

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA POLITÉCNICA

**SIMULAÇÕES DE AEROACÚSTICA DOS
ESCOAMENTOS AO REDOR DE UM CILINDRO E
AEROFÓLIO COM “SLAT”**

Bruno de Castro Braz

São Paulo
2008

Bruno de Castro Braz

**SIMULAÇÕES DE AEROACÚSTICA DOS ESCOAMENTOS AO
REDOR DE UM CILINDRO E AEROFÓLIO COM “SLAT”**

Trabalho de formatura apresentado à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo
para obtenção do título de Graduação em
Engenharia

Área de concentração: Aeronáutica

Orientador: Julio Romano Meneghini

São Paulo
2008

FICHA CATALOGRÁFICA

Braz, Bruno de Castro

Simulações de aeroacústica dos escoamentos ao redor de um cilindro e aerofólio com SLAT / B.C. Braz. – São Paulo, 2008. 60 p.

Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.

1.Vórtices dos fluídos 2.Acústica 3.Aerodinâmica I.Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica II.t.

RESUMO

Na primeira fase do projeto, com o objetivo de validar o método de cálculo, foi analisado o problema aeroacústico gerado pelo escoamento de ar ao redor de um cilindro. Para a realização deste estudo foi utilizado o software comercial FLUENT e para elaboração da malha computacional do domínio considerado, o software comercial ICEM. Várias malhas foram testadas, juntamente com os modelos opcionais existentes no FLUENT.

Com a validação da metodologia de solução dos problemas aeroacústicos, o projeto entrou em sua parte final: a análise aeroacústica de um escoamento em torno de um aerofólio com slat.

Os resultados obtidos apresentaram-se satisfatórios quando comparados a resultados experimentais.

ABSTRACT

In the first stage of the project, with the objective of validating the calculation method, the aeroacoustic problem, generated by the air flow around of a cylinder, is analyzed. For the realization of this study, FLUENT commercial software is used and for elaboration of the domain computational mesh, ICEM commercial software is adopted. After of the methodology validation of the aeroacoustic problems, the flow around an airfoil with slat is analyzed. Several meshes were tested together with optional models in FLUENT. The obtained results were satisfactory when compared to experimental results.

SUMÁRIO

ÍNDICE DE FIGURAS	6
ÍNDICE DE TABELAS	8
1. INTRODUÇÃO DO PROJETO.....	9
1.1. INTRODUÇÃO	9
1.2. OBJETIVOS.....	14
2. FORMULAÇÃO DO ESCOAMENTO AO REDOR DO CILINDRO	15
2.1. ESTIMATIVA DA ESPESSURA DA CAMADA LIMITE E Y^+	16
2.2. MALHAS COMPUTACIONAIS DO CILINDRO.....	18
2.3. MODELOS DE TURBULÊNCIA	20
2.3.1 “Large Eddy Simulation” - LES (simulação dos maiores turbilhões).....	21
2.3.2 k- ω SST	22
2.3.3 “Detached Eddy Simulation” - DES.....	22
2.3.3.1 Spalart-Allmaras.....	23
2.4. CONDIÇÕES DE CONTORNO	25
2.4.1. “Velocity inlet”	25
2.4.2. “Pressure outlet”	26
2.4.3. “Wall”	26
2.4.4. “Symmetry”	26
2.5. FORMULAÇÃO ACÚSTICA DO PROBLEMA	26
2.5.1 Analogia de Lighthill	27
3. RESULTADOS.....	29
3.1. RESULTADOS EXPERIMENTAIS	29
3.2. SIMULAÇÕES 2D	33
3.3. RESULTADOS OBTIDOS COM AS MALHAS A E B	33
3.3.1 Simulação da malha A com o modelo LES	34
3.3.2 Simulação da malha A com o modelo k- ω sst	40
3.3.3 Simulação da malha B com o modelo LES	44
3.3.4 Simulação da malha “B” com o modelo DES	49
4. FORMULAÇÃO DO ESCOAMENTO AO REDOR DE UM AEROFÓLIO COM SLAT	54
4.1. MALHA COMPUTACIONAL DO AEROFÓLIO COM SLAT.....	54
4.2. CONFIGURAÇÃO DO PROBLEMA NO FLUENT.....	56
5. RESULTADOS DO AEROFÓLIO COM SLAT.....	57
5.1. RESULTADOS QUALITATIVOS A SE ESPERAR.....	57
5.2. RESULTADOS EXPERIMENTAIS	58
5.3. RESULTADOS OBTIDOS.....	59
6. CONCLUSÕES E COMENTÁRIOS FINAIS.....	64
7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	65

ÍNDICE DE FIGURAS

FIGURA 1. O HISTÓRICO DA REDUÇÃO DOS NÍVEIS DE RUÍDO EXTERNO AO LONGO DOS ANOS.	11
FIGURA 2. FOCOS DE MELHORIA PESQUISADOS NO PROJETO ADVANCED SUBSONIC TECHNOLOGY.....	12
FIGURA 3. GEOMETRIA DO PROBLEMA PARA O CASO DO CILINDRO.	15
FIGURA 4. RELAÇÃO ENTRE U^+ E Y^+ . FONTE SCHLICHTING [4].....	17
FIGURA 5. MALHA COMPUTACIONAL A.....	18
FIGURA 6. DETALHE DA MALHA A.	19
FIGURA 7. MALHA COMPUTACIONAL B.....	19
FIGURA 8. DETALHE DA MALHA B.	20
FIGURA 9. ESCOAMENTOS EXISTENTES EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE REYNOLDS.....	29
FIGURA 10. ESCOAMENTO EM TORNO DE UM CILINDRO ($Re=110.000$).	30
FIGURA 11. NÚMERO DE STROUHAL. FONTE NORBERG (2003) [10].....	30
FIGURA 12. COEFICIENTE DE ATRITO EM FUNÇÃO DE REYNOLDS. FONTE SCHLICHTING (1987) [4].	31
FIGURA 13. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DE REYNOLDS. FONTE WEST (1993) [11].	31
FIGURA 14. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DE RE. FONTE NORBERG (2003) [10].....	32
FIGURA 15. CAMPO DE PRESSA ESTÁTICA (PASCAL) – MALHA A (LES).	34
FIGURA 16. CAMPO DE VORTICIDADE (1/s) – MALHA A (LES)	34
FIGURA 17. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA A (LES).....	35
FIGURA 18. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA A (LES).....	35
FIGURA 19. SEPARAÇÃO DA CAMADA LIMITE PARA A SIMULAÇÃO DA MALHA A COM O MODELO LES.	36
FIGURA 20. DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE STROUHAL – MALHA A (LES).....	37
FIGURA 21. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA A (LES).	38
FIGURA 22. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 128 D DO CILINDRO – MALHA A (LES).	38
FIGURA 23. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA A (LES).	39
FIGURA 24. CAMPO DE PRESSA ESTÁTICA (PASCAL) – MALHA A (K-W SST).	40
FIGURA 25. CAMPO DE VORTICIDADE (1/s) – MALHA A (K-W SST).	40
FIGURA 26. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA A (K-W SST).	41
FIGURA 27. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA A (K-W SST).	41
FIGURA 28. DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE STROUHAL – MALHA A (K-W SST).	42
FIGURA 29. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA A (K-W SST).	43
FIGURA 30. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 128 D DO CILINDRO – MALHA A (K-W SST).	43
FIGURA 31. CAMPO DE PRESSA ESTÁTICA (PASCAL) – MALHA B (LES).	45
FIGURA 32. CAMPO DE VORTICIDADE (1/s) – MALHA B (LES).	45
FIGURA 33. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA B (LES).	46
FIGURA 34. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA B (LES).	46
FIGURA 35. DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE STROUHAL – MALHA B (LES).	47
FIGURA 36. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA B (LES).	48
FIGURA 37. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 128 D DO CILINDRO – MALHA B (LES).	48
FIGURA 38. CAMPO DE PRESSA ESTÁTICA (PASCAL) – MALHA B (DES).....	49
FIGURA 39. CAMPO DE VORTICIDADE (1/s) – MALHA B (DES).	49
FIGURA 40. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA B (DES).....	50
FIGURA 41. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA B (DES).....	50
FIGURA 42. DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE STROUHAL – MALHA B (DES).	51
FIGURA 43. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA B (DES).....	52

FIGURA 44. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 128 D DO CILINDRO – MALHA B (DES).....	52
FIGURA 45. GEOMETRIA DO PROBLEMA PARA O CASO DO AEROFÓLIO COM SLAT.	54
FIGURA 46. MALHA C.	55
FIGURA 47. MALHA C, DETALHE DO CONJUNTO.....	55
FIGURA 48. MALHA C, DETALHE DO SLAT.....	55
FIGURA 49. MALHA C, DETALHE DA CAUDA.	56
FIGURA 50. CAMPO DE VORTICIDADE PARA UM ESCOAMENTO COM $Re=7,2$, $Mach=0,2$, ÂNGULO DE ATAQUE DE 6 GRAUS, TRABALHO DO KHORRAMI ET AL. [14].....	57
FIGURA 51. CAMPO DE VORTICIDADE PARA UM ESCOAMENTO COM $Re=1.200.000$, $Mach=0,09$, ÂNGULO DE ATAQUE DE 10 GRAUS, ÂNGULO DO SLAT DE 25 GRAUS, TRABALHO DO VAN PUTTEN ET AL. [7]. ..	58
FIGURA 52. CAMPO DE PRESSÕES PARA UM ESCOAMENTO COM $Re=1.200.000$, $Mach=0,09$, ÂNGULO DE ATAQUE DE 6 GRAUS, ÂNGULO DO SLAT DE 25 GRAUS, TRABALHO DO VAN PUTTEN ET AL. [7].	58
FIGURA 53. CL EM FUNÇÃO DO ÂNGULO DE ATAQUE, DADO RETIRADO DO RELATÓRIO EXPERIMENTAL DE ANDREOU ET AL. [13].	59
FIGURA 54. CAMPO DE PRESSÃO ESTÁTICA (PASCAL) – AEROFÓLIO COM SLAT.	60
FIGURA 55. CAMPO DE VORTICIDADE (1/s) – AEROFÓLIO COM SLAT.	61
FIGURA 56. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – AEROFÓLIO COM SLAT.....	61
FIGURA 57. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 0.6 METROS DO AEROFÓLIO COM SLAT. DADO EXPERIMENTAL RETIRADO DA REF [13].....	62

INDÍCE DE TABELAS

TABELA 1. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES COM O TUTORIAL DO FLUENT.....	32
TABELA 2. COMPARAÇÃO DAS OASPL ENTRE O TUTORIAL E REVELL	33
TABELA 3. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES COM O PRESENTE CASO – MALHA A (LES).	35
TABELA 4. COMPARAÇÃO DAS OSPL ENTRE OS RESULTADOS OBTIDOS COM OS DADOS OBTIDOS POR REVELL – MALHA A (LES).	39
TABELA 5. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES – MALHA A (K-W SST).	42
TABELA 6. COMPARAÇÃO DAS OSPL PARA OS RESULTADOS OBTIDOS – MALHA A (K-W SST).....	44
TABELA 7. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES – MALHA B (LES).	47
TABELA 8. COMPARAÇÃO DAS OSPL PARA OS RESULTADOS OBTIDOS – MALHA B (LES).....	48
TABELA 9. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES – MALHA B (DES).....	51
TABELA 10. COMPARAÇÃO DAS OSPL PARA OS RESULTADOS OBTIDOS – MALHA B (DES).	53
TABELA 11. COMPARAÇÃO DO CL – AEROFÓLIO COM SLAT.	62

1. INTRODUÇÃO DO PROJETO

Neste capítulo serão apresentados o contexto em que se insere o projeto, a necessidade a ser suprida e os objetivos a serem atingidos.

1.1. Introdução

A produção de aeronaves civis no país torna-se, cada vez mais, uma indústria estratégica fundamental para a autonomia e desenvolvimento sustentável da nação. Buscando auto-suficiência no que se refere à concepção, projeto e certificação de aeronaves, o Brasil, liderado pela Embraer, tem alcançado metas de comercialização de aviões crescentes em mercados antes não atingíveis. O sucesso da Embraer teve como origem avanços extraordinários da tecnologia brasileira, motivando e movimentando diversos setores tecnológicos adjacentes ao aeronáutico. Este esforço já rende resultados de sucesso e outros muito promissores, colocando o Brasil na posição mundialmente reconhecida como um dos maiores fabricantes de aeronaves de até 110 passageiros.

Um novo desafio surge para o desenvolvimento do setor aeronáutico: os limites e requisitos para os níveis de ruído externo tanto para certificação quanto para operação de aeronaves em aeroportos têm se tornado cada dia mais restritivos devido, principalmente, a pressões das comunidades preocupadas com a melhoria da qualidade de vida nas cidades. Embora as aeronaves, e especialmente os motores, tenham se tornado cada dia mais silenciosos devido ao progresso tecnológico, a sensação de incômodo tem aumentado devido ao aumento do tráfego aéreo. Dentro deste contexto, novos requisitos para ruído externo, ainda mais restritivos que os atualmente estipulados, já estão em vigor desde Janeiro de 2006 (ref. [1] e [2]) e a discussão para um próximo requisito já prevê outra redução de 5 a 10 EPNdB para Janeiro de 2015 - 2020.

O histórico da redução dos níveis de ruído externo ao longo dos anos é mostrado na Figura 1. As metas de redução de ruído externo de dois projetos temáticos atualmente em andamento nos Estados Unidos (“*Advanced Subsonic Technology e Quiet Aircraft Technology*”) também estão colocadas no mesmo gráfico em vermelho. A meta principal do projeto *Advanced Subsonic Technology* é desenvolver tecnologias

de redução de ruído de 20dB's até 2020, em relação às tecnologias de 1997. Os principais pontos pesquisados para a redução de ruído neste projeto são mostrados na Figura 2.

Neste cenário, tanto na Comunidade Européia quanto nos Estados Unidos, diversos projetos têm sido realizados associados a ruído externo. Destaca-se aqui, o SILENCE(R), que é o maior projeto temático em ruído externo de aeronaves suportado pela Comunidade Européia envolvendo 51 empresas de 14 países com um orçamento de mais de 110 milhões de euros (50% suportado pela Comunidade Européia). Seu objetivo principal é validar tecnologias de redução de ruído visando operações com aeronaves mais silenciosas em até 6 dBs em 2008.

Assim, os limites de ruído de operação e certificação cada vez mais restritivos têm tornado a tecnologia de projetar aeronaves de baixo ruído um diferencial competitivo importante na disputa por clientes.

O contínuo desenvolvimento de motores tem os tornado mais silenciosos ao longo dos anos, fazendo com que o ruído aerodinâmico torne-se uma importante fonte de ruído comparável ao próprio motor nas condições de pouso. Assim, para as novas aeronaves, deve-se focalizar no ruído aerodinâmico tanto quanto no do motor como fonte importante de ruído. Além disso, a experiência da EMBRAER na concepção de aeronaves demonstra que a empresa precisa ter domínio sobre o quesito ruído de motor para poder discutir e influenciar tecnicamente em pé de igualdade com seus fornecedores.

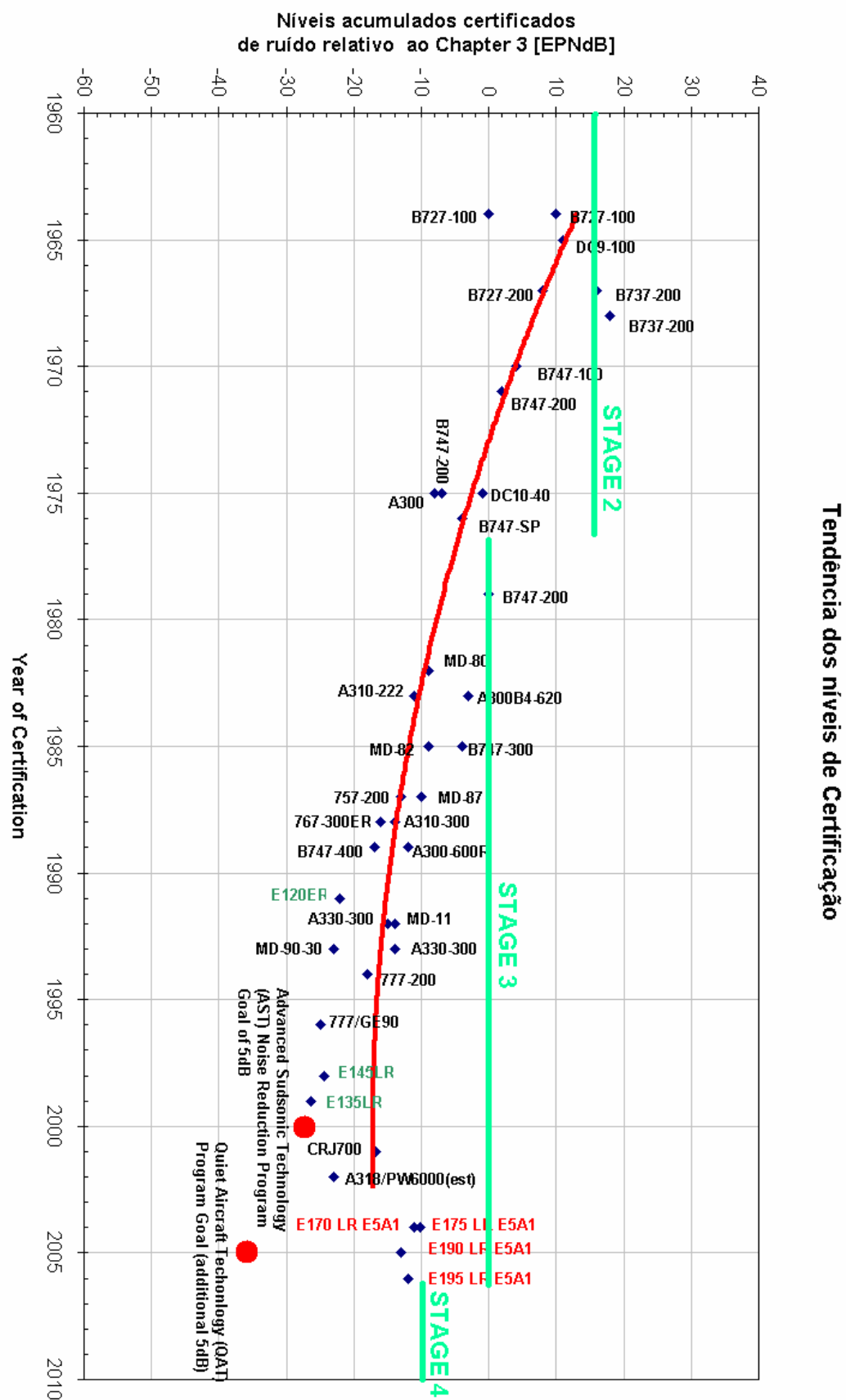
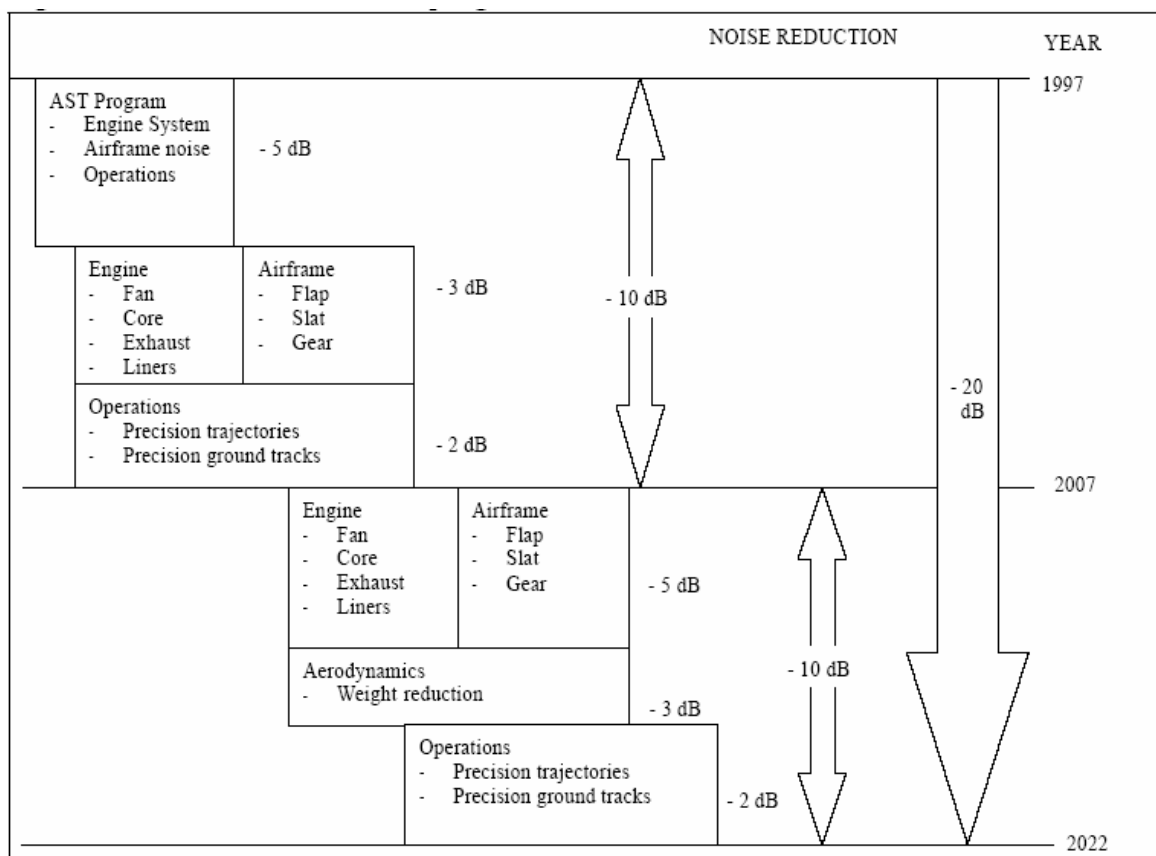


FIGURA 1. O HISTÓRICO DA REDUÇÃO DOS NÍVEIS DE RUÍDO EXTERNO AO LONGO DOS ANOS.



[NASA, 1997b]

FIGURA 2. FOCOS DE MELHORIA PESQUISADOS NO PROJETO ADVANCED SUBSONIC TECHNOLOGY.

Para aeronaves de maior porte, com motores mais potentes, a questão do ruído externo tem se mostrado crítica, mesmo para os limites atuais (ICAO Chapter 3). Uma outra questão igualmente importante se refere a requisitos de clientes e de aeroportos relativos a ruído externo, exigindo assim um maior suporte por parte da EMBRAER.

Atualmente, parte do estudo e avaliação dos níveis de ruído externo dos aviões EMBRAER são realizados predominantemente por consultores externos internacionais. Tal abordagem traz como consequência algumas dificuldades e até mesmo lentidão de respostas para situações críticas, como é o caso das modificações aerodinâmicas e de motor para melhoria dos níveis de ruído externo. Como exemplo, este procedimento dificulta atividades de:

- Avaliação da real situação do avião quanto aos requisitos de aeroportos;
- Avaliação da confiabilidade dos níveis de ruído estimados pelos fornecedores de motores;

- Conhecimento das contribuições do ruído do motor e aerodinâmico na metodologia usada;
- Avaliação de melhoramentos (motor e aerodinâmico) nos níveis de ruído;

Assim, a necessidade de uma atuação técnica maior junto aos fornecedores de motor e no projeto aerodinâmico da aeronave se mostra cada vez mais premente. Esta atuação técnica dar-se-á por meio da implementação de melhores práticas de projeto com foco em baixo ruído na concepção e desenvolvimento do produto, uso de ferramentas numéricas, analíticas e experimentais para predição de níveis de ruído e de sua redução.

Uma outra questão é que toda modificação que altere a geometria externa da aeronave, ou os níveis de ruído emitidos por motor e APU, deve passar por uma avaliação e substanciação, para as autoridades, do impacto nos níveis certificados de ruído externo, antes realizada somente por consultores e agora parcialmente pela Embraer.

É importante destacar que ainda não existe na concepção e no projeto aerodinâmico das aeronaves e áreas afins a cultura do uso de práticas de projeto para baixo ruído externo. Além disso, não existe ainda uma metodologia de avaliação bem desenvolvida de impacto de melhorias aerodinâmicas no ruído externo. Geralmente, muitas das alterações foram avaliadas e validadas via ensaios em vôo resultando em elevado custo.

Atualmente com o avanço dos computadores, as tecnologias baseadas em CFD (Computational Fluid Dynamics) tornaram-se capazes de analisar problemas aerodinâmicos, sendo esta uma solução barata para se validar os diversos estudos e modificações em aeronaves a fim de se resolver os problemas de ruídos mencionados até agora.

Porém os estudos baseados em CFD ainda estão num processo de confirmação de resultados na área aeroacústica e é dentro deste contexto que se encaixa este trabalho de conclusão de curso. Portanto, serão estudados e simulados através do software

comercial Fluent a física e os resultados dos escoamentos ao redor de um cilindro e de um aerofólio com slat.

1.2. Objetivos

O primeiro objetivo deste trabalho é explicar os diversos fenômenos envolvidos em escoamentos aeroacústicos ao redor de corpos assim como os métodos envolvidos neste processo, sejam eles as equações que governam tais escoamentos como os processos matemáticos e numéricos que conseguem resolver tais equações.

Após o entendimento de todo o processo entramos no segundo e principal objetivo do trabalho que é a simulação numérica através do software Fluent do escoamento aeroacústico ao redor de um cilindro e de um aerofólio com slat.

2. FORMULAÇÃO DO ESCOAMENTO AO REDOR DO CILINDRO

O objetivo de se analisar o escoamento ao redor de um cilindro foi o de se aprender os processos envolvidos em uma simulação numérica e entender o funcionamento dos dois softwares comerciais utilizados no projeto, Fluent e o Icem.

Então era necessária a utilização de um caso já amplamente estudado no mundo acadêmico, um caso que possuísse um banco de dados suficiente para que os métodos aprendidos no processo de estudo pudessem ser validados.

O caso que se encaixou nesse perfil será discutido abaixo da Figura 3, que possui o domínio utilizado nessa análise.

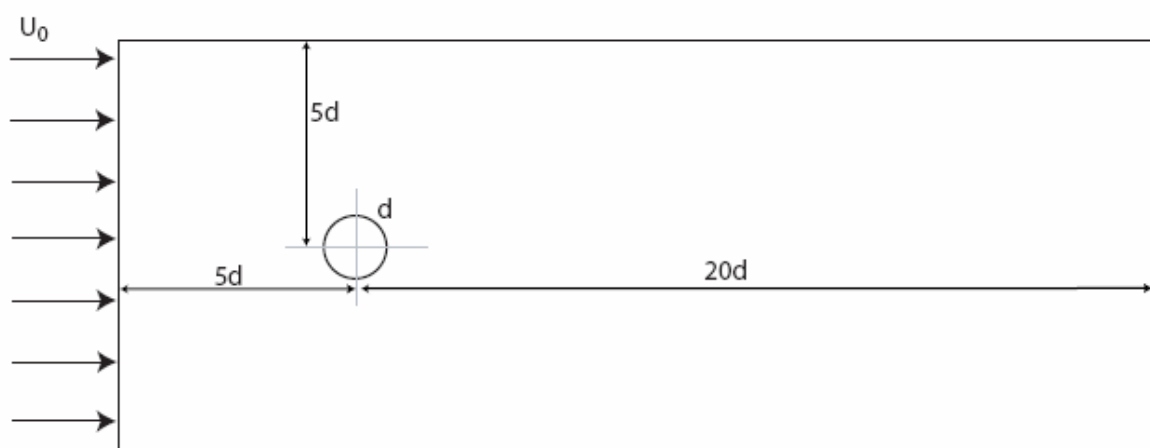


FIGURA 3. GEOMETRIA DO PROBLEMA PARA O CASO DO CILINDRO.

O caso a ser analisado é o de um cilindro de 19 mm de diâmetro dentro de um escoamento de 69,2 m/s, o que nos dá um Reynolds de aproximadamente 90.000 e um número de Mach de 0,2, para tanto a geometria considerada para a criação das malhas possui distancias de $5d$ para frente, para cima e para baixo do cilindro e $20d$ para trás, conforme a Figura 3. As simulações são bidimensionais.

Baseadas no esquema da Figura 3 foram feitas duas malhas, uma que se utiliza da lei de parede do Fluent e outra que não usa tal função, essas diferenças serão explicadas no próximo tópico.

2.1. Estimativa da espessura da Camada Limite e y^+

Um fator importante na construção de malhas é saber quantos elementos deseja-se colocar dentro da camada limite. Sabemos que a camada limite laminar, segundo Blasius [3], é aproximada por:

$$\frac{\delta}{x} = \frac{5}{\sqrt{\text{Re}_x}}$$

mas como estamos lidando com um cilindro podemos aproximar a camada limite por:

$$\frac{\delta}{d} = \frac{5}{\sqrt{\text{Re}_d}},$$

então tem-se que $\delta = 0,32 \text{ mm}$, para o caso apresentado acima. Este valor é apenas uma estimativa para avaliação do número de elementos da malha que deverão estar presentes na camada limite.

Dependendo da quantidade de elementos nessa região, ou mais especificamente do y^+ , que será abordado em breve, o Fluent decide se utiliza uma função de parede para descrever o comportamento da camada limite ou se a calcula junto com o resto do escoamento.

O y^+ e o u^+ são adimensionais utilizados para o estudo dessa região próxima ao corpo e são definidos por:

$$y^+ = \frac{y \cdot u_*}{\nu}, \text{ com } u^+ = \frac{u}{u_*}, \text{ sendo } u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}, \text{ onde } \rho \text{ é a densidade,}$$

sendo u_* a velocidade de atrito que é definida dessa forma porque a quantidade $\sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ ocorre freqüentemente nas relações empíricas em escoamentos de camada limite turbulenta.

No cálculo da velocidade de atrito encontra-se o termo τ_w , que é o cisalhamento na parede, dado por:

$$\tau_w = \mu \cdot \left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=0}$$

porém, com essa equação não é possível calcular o cisalhamento, pois não se conhece o perfil de velocidade, então para suprir essa deficiência existem várias relações empíricas que fornecem valores para o coeficiente de atrito, sendo uma que fornece resultados muito satisfatórios apresentada abaixo [3]:

$$c_f = \frac{0.455}{(\ln 0.06 \cdot \text{Re}_x)^2}$$

logo,

$$\tau_w = 0.5 \cdot c_f \cdot \rho \cdot U_\infty^2$$

A relação entre y^+ e u^+ é uma forma de se descrever a camada limite de forma adimensional, existem vários resultados empíricos que fornecem essa relação, a Figura 4 apresenta o resultado do trabalho de Schlichting [4].

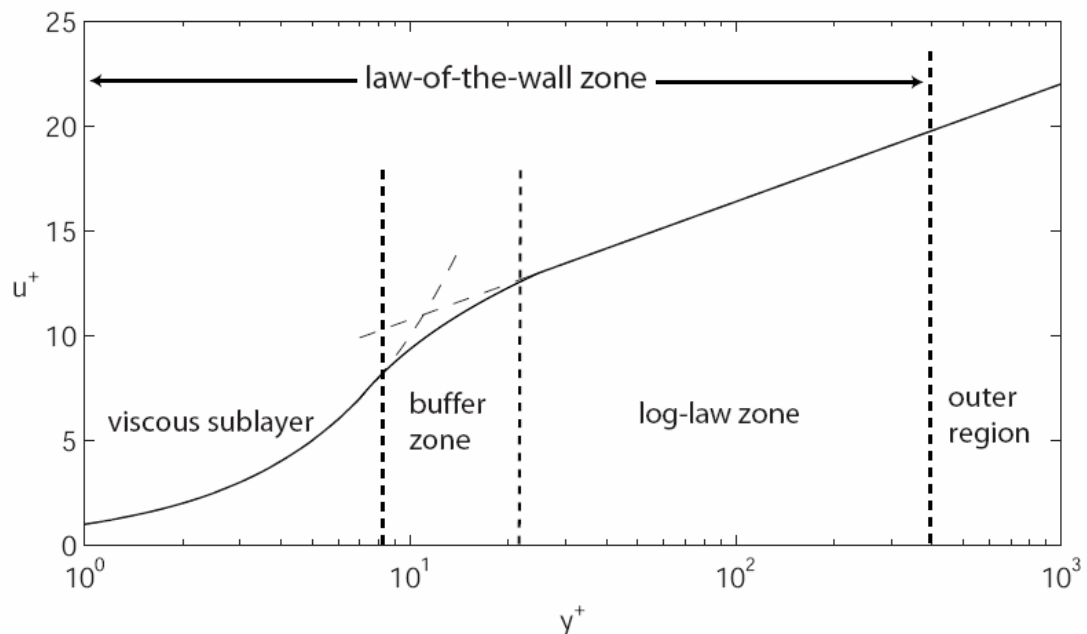


FIGURA 4. RELAÇÃO ENTRE u^+ E y^+ . FONTE SCHLICHTING [4].

A função de parede do Fluent segue a relação mostrada na Figura 4 e ela só é utilizada quando o nosso caso e malha possuírem um y^+ maior que aproximadamente 5.

A tensão cisalhante na parede é dada por $\tau_w = \mu \cdot \frac{\partial u}{\partial y} \Big|_{y=0}$, como mencionado anteriormente, se a tensão for calculada de forma direta, a variação da velocidade em y será interpolada por uma reta ($\frac{\partial u}{\partial y} = \frac{u_{\text{primeiro-elemento}} - u_{\text{parede}}(0)}{y_{\text{primeiro-elemento}} - y_{\text{parede}}}$), porém se for utilizado uma lei de parede, a função da velocidade por y será dada por uma aproximação experimental, como apresentado na Figura 4.

Então para fins de comparação foram feitas duas malhas para o caso do cilindro, uma com um y^+ de aproximadamente 3, que calcula a camada limite, e outra com um y^+ próximo de 80, que se utiliza da função de parede mencionada acima.

2.2. Malhas computacionais do cilindro

Como dito anteriormente, para a análise do escoamento em torno de um cilindro foram utilizadas duas malhas, onde ambas foram geradas pelo programa Icem.

Segue aqui a primeira malha, mostrada na Figura 5, que possui 34.894 elementos, um y^+ de 80 e 180 pontos em torno do cilindro, denominada de “malha A”.

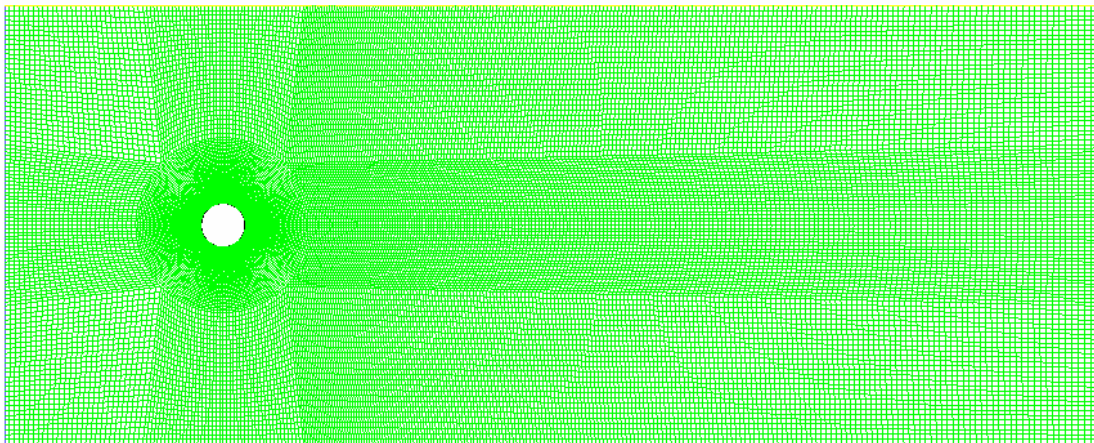


FIGURA 5. MALHA COMPUTACIONAL A.

A Figura 6 mostra em detalhe a região próxima ao cilindro.

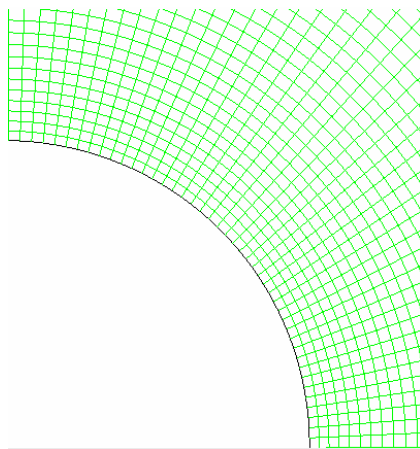


FIGURA 6. DETALHE DA MALHA A.

A Figura 7 mostra a segunda malha utilizada com 68.284 elementos, um y^+ de 3 e 240 pontos em torno do cilindro, denominada de “malha B”.

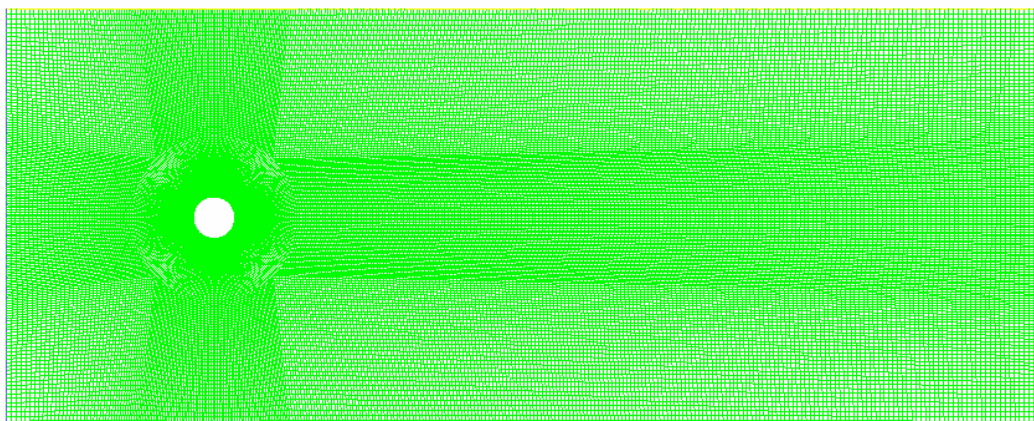


FIGURA 7. MALHA COMPUTACIONAL B.

A Figura 8 apresenta em detalhe a região próxima ao cilindro da malha B.

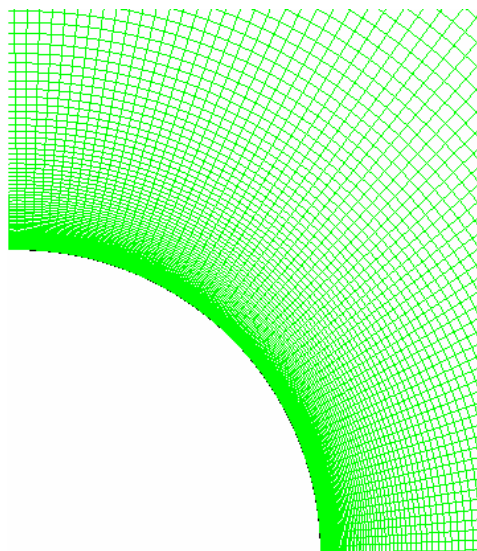


FIGURA 8. DETALHE DA MALHA B.

Para a construção das malhas no Icem e sua avaliação no Fluent foram utilizados os seus tutoriais, ref [5, 6].

2.3. Modelos de turbulência

Nas soluções da velocidade e pressão do escoamento são utilizadas as equações de Navier-Stokes e da continuidade [3].

O Fluent utiliza as equações de Navier-Stokes com os vários parâmetros substituídos pelos seus respectivos termos médios mais seus valores oscilantes, o que gera uma nova formulação, que apresenta a mesma configuração das equações originais, em relação às médias das variáveis, mais um novo termo, com a parte oscilante, que é conhecido como tensor de Reynolds [3].

A parte média das equações é resolvida de forma direta por toda a malha, porém quando se calcula o tensor de Reynolds do mesmo jeito, encontra-se um grande problema de recursos computacionais, devido a grande quantidade de memória de armazenagem demandada para este cálculo.

Para casos muito simples os computadores atuais conseguiriam calcular o tensor de Reynolds de forma direta, entretanto para problemas de engenharia o grau de complexidade não permite a utilização desse método, então para suprir essa deficiência foram criados vários modelos de turbulência que modelam esse tensor ao invés de calculá-lo.

Nesse trabalho foram aplicados três modelos de turbulência, o k- ω SST, o LES e o DES, a explicação destes modelos foi baseada na ref [5].

2.3.1 “Large Eddy Simulation” - LES (simulação dos maiores turbilhões)

Escoamentos turbulentos são caracterizados por possuírem uma ampla escala de turbilhões.

Em teoria é possível resolver de forma direta todo o espectro de turbulência, usando o conhecido método direto de simulação (DNS). Entretanto como dito anteriormente, para problemas de engenharia esse método não é viável computacionalmente, pois o custo é proporcional a Re^3 .

O modelo LES resolve diretamente as maiores escalas dos turbilhões, enquanto as menores escalas são modeladas. Os princípios pelos os quais o LES consegue gerar bons resultados estão a seguir:

- Momento, massa, energia, e outros escalares são transportados em sua maior parte por grandes escalas.
- Pequenas escalas são menos dependentes da geometria, são mais isotrópicas, sendo consequentemente mais universais.
- Grandes escalas são mais dependentes do problema, elas estão ligadas com a geometria, condições de contorno e o fluido.
- A chance de se achar um modelo de turbulência universal para as pequenas escalas é muito maior.

Resolvendo apenas as grandes escalas, podemos utilizar malhas mais leves e maiores passos de tempo. Entretanto LES ainda precisa trabalhar com malhas mais refinadas do que os outros modelos de turbulência que modelam todo o espectro (RANS).

As equações que governam o método LES são obtidas do filtro das equações dependentes do tempo de Navier-Stokes. O processo de filtro efetivamente corta as escalas menores que o comprimento do filtro ou que o espaçamento da malha usado nas contas. O resultado são equações que governam as maiores escalas.

Um filtro pode ser definido como [5]:

$$\bar{\phi}(\mathbf{x}) = \int_D \phi(\mathbf{x}') G(\mathbf{x}, \mathbf{x}') d\mathbf{x}'$$

onde D é o domínio do fluido, e G é a função filtro que determina o tamanho de escala a ser resolvido. No Fluent, a discretização dos volumes finitos implica que a operação de filtro seja:

$$\bar{\phi}(\mathbf{x}) = \frac{1}{V} \int_V \phi(\mathbf{x}') d\mathbf{x}', \quad \mathbf{x}' \in V$$

onde V é o volume de uma célula computacional. Portanto a função $G(\mathbf{x}, \mathbf{x}')$ utilizada aqui é:

$$G(\mathbf{x}, \mathbf{x}') \begin{cases} 1/V, & \mathbf{x}' \in \mathcal{V} \\ 0, & \mathbf{x}' \notin \mathcal{V} \end{cases}$$

As menores escalas resultantes do filtro são desconhecidas e serão modeladas através das hipóteses de Boussinesq, que são utilizadas nos outros métodos que modelam toda a faixa de turbilhões.

O Fluent oferece três modelos, o “Wall Adapting Local Eddy-Viscosity model” (WALE), o “Locally Dynamic Smagorinsky model” (LDS) e o “Smagorinsky” model, que de acordo com Ton et al. [7], esses três modelos não geram grandes diferenças de resultados entre si.

2.3.2 *k-w SST*

Este modelo é do tipo RANS, pois modela toda a faixa turbulenta.

O modelo do k-w SST [5] é baseado nas equações da energia cinética da turbulência (k) e na sua taxa específica de dissipação (w), formando o k-w padrão, com a adição ao modelo padrão da variação chamada de “Shear-Stress Transport” (SST), que é um termo extra na equação de w, que garante que as equações do modelo se comportem apropriadamente tanto nas zonas próximas a parede como nas zonas distantes.

2.3.3 “*Detached Eddy Simulation*” - DES

O modelo DES pertence à classe de modelos de turbulência usualmente denominados de acoplamento LES/RANS. A idéia principal desse método é combinar os modelamentos de turbulência RANS com LES para aplicações que o LES clássico não é muito eficiente.

Neste trabalho foi utilizado o DES baseado no modelo de uma equação do Spalart-Allmaras.

O modelo Spalart-Allmaras padrão usa a distância a parede mais próxima como definição para um comprimento de escala d, que desempenha um papel importante na determinação da produção e destruição da viscosidade turbulenta (ver seção 2.3.3.1). O modelo DES, proposto por Shur et al. [6] substitui este d por um novo $\tilde{d}$, definido como:

$$\tilde{d} = \min(d, C_{des} \Delta)$$

onde o espaçamento da malha, Δ , é baseado no maior comprimento da célula nas direções x, y ou z. A constante empírica C_{des} tem o valor de 0,65.

Portanto para regiões bem refinadas no domínio, ou seja, regiões capazes de capturar de forma direta o fenômeno da turbulência (para grandes escalas), o comprimento de escala d utilizado nas equações do modelo Spalart-Allmaras será muito pequeno, o que aumentará a viscosidade turbulenta, diminuindo o valor do tensor de Reynolds.

Na prática os modelos RANS são baseados na hipótese de Boussinesq, portanto o tensor de Reynolds é calculado da forma

$$-\overline{\rho u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} (\rho k + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i}) \delta_{ij}$$

a partir desta fórmula os modelos RANS modelam valores para a viscosidade e energia cinética turbulentas e assim calculam o tensor de Reynolds que faz parte das equações médias de Navier Stokes, portanto aumentar a viscosidade turbulenta a ponto de matar a influência do tensor de Reynolds significa resolver a equação média de Navier Stokes sem o seu tensor, ou seja, resolver a equação normal de Navier Stokes (não média) e assim utilizar o método LES, que calcula de forma direta as grandes escalas turbulentas.

Então é através da variável $\tilde{d}$ e da malha que o simulador irá selecionar que modelo de turbulência será aplicado ao escoamento.

2.3.3.1 Spalart-Allmaras

Os modelos de turbulência que empregam a hipótese de Boussinesq (k- ω , k- ϵ), tem como principal problema modelar a viscosidade e a energia cinética turbulentas. O modelo Spalart-Allmaras negligencia a energia cinética turbulenta e resolve apenas uma equação de transporte para uma forma modificada da viscosidade turbulenta.

Sendo essa equação de transporte idêntica a da viscosidade turbulenta, exceto para regiões próximas a parede (região afetada pela viscosidade cinemática). Essa nova forma foi definida como $\tilde{\nu}$ e a sua equação de transporte encontra-se abaixo:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \} + C_{b2\rho} \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - \gamma_\nu + S_\nu$$

onde G_ν é a produção de viscosidade turbulenta e γ_ν é a destruição da viscosidade turbulenta que ocorre nas regiões próximas a parede devido ao bloqueio da parede e ao amortecimento viscoso. σ_ν e C_{b2} são constantes e ν é a viscosidade cinemática. S_ν é um termo fonte definido pelo usuário do software.

A partir desta forma modificada a viscosidade turbulenta é dada por

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1}$$

onde o termo f_{v1} é o amortecimento viscoso definido por

$$f_{v1} = \frac{X^3}{X^3 + C_{v1}^3}$$

e

$$X = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$

O termo de produção, G_v , é modelado como

$$G_v = C_{b1} \rho \tilde{S} \cdot \tilde{\nu}$$

onde

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 d^2} f_{v2}$$

e

$$f_{v2} = 1 - \frac{X}{1 + X f_{v1}}$$

C_{b1} e k são constantes, d é a distância da parede, e S é a medida escalar do tensor deformação. No modelo original, S é baseado na magnitude da rotacionalidade

$$S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}$$

onde Ω_{ij} é a rotacionalidade definida como

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

A justificativa da expressão de S está no fato de que em escoamentos próximos a parede, região de maior interesse quando o método foi criado, a turbulência só aparece onde a rotacionalidade é criada.

O termo de destruição é dado por

$$Y_v = C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2$$

onde

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}}$$

$$g = r + C_{w2} (r^6 - r)$$

$$r = \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} k^2 d^2}$$

C_{w1} , C_{w2} e C_{w3} são constantes, $\tilde{S}$ é o mesmo do termo de produção.

Observam-se nos termos de produção e destruição da viscosidade turbulenta o aparecimento da variável $\tilde{S}$, que é calculada em função da distância a parede d , sendo esse termo modificado na utilização do modelo de turbulência DES, como mencionado anteriormente.

2.4. Condições de contorno

As condições de contorno são parâmetros fundamentais para uma simulação, não definir corretamente estas condições pode significar na simulação de um caso totalmente diferente do desejado, como pode também gerar grandes erros no resultado final.

São as condições de contorno que dizem ao simulador quais são as características de entrada do escoamento, as de saída, se temos corpos imersos, se temos geradores de calor, fontes de fluido, etc. Ou seja, são através dessas condições que o simulador interpreta perfeitamente o que cada componente da malha representa.

Neste trabalho foi utilizada na entrada do escoamento a condição “velocity inlet”, na saída, a condição “pressure outlet”, nas laterais do domínio superior e inferior foi usado “symmetry” e no cilindro foi definido “wall”.

2.4.1. “Velocity inlet”

A condição de contorno “velocity inlet” é usada para definir a velocidade do escoamento, assim como todas as suas propriedades escalares relevantes, na borda de

entrada do escoamento. As propriedades de estagnação não estão fixadas, portanto elas podem atingir qualquer valor necessário para prover a distribuição de velocidade desejada.

Esta condição foi feita para trabalhar com escoamentos incompressíveis, e seu uso em escoamentos compressíveis pode levar a resultados não físicos, uma vez que as propriedades de estagnação podem atingir qualquer valor.

Aconselha-se também a não utilização desta condição próxima a obstruções sólidas, pois isso poderá levar a valores não físicos para as propriedades de estagnação.

2.4.2. “Pressure outlet”

A condição de contorno “pressure outlet” requer a especificação da pressão estática na borda de saída do escoamento. O valor especificado da pressão estática só é utilizado enquanto o escoamento for subsônico. Quando o escoamento ficar localmente supersônico, a pressão especificada não é mais utilizada, a pressão, assim como as outras propriedades, serão extrapoladas do interior.

2.4.3. “Wall”

A condição “wall” mostra quais regiões se comportam como parede, o que descreve o comportamento necessário para o cilindro neste trabalho.

2.4.4. “Symmetry”

Utiliza-se a condição de simetria para uma borda em que se deseja que os gradientes normais a ela sejam nulos, ou seja, é como se essa borda fosse uma parede totalmente lisa, que permitisse o escorregamento total do fluido. Para tanto é necessário que o escoamento seja paralelo a essa fronteira.

2.5. Formulação acústica do problema

A disciplina de acústica, que é o estudo de ondas de pressão nos fluidos, está intimamente ligada à dinâmica dos fluidos. Muitos sons que são tecnologicamente importantes nas aplicações industriais são gerados e propagados em escoamentos de fluidos. O fenômeno associado com o som pode, portanto ser entendido e analisado em estruturas gerais da dinâmica dos fluidos. As equações que governam a acústica são as mesmas que governam o escoamento de fluidos. Apesar desta estreita relação, a solução numérica do problema de aeroacústica envolve desafios consideráveis. Resolver o problema de geração de ruído implica em sermos capazes de solucionar o problema de turbulência com uma considerável precisão. O maior desafio na predição numérica de ondas de som deve-se ao fato de que estas possuem muito menos energia do que os escoamentos de fluidos. A propagação do som gerado, por sua vez, implica na utilização

de malhas computacionais que devem se estender até pontos distantes. Devido a esses fatos, técnicas específicas numéricas são utilizadas para problemas de aeroacústica computacional.

Existem quatro abordagens básicas para simular numericamente campos aeroacústicos utilizando-se ferramentas de CAA. Ordenando do maior ao menor esforço computacional e da maior à menor generalidade, em primeiro lugar está o cálculo direto do ruído de origem aeroacústico ou DNC, sigla que provém de “Direct Noise Computation”. Nesta abordagem, a geração e a propagação do ruído são resolvidas simultaneamente integrando-se numericamente as equações de Navier-Stokes em regime não-permanente, utilizando-se algoritmos e malhas de alta resolução e passo de integração temporal suficientemente pequeno para representar a escala de tempo da propagação das ondas de pressão. Em aplicações práticas do método direto, muitas vezes são utilizados algoritmos de alta resolução capazes de modelar turbulência, tais como DES (“Detached Eddy Simulation”) ou LES (“Large Eddy Simulation”). O maior inconveniente desta metodologia reside no fato que ela necessita de recursos computacionais intensivos, com diversos processadores e memória RAM de grande capacidade.

A segunda forma de abordar problemas aeroacusticos é feita através dos métodos híbridos, onde a geração do ruído é desacoplada da propagação do mesmo. Nesta abordagem a fonte é caracterizada através de uma simulação tipo LES/DES e a propagação é feita utilizando-se o campo de pressão não estacionário fornecido pela simulação LES/DES como dado de entrada para aplicativos que resolvem a equação de onda para geometrias com reflexão e/ou difração ou a equação de Ffowcs Williams e Hawkings para os casos menos complexos [5]. Essas metodologias são encontradas no Fluent, e neste trabalho foi utilizado o modelo de Ffowcs Williams e Hawkings.

Em terceiro lugar estão os métodos clássicos da aeroacústica, onde a fonte é caracterizada através de uma simulação do tipo RANS, e através de analogias, é possível determinar o nível de ruído associado a um determinado nível de turbulência. Dentro deste contexto (RANS), também é possível utilizar o conceito de turbulência sintética, que através de equações de perturbação, permitem determinar o ruído associado às escalas não resolvidas do campo médio aerodinâmico.

A quarta abordagem também está baseada em uma simulação do tipo RANS para o campo aerodinâmico em conjunto com modelos simplificados de banda larga para a fonte que permitem determinar a localização e intensidade relativa da mesma.

2.5.1 Analogia de Lighthill

Pós segunda guerra, como tentativa de se reduzir o ruído proveniente de turbo reatores surgiu a analogia de Lighthill [8]. Embora sua derivação a partir das equações

de Navier-Stokes possa ser realizada sem a necessidade de aproximações o seu uso requer que o observador esteja em uma região onde o fluido é homogêneo e o campo de velocidade nulo.

Os conceitos apresentados por Lighthill constituem a base de muitos métodos modernos de previsão de ruído aerodinâmico.

A analogia de Lighthill foi estendida por Ffowcs Williams e Hawkings para lidar com paredes móveis e fontes em movimento.

O modelo de Ffowcs Williams e Hawkings existente no FLUENT se aplica apenas para a propagação de som através de um meio fluido sem obstruções, possibilitando seu uso na previsão do ruído gerado por veículos em campo aberto. Dada sua construção, o modelo não é capaz de representar a propagação de sons em dutos ou meio fluido limitado por paredes, como no caso de sistemas de climatização ou interior de cabines de aeronaves.

3. RESULTADOS

Nesta seção serão apresentados todos os resultados obtidos para as duas malhas mostradas no Capítulo 2.2.

Para a validação dos resultados obtidos, serão expostos a seguir os resultados experimentais encontrados na literatura para a configuração apresentada.

3.1. Resultados experimentais

Em primeiro lugar é importante se fazer uma análise qualitativa do problema, verificar se o escoamento obtido realmente possui o formato dos escoamentos reais.

Essa primeira validação pode ser feita através da Figura 9, que mostra os diversos escoamentos existentes em função do numero de Reynolds.

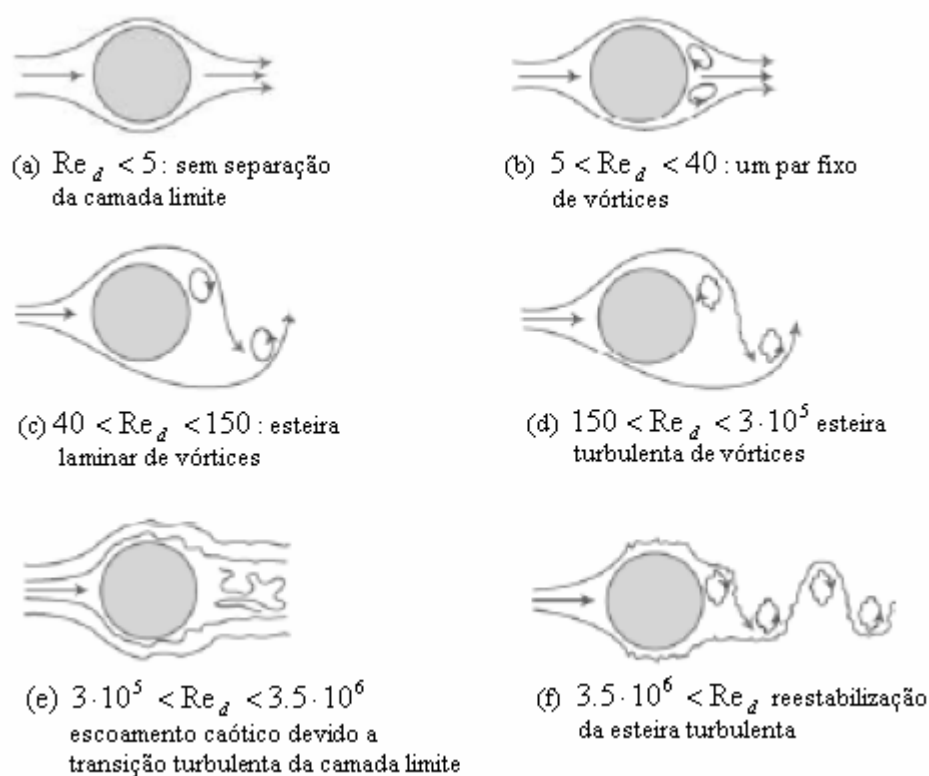


FIGURA 9. ESCOAMENTOS EXISTENTES EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE REYNOLDS.

O caso em questão apresenta numero Reynolds de 90.000, se enquadrando no escoamento representado pelo item (d) da Figura 9.

A Figura 10 apresenta a visualização do escoamento em torno de um cilindro (método “spark shadow graph”); cujo Reynolds é de 110.000, o Mach de 0,45 [9].

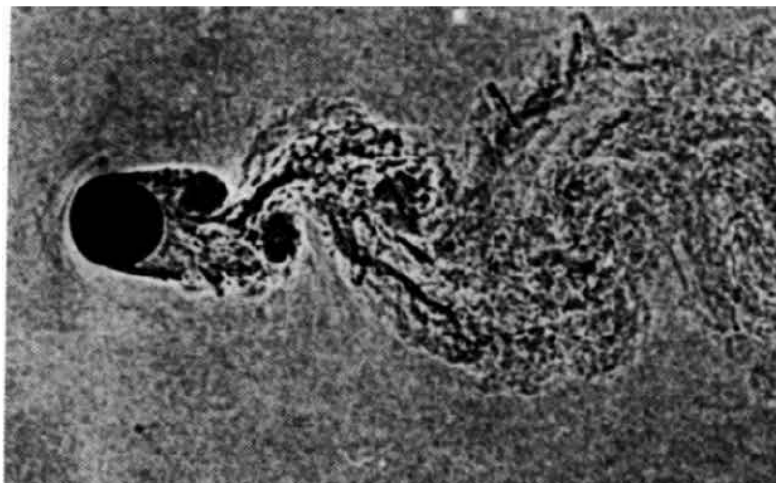


FIGURA 10. ESCOAMENTO EM TORNO DE UM CILINDRO (RE=110.000).

Após uma análise qualitativa, podem-se comparar os parâmetros numéricos que diferenciam um escoamento. São esses os coeficientes de sustentação (C_l) e arrasto (C_d) e o número de Strouhal que relaciona a frequência de emissão de vórtices com a velocidade do escoamento:

$$St = \frac{l \cdot w}{V}.$$

Os dados do número de Strouhal foram retirados do trabalho de Norberg (2003) [10], e se apresentam na Figura 11.

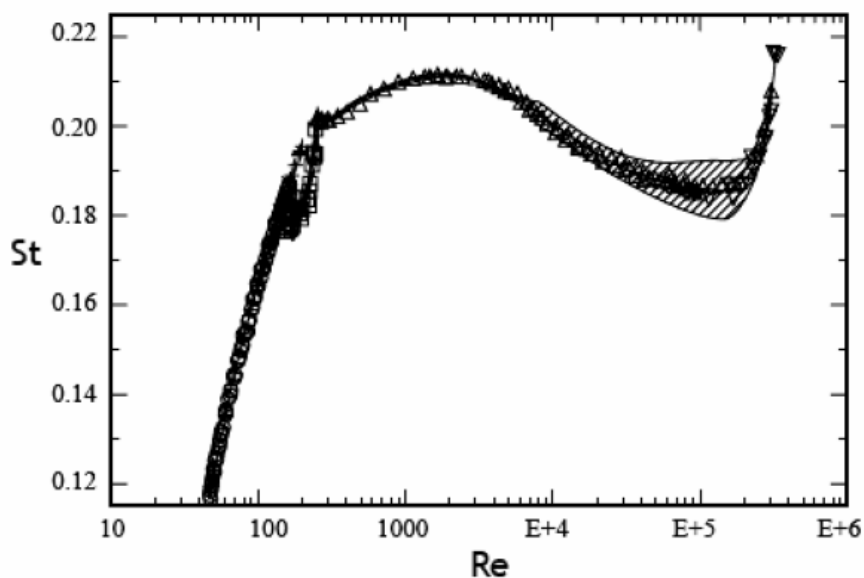


FIGURA 11. NÚMERO DE STROUHAL. FONTE NORBERG (2003) [10].

Pode-se verificar que para o Re de 90.000 temos um St de aproximadamente 0,19.

Já os dados do C_d foram extraídos do trabalho do Schlichting (1987) [4], e podem ser vistos na Figura 12.

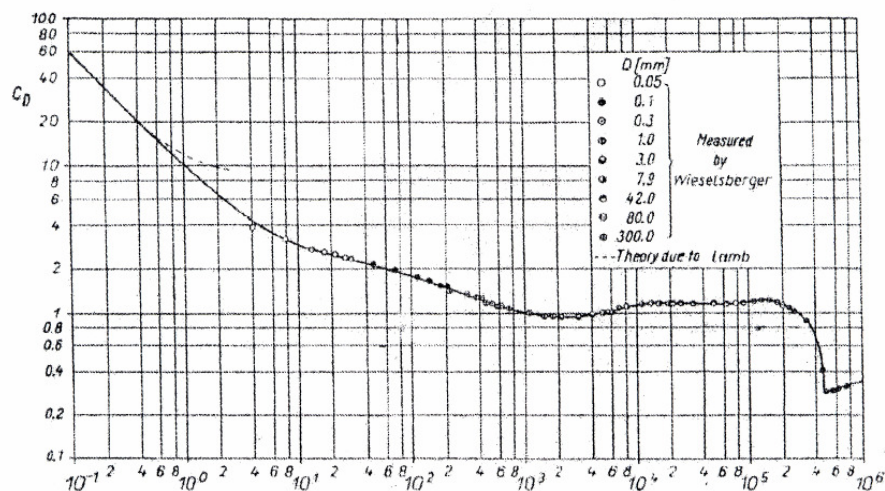


FIGURA 12. COEFICIENTE DE ATRITO EM FUNÇÃO DE REYNOLDS. FONTE SCHLICHTING (1987) [4].

Pode-se visualizar que o valor médio de C_d está em torno de 1,2, mas para o estudo mais completo do escoamento é necessário também se conhecer a variação do coeficiente de arrasto, por este se tratar de um caso com geração oscilante de vórtices e, portanto, de um problema oscilatório.

A Figura 13, retirada do trabalho de West (1993) [11], mostra as variações no C_d em função de Re .

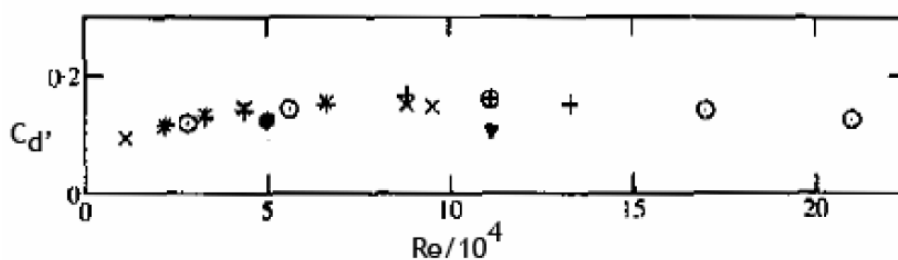


FIGURA 13. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DE REYNOLDS. FONTE WEST (1993) [11].

Observa-se o valor de 0,16 para a variação do C_d , ou melhor dizendo, do C_d' .

Por fim verifica-se na Figura 14 o gráfico com os picos do coeficiente de sustentação que tem como fonte o artigo do Norberg (2003) [10].

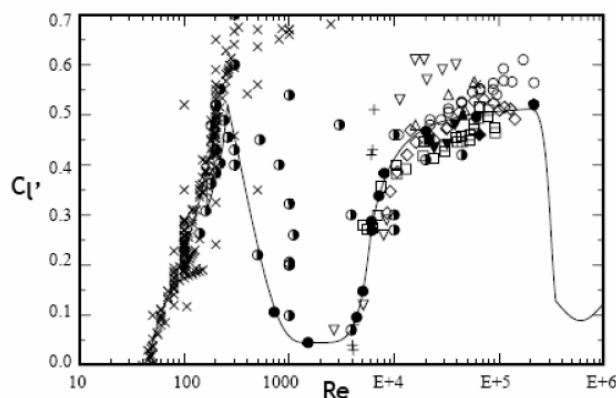


FIGURA 14. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DE RE. FONTE NORBERG (2003) [10].

Tem-se dessa fonte um valor de 0,4 para o C_l' .

Não são necessários valores experimentais para o C_l (médio), pois fisicamente sabe-se que este valor é zero, por se tratar de um escoamento em torno de um cilindro.

Uma vez que se trata do mesmo caso e das mesmas configurações utilizadas neste trabalho, A Tabela 1 apresenta a comparação dos valores pesquisados e as respostas obtidas pelo caso do tutorial do Fluent [5].

TABELA 1. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES COM O TUTORIAL DO FLUENT.

Variáveis do problema	Artigos	Tutorial [5]
St	0,19 – Ref[10]	0,25
Cd	1,20 – Ref[4]	1,27
Cd'	0,16 – Ref[11]	0,27
C_l'	0,40 – Ref[10]	1,16

Após ser confirmada a boa representatividade da simulação do escoamento, podemos calcular os dados acústicos e compará-los com a literatura, para este trabalho especificamente serão consultadas as respostas obtidas pelo artigo do Revell et al (1977) [12]. Na Tabela 2 estão representadas as OASPL (“overall sound pressure level”) experimentais para receptores a distancias de 35 e 128 diâmetros do artigo do Revell com um cilindro de envergadura de 26,3 diâmetros e os dados do tutorial do Fluent para as mesmas distâncias, mas com envergadura de 5 diâmetros.

TABELA 2. COMPARAÇÃO DAS OASPL ENTRE O TUTORIAL E REVELL.

Distância dos receptores	Tutorial (dB) [5]	Revell (dB)[12]
35D	115,7	117,0
128D	104,4	110,0

Pode parecer estranho se mencionar a envergadura do cilindro para um caso 2D, como foi feito acima, porém essa envergadura que na verdade é conhecida como correlação de envergadura da fonte é necessária para que se possa calcular o som emitido por um escoamento 2D. O Fluent assume que a fonte de som esta perfeitamente correlacionada dentro do valor especificado da correlação de envergadura.

3.2. Simulações 2D

É importante salientar que os resultados das simulações 2D do C_d , C_d' , C_l e C_l' serão superestimados em relação as simulações em 3D ou a resultados experimentais, e portanto será normal neste trabalho encontrar esses dados maiores que o esperado mas sempre próximos, dentro da mesma ordem de grandeza.

Esse fenômeno ocorre porque em simulações 2D perde-se a profundidade do problema, então os dados calculados no plano são extrapolados para se obter uma informação nas três dimensões, com isso efeitos em 3D são perdidos.

Na verdade o que ocorre é que em problemas 3D o que está acontecendo em um plano não precisa estar acontecendo em outro plano, e como em 2D é feita essa aproximação os seus resultados são sempre maiores.

3.3. Resultados obtidos com as malhas A e B

Todos os resultados foram obtidos através do programa Fluent, como dito anteriormente, e aqui estarão presentes quatro simulações, duas com a malha de 34894 elementos, denominada de malha A, e outras duas com a malha de 68.284, denominada de malha B.

Todos os resultados foram configurados com as condições de contorno do Capítulo 2.4, e para a formulação acústica utilizou-se o modelo de Ffowcs Williams e Hawkings.

3.3.1 Simulação da malha A com o modelo LES

Essa simulação foi a primeira que gerou resultados satisfatórios, para tanto foi utilizada as configurações apresentadas pelo tutorial do Fluent [5], pois essa era uma etapa em que se desejava a validação da malha e, consequentemente, a confirmação se o processo de fabricação de malhas foi corretamente estabelecido.

Primeiramente, foram simuladas 4.000 iterações com um passo de tempo de 5e-06s, para a obtenção dos parâmetros do escoamento.

Após as 4.000 iterações foi verificado se o escoamento tinha sentido físico, e essa verificação foi feita através da visualização do campo de pressão estática como mostra a Figura 15 e do campo de vorticidade na Figura 16.

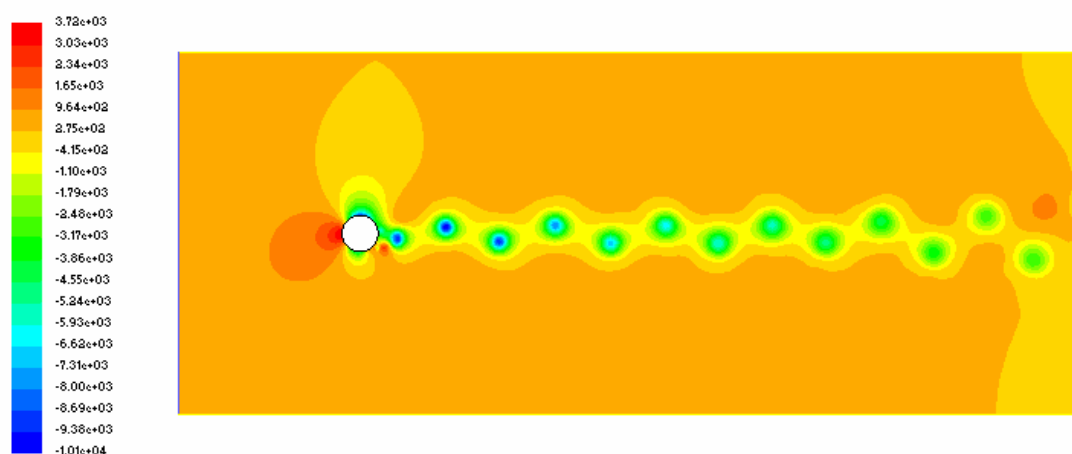


FIGURA 15. CAMPO DE PRESSA ESTÁTICA (PASCAL) – MALHA A (LES).

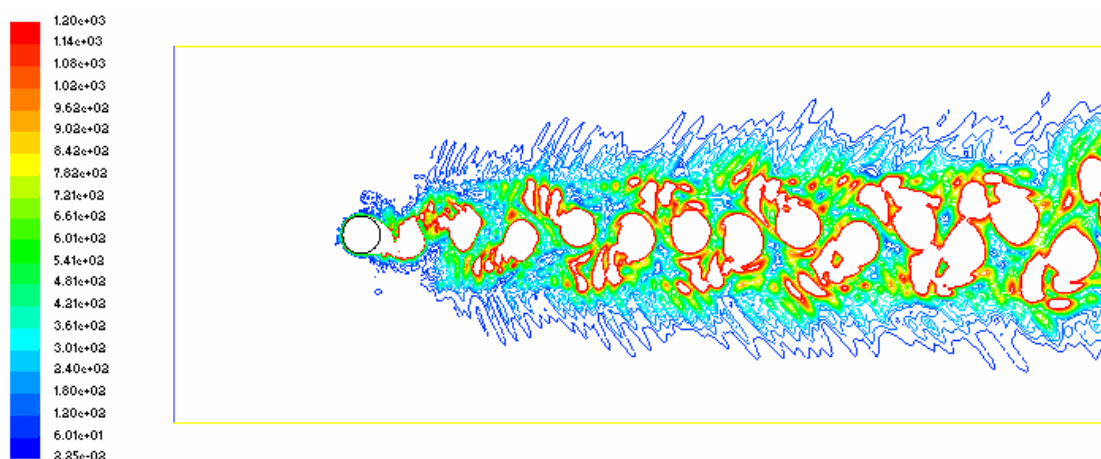


FIGURA 16. CAMPO DE VORTICIDADE (1/s) – MALHA A (LES)

Pode-se perceber que a esteira de vórtices está de acordo com a descrita pela Figura 9 da seção 3.1. Portanto, com um resultado fisicamente viável foi feita a

comparação quantitativa com os valores experimentais mostrados anteriormente e verificou-se, como podem ser vistos nas Figuras 17 e 18 e na Tabela 3, que os coeficientes de sustentação e arrasto são plausíveis.

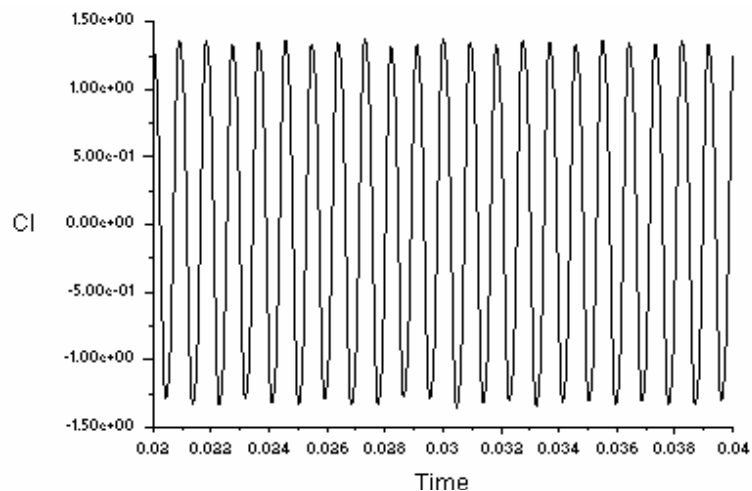


FIGURA 17. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA A (LES).

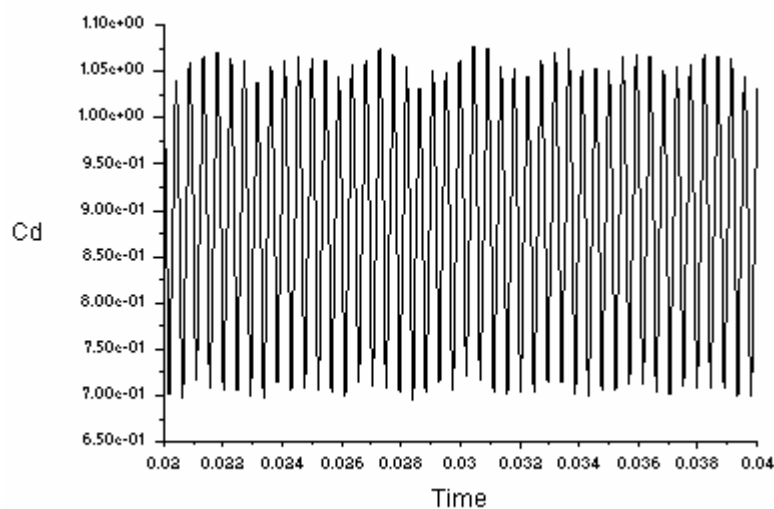


FIGURA 18. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA A (LES).

TABELA 3. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES COM O PRESENTE CASO – MALHA A (LES).

Variáveis do problema	Artigos	Tutorial [5]	Resultados
Cd	1,2 – Ref[4]	1,27	0,89
Cd'	0,6 – Ref[11]	0,27	0,11
Cl'	0,4 – Ref[10]	1,16	0,98

Podemos reparar que os valores de Cd e Cd' estão menores que os valores encontrados experimentalmente e de acordo com o capítulo 3.2 sabemos que isso é

impossível, porém após ser feita uma análise do caso foi descoberto que a camada limite na simulação se separou de forma atrasada, diminuindo assim o valor do C_d e C_d' .

Na Figura 19 abaixo encontram-se o ponto de separação da camada limite da simulação circulado em vermelho e a região ao qual se espera que a camada limite se separe circulada em azul.

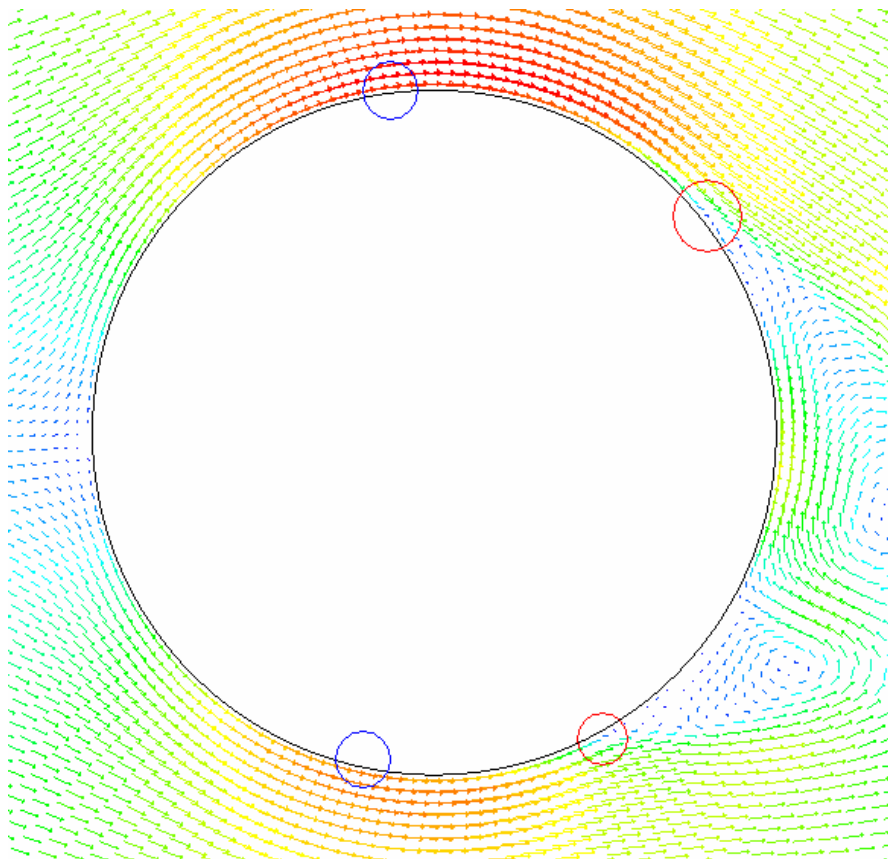


FIGURA 19. SEPARAÇÃO DA CAMADA LIMITE PARA A SIMULAÇÃO DA MALHA A COM O MODELO LES.

Apesar dessa tardia separação da camada limite, os resultados ainda se apresentam satisfatórios, então foram feitas mais 4.000 iterações com o mesmo passo de tempo para o cálculo dos dados acústicos, esse processo será melhor explicado posteriormente.

O número de Strouhal que representa o sistema pode ser calculado através do gráfico da densidade de potência espectral do coeficiente de sustentação pelo próprio número de Strouhal, como apresenta a Figura 20.

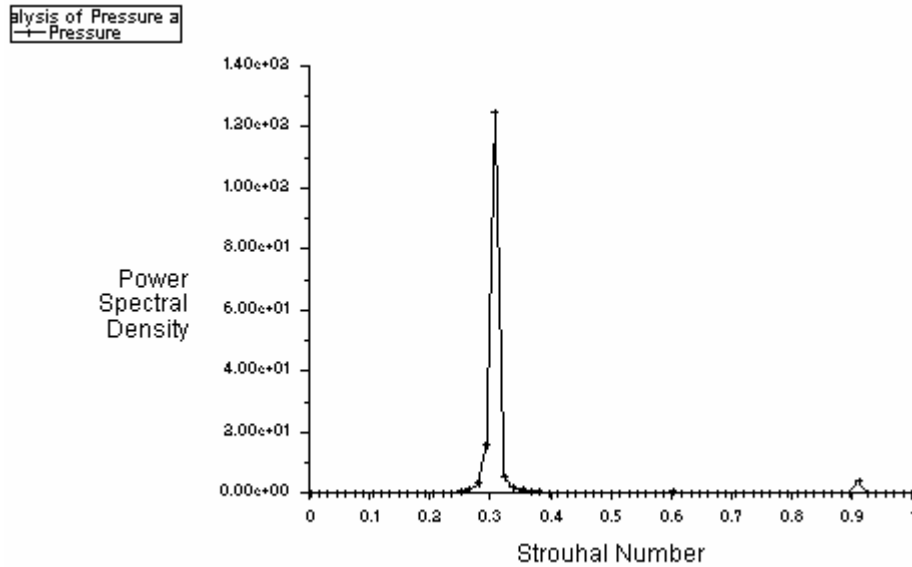


FIGURA 20. DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE STROUHAL – MALHA A (LES).

Da Figura 20 pode-se observar que o número de Strouhal do escoamento é de 0,31, ou seja, um número que está acima dos 0,19, encontrado por Norberg [10].

Nos cálculos acústicos dois fatores se tornam extremamente importantes, o passo de tempo e o período total de simulação, pois são estes fatores que definem a frequência máxima e mínima a serem calculadas.

A frequência máxima é estimada através do passo de tempo, da seguinte forma:

$$f_{\max} = \frac{1}{2 \cdot \Delta t}, \text{ então } f_{\max} = 100 \text{ kHz}$$

e a frequência mínima que é função do tempo total de simulação é dada por:

$$T_{\text{total}} = n \cdot \Delta t = 4000 \cdot 5e-06 = 0.02 \text{ s}, \quad f_{\min} = \frac{1}{T} = 50 \text{ Hz},$$

onde n é o numero de iterações.

A frequência mínima também pode ser interpretada como a resolução do espectro de frequências.

Sabemos da literatura que o ouvido médio humano consegue identificar sons apenas dentro da faixa de 20 Hz até 20 kHz. Isto mostra que o nosso problema está bem estabelecido, inclusive podemos atingir uma frequência muito maior que a do limite humano.

Portanto a fim de se diminuir o esforço computacional, os dados acústicos serão computados de dois em dois passos de tempo, o que diminui a frequência máxima para 50 kHz.

Os sinais acústicos para as distancias de 35 D e 128 D estão mostrados nas Figuras 21 e 22, respectivamente.

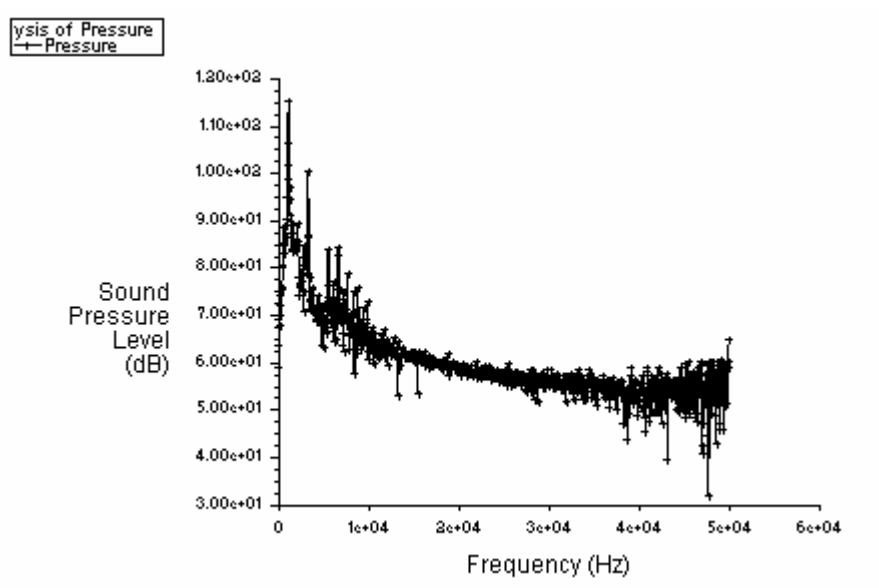


FIGURA 21. PRESSÃO EM dB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA A (LES).

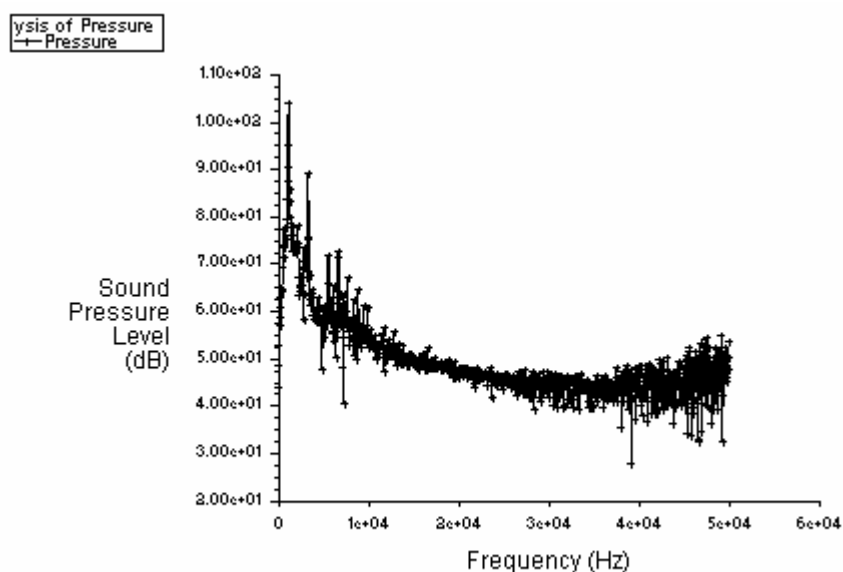


FIGURA 22. PRESSÃO EM dB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 128 D DO CILINDRO – MALHA A (LES).

As OSPL calculadas encontram-se na Tabela 4 juntamente com os valores encontrados pelo tutorial e pelo artigo do Revell.

TABELA 4. COMPARAÇÃO DAS OSPL ENTRE OS RESULTADOS OBTIDOS COM OS DADOS OBTIDOS POR REVELL – MALHA A (LES).

Distância dos receptores	Tutorial (dB) [5]	Revell (dB) [12]	Resultados (dB)
35D	115,7	117,0	116,0
128D	104,4	110,0	105,0

Pode-se observar que os resultados estão extremamente próximos dos dados da literatura.

A fim de curiosidade será mostrado como o número de Strouhal influência no som, para isso é necessário achar em que frequência tem-se o pico de pressão do som. A Figura 23 mostra a pressão em dB em função da frequência.

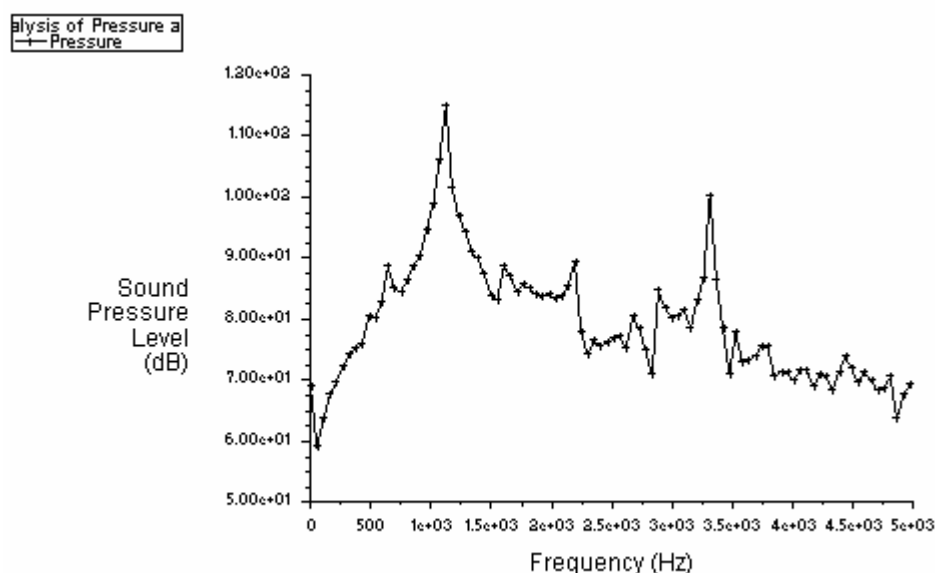


FIGURA 23. PRESSÃO EM dB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA A (LES).

Da Figura 23 pode-se dizer que o pico de som ocorre a uma frequência de aproximadamente 1.200 Hz, agora o cálculo do número de Strouhal com essa frequência obtém-se:

$$St = \frac{l \cdot w}{V} \rightarrow St = \frac{0,019 \cdot 1200}{69,2} = 0,33$$

Este valor encontrado é praticamente o mesmo do número de Strouhal do escoamento, portanto, podemos concluir que a frequência de emissão de vórtices é a mesma do pico de som, resultado que faz total sentido físico.

3.3.2 Simulação da malha A com o modelo $k-w$ sst

Com um caso gerando resultados satisfatórios, foi decidida a utilização de outro modelo de turbulência.

A primeira simulação apresentou-se insatisfatória, pois o simulador não conseguiu gerar uma perturbação necessária para que houvesse geração de vórtices, o que ocasionou apenas em um escoamento com separação da camada limite.

Após uma pesquisa, chegou-se a conclusão de que por se tratar de um método mais fraco que o LES, o $k-w$ SST precisava utilizar interpolações mais sofisticadas e de maiores ordens entre os volumes da malha.

Então usando um método de interpolação de terceira ordem conseguiu-se obter uma esteira de vórtices.

Os resultados do escoamento podem ser vistos nas Figuras 24 e 25.

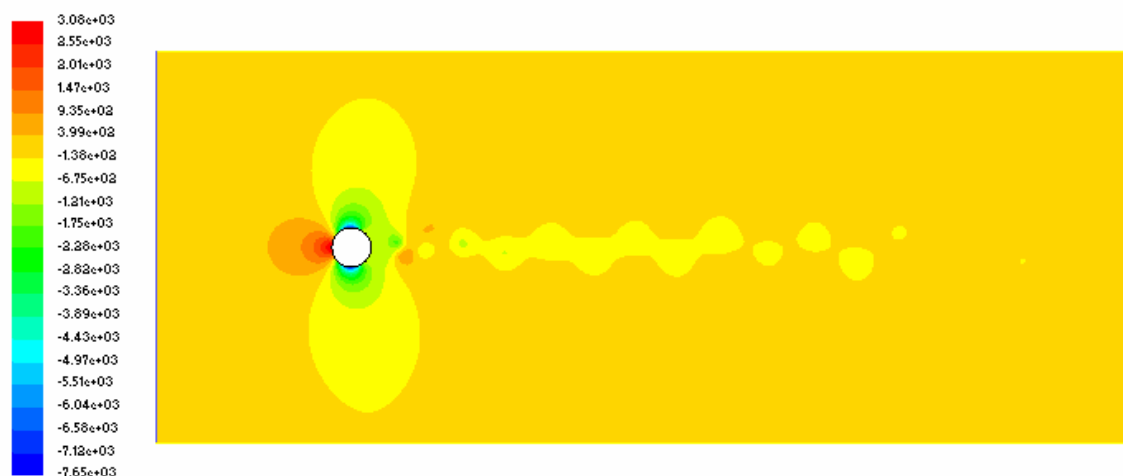


FIGURA 24. CAMPO DE PRESSA ESTÁTICA (PASCAL) – MALHA A (K-W SST).

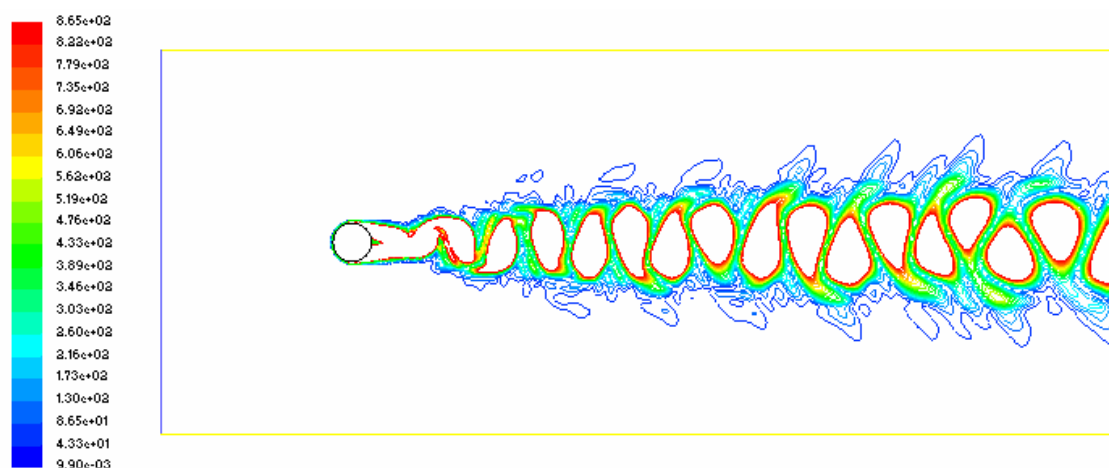


FIGURA 25. CAMPO DE VORTICIDADE (1/S) – MALHA A (K-W SST).

Novamente comparando esse novo resultado com a Figura 9, nota-se que qualitativamente o resultado está correto.

A próxima etapa é a comparação dos coeficientes de arrasto e sustentação e do número de Strouhal.

As Figuras 26, 27 e 28 mostram os C_l , C_d e St respectivamente.

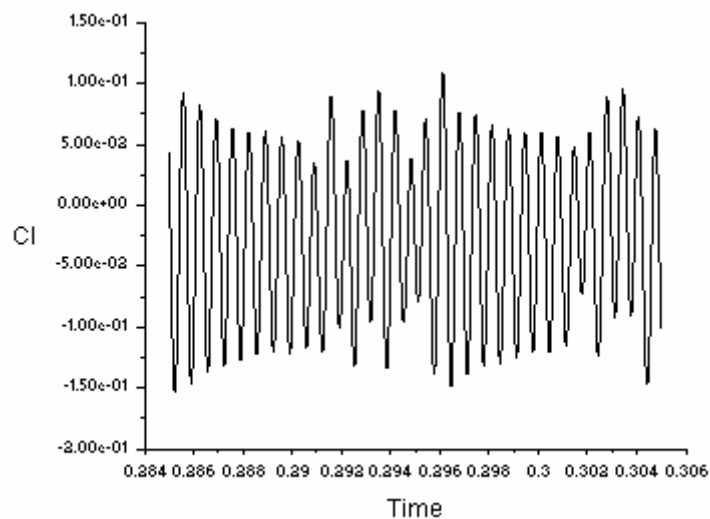


FIGURA 26. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA A (K-W SST).

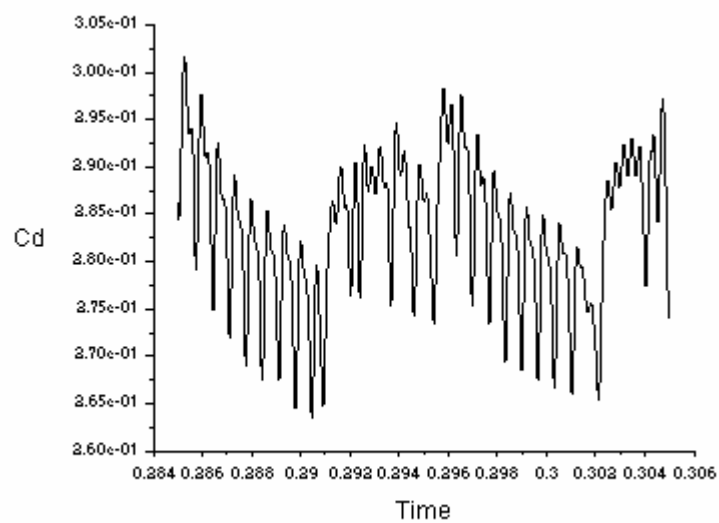


FIGURA 27. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA A (K-W SST).

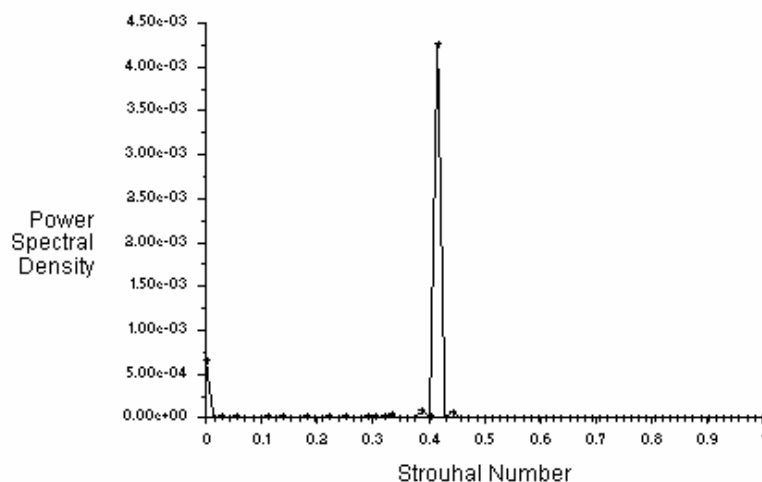


FIGURA 28. DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE STROUHAL – MALHA A (K-W SST).

Verifica-se com o auxílio da tabela 5 abaixo, que os resultados obtidos encontram-se fora do esperado, com erros muito grandes.

Diversas tentativas foram realizadas para se melhorar estes resultados, mas nenhuma modificação conseguiu respostas mais realistas, dentre as modificações foram usadas todas as interpolações existentes no software Fluent, foram alteradas as condições de contorno e principalmente foi verificado os passos de tempo, pois como este modelo é do tipo RANS ele deve possuir um passo de tempo que seja muito menor que o tempo característico do escoamento médio e ao mesmo tempo seja muito maior que a escala de tempo da turbulência. Isto porque o k-w sst modela toda a faixa de turbulência, então utilizar um tempo pequeno o suficiente a ponto de conseguir capturar a turbulência de forma direta fará com que o simulador calcule a turbulência de duas formas diferentes dentro da mesma simulação.

Para se atingir bons resultados com este método outros domínios e malhas teriam de ser utilizados.

TABELA 5. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES – MALHA A (K-W SST).

Variáveis do problema	Artigos	Tutorial [5]	Resultados
Cd	1,2 – Ref[4]	1,27	0,28
Cd'	0,16–Ref[11]	0,27	0,0077
Cl'	0,4 – Ref[10]	1,16	0,07
St	0,19–Ref[10]	0,25	0,42

Apesar dos resultados do escoamento não estarem conforme o esperado os dados acústicos foram calculados do mesmo jeito para poder se demonstrar à influência da simulação do escoamento sobre as respostas sonoras.

O passo de tempo e o tempo total de simulação são iguais aos usados na seção anterior, pois esses tempos escolhidos conseguem descrever o espectro de frequências audíveis de um ser humano médio.

Os resultados acústicos captados as distâncias de 35 D e 128 D estão apresentados nas Figuras 29 e 30, respectivamente.

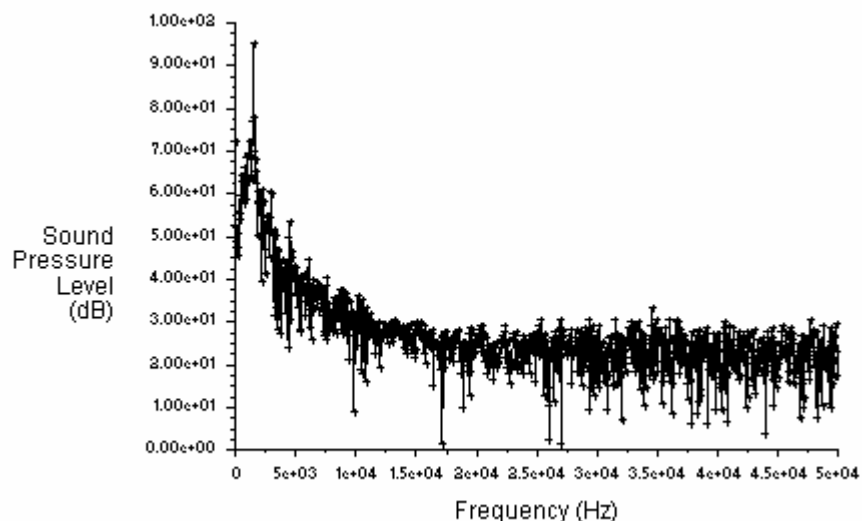


FIGURA 29. PRESSÃO EM dB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA A (K-W SST).

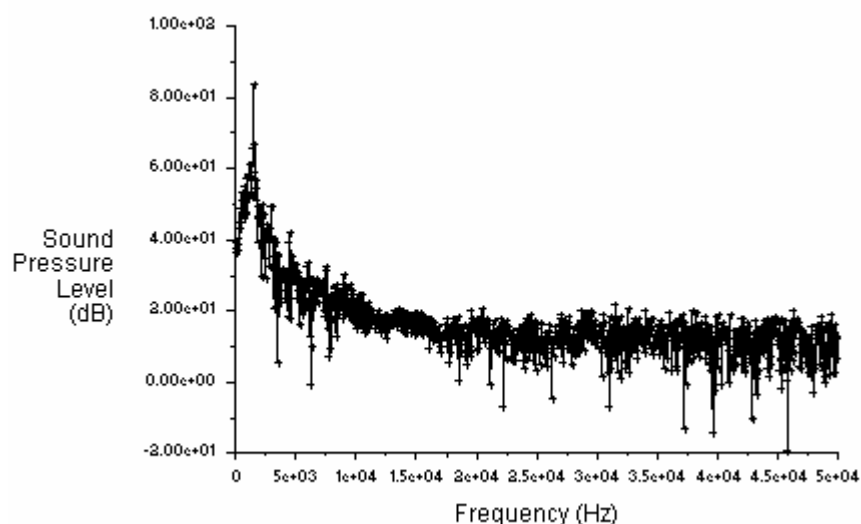


FIGURA 30. PRESSÃO EM dB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 128 D DO CILINDRO – MALHA A (K-W SST).

As OSPL (“Overall Sound Pressure Level”) calculadas encontram-se na Tabela 6 juntamente com os valores encontrados pelo tutorial e pelo artigo do Revell.

TABELA 6. COMPARAÇÃO DAS OSPL PARA OS RESULTADOS OBTIDOS – MALHA A (K-W SST).

Distância dos receptores	Tutorial (dB) [5]	Revell (dB) [12]	Resultados (dB)
35 D	115,7	117	95
128 D	104,4	110	84

Esses resultados (Tabela 6) como podem ser vistos, encontram-se bem abaixo do esperado.

3.3.3 Simulação da malha B com o modelo LES

Essa nova simulação com uma malha diferente foi feita a fim de se verificar o cálculo da região próxima ao cilindro sem o uso de uma função de parede que modelasse o escoamento nessa região.

Como explicado no capítulo 2.1, o Fluent só calcula por ele mesmo a região próxima a parede se o y^+ da malha for menor que aproximadamente 5, então a malha foi construída com um y^+ de 3 para se testar o cálculo sem a função de parede.

Foi escolhido o modelo de turbulência LES, pois este apresentou os melhores resultados.

A única dificuldade encontrada nessa simulação foi o fato de que com uma malha mais refinada o modelo LES começou a calcular escalas menores ainda de turbulência, o que começou a gerar divergências nos cálculos.

A solução encontrada para esse problema foi a substituição do modelo de acoplamento de pressão e velocidade de PISO para o “Fractional step”.

Aqui serão apresentados os resultados de 4.000 iterações com um passo de tempo de 5e-06s, utilizando-se o modelo “Fractional step”.

Os resultados do escoamento podem ser visto nas Figuras 31 e 32.

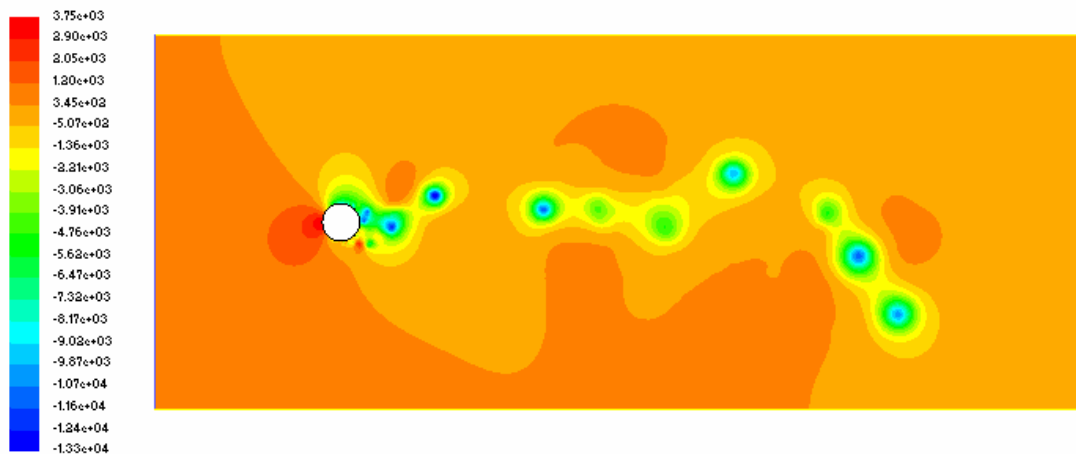


FIGURA 31. CAMPO DE PRESSA ESTÁTICA (PASCAL) – MALHA B (LES).

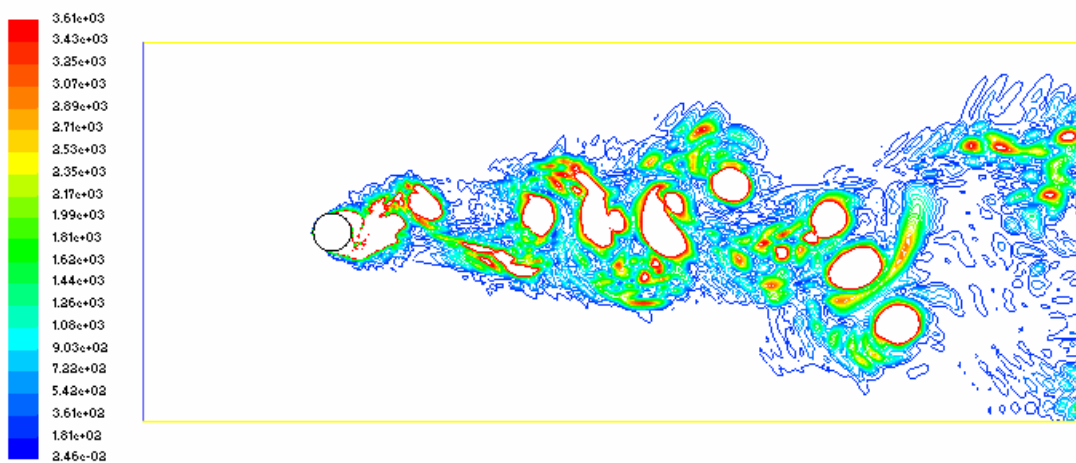


FIGURA 32. CAMPO DE VORTICIDADE (1/S) – MALHA B (LES).

Outra vez comparando os resultados obtidos com a Figura 9, vemos que esse escoamento está fisicamente correto. Portanto, serão exibidos os coeficientes de arrasto e sustentação e o St , nas Figuras 33, 34 e 35, respectivamente.

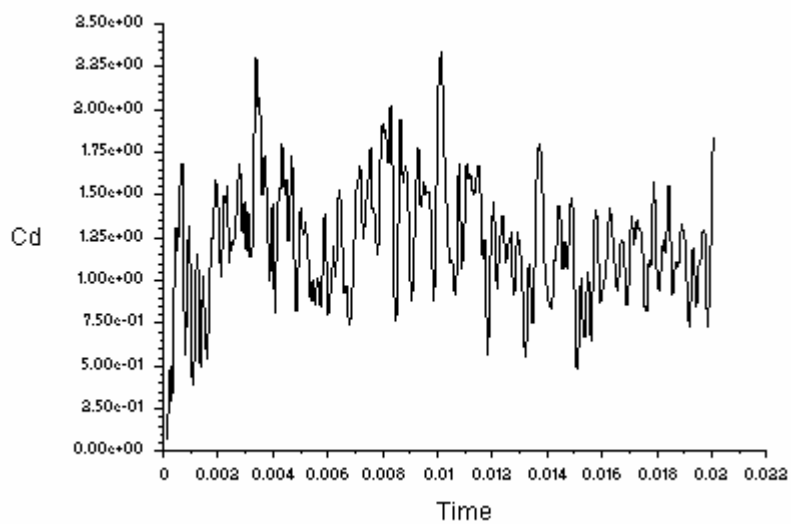


FIGURA 33. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA B (LES).

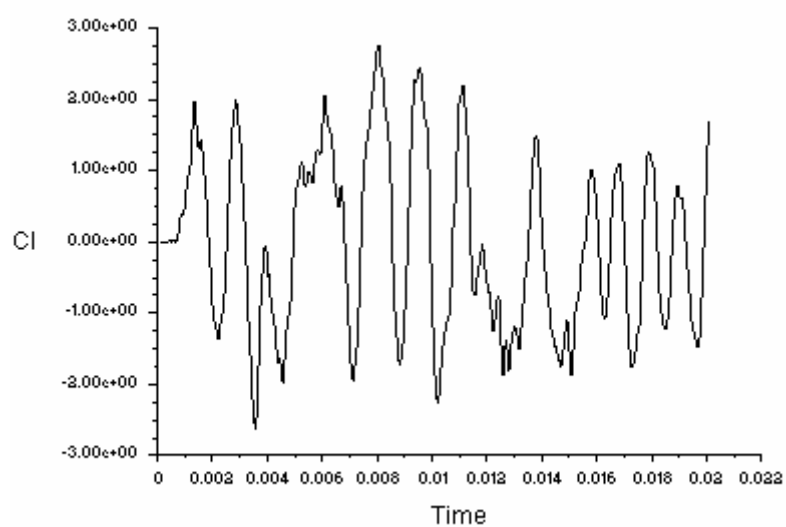


FIGURA 34. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA B (LES).

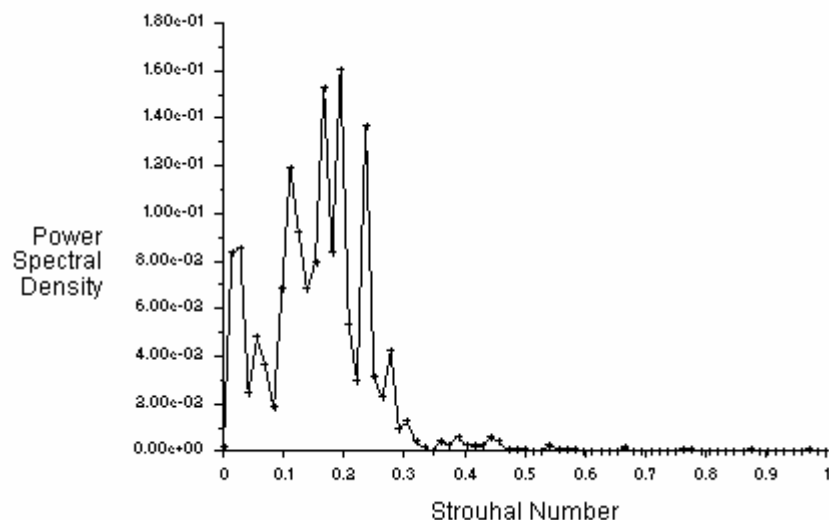


FIGURA 35. DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE STROUHAL – MALHA B (LES).

Todos os valores encontrados foram compilados na Tabela 7 para uma melhor visualização e comparação com os artigos discutidos anteriormente.

TABELA 7. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES – MALHA B (LES).

Variáveis do problema	Artigos	Tutorial [5]	Resultados
Cd	1,2 –Ref[4]	1,27	1,22
Cd'	0,16–Ref[11]	0,27	0,29
Cl'	0,4 –Ref [10]	1,16	1,1
St	0,19 -Ref[10]	0,25	0,2

Os resultados obtidos se apresentam muito próximos aos encontrados nos artigos, com uma ênfase especial ao numero de Strouhal.

Assim como mencionado no capítulo 3.2, todos os valores são maiores que os encontrados experimentalmente, o que está correto para simulações 2D, os coeficientes Cd e Cd' poderiam ser maiores, mas não são porque provavelmente a camada limite está se separando um pouco atrasada, porém esse problema de separação se encontra mais ameno nesta simulação do que na efetuada na seção 3.3.1.

Com o escoamento satisfatório foi calculada a parte acústica do problema com as mesmas configurações e passos de tempo das simulações anteriores, pois como explicado anteriormente elas atendem ao espectro audível de um ser humano médio.

Os resultados acústicos captados as distâncias de 35 D e 128 D estão apresentados nas Figuras 36 e 37, respectivamente.

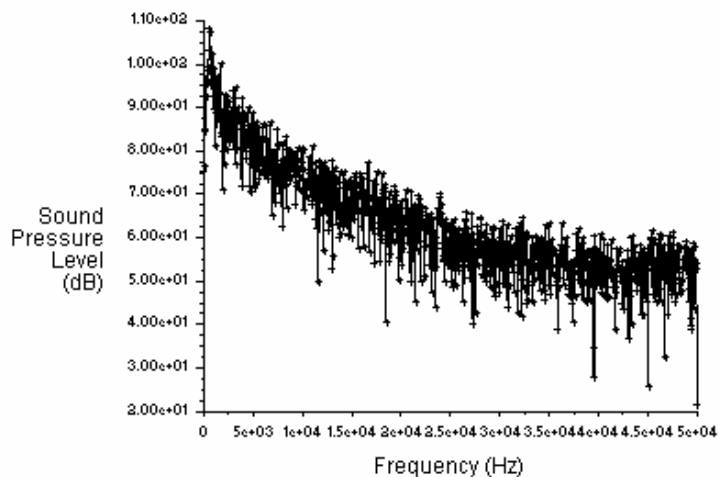


FIGURA 36. PRESSÃO EM dB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA B (LES).

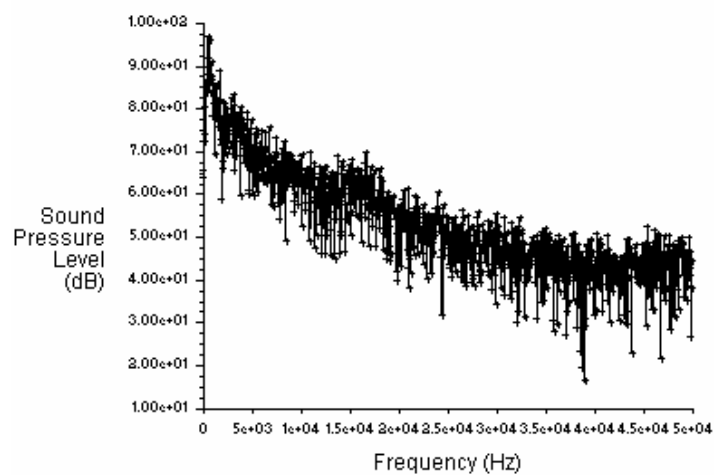


FIGURA 37. PRESSÃO EM dB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 128 D DO CILINDRO – MALHA B (LES).

Através destes resultados foram retiradas as OSPL (“Overall Sound Pressure Level”) dos dois receptores, estes resultados encontram-se na tabela 8 juntamente com os encontrados por FLUENT [5] (tutorial) e pelo trabalho do Revell et al. [16].

TABELA 8. COMPARAÇÃO DAS OSPL PARA OS RESULTADOS OBTIDOS – MALHA B (LES).

Distância dos receptores	Tutorial (dB) [5]	Revell (dB) [12]	Resultados (dB)
35 D	115,7	117	114,8
128 D	104,4	110	103,6

3.3.4 Simulação da malha “B” com o modelo DES

O modelo DES de turbulência é um modelo híbrido LES/RANS, como apresentado no capítulo 2.3.3, portanto como neste trabalho foi amplamente aplicado o LES e o modelo RANS utilizado não reproduziu bons resultados, para fins comparativos, foi decidido simular o modelo DES com o Spalart-Allmaras, por este ser uma alternativa mais barata computacionalmente ao LES e ainda se utilizar do próprio LES, que gerou bons dados, em suas formulas.

O resultado de 6.600 iterações se encontra nas Figuras 38 e 39.

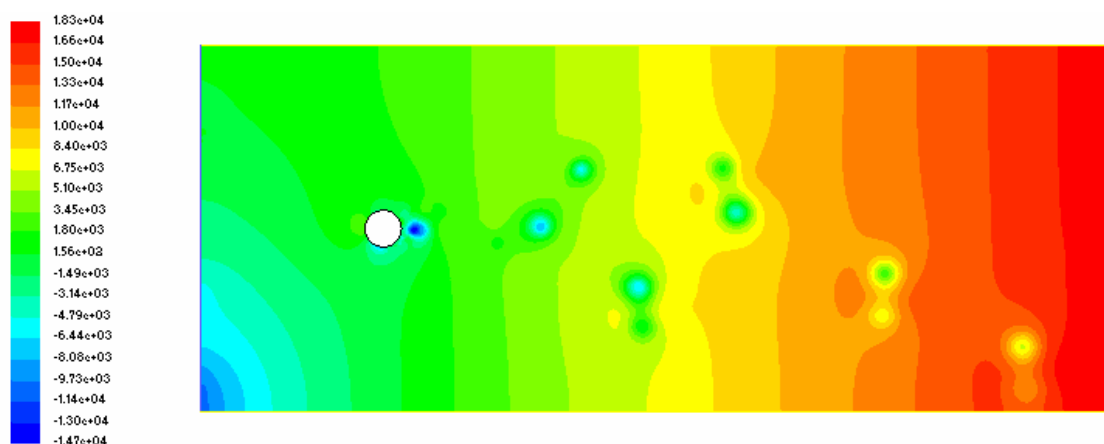


FIGURA 38. CAMPO DE PRESSA ESTÁTICA (PASCAL) – MALHA B (DES).

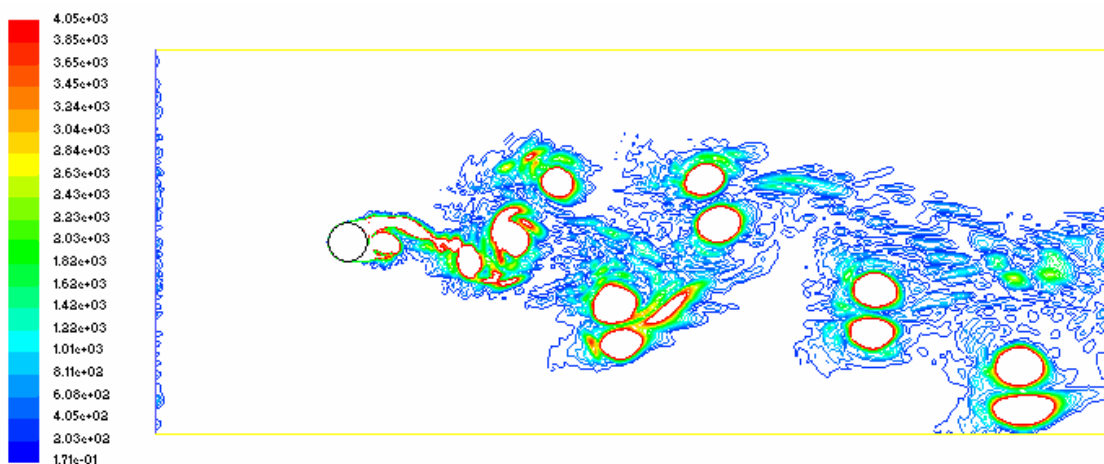


FIGURA 39. CAMPO DE VORTICIDADE (1/s) – MALHA B (DES).

Novamente observa-se a geração de vórtices esperada para este escoamento, porém é possível notar na Figura 39 que o campo de pressão do domínio foi afetado pela presença do cilindro, de forma que as regiões de entrada e saída possuem pressões diferentes.

Fisicamente este resultado está errado, porque seria impossível com este escoamento que uma região a montante do cilindro fosse tão afetada, mas mesmo com este erro é possível que a vorticidade simulada tenha criado boas aproximações para o arrasto, sustentação e consequentemente os cálculos acústicos.

Então nas Figuras 40, 41 e 42 os dados simulados do escoamento são apresentados.

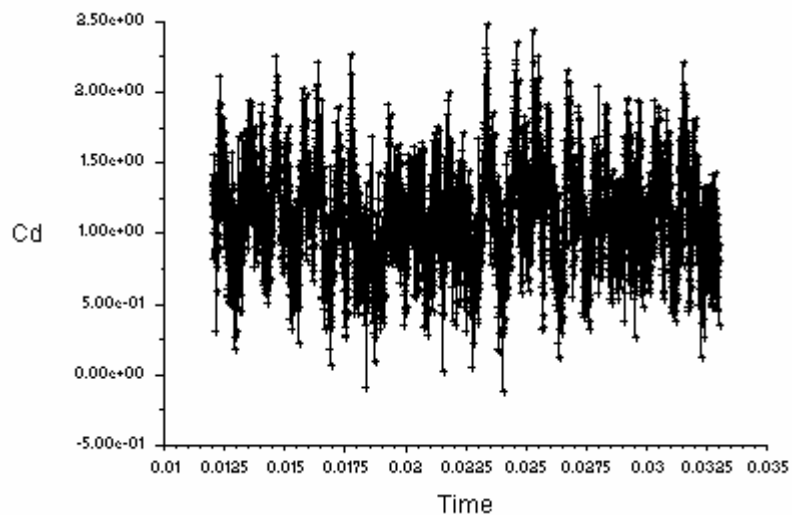


FIGURA 40. COEFICIENTE DE ARRASTO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA B (DES).

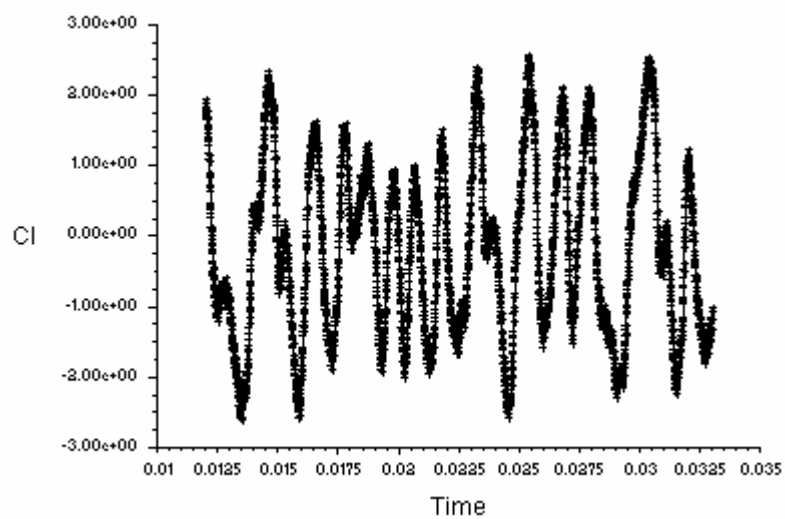


FIGURA 41. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – MALHA B (DES).

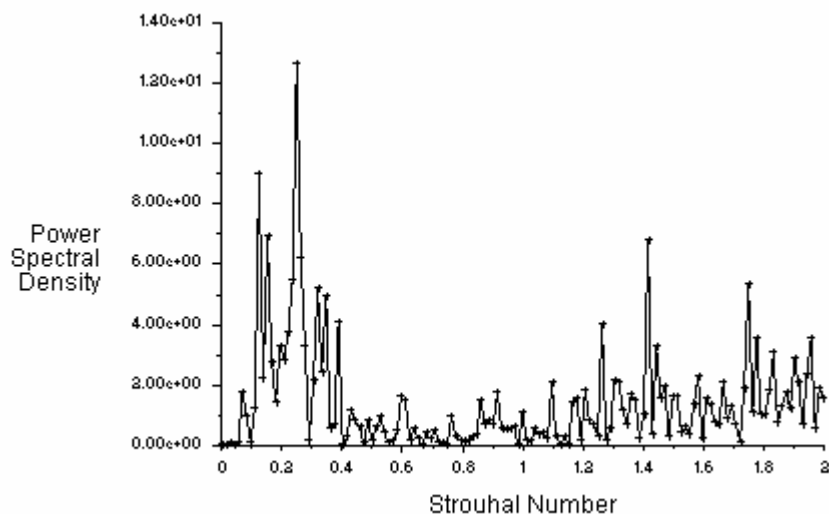


FIGURA 42. DENSIDADE DE POTÊNCIA ESPECTRAL DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO NÚMERO DE STROUHAL – MALHA B (DES).

Nesta simulação os coeficientes de arrasto e sustentação apresentam resultados razoáveis conforme a tabela 9, mas se compararmos o gráfico da densidade de potência espectral do C_l em função do número de Strouhal, veremos que nesta simulação, ao contrário das outras, a densidade da potência não decai com o aumento do número de Strouhal.

TABELA 9. COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES – MALHA B (DES).

Variáveis do problema	Artigos	Tutorial [5]	Resultados
C_d	1,2 – Ref[4]	1,27	0,73
C_d'	0,16–Ref[11]	0,27	0,46
C_l'	0,4 – Ref[10]	1,16	1,02

A partir destes dados do escoamento novamente foram calculados os resultados acústicos através das mesmas metodologias anteriores. Todos os resultados se encontram nas Figuras 43 e 44.

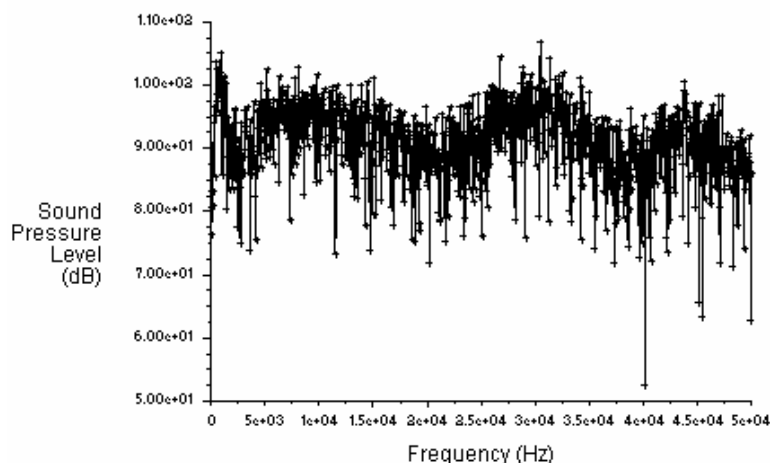


FIGURA 43. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 35 D DO CILINDRO – MALHA B (DES).

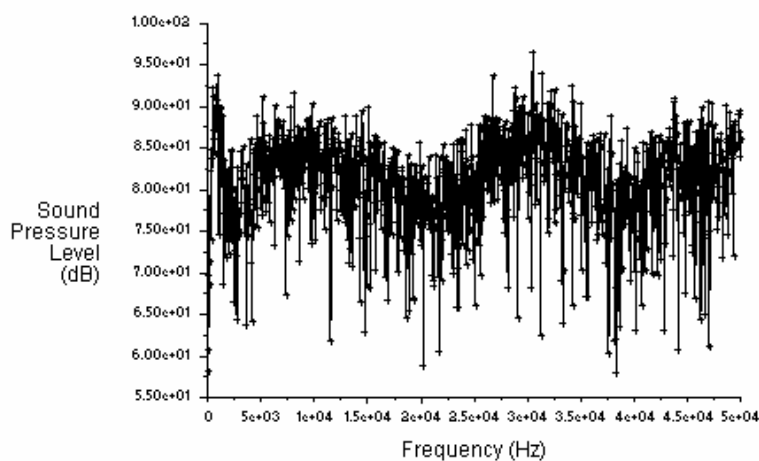


FIGURA 44. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 128 D DO CILINDRO – MALHA B (DES).

Comparando estes gráficos de pressão em dB pela frequência em Hz com os respectivos gráficos das outras simulações, observamos que estes gráficos são os únicos que não apresentam uma tendência decrescente. Este problema já era esperado, pois como observado na Figura 42, a potência sonora desta simulação está dividida nas diversas frequências.

A OSPL (“Overall Sound Pressure Level”) dos dois receptores foi calculada e comparada a resultados experimentais na tabela 10.

TABELA 10. COMPARAÇÃO DAS OSPL PARA OS RESULTADOS OBTIDOS – MALHA B (DES).

Distância dos receptores	Tutorial (dB) [5]	Revell (dB) [12]	Resultados (dB)
35 D	115,7	117	124,1
128 D	104,4	110	113,9

Mesmo com todos os erros encontrados nesta simulação foi possível obter um resultado acústico próximo ao experimental, fato que mostra a necessidade de se tomar cautela com as simulações acústicas.

4. FORMULAÇÃO DO ESCOAMENTO AO REDOR DE UM AEROFÓLIO COM SLAT

Para este caso foi analisado um aerofólio com slat, com uma corda (c) de 0,59m, uma envergadura de 1,6 m, um ângulo de ataque de 10 graus, slat com ângulo de 25 graus, imerso em um escoamento com velocidade de 30 m/s, o que apresenta um Reynolds de 1.200.000 e um número de MACH de 0,09. Este caso é baseado no caso A-2 do artigo AGARD “Advisory Report number 303” [13]. Esta configuração também foi simulada em 2D.

Na Figura 45 encontra-se o esquema do domínio utilizado para a criação da malha.

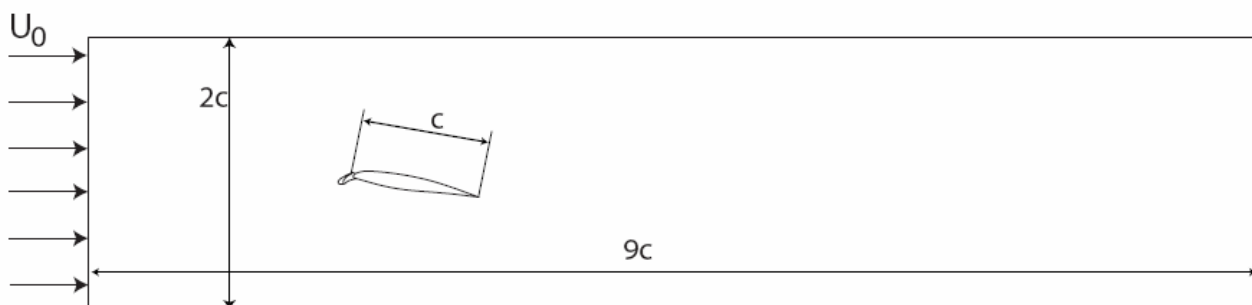


FIGURA 45. GEOMETRIA DO PROBLEMA PARA O CASO DO AEROFÓLIO COM SLAT.

Podemos observar que este domínio possui um comprimento de 9 cordas e uma altura de 2 cordas.

Neste capítulo serão apresentados os métodos utilizados para a simulação do aerofólio com slat.

4.1. Malha computacional do aerofólio com slat

Através do capítulo 3 podemos observar que os melhores resultados foram obtidos com uma malha que calculasse a camada limite, ou seja, possuísse y^+ menor que 5, vide capítulo 2.1.1, portanto para o caso do aerofólio foi construída uma malha que respeitasse isso.

A malha foi construída seguindo a geometria da Figura 45, com 138.581 elementos, considerando o tamanho do domínio essa malha possui poucos elementos, pois ela foi bem refinada nas proximidades do aerofólio e ficou mais grossa nas regiões que não interferem de forma significativa no escoamento.

Esta malha foi denominada de malha C.

As Figuras 46, 47, 48 e 49 mostram a malha e seus detalhes.

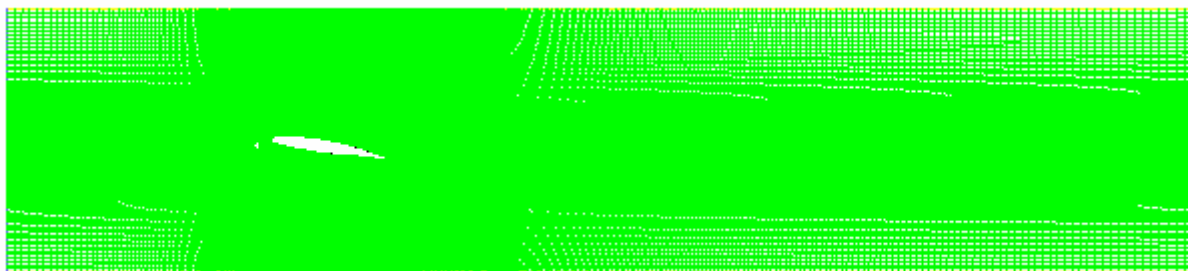


FIGURA 46. MALHA C.

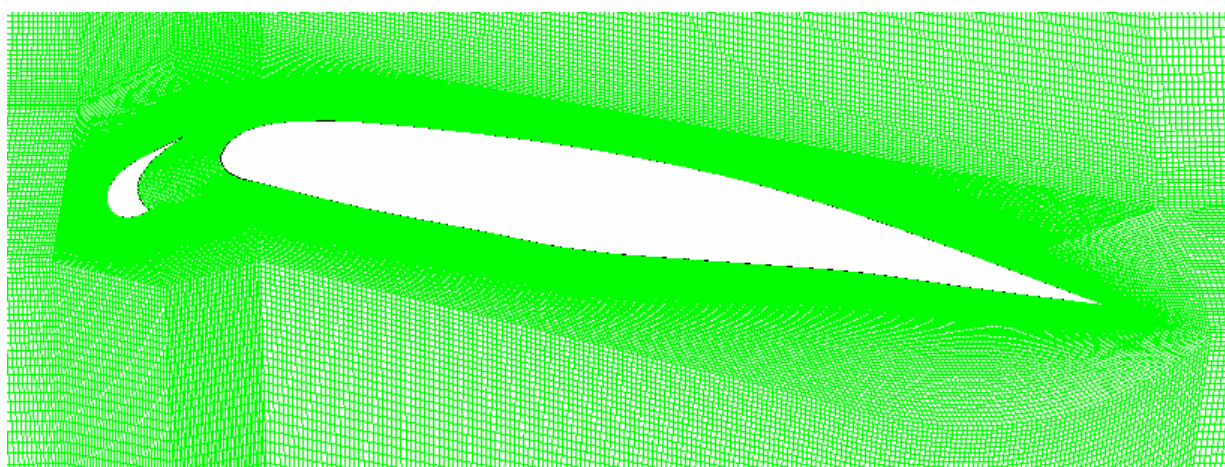


FIGURA 47. MALHA C, DETALHE DO CONJUNTO.

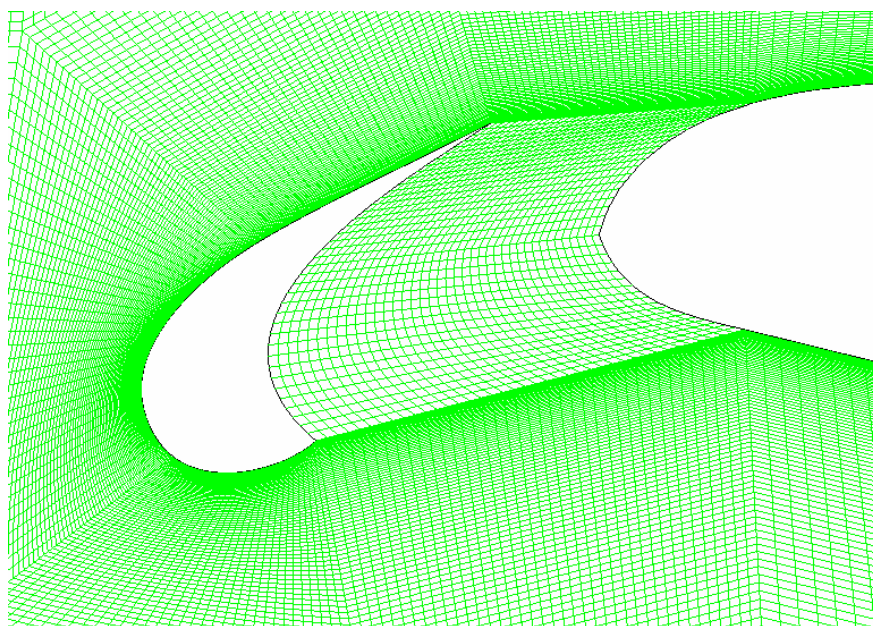


FIGURA 48. MALHA C, DETALHE DO SLAT.

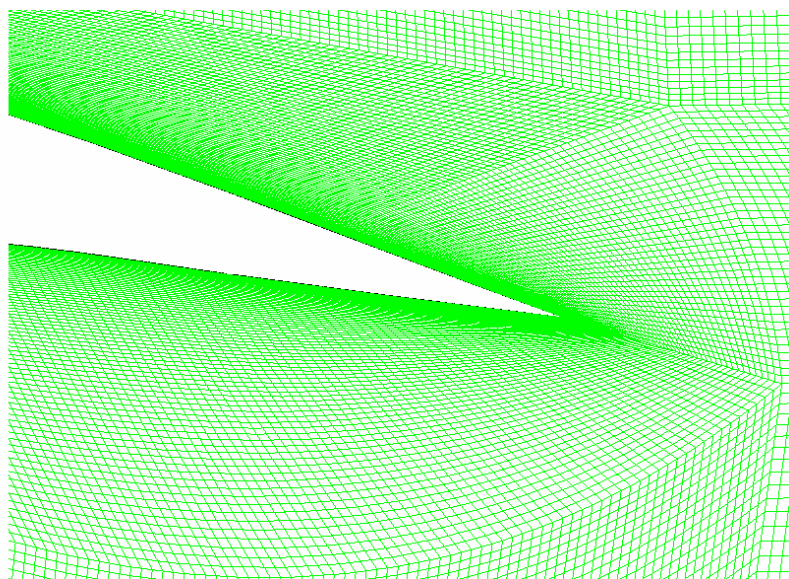


FIGURA 49. MALHA C, DETALHE DA CAUDA.

4.2. Configuração do problema no FLUENT

As configurações desse caso estão mostradas neste capítulo de forma breve, pois as explicações sobre os modelos utilizados se encontram no capítulo 2.

Para se configurar este problema foi usada a experiência adquirida com a primeira parte do projeto, cilindro, tirando-se as configurações que obtiveram êxito.

O modelo de viscosidade utilizado foi o LES, cap. 2.3.1, pois dentro deste projeto obteve os melhores resultados.

Para as condições de contorno e modelo acústico foram utilizados os mesmos modelos que do caso do cilindro, vide capítulos 2.4 e 2.5.

5. RESULTADOS DO AEROFOLIO COM SLAT

Os resultados obtidos com a malha do capítulo 4.1, a malha C, se encontram neste capítulo. Primeiramente serão exibidos os resultados de outros trabalhos para podermos ter uma base de comparação e validação dos resultados.

5.1. Resultados qualitativos a se esperar

Será exposto o que se espera qualitativamente do escoamento ao redor de um aerofólio com slat, e para isso foi retirado do trabalho do Khorrami et al. [14], uma figura que exhibe o campo de vorticidade para um Reynolds de $7,2 \cdot 10^6$ e MACH de 0,2, com um ângulo de ataque de 6 graus e ângulo do slat de 30 graus, a Figura 50.



FIGURA 50. CAMPO DE VORTICIDADE PARA UM ESCOAMENTO COM $Re=7,2$, $MACH=0,2$, ÂNGULO DE ATAQUE DE 6 GRAUS, TRABALHO DO KHORRAMI ET AL. [14].

As outras duas imagens, 51 e 52, usadas para a validação qualitativa do caso foram extraídas do trabalho do Van Putten et al. [7], essas imagens apresentam o mesmo numero de Reynolds e de MACH deste trabalho, inclusive o domínio deste trabalho foi baseado no domínio da referência [7].

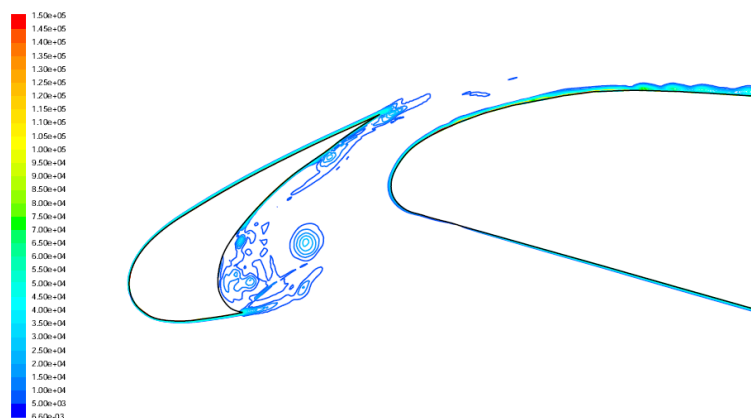


FIGURA 51. CAMPO DE VORTICIDADE PARA UM ESCOAMENTO COM $Re = 1.200.000$, $MACH = 0,09$, ÂNGULO DE ATAQUE DE 10 GRAUS, ÂNGULO DO SLAT DE 25 GRAUS, TRABALHO DO VAN PUTTEN ET AL. [7].

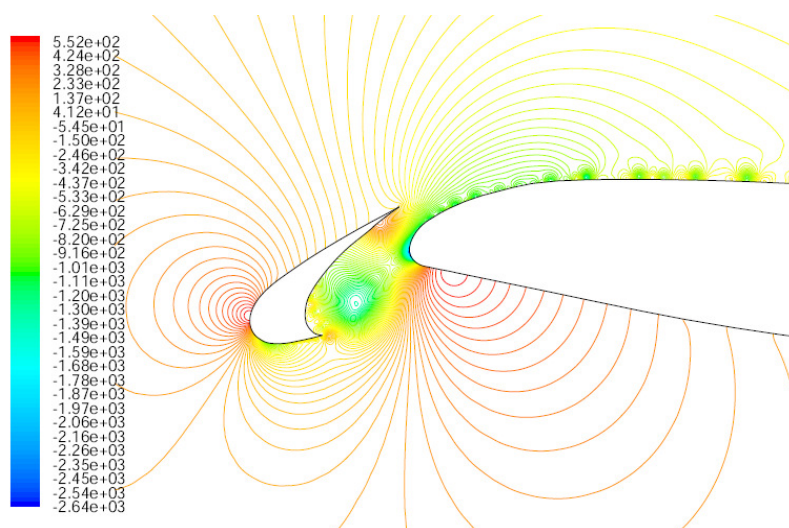


FIGURA 52. CAMPO DE PRESSÕES PARA UM ESCOAMENTO COM $Re = 1.200.000$, $MACH = 0,09$, ÂNGULO DE ATAQUE DE 6 GRAUS, ÂNGULO DO SLAT DE 25 GRAUS, TRABALHO DO VAN PUTTEN ET AL. [7].

As Figuras 50 e 52 não representam o caso específico deste projeto, que é $Re = 1.200.000$, $MACH = 0,09$, ângulo de ataque de 10 graus e ângulo do slat de 25 graus, porém essas imagens nos mostram os lugares em que ocorrem vórtices, o que já fornece uma primeira análise dos resultados.

5.2. Resultados experimentais

Os dados experimentais utilizados para se validar um escoamento em torno de um aerofólio são os coeficientes de sustentação (C_l) e pressão (C_p), sendo o C_l a integração do C_p .

Para esta configuração, estes números de Reynolds e $MACH$, só foram encontrados os dados a respeito do C_l , sendo este suficiente para se validar o caso, pois como mencionado acima, o C_l representa a integração do C_p .

A grande importância do C_p é o fato deste coeficiente mostrar a variação de pressão ao longo do aerofólio, o que indica também a distribuição de vórtices no aerofólio.

A Figura 53 abaixo mostra os dados experimentais do C_l retirados do relatório de Andreou et al. [13].

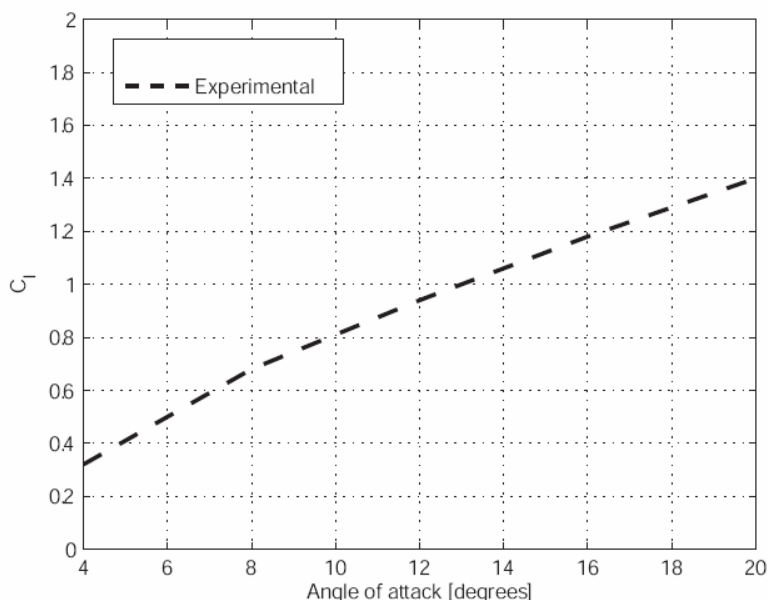


FIGURA 53. C_l EM FUNÇÃO DO ÂNGULO DE ATAQUE, DADO RETIRADO DO RELATÓRIO EXPERIMENTAL DE ANDREOU ET AL. [13].

Podemos observar que para a configuração de 10 graus, caso deste projeto, o C_l é de 0,8.

5.3. Resultados obtidos

Após a criação de uma malha C, que foi a primeira malha a representar bem o problema, o escoamento foi configurado de acordo com o capítulo 4.2, e com o mesmo passo de tempo que o do caso do cilindro, $5 \cdot 10^{-6}$ segundos.

Ao se começarem as iterações os cálculos divergiram, então foi feito um estudo das configurações para se avaliar qual a causa do erro, e o problema encontrado foi no passo de tempo.

A solução tomada para contornar essa dificuldade foi rodar o programa com um passo de tempo muito pequeno, $5 \cdot 10^{-10}$ segundos, até que os cálculos se estabilizassem. Após umas 400 iterações com resultados estáveis tentou-se retornar ao passo de tempo anterior, $5 \cdot 10^{-6}$, pois este passo de tempo é muito bom para cálculos acústicos como discutido no capítulo 3, entretanto o escoamento voltou a apresentar problemas e a solução final encontrada para manter os cálculos estáveis foi utilizar um passo de tempo de $5 \cdot 10^{-7}$ segundos.

Para este caso analisado de um aerofólio com slat com velocidade de 30 m/s e um passo de tempo de $5 \cdot 10^{-7}$ segundos foi preciso de muito mais iterações do que o caso do cilindro para se atingir um resultado satisfatório e estável, pois no caso do cilindro, com apenas 4.000 iterações nos conseguíamos fazer o escoamento ter tempo e velocidades suficiente para atravessar o equivalente a três domínios, para se atingir essa mesma condição com este caso do aerofólio seriam necessárias 1.062.000 iterações. Porém, para tornar o processo mais dinâmico foram feitas apenas 461.000 iterações, o que apesar de pouco em relação ao ideal já conseguiu apresentar um resultado estável.

As simulações do campo estático de pressões e de vorticidades se encontram nas Figuras 54 e 55 abaixo.



FIGURA 54. CAMPO DE PRESSA ESTÁTICA (PASCAL) – AEROFÓLIO COM SLAT.

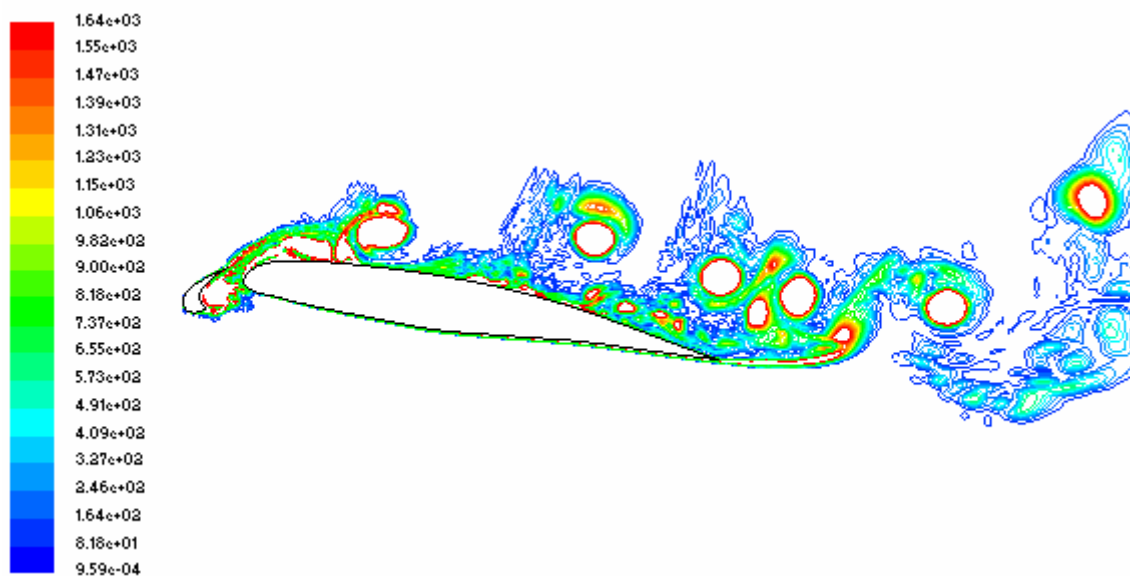


FIGURA 55. CAMPO DE VORTICIDADE (1/s) – AEROFÓLIO COM SLAT.

Comparando esses resultados com os resultados de outras simulações encontrados no capítulo 5.1, podemos verificar que elas se encontram satisfatórias e portanto, podemos fazer a comparação do C_l calculado com o C_l esperado que se encontra no capítulo 5.2.

O gráfico do C_l obtido nesta simulação será apresentado na Figura 56 abaixo.

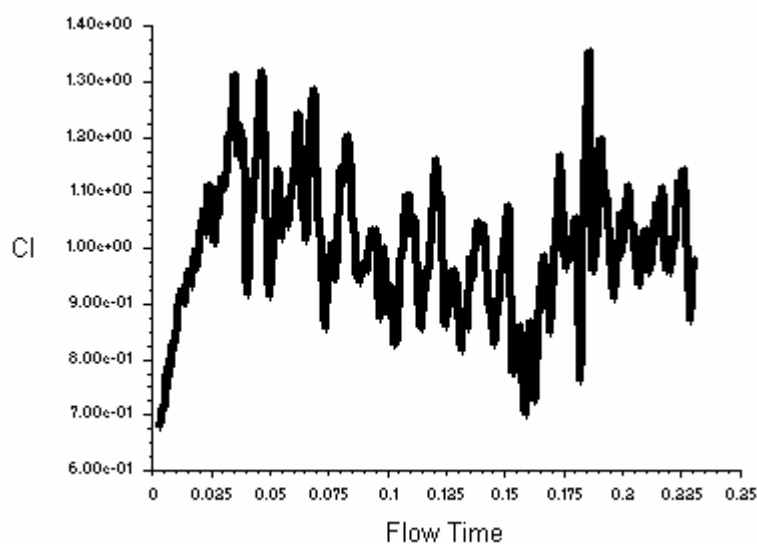


FIGURA 56. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM FUNÇÃO DO TEMPO – AEROFÓLIO COM SLAT.

Podemos observar que até aproximadamente 0,03 segundos a simulação ainda não estava estabilizada, pois o valor do C_l estava subindo ao invés de oscilar em torno de um valor como esperado para problemas envolvendo geração de vórtices.

Retirando os dados encontrados até 0,03 segundos encontramos um valor médio para o Cl de 1,01.

A tabela 11 abaixo compara o Cl obtido com o experimental [13] e com o calculado pelo trabalho do Van Putten et al. [7].

TABELA 11. COMPARAÇÃO DO CL – AEROFÓLIO COM SLAT.

Coeficiente de sustentação	Experimental [13]	Van Putten et al. [7]	Resultados
Cl	0,8	1,01	1,01

Através da tabela 11, e sabendo que os resultados em 2D são sempre maiores que os experimentais, podemos concluir que essa simulação está coerente e assim os resultados acústicos foram calculados.

A Figura 57 representa os resultados acústicos calculados para um receptor que se encontrava a 0,6 metros de distância do aerofólio com slat.

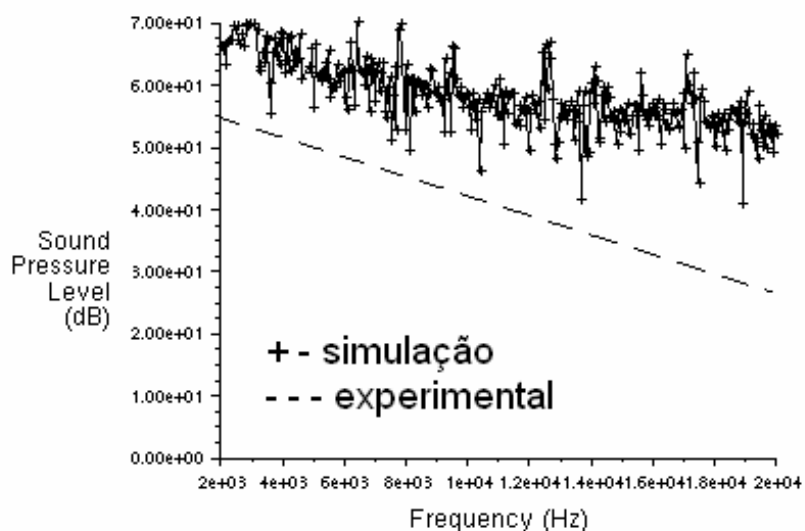


FIGURA 57. PRESSÃO EM DB EM FUNÇÃO DA FREQUÊNCIA, CALCULADOS A UMA DISTANCIA DE 0.6 METROS DO AEROFÓLIO COM SLAT. DADO EXPERIMENTAL RETIRADO DA REF [13].

Podemos observar através da Figura 57 que os resultados acústicos simulados encontram-se numa faixa de 10 a 20 db maiores do que os dados experimentais, o que representa um erro considerável, porém os dados simulados apresentam um comportamento semelhante ao encontrado experimentalmente, principalmente até a frequência de 14.000 Hz.

Este mesmo erro também foi encontrado nas referências [7 e 14], com as mesmas características, ou seja, as simulações conseguiram descrever o comportamento

da curva porém os seus valores se encontraram de 10 a 20 db maiores do que o esperado.

Possivelmente este erro foi gerado pelo fato dos receptores se encontrarem dentro do domínio de cálculo do escoamento ao redor do aerofólio com slat, o que gera problemas para o cálculo acústico utilizando a analogia de Lighthill, pois como visto no capítulo 2.5.1 esse método requer que os receptores estejam longes o suficiente para que o fluido ao seu redor esteja homogêneo e com o campo de velocidades nulo.

Mesmo com o conhecimento de que o FLUENT se utiliza da analogia de Lighthill e de que a distancia de 0,6 metros dos receptores a asa não é suficiente para garantir resultados acústicos satisfatórios, os cálculos foram feitos, pois os únicos experimentos encontrados para este caso específico tinham essa distância.

6. CONCLUSÕES E COMENTÁRIOS FINAIS

Os objetivos básicos deste trabalho foram atingidos com a introdução e explicação dos métodos de cálculo relacionados com as áreas de turbulência e aeroacústica.

Com relação às malhas projetadas, a malha A apresentou bons resultados utilizando-se o modelo de turbulência LES e resultados não satisfatórios com o modelo k-w SST. A malha B, com o modelo LES e com a não utilização da função de parede do Fluent, devido ao maior refinamento da malha, apresentou os melhores resultados, porém com a utilização do modelo híbrido DES, os resultados foram razoáveis, necessitando de aprimoramentos.

A malha C se apresentou como um desafio mais complexo, o que possibilitou a utilização dos estudos realizados nas malhas A e B para um caso mais real, que é o escoamento em torno de aerofólios com slat.

O principal resultado deste trabalho foi o estabelecimento de uma metodologia de cálculo, através do modelo de turbulência LES, para a análise aeroacústica e bidimensional gerada pelo escoamento de um fluido ao redor de um corpo.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] *International Civil Aviation Organization* - ICAO Chapter 4.
- [2] *Federal Aviation Regulation* - FAR-36 Stage 4.
- [3] Merle C. Potter e David C. Wiggert. *Mecânica dos Fluidos*.
- [4] H. Shlichting. *Boundary-Layer Theory*. McGraw-Hill Inc., 1979.
- [5] Fluent Inc. *Fluent v6.2 User Guide*, January 2005.
- [6] M. Shur, P. R. Spalart, M. Strelets, and A. Travin. Detached-Eddy Simulation of an Airfoil at High Angle of Attack. In *4th Int. Symposium on Eng. Turb. Modeling and Experiments*, Corsica, France, May 1999.
- [7] T.A. Ton e D.S. van Putten. *The Prediction of Aeronoise in High Reynolds Number Flow*, 2006.
- [8] M.J. Lighthill. On sound generated aerodynamically I. General theory. *Proceedings of the Royal Society of London*, 211(1107):564-587, 41(4):573-581, April 2003.
- [9] Van Dyke
- [10] C. Norberg. Fluctuating lift on circular cylinder: Review and new measurements. *Journal of Fluids and Structures*, 17:57-96, 2003.
- [11] G. S. West. Measurements of fluctuation pressures and forces on a cylinder in the reynolds number range 10^4 to $2.5 \cdot 10^5$. *Journal of Fluids and Structures*, 7:227-244, 1993.
- [12] Revell, J. D., Prydz, R. A., and Hays, A. P., "Experimental Study of Airframe Noise vs. Drag Relationship for Circular Cylinders", Lockheed Report 28074, Feb. 1977. Final Report for NASA Contract Nas1-14403.
- [13] C. Andreou, W. Graham e Ho-Chul Shin. *Aeroacoustic Study of Airfoil Leading Edge High-Lift Devices*.
- [14] M. Khorrami, B. Singer and D. Lockard. Time-Accurate Simulations and Acoustic Analysis of Slat Free-Shear-Layer: Part II. AIAA 2002-2579.