Vinicius Malatesta

ANÁLISE DO SOFTWARE CFD++ COM VISTAS A SIMULAÇÃO DA GERAÇÃO DE SOM EM UM ESLATE

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica. Área de concentração: Aeronaves.

Orientador: Prof. Dr. Marcello Augusto Faraco de Medeiros

São Carlos

2010

Aos meus pais, por me permitirem sonhar

com Amor e Gratidão.

Agradecimentos

Ao meus pais Líder e Maria, pelo carinho, compreensão, ensinamentos e o amor desprendido sem reservas.

Ao Professor Marcello Augusto Faraco de Medeiros, pela amizade, incentivos e orientações essenciais e necessárias para a realização deste trabalho.

Ao Professor Paulo Celso Greco Júnior, por me ajudar a lidar com os softwares que foram necessários para a realização deste trabalho.

Ao meus irmãos Fernando, Evandro e Priscila, pela amizade e carinho sempre presente na minha vida.

À minha namorada Laura, pelo amor, companheirismo e incentivo nos momentos de dificuldades.

Aos amigos Arthur, Bruno, Elmer, Hernan, Leandro Dantas, Leandro Simões, Murilo, Rodrigo, pela amizade e o apoio constante.

Aos amigos do LAE, LADINC e a secretária Gisele, pela amizade e o apoio neste desafio.

À Escola de Engenharia de São Carlos, pela infra-estrutura concedida para a realização deste trabalho.

À EMBRAER S.A., por ter me dado a oportunidade de participar do projeto Aeronave Silenciosa.

Ao CNPq, pelo apoio financeiro concedido por dois anos na forma de bolsa de estudo.

Conteúdo

Lista de Figuras **v**

Resumo **xi**

Abstract **xiii**

1 Introdução **1**

2 Revisão Bibliográfica **7**

2.1 Ruído da cavidade do eslate 7

2.2 A camada de mistura 12

2.2.1 Desenvolvimento temporal 14

2.2.2 Instabilidade hidrodinâmica da camada de mistura 16

3 Metodologia **19**

3.1 Modelo Físico 19

3.2 Formulação das Equações de Navier-Stokes Compressíveis/Euler 25

3.3 Condições Iniciais 28

3.4 Integração Temporal 28

3.4.1 Tempo de Integração Explícito versus Tempo de Integração Implícito 29

3.4.2 Passo Duplo no Tempo para Simulações Instáveis 31

3.4.3 Funções de passos de tempo do CFD++ 32

3.5 Volumes finitos 32

3.6 Estiramento da malha 33

4 Testes e Verificações **35**

4.1 Convergência no Tempo 35

4.2 Convergência do Passo de Tempo do Método Implícito 40

4.3 Convergência de Malha 42

4.3.1 Estudo da resolução necessária para a simulação de um vórtice na camada de mistura, para α igual a 0.78 43

4.3.2 Análises 48

4.3.3 Testes para números de onda α igual a: $0,89$, $1,05$ e $1,26$ 49

4.3.4 Teste para número de onda α igual a 0,39 60

4.3.5 Taxa de amplificação para os números de onda α que foram testados 65

4.4 Efeitos do número de Mach 66

5 Considerações finais **69**

5.1 Conclusões 69

5.2 Sugestões para futuros trabalhos 71

Bibliografia **73**

Lista de Figuras

1.1 Impacto ambiental causado por reduções de 5 a 20 dB nos níveis de ruído emitido por aeronaves nos arredores de um aeroporto. Fonte: *NASA* Langley Reserach Center. 2

1.2 Histórico da redução dos niveis de ruído externo ao longo dos anos. 3

1.3 Eslate de uma aeronave em detalhe. 4

1.4 Camada de mistura. Fonte: Khorrami et al. (2002) 4

2.1 Representação da vorticidade para o início da simulação. Fonte: Khorrami et al. (2004). 9

2.2 Representação da vorticidade para o final da simulação. Fonte: Khorrami et al. (2004). 10

2.3 Campo de vorticidade médio. Fonte: Khorrami et al. (2004). 11

2.4 Campo de vorticidade. Fonte: Choudhari e Khorrami (2006). 12

2.5 Campo de vorticidade perto da cúspide. Fonte: Choudhari e Khorrami (2006). 12

2.6 Exemplo de camada de mistura temporal na atmosfera. 13

2.7 Campo de vorticidade médio. Modo translativo da instabilidade secundária tri-dimensional. Fonte: Germanos e Medeiros (2008). 17

2.8 Modo helicoidal da instabilidade secundária tri-dimensional. Fonte: Germanos e Medeiros (2008). 18

3.1 Perfil de velocidade tangente hiperbólico para a geração da camada de mistura na cavidade do eslate. 20

3.2 Condição inicial estabelida a partir de blocagens. 20

3.3 Perfil de velocidade tangente hiperbólico para a geração da camada de mistura na cavidade do eslate. 21

3.4 Perfil da camada de mistura. 22

3.5 Perfil da camada de mistura para diferentes malhas. 23

3.6 Perfil de velocidade tangente hiperbólico ao longo do tempo. 23

3.7 Deformação do perfil de velocidade tangente hiperbólico ao longo do tempo. 24

3.8 Malhas com estiramento em y. 33

4.1 Convêrngia no tempo para os seguintes Δt: 0,01, 0,0075 e 0,005 não normalizados. 36

4.2 Convêrngia no tempo para os seguintes Δt: 0,01, 0,0075 e 0,005 normalizados. 37

4.3 Campo de vorticidade para Δt igual a 0,01. A sequência corresponde aos tempos adimensionais $t = 20, 25$, e 30. 38

4.4 Campo de vorticidade para Δt igual a 0,01. A sequência corresponde aos tempos adimensionais $t = 35, 40$, e 45. 38

4.5 Contornos para Δt iguais a 0,05 e 0,01, os contornos correspondem respectivamente aos tempos adimensionais t=35, e 40. 39

4.6 Contornos para Δt iguais a 0,0075 e 0,005, os contornos correspondem respectivamente aos tempos adimensionais t=33 e 35. 39

4.7 Decaimento do resíduo: 0,01. 40

4.8 Decaimento do resíduo: 0,005. 41

4.9 Decaimento do resíduo: 0,001. 41

4.10 Taxa de amplicação para os respectivos resíduos: 0,01, 0,005 e 0,001. . . . 42

4.11 Teste de convergência para um vórtice, α igual a $0,78$. 43

4.12 Campo de vorticidade para a Malha 10. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=20, 25, e 30. 45

4.13 Campo de vorticidade para a Malha 10. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=35, 40, e 45. 45

4.14 Campo de vorticidade para a Malha 11. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=15, 20, e 25. 46

4.15 Campo de vorticidade para a Malha 11. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=30, 35, e 40. 46

4.16 Contornos para as Malhas 5, 6, 7, 8 para os respectivos tempos t = 165, 115, 90 e 75. 47

4.17 Contornos para as Malhas 9, 10, 11, 12 para os respectivos tempos t = 65, 45, 35 e 30. 47

4.18 Alteração no tempo não normalizado para a formação das estruturas. . . . 48

4.19 Teste de convergência para um vórtice, α igual a $0,89$. 50

4.20 Teste de convergência para um vórtice, α igual a $1,05$. 51

4.21 Teste de convergência para um vórtice, α igual a $1,26$. 52

4.22 Campo de vorticidade para a Malha 1'. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=100, 300,e 500. 53

4.23 Campo de vorticidade para a Malha 6'. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=20, 25,e 30. 54

4.24 Campo de vorticidade para a Malha 6'. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=35, 40, e 45. 54

4.25 Contornos para as Malhas 3', 4', 5', 6' para os respectivos tempos t = 140, 105, 40 e 30. 55

4.26 Campo de vorticidade para a Malha 6". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=20, 25, e 30. 56

4.27 Campo de vorticidade para a Malha 6". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=35, 40, e 45. 56

4.28 Contornos para as Malhas 4", 5", 6" para os respectivos tempos t = 330, 45, e 30. 57

4.29 Campo de vorticidade para a Malha 6"'. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=20, 25, e 30. 58

4.30 Campo de vorticidade para a Malha 6"'. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=35, 40, e 45. 58

4.31 Contornos para as Malhas 5"', 6"' para os respectivos tempos t = 70, e 40. 59

4.32 Fator de amplificação para duas estruturas vorticais. 61

4.33 Campo de vorticidade para a Malha 1"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=60, 75, e 70. 61

4.34 Campo de vorticidade para a Malha 1"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=75, 80, e 85. 62

4.35 Campo de vorticidade para a Malha 1"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=90, 95, e 100. 62

4.36 Campo de vorticidade para a Malha 7"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=30, 35, e 40. 62

4.37 Campo de vorticidade para a Malha 7"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=45, 50, e 55. 63

4.38 Campo de vorticidade para a Malha 7"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=60, 65, e 70. 63

4.39 Campo de vorticidade para a Malha 8"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=25, 30, e 35. 64

4.40 Campo de vorticidade para a Malha 8"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=40, 45, e 50. 64

4.41 Campo de vorticidade para a Malha 8"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=55, 60, e 65. 64

4.42 Taxa de amplicação. 65

4.43 Perfil de volocidade tangente hiperbólico com a influência do Mach. Correspondendo ao tempo adimensional t = 0,3. 66

4.44 Perfil de volocidade tangente hiperbólico com a influência do Mach. Correspondendo ao tempo adimensional t = 0,4. 67

4.45 Perfil de volocidade tangente hiperbólico com a influência do Mach. Correspondendo ao tempo adimensional t = 0,7. 67

4.46 Campo de vorticidade. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=0,5, 0,6, e 0,7. 68

4.47 Campo de vorticidade. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=1, 2, e 3. 68

Resumo

Malatesta, V. (2010). Análise do software CFD++ com vistas a simulação da geração de som em um eslate. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2010.

A poluição sonora é um problema central de uma grande diversidade de aplicações industriais. Na engenharia, podemos citar diversos casos que geram ruído, como exemplos os trens, automóveis, rotores de helicópteros e o ruído aerodinâmico das aeronaves, o qual se divide em ruído gerado pelos motores a jato e a estruturas da aeronave. No presente momento o ruído dos motores aeronáuticos, principalmente os jatos, atingiu níveis de ruídos semelhantes às estruturas da aeronave, como por exemplo, eslates, flaps e trens de pouso. Desta forma, as autoridades de transporte aéreo estão exigindo também redução no ruído das estruturas. O presente trabalho apresenta a verificação das potencialidades e limitações do software CFD++, programa este adquirido pela EMBRAER e inserido como parte do projeto Aeronave Silenciosa, para assim poder compreender de uma melhor maneira o fenômeno da aeroacústica, e deste modo, poder contribuir para a redução do ruído externo das aeronaves. Para verificar as potencialidades e limitações do CFD++, foi proposto investigar o mecanismo de som do eslate. Tal fenômeno é devido ao deslocamento da camada limite no intradorso do eslate a partir de onde se desenvolve a camada de mistura, foco do presente trabalho.

Palavras chave: Escoamento cisalhante. Instabilidade hidrodinâmica. Camada de mistura. Validação e verificação de código.

Abstract

Malatesta, V. (2010). The CFD++ analysis aiming the simulation of the slat generated noise. Dissertation (Master's Degree) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2010.

Noise pollution is a central problem of a wide variety of industrial applications. In engineering, cite several cases that generate noise, as examples trains, automobiles, rotors of helicopters and the noise generated by aircraft, which is divided into noise generated by jet engines and airframe. At present the noise of aircraft engines, largely the jets reached noise levels similar structures, such as slat, flaps and landing gear. Thus, the air transport authorities are also demanding a reduction in noise of the structures of airframe. This report presents the verification of potentialities and limitations of CFD + +, a program acquired by EMBRAER and inserted as part of the Silent Aircraft,so they can understand better how the phenomenon of aeroacoustics, and thus able to reduce contribute external noise from aircraft. To check the potentialities and limitations of CFD + +, was proposed to investigate the mechanism of sound generated by the slat. This phenomenon is due to the displacement of the boundary layer on the lower surface of the slat from which the mixed layer develops. The mixing layer is the focus of this work.

Keywords: Shear flow. Hydrodynamic instability. Mixing Layer. Code verification and validation.

Capítulo 1

Introdução

A redução da poluição sonora nas grandes cidades é um dos grandes desafios tecnológicos da indústria, no sentido de proporcionar a melhoria da qualidade de vida. A poluição sonora é um problema central de uma grande diversidade de aplicações industriais. Na engenharia, podemos citar diversos casos que geram ruído, como exemplos os trens, automóveis, rotores de helicópteros e o ruído aerodinâmico das aeronaves, o qual se divide em ruído gerado pelos motores a jato e as estruturas da aeronave, tais fenômenos estão sendo investigado desde o trabalho pioneiro de Lighthill (1952).

No entanto, perante ao aumento do tráfego aéreo nas últimas décadas e o crescente processo de urbanização nos arredores dos aeroportos, o ruído emitido por aeronaves durante operação de pouso e decolagem, causa enorme impacto ambiental nas grandes cidades, como mostra a Figura 1.1. Estimativas foram feitas pela Comissão Européia de Controle de Tráfego Aéreo, nas quais prevêem um crescimento anual do tráfego aéreo mundial da ordem de 4 porcento ao ano nos próximos 15 anos, havendo assim, uma duplicação do tráfego aéreo até 2020 em relação as tecnologias de 1997.

Desta maneira, surge um grande desafio para a indústria aeronáutica mundial. Desta forma, projetos foram criados e estão sendo desenvolvidos para o estudo do ruído das aeronaves. Nos Estados Unidos foram criados dois projetos: *Advanced Subsonic Technology e Quiet Aircraft Technology.* Ambos estão colocados no gráfico da Figura 1.2. A principal meta do projeto *Advanced Subsonic Technology* é desenvolver tecnologias de redução de

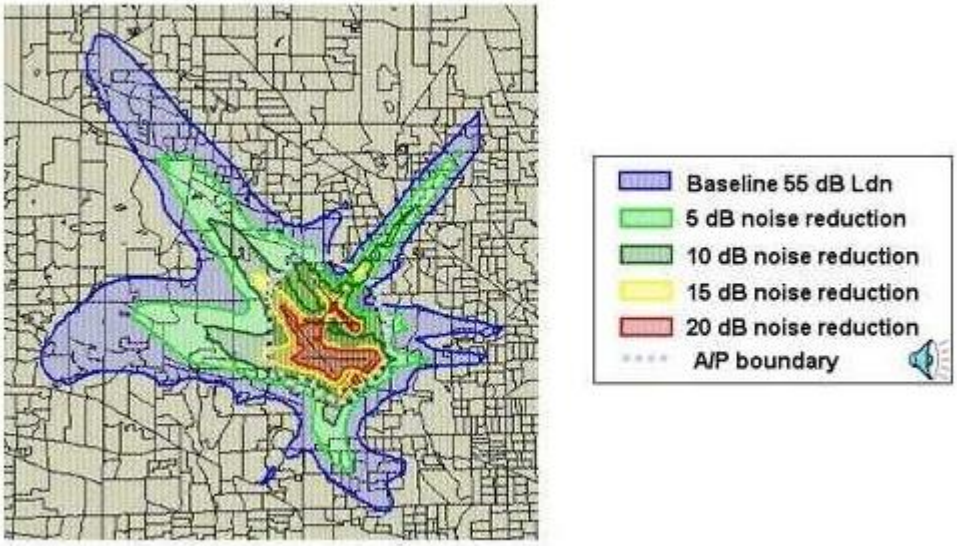

Figura 1.1: Impacto ambiental causado por reduções de 5 a 20 dB nos níveis de ruído emitido por aeronaves nos arredores de um aeroporto. Fonte: *NASA* Langley Reserach Center.

ruído de 20dB até 2020. Já a comunidade europeia se destaca por possuir o maior projeto *Silencer*, o qual envolve 51 empresas de 14 países com orçamento de mais de 110 milhões de Euros.

Já no Brasil, foi criado o projeto **Aeronave Silenciosa** que se insere no Programa de Inovação em Ciência e Tecnologia Aeroespacial (PICTA), que visa investigar soluções aprimoradas para o problema de ruído externo presente em aeronaves. O projeto tem apoio da Empresa Brasileira de Aeronáutica (EMBRAER) e da Fundação de Amparo a Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP) e faz parceria com renomadas univerdades brasileiras. O projeto Aeronave Silenciosa, busca estudar três abordagens em aeroacútica: aeroacústica computacional (foco do presente trabalho), modelos analíticos e empíricos, e ensaios em vôo e em tunel de vento.

O objetivo do presente trabalho é investigar a eficiência e precisão do programa CFD++ produzido pela *Metacomp Technologies*. Este software é um programa para simulações que envolvem soluções em mecânica dos fluicos computacional (CFD). Este programa foi adquirido pela EMBRAER, e agora está inserido como parte do projeto Aeronave Silenciosa. O desenvolvimento do trabalho foi integrado com a EMBRAER e

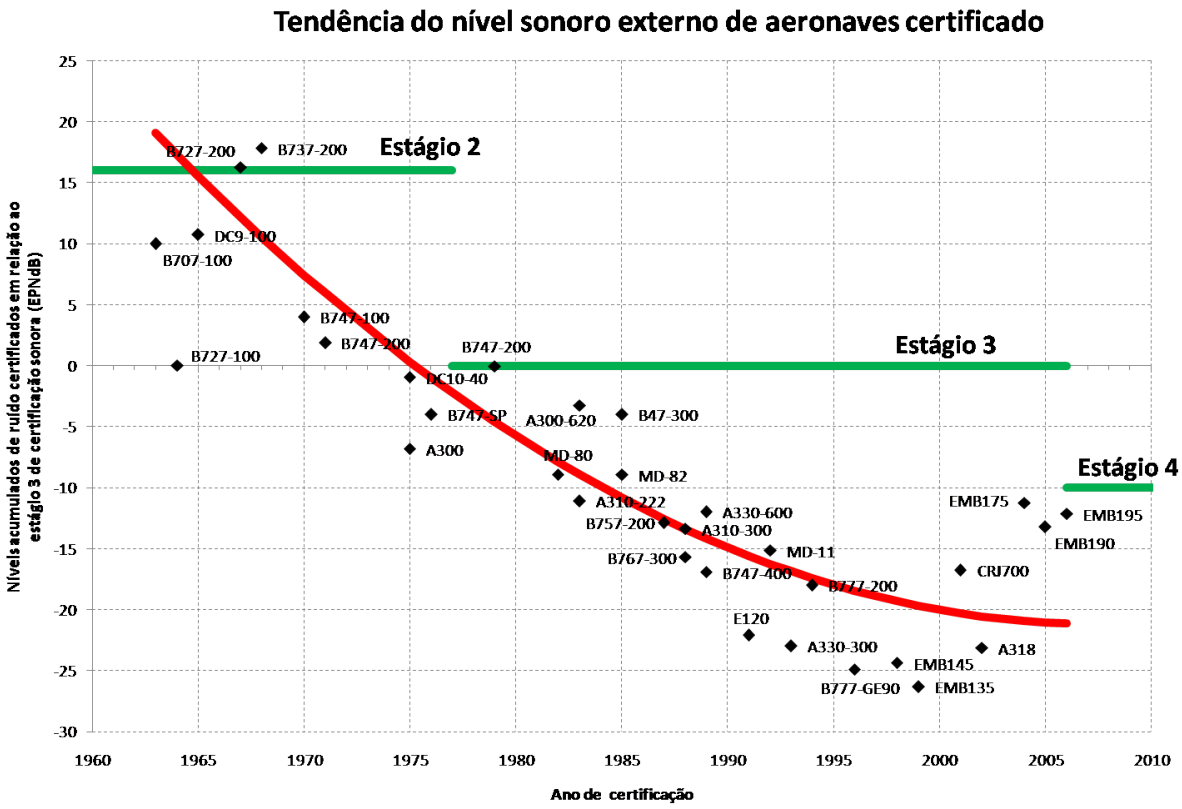

Figura 1.2: Histórico da redução dos niveis de ruído externo ao longo dos anos.

uma equipe experiente em aerodinâmica e em aeroacústica.

Para investigar a eficiência e precisão do programa CFD++, foi proposto investigar o mecanismo da geração do som no eslate, visto com detalhe na Figura 1.3, que é uma das fontes de ruído mais importantes em uma aeronave. Para este caso, o som está relacionado com a dinâmica dos vórtices que se formam na cavidade do eslate. Estes vórtices decorrem da separação da camada limite na cuspide do eslate. Esta separação dá origem a uma camada de mistura, foco do presente trabalho. A camada de mistura é um escoamento instável a pertubações infinitesimais. Neste escoamento pertubações crescem e dão origem a vórtices, como mostra a Figura 1.4.

Neste trabalho, a camada de mistura é caracterizada por um perfil de velocidade tangente hiperbólico, com condições de contorno periódicas. Houve problemas ao definir o perfil, pois o software não possibilitou colocar como condição de entrada o perfil tangente hiperbólico. Desta forma, necessitamos de criar uma solução, colocando-se dois

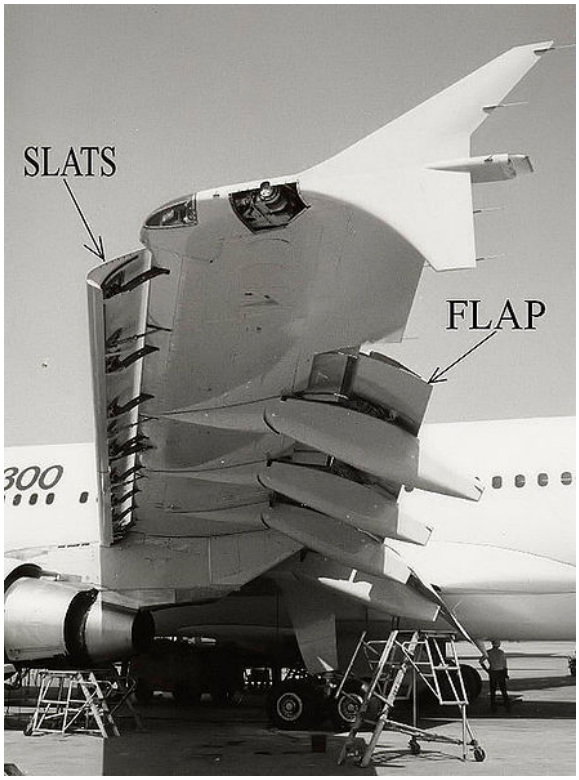

Figura 1.3: Eslate de uma aeronave em detalhe.

Figura 1.4: Camada de mistura. Fonte: Khorrami et al. (2002)

fluidos escoando com mesma direção e com sentidos contrário, desta forma tem-se o perfil de velocidade tangente hiperbólico criado por meio de blocagens, compromentando os resultados.

Capítulo
2

Revisão Bibliográfica

2.1 Ruído da cavidade do eslate

No final da década de 90 realizaram-se os primeiros ensaios aeroacústicos em túnel de vento com dispositivos hiper-sustentadores. Hayers et al. (1997) realizou estudos em modelo de escala 1/21 da asa da aeronave DC-10, enquanto, Dobrzynskia et al. (2001) estudou um modelo de escala 1/11 da asa de um A-320. Tais ensaios mostraram altos níveis de ruído produzidos pelo eslate em uma faixa de baixas frequências, seguidos por uma diminuição gradual em frequências mais altas.

Já era consensual entre os pesquisadores de aeroacústica experimental que o ruído tonal do eslate, se devia à emissão de vórtices em seu bordo de fuga enquanto que o som de natureza banda-larga era originado pela interação da camada cisalhante livre. Entranto, havia a necessidade de comprovar tais suposições. Desta maneira, realizaram-se diversas simulações computacionais do ruído produzido pelo eslate em configurações híper-sustentadoras. Khorrami et al. (2000) baseou-se no modelo experimental denominado *Energy Efficient Transport* (EET), ensaiado anteriormente por Meadows et al. (1997).

Khorrami et al. (2000) fez sua primeira simulação equacionada por *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS) 2D, em regime permanente. O modelo de turbulência usado foi o $(k-\omega)$ e a analogia acústica usada foi a de *Ffowcs-Williams e Hawkings* (FW-H) para determinar o campo aústico. A simulação mostrou a origem do ruído tonal no

bordo de fuga do eslate e obteve um valor de frequência de emissão próximo ao medido experimentalmente. No entanto, não houve concordância entre o nível de ruído simulado numericamente e o valor medido experimentalmente.

Para o estudo da camada cisalhante livre na cavidade do eslate Khorrami et al. (2002) utilizou a mesma abordagem, porém houve um grande efeito dissipativo. Em outras palavras, a camada cisalhante inicialmente amplificava estruturas de larga escala (vórtices na faixa de frequência esperada), porem os vórtices perdiam muita energia e nem mesmo conseguiam alcançar a região do *gap*. Como primeira tentativa de solução, introduziu-se na simulação uma exitação externa forçada na camada cisalhente. Desta foma, os vórtices mantiveram sua integridade e parte deles deixou a região da cavidade pelo *gap* entre o eslate e o elemento principal, como se verificava nos experimentos. No entanto, a excitação forçada influenciou também o campo acústico, quer dizer, grande parte do ruído determinado se devia exclusivamente a ela.

Então, Khorrami et al. (2004) tentou solucionar o problema de outra forma, utilizando-se *Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (URANS) 2D. O termo produtor de turbulência foi desligado na região da cavidade do eslate, reduzindo-se assim a dissipação sucessiva dos vórtices. A camada cisalhante amplificou estruturas de larga escala e estas se auto-excitaram, sem a necessidade de força externa. Como resultado de tal abordagem zonal obteve-se uma zona de recirculação na cavidade do eslate com dinâmica muito complexa, com a existência de um mecanismo de retroalimentação do escoamento como mostra a Figura 2.1 e a Figura 2.2.

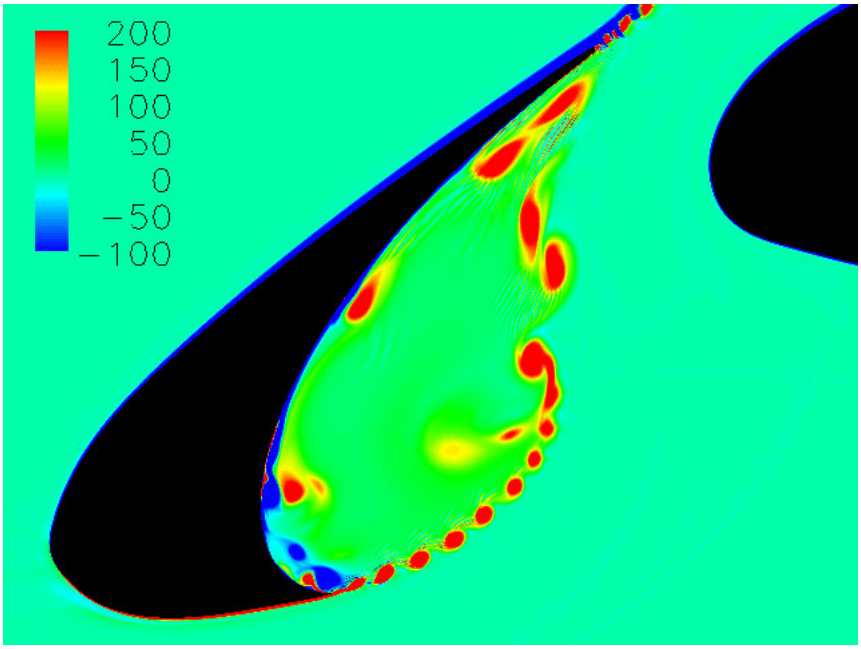

Figura 2.1: Representação da vorticidade para o início da simulação. Fonte: Khorrami et al. (2004).

Experimentos com *Particle Image Velocimetry* (PIV) realizados por Jenkins et al. (2004), feitos com os mesmo modelo nas mesmas condições, mostraram uma vorticidade menos intensa e uma zona de recirculação menos dinâmica como mostra o campo de vorticidade da Figura 2.3. Isto representava que a modelagem do escoamento na cavidade ainda não estava adequada. Assim, o próximo passo feito por Choudhari e Khorrami (2006) foi incluir efeitos tridimensionais através de uma abordagem híbrida *Large Eddy Simulation* (LES) 3D/RANS 2D. O escoamento na região da cavidade foi equacionado com LES, enquanto o restante foi computado com RANS. Quanto ao modelo de turbulência, implementou-se o *Shear Stress Transport* (SST). Tal simulação híbrida gerou resultados mais próximos aos obtidos experimentalmente com relação à vorticidade, o que evidenciou a influência das flutuações tridimensionais na dinâmica não permanente do escoamento, como mostra os campos de vorticidades da Figura 2.4 e da 2.5. Alêm disto, mostrou-se que a posição de recolamento da camada cisalhante tinha grande importância na geração de ruído.

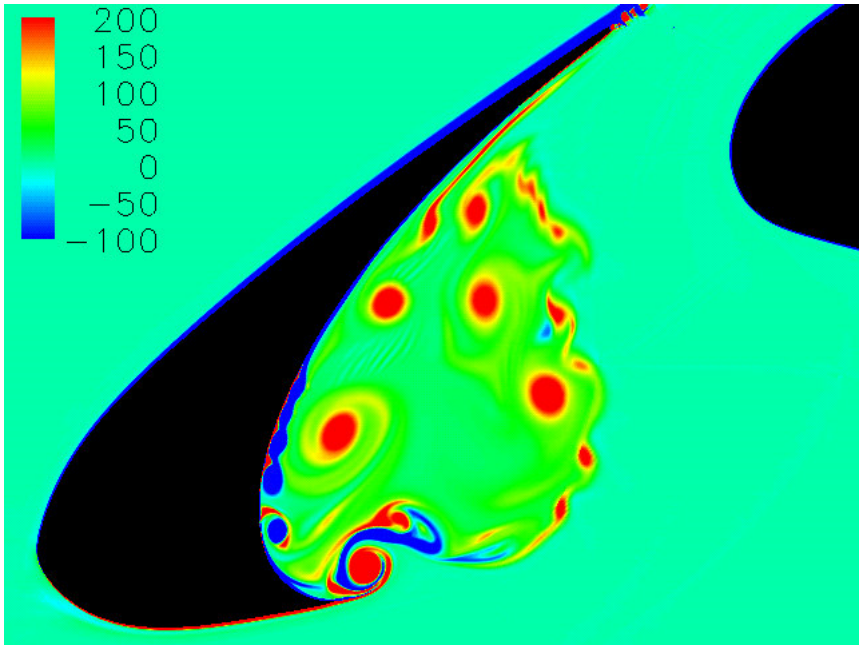

Figura 2.2: Representação da vorticidade para o final da simulação. Fonte: Khorrami et al. (2004).

Terracol et al. (2003) também encontrou pela abordagem LES/RANS a melhor maneira de fazer simulações do ruído na cavidade do eslate, neste caso, simulou o escoamento não-permanente baseado nas equações de perturbação desenvolvidas por *Labourasse* e *Sagaut*, e observou diferenças importantes quanto ao campo de escoamento médio entre as computações permanente (RANS) e zonal (LES/RANS).

Roux et al. (2003) também realizou um estudo LES/RANS e comparou seus resultados com os experimentos do modelo Europiv1, usando o modelo de turbulência ($k-\varepsilon$). Deck (2005) por sua vez, equacionou o escoamento por RANS com turbulência modelada por *Spalart-Allmaras* e depois o equacionou por LES/RANS. Os resultados de ambas as formulações foram confrontados com os dados do ensaio do modelo Europiv2. A abordagem LES/RANS, tambêm denominada *Detached-Eddy Simulation* (DES), reproduziu bem o campo de velocidades na cavidade e a geometria da zona de recirculação, quando comparada ao experimento. No entanto, os níveis de energia cinética na zona de recirculação foram subestimados.

Em suma, em relação ao confronto entre as abordagens RANS e LES/RANS, observaram-se mínimas diferenças no campo médio com relação à camada limite do elemento principal.

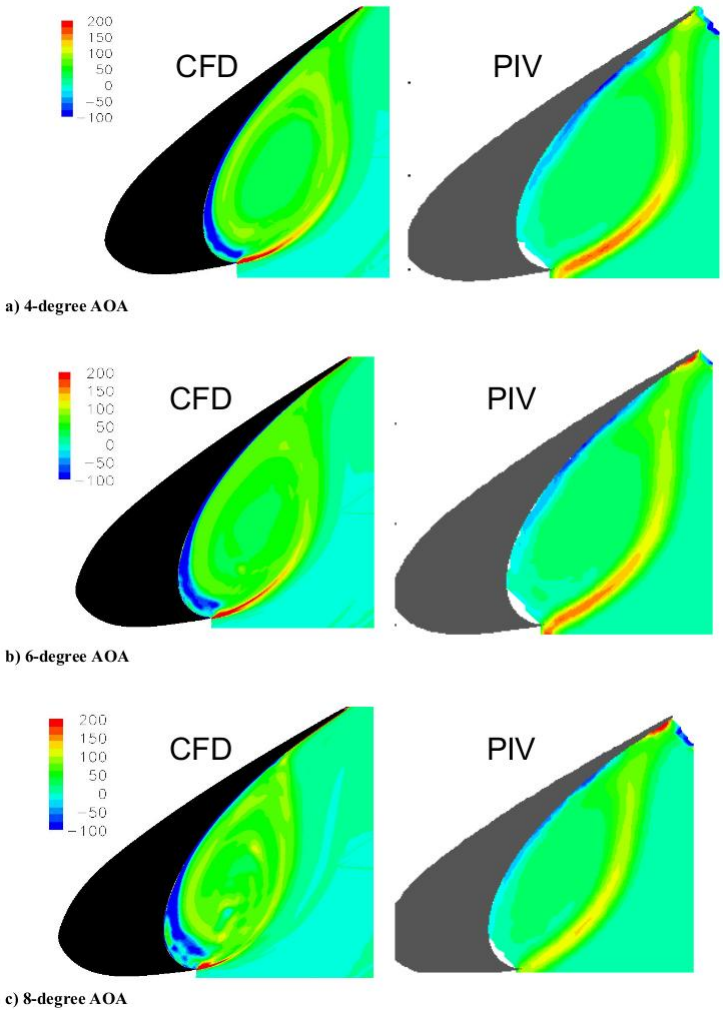

Figura 2.3: Campo de vorticidade médio. Fonte: Khorrami et al. (2004).

Por outro lado, apenas a metodologia híbrida mostrou-se capaz de reproduzir a natureza não-permanente e tridimensional do escoamento na região da cavidade. Tal natureza é representada pelos estágios de formação, distorção e emparelhamento entre vórtices, bem como pela emissão de alguns vórtices através do *gap*, enquanto outros ficam aprisionados na região da cavidade.

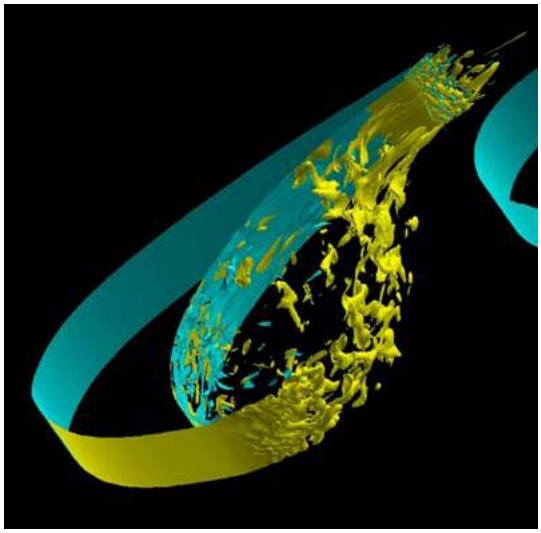

Figura 2.4: Campo de vorticidade. Fonte: Choudhari e Khorrami (2006).

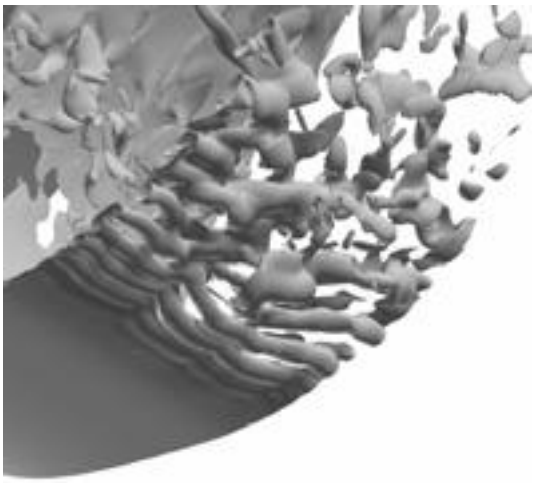

Figura 2.5: Campo de vorticidade perto da cúspide. Fonte: Choudhari e Khorrami (2006).

2.2 A camada de mistura

A transição e a turbulẽncia em escoamentos estratificados (dispostos em camadas) é um processo de fundamental importância em escoamentos geofísicos e de engenharia. Tal fenômeno tem sido pesquisado durante os últimos cento e trinta anos, do qual obtém diversas aplicações, como exemplo: aerodinâmica, geração de ruídos na cavidade de eslates e também em jatos, na combustão, em fenômenos da estratosfera e etc. A evolução deste problema é feita através de um problema padrão: **a camada de mistura**. A camada de mistura desenvolve-se na interface de duas correntes paralelas de fluidos que se movem

horizontalmente com velocidades diferentes. O perfil de velocidades do escoamento é instável a pequenas perturbações devido a presença de um ponto de inflexão (RAYLEIGH, 1880). Esta é a instabilidade primária, caracterizada pela formação de vórtices e que se denomina instabilidade de *Kelvin-Helmholtz* (K-H).

A turbulência associada à instabilidade $K-H$ é encontrada frequentemente acima da troposfera e abaixo da estratosfera (na tropopausa), como mostra a Figura 2.6.

Figura 2.6: Exemplo de camada de mistura temporal na atmosfera.

A instabilidade de Kelvin-Helmholtz também está ligada ao fenômeno de emparelhamento de vórtices, o qual apresenta aplicação no ruído aerodinâmico. Colaciti et al. (2006) diz que a dependência ocorre graças a natureza transiente e periódica dos fenômenos de instabilidade hidrodinâmica e de geração de ruído aerodinâmico. O emparelhamento de vórtices se inicia na amplificação de perturbações, culminando na formação de estruturas de tubos de vorticidade.

O emparelhamento de vórtices é um fenômeno importante tanto em jatos como na cavidade do eslate. Colonious et al. (1997) investigou a geração de ruídos aerodinâmicos em uma camada de mistura em desenvolvimento espacial.

2.2.1 Desenvolvimento temporal

A camada de mistura temporal, é periódica na direção do escoamento, ou seja, necessita-se de condições de contorno periódicas e se desenvolve no tempo, o que permite usar métodos pseudo-espectrais (CANUTO et al., 1988) em simulações numéricas diretas. A camada de mistura temporal necessita de um domínio computacional com tamanho de um a dois comprimentos de onda fundamental para representar o fenômeno físico. Essa é uma grande vantagem em relação a camada de mistura espacial, que necessita de dez a quinze comprimentos de onda para respresentar o mesmo fenômeno.

Sendo o perfil de velocidade de base uma função apenas da coordenada vertical U *(z)*, o escoamento pode ser considerado localmente paralelo pois varia pouco na direção longitudinal. A análise de modos normais pode ser empregada utilizando a teoria de estabilidade linear (CRIMINALE et al., 2003). A teoria investiga se as perturbarções são amplificadas ou amortecidas e também como a evolução dessas perturbações determina a transição do escoamento para a turbulêcia, havendo três casos possíveis.

- se a perturbação é amortecida, o escoamento é estável.

- se a perturbação é amplificada, o escoamento é instável.

- se a perturbação não varia, o escoamento é estável.

O número de onda α é definido por:

$$Ł_x = \frac{2\pi}{\alpha}, \tag{2.1}$$

Se a perturbação sobre o escoamento tem a forma:

$$\tilde{u}(x,y,t) = \hat{u}(y)e^{i(\alpha x - \omega t)}, \tag{2.2}$$

sendo i a unidade imaginária e $\hat{u}(y)$ a autofunção complexa para $\tilde{u}$. O número de onda é representado por $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ onde α_r é o número de onda da perturbação e α_i é a

taxa de amplificação espacial. A frequência é representada por $\omega = \omega_r + i\omega_i$ onde ω_r é a frequência da perturbação e ω_i é a taxa de amplificação temporal. A velocidade de grupo pode ser descrita como $c_g = \partial\omega/\partial\alpha$.

Um resumo de classifição de instabilidade pode ser visto a seguir:

- **Análise espacial**

  $\alpha_i < 0 \Longrightarrow$ amplitude crescente na direção $x \longrightarrow$ instável.

  $\alpha_i > 0 \Longrightarrow$ amplitude decrescente na direção $x \longrightarrow$ estável.

  $\alpha_i = 0 \Longrightarrow$ amplitude constante na direção $x \longrightarrow$ estabilidade neutra.

- **Análise temporal**

  $\omega_i < 0 \Longrightarrow$ amplitude decrescente no tempo $\longrightarrow$ estável.

  $\omega_i > 0 \Longrightarrow$ amplitude crescente no tempo $\longrightarrow$ instável.

  $\omega_i = 0 \Longrightarrow$ amplitude constante no tempo $\longrightarrow$ estabilidade neutra.

No presente estudo o escoamento de base é paralelo, α pertence aos números reais e ω os números complexos, tendo também uma condição de periodicidade da direção longitudinal x, o que permite estudar uma camada de mistura temporal de um escoamento estratificado.

2.2.2 Instabilidade hidrodinâmica da camada de mistura

Michalke (1964) aplicou a teoria temporal de instabilidade para a camada cisalhante com o perfil de velocidade tangente hiperbólico dado por:

$$U(y) = 0,5[1 + tanh(y)]. \tag{2.3}$$

Notou-se que a teoria da instabilidade temporal assume o desenvolvimento no tempo, enquanto o melhor caso da camada cisalhante a perturbação crescia no espaço. Esta oberservação estimulou a teoria de instabilidade espacial, segundo o qual, o número de onda α é assumido como sendo complexo e o produto do número de onda α com o autovalor λ é um número real.

Além dos turbilhões de *Kelvin-Helmholtz* (K-H), alguns trabalhos colocaram em evidência a existência de instabilidade secundárias (PIERREHUMBERT; WIDNALL, 1882), (COMTE et al., 1992). Pierrehumbert e Widnall (1882), classificou dois tipos de instabilidade secundária: a sub-harmônica que é responsável pelo emparelhamento bi-dimensional de vórtices e pelo emparelhamento-helicoidal; e a translativa que não causa emparelhamento.

A instabilidade sub-harmônica acontece para escoamentos 2D e também pode ocorrer para escoamentos 3D, enquanto que a instabilidade translativa ocorre somente para escoamentos 3D. Apesar de não haver simulações 3D no presente trabalho elas são de grande importância para trabalhos futuros. Germanos e Medeiros (2008) reproduziram através de simulação numérica direta as equações de Navier-Stokes, dois tipos de instabilidade tridimensionais: o modo translativo, mostrado na Figura 2.7 e o modo helicoidal na Figura 2.8.

Pierrehumbert e Widnall (1882) e Comte et al. (1992) estudaram também o emparelhamento 3D, o qual ocorre graças às distorções dos turbilhões de $K-H$, que culminam em emparelhamentos alternados em uma sequência de fase ao longo da direção transversal de maneira periódica. Pierrehumbert e Widnall (1882) e Comte et al. (1992), afirmam

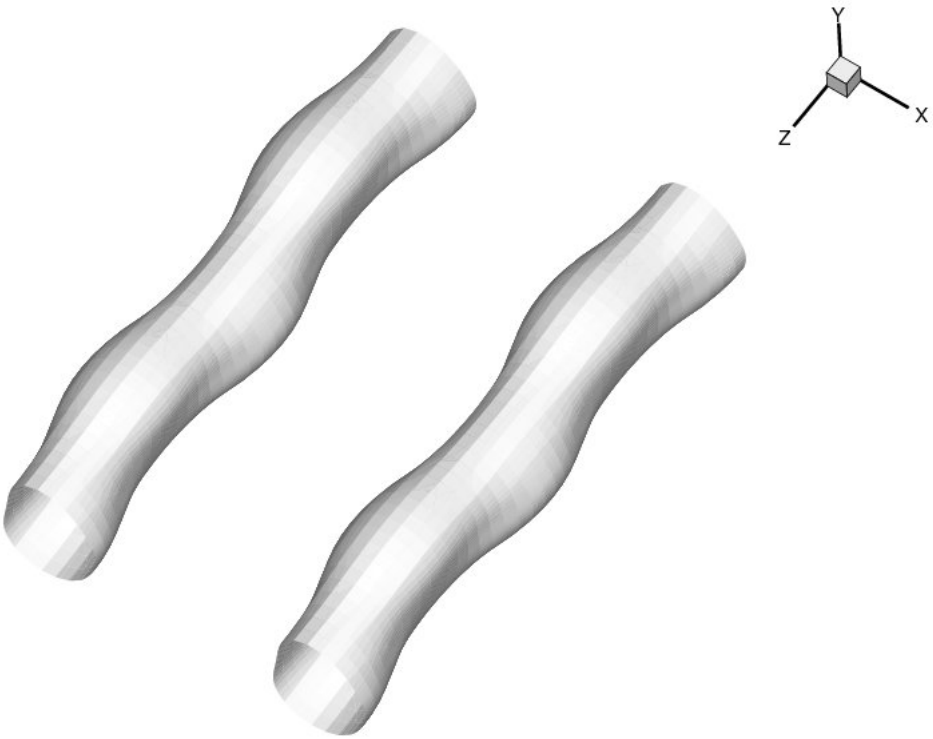

Figura 2.7: Campo de vorticidade médio. Modo translativo da instabilidade secundária tri-dimensional. Fonte: Germanos e Medeiros (2008).

também que a instabilidade secundária do tipo translativa, possui um espectro de banda larga que apresenta uma grande taxa de crescimento para perturbações tansversais com pequenos comprimentos de onda, dizendo que a maior taxa de amplificação ocorre para o comprimento de onda igual dois terços do comprimento de onda na direção longitudinal do escoamento.

Em camadas de mistura compressíveis existem também duas correntes com números de Mach característicos. O parâmetro representativo é denominado número de Mach convectivo (PAPAMOSCHOU; ROSHKO, 1988), que é uma combinação dos números de Mach das duas correntes. Experimentos mostram que este parâmetro caracteriza corretamente o escoamento para Ma<0,6. Estas experiências mostram também o efeito de diminuição da taxa de crescimento das perturbações com o aumento do número de Mach. Simulações de estabilidade linear de Sandham e Reynolds (1991) mostram que, para número de Mach convectivo superior a 0,6, é maior a amplificação dos modos oblíquos em

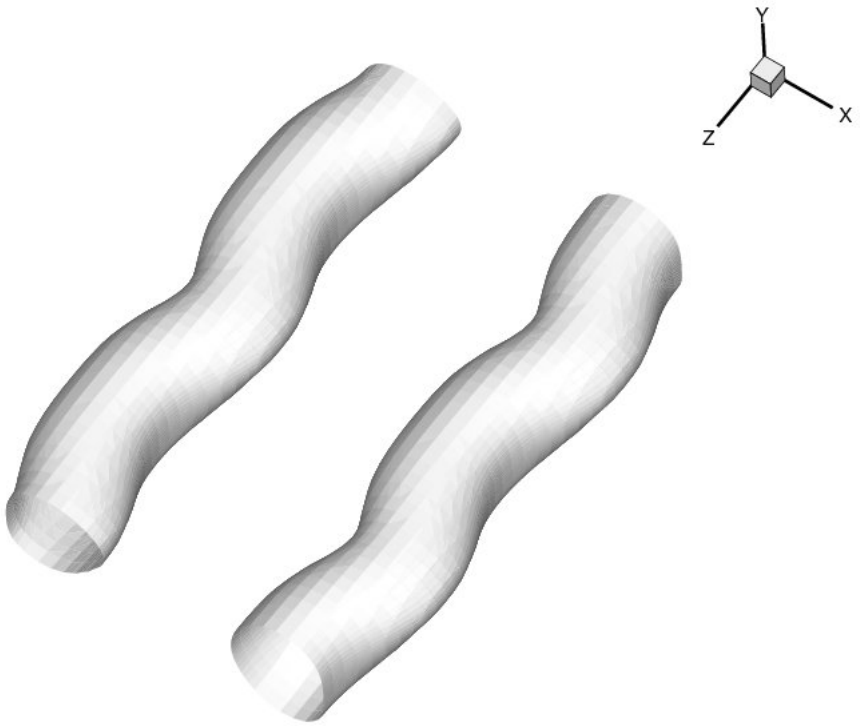

Figura 2.8: Modo helicoidal da instabilidade secundária tri-dimensional. Fonte: Germanos e Medeiros (2008).

relação aos modos bi-dimensionais.

Capítulo
3

Metodologia

3.1 Modelo Físico

Entre as várias fontes sonoras do eslate (cavidade, esteira e ressonância), a mais importante está relacionada com a dinâmica dos vórtices na cavidade do eslate (emparelhamento, choque de vórtices com superfície, estiramento de vórtices no *gap* entre o eslate e elemento principal, etc). Portanto é necessário resolver com precisão esta dinâmica ou pelo menos estimar o nível de erro associado a recursos disponíveis como exemplo, capacidade de processamento, memória, tempo.

Para determinar o número de pontos necessários para simular um vórtice a forma mais barata, sistemática e precisa é através do uso de casos simplificados. O caso mais simples que possui tais requisitos do fenômeno de formação de vórtices na cavidade do eslate é a **camada de mistura**.

Para o presente estudo, o camada de mistura usa um perfil de velocidade tangente hiperbólico por ser uma boa aproximação da solução exata que é encontrada na literatura. O perfil de velocidade tangente hiperbólico da camada de mistura sobre a cavidade do eslate, pode ser visto na Figura 3.1.

Como não foi possível especificar a condição inicial no software CFD++ que correspondia a um perfil de velocidade tangente hiperbólico, através de um arquivo de entrada, foi necessário adotar uma estratégia específica para gerar este perfil.

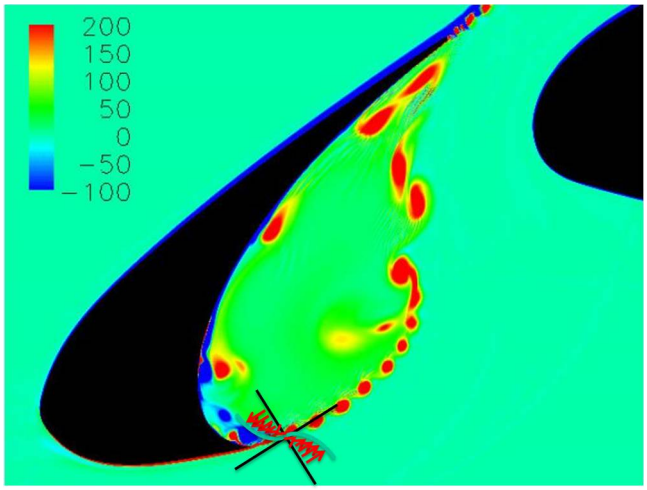

Figura 3.1: Perfil de velocidade tangente hiperbólico para a geração da camada de mistura na cavidade do eslate.

1 - A condição inicial foi estabelecida por um degrau a partir de blocagens, como mostra a Figura 3.2.

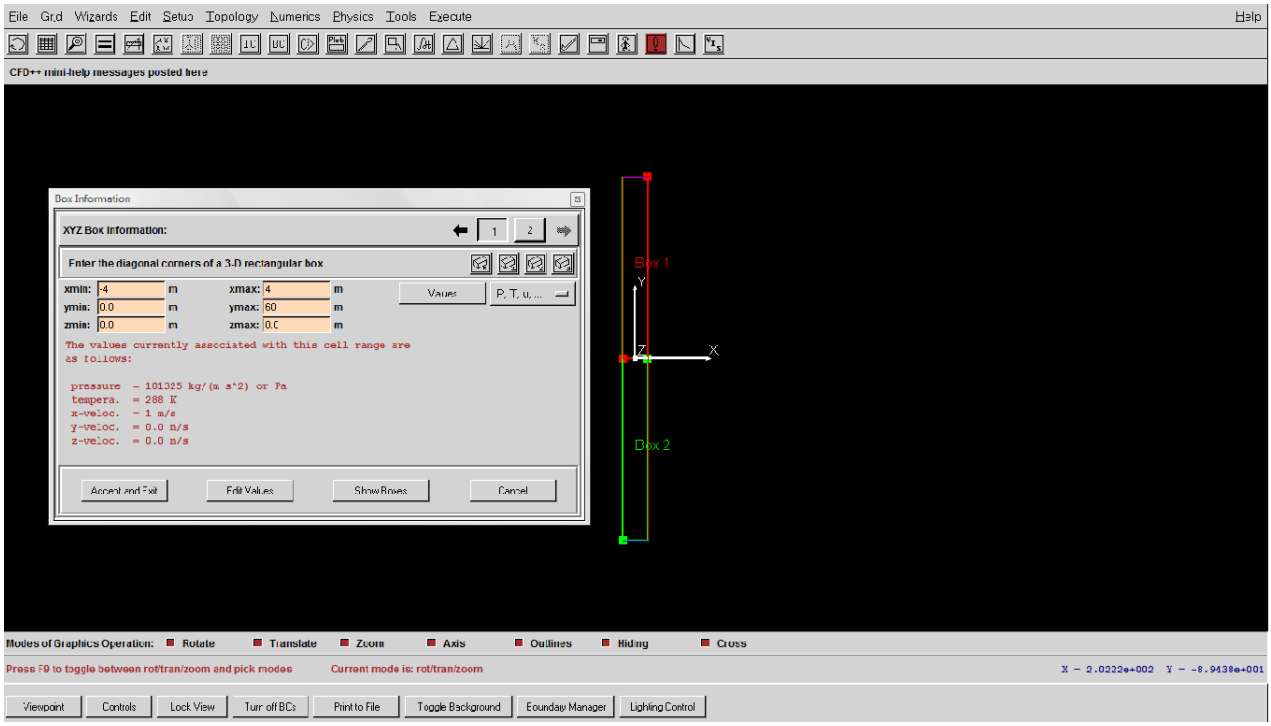

Figura 3.2: Condição inicial estabelida a partir de blocagens.

2 - No início da simulação, foi colocado um Re baixo para poder acelerar a formação e evitar a instabilidade (geração de vórtices), neste estágio é necessário somente ter o perfil

base de velocidade.

3 - Aumento do Re para promover a instabilidade e também para o perfil de velocidade não alargar.

Um modelo para o perfil de velocidade que foi criado por blocagens pode ser visto na Figura 3.3.

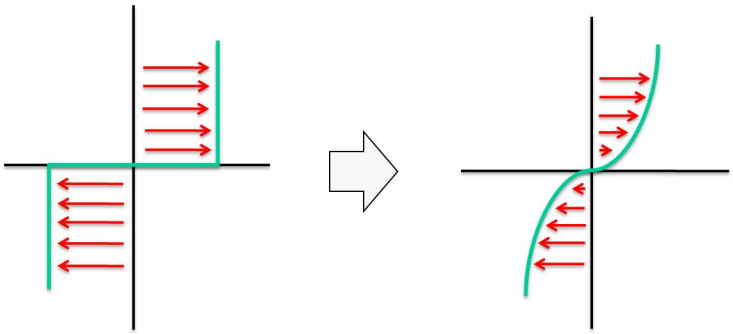

Figura 3.3: Perfil de velocidade tangente hiperbólico para a geração da camada de mistura na cavidade do eslate.

O perfil da camada de mistura é dado por:

$$U_{cm}(y) = U_{cm_\infty} \tanh(\frac{2y}{\delta_{\omega_0}}), \tag{3.1}$$

onde o índice *cm* indica camada de mistura. O perfil está adimensionalizado pela espessura de vorticidade que é definida por

$$\delta_{\omega_0} = c\frac{M_1 - M_2}{|dU_{cm}/dy|_{max}},$$

onde

$$\frac{dU_{cm}}{dy} = c(M_1 - M_2)\left[1 - \tanh(2y)\right],$$

sendo c a velocidade do som, M_1 e M_2 representam o Mach do escoamento médio temporal na parte superior $(y > 0)$ e na parte inferior $(y < 0)$, respectivamente.

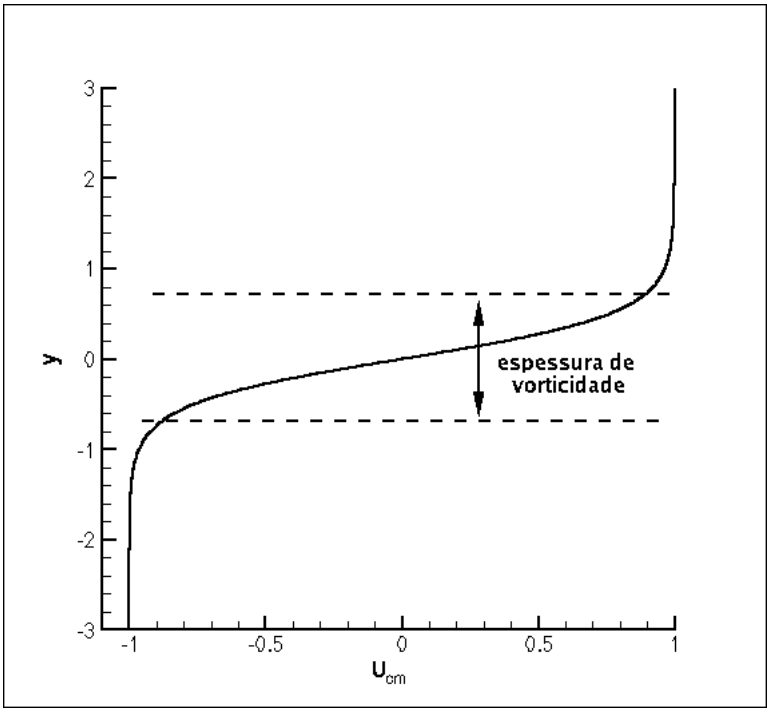

Figura 3.4: Perfil da camada de mistura.

A seguir temos o perfil de velocidade tangente hiperbólico que foi criado. Os fluxos estão na mesma direção porém com sentidos contrários, as velocidade são 1 m/s e -1 m/s e o comportamento do perfil tangente hiperbólica é sobre todo o comprimento X . A Figura 3.6 mostra que o perfil tangente hiperbólico se mantem por um longo tempo de simulação alargando somente a partir de 140s como mostra a Figura 3.7.

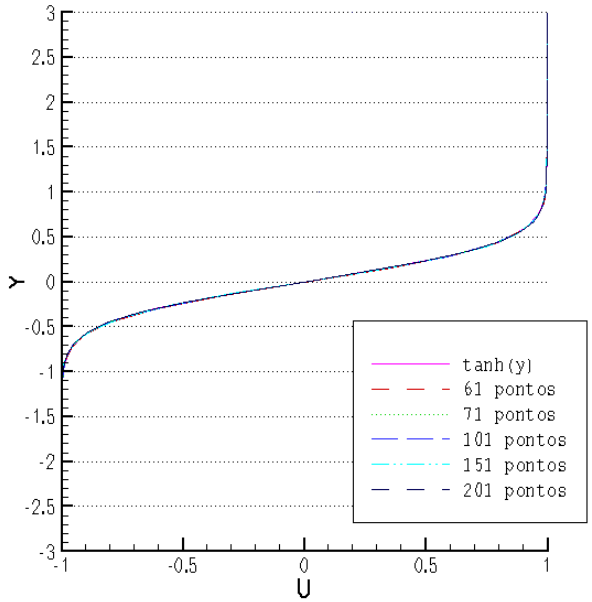

Figura 3.5: Perfil da camada de mistura para diferentes malhas.

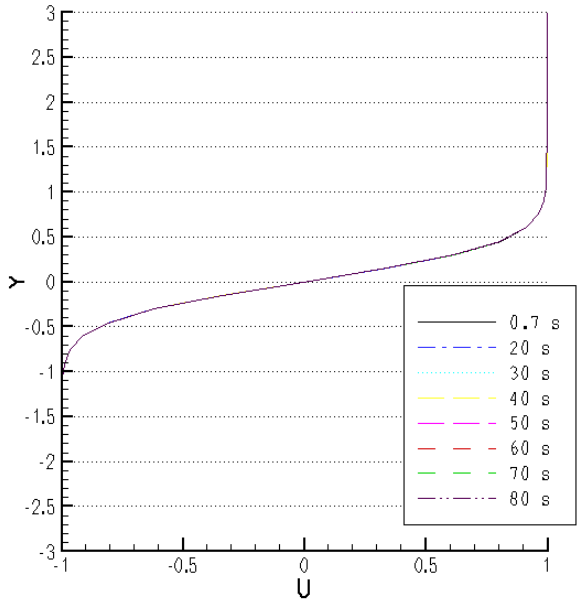

Figura 3.6: Perfil de velocidade tangente hiperbólico ao longo do tempo.

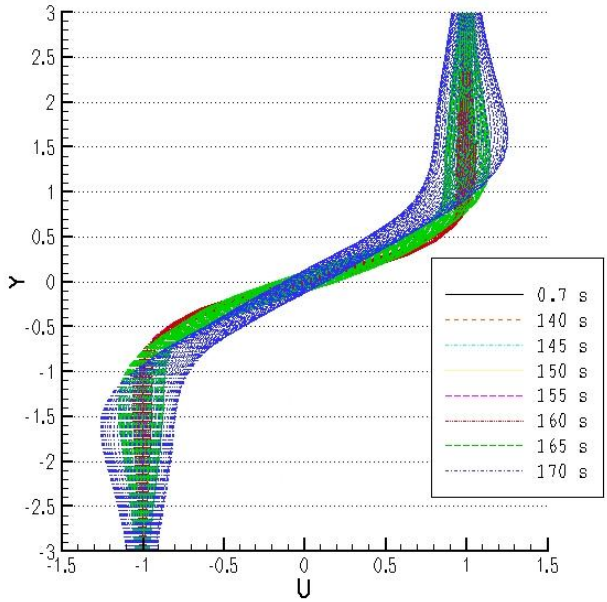

Figura 3.7: Deformação do perfil de velocidade tangente hiperbólico ao longo do tempo.

3.2 Formulação das Equações de Navier-Stokes Compressíveis/Euler

As equações tridimensionais de Navier-Stokes, podem ser escritas como:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial (F_1 + G_1)}{\partial x} + \frac{\partial (F_2 + G_2)}{\partial y} + \frac{\partial (F_3 + G_3)}{\partial z} = \dot{S}. \tag{3.2}$$

Para um fluido invíscido, a equação de Euler é dada por:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_1}{\partial x} + \frac{\partial F_2}{\partial y} + \frac{\partial F_3}{\partial z} = \dot{S}. \tag{3.3}$$

Onde Q é a variável dependente; F1, F2 e F3 são os vetores de fluxo invíscido; G1, G2 e G3 são os vetores de fluxo viscoso e $\dot{S}$ é o termo fonte dos vetores. Estes são dados como:

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} E \\ \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \end{pmatrix} \mathbf{F_1} = \begin{pmatrix} (E+p)u \\ \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho v u \\ \rho w u \end{pmatrix} \mathbf{F_2} = \begin{pmatrix} (E+p)v \\ \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ \rho w v \end{pmatrix} \mathbf{F_3} = \begin{pmatrix} (E+p)w \\ \rho w \\ \rho u w \\ \rho v w \\ \rho w^2 + p \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G_1} = \begin{pmatrix} \dot{q}_x - u\tau_{xx} - v\tau_{xy} - w\tau_{xz} \\ 0 \\ -\tau_{xx} \\ -\tau_{xy} \\ -\tau_{xz} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G_2} = \begin{pmatrix} \dot{q}_y - u\tau_{yx} - v\tau_{yy} - w\tau_{yz} \\ 0 \\ -\tau_{yx} \\ -\tau_{yy} \\ -\tau_{yz} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G_3} = \begin{pmatrix} \dot{q}_z - u\tau_{zx} - v\tau_{zy} - w\tau_{zz} \\ 0 \\ -\tau_{zx} \\ -\tau_{zy} \\ -\tau_{zz} \end{pmatrix},$$

onde E é a energia total, ρ é a densidade , p é pressão e u v e w são as componentes de velocidade e x y e z as respectivas direções.

Para um fluido newtoniano, os tensores são linearmente relacionados:

$$\tau_{xx} = 2\mu\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu\Phi, \tag{3.4}$$

$$\tau_{yy} = 2\mu\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu\Phi, \tag{3.5}$$

$$\tau_{zz} = 2\mu\frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3}\mu\Phi, \tag{3.6}$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu\left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x}\right), \tag{3.7}$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu\left(\frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x}\right), \tag{3.8}$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right), \tag{3.9}$$

onde ν é o coeficiente de viscosidade, e Φ é a dilatação dada por:

$$\Phi = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}. \tag{3.10}$$

Pela lei da condução de Fourier, podemos escrever:

$$\dot{q}_x = -k \frac{\partial T}{\partial x}, \tag{3.11}$$

$$\dot{q}_y = -k \frac{\partial T}{\partial y}, \tag{3.12}$$

$$\dot{q}_z = -k \frac{\partial T}{\partial z}. \tag{3.13}$$

Além disso, considera-se a equação do gás ideal como sendo

$$p = \rho R T. \tag{3.14}$$

E a energia total é dada por:

$$E = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2), \tag{3.15}$$

onde:

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v}, \tag{3.16}$$

$$R = C_p - C_v. \tag{3.17}$$

3.3 Condições Iniciais

A condição inicial empregada para a camada de mistura foi o perfil de base velocidade tangente hiperbólico, a qual foi criado por meio de blocagem, além do ruído numérico que é causado pelo próprio software.

Para as simulações apresentadas neste trabalho, temos como grandezas físicas, a pressão $p = 101325kg/ms^2$, temperatura $T = 288K$, constante universal dos gases $R = 287m^2/s^2$, viscosidade de referência $\sigma = 0,1kg/ms$ para acelerar a formação dos vórtices evitando a instabilidade, e $\sigma = 1e-5kg/ms$ para promover a instabilidade e também para o perfil de velocidade não se deformar, velocidade dos fluidos $V_1 = 1m/s$ e $V_2 = -1m/s$ e o domínio em x periódico de tamanho $L_x = 2\pi/\alpha$.

Foi colocada periodicidade como condição de interface na direção longitudinal, e nas paredes que são perpendiculares a direção longitudinal foram usadas condições de parede.

3.4 Integração Temporal

O CFD + + fornece uma variedade de métodos de integração no tempo que podem ser selecionados através do menu *Numerics -> Time Integration.* A grande quantidade de controle e flexibilidade que um usuário tem em relação ao método integração em grande parte reflete o fato de que nenhum método de integração temporal é ideal em todas as situações. Em particular métodos numéricos precisos dependentes do tempo, são geralmente ineficientes quando utilizados para resolver problemas de estado estacionário, enquanto que os métodos numéricos mais rápidos para resolver problemas de estado estacionário são geralmente imprecisos ou não físicos, quando aplicado diretamente aos fluxos transientes. O CFD + +, tem vários esquemas numéricos e várias opções auxiliares para controlar avanço no tempo da solução. Os métodos disponíveis são as seguintes:

1 - De primeira ordem explícito - *forward Euler.*

2 - De segunda ordem explícito - Runge-Kutta.

3 - *Multi-stage* segunda ordem explícito - Runge-Kutta.

4 - De quarta ordem explícito - Runge-Kutta.

5 - Implícito - *backward Euler*.

Esquemas implícitos estão disponíveis com vários opcionais de *multi-grid acceleration* e *dual time-stepping*. Antes de considerar estas opções, algumas das principais diferenças entre os esquemas explícitos e implícitos são discutidos.

3.4.1 Tempo de Integração Explícito versus Tempo de Integração Implícito

Uma das diferenças mais significativas entre os métodos acima esta na escolha da integração explícita versus implícita. Vamos supor que o nosso sistema de equações pode ser escrito em alguma forma semi-discreto, em que todos os processos físicos, tem sido descrito por dados de um certo nível de tempo e todos esses termos então agrupados, denotado *Right-Hand Side* (RHS). Uma integração explícita destas equações implica que o RHS é discretizado utilizando dados conhecidos, U^n:

$$\frac{\partial U}{\partial t} = RHS^n, \tag{3.18}$$

Para um método explícito, os dados necessários já são conhecidos, por exemplo:

$$\frac{U^{n+1} - U^n}{\Delta t} = RHS^n, \tag{3.19}$$

A equação 3.45 representa o simples *forward Euler* em regime explícito. Normalmente, esquemas explícitos são limitados a pequenos passos de tempo devido a considerações de estabilidade. Para problemas de convecção, o passo do tempo é geralmente necessário ser pequeno o suficiente para impedir uma onda viaje para fora da malha. Isto pode ser extremamente restrito. A adição de difusão e termos fonte podem limitar ainda mais essa condição.

O esquema implícito, o qual foi utilizado no presente trabalho, implica uma discretização dos RHS com base no tempo avançada, U^{n+1}:

$$\frac{U^{n+1} - U^n}{\Delta t} = RHS^{n+1}, \tag{3.20}$$

O RHS^{n+1}, pode ser linearizado sobre a atual (conhecido) nível de tempo, resultando em um sistema de equações lineares de U, ou melhor, seu incremento:

$$\frac{U^{n+1} - U^n}{\Delta t} = RHS^n + \left(\frac{\partial RHS}{\partial U}\right)^n (U^{n+1} - U^n), \tag{3.21}$$

$$\frac{\delta U}{\Delta t} = RHS^n + \left(\frac{\partial RHS}{\partial U}\right)^n \delta U, \tag{3.22}$$

$$\delta U = U^{n+1} - U^n. \tag{3.23}$$

A solução deste sistema resulta em um esquema linear numérico com propriedades de estabilidade muito melhor do que qualquer esquema explícito. Teoricamente, esquemas implícitos são estáveis para qualquer passo no tempo, embora na prática os efeitos não lineares, muitas vezes impede a utilização de passos de tempo muito grandes, pelo menos nos estágios iniciais de um cálculo. Quando os transientes se dissipam é possível aumentar o tamanho no passo de tempo. O CFD++ é responsável por isto aumentando o número *Courant-Friedrichs-Lewy* (CFL) gradualmente ao lango de vários passos.

Para ambos os métodos explícito e implícito, o usuário pode prescrever um passo de tempo fixo ou um CFL fixo. O CLF diz que a onda viajará em todo o espaçamento da malha em um determinado espaço de tempo. Normalmente, esquemas explícito se tornam instáveis a CFL muito acima da unidade (este limite se torna mais rigoroso em duas ou três dimensões). O CFL no CFD + + pode ser definido globalmente (em todas as células) ou localmente, de modo que cada célula opere em algum fator multiplicado pelo seu valor máximo (determinado explicitamente) no passo de tempo. Se o passo de

tempo é especificado em termos do CFL, isso também pode ser aumentado gradualmente ao longo das iterações.

3.4.2 Passo Duplo no Tempo para Simulações Instáveis

Ambos esquemas explícitos e implícitos podem ser usados para estados estacionários (*Steady-State*) ou para tempo-dependente (*Time-Dependent*). O método mais simples, é o dependentes no tempo através de esquema explícito com o Passo de Tempo Global. O esquema de passo duplo no tempo são construindo anexando um pseudo-tempo derivado, através de um passo de tempo falso, $\Delta\tau$.

$$\frac{\delta U}{\Delta\tau} + \frac{\delta U}{\Delta t} = RHS^n + \left(\frac{\partial RHS}{\partial U}\right)^n \delta U. \tag{3.24}$$

Isto pode ser reorganizado para o seguinte sistema de equações lineares para o incremento de U ao longo do pseudo-tempo:

$$\left[\frac{M}{\Delta\tau} + \frac{I}{\Delta t} - \left(\frac{\partial RHS}{\partial U}\right)^*\right] \delta U^* = RHS^* - \frac{U^* - U^n}{\Delta t}, \tag{3.25}$$

$$\delta U^* = U^{**} - U^*. \tag{3.26}$$

No início da etapa de tempo físico, U^* é definido como $U^n x U^*$ e então ele é atualizado iterativamente para U^{**} através do passo de tempo interno, $\Delta\tau$. O estado U^{**} é atingido no final do passo de tempo interno (local) $\Delta\tau$ e na convergência das iterações internas,$U^{**} = U$. Neste ponto, as iterações internas são interrompidas e U^{n+1} é definido como igual a U^{**}. O passo falso de tempo, $\Delta\tau$, pode ser variado localmente e $\mathbf{M}$ representa a matriz de pré-condicionamento. Na convergência, o pseudo-tempo derivado desaparece e a solução representa um avanço através do passo de tempo físico, Δt. Uma vez que a escolha do pseudo-tempo derivado seja zero (ou alguma tolerância pequena), não tem efeito sobre a solução física transiente, qualquer mecânismo de aceleração de convergência pode ser empregado nas iterações internas, incluindo o passo de tempo local, pré-condicionamento

em tempo-derivativo.

3.4.3 Funções de passos de tempo do CFD++

O Software CFD++ apresenta para simulações transientes de tempo de integração três funções: *Global Time Step Size*, *Max. Of Internal (local) Iter.Per Global Step* e *Global Step Internal Iter. Ternination Criterion*, as quais, se relacionam entre si.

A primeira função, *Global Time Step Size*, é o passo no tempo real usado, dado em segundos. O segunda função, *Max. Of Internal (local) Iter.Per Global Step*, é o número de iterações por passo de tempo, esta função está relacionada com *Dual Time Step* (DTS). O DTS, é dividido em duas etapas, a primeria delas é composta por passos de tempo físico, e a segunda ocorre dentro de cada passo no tempo físico, como mostrado na subsessão 3.4.2. Finalmente, a terceira função, *Global Step Internal Iter. Termination Criterion*, diz que podemos usar o valor da queda do resíduo. No presente trabalho, foi utilizado como primeiro parâmetro $0.01s$, segundo parâmetro 50 e terceiro parâmetro 0.001. O segundo e terceiro parâmetro foram escolhidos para que o passo no tempo convergisse pelo resíduo e não pela subiteração.

3.5 Volumes finitos

Vários métodos numéricos podem utilizar as equações de Navier-Stokes discretizadas por volumes finitos. Pode se obter uma discretização de segunda ordem no tempo, utilizada no presente estudo, pela integração da equação de momento entre os instantes de tempo t_{n+1} - $\frac{\Delta t}{2}$ e t_{n+1} + $\frac{\Delta t}{2}$, e aproximar:

$$\left.\frac{\partial V}{\partial t}\right|^{n+1} = \frac{3V^{n+1} - 4V^n + V^{n-1}}{2\Delta t} + O(\Delta t)^2. \tag{3.27}$$

O resutado é o método implícito de $O(\Delta t)^2$:

$$\frac{3V^{n+1} - 4V^n + V^{n-1}}{2\Delta t} + O(\Delta t)^2 = \frac{1}{\nu} F^{n+1}, \tag{3.28}$$

em que F representa os termos convectivos, viscosos e de pressão das equações de momento, e ν o volume de controle.

3.6 Estiramento da malha

Visando uma alta resolução da vorticidade (onde os comprimentos característicos do fenômeno são relativamente pequenos) e um custo computacional otimizado, empregou-se malha uniforme na direção de cisalhamento x e estiramento na direção y. Malhas com estiramento podem ser vistas na Figura 3.8. Sabe-se que malhas estiradas, quanto maior o nível de estiramento da malha maiores serão os erros nas bordas do domínio e menores seram na região de aglomeração dos pontos (centro da malha). Anderson (1990), diz que o estiramento da malha seja sempre menor que $1,4$. As malhas que foram realizadas neste projeto obedecem tal sugestão.

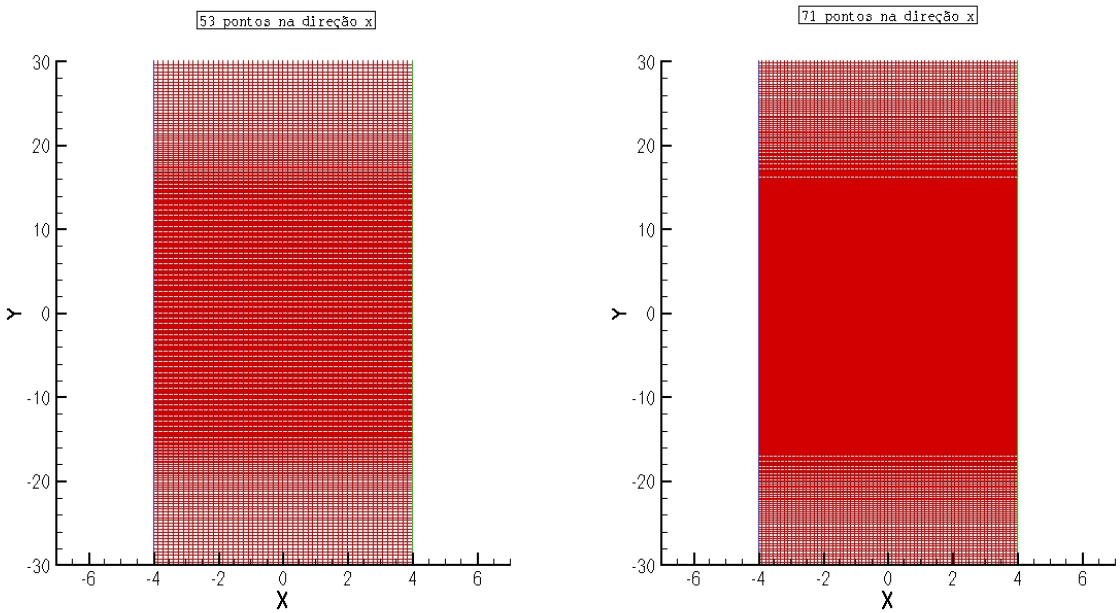

Figura 3.8: Malhas com estiramento em y.

O tamanho do domínio em L_x esta relacionado com o número de onda α, como segue a equação abaixo, já o valor do domínio em L_y é igual a 120:

$$L_x = \frac{2\pi}{\alpha}. \tag{3.29}$$

Capítulo

4

Testes e Verificações

Como o objetivo do estudo é testar o software CFD++ com eficiência e precisão, foram realizados testes e verificações para a convergência no tempo (onde foi testado também a queda do resíduo) e convergência de malha. Um dos pricipais problemas enfrentados, foi exportar os resultados do CFD++ para algum programa que obtivesse informações quantitivas, pois o CFD++ não exporta dados de uma linha direta, e também ao criar uma tabela com valores (como exemplo, exportar um arquivo no formato ASCII), há uma desordem nos valores, desta maneira é ruim tratar os dados como sendo quantitativos.

4.1 Convergência no Tempo

Este teste é de extrema importância para trabalhos que envolvem simulações numéricas (em particular CFD). Ao mudar o passo no tempo e deixando todos os outros paramentros iguais, podemos dizer se a solução física converge no tempo. As Figuras 4.1 e 4.2 mostram o resultado para uma mesma malha com 101 x 759, o Δt para cada simulação é 0,05, 0,01, 0,0075 e 0,005, a subiteração igual a 50 e o resíduo igual a 0,001 em comparação com o valor teórico (CRIMINALE et al., 2003). Na Figura 4.1 temos o tempo não normalizado, mostrando que a amplificação ocorre para tempos diferentes. Já a Figura 4.2 mostra o tempo normalizado (é o tempo o qual pegasse o menor tempo físico da simulação e tira este mesmo tempo tornando-o zero e os seguintes tempos subtraindo o menor tempo físico), para haver comparação com os dados teóricos.

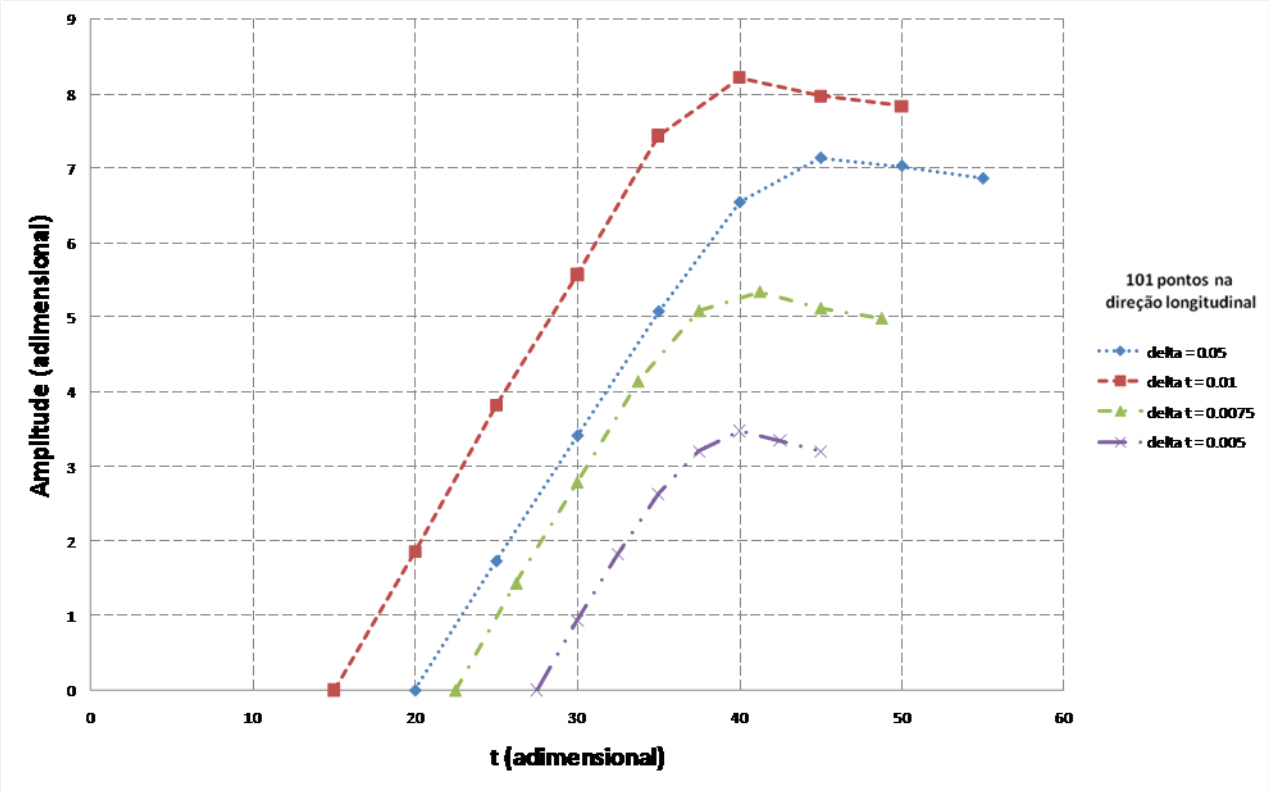

Figura 4.1: Convêrngia no tempo para os seguintes Δt: 0,01, 0,0075 e 0,005 não normalizados.

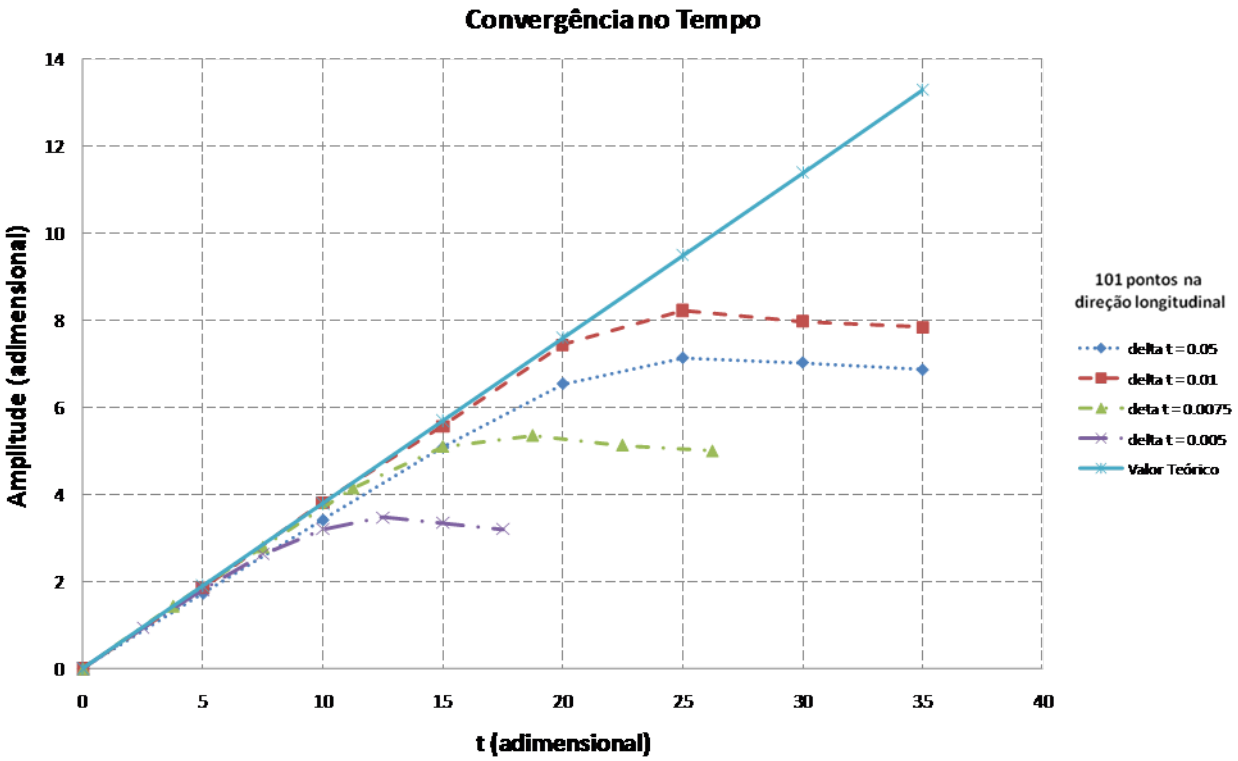

Figura 4.2: Convêrngia no tempo para os seguintes Δt: 0,01, 0,0075 e 0,005 normalizados.

Abaixo, o desenvolvimento da série temporal para o Δt igual a 0,01:

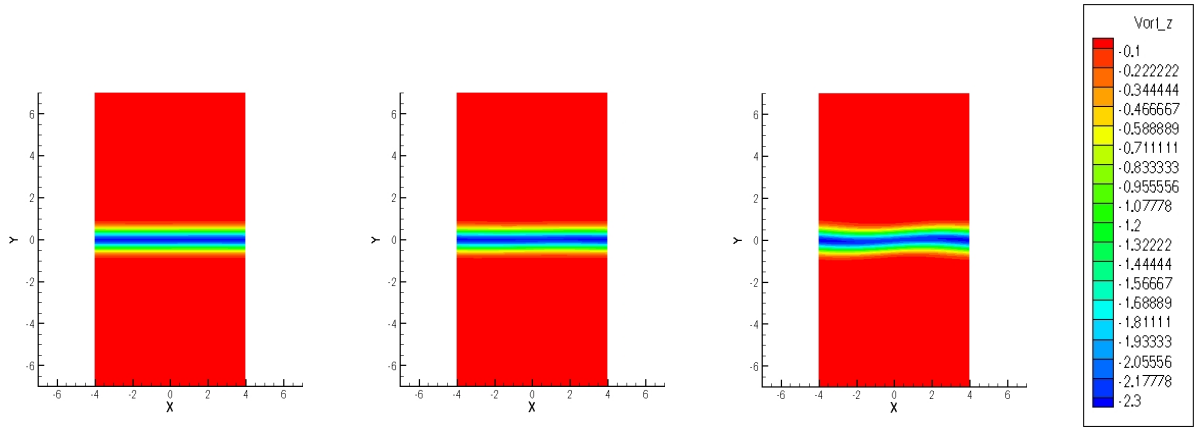

Figura 4.3: Campo de vorticidade para Δt igual a 0,01. A sequência corresponde aos tempos adimensionais $t = 20, 25$, e 30.

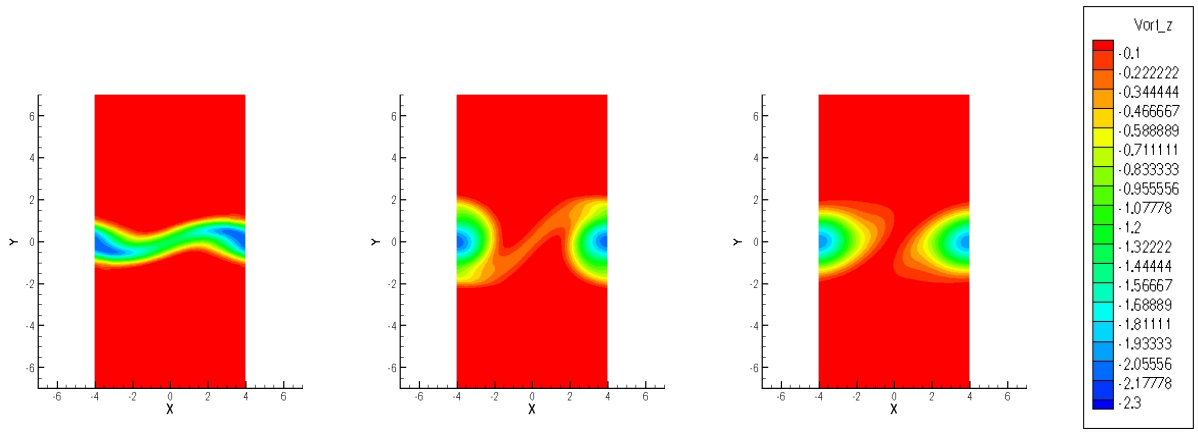

Figura 4.4: Campo de vorticidade para Δt igual a 0,01. A sequência corresponde aos tempos adimensionais $t = 35, 40$, e 45.

Abaixo os contornos para o Δt: 0,05, 0,01, 0,0075 e 0,005 com os respectivos tempos 40, 35, 33, e 35 para mostrar que houve convergência no tempo.

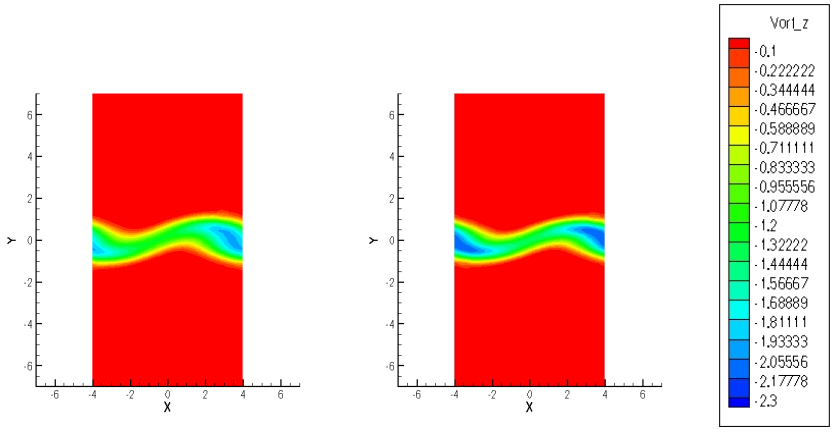

Figura 4.5: Contornos para Δt iguais a 0,05 e 0,01, os contornos correspondem respectivamente aos tempos adimensionais t=35, e 40.

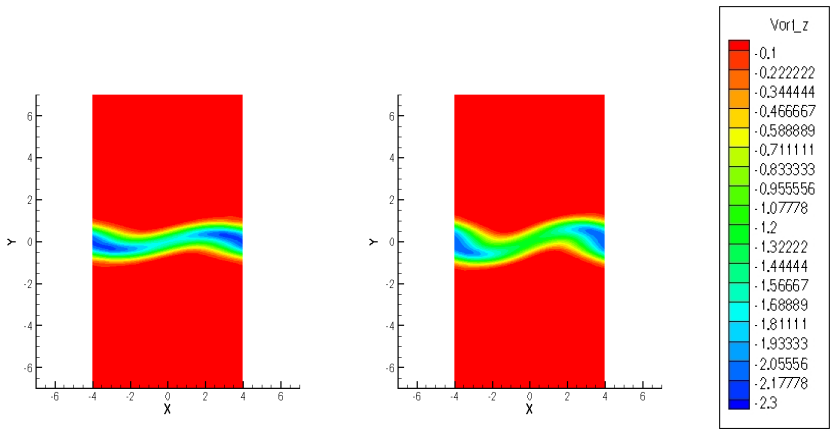

Figura 4.6: Contornos para Δt iguais a 0,0075 e 0,005, os contornos correspondem respectivamente aos tempos adimensionais t=33 e 35.

Apesar de os tempos físicos não serem exatamente iguais, nota-se que houve convergência no tempo afinal as estruturas criadas são praticamente idênticas.

4.2 Convergência do Passo de Tempo do Método Implícito

Para análise desta secção foi colocado os paramêtros: subiteração 50, isto significa que é o número máximo de iterações para convergir no passo de integração, e o valores adotados para o resíduos foram de 0,01, 0,005 e 0,001. As Figuras 4.9, 4.8 e 4.7 mostram a queda dos respectivos resíduos.

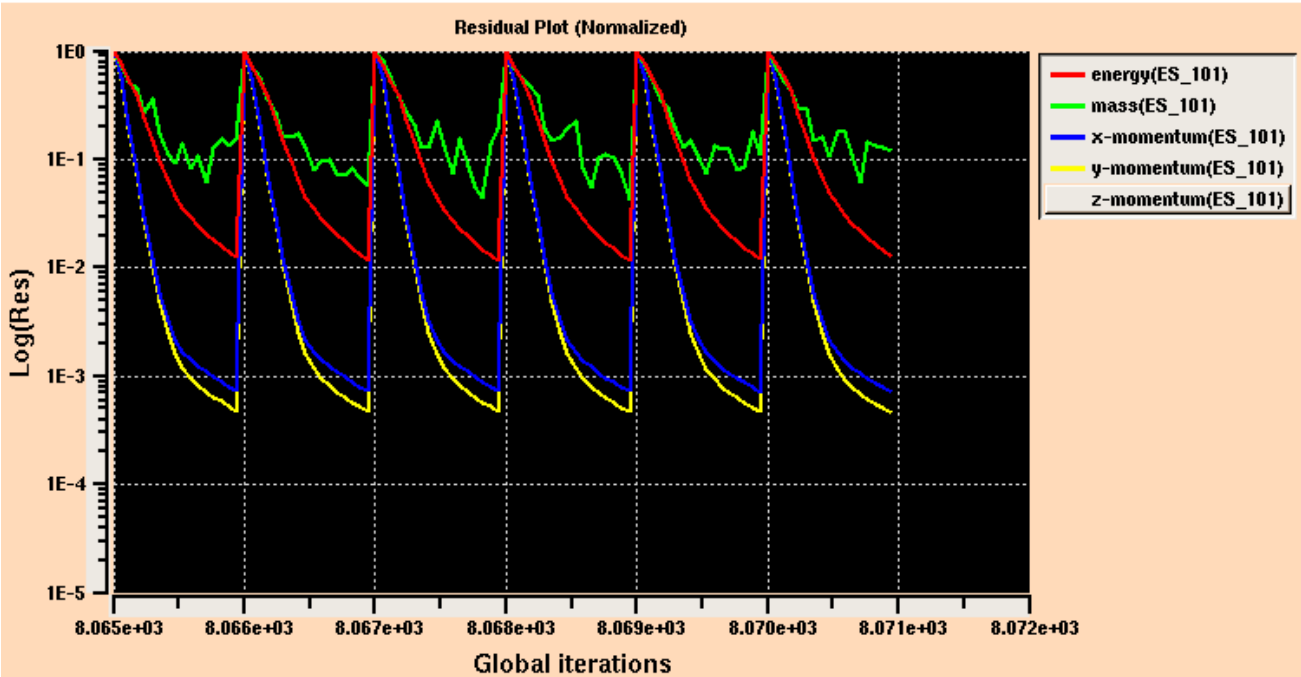

Figura 4.7: Decaimento do resíduo: 0,01.

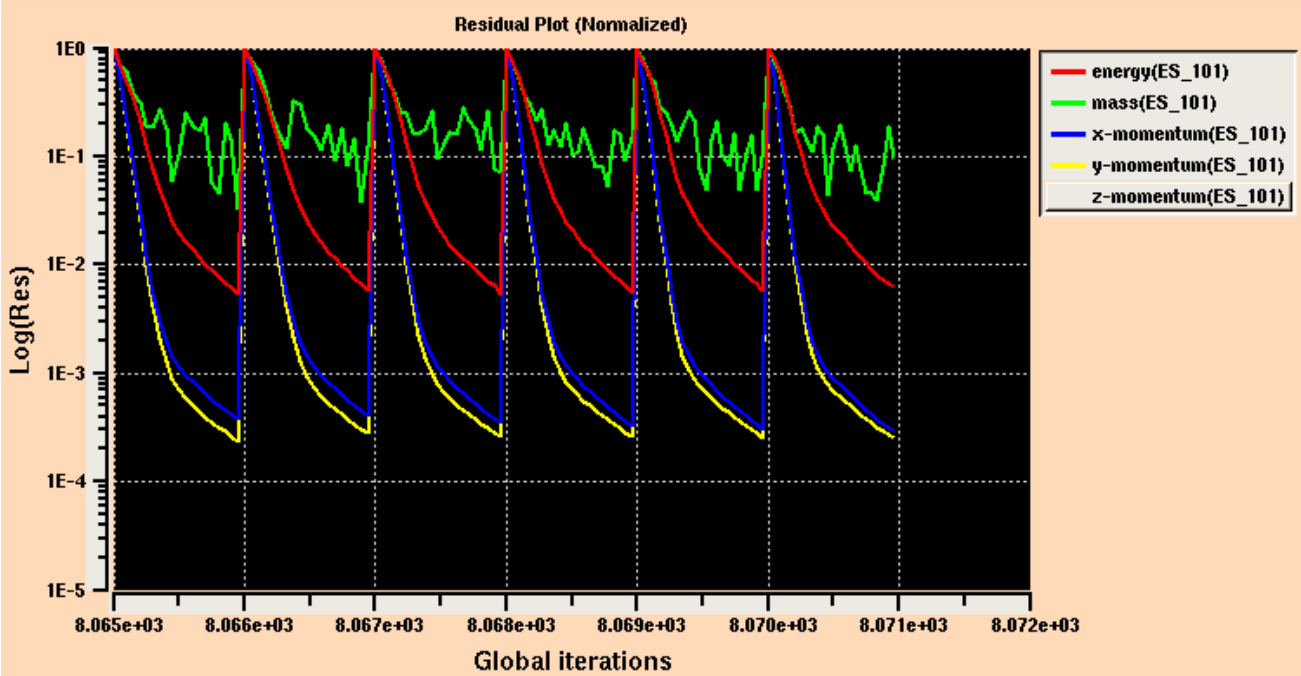

Figura 4.8: Decaimento do resíduo: 0,005.

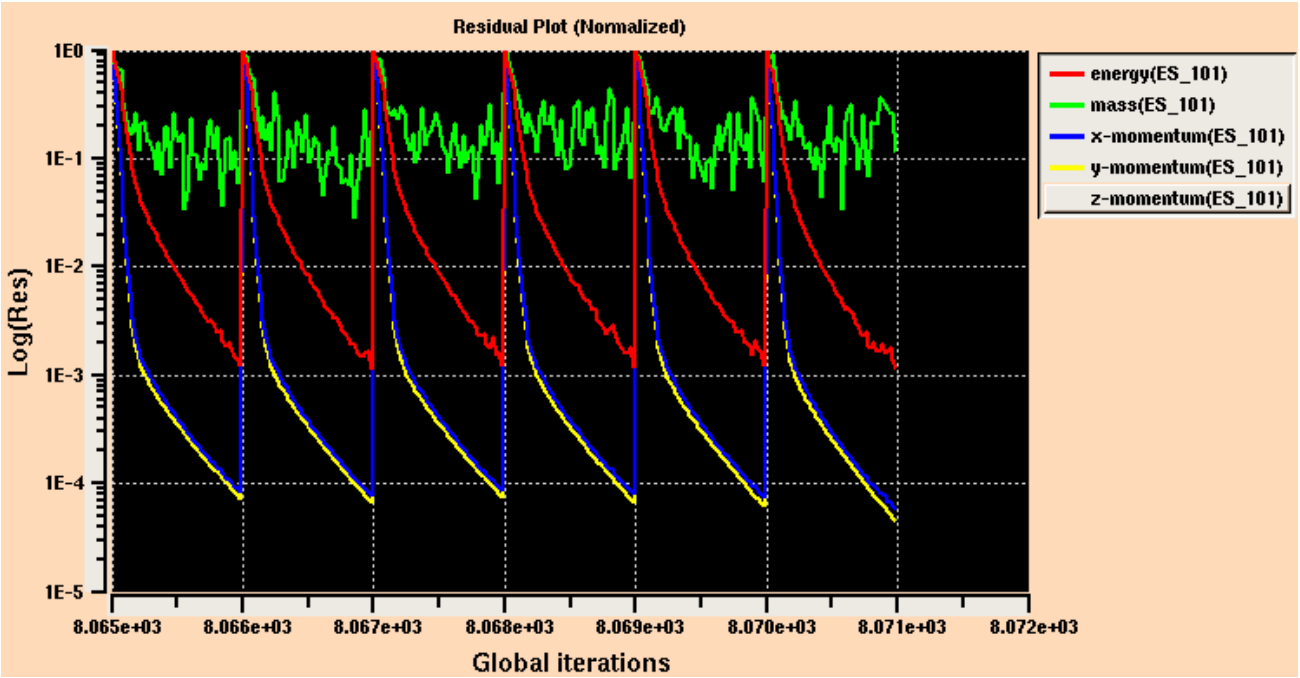

Figura 4.9: Decaimento do resíduo: 0,001.

A Figura 4.10 mostra como a taxa de amplificação varia com a tolerância do resíduo. Os valores 0,005 e 0,001 demostram que a simulação depende somente do resíduo para

poder convergir e não do subpasso de tempo.

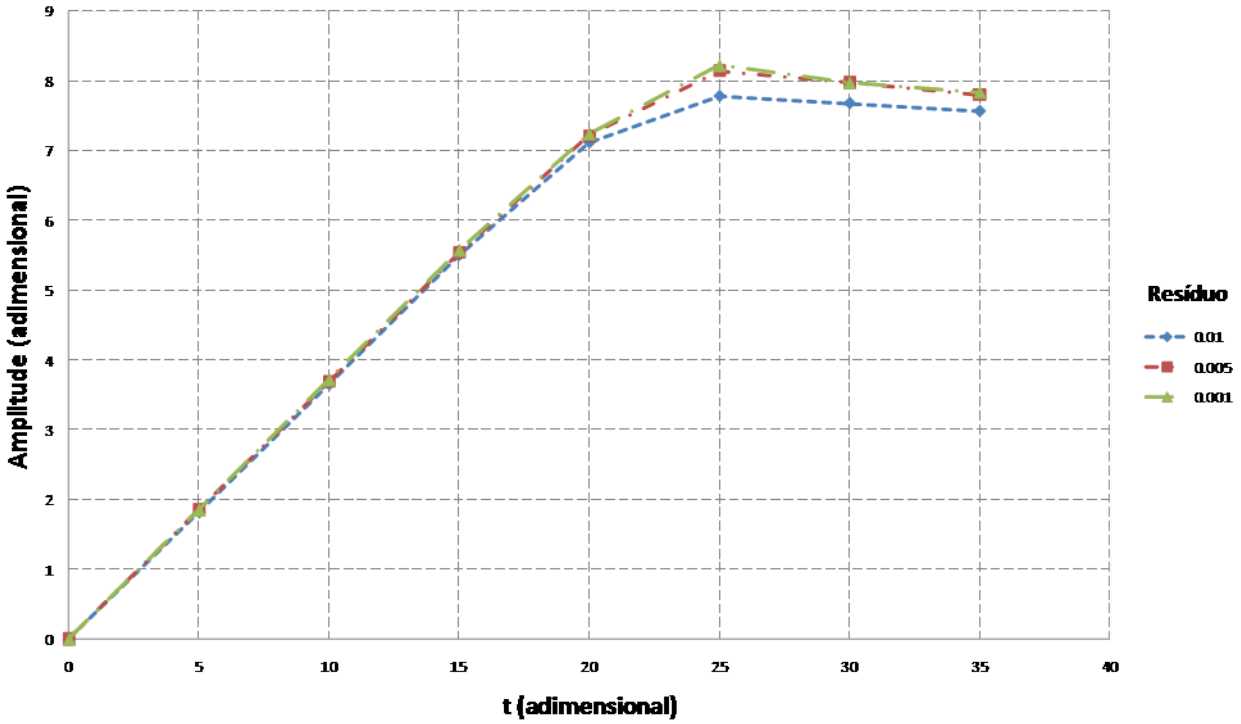

Figura 4.10: Taxa de amplicação para os respectivos resíduos: 0,01, 0,005 e 0,001.

4.3 Convergência de Malha

A covergência de malha refere se a quantidade de pontos em um modelo numérico para garantir que os resulados de uma análise não seja afetados pela alteração do tamanho da malha. No presente estudo, foram realizados testes de convergência de malha para uma camada de mistura em desenvolvimento temporal. Como o objetivo do estudo é testar o software CFD++ com eficiência e precisão, foi realizado simulações numéricas transientes e periódicas. Desta forma foi criado uma camada de mistura por meio de blocagens para demostrar se o CFD++ reproduz a instabilidade linear.

4.3.1 Estudo da resolução necessária para a simulação de um vórtice na camada de mistura, para α igual a 0.78

Foram realizados teste de convergência de malha para quantificar o número de pontos necessários para criar uma estrutura vortical. (KHORRAMI et al., 2002) diz que para simular corretamente um vórtice são necessários 40 pontos ao longo da direção longitudinal. Então foram criadas as seguintes malhas cartesianas para tentar dizer quantos pontos é necessário para a formação do vórtice: Malha 1 -> 21 x 159; Malha 2 -> 41 x 311; Malha 3 -> 51 x 383; Malha 4 -> 53 x 399; Malha 5 -> 55 x 413; Malha 6 -> 57 x 425; Malha 7 -> 59 x 441; Malha 8 -> 61 x 457; Malha 9 -> 71 x 531; Malha 10 -> 101 x 759; Malha 11 -> 151 x 1131 e Malha 12 -> 201 x 1505.

O resultado para a convergência, com o comprimento de onda α igual a $0,78$, segue na Figura 4.11.

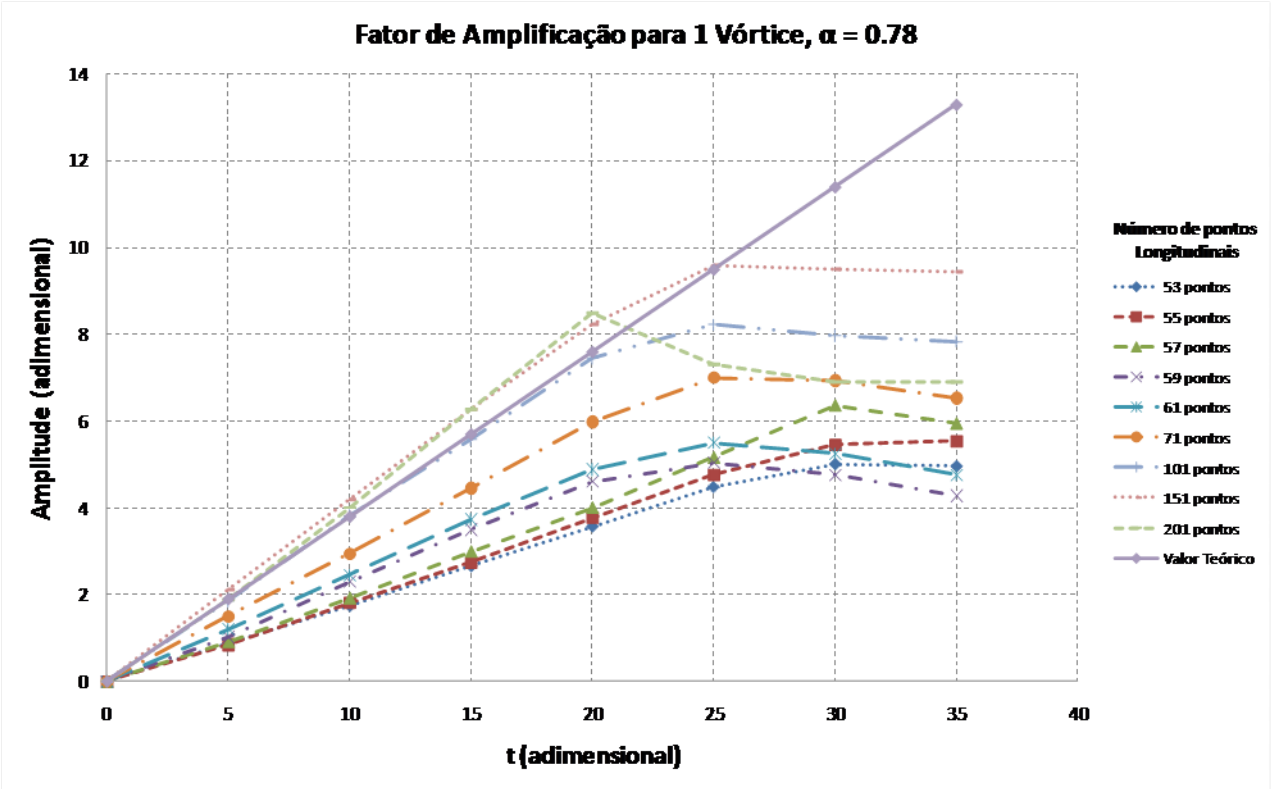

Figura 4.11: Teste de convergência para um vórtice, α igual a $0,78$.

As Malhas 1, 2 e 3 foram descartadas pelo fato de não haver amplificação das estrutu-

ras. A partir da Malha 4 houve amplificação e também formação das estrururas vorticais, havendo um bom número em comparação com (KHORRAMI et al., 2002). Abaixo estão as evoluções temporais para as malhas 10 e 11 para poder ter a análise da teoria da instabilidade hidrodinâmica, todos os contornos apresentam as mesmas legendas com os mesmos níveis para a comparação. O Δt para cada simulação foi igual a $0,01s$, a subiteração 50, e o resíduo $0,001$, lembrando que, para haver uma análise precisa para uma simulação transiente, não há sentido interromper a convergência do subpasso devido a um número limite de subiterações e sim deixar a iteração convergir com a queda do resíduo.

Abaixo está a série temporal para a Malha 10 -> 101 x 759 e para a Malha 11 -> 151 x 1131

- Malha 10 -> 101 x 759:

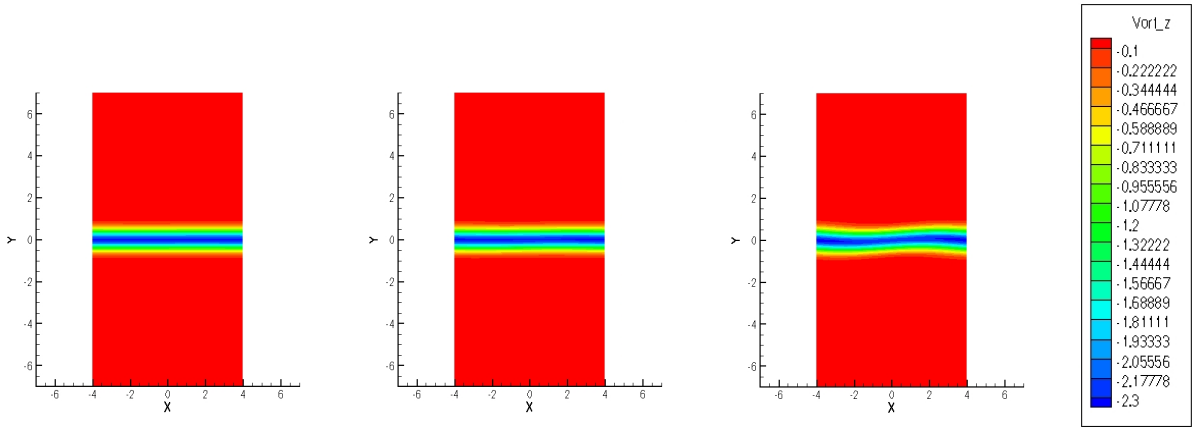

Figura 4.12: Campo de vorticidade para a Malha 10. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=20, 25, e 30.

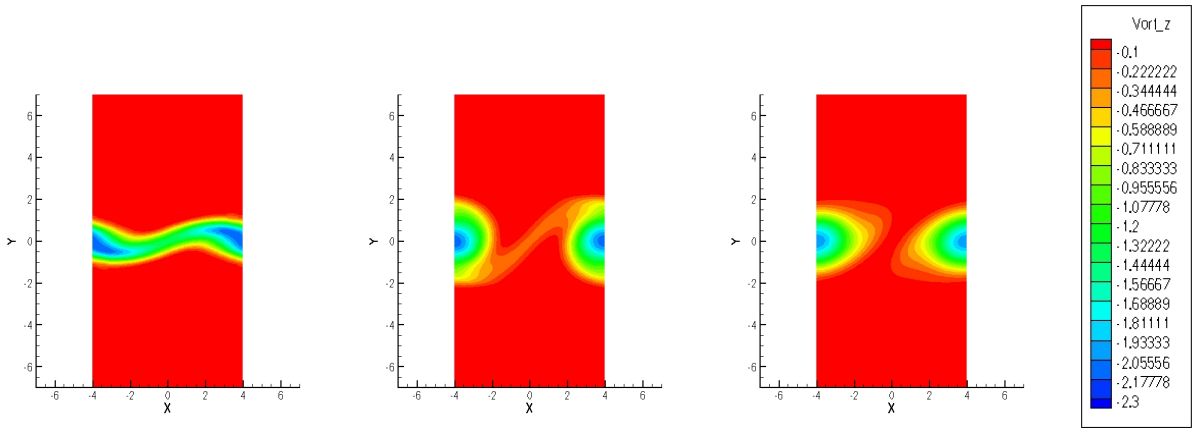

Figura 4.13: Campo de vorticidade para a Malha 10. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=35, 40, e 45.

- Malha 11 -> 151 x 1131:

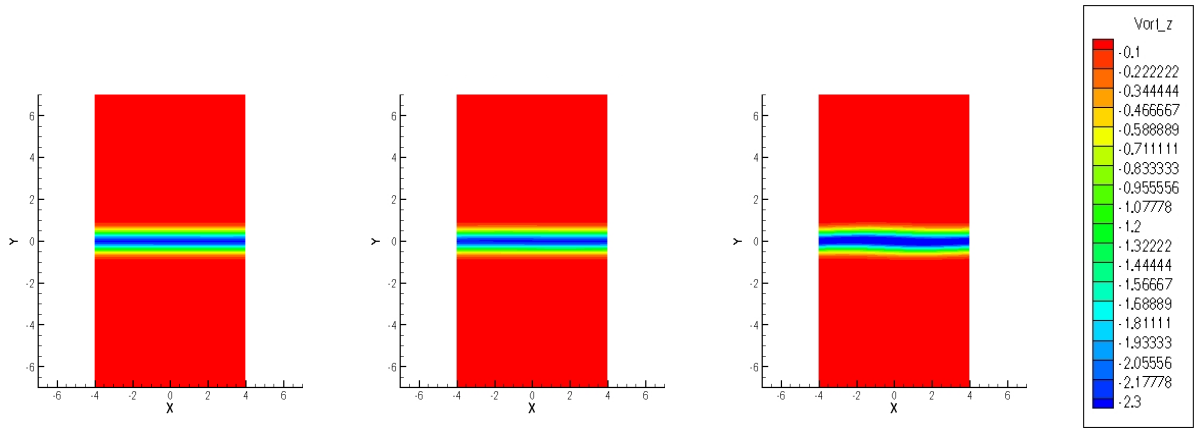

Figura 4.14: Campo de vorticidade para a Malha 11. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=15, 20, e 25.

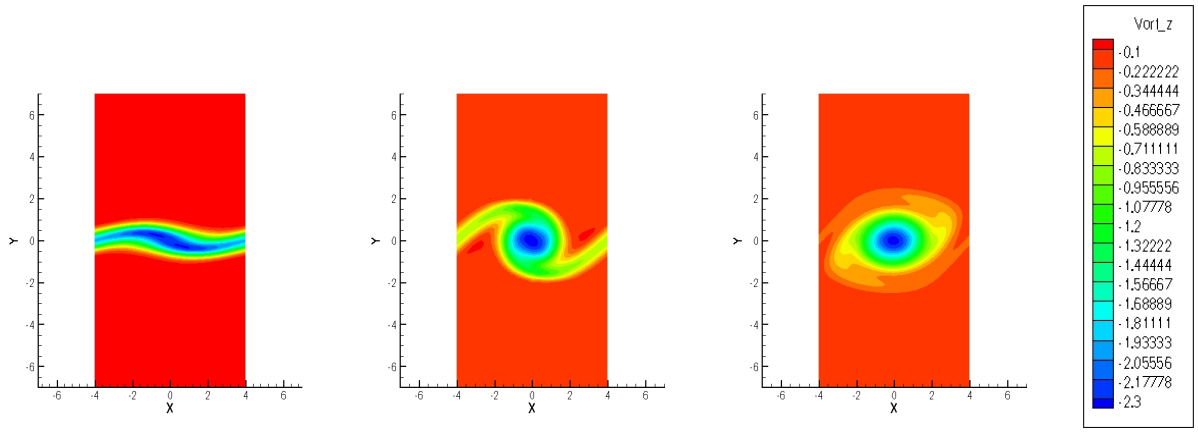

Figura 4.15: Campo de vorticidade para a Malha 11. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=30, 35, e 40.

A malha 11 com 151 pontos na direção longitudinal foi a que obteve o melhor resultado de convergência, apesar do resultado não estar correto. Então foi descidido usar 101 pontos na direção longitudinal para outros comprimentos de onda, pelo fato de 101 pontos estar próximo da convergência e ter um custo computacional muito melhor do que usar 151 ou 201 pontos. O fato da convergência não ter dado certo, merece uma melhor investigação.

Ela pode estar ligada ao erro de tolerância ou ao fato do perfil não ser exatamente tangente hiperbólico ou ainda o perfil ter se alongado um pouco.

Abaixo os contornos para as Malhas 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, e 12, o Δt para cada simulação foi igual 0,01, a subiteração igual a 50 e o resíduo igual a 0,001.

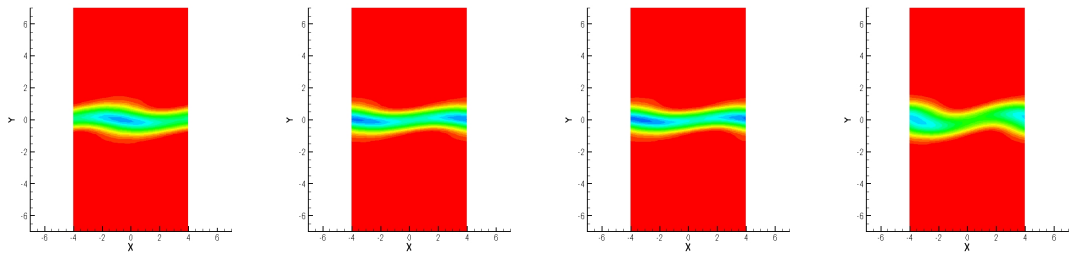

Figura 4.16: Contornos para as Malhas 5, 6, 7, 8 para os respectivos tempos t = 165, 115, 90 e 75.

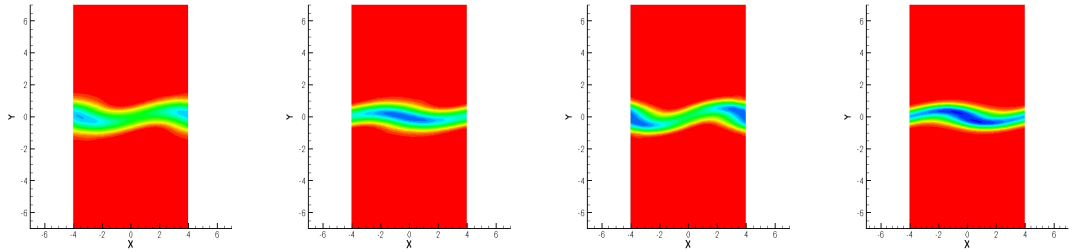

Figura 4.17: Contornos para as Malhas 9, 10, 11, 12 para os respectivos tempos t = 65, 45, 35 e 30.

Ao analisarmos os contornos notamos que as estruturas são criadas mais rapidamente com o aumento do número de pontos da malha. O refinamento da malha causa também aumento do erro numérico e portanto pode criar mais rapidamente as estruturas.

4.3.2 Análises

Os vórtices se originam da instabilidade hidrodinâmica da camada de mistura a pertubações infinetisimais. O número de onda α igual a 0,78 foi escolhido por ser o mais instável. Desta maneira, os vórtices originados são os que mais amplificam. Na simulção numérica, estas pertubações infinetisimais são decorrentes do erro numérico. O erro numérico, varia com a malha e portanto dá origens a vórtices diferentes. No caso, existe uma clara alteração na fase da malha 5 -> 55 x 413 com o restante, e no tempo para a formação dos vórtices, que está associado (pelo menos em parte) a alteração na pertubação (erro numérico). A Figura 4.18 mostra a alteração no tempo não normalizado para cada malha.

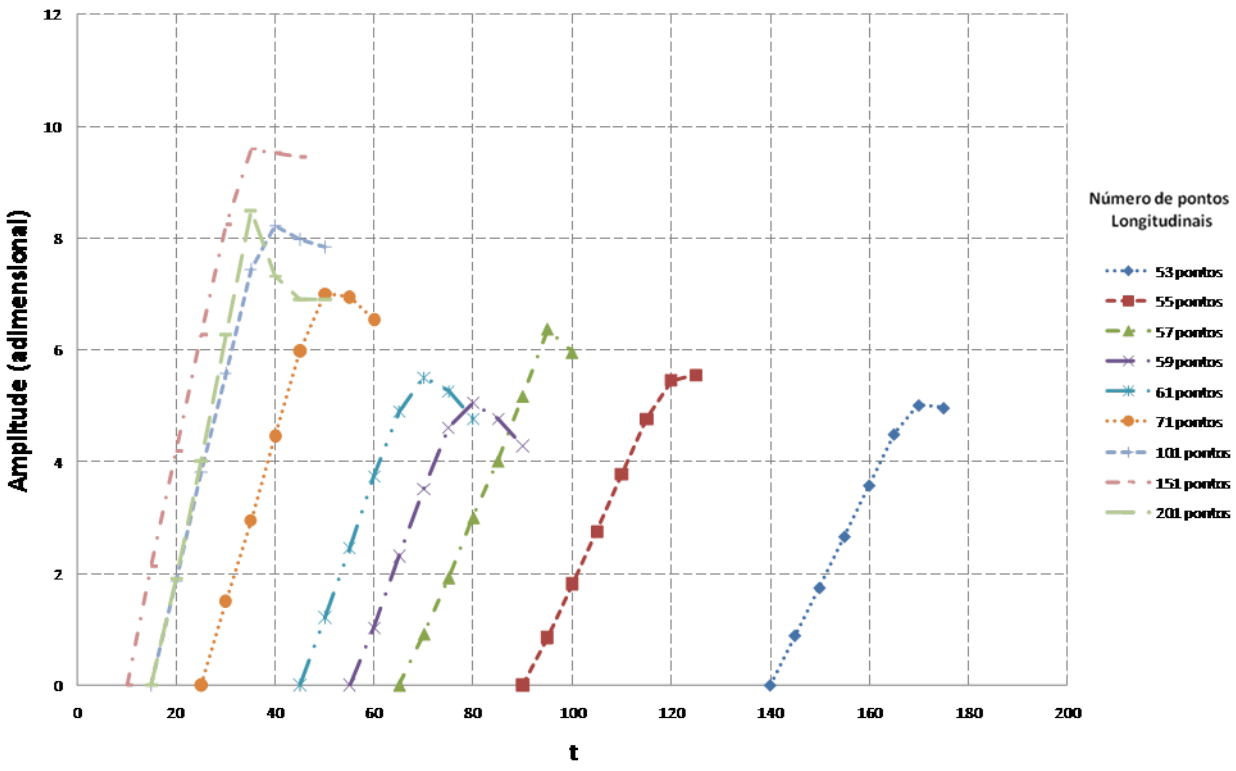

Figura 4.18: Alteração no tempo não normalizado para a formação das estruturas.

No caso prático real, as pertubações numéricas também são rondômicas (em fase e amplitude). Portanto, o que importa para a convergência é verificar se os vórtices depois de saturados são iguais, ou seja, que apresente mesmo tamanho, distribuição de vorticidade e também se a taxa de amplificação é a mesma, estes são os únicos resultados que são independes da pertubação inicial.

Para o presente estudo, depois da saturação dos vórtices, notamos que as intensidades dos vórtices não são iguais entre as várias simulações, além das espessuras da linha de vorticidade entre os vórtices também não são as mesmas.

O fato de que a fase não convergiu, demostra como seria muito difícil fazer um teste desta natureza diretamente no problema real da cavidade do eslate. Os resultados simplesmente não convergiram, exceto talvez de forma estatística em tempo muito longo.

4.3.3 Testes para números de onda α igual a: $0,89$, $1,05$ e $1,26$

Esta secção, descreve o comportamento de um vórtice ao mudar o número de onda α, ou seja, analisar o comportamento das estruturas vorticais para comprimentos de onda que são menos instáveis, e que por serem menos instáveis amplicam menos as estruturas. As Figuras 4.19, 4.20 e 4.21 descrevem o crescimento da amplitude para os respectivos números de onda: 0.89, 1.05 e 1.26.

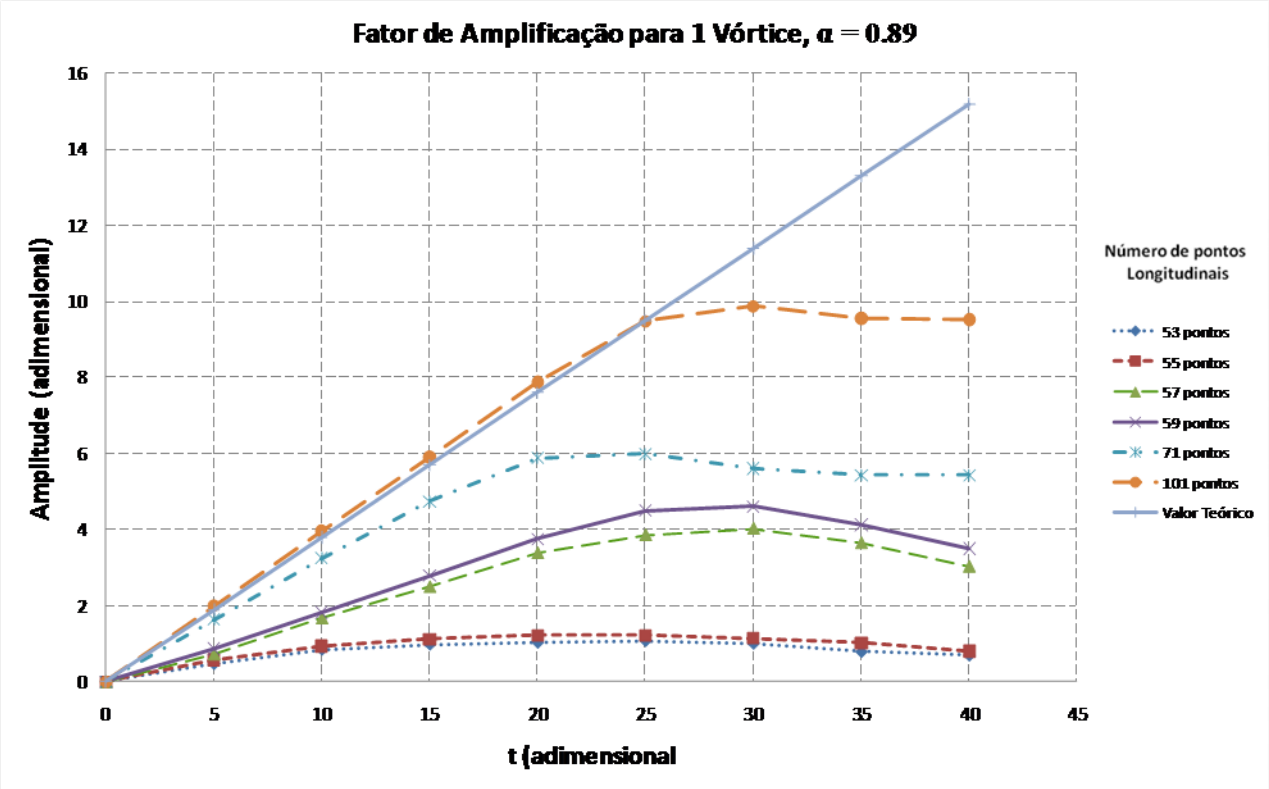

Figura 4.19: Teste de convergência para um vórtice, α igual a $0,89$.

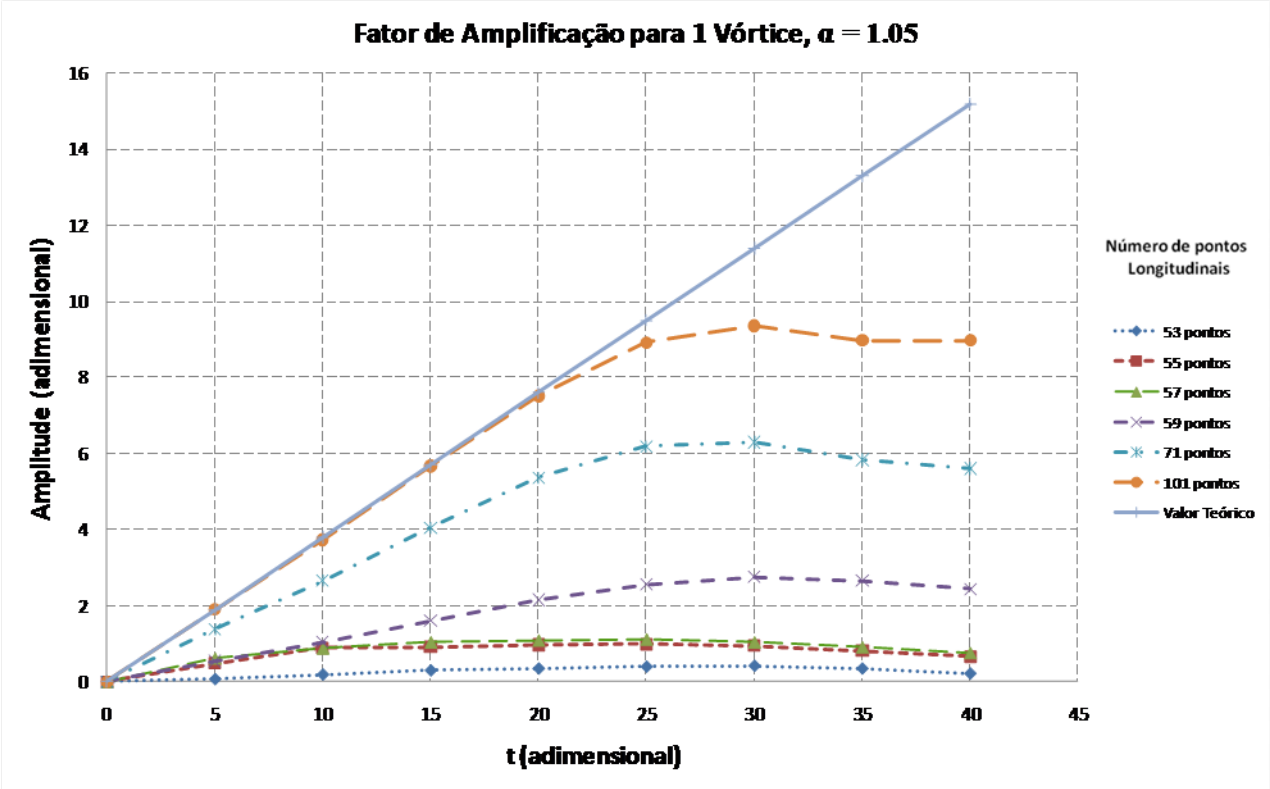

Figura 4.20: Teste de convergência para um vórtice, α igual a 1,05.

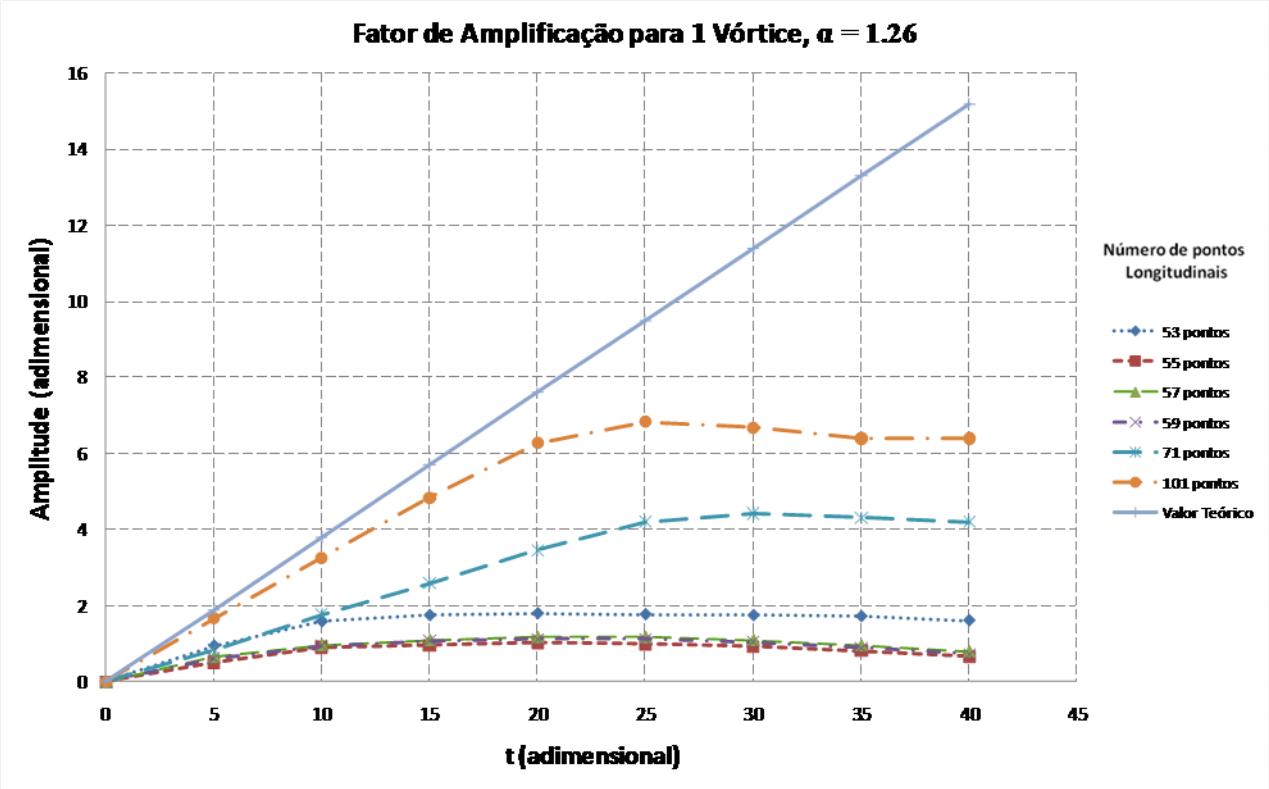

Figura 4.21: Teste de convergência para um vórtice, α igual a $1,26$.

Os números de pontos das malhas foram exatamente iguais para o caso do número de onda α igual a 0,78. Para o números de onda α igual a 0,89, temos as malhas: Malha 1' -> 53 x 399, Malha 2' -> 55 x 399, Malha 3' -> 57 x 425, Malha 4' -> 59 x 441, Malha 5' -> 71 x 531 e Malha 6' -> 101 x 759, nas malhas 1' e 2' não houve amplificação como mostra a Figura 4.19 pois o perfil tangente hiperbólico se manteve; para o número de onda α igual a 1,05 temos as malhas: Malha 1" -> 53 x 399, Malha 2" -> 55 x 399, Malha 3" -> 57 x 425, Malha 4" -> 59 x 441, Malha 5" -> 71 x 531 e Malha 6" -> 101 x 559, as malhas 1", 2" e 3" nao tiveram amplificação pois o perfil tangente hiperbólico se manteve; e para o número de onda α igual a 1,26 temos as malhas: Malha 1"' -> 53 x 399, Malha 2"' -> 55 x 399, Malha 3"' -> 57 x 425, Malha 4"' -> 59 x 441, Malha 5"' -> 71 x 531 e Malha 6"' -> 101 x 759, as malhas 1"', 2"', 3"' e 4"', também não tiveram amplificação pois o perfil tangente hiperbólico se manteve.

- Malha 1' -> 53 x 399:

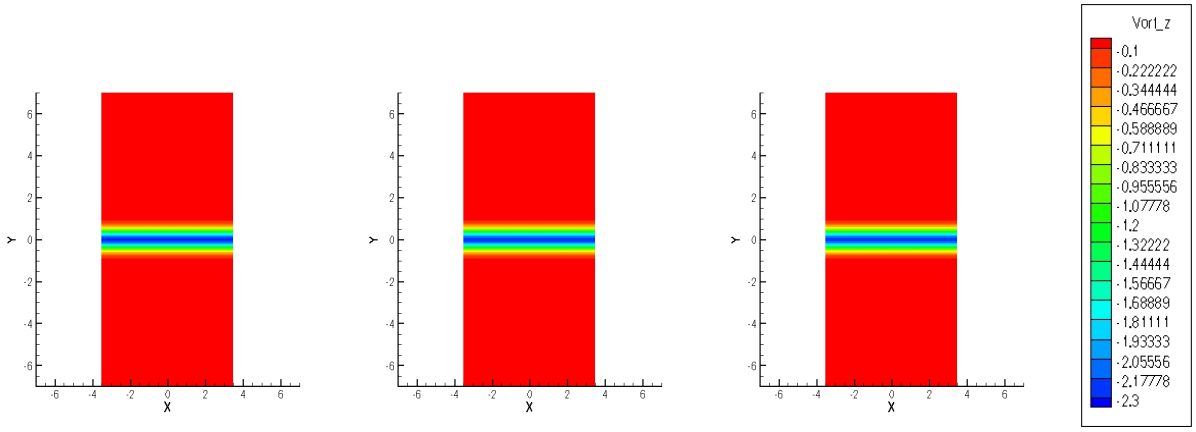

Figura 4.22: Campo de vorticidade para a Malha 1'. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=100, 300,e 500.

As malhas que apresentam 101 pontos na direção longitudinal são as que mais estão perto da convergência, são colocados abaixo os números de onda com suas respectivas malhas de 101 pontos.

Para α = 0,89.

- Malha 6' -> 101 x 759:

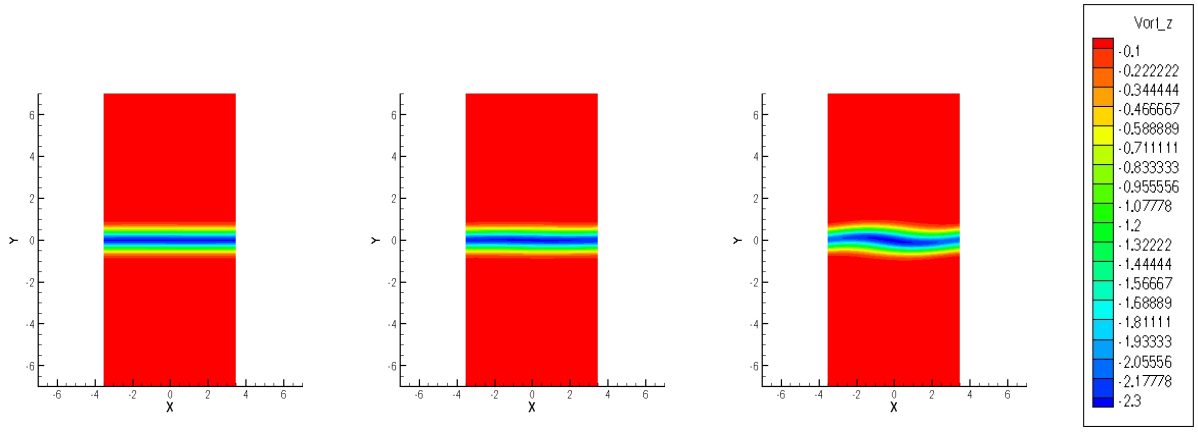

Figura 4.23: Campo de vorticidade para a Malha 6'. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=20, 25,e 30.

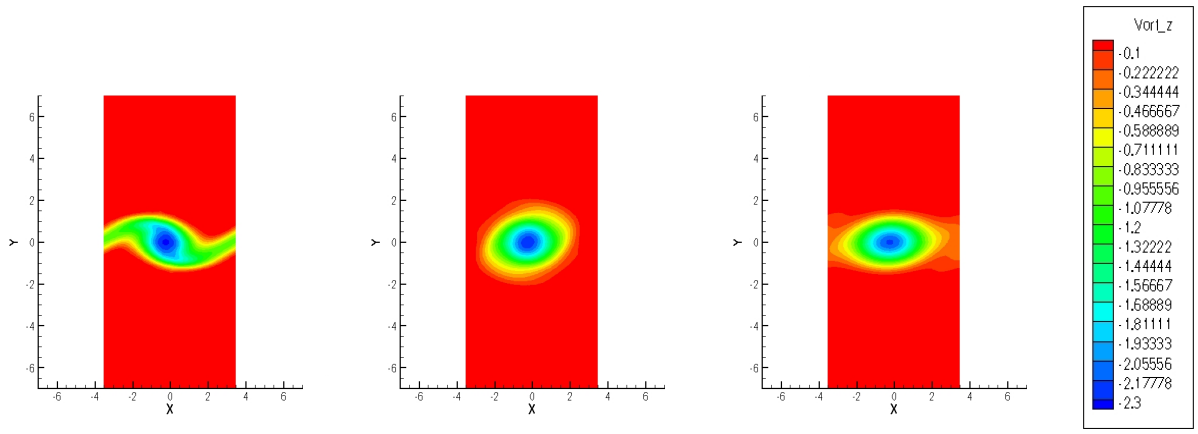

Figura 4.24: Campo de vorticidade para a Malha 6'. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=35, 40, e 45.

Abaixo os contornos para as Malhas 3', 4', 5', 6', o Δt para cada simulação foi igual 0,01, a subiteração igual a 50 e o resíduo igual a 0,001.

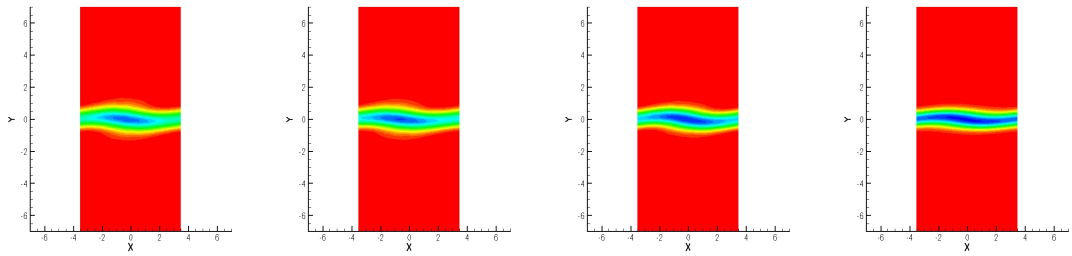

Figura 4.25: Contornos para as Malhas 3', 4', 5', 6' para os respectivos tempos t = 140, 105, 40 e 30.

Ao analisarmos os contornos notamos que as estruturas são criadas mais rapidamente com o aumento do número de pontos da malha. O refinamento da malha causa também aumento do erro numérico e portanto pode criar mais rapidamente as estruturas.

Para α = 1,05.

- Malha 6” -> 101 x 759:

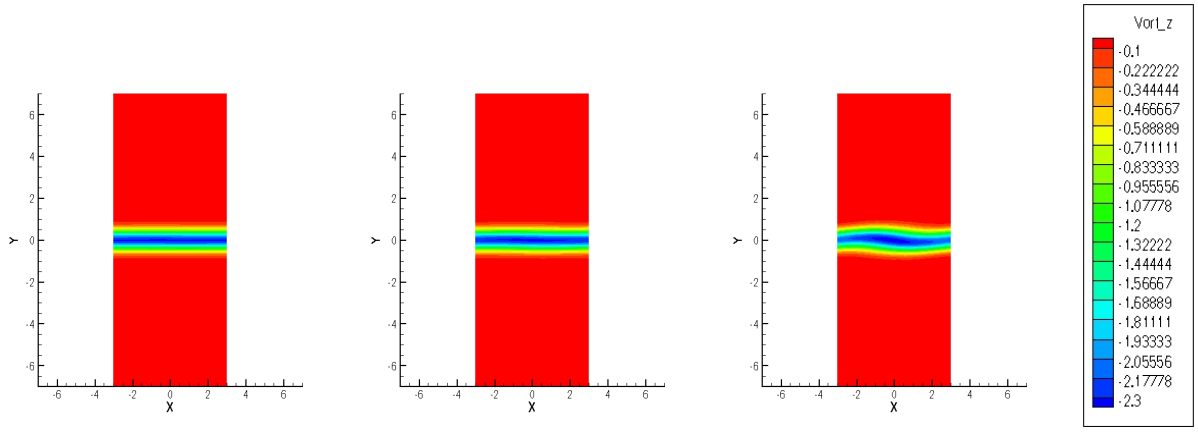

Figura 4.26: Campo de vorticidade para a Malha 6”. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=20, 25, e 30.

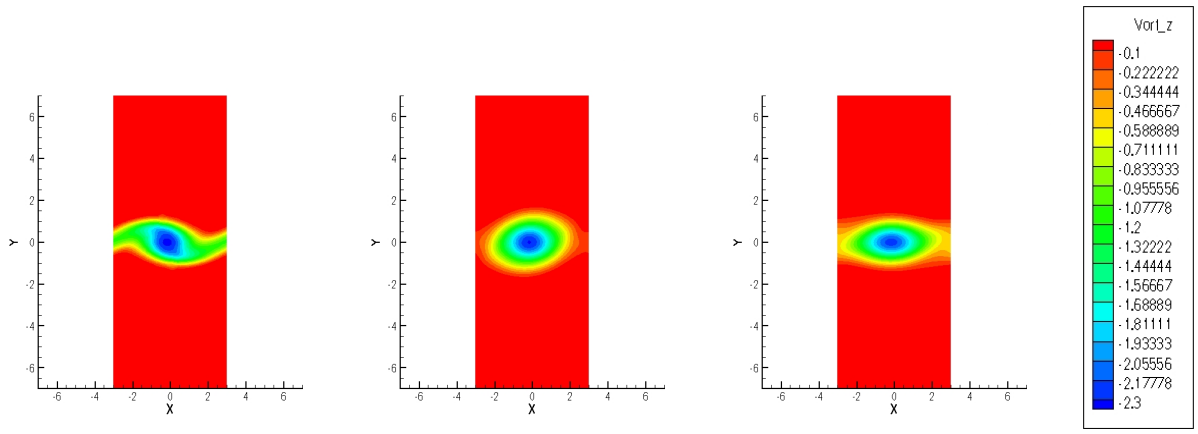

Figura 4.27: Campo de vorticidade para a Malha 6”. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=35, 40, e 45.

Abaixo os contornos para as Malhas 4”, 5”, 6”, o Δt para cada simulação foi igual 0,01, a subiteração igual a 50 e o resíduo igual a 0,001.

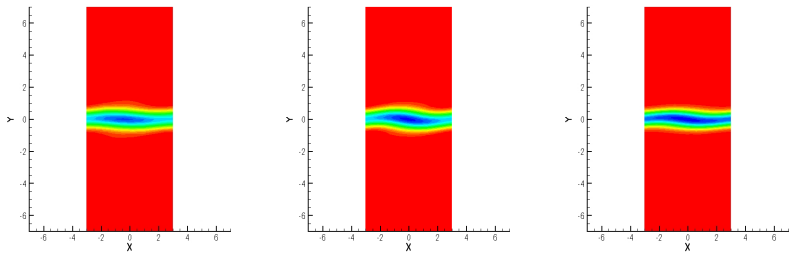

Figura 4.28: Contornos para as Malhas 4”, 5”, 6” para os respectivos tempos t = 330, 45, e 30.

Novamente, ao analisarmos os contornos notamos que as estruturas são criadas mais rapidamente com o aumento do número de pontos da malha. O refinamento da malha causa também aumento do erro numérico e portanto pode criar mais rapidamente as estruturas.

Para α = 1,26.

- Malha 6''' -> 121 x 899:

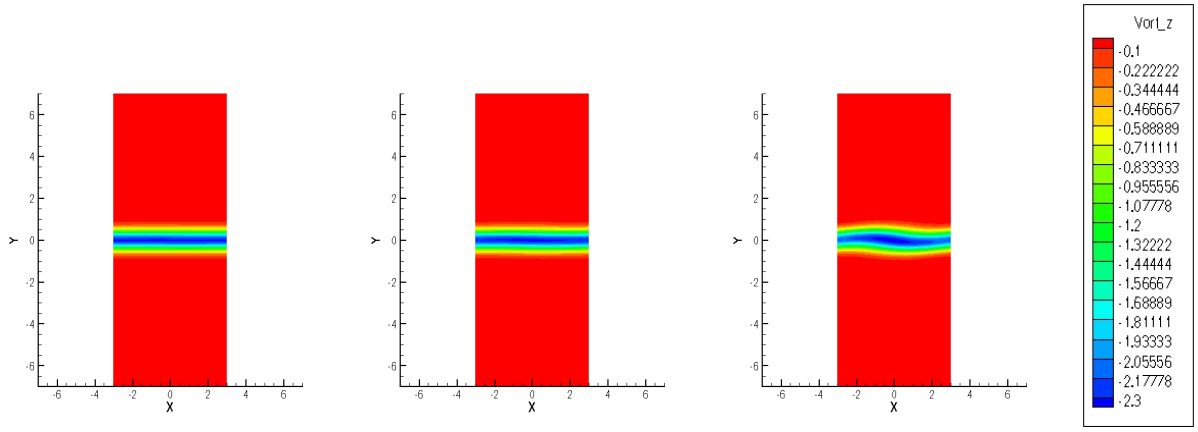

Figura 4.29: Campo de vorticidade para a Malha 6'''. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=20, 25, e 30.

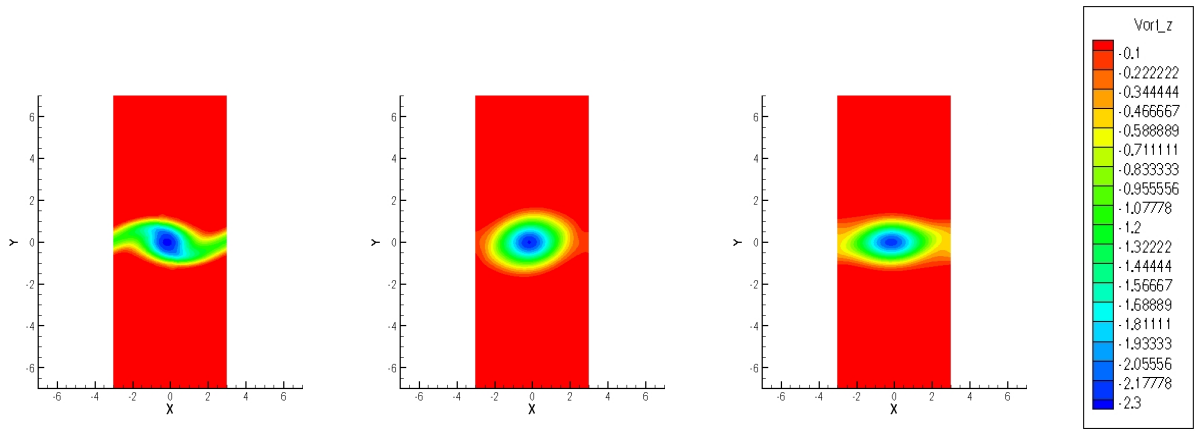

Figura 4.30: Campo de vorticidade para a Malha 6'''. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=35, 40, e 45.

Abaixo os contornos para as Malhas 5”’, 6”’, o Δt para cada simulação foi igual 0,01, a subiteração igual a 50 e o resíduo igual a 0,001.

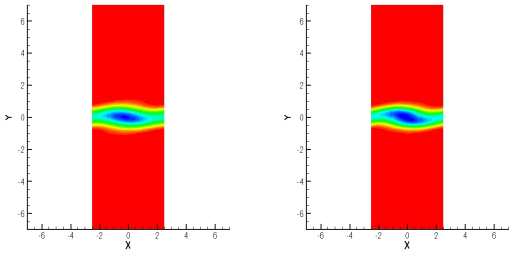

Figura 4.31: Contornos para as Malhas 5”’, 6”’ para os respectivos tempos t = 70, e 40.

4.3.4 Teste para número de onda α igual a 0,39

A dinâmica da vorticidade é extremamente importante para a aeroacústica, foco do projeto Aeronanave Silenciosa. Nesta secção, temos o número de onda α igual a 0,39 para o desenvolvimento temporal da camada de mistura, onde há condição de periodicidade na direção longitudinal do escoamento. O número de onda α igual a 0,39 representa a menor taxa em comparação ao número de onda α igual a 0,78 que o mais instável. Desta maneira, as simulações numéricas com o número de onda α igual a 0,39 tem a tendência de não apresentar amplificação das estruturas, pois está abaixo do número de onda mais instável, ou seja, o número de onda que mais amplifica. O Δt para cada simulação foi de 0.01s, a subiteração 50 (que é o número máximo que o CFD++ permite) e o resíduo 0,001. Para a realização deste teste foram criadas as seguintes malhas baseadas nos teste anteriores: Malha 1”” -> 103 x 385, Malha 2”” -> 107 x 399, Malha 3”” -> 111 x 413, Malha 4”” -> 115 x 425, Malha 5”” -> 119 x 441, Malha 6”” -> 123 x 457, Malha 7”” -> 201 x 747, Malha 8”” -> 301 x 1115. A Figura 4.32 mostra a amplitude ao longo do tempo.

As malhas 1””, 2””, 3””, 4””, 5”” e 6”” não tiveram resolução necessária para a amplificação de duas estruturas vorticais, já a malha 7”” obteve amplificação para duas estruturas e a malha 8”” obteve amplificação de três estruturas ficando muito assimétrica em relação a malha anterior.

Abaixo temos a evolução temporal para o caso de formação de um vórtice (malha 1”’), formação de dois vórtices (malha 7”’) e formação de três vórtices (malha 8”’).

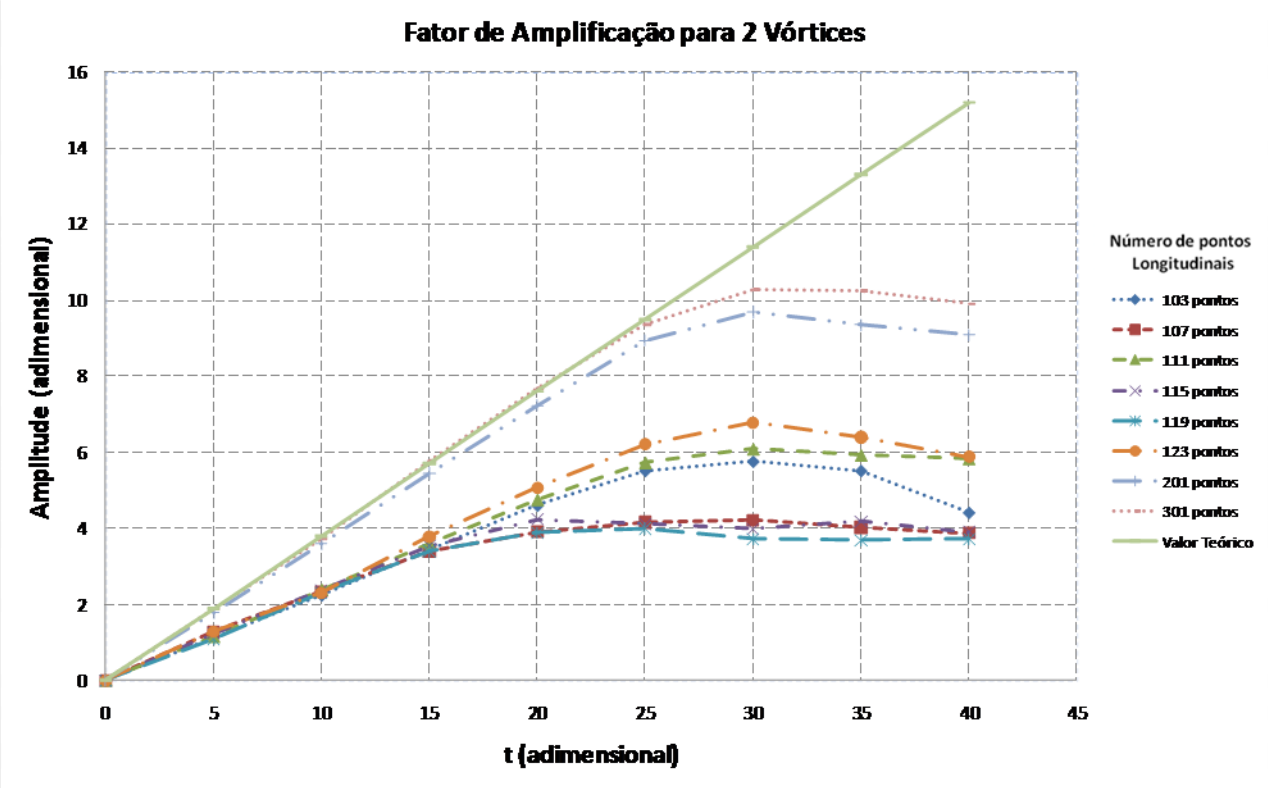

Figura 4.32: Fator de amplificação para duas estruturas vorticais.

- Malha 1”” -> 103 x 385:

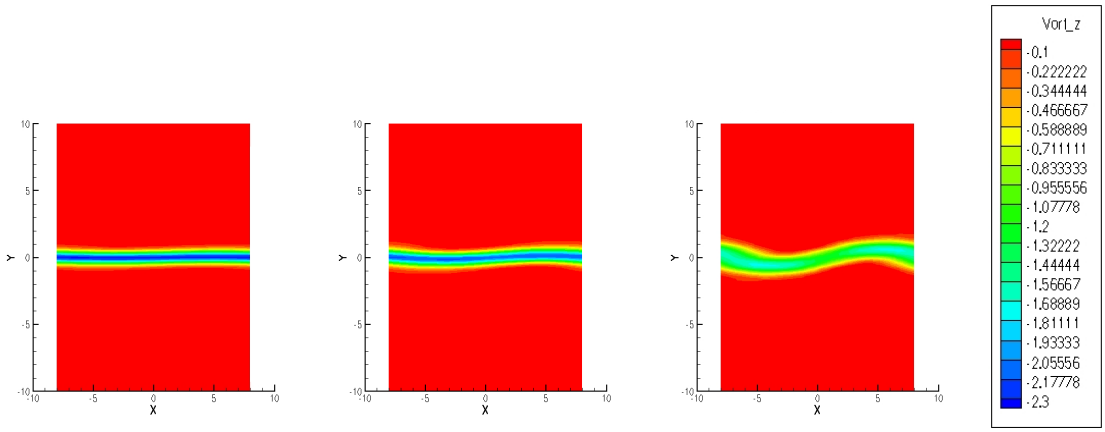

Figura 4.33: Campo de vorticidade para a Malha 1””. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=60, 75, e 70.

Apesar do número de onda α ser igual a 0,39 e o esperado era ter a formação de duas estruturas vorticais, a resolução da malha não foi suficiente para criar duas estruturas. Neste caso, a pertubação númerica que ocorreu durante a simulação foi muito pequena. O mesmo ocorreu com as malhas 2””, 3””, 4””, 5”” e 6””.

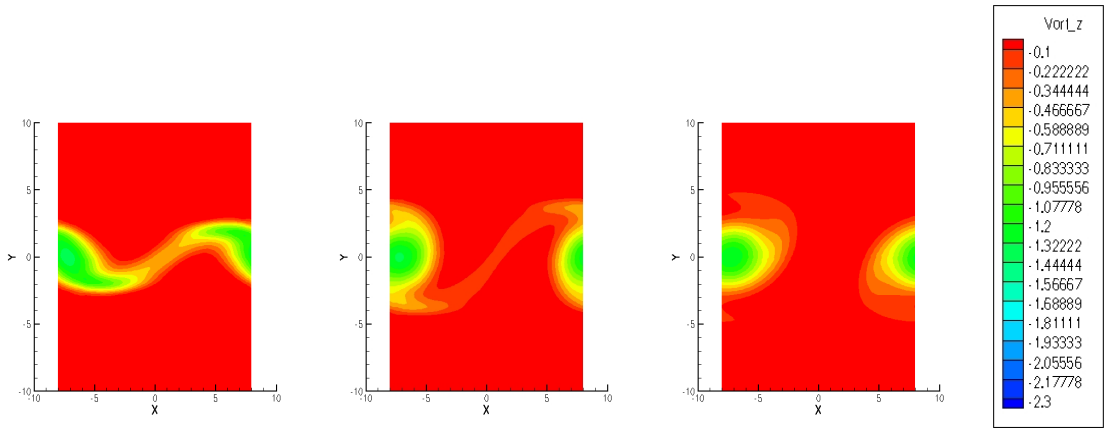

Figura 4.34: Campo de vorticidade para a Malha 1"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=75, 80, e 85.

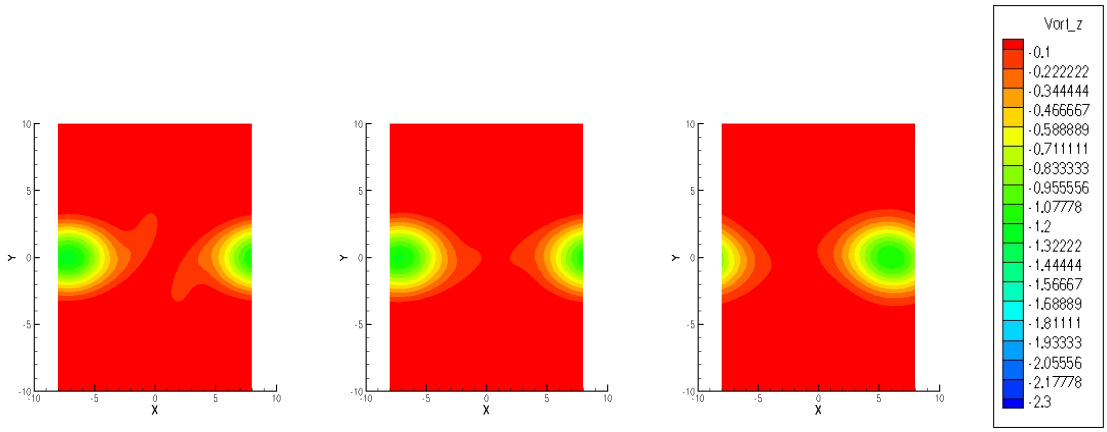

Figura 4.35: Campo de vorticidade para a Malha 1"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=90, 95, e 100.

- Malha 7"" -> 201 x 747:

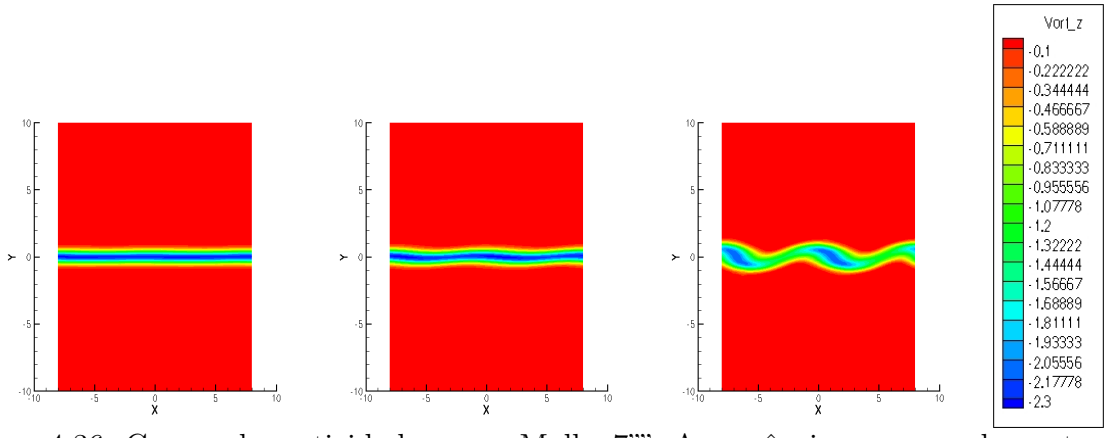

Figura 4.36: Campo de vorticidade para a Malha 7"". A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=30, 35, e 40.

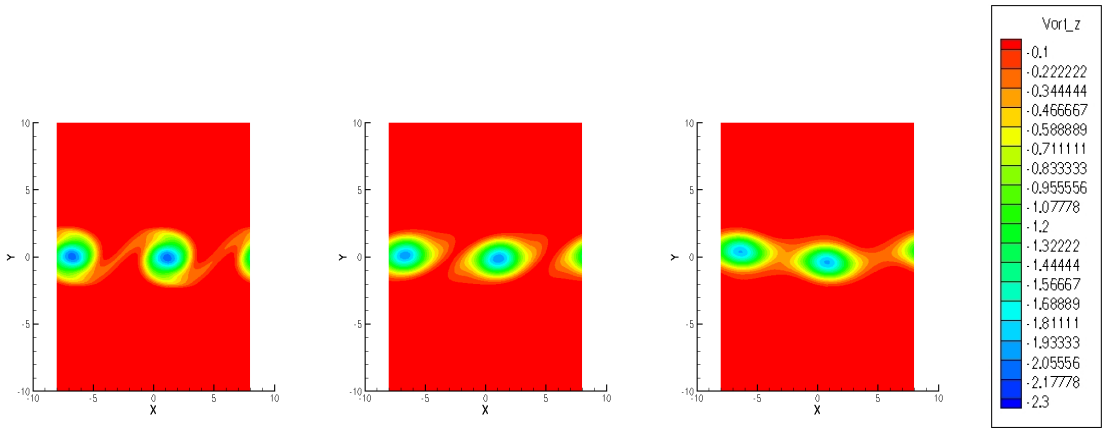

Figura 4.37: Campo de vorticidade para a Malha 7’’’’. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=45, 50, e 55.

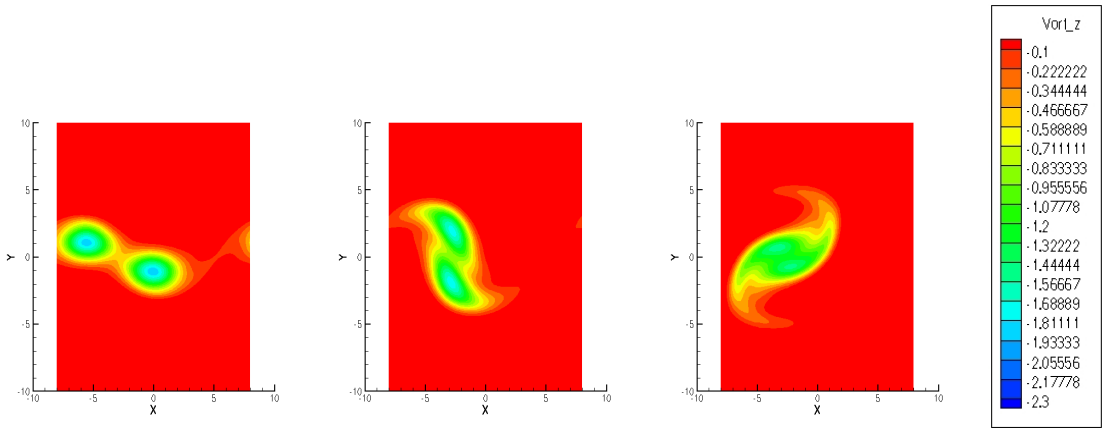

Figura 4.38: Campo de vorticidade para a Malha 7’’’’. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=60, 65, e 70.

A malha 7’’’’ -> 201 x 747 é igual a duas vezes a malha de 101 pontos na direção longitudinal para o dobro do domínio, ela mostra que a taxa deu certo. Desto modo, notamos que na evolução temporal há formação de dois vórtices seguidos do emparelhamento, o que já erá previsto pela teoria de instabilidade hidrodinâmica.

- Malha 8”” -> 301 x 1115:

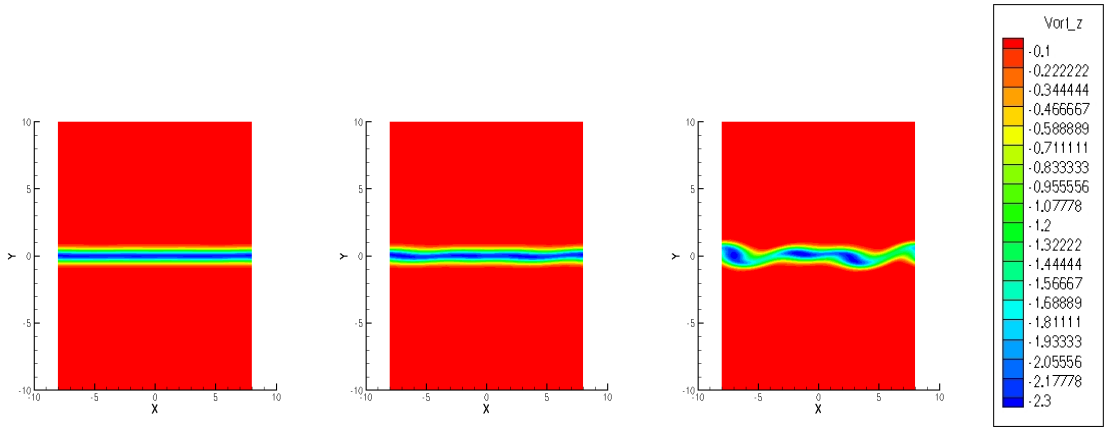

Figura 4.39: Campo de vorticidade para a Malha 8””. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=25, 30, e 35.

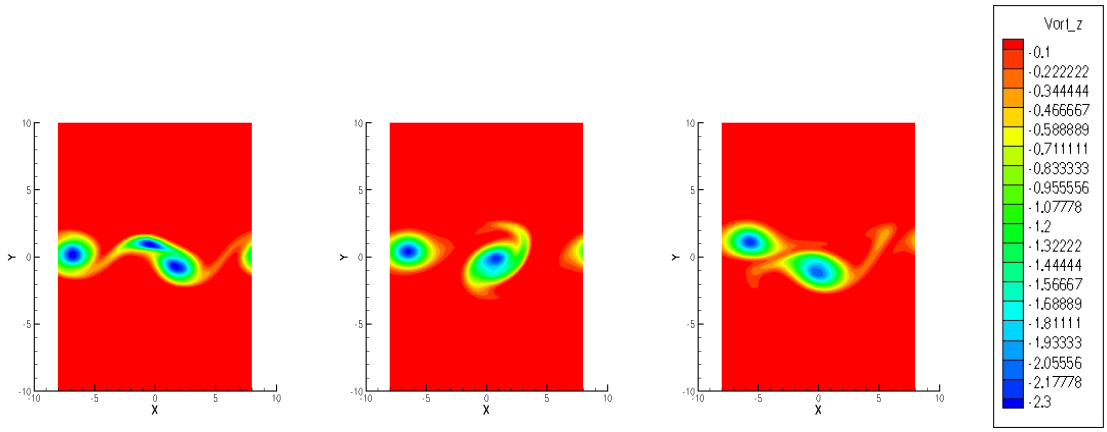

Figura 4.40: Campo de vorticidade para a Malha 8””. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=40, 45, e 50.

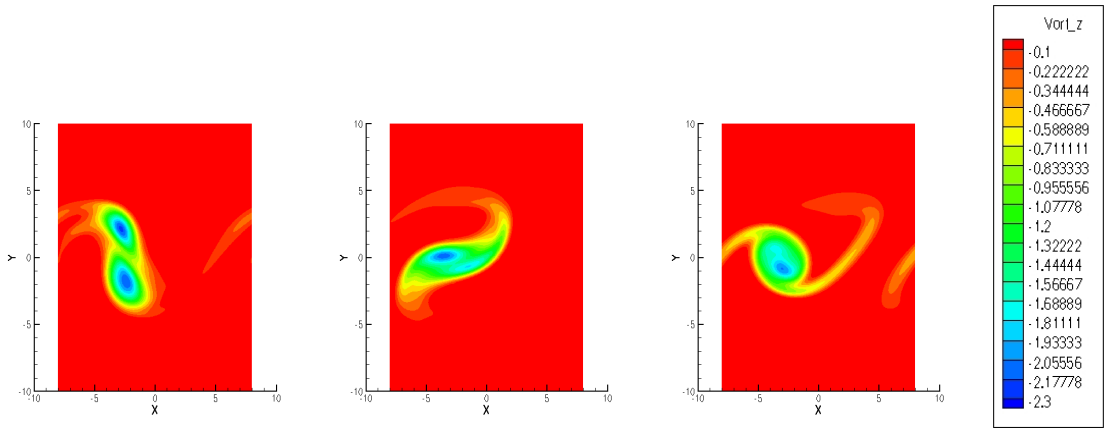

Figura 4.41: Campo de vorticidade para a Malha 8””. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=55, 60, e 65.

A malha 8"" revela a formação de três vórtices, o qual ainda não há uma explicação exata. Como a resolação desta malha é muito grande, talvez a pertubação ocorrida pelo erro númerico foi grande o suficiente para criar as três estruturas.

4.3.5 Taxa de amplificação para os números de onda α que foram testados

Após ter realizado as simulações com cada número de onda α foi possível perceber que o número de onda que mais amplifica é o α igual a 0,78, o que já era previsto pela teoria da instabilidade hidrodinâmica como mostra o gráfico da taxa de amplicação na Figura 4.42.

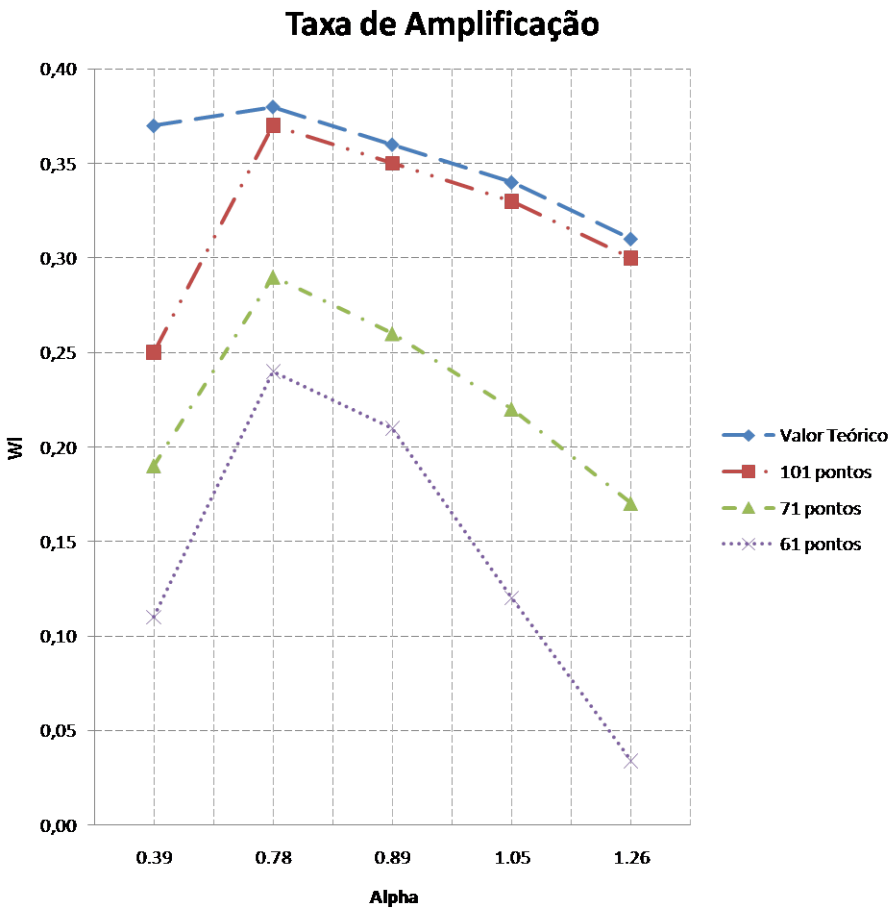

Figura 4.42: Taxa de amplicação.

4.4 Efeitos do número de Mach

Como o interesse desse trabalho é a indústria aeronáutica, foi realizado a influênica do número de Mach. Para determinar o número de Mach no CFD++ temos que entrar com a velocidade de referência e a temperatura, pois o CFD++ não possibilita a setagem direta do número de Mach. Neste caso, para termos o número de Mach $Ma = 0,1$, a velocidade de referência foi de $V = 34m/s$ e $V = -34m/s$, temperatura $T = 288K$, velocidade do som $c = 340m/s$, pressão $P = 101325kg/ms^2$, viscosidade de referência $\sigma = 0,1kg/ms$ e $\sigma = 1e-5kg/ms$ e o domínio em x periódico de tamanho $L_x = 2\pi/\alpha$.

Na presente simulação o perfil de velocidade tangente hiperbólico não se manteve como as simulações que não apresentavam a influência do Mach, mesmo colocando a viscosidade de referência como no caso que não havia, o perfil acabou abrindo rapidamente como mostra as Figuras 4.43, 4.44 e 4.45.

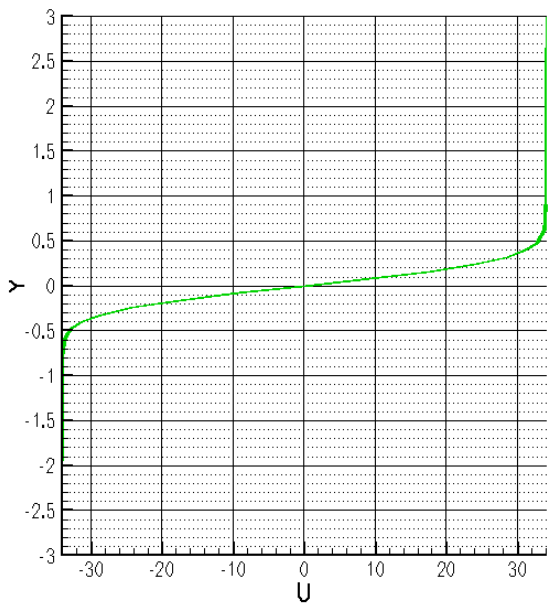

Figura 4.43: Perfil de volocidade tangente hiperbólico com a influência do Mach. Correspondendo ao tempo adimensional t = 0,3.

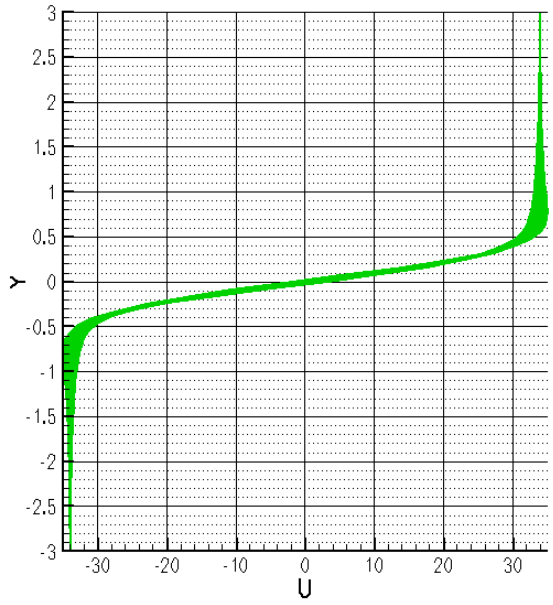

Figura 4.44: Perfil de volocidade tangente hiperbólico com a influência do Mach. Correspondendo ao tempo adimensional t = 0,4.

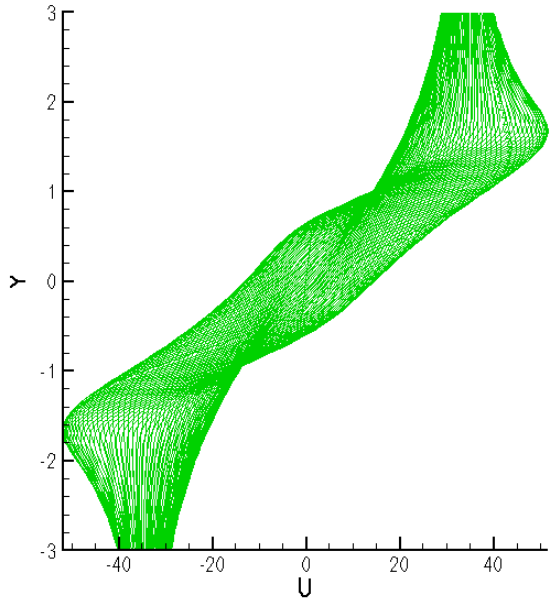

Figura 4.45: Perfil de volocidade tangente hiperbólico com a influência do Mach. Correspondendo ao tempo adimensional t = 0,7.

Os níveis de saturação dos vórtices já não são os mesmos que as simulações que não apresentam a influência do Mach. Desta maneira, a comparação fica díficil de ser realizada.

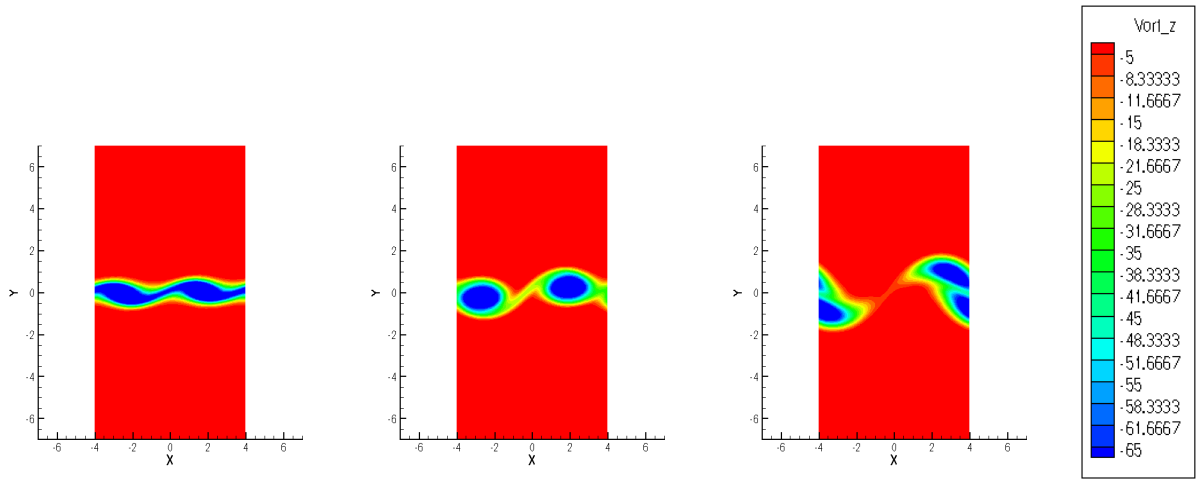

Figura 4.46: Campo de vorticidade. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=0,5, 0,6, e 0,7.

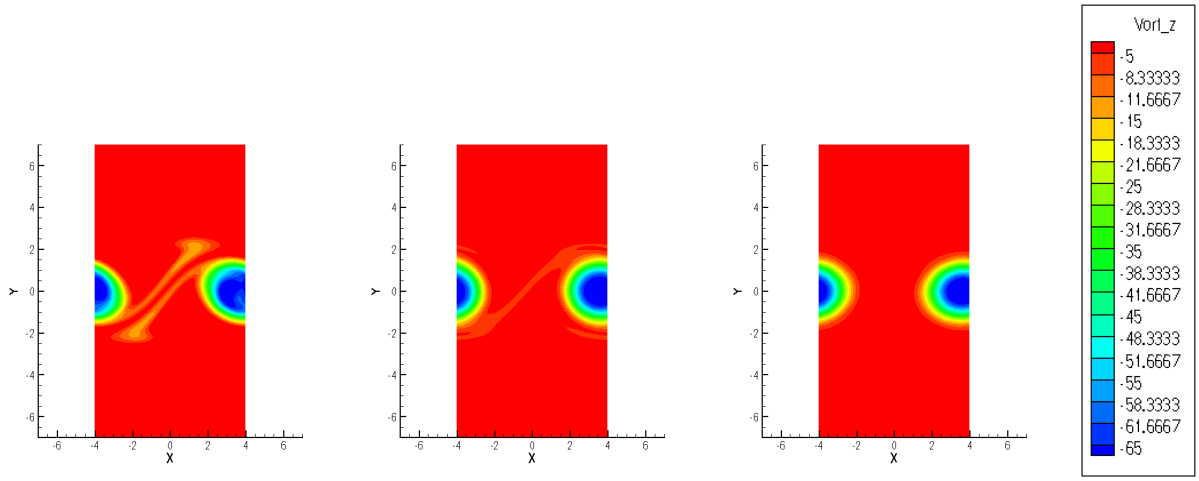

Figura 4.47: Campo de vorticidade. A sequência corresponde aos tempos adimensionais t=1, 2, e 3.

Capítulo

5

Considerações finais

5.1 Conclusões

O objetivo principal deste trabalho foi testar o software CFD++ em relação à sua eficiência e precisão. Desta maneira o problema abordado foi o da camada de mistura em desenvolvimento temporal, por sem um problema simples que apresenta um domínio pequeno, malha cartesiana ou não cartesiana de fácil geração, solução teórica conhecida, melhor controle de parâmetros, como exemplo, espessura, velocidade e extensão do domínio. Desta maneira, este tipo de simulação apresenta como característica, ser laminar, não apresentar modelo de turbulência, condições de contorno periódicas na direção longitudinal, evitando assim, *buffer zones*. Tal teste é de extrema importância para determinar a resolução necessária para a formação de um vórtice, problema demasiadamente díficil de ser realizado se realizassemos alguma simulação com a geometria do eslate junto ao elemento principal.

Apesar de ser um teste simples houve uma grande dificuldade de realizá-lo. Tal fato constatado primeiramente por não ser possível especificar as condições iniciais, e também por não haver um arquivo de entrada que poderia ter definido isto. Um outro fator, foi a análise quantitativa, pois exportar aquivos do CFD++, como exemplos, arquivos .tec ou ASCII, as tabelas que são geradas ficam desorganizadas, desta maneira, os dados ficam difícieis de serem manipulados.

Para o teste do resíduo e da convergência no tempo não houve problemas em realiza-los pois os resultados foram satisfatórios. Já o teste de convergência de malha também houve convergência, porem não convergiu para o valor certo. Mostrou-se que para números de onda maiores que o α mais instável, são menos instáveis. Por outro lado, para os números de onda α menores que o máximo, o modo mais instável depende da malha. Ou seja, as malhas pouco refinadas resultam em um número de onda α mais instável e menor que o teórico.

Para o teste da influência do Mach igual a 0,1, os resultados deveriam reproduzir quase identicamente o caso de Mach igual a zero. Entretando, os resultados sugerem que nestas condições o número de onda α mais instável é maior que o valor teórico. Também não esta claro qua a malha que seria necessária para resolver a camada de mistura com a influência do Mach. O fato de não capitar corretamente o modo mais instável pode ter series implicações na dinâmica dos vórtices dentro da cavidade do eslate.

Em geral o código apresentou resultados satisfatórios em algumas circunstâncias e menos satisfatórios em outras. Os motivos para os resultados menos satisfatórios não foram estabelicidos, em parte devido ao fato de que o autor não conhece em detalhes a forma como o código foi implementado.

Como consequências temos o custo que é da ordem de 27 vezes mais caro que o código da NASA. Já o tempo de CPU é da ordem de 10^{-3} em comparação com o código desenvolvido no laboratório de Aerodinâmica da Escola de Engenhaia de São Carlos (LAE-EESC) que é da ordem de 10^{-5}s.

5.2 Sugestões para futuros trabalhos

Como sugestões para trabalhos futuros, podem ser citadas as seguintes propostas:

- Investigar casos com a influência de Mach em maior detalhes.
- Investigar casos de convergência (malha e tempo) para simulações tridimensionais.
- Realizar simulações com a malha não estruturada.
- Realizar simulações da camada mistura espacial.

Bibliografia

ANDERSON, J. D. *Computacional Fluid Dynamics - The Basics With Aplications.* [S.l.]: McGraw-Hill, 1990.

CANUTO, C.; HUSSAINI, M. Y.; QUARTERONI, A.; ZANG, T. A. *Spectral Methods in Fluid Dynamics.* [S.l.]: Springer, 1988.

CHOUDHARI, M.; KHORRAMI, M. R. Slat cove unsteadiness: Effect of 3d flow structures. *AIAA Paper*, p. 2006–0211, 2006.

COLACITI, A. K.; GERMANOS, R.; MEDEIROS, M. On the vortex paring aeroacustics of a 2d mixing layer under temporal development. In: *Brazilian Congress fo Thermal Sciences and Engineering.* [S.l.: s.n.], 2006.

COLONIOUS, T.; LELE, S. K.; MOIN, P. Soud generation in a mixing layer. *J. Fluid Mech.*, v. 330, p. 375–409, 1997.

COMTE, P.; LESIEUR, M.; LAMBALLAIS, E. Large and small-scale stirring of vorticity and a passive scalar in a 3-D temporal mixing layer. *Phys. Fluids A*, v. 4, n. 12, p. 2761–2778, 1992.

CRIMINALE, W. O.; JACKSON, T. L.; JOSLIN, R. D. *Theory and Computation in hydrodynamic stability.* [S.l.]: Cambridge University Press, 2003.

DECK, S. Zonal-detached-eddy simulation of the flow around a high-lift configuration. *AIAA Journal.*, v. 43, p. 2372–2384, 2005.

DOBRZYNSKIA, W.; GEHLHAR, B.; BUCHHOLZ, H. Model and full scale high-lift wing wind tunnel experiments dedicated to airframe noise reduction. *Aerosp. Sci. Technol.*, v. 5, p. 27–33, 2001.

GERMANOS, R.; MEDEIROS, M. Munerical simulation of a strongly sapnwise modulated wavetrain ina compressible mixing layer. In: *38th Fluid Dynamics Conference - AIAA.* [S.l.: s.n.], 2008.

HAYERS, J. A.; HORNE, W. C.; SODERMAN, P. T.; BENT, P. H. Airframe noise characteristics of a 4.7. *AIAA Paper*, p. 97–1594, 1997.

JENKINS, L. N.; KHORRAMI, M. R.; CHOUDHARI, M. Characterization of unsteady flow structures near leading-edge slat: Part i. piv measurements. *AIAA Paper*, p. 2004–2802, 2004.

KHORRAMI, M. R.; BERKMAN, M. E.; CHOUDHARI, M. Unsteady flow computations of a slat with a blunt trailing edge. *AIAA Journal.*, v. 387, p. 2050–2058, 2000.

KHORRAMI, M. R.; CHOUDHARI, M.; JENKINS, L. N. Characterization of unsteady flow structures near leading-edge slat: Part ii, 2d computations. *AIAA Paper*, p. 2004–2802, 2004.

KHORRAMI, M. R.; SINGER, B. A.; BERKMAN, M. E. Time-accurate simulations and acoustic analysis of slat free-shear layer. *AIAA Journal.*, v. 40, p. 1284–1291, 2002.

LIGHTHILL, M. J. On sound generated aerodynamically: I. general theory. *Proc. R. Soc. London A*, v. 211, p. 564–587, 1952.

MEADOWS, K. R.; BROOKS, T. F.; HUMPHREYS, W. M.; HUNTER, W. H.; GERHOLD, C. H. Aeroacoustic measurements of a wing-flap configuration. *AIAA Paper*, 1997.

MICHALKE, A. On the inviscid instability of the hyperbolic-tangent velocity profile. *J. Fluid Mech.*, 1964.

PAPAMOSCHOU, D.; ROSHKO, A. The compressible turbulent shear layer: an experimental study. *J. Fluid Mech.*, v. 197, p. 453–477, 1988.

PIERREHUMBERT, R.; WIDNALL, S. The two and three-dimensional instability of a spatially periodic shear layer. *J. Fluid Mech.*, v. 114, p. 59–82, 1882.

RAYLEIGH, L. On the stability, or instability, of certain fluid motions. *Proc. London Math. Soc.*, v. 11, p. 57–70, 1880.

ROUX, J. P.; GUILLEN, P.; SAGAUT, P.; LIRVAT, J.; CHEN, H.; BELANGER, A.; SHOCK, R. Vles of the unsteady flow around a high lift wing based on the lattice boltzmann method. *EuroMech Colloquium 449 Computational AeroAcoustics: From Acoustic Sources Modeling to Far-Field Radiated Noise Prediction, Euromech*, 2003.

SANDHAM, N. D.; REYNOLDS, W. C. Three-dimensional simulations of large eddies in the compressible mixing layer. *J. Fluid Mech.*, v. 224, p. 133–158, 1991.

TERRACOL, M.; LABOURASSE, E.; MANOHA, E.; SAGAUT, P. Numerical simulation of the 3d unsteady flow in a slat cove for noise prediction. *AIAA Paper*, 2003.