (utilizando modelo K- ϵ), o que evidencia a dificuldade na predição dos valores de arrasto através do método RANS para problemas com fenômenos transientes e instabilidades encontrados nos casos mais críticos, maiores ângulos de ataque e maior proximidade da representação do solo (PAPARONE; TOGNACCINI, 2003).

Na figura 71 os valores apenas de C_L onde também podemos ver as curvas para os modelos K- ϵ e Spalart-Allmaras com uma malha de 21 milhões de elementos e para o primeiro caso, modelo Spalart-Allmaras e malha com 4 milhões de elementos. No caso do C_L a diferença que era de 6% para as simulações com 4 milhões utilizando o modelo Spalart-Allmaras, caiu para apenas 2% para as simulações com o modelo K- ϵ e malha com 21 milhões. Evidenciando que o modelo K- ϵ se mostrou mais eficiente para esse tipo de problema, provavelmente devido a melhor captura das regiões de recirculação causadas pelo descolamento da camada limite nos problemas com maior ângulo de ataque.

Nas figuras 74 e 75 comparando-se com as figuras 66 e 67 é possível observar que a região de recirculação foi melhor capturada pelo modelo k- ϵ que pelo Spalart-Allmaras, deixando a região melhor definida nos campos de velocidade. Observando os vetores de velocidade localizados no bordo de fuga na figura 67, é possível visualizar a diferença no tamanho dos vetores, mostrando que nessa região para esse caso crítico a malha não está suficientemente refinada, o que pode ter dificultado a solução para o modelo Spalart-Allmaras oferecendo uma resultado com um erro maior que na solução realizada pelo modelo k- ϵ . Nas figuras 76, 77 e 78, podemos observar que a influência da aproximação da asa ao solo no campo de pressão também foi bem capturada com o modelo k- ϵ , deixando claro não só o aumento do coeficiente de pressão no extradorso próximo ao bordo de fuga da asa (o que influencia no momento da asa) como no escoamento após o bordo de fuga gerando assim o descolamento da camada limite que pôde ser visto nas figuras 74 e 75. Foram geradas, com o resultado da simulação com o modelo k- ϵ , imagens com os tubos de corrente saindo da mesma localização referente a asa nos dois casos mais extremos, a asa com h/c igual a 0,05 e 0,3, ambos para o ângulo de ataque de 8° . Onde foi possível perceber o mesmo comportamento dos vórtices de ponta de asa visualizados para o caso calculado com o modelo Spalat-Allmaras com malha de 4 milhões de elementos.

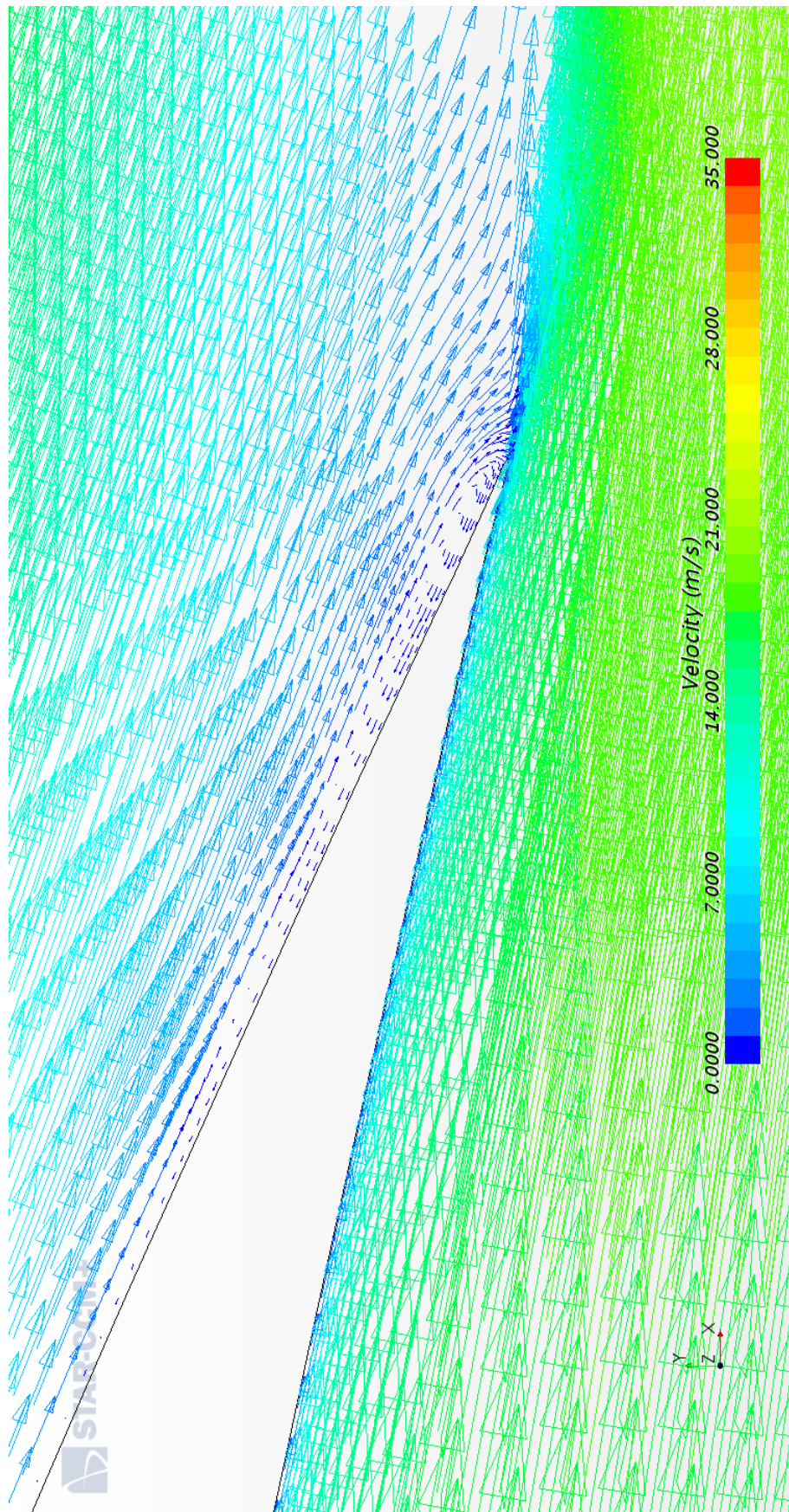


Figura 67 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+®**).

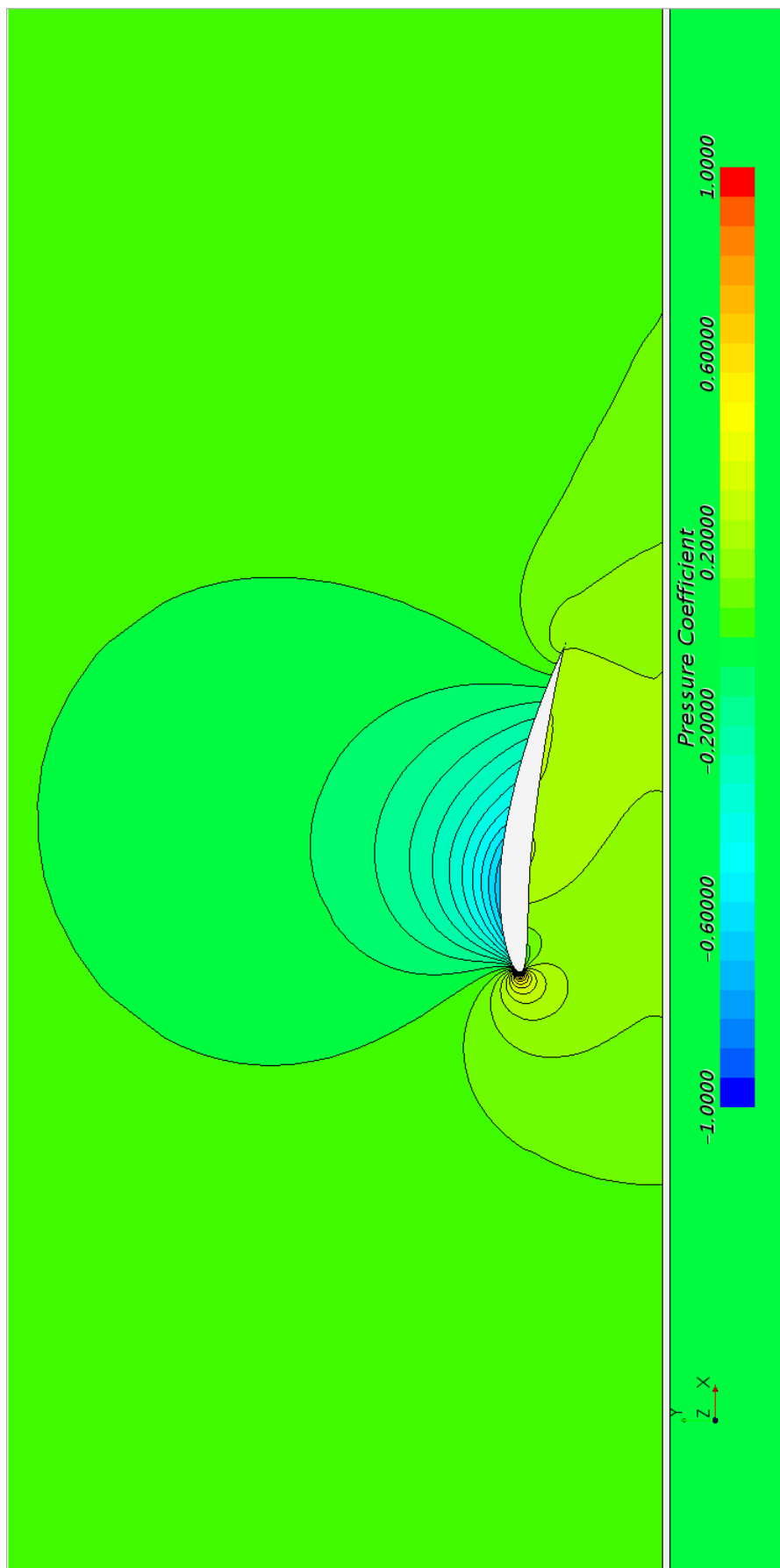


Figura 68 – Campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**[®]).

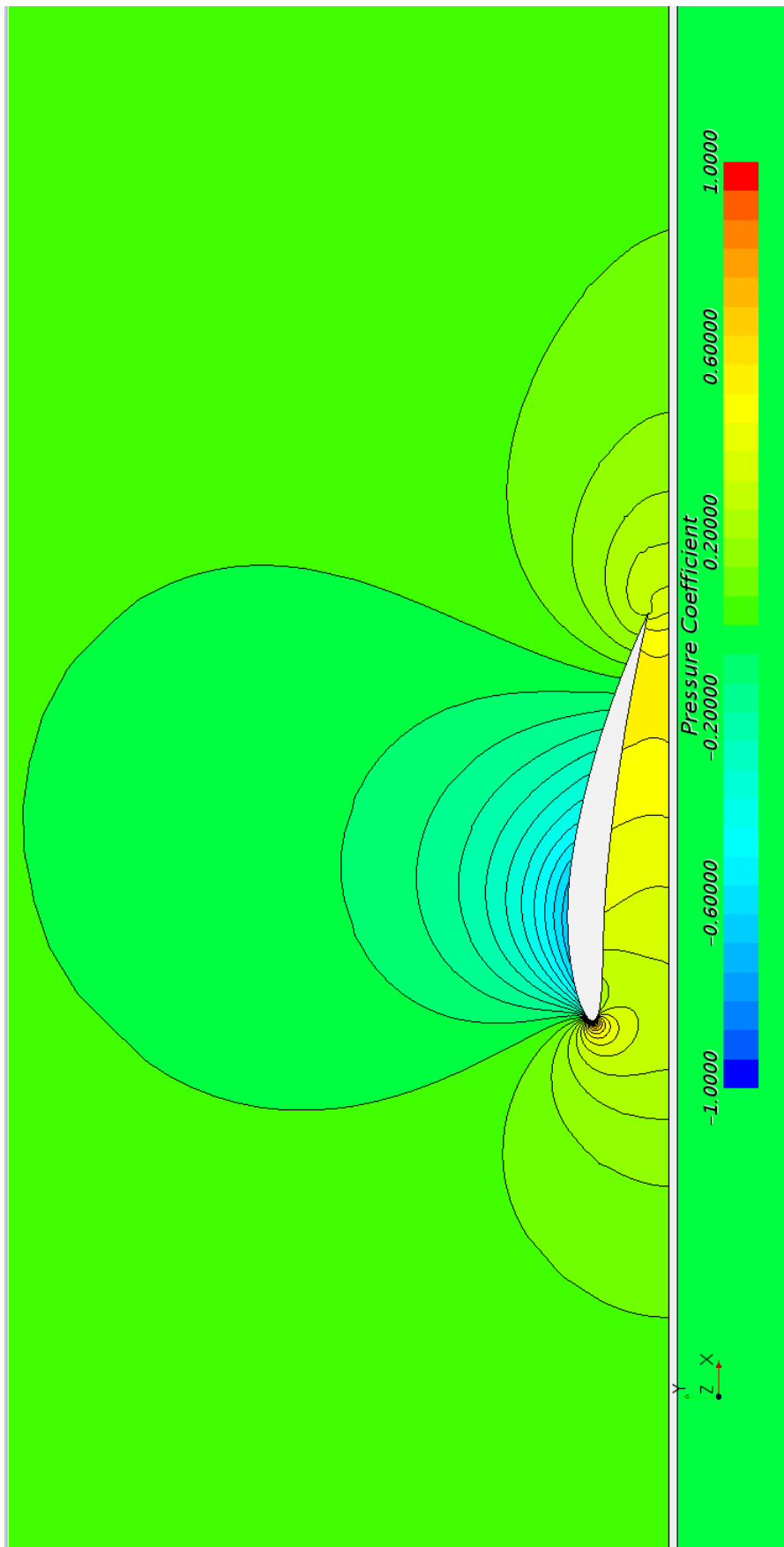


Figura 69 – Campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**[®]).

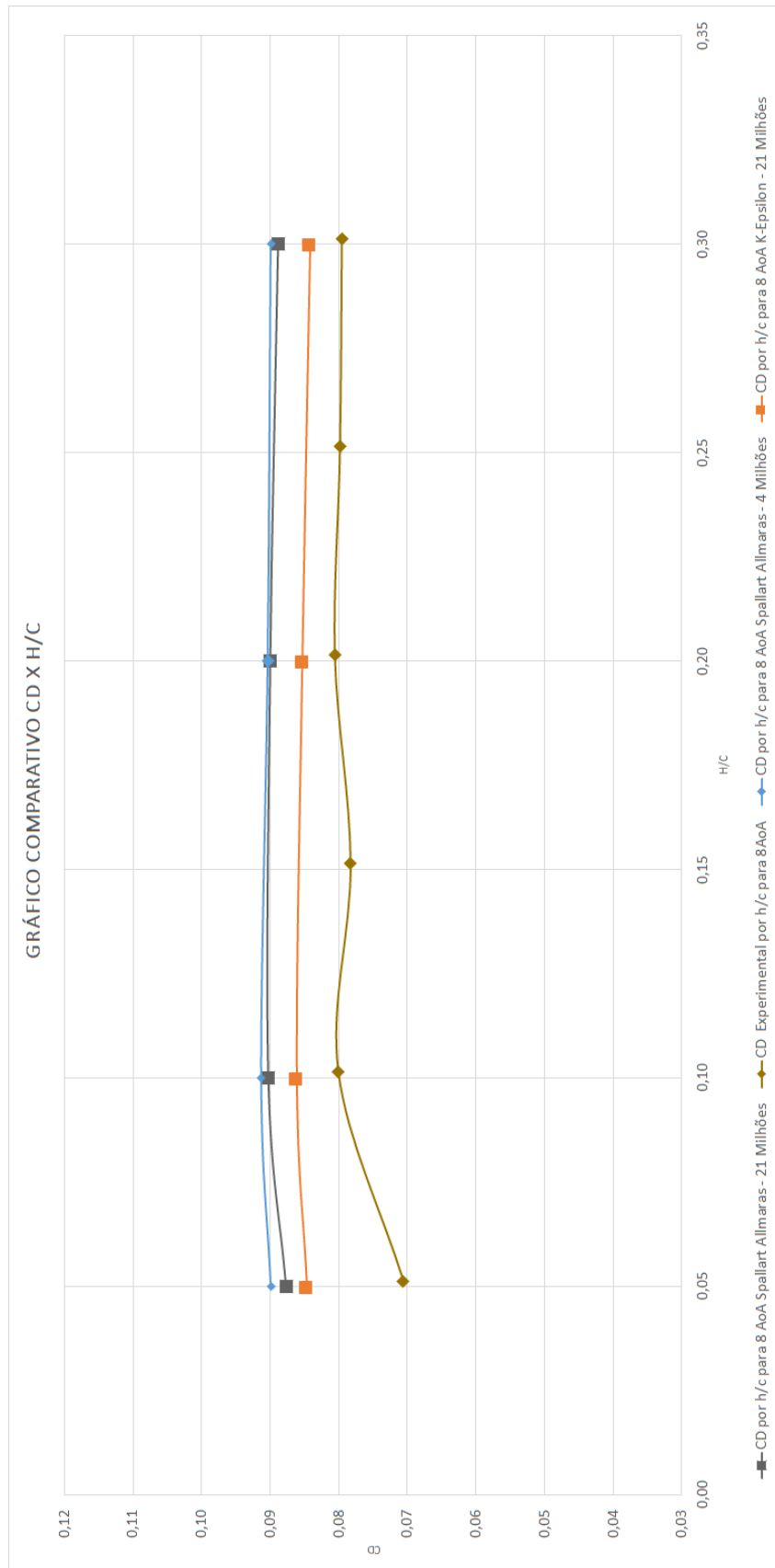


Figura 70 – Curvas comparativas de C_D dos dados experimentais e dos resultados obtidos para os modelos K- ϵ e Spalart-Allmaras com uma malha de 21 milhões de elementos e modelo Spalart-Allmaras e malha com 4 milhões de elementos, com a asa a ângulo de ataque 8° para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem *endplates* (JUNG, 2008).

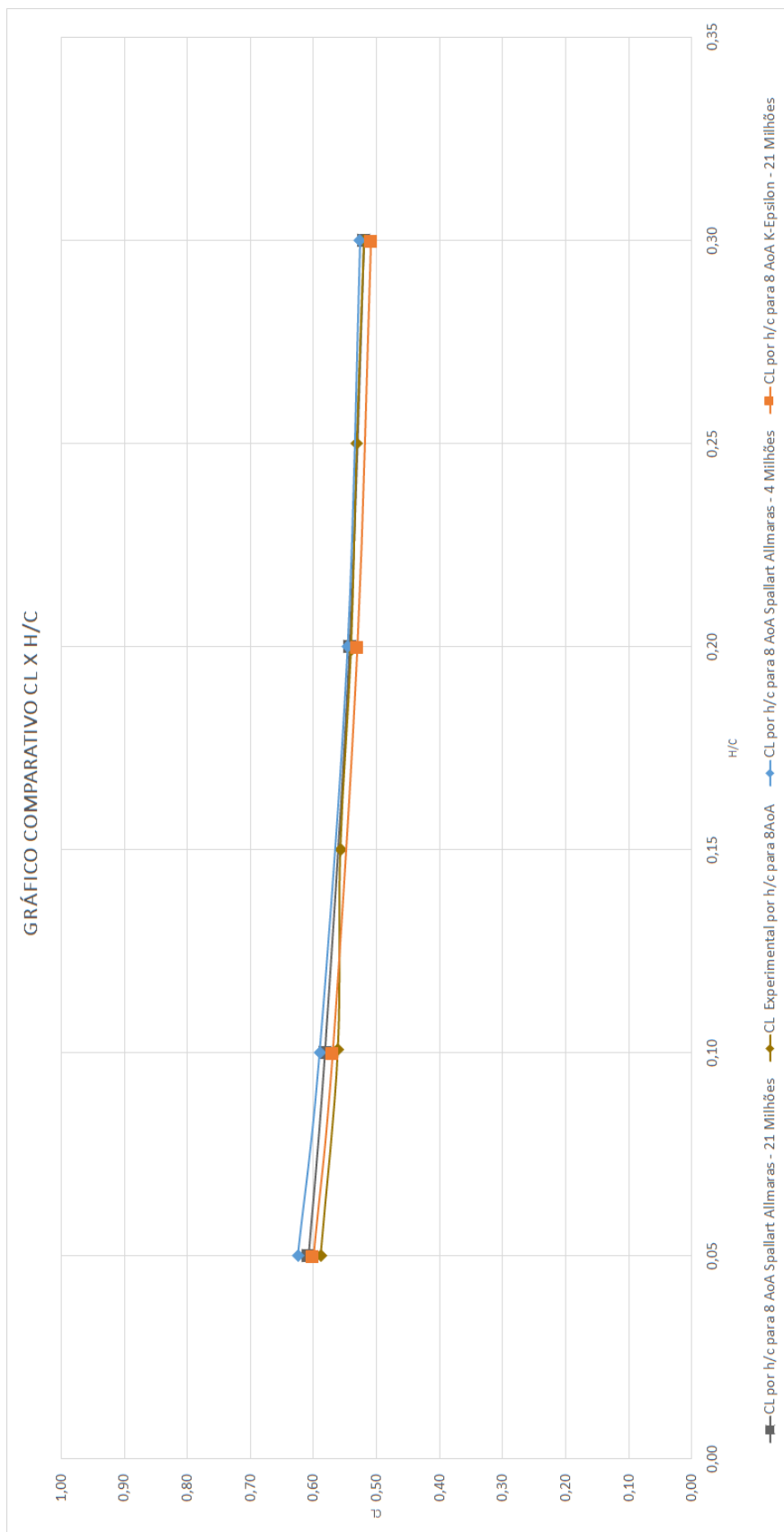


Figura 71 – Curvas comparativas de C_L dos dados experimentais e dos resultados obtidos para os modelos K- ϵ e Spalart-Allmaras com uma malha de 21 milhões de elementos e modelo Spalart-Allmaras e malha com 4 milhões de elementos, com a asa a ângulo de ataque 8° para modelo de asa com razão de aspecto 1 sem *endplates* (JUNG, 2008).

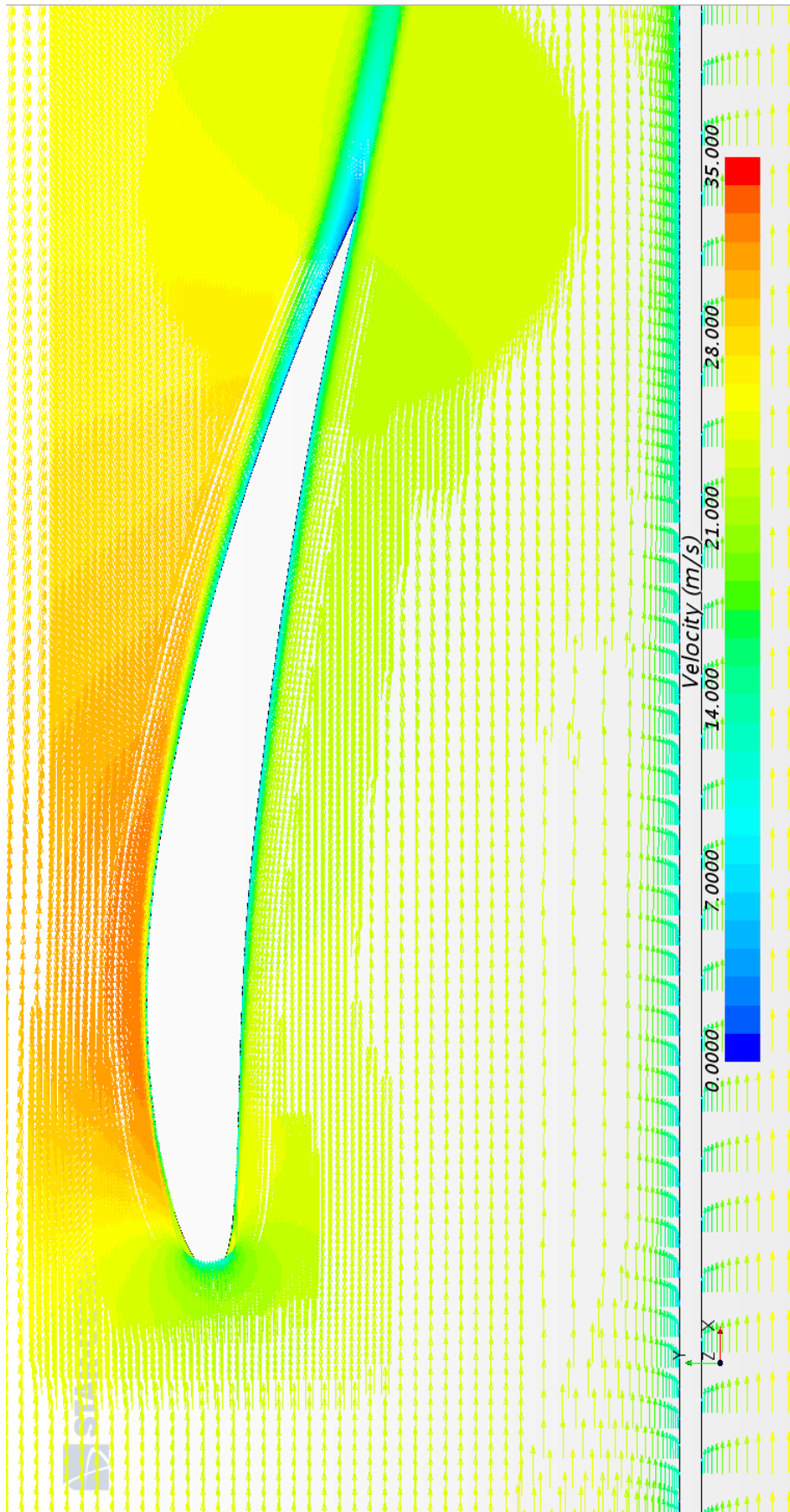


Figura 72 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

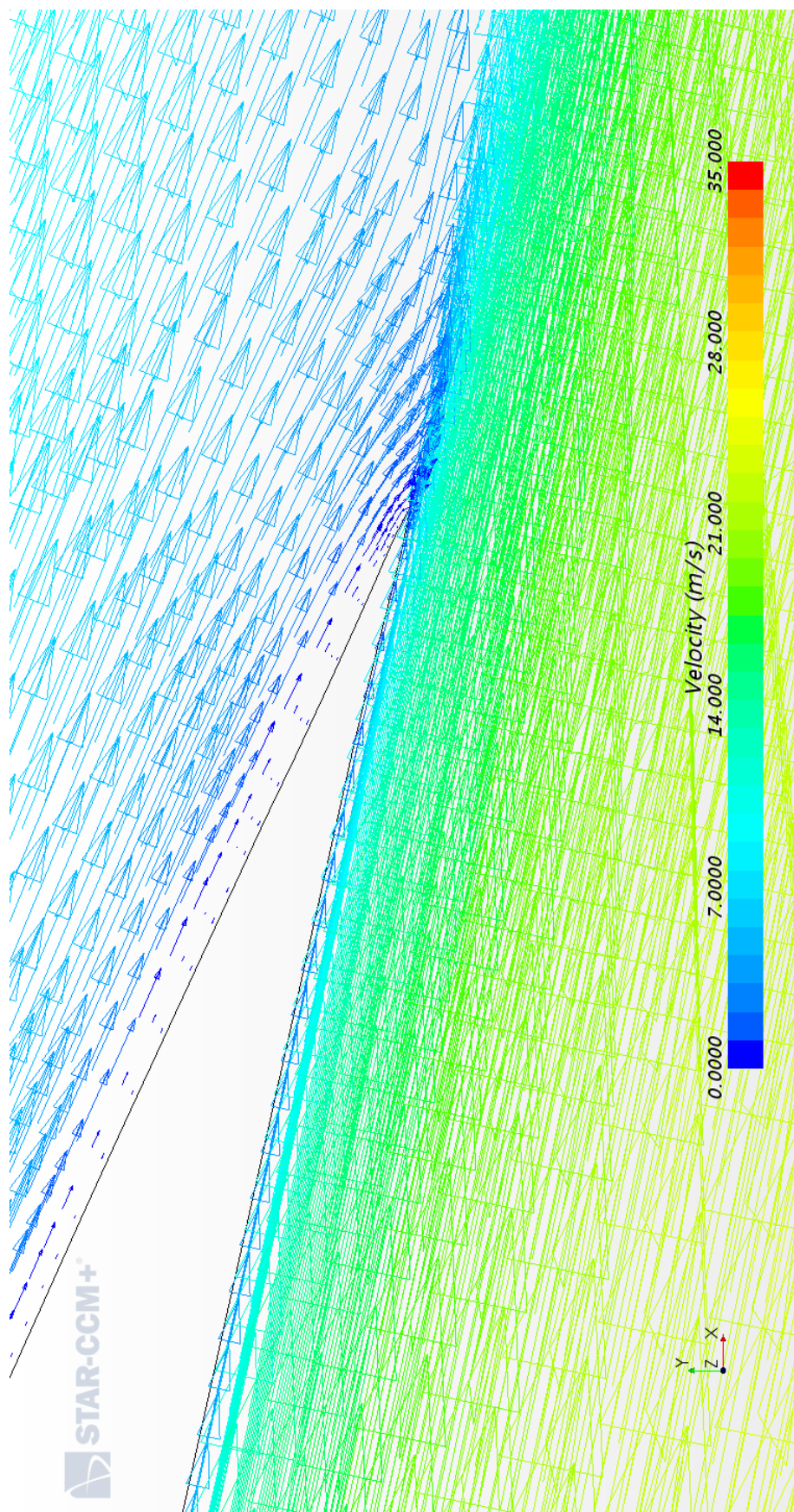


Figura 73 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

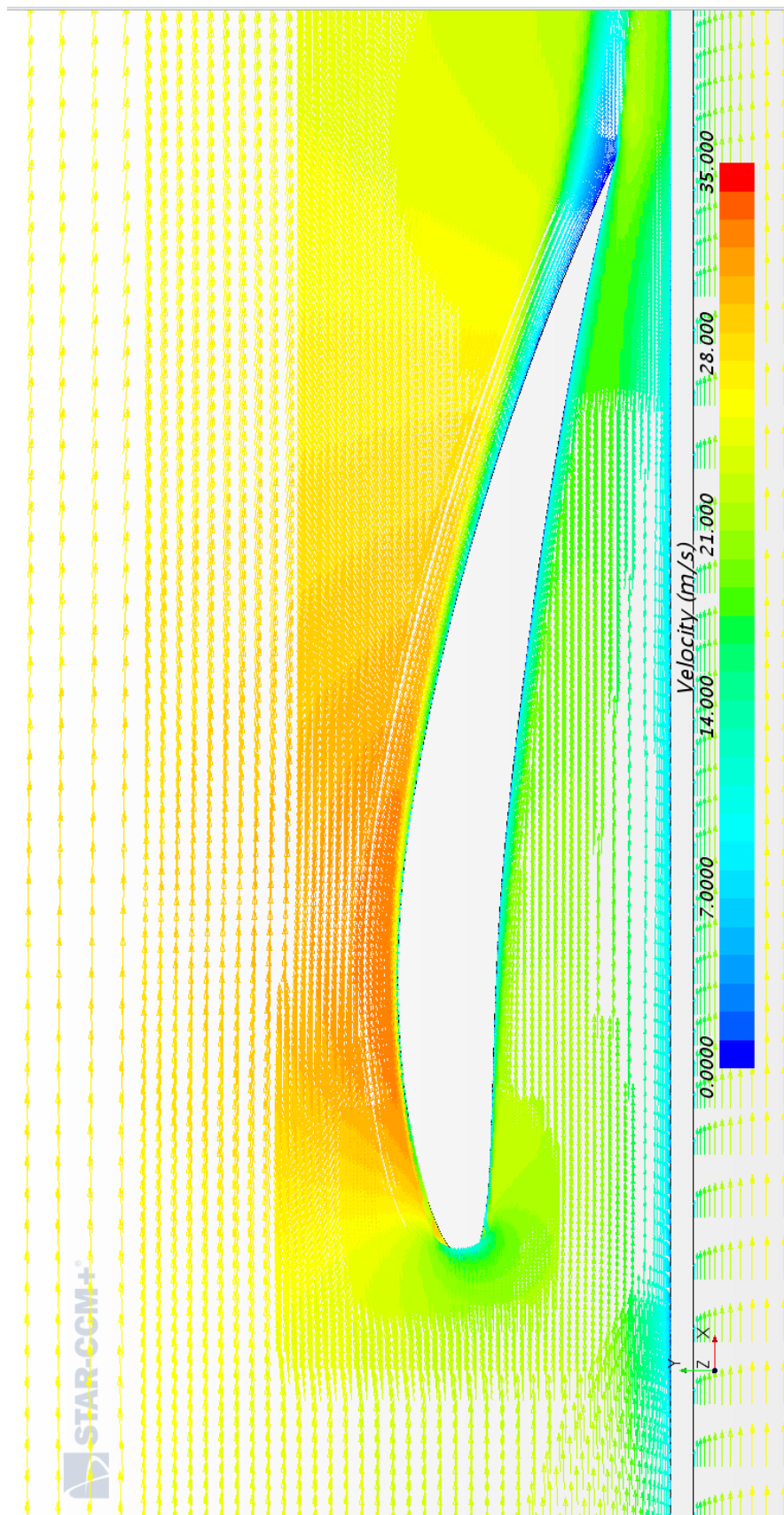


Figura 74 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+®**).

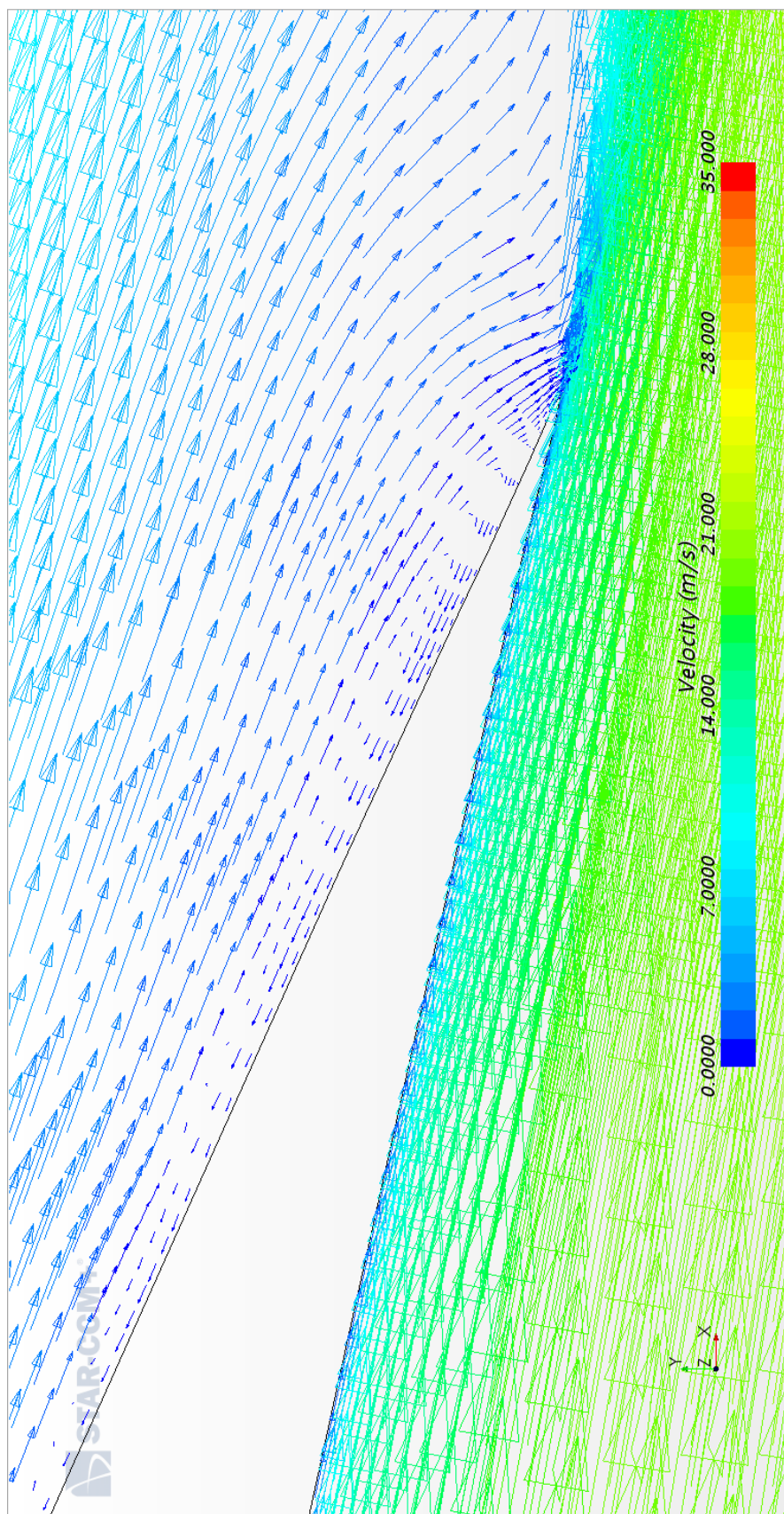


Figura 75 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

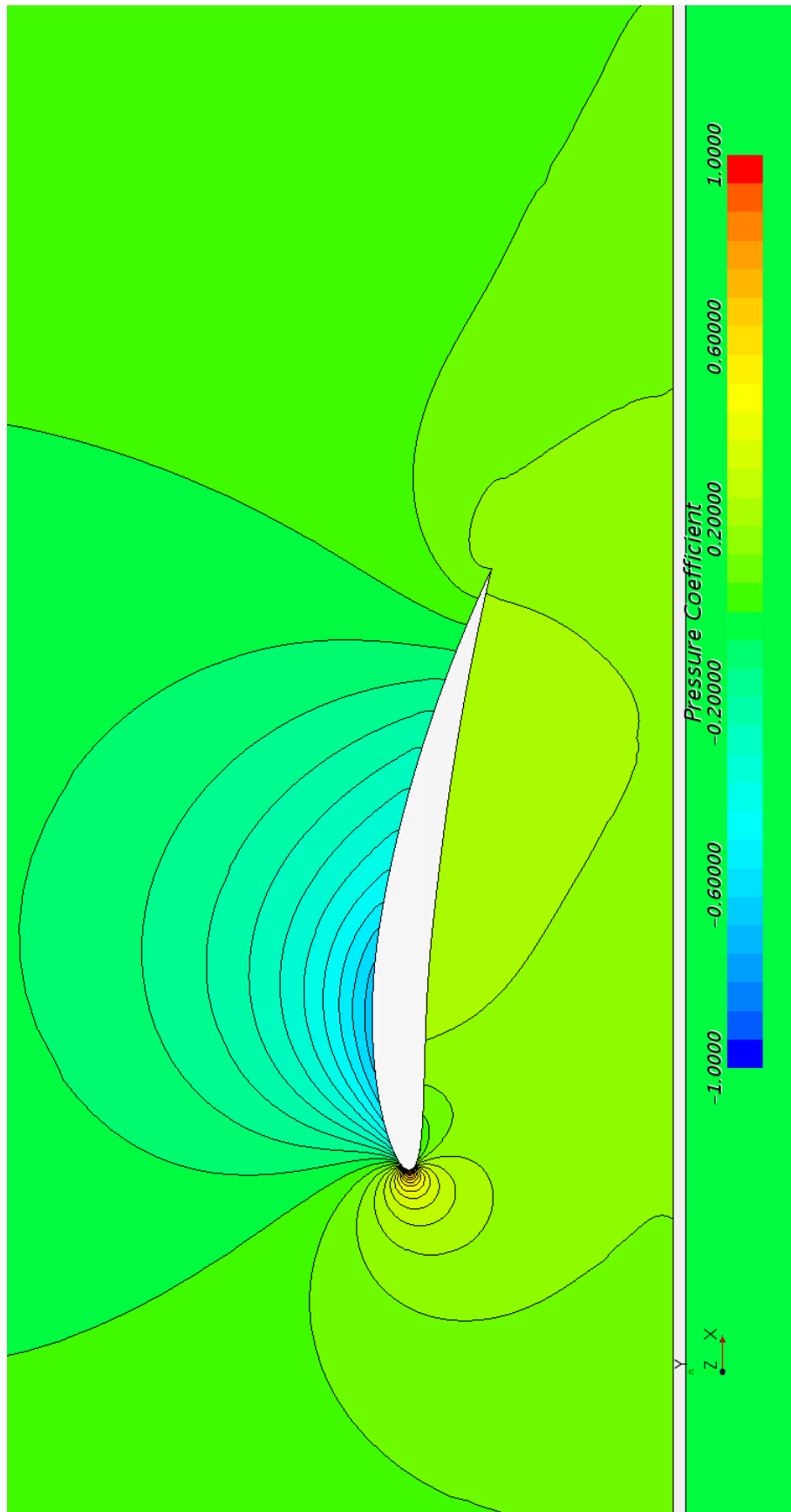


Figura 76 – Campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

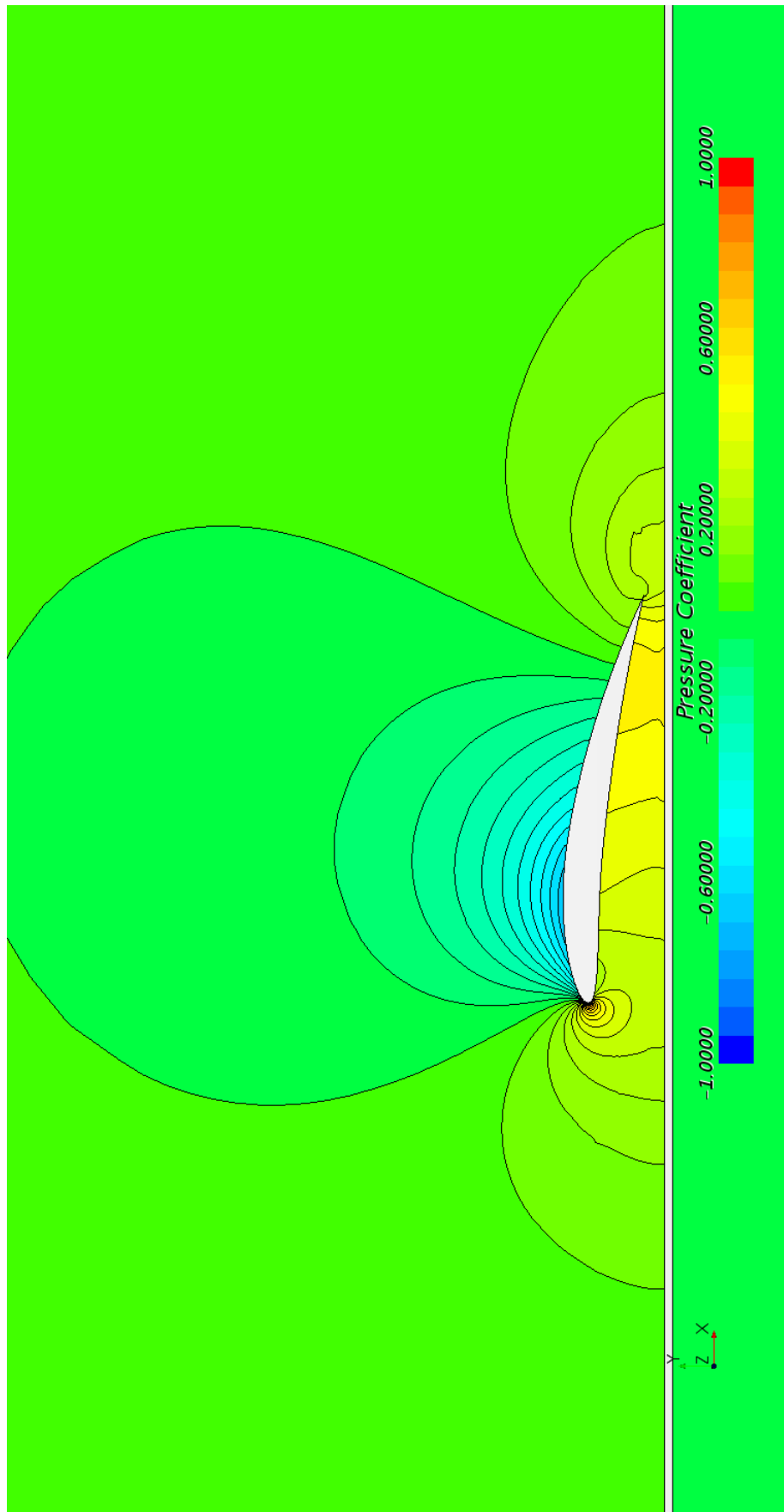


Figura 77 – Campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

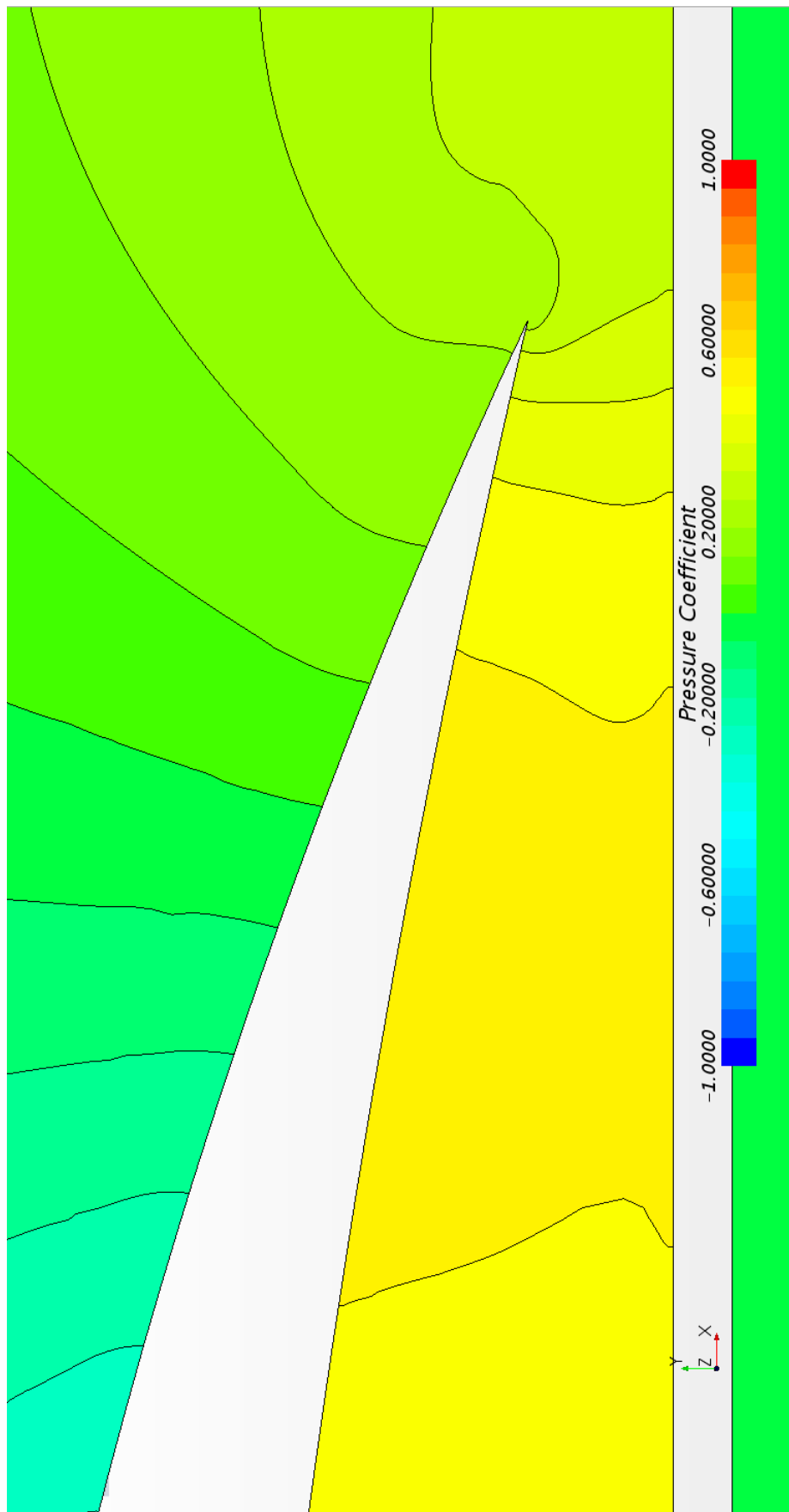


Figura 78 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de coeficiente de pressão obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

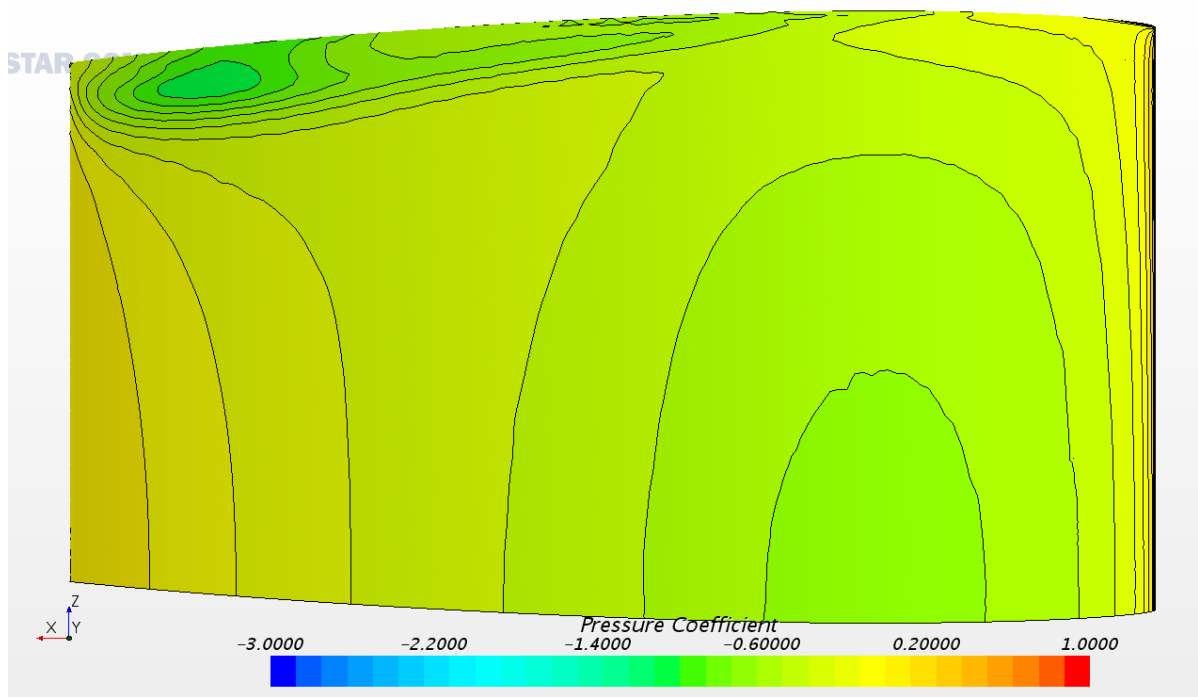


Figura 79 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos no extradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+®**).

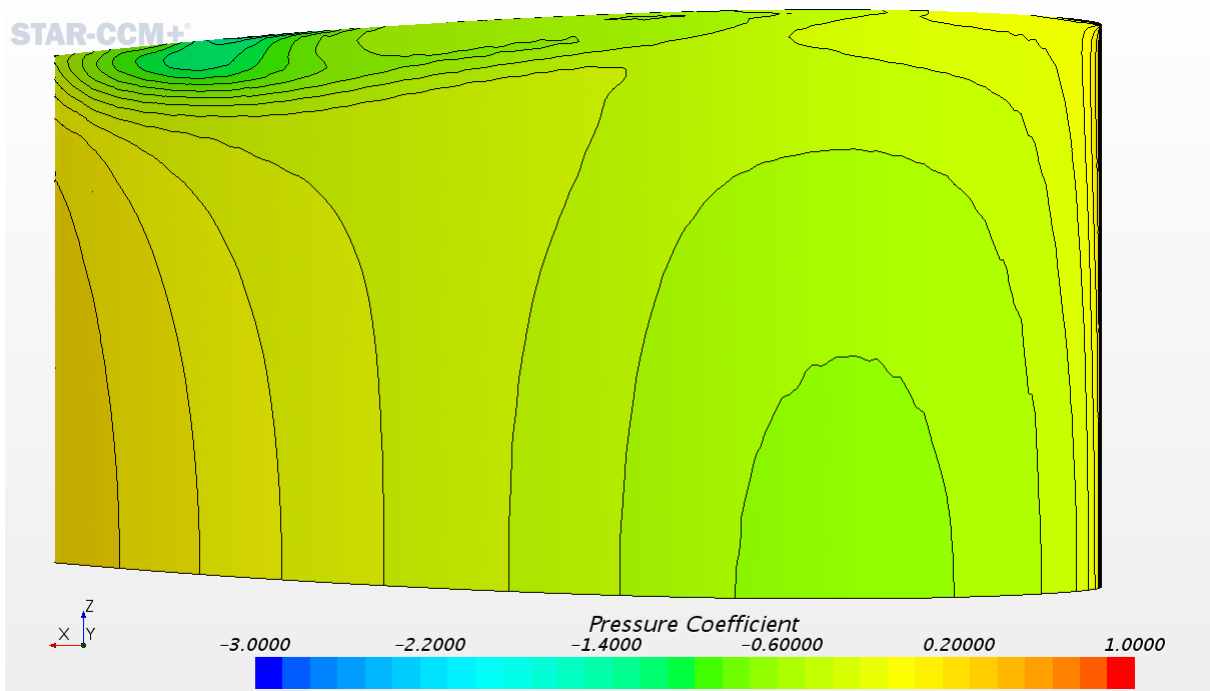


Figura 80 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos no extradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+®**).

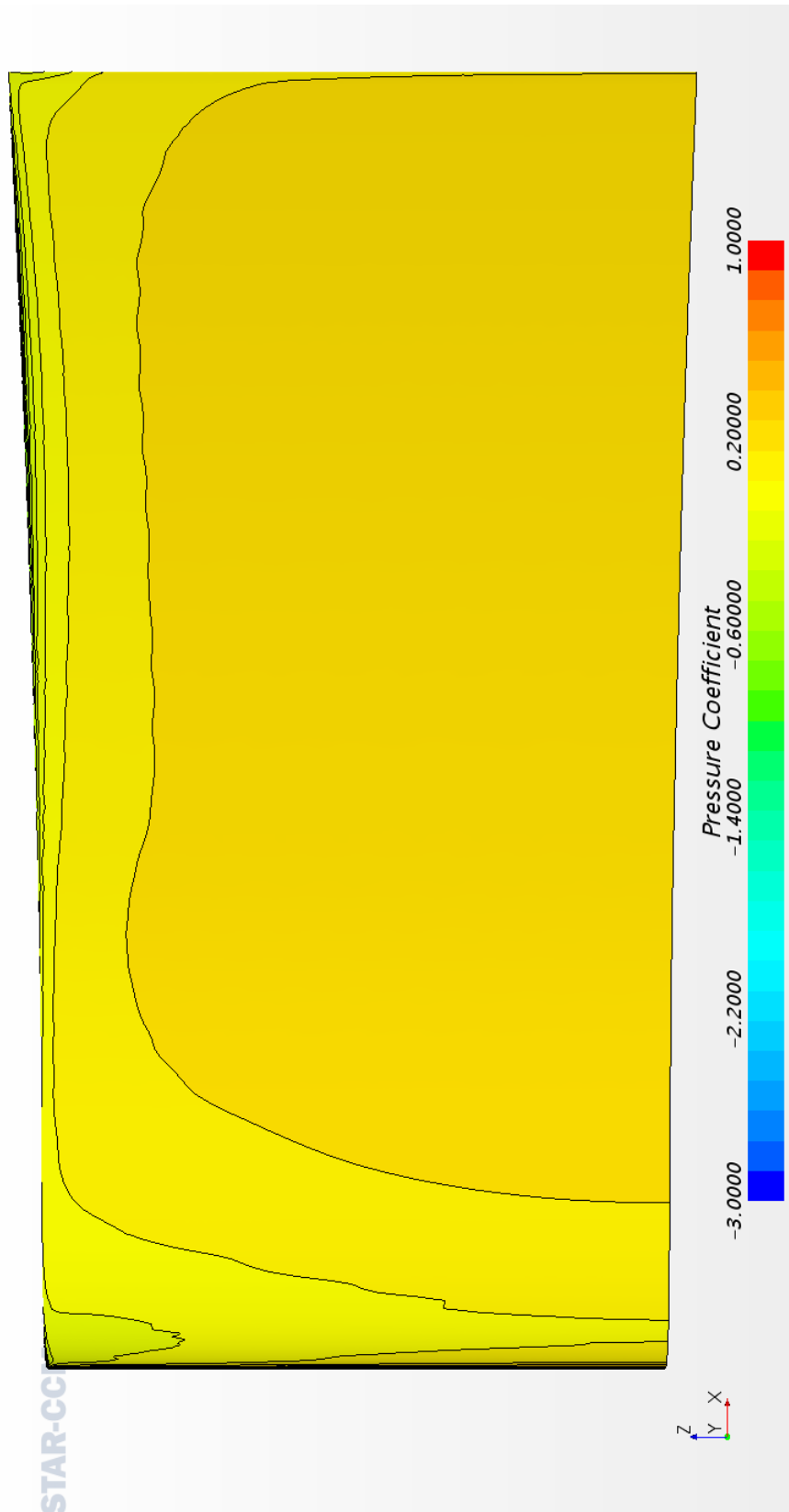


Figura 81 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos do intradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

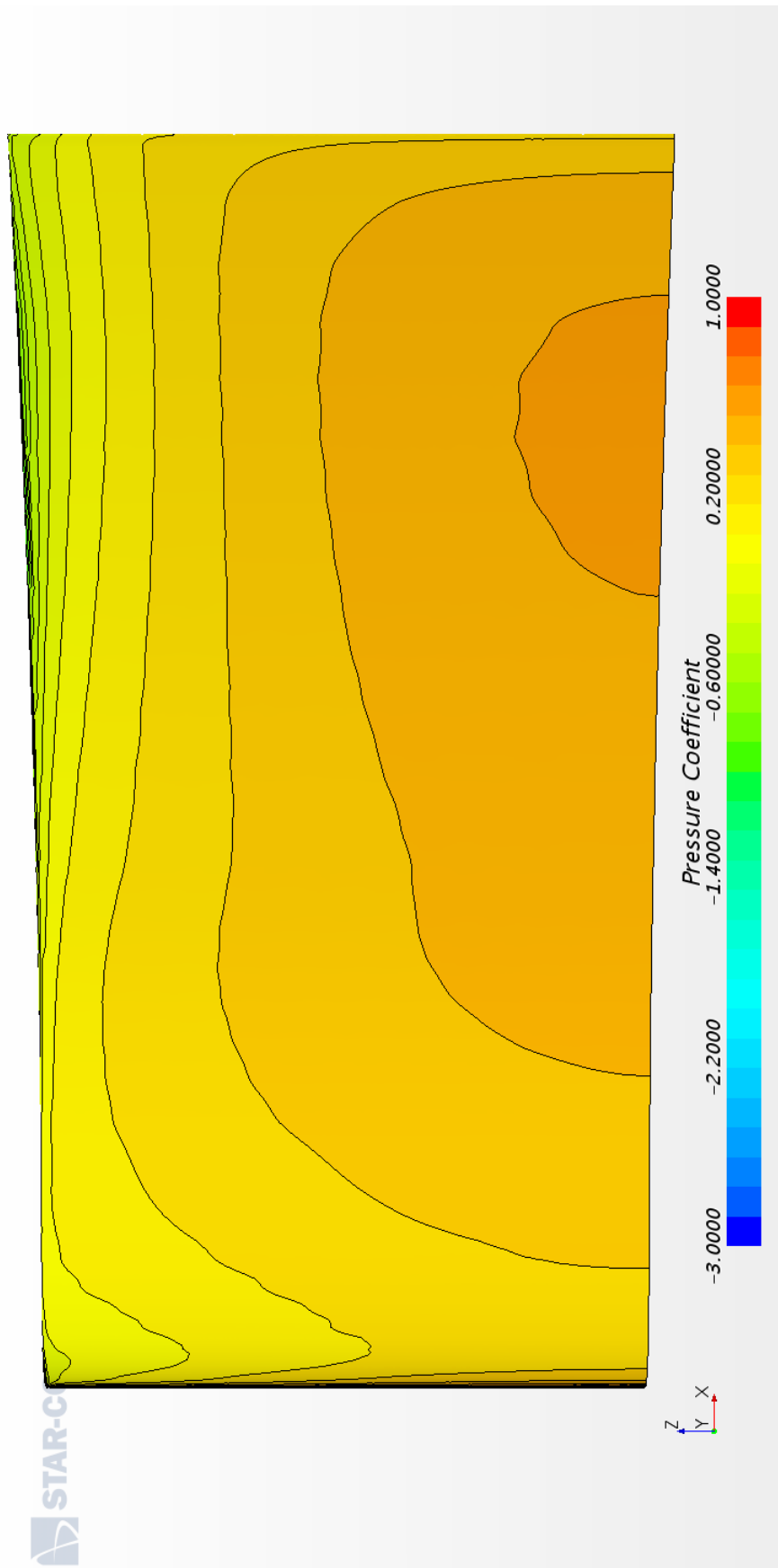


Figura 82 – Campo de coeficientes de pressão distribuídos do intradorso da asa obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

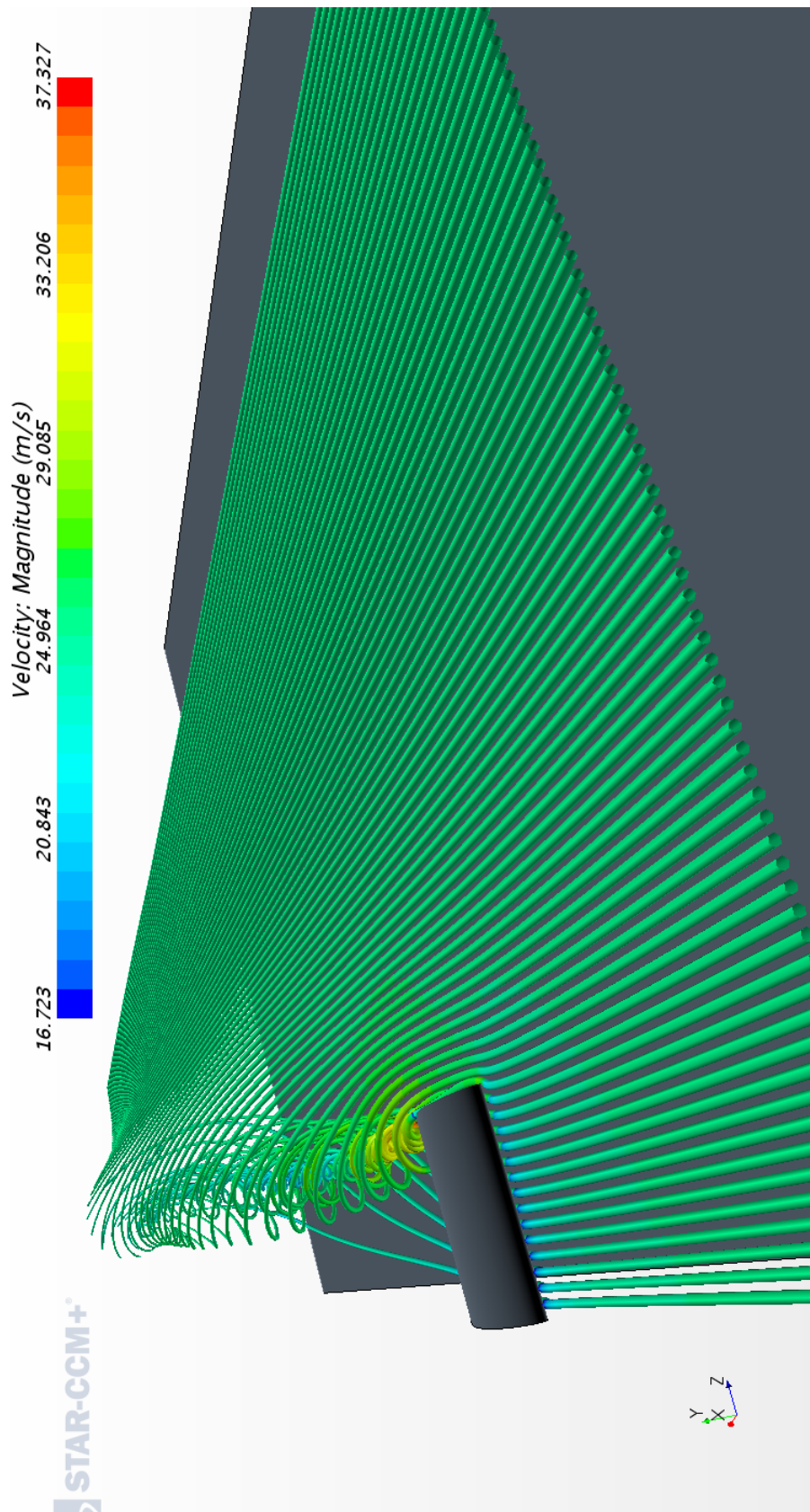


Figura 83 – Tubos de corrente obtidas através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,3 e α igual a 8° utilizando a malha de 4 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

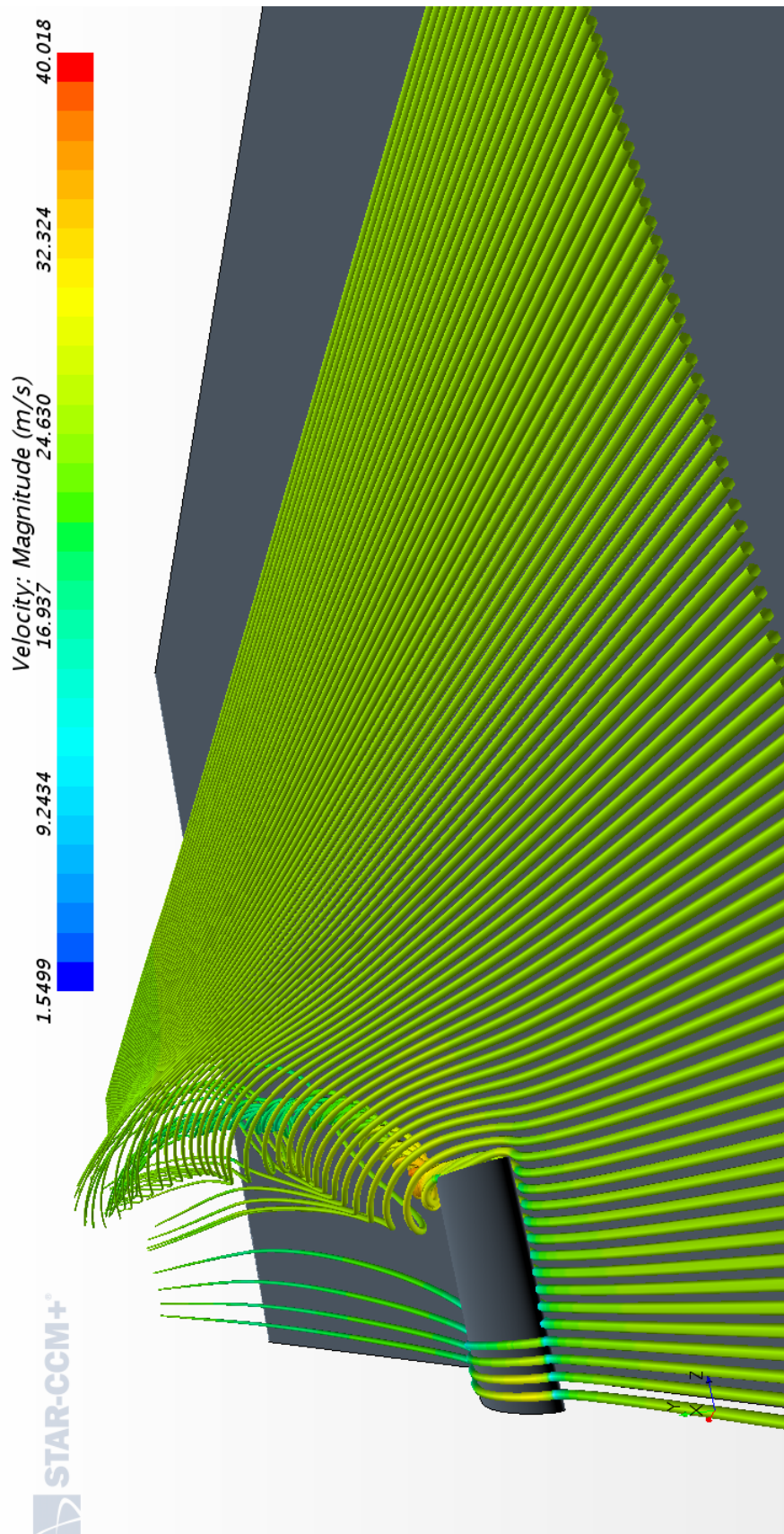


Figura 84 – Tubos de corrente obtidas através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

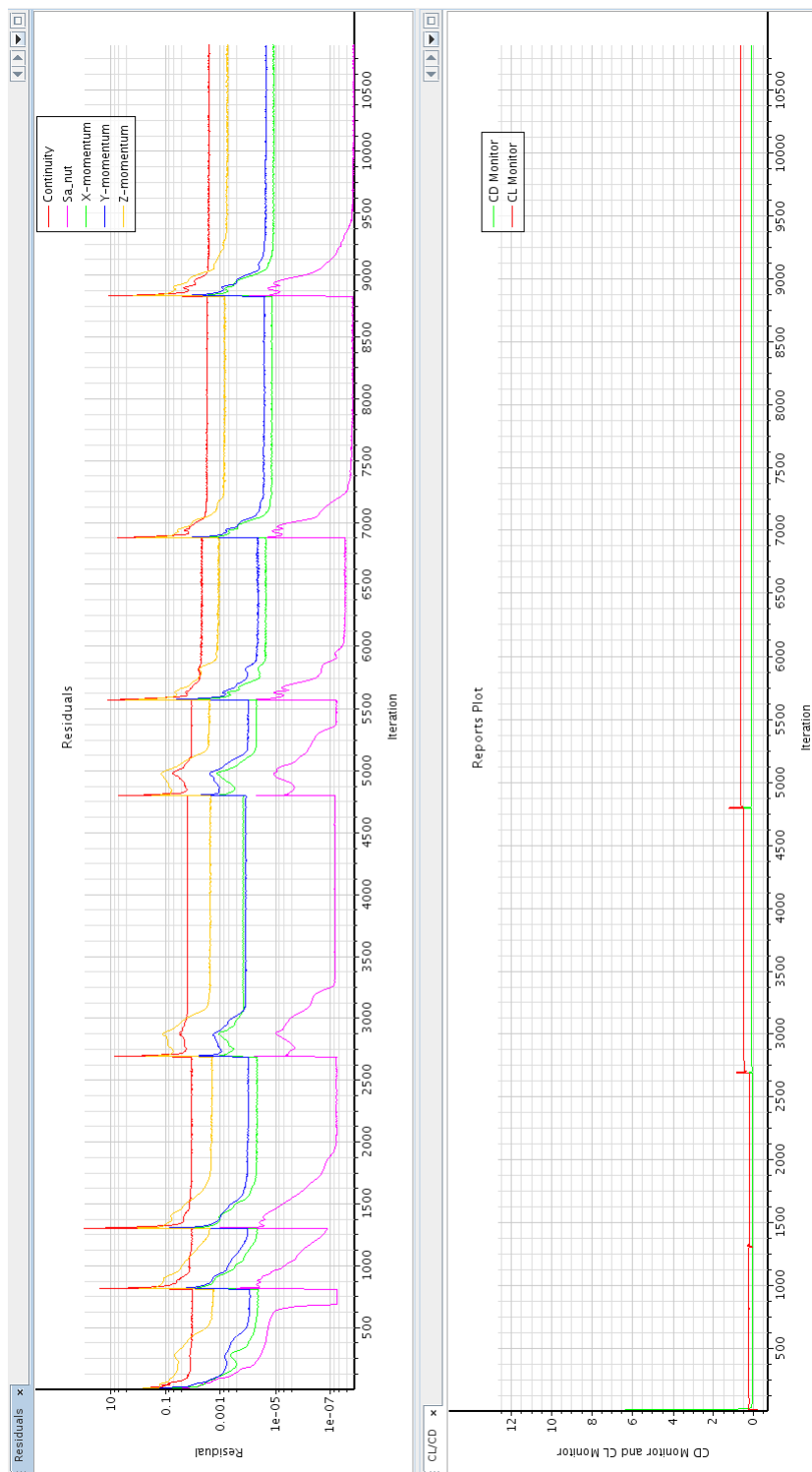


Figura 85 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso para as configurações selecionadas ao aproximar a asa do solo para h/c igual a 0,05 e ângulo de ataque igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência Spalart-Allmaras (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

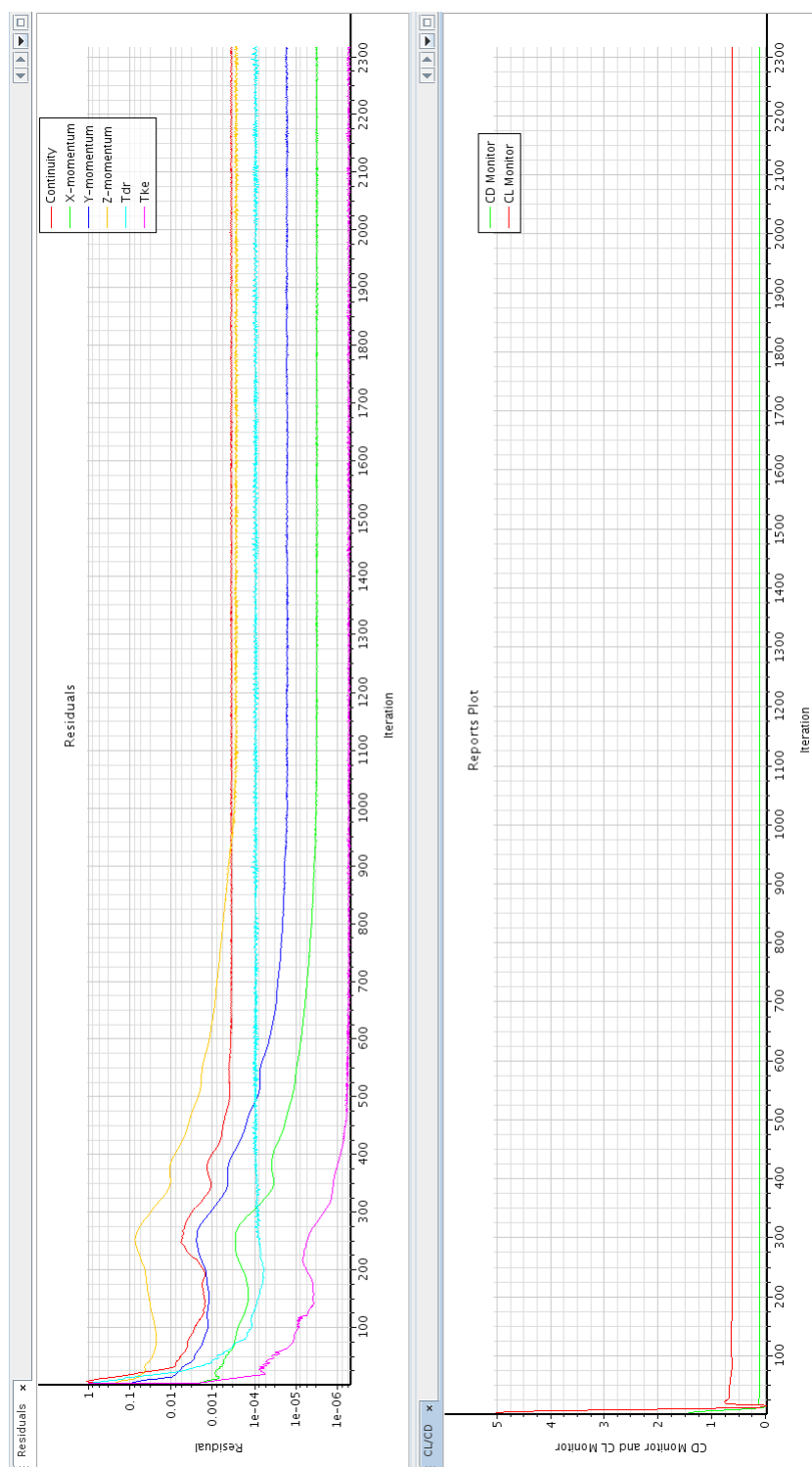


Figura 86 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso para as configurações selecionadas ao aproximar a asa do solo para h/c igual a 0,05 e ângulo de ataque igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e modelo de turbulência $k-\epsilon$ (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+®**).

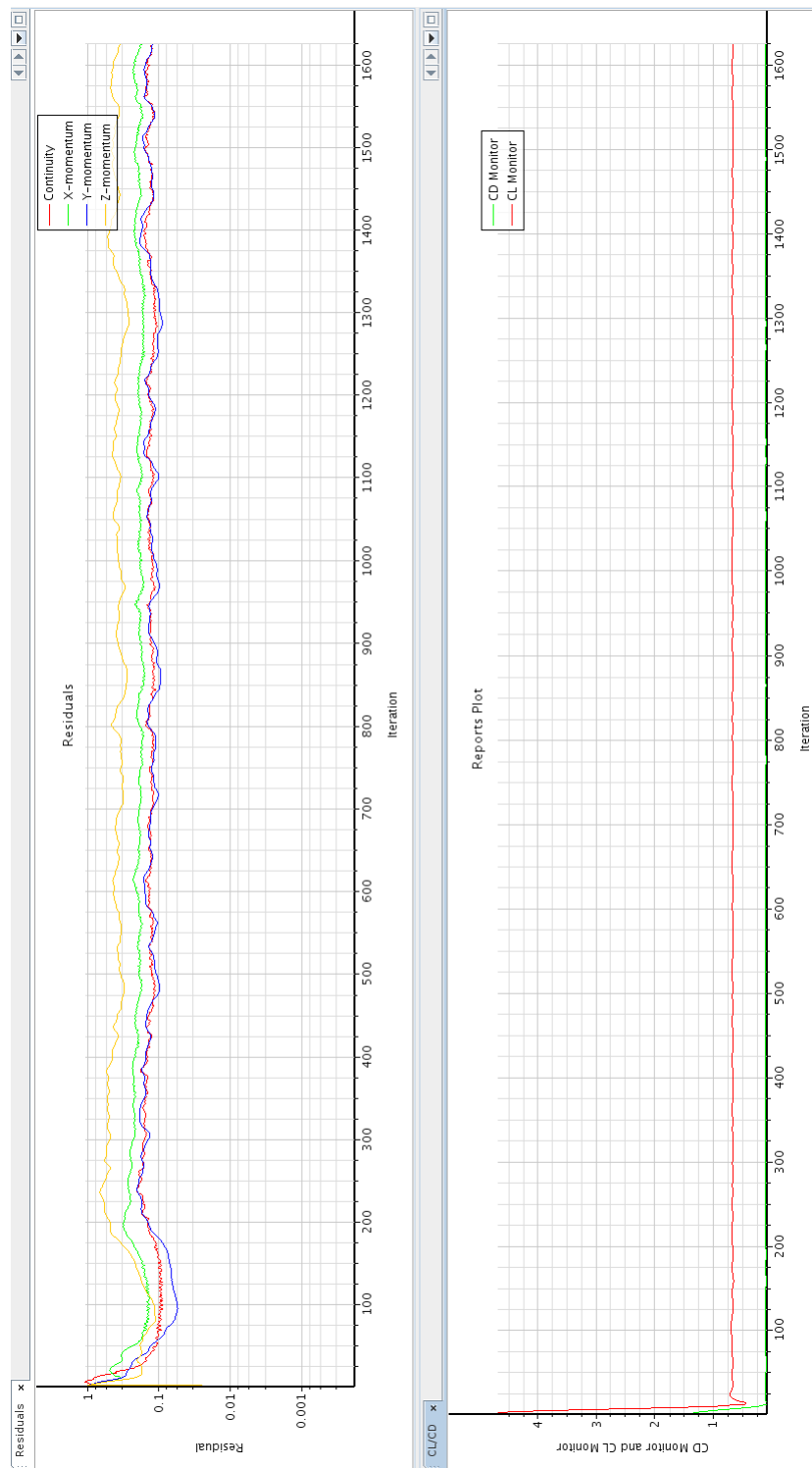


Figura 87 – Gráfico de Resíduos gerados em tempo real durante o processo de simulação do caso para as configurações selecionadas ao aproximar a asa do solo para h/c igual a 0,05 e ângulo de ataque igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e selecionando um cálculo para um escoamento laminar (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+®**).

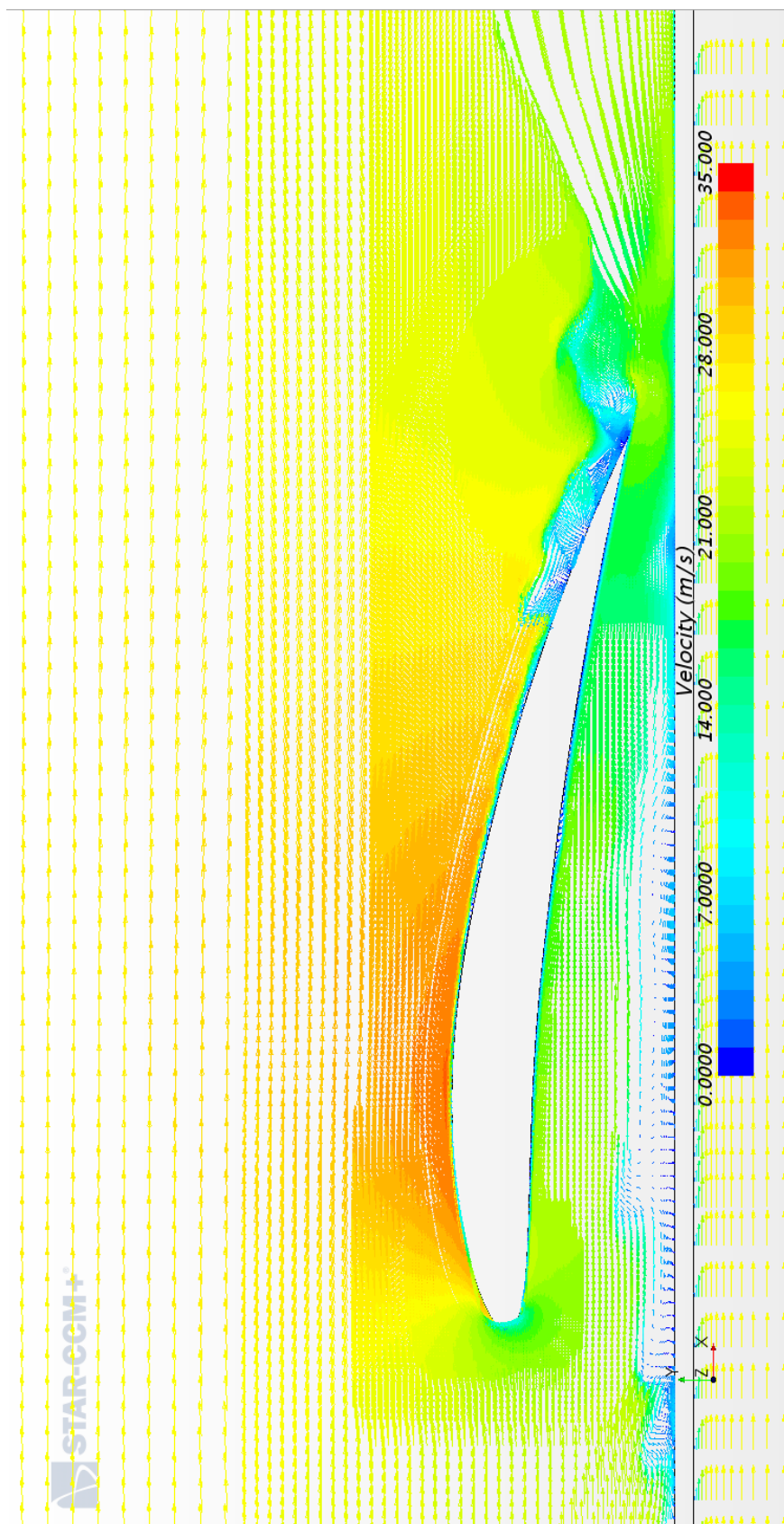


Figura 88 – Campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e simulando um escoamento laminar (Imagem obtida através do programa STAR-CCM+®).

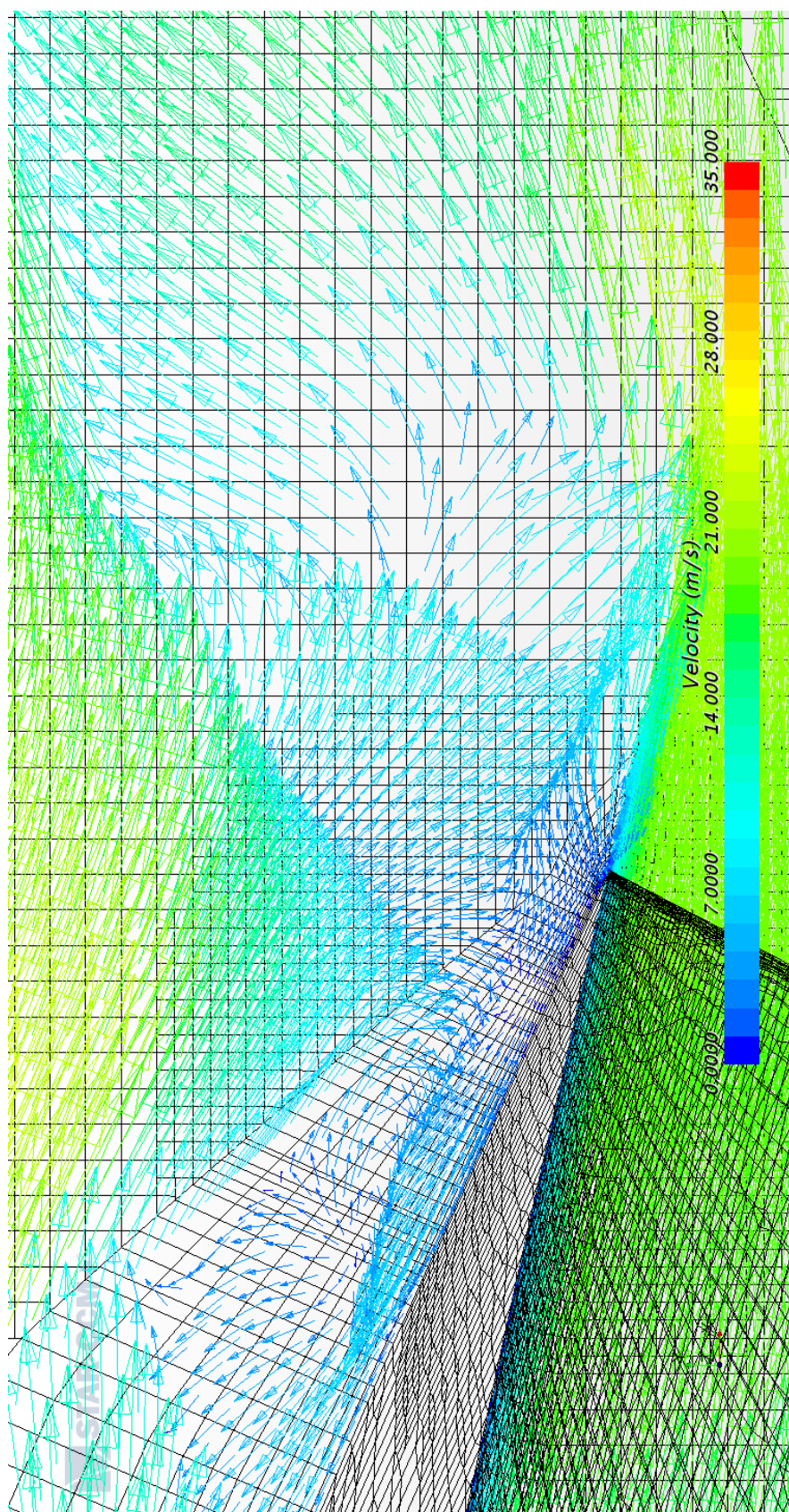


Figura 89 – Aproximação da imagem do bordo de fuga no campo de velocidades obtido através da simulação para escoamento no caso h/c igual a 0,05 e α igual a 8° utilizando a malha de 21 milhões de elementos e simulando um escoamento laminar (Imagem obtida através do programa **STAR-CCM+**®).

Nas figuras 83 e 84 onde podemos observar também a mudança da direção da partícula fluida próxima da raiz da asa ao percorrer a asa, quando a distância da asa ao solo é menor. Vemos na figura 84 que os tubos de corrente percorrem o extradorso da asa ao invés do intradorso, quando a asa se aproxima do solo. Esse efeito pode ser oriundo da presença de um campo de pressão maior no espaço entre a asa e o solo, comparando-se com o caso onde h/c igual a 0,3.

Em uma tentativa de obter dados comparativos da eficiência dos modelos de turbulência utilizados, foram realizadas simulações selecionando um escoamento laminar ao invés de turbulento. Foi observado, que por mais que os coeficientes entrassem em um patamar relativamente estável não se alcançou a convergência, onde podemos ver ao comparar os resíduos dos dois modelos de turbulência utilizados para com os resíduos encontrados na simulação em escoamento laminar nas figuras 85, 86 e 87. Ao analisar os campos de velocidade das simulações vimos que os lugares onde se apresentavam maiores diferenças na distribuição da malha (entre a asa e a placa representativa do solo), bem como os lugares onde áreas de maior geração de vórtices (como foi o caso do extradorso no bordo de fuga da asa), o método RANS conseguia amortecer a emissão de vorticidade e reduzir os resíduos alcançando uma convergência, algo que não ocorreu para a simulação como um escoamento laminar (figuras 88 e 89). Portanto os dados quantitativos obtidos nas simulações como escoamento laminar não puderam servir de base de comparação com o método RANS.

5 Conclusões

O trabalho conseguiu realizar o objetivo de analisar através de ferramentas de CFD o fenômeno do efeito solo, verificando as implicações do efeito no corpo aerodinâmico e as condições limitantes para o seu uso.

Foi realizado uma extensa pesquisa bibliográfica onde foram encontradas as motivações que levaram os primeiros pesquisadores analisarem esse efeito, diversos métodos de análise e reprodução do fenômeno (tanto experimental, analítico ou computacional) expondo reais aplicações tecnológicas para o fenômeno. Agrupou-se um conjunto de fundamentações teóricas que serviriam de base para entender o fenômeno e toda a ciência da aerodinâmica e mecânica dos fluidos que seria aplicado a reprodução e análise do problema.

Foram escolhidos os parâmetros chaves para a reprodução do experimento selecionado para validação, dando início ao estudo sobre o fenômeno de forma computacional e justificando a escolha dos parâmetros. Através da ferramenta selecionada, foram realizados estudos sobre a influência das dimensões do volume de controle, a quantidade de elementos de cálculo na malha da camada limite dos corpos que serão simulados e o nível de refinamento da malha, sendo exposto os resultados do estudo e discutidos. Apresentou-se um empecilho através das configurações escolhidas fazendo-se necessário a realização de modificações de modo justificado e expondo novos resultados dando início ao processo de validação.

Realizou-se ao todo 20 simulações para a reprodução do gráfico de coeficientes aerodinâmicos obtidos de modo experimental no estudo escolhido para validação. Reproduziu-se o gráfico através de dados obtidos das simulações numéricas e mesmo havendo diferenças nos resultados dos coeficientes aerodinâmicos para alguns casos, de modo geral houve uma similaridade em relação ao comportamento das curvas obtidas nos dois estudos, não invalidando o processo computacional realizado e mostrando que pode ser uma boa aproximação para o estudo do fenômeno do efeito solo.

Foram geradas imagens do escoamento, tanto de campos de pressão quando de velocidades, comparando a diferença dos coeficientes globais encontrados com características físicas visualizadas nas imagens para cada caso.

Após a discussão quanto as possíveis razões para as diferenças nos valores de ar-

rasto, decidiu-se refinar a malha para uma nova configuração, sendo só possível com o uso de uma máquina com maior poder computacional. O refinamento da malha proporcionou uma redução de 27% para 24% no erro do arrasto para o ponto mais crítico, utilizando-se do valor experimental como referência. Com o objetivo de encontrar uma configuração para a simulação que melhor capturasse os efeitos de recirculação, optou-se em utilizar o modelo de turbulência $k-\epsilon$ onde o erro para esse ponto mais crítico caiu para 20%, o que foi considerado um bom resultado observando os valores de sustentação, outros métodos de visualização para a captura do fenômeno do efeito solo, levando em conta a dificuldade de predição do arrasto utilizando o método RANS de cálculo para problemas com fenômenos transientes e instabilidades encontrados nos casos mais críticos, maiores ângulos de ataque e maior proximidade da representação do solo. Porém o RANS se mostrou eficiente na solução do problema do fenômeno conseguindo capturar e amortecer a emissão das vorticidades convergindo em uma solução que não foi possível através de uma análise para o problema em escoamento laminar, evidenciando a importância que o RANS tem para o CFD em uma escala industrial.

Referências

- ACKERT, S. Aircraft payload-range analysis for financiers. In: *Aircraft Monitor*. [S.l.: s.n.], 2013. v. 1, p. 20. Citado na página 1.
- AHMED, M. R. e. a. Aerodynamics of a naca4412 airfoil in ground effect. v. 45, p. 37–47, 2007. Citado na página 42.
- ANDERSON, J. D. Fundamentals of aerodynamics. New York, USA, p. 427, 2011. Citado 5 vezes nas páginas vi, vii, 4, 15 e 18.
- CD-ADAPCO. *USER GUIDE-STAR-CCM+ Version 9.06*. United States, 2014. 14041 p. Citado 2 vezes nas páginas 42 e 45.
- CUI, E.; ZHANG, X. Ground effect aerodynamics. In: *Encyclopedia of Aerospace Engineering*. New York, USA: [s.n.], 2010. v. 1, p. 245–256. Citado 9 vezes nas páginas vii, 2, 3, 5, 8, 9, 11, 14 e 17.
- ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. Fluid mechanics : fundamentals and applications. New York, USA, p. 592, 2006. Citado 10 vezes nas páginas vii, viii, 16, 21, 24, 25, 26, 27, 28 e 29.
- FINK, M. P.; LASTINGER, J. L. Aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wings in close proximity to the ground. In: *NACA - Technical Note*. [S.l.: s.n.], 1961. D-926, p. 40. Citado 3 vezes nas páginas vi, 10 e 11.
- FONTOURA, J. Transferência de calor em escoamentos turbulentos parietais. In: *Coleção Cadernos de Turbulência*. Rio de Janeiro, Brasil: ABCM, 2006. v. 5, p. 53–79. ISBN 85-85769-24-6. Citado na página 32.
- HEAD, M. R. Flow visualization ii. New York, USA, p. 399–403, 2006. Citado 2 vezes nas páginas vii e 16.
- HOERNER, S. F. Fluid dynamic lift practical information on aerodynamic and hydrodynamic lift. Vancouver, USA, p. 10, 1985. Citado 3 vezes nas páginas vii, 19 e 20.
- HOUGHTON, E. e. a. Aerodynamics for engineering students. Waltham, USA, p. 29, 2013. Citado 5 vezes nas páginas vii, 18, 19, 25 e 26.
- HRADECKY, S. *Crash: National Air Cargo B744 at Bagram on Apr 29th 2013, lost height shortly after takeoff following load shift and stall*. 2013. Acesso em novembro de 2016. Disponível em: <<http://avherald.com/h?article=46183bb4>>. Citado na página 27.
- JUNG, K. H. e. a. Experimental investigation of wing-in-ground effect with a naca6409 section. v. 13, p. 317–327, 2008. Citado 16 vezes nas páginas vi, vii, viii, ix, xi, xii, 12, 13, 14, 38, 40, 58, 61, 72, 80 e 81.

- KLINE, S. e. a. The structure of turbulent boundary layers. v. 30, p. 741–773, 1967. Citado 2 vezes nas páginas [viii](#) e [30](#).
- MARRILL, A. Ground effect on wings. In: *The Ace*. [S.l.: s.n.], 1920. n/a, p. n/a. Citado na página [4](#).
- NASA-LARC. *Wake Vortex Study at Wallops Island*. 1990. Acesso em outubro de 2016. Disponível em: https://en.wikipedia.org/wiki/File:Airplane_vortex_edit.jpg. Citado 2 vezes nas páginas [vi](#) e [2](#).
- PAHL, G. *Flugschiff Dornier "Do X"*. 1930. Acesso em novembro de 2016. Disponível em: [http://www.bild.bundesarchiv.de/archives/barchpic/search/_1478013520/?search\[view\]=detail&search\[focus\]=1](http://www.bild.bundesarchiv.de/archives/barchpic/search/_1478013520/?search[view]=detail&search[focus]=1). Citado 2 vezes nas páginas [vi](#) e [8](#).
- PAHL, G. *Flugboot Dornier "Do X"im Tiefflug über Wasser*. 1932. Acesso em novembro de 2016. Disponível em: [http://www.bild.bundesarchiv.de/archives/barchpic/search/_1478013470/?search\[view\]=detail&search\[focus\]=1](http://www.bild.bundesarchiv.de/archives/barchpic/search/_1478013470/?search[view]=detail&search[focus]=1). Citado 2 vezes nas páginas [vi](#) e [9](#).
- PAPARONE, L.; TOGNACCINI, R. Computational fluid dynamics-based drag prediction and decomposition. v. 41:9, p. 1647–1657, 2003. Citado na página [76](#).
- RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. Washington, USA: AIAA education series, 1992. 305-309 p. ISBN 0-930403-51-7. Citado 2 vezes nas páginas [20](#) e [24](#).
- RAYMOND, A. E. Ground influence on airfoils. In: *NACA - Technical Note*. [S.l.: s.n.], 1921. v. 67, p. 17. Citado 3 vezes nas páginas [vi](#), [4](#) e [6](#).
- REID, E. G. A full scale investigation of ground effect. In: *NACA - Technical Note*. [S.l.: s.n.], 1927. v. 265, p. 8. Citado 3 vezes nas páginas [vi](#), [5](#) e [7](#).
- ROZHDESTVENSKY, K. V. Aerodynamics of a lifting system in extreme ground effect. New York, USA, p. 1, 2000. Citado 3 vezes nas páginas [4](#), [6](#) e [7](#).
- SPALART, P. R.; ALLMARAS, S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. v. 94, p. 5–21, 1994. Citado 2 vezes nas páginas [xv](#) e [34](#).
- TENNEKES, H.; LUMLEY, J. *A first Course in Turbulence*. Massachusetts, USA: MIT Press Design Department, 1972. 1-4 p. ISBN 978-0-262-20019-2. Citado 2 vezes nas páginas [24](#) e [35](#).
- VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*. London, United Kingdom: Pearson Education Limited, 2007. 40-89 p. ISBN 978-0-13-127498-3. Citado 7 vezes nas páginas [xv](#), [21](#), [22](#), [30](#), [33](#), [36](#) e [37](#).
- WIESESBERGER, C. Wing resistance near the ground. In: *Zeitschrift fur Flugtechnik Motorluftschiffahrt*. [S.l.: s.n.], 1921. v. 10, p. 145–147. Citado 3 vezes nas páginas [vi](#), [4](#) e [5](#).
- YUN, L.; BLIAULT, A.; DOO, J. Wig craft and ekranoplan: Ground effect craft technology. New York, USA, p. 6, 2010. Citado 8 vezes nas páginas [vi](#), [vii](#), [2](#), [6](#), [7](#), [8](#), [9](#) e [19](#).

ZHIGANG, Y.; WEI, Y. Complex flow for wing-in-ground effect craft with power augmented ram engine in cruise. In: *Chinese Journal of Aeronautics*. [S.l.: s.n.], 2009. v. 23, p. 1–8. Citado na página 6.