



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARÁ
CAMPUS UNIVERSITÁRIO DE TUCURUÍ
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**INVESTIGAÇÃO NUMÉRICA DO CAMPO FLUIDODINÂMICO DE
CONFIGURAÇÕES DE JATO INSTALADO FORTEMENTE INTEGRADAS COM
BOCAIS SERRILHADOS**

ROBERTO THOMÉ DA CONCEIÇÃO ROCHA

TUCURUÍ

2019



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARÁ
CAMPUS UNIVERSITÁRIO DE TUCURUÍ
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**INVESTIGAÇÃO NUMÉRICA DO CAMPO FLUIDODINÂMICO DE
CONFIGURAÇÕES DE JATO INSTALADO FORTEMENTE INTEGRADAS COM
BOCAIS SERRILHADOS**

ROBERTO THOMÉ DA CONCEIÇÃO ROCHA

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade de Engenharia Mecânica, do Campus Universitário de Tucuruí, da Universidade Federal do Pará, como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

**Orientador:
Prof. Dr. Leopoldo Pacheco Bastos**

TUCURUÍ

2019

D111i Rocha, Roberto Thomé da Conceição.
INVESTIGAÇÃO NUMÉRICA DO CAMPO FLUIDODINÂMICO DE CONFIGURAÇÕES DE JATO INSTALADO
FORTEMENTE INTEGRADAS COM BOCAIS SERRILHADOS / Roberto Thomé da Conceição Rocha. — 2019.
76 f. : il. color.

Orientador(a): Prof. Dr. Leopoldo Pacheco Bastos
Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Faculdade de Engenharia Mecânica, Campus Universitário de Tucuruí,
Universidade Federal do Pará, Tucuruí, 2019.

1. Aeroacústica. 2. RANS. 3. CFD. 4. Jato Instalado. Título.

CDD 629.13



**UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARÁ
CAMPUS UNIVERSITÁRIO DE TUCURUÍ
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**INVESTIGAÇÃO NUMÉRICA DO CAMPO FLUIDODINÂMICO DE
CONFIGURAÇÕES DE JATO INSTALADO FORTEMENTE INTEGRADAS COM
BOCAIS SERRILHADOS**

ROBERTO THOMÉ DA CONCEIÇÃO ROCHA

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade de Engenharia Mecânica, do Campus Universitário de Tucuruí, da Universidade Federal do Pará, como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

BANCA EXAMINADORA

Orientador: Prof. Dr. Leopoldo Pacheco Bastos
FEM/CAMTUC/UFPA

Membro Interno: Prof. Me. Maciel da Costa Furtado
FEM/CAMTUC/UFPA

Membro Interno: Prof. Me. Ronaldo Raposo de Moura
FEM/CAMTUC/UFPA

Conceito _____

Tucuruí, _____ de setembro de 2019.

*Este trabalho é dedicado a
meu pai Roberto Galvão da Rocha e
minha mãe Maria de Jesus Raiol da Conceição,
os dois pilares da minha vida,
sem vocês eu não conseguiria...*

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço a todos que estiveram ao meu lado, dando força e ânimo para eu não desistir e continuar lutando por este meu sonho e objetivo de vida. A vocês que de alguma forma, ao longo da minha graduação, tiveram participação fundamental, contribuindo direta ou indiretamente para esse desfecho. Digo-lhes então, sintam-se em partes coautores deste trabalho:

- Aos meus pais, Roberto Galvão da Rocha e Maria de Jesus Raiol da Conceição, por sempre me incentivarem e acreditarem em mim. Por serem os melhores exemplos que eu poderia ter em minha vida. Tenho orgulho de ser filho de vocês, devo aos dois tudo que sou. Podem ter certeza que eu reconheço todo o esforço para que eu pudesse seguir meus sonhos, por isso vos digo: essa conquista é por vocês, e para vocês;
- A minha irmã, Mara Samilly Raiol da Conceição, por todo apoio incondicional. Por sempre se fazer presente em minha vida e por sempre cuidar de mim. Você é uma irmã maravilhosa, e tê-la como irmã mais velha é ter também uma amiga, uma segunda mãe, uma conselheira e uma companheira de aventuras sem igual. Obrigado por cada conversa, por cada cuidado e carinho;
- A minha falecida avó materna, Orfila Raiol da Conceição, por cada incentivo, ensinamento e experiência de vida que comigo dividiu. Te levarei sempre na minha mente e no meu coração. Obrigado por ter feito parte da minha vida, saiba que você foi fundamental. Queria que poder dividir mais dessa conquista com você, mas sei que onde quer que esteja está feliz por mim;
- A minha falecida avó paterna, Astrogilda Galvão da Rocha, por todo o carinho e incentivo. Pode ter certeza que também te levarei nos meus pensamentos e no meu coração. Obrigado por sempre torcer por mim, por acreditar no meu potencial, por cada ensinamento, e principalmente, por ter marcado presença em minha vida;
- A minha tia, Carmen Silvia Galvão da Rocha, por ter me acolhido em sua casa e me oferecido um ambiente no qual eu pudesse focar apenas nos estudos. Por ser, ao lado dos meus pais, meu maior exemplo. Eu cresci ouvindo histórias suas, do quanto superou dificuldades para chegar onde está hoje, e por isso você sempre foi o meu Norte, o meu ponto de referência. Obrigado por tudo;

- Ao meu orientador, Leopoldo Pacheco Bastos, por toda paciência e incentivo. Por me estender a mão em um momento complicado, e me iniciar nessa área de pesquisa ao qual tenho muito prazer em estudar. Tuas conversas sempre me geram reflexão, principalmente as de caráter mais pessoal. Obrigado por acreditar em mim e me oferecer caminhos nos quais posso trilhar;
- A Amanda Gabriele Oliveira Xavier, por sempre me apoiar, e sempre se fazer presente mesmo à distância. Por me mostrar que a essência e o valor da simplicidade são a verdadeira felicidade. Obrigado por cada incentivo, cada torcida e por sempre me fazer sorrir mesmo quando não estou bem. Você é incrível;
- Ao meu grande amigo, Arthur dos Reis Lemos Fontana, por ser o irmão que eu nunca tive, por ter trilhado ao meu lado esse caminho das pedras chamado graduação. Vou sempre levar comigo nossos desesperos e apertos, para que um dia possamos contar essas histórias assando aquela tão prometida picanha;
- A minha amiga, Victória Karoline Afonso Machado, por ter me estendido a mão no meu momento mais difícil, mesmo eu sendo um desconhecido. Obrigado por toda a gentileza e cuidado que sempre demonstrou comigo, por sempre se fazer presente quando preciso. Que nossa amizade perdure sempre;
- A minha amiga, Yasmin Mendonça, por cada conversa madrugada a fora, por sempre se preocupar com meu bem-estar e sempre me dizer o que preciso ouvir, mesmo que eu não queira ouvir. Obrigado por tudo, e principalmente, pela amizade;
- Ao meu amigo Felipe Soares, parceiro de muitos projetos e muitas saídas noturnas. Obrigado por toda amizade e parceria;
- Ao amigo Rodolfo Ramalho, por cada conversa instrutiva, pelos conselhos de caráter pessoal e pela amizade;
- A família Mendonça, por toda a amizade e carinho;
- A Andréia Luciana Oliveira, por cada conversa instrutiva e pela amizade que estamos a construir. Obrigado pelo respeito e gentileza que tem comigo;
- A Francisca Luciana Oliveira, que ao lado do seu esposo, Pedro Oliveira. Nessa reta final, não só me acolheram no seu lar, como também me fizeram sentir incluso de verdade num ambiente extremamente fraternal. Gosto que sempre vou levar no meu coração;

- A todos os meus familiares que ainda não citei, que de alguma forma estão torcendo por mim e ajudando nesse caminho que estou a trilhar, não vos cito devido as linhas limitadas, mas podem ter certeza que lembrei de vocês;
- A todos os amigos e amigas, que tive o prazer de conhecer ao longo dos anos, e aguardam ansiosos por essa defesa.
- A Universidade Federal do Pará, instituição tão imponente, eu agradeço o ambiente propício à evolução e crescimento, bem como a todas as pessoas que a tornam assim tão especial;
- Ao Professor Luiz Paulo Machado, por me abrir as portas da iniciação científica, e por todo incentivo a minha própria melhoria contínua. Teus esforço e ensinamentos não foram desperdiçados, sou muito grato por tudo;
- Ao Professor Jessé Padilha, por todo comprometimento e entendimento frente as dificuldades da graduação. Obrigado pela amizade e conversas instrutivas;
- Ao Professor Adry Lima, por me iniciar na área de projetos, ao qual possuo enorme identificação e apreço;
- A todos os professores da Faculdade de Engenharia Mecânica, que ao longo dessa jornada foram sempre dedicados e preocupados com o aprendizado. E principalmente dedicados a formar não só profissionais qualificados, como também cidadãos éticos;
- A meus professores da escola Inácio Passarinho, local onde há anos comecei minha jornada. Educadores que primeiro acreditaram em mim, que mesmo frente as dificuldade e limitações inerentes a escola pública, contribuíram muito para tudo que veio a seguir em minha vida. Professora Alessandra, Raimunda, Joaquina, Sandra, Lourdes e Wanny. Professor Nilton, Jorge, Augusto, Paulo;
- A meus amigos estagiários, futuros profissionais de engenharia, colegas com os quais tive o prazer de estabelecer laços de amizade e trabalho. Em especial, Victor Vinícius Eustáquio, Lorrán Borges, Dilson Junior, Gustavo Torres, Artur Cunha e Erika Melo;
- A meus colegas da Vale, Projeto Salobo, que durante os seis meses de estágio me proporcionaram um crescimento enorme como profissional.

"O que nos dá coragem não é o mar nem o abismo, é a margem, o limite e sua negação. Se dizem que é impossível, eu digo: é necessário!"

(Humberto Gessinger)

INVESTIGAÇÃO NUMÉRICA DO CAMPO FLUIDODINÂMICO DE CONFIGURAÇÕES DE JATO INSTALADO FORTEMENTE INTEGRADAS COM BOCAIS SERRILHADOS RESUMO

RESUMO

O ruído aeronáutico é considerado o principal problema ambiental na aviação civil, pois afeta diretamente a qualidade de vida das pessoas que residem nas proximidades dos grandes aeroportos. Os efeitos nocivos advindos dessa atividade antrópica, principalmente os relacionados a interferências no sono noturno, fazem com que aeroportos importantes tenham suas operações interrompidas durante a madrugada e dificultem a expansão do sistema de tráfego aéreo. Neste sentido, é importante desenvolver soluções eficazes que possam reduzir os níveis do ruído externo de aeronaves. Atualmente, as estratégias de mitigação convergem para sistemas propulsivos fortemente integrados às estruturas da aeronave visando maior eficiência aerodinâmica e níveis reduzidos de ruído. Desta forma, o presente trabalho conduz simulações numéricas empregando-se Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) via metodologia RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*) para investigar o campo de escoamento proveniente de configurações de jato instalado em combinação com um bocal serrilhado (SMC006). As simulações foram conduzidas para as condições operacionais de Mach 0,5 e 0,9, considerando diferentes avanços de placa e distâncias verticais em relação aos escoamentos gerados, no intuito de reproduzir os efeitos de instalação ocorrendo devido à interação do jato de exaustão com a asa de uma aeronave moderna. Os resultados obtidos demonstraram que a estreita proximidade da superfície com o bocal serrilhado interfere de forma significativa sobre as características do escoamento, assim melhorando o entendimento a respeito dos fenômenos físicos ocorrendo em condições de jato fortemente integradas.

Palavras-chave: Ruído de Jato, Dinâmica dos Fluidos Computacional, Bocal Serrilhado, Efeitos de Instalação.

NUMERIC INVESTIGATION OF A FLUID DYNAMIC FIELD OF HIGHLY INTEGRATED CONFIGURATIONS FOR JET CASES WITH CHEVRON NOZZLES

ABSTRACT

Aeronautical noise is considered the main environmental problem in civil aviation because it directly impacts the people's life quality who live in airports' neighborhoods. The harmful effects of this anthropic activity, especially those related to disturbing night sleep, do not mean that important airports have their operations interrupted at dawn and impose difficulties to the air traffic expansion. In this regard, it is important to develop effective solutions that reduce the aircraft external noise levels. Currently, mitigation strategies converge on propulsive systems tightly integrated with aircraft structures to improve and reduce noise levels. Thus, the present work carries out a numerical simulation using Computational Fluid Dynamics (CFD) via Reynolds-Averaged Navier-Stokes methodology (RANS) to investigate the flow field from installed jet configurations in combination with a serrated nozzle (SMC006). The simulations were conducted for operating conditions of Mach 0.5 and 0.9, considering different plate extensions and vertical distances in relation to the generated flows, in order to reproduce the installation effects occurring by the interaction between the exhaust jet and a modern aircraft wing. The results show that the close proximity of the serrated nozzle surface interferes significantly with the flow characteristics, thus improving the understanding of the physical phenomena occurring in tightly integrated jet conditions.

Keywords: Jet Noise, Computational Fluid Dynamics, Chevron Nozzle, Installation Effects

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

| | |
|--|----|
| Figura 1. Magnitude das fontes sonoras de uma aeronave comercial típica na decolagem e aterrissagem. | 20 |
| Figura 2. Ilustração da estrutura aerodinâmica produzida por um jato simples. | 25 |
| Figura 3. Exemplos de dispositivos passivos de controle de ruído: (a) tabs; (b) micro jatos; (c) Bocais chanfrados; (d) Bocais serrilhados. | 26 |
| Figura 4. SMC000 (Round): 0 dente, 0° de penetração; SMC001 (Nom): 6 dentes, 5° de penetração; SMC005 (NoPen): 6 dentes, 0° de penetração; SMC006 (DeepPen): 6 dentes, 18,2° de penetração. | 27 |
| Figura 6. Seção transversal com contorno da velocidade axial para bocais com diferentes níveis de penetração. | 28 |
| Figura 7. Imagem ilustrativa da instalação de motores sob as asas em um avião comercial. | 29 |
| Figura 8. Efeitos de instalação de jato de uma aeronave com motores montados sob as asas na condição estática. | 30 |
| Figura 9. Malhas superficiais coloridas pela razão de aspecto da célula. | 39 |
| Figura 10. Nós nos vértices dos VCs (esquerda) e nos nós centrais dos VCs (direita) para uma grade quadrilátera. | 40 |
| Figura 11. Balanço de massa em um volume finito. | 41 |
| Figura 12. Diferença entre malha estruturada (esquerda) e malha não-estruturada (direita). | 42 |
| Figura 13. Quadrados e triângulos equiláteros e assimétricos. | 43 |
| Figura 14. Geometrias dos bocais SMC000 (a esquerda) e SMC006 (a direita). | 44 |
| Figura 15. Configuração de jato instalado com bocal SMC006, X_s/D_j de avanço, h/D_j de altura. a) alinhamento vale a vale, e 30 D_j de envergadura. | 45 |
| Figura 16. SMC006 original (esquerda); SMC006 simplificado (direita). | 46 |
| Figura 17. Domínio fluidodinâmico do bocal SMC006 na condição de instalação $h/D_j=0,5$ e $X_s/D_j=14,5$; Em ciza está o domínio geral, em azul o subdomínio cisalhante, e em verde o subdomínio interno; A vista de detalhe a) representa a perspectiva lateral do domínio e a vista de detalhe b) a perspectiva frontal. | 47 |
| Figura 18. Malha não-estruturada composta por elementos tetraédricos e quadriláteros gerados no ANSYS meshing. | 48 |
| Figura 19. Medida da distorção relativa de um elemento em relação à sua forma ideal de 0 (excelente) a 1 (inaceitável), distribuição em cores. | 50 |
| Figura 20. Desvio do ângulo entre o vetor que conecta o centro dos volumes adjacentes e o vetor normal à superfície entre eles, de 0 (inaceitável) a 1 (excelente). | 51 |
| Figura 21. Zonas de definição das condições de contorno do modelo numérico (boundary); a) vista frontal; b) vista traseira; c) vista isométrica das superfícies internas do domínio; d) vista lateral. | 53 |
| Figura 22. Comparação entre os perfis de velocidade para o bocal SMC000, em $x/D_j = 4$, obtidos numericamente e dados publicados por Bridges e Wernet (2010). | 57 |
| Figura 23. Comparação entre os perfis de intensidade de turbulência para o bocal SMC000, em $x/D_j = 4$, obtidos numericamente e dados publicados por Bridges e Wernet (2010). | 57 |
| Figura 24. Comparação entre os perfis de velocidade do bocal SMC000 e SMC006, em $x/D_j = 4$, obtidos numericamente. | 58 |

| | |
|--|----|
| Figura 25. Comparação entre os perfis de intensidade de turbulência para o bocal SMC006 e SMC000, em $x/D_j = 4$, obtidos numericamente. | 58 |
| Figura 26: Comparação entre os dados numéricos e experimentais em $x/D_j = 15$; a) Perfis de velocidade; b) Perfis de intensidade de turbulência. | 60 |
| Figura 27. Casos isolados e instalados do bocal SMC006 ($h/D_j = [0; 0,5; 1]$ e $X_s/D_j = 14,5$ obtidos em $x/D_j = 4$); a) Comparação entre perfis de velocidade normalizados; b) Comparação de perfis de intensidade de turbulência. | 63 |
| Figura 28. Casos isolados e instalados do bocal SMC006 ($h/D_j = [0; 0,5; 1]$ e $X_s/D_j = 21$ obtidos em $x/D_j = 4$); a) Comparação entre perfis de velocidade normalizados; b) Comparação de perfis de intensidade de turbulência. | 64 |
| Figura 29. Plano radial apresentando o comportamento do escoamento sob condições de instalação $h/D_j = 1$ e $X_s/D_j = [14,5; 21]$; a) Perfis de velocidade respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$; b) Níveis de intensidade de turbulência respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$ | 66 |
| Figura 30. Plano radial apresentando o comportamento do escoamento sob condições de instalação $h/D_j = 0,5$ e $X_s/D_j = [14,5; 21]$; a) Perfis de velocidade respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$; b) Níveis de intensidade de turbulência respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$ | 67 |
| Figura 31. Plano radial apresentando o comportamento do escoamento sob condições de instalação $h/D_j = 0$ e $X_s/D_j = [14,5; 21]$; a) Perfis de velocidade respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$; b) Níveis de intensidade de turbulência respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$ | 68 |
| Figura 32. Plano radial comparando o comportamento do escoamento dos bocais SMC000 e SMC006, sob condições de instalação $h/D_j = 0,5$ e $X_s/D_j = [15; 14,5]$; a) Perfis de velocidade respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 15]$; b) Níveis de intensidade de turbulência respectivamente para $X_s/D_j = [15; 14,5]$ | 69 |

LISTA DE TABELAS

| | |
|---|----|
| Tabela 1. Condições de testes para investigações com jato instalado. | 46 |
| Tabela 2. Dimensões do domínio em função do diâmetro do bocal (D_j). | 48 |
| Tabela 3. Níveis máximos de velocidade e intensidade de turbulência para refinamentos diferentes. | 49 |
| Tabela 4. características gerais da malha. | 51 |
| Tabela 5. Condições de contorno utilizadas no modelo numérico para cada distância vertical da superfície à linha do lábio do bocal h/D_j | 54 |
| Tabela 6. Informações do modelo de verificação. | 56 |
| Tabela 7. Condições de contorno dos modelos numéricos de verificação. | 56 |
| Tabela 8: Informações do modelo de verificação. | 59 |
| Tabela 9: Condições de contorno utilizadas. | 60 |

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

| | |
|-------|---|
| ANSYS | Empresa de <i>software</i> de simulação numérica |
| CAA | <i>Computational Aeroacoustics</i> |
| CAD | <i>Computer-aided design</i> |
| CFD | <i>Computational Fluid Dynamics</i> |
| CFX | Compilador de código de CFD |
| DNS | <i>Direct Numerical Simulation</i> |
| ESDU | <i>Engineering Sciences Data Unit</i> |
| ESSS | <i>Engineering Simulation and Scientific Software</i> |
| RANS | <i>Reynold Average Navier Stokes</i> |
| SMC | <i>Small Metal Chevron</i> |
| SST | <i>Shear Stress Transport</i> |
| TKE | <i>Turbulence Kinetic Energy</i> |
| UFPA | Universidade Federal do Pará |
| URANS | <i>Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes</i> |
| VCs | Volumes de Controle |

LISTA DE SÍMBOLOS

| Símbolo | Descrição |
|------------------------|--|
| a_1 | Constante empírica |
| $C_{\varepsilon 1}$ | Constante de fechamento |
| $C_{\varepsilon 2}$ | Constante de fechamento |
| C_{μ} | Constante de fechamento |
| D_j | Diâmetro do bocal |
| F_1 ou F_2 | Função de mistura |
| M | Número de Mach |
| S | Módulo do tensor de deformação médio |
| T | Temperatura do jato na saída do bocal |
| U | Velocidade medida em cada ponto do jato |
| U_j | Velocidade do jato |
| X_s | Avanço da superfície |
| δ_{ij} | Delta de kronocker |
| θ_{ideal} | Ângulo ideal do volume finito |
| θ_{max} | Ângulo máximo do volume finito |
| θ_{min} | Ângulo mínimo do volume finito |
| μ_t | Viscosidade turbulenta |
| μ_v | Viscosidade cinemática |
| σ_k | Constante de fechamento |
| σ_{ε} | Constante de fechamento |
| ψ^* | Constante de fechamento |
| ϑ^* | Constante de fechamento |
| ∇ | Operador nabla |
| Δ | Operador de Variação |
| h | Distância vertical da superfície à linha do lábio do bocal |
| l | Medida para comprimento |
| e | Inicial do ponto cardeal <i>east</i> da rosa dos ventos |
| g | Aceleração da gravidade |
| k | Energia cinética turbulenta |
| m | Massa |
| n | Inicial do ponto cardeal <i>north</i> da rosa dos ventos |
| s | Inicial do ponto cardeal <i>south</i> da rosa dos ventos |
| t | Tempo |
| u | Energia cinética turbulenta |
| u' | Raiz quadrada da energia cinética turbulenta |
| x | Coordenada normalizada pelo diâmetro do jato cujo eixo aponta na direção principal do jato |
| y | Coordenada normalizada pelo diâmetro do jato cujo eixo é paralelo à superfície da placa |
| w | Inicial do ponto cardeal <i>west</i> da rosa dos ventos |
| ε | Taxa de dissipação de turbulência |
| μ | Viscosidade dinâmica |
| ξ | Constante de fechamento |
| ρ | Massa específica |

| | |
|-------------|---|
| σ | Tensão normal |
| τ | Tensão de cisalhamento |
| χ | Fração de volume de fluido |
| ψ | Constante de fechamento |
| ω | Frequência de dissipação de turbulência |
| ∂ | Operador de derivada parcial |
| ϑ | Constante de fechamento |

SUMÁRIO

| | |
|--|----|
| 1. INTRODUÇÃO | 20 |
| 1.1. MOTIVAÇÃO E CONTRIBUIÇÃO | 21 |
| 1.2. OBJETIVOS | 22 |
| 1.2.1. Objetivos gerais | 22 |
| 1.2.2. Objetivos específicos | 22 |
| 1.3. ESTRUTURA DO TRABALHO | 23 |
| 2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA..... | 24 |
| 2.1. DESCRIÇÃO DE JATOS TURBULENTOS..... | 24 |
| 2.1.1. Jatos simples | 24 |
| 2.2. DISPOSITIVOS DE INTENSIFICAÇÃO DE MISTURA..... | 25 |
| 2.2.1. Bocais com Chevrons | 26 |
| 2.3. EFEITOS DE INSTALAÇÃO..... | 29 |
| 2.3.1. Aviões com motores montados sob a asa | 29 |
| 2.4. ESTUDO DE EFEITOS DA INSTALAÇÃO COM <i>CHEVRONS</i> | 30 |
| 3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA | 32 |
| 3.1. AEROACÚSTICA COMPUTACIONAL..... | 32 |
| 3.2. MODELAGEM DA TURBULÊNCIA | 32 |
| 3.2.1. Equação média de Reynolds Navier-Stokes (RANS) | 33 |
| 3.2.2. Hipótese de Boussinesq | 34 |
| 3.2.3. Modelo de turbulência de duas equações | 36 |
| 3.3. GERAÇÃO DO DOMÍNIO DISCRETO | 39 |
| 3.3.1. Método dos volumes finitos | 39 |
| 3.3.2. Malhas estruturadas e não-estruturadas | 42 |
| 4. CARACTERIZAÇÃO DO MODELO NUMÉRICO | 44 |
| 4.1. GEOMETRIAS SIMULADAS | 44 |
| 4.2. PARAMETRIZAÇÃO DO DOMÍNIO | 46 |
| 4.3. MALHA..... | 48 |
| 4.3.1. Critério de convergência de malha | 49 |
| 4.3.2. Qualidade de malha | 49 |
| 4.4. CONDIÇÕES DE CONTORNO | 52 |
| 5. ANÁLISE DOS RESULTADOS..... | 55 |
| 5.1. VALIDAÇÃO DO MODELO..... | 55 |

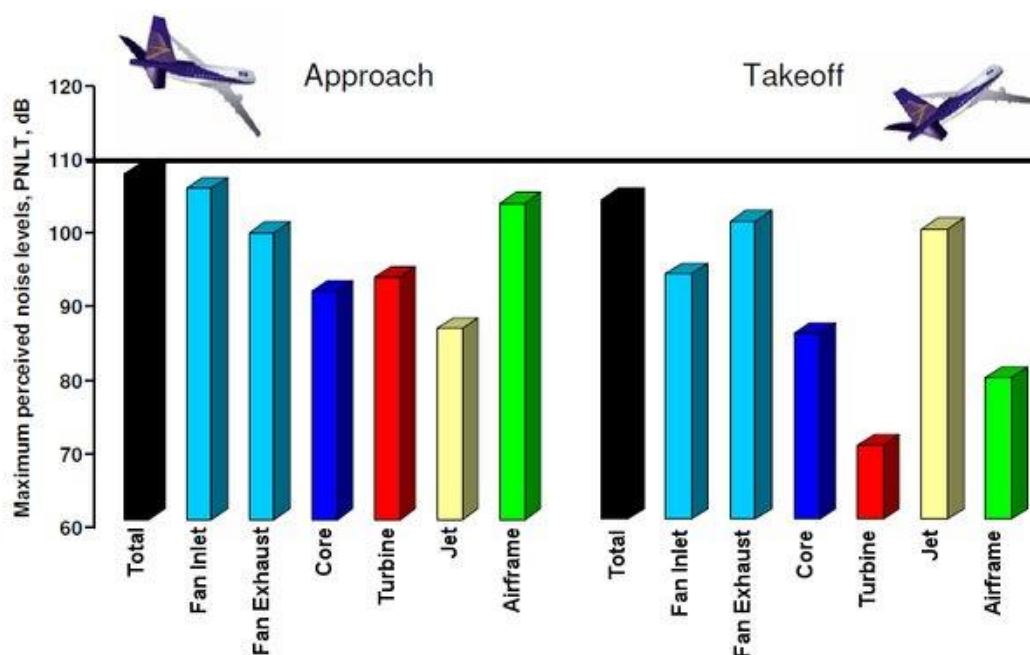
| | |
|--|----|
| 5.1.1. Jatos isolados | 55 |
| 5.1.2. Jatos instalados | 59 |
| 5.2. CONFIGURAÇÕES DE JATO INSTALADO FORTEMENTE INTEGRADAS ... | 61 |
| 5.2.1. Configurações fortemente integradas com o bocal SMC006 | 61 |
| 6. CONCLUSÕES | 70 |
| 6.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS | 71 |
| REFERÊNCIAS | 72 |

1. INTRODUÇÃO

O ruído aeronáutico é considerado o principal problema ambiental na aviação civil devido aos seus efeitos prejudiciais às atividades humanas de trabalho e lazer (SCATOLINI; ALVES, 2016). Embora apenas uma pequena porcentagem da energia de propulsão da aeronave seja convertida em som, essa porcentagem representa uma grande fonte de emissão, pois seus efeitos fisiológicos limitam as operações de importantes aeroportos pelo mundo (POWELL; FIELDS, 1991). Em aeronaves comerciais modernas, as contribuições para o nível de ruído externo total estão relacionadas à turbulência e surgem devido à interação do escoamento externo de ar e partes da aeronaves, sendo as principais fontes sonoras aquelas associadas às estruturas da aeronave (*flap*¹, *slat*², *etc.*), trem de pouso e motor (*fan*³, jato, turbina e combustor) (CASALINO, 2008; SOUZA et al., 2017).

De acordo com a Figura 1, pode-se observar as principais fontes sonoras, em diferentes estágios de voo, responsáveis pela geração de ruído.

Figura 1. Magnitude das fontes sonoras de uma aeronave comercial típica na decolagem e aterrissagem.



Fonte: Souza et al. (2017)

¹ Dispositivo de hipersustentação existente nos bordos de fuga que aumentam a sustentação, sobretudo em velocidades mais baixas.

² Dispositivo de hipersustentação auxiliar, localizado no bordo de ataque, responsável por oferecer maiores ângulos de ataque para o avião.

³ Ventoinha, em inglês, que complementa o fluxo de ar gerado pelos compressores de baixa pressão e alta pressão.

Portanto, para efetivamente reduzir o ruído externo de aeronave, inicialmente é necessário compreender de que forma este ruído está correlacionado com fenômenos aerodinâmicos e então identificar maneiras de controlá-los. O presente trabalho considera a investigação do campo fluidodinâmico de configurações de jato instalado fortemente integradas, e diferentes bocais de exaustão, com e sem *chevrons*, próximos a uma placa plana representando o efeito de instalação devido à asa, nas condições operacionais de Mach 0,5 a Mach 0,9 (velocidades comumente praticadas próximo a aeroportos), através de simulações em Dinâmica dos Fluidos Computacional (*Computational Fluid Dynamics* - CFD) resolvidas via metodologia RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes). Os dados de escoamento obtidos são então comparados com dados experimentais disponíveis na literatura considerando condições operacionais e de instalação similares. Uma vez que a comparação entre os dados fluidodinâmicos numéricos e experimentais apresentem boa concordância e então os modelos numéricos desenvolvidos sejam considerados validados, novas configurações de instalação de aeronaves podem ser virtualmente avaliadas como uma triagem inicial para, posteriormente, se avaliar de forma mais detalhada, aquelas configurações com melhor desempenho aerodinâmico. Por fim, os dados obtidos a partir das simulações numéricas também poderão alimentar modelos numéricos acústicos com a finalidade de se obter o campo sonoro resultante ao nível de um observador no campo distante.

Este trabalho é uma das etapas de um esforço conjunto para o desenvolvimento de um código numérico de Aeroacústica Computacional (Computational Aeroacoustics, ou CAA) baseado no método de Traçado de Raios (Ray-Tracing) tridimensional, capaz de prever (i) as interações das fontes sonoras do jato de exaustão com estruturas da aeronave, tais como asa e *flaps* e (ii) o campo sonoro resultante. Por este motivo, é de extrema importância garantir que os dados fluidodinâmicos aqui apresentados tenham boa confiabilidade e concordância com dados disponíveis na literatura para casos de teste similares.

1.1. MOTIVAÇÃO E CONTRIBUIÇÃO

Dados experimentais são importantes para validar modelos numéricos pois reproduzem com acurácia importantes fenômenos físicos. Entretanto, bancadas de teste capazes de obter dados fluidodinâmicos de alta qualidade apresentam elevados custo e tempo de construção (BASTOS et. al., 2017). Diante deste cenário, ferramentas computacionais apresentam-se como opções atrativas na resolução e análise de problemas em aeroacústica.

Atualmente, uma tendência comumente observada em configurações de instalação envolve explorar sistemas propulsivos fortemente integrados às estruturas da aeronave visando

maior eficiência aerodinâmica e níveis reduzidos de ruído (BROWN; WERNET, 2014; BASTOS, 2016). Neste sentido, é importante dispor de recursos que permitam avaliar acuradamente o campo fluidodinâmico dessas configurações nas regiões em que o jato interage com elementos da aeronave tais como asa e *flap*, pois essas interações (jato-asa e jato-*flap*) modificam as características do escoamento e, conseqüentemente, o campo sonoro resultante. As simulações numéricas são de grande importância pois, com o auxílio de recursos visuais e gráficos, podem revelar características que não são facilmente observadas e/ou capturadas a partir de experimentos, melhorando o entendimento dos fenômenos físicos observados computacionalmente, foco do presente trabalho.

1.2. OBJETIVOS

1.2.1. Objetivos gerais

Investigar numericamente o campo fluidodinâmico de configurações de jato instalado fortemente integradas com bocais serrilhados através de simulações de CFD.

1.2.2. Objetivos específicos

- Desenvolver modelos numéricos representativos das configurações de instalação a serem investigadas;
- Comparar os resultados com dados disponíveis na literatura para validação dos modelos desenvolvidos;
- Descrever os principais fenômenos físicos ocorrendo nas proximidades do bocal das configurações fortemente instaladas com base nos resultados numéricos obtidos;

1.3. ESTRUTURA DO TRABALHO

Este trabalho está dividido em cinco capítulos, distribuídos da seguinte forma:

- No capítulo 1, o tema do presente trabalho é introduzido juntamente com a especificação do problema. Na sequência, a motivação para seu desenvolvimento é apresentada bem como os objetivos e estrutura do trabalho.
- O capítulo 2 traz uma revisão da literatura a respeito de jatos turbulentos, levando-se em consideração os principais dispositivos empregados no bocal de exaustão para obter benefícios acústicos sem impor penalidades aerodinâmicas. Por fim, os mais notáveis trabalhos considerando a combinação de efeitos de instalação com chevrons são apresentados.
- No capítulo 3 é apresentada a fundamentação teórica relacionada à aeroacústica computacional, conceitos importantes sobre a modelagem de turbulência e da metodologia RANS (Média de Reynolds Navier-Stokes), a qual foi empregada na resolução dos escoamentos investigados. Ainda, este capítulo apresenta as equações matemáticas, implementadas nos principais modelos de turbulência, para descrever a física dos escoamentos investigados numericamente.
- No capítulo 4, são apresentadas as etapas de desenvolvimento dos modelos numéricos desenvolvidos, os procedimentos para discretização do domínio, critérios de convergência adotados e outras características das simulações realizadas.
- No capítulo 5 são apresentados os resultados obtidos, inicialmente para o caso de jato isolado para fins de validação, e posteriormente, para casos de jato instalado, como forma de elucidar fenômenos físicos difíceis de se observar a partir de experimentos. Uma discussão detalhada a respeito dos principais resultados obtidos encerra esta sessão.
- No capítulo 6 são apresentadas as considerações finais da pesquisa e a proposição para trabalhos futuros.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. DESCRIÇÃO DE JATOS TURBULENTOS

Pode-se definir um jato como sendo uma modalidade de escoamento livre que surge em função da descarga de um fluido proveniente de uma canalização em um meio quiescente⁴ (MAYER, 2003). Na saída do bocal de exaustão, o jato possui níveis de turbulência relativamente baixos e geralmente um perfil de velocidade uniforme. Ao ser descarregado, o jato gera camadas cisalhantes nas bordas do bocal, separando-o de suas adjacências não-turbulentas através de uma interface, cuja forma é aleatória e está constantemente mudando (ANDERSSON, 2003). É importante salientar que apesar do perfil de velocidade ter a mesma quantidade de movimento em diversas posições longitudinais a jusante do bocal, o fluxo mássico é diferente nestas posições. O fluido do jato é realimentado pelo próprio ambiente, e a vazão mássica do jato aumenta no sentido do escoamento (POPE, 2000).

Por sua vez, as camadas mais externas do fluido vindo do bocal sofrem uma diminuição de sua velocidade, em função da reação promovida pelo fluido do meio quiescente recém acelerado. Desse modo, o padrão de escoamento do fluido egresso do bocal vai gradativamente perdendo a sua quantidade de movimento em favor de porções de fluido do meio quiescente incorporadas pelo escoamento vindo do bocal (MAYER, 2003).

2.1.1. Jatos simples

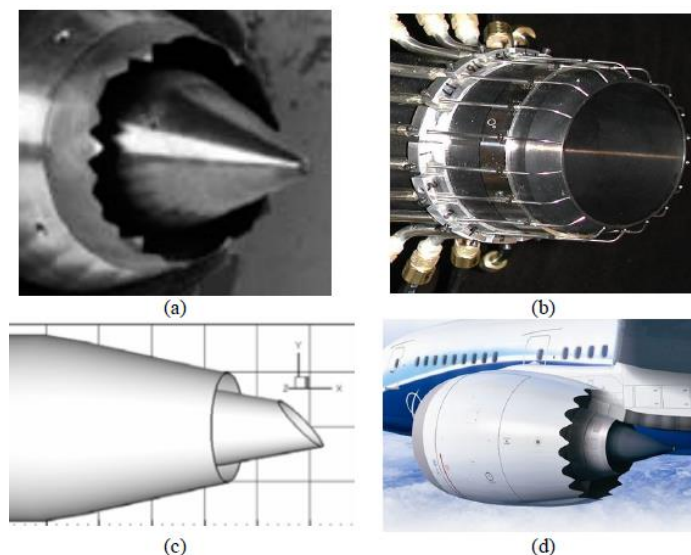
Em um jato circular simples, considerando-se velocidades subsônicas, é possível identificar três regiões distintas: o núcleo potencial, a zona de mistura envolvendo o núcleo, e a região onde o jato está completamente desenvolvido (KUTTRUFF, 2006) (ver Figura 2). Na medida em que o escoamento resultante dessa interação se afasta da seção de saída do bocal, o padrão de escoamento deixa de ser uniforme em toda a área correspondente à seção de saída, para ser uniforme apenas na região interna da seção que ainda não sentiu a presença do meio quiescente, denominada por cone potencial ou região invíscida. Além disso, já não existe mais uma mudança abrupta na condição de escoamento entre a região do meio quiescente, denominada como região de entranhamento⁵, e o fluido egresso do bocal, o que ocorre devido ao surgimento de uma região intermediária, denominada por camada cisalhante.

⁴ Região no espaço na qual o fluido nela contido apresenta uma condição de escoamento cujo campo de velocidade é nulo ou minoritário em relação ao campo de velocidade do fluido que emerge do sistema de dutos, geralmente, por intermédio de um bocal.

⁵ É a indução de massa adjacente ao escoamento pelos vórtices na periferia do jato (NIKAM; SHARMA, 2014).

ruído aplicados a jatos, foram estudados os *tabs*, *microjets*, *bevels*⁶ e *chevrons*⁷(ENGEL, 2012). A Figura 3 ilustra esses dispositivos.

Figura 3. Exemplos de dispositivos passivos de controle de ruído: (a) tabs; (b) micro jatos; (c) Bocais chanfrados; (d) Bocais serrilhados.



Fonte: ENGEL, 2012.

Os *tabs* são estruturas do bocal de formatos variáveis inseridas perpendicularmente no escoamento, causando assim perturbações locais, com o intuito de intensificar a turbulência na saída do bocal e reduzir a energia das grandes escalas turbulentas no final do núcleo potencial, onde são geradas ondas de pressão acústica que se deseja atenuar (ENGEL, 2012).

Os micro jatos são estruturas que inserem um fluido secundário ao escoamento de forma a atuar no ruído de mistura turbulento, no ruído associado a choque de banda larga e tons de ruído (ALKISLAR; BUTLER, 2007). Já os *bevels* são bocais chanfrados que alteram a direção do escoamento com intuito de mudar a diretividade do ruído. Nesses dispositivos, a redução do ruído ocorre se a taxa de mistura é acelerada ou se a velocidade do jato de exaustão, em relação à atmosfera, é reduzida (ROLLS ROYCE, 1986). Isto também pode ser alcançado através de bocais com *chevrons*.

2.2.1. Bocais com *Chevrons*

Os *chevrons* são alterações na geometria do bocal que induzem vorticidade axial no escoamento, aumentando a mistura entre o ar externo, o jato secundário e o jato primário (SAIYED *et al.*, 2000) e redistribui a quantidade de movimento da corrente do núcleo de alta velocidade para a corrente do *fan* de menor velocidade (CALLENDER *et al.*, 2010). Segundo

⁶ Bocais chanfrados.

⁷ Bocais serrilhados.

Nesbitt et al., (2006), esse dispositivo altera as características do jato, bem como a intensidade do ruído gerado e a localização das fontes. Com o objetivo de compreender os efeitos dos bocais da série SMC (*Small Metal Chevron*) sobre o escoamento e o ruído, Bridges e Brown (2004) alteraram aspectos geométricos relacionados com a intensidade e espaçamento dos vórtices, tais como penetração e número de dentes. Para avaliar o efeito da penetração, foram utilizados bocais com as características representadas pela Figura 4.

Figura 4. SMC000 (Round): 0 dente, 0° de penetração; SMC001 (Nom): 6 dentes, 5° de penetração; SMC005 (NoPen): 6 dentes, 0° de penetração; SMC006 (DeepPen): 6 dentes, 18,2° de penetração.



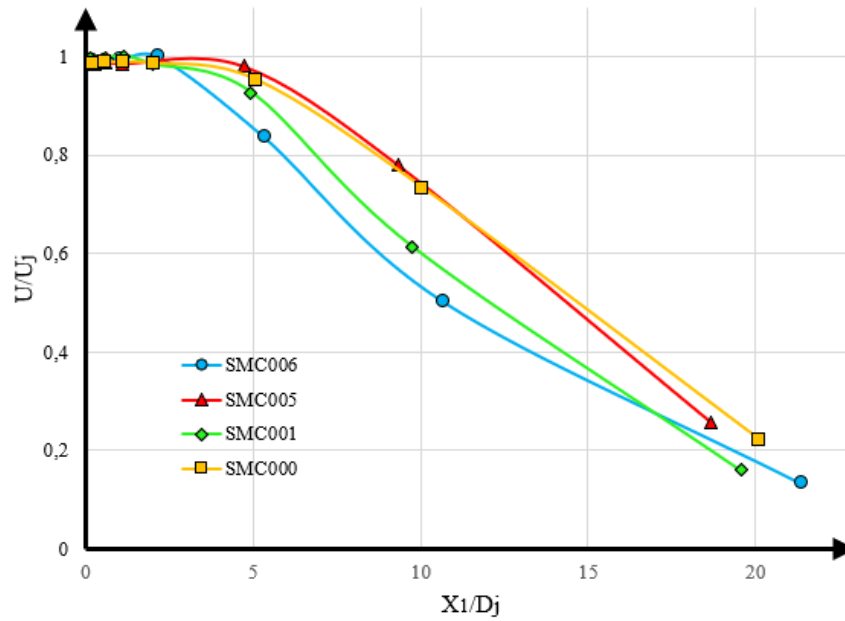
Fonte: Adaptado de BRIDGES e BROWN (2004).

A penetração dos dentes apresentou grande impacto no decaimento da velocidade média ao longo da linha de centro (Figura 5) e no aumento da intensidade de turbulência próximo à saída do bocal. Nas regiões mais afastadas do bocal, entretanto, não houve impacto e os jatos passaram a se comportar de maneira similar para todas as geometrias (BRIDGES; BROWN, 2004).

Em um trabalho notável, Opalski et al. (2005) analisaram a intensidade de turbulência axial, vorticidade média axial e a velocidade média axial. Onde observaram que quanto maior a penetração, mais intensa é a dissipação turbulenta e a vorticidade axial no início do bocal, com redução acentuada em área e magnitude em pontos mais distantes do escoamento.

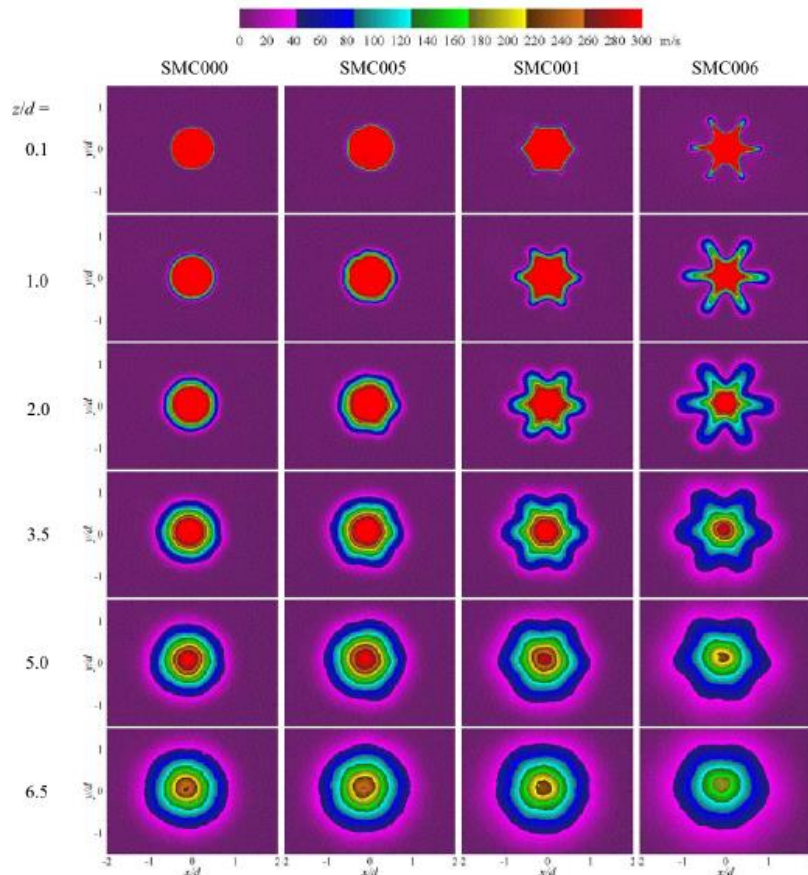
Para a magnitude da velocidade axial (Figura 6) comparando-se os perfis dos bocais SMC001 e SMC006, na posição axial $z/d=2$ fica evidente que a penetração contribui para o aumento do espalhamento. Para os mesmos bocais, nota-se também que a partir de $z/d=5$ o formato em estrela produzido pelas serrilhas é mais difícil de ser notado. Em $z/d=6,5$ o contorno de velocidade é composto apenas por anéis concêntricos para todos os bocais, apesar de a magnitude da velocidade no centro do jato ainda ser inferior para o bocal com maior penetração.

Figura 5. Velocidade axial na linha de centro para bocais com diferentes níveis de penetração.



Fonte: Reproduzido de BRIDGES e BROWN, (2004).

Figura 6. Seção transversal com contorno da velocidade axial para bocais com diferentes níveis de penetração.



Fonte: Reprodução de OPALSKI et al., (2005).

2.3. EFEITOS DE INSTALAÇÃO

Quando um motor é instalado em uma estrutura de aeronave, muitos efeitos aerodinâmicos e, conseqüentemente, de ruído adicionais são introduzidos a partir de diversas interações entre o escoamento e superfícies (MCLAUGHLIN, 2010; ELKOBY, 2005). Se bem exploradas, certas configurações podem fornecer grandes benefícios acústicos através de otimização de projeto ao explorar favoravelmente os efeitos de instalação (HUNTER et al., 2005; ELKOBY, 2005).

2.3.1. Aviões com motores montados sob a asa

Devido à instalação, grande parte do jato é posicionada diretamente abaixo da asa (Figura 7), o que significa que o ruído pode ser refletido para os observadores no solo. Além disso, a proximidade da asa significa que a fonte do jato pode ser modificada e novas fontes podem ser introduzidas, especialmente quando os *flaps* estão defletidos (MCLAUGHLIN, 2010).

Figura 7. Imagem ilustrativa da instalação de motores sob as asas em um avião comercial.

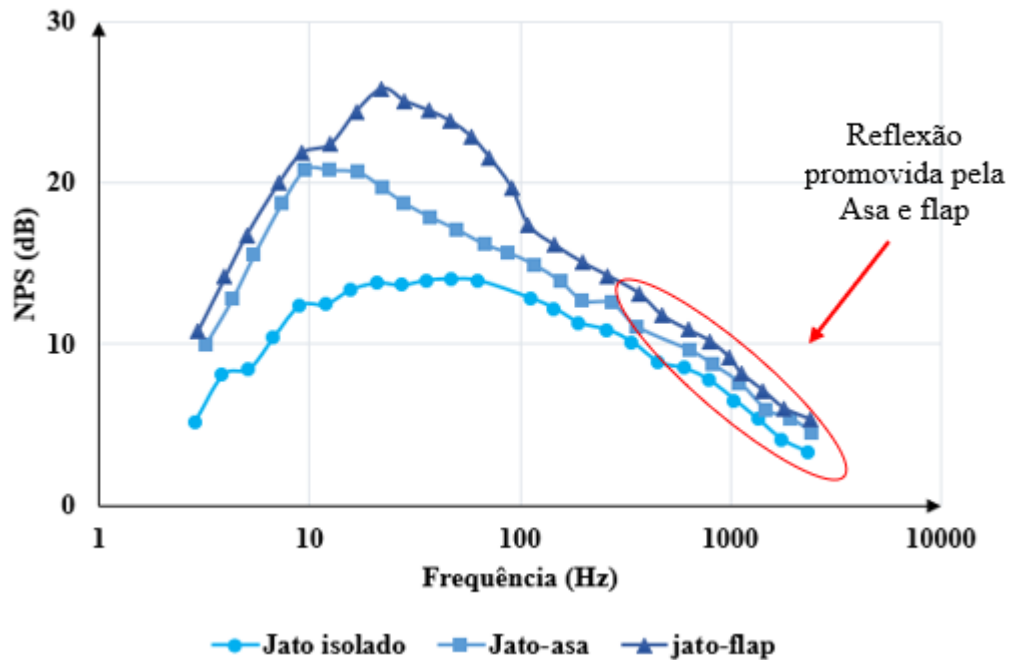


Fonte: Enjoy Safer Technology

A Figura 8 apresenta dados para o caso de uma aeronave com motores montados sob as asas na condição estática (ESDU, 2002). As curvas, superior e intermediária, representam situações de jato instalado, nas quais o efeito dos *flaps* e asa, interagindo com escoamento do jato, é considerado sobre o ruído resultante. A curva inferior, por sua vez, representa os níveis de ruído de um jato isolado. Nota-se que, em baixas frequências os efeitos dominantes são aqueles da interação jato-asa e jato-*flap*, e para altas frequências os efeitos de reflexão sonora promovida pelas superfícies da asa e do *flap* contribui para elevar os níveis de ruído. Isto

evidencia a grande importância em se contabilizar os efeitos de instalação no estudo de aeroacústica de jatos (LAWRENCE, 2014).

Figura 8. Efeitos de instalação de jato de uma aeronave com motores montados sob as asas na condição estática



Fonte: Adaptado de ESDU (2002).

2.4. ESTUDO DE EFEITOS DA INSTALAÇÃO COM *CHEVRONS*.

Mengle et al. (2006a) alegam que interações do pilone⁸, asa e *flaps* com o jato de exaustão, ocasionam assimetria no campo acústico próximo e no campo de escoamento adjacente ao bocal habitualmente instalado sob a asa de uma aeronave. Partindo dessa constatação, visando diminuir os efeitos da instalação e, por consequência, o ruído de jato, pode-se alterar os aspectos geométricos da instalação entre o jato e estruturas da aeronave, tais como extensão da asa, distância entre o bocal e a asa etc. Em um segundo trabalho, Mengle et al. (2006b), analisaram os efeitos de bocais *chevron* em condições instaladas na presença de elementos de hipersustentação na asa, no que concluíram que o benefício acústico para todos os bocais com *chevrans* em configurações instaladas é menor do que em configurações isoladas nas condições de decolagem.

Mengle (2011), com um modelo em escala de asa com *flaps* e fuselagem, conduziu estudos a respeito do ruído de interação jato-*flap* com bocais lisos e com *chevrans*. E notou que

⁸ Componente que tem como propósito fixar à estrutura da aeronave o motor.

para o bocal convencional houve aumento de ruído de jato com redução da altura entre a asa e o bocal do *fan* ou aumento no ângulo de deflexão do *flap*. Para bocais com *chevrons*, nenhum aumento foi identificado. Com base nesses resultados, o autor sugeriu que distâncias ainda menores entre a asa e o bocal fossem testadas, uma vez que a interação do jato com a superfície se mostrou irrelevante nos níveis de ruído das configurações testadas.

Kopiev et al. (2013) conduziram uma investigação experimental extensiva sobre os efeitos de instalação acima da asa. Os resultados mostraram que os *chevrons* reduziram os níveis das fontes de baixa frequência e redistribuíram as fontes de pico do jato para regiões mais próximas à saída do bocal, antecipando os aumentos de alta frequência e potencializando as reduções de ruído devido ao efeito de barreira sonora.

3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1. AEROACÚSTICA COMPUTACIONAL.

Para lidar com os problemas atuais de Aeroacústica, várias são as ferramentas numéricas disponíveis. Dentre essas ferramentas, podemos citar a aeroacústica computacional, que investiga o ruído gerado pela movimentação turbulenta do fluido ou/e pela interação de forças aerodinâmicas com superfícies

Dados experimentais são importantes para validar modelos numéricos pois reproduzem com acurácia importantes fenômenos físicos. Porém, bancadas de teste de grande porte apresentam elevados custo e tempo de construção (BASTOS et. al., 2017). Diante deste cenário, ferramentas computacionais apresentam-se como alternativas na resolução e análise de problemas em aeroacústica. E desenvolve dessa forma, métodos para investigar e solucionar impasses reais que envolvem fenômenos acústicos. Tam (2012), define que alguns dos maiores desafios enfrentados pela aeroacústica computacional são:

- A modelagem de ondas de alta frequência e pequeno comprimento de onda, em razão dos requisitos de geração de malha, discretização de domínio e custo computacional para a realização de simulações numéricas apropriadas.
- Utilização de condições adequadas de absorção sonora (*buffer layers*) nas fronteiras do domínio computacional de forma a representar apropriadamente as condições de campo livre, pois as perturbações das ondas acústicas decaem muito mais lentamente quando comparadas com perturbações no de domínio e custo computacional para a realização de simulações numéricas apropriadas escoamento.

3.2. MODELAGEM DA TURBULÊNCIA

Frisch (1995), determina turbulência como fenômeno no qual o movimento das partículas, ou moléculas, é desordenado e suas trajetórias são sem forma definida, isto é, bastante irregular, aleatório e caótico. Matematicamente falando, é a flutuação de velocidade (\mathbf{u}) em todas as direções, com infinitos graus de liberdade. Um indicativo para o nível de turbulência é o número de Reynolds (Re), número adimensional o qual apresenta valores crescentes conforme o sistema apresenta maior turbulência. Devido a flutuação de velocidade, o escoamento turbulento aumenta a difusividade molecular do meio, otimizando a troca de energia entre as partículas de fluido, ocasionando a geração de altos gradientes de potenciais associados. Devido a sua natureza caótica e totalmente randômica, até a contemporaneidade, a comunidade científica não conseguiu desenvolver um modelo que resolvesse a questão da

turbulência para todos os tipos de fluxo, sendo assim, temos vários modelos que são acoplados as equações de Navier-Stokes⁹.

3.2.1. Equação média de Reynolds Navier-Stokes (RANS)

A resolução direta das equações de Navier-Stokes para turbulência utilizando métodos computacionais, ainda não é factível em problemas de engenharia (NOGUEIRA, 2019). Tal técnica é conhecida como *Direct Numerical Simulation* (DNS), e possibilita a resolução de todas as escalas de turbulência de forma direta, sem a necessidade de qualquer modelo de turbulência ou dados empíricos para a solução (CUMMINGS et al., 2015), porém, exige um imenso custo computacional. Uma forma de simplificar o problema de turbulência é aplicar algumas metodologias para fazer com que as equações de Navier-Stokes possam considerar os efeitos de turbulência (FONTANA, 2018).

Considere por exemplo que a velocidade é um componente médio, \bar{u} , e um componente que varie com o tempo (t_i), u_i .

$$\mathbf{u} = \bar{\mathbf{u}} + \frac{\mathbf{u}}{dt_i} \quad (1)$$

O componente médio é dado por:

$$\bar{u} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} u dt \quad (2)$$

Onde Δt é uma escala de tempo que é grande em relação às flutuações turbulentas, mas pequena em relação à escala de tempo na qual as equações são resolvidas. Para fluxos que variam com o tempo, as equações são agrupadas em médias. Isso permite que as equações médias sejam resolvidas também para simulações com vários passos de tempo. As equações resultantes são às vezes chamadas de RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*). Toda essa abordagem parte do procedimento introduzido por Reynolds, chamado de decomposição de Reynolds.

Aplicando essa decomposição de Reynolds, e lembrando que a escala de tempo é muito grande em relação as flutuações turbulentas, $\frac{u}{dt} = 0$, temos então que a equação de Navier-Stokes pode ser escrita como:

⁹ Estas equações estabelecem que mudanças na quantidade de movimento e aceleração de uma partícula fluída são simplesmente o produto das mudanças na pressão e forças viscosas dissipativas (similar à fricção) atuando no fluido (FONTANA, 2018).

$$\rho \left(\frac{\partial \bar{\mathbf{u}}}{\partial t} + \bar{\mathbf{u}} \cdot \nabla \bar{\mathbf{u}} \right) = \rho \mathbf{g} - \nabla p + \mu \nabla^2 \bar{\mathbf{u}} \quad (3)$$

Para poder explicar melhor sobre o assunto, temos que transformar a difusão molecular em termos de tensor, além disso, acrescentamos alguns termos de fluxo turbulento que serão explicados logo a seguir. Assim, a equação anterior passa a ser:

$$\frac{\partial \rho \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = \rho g_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (-2(\tau_{ij})) \quad (4)$$

A equação anterior é a equação da quantidade de movimento, porém, com uma abordagem do método (RANS). Nessa abordagem, aparece o termo τ_{ij} que como mencionado anteriormente, é um tensor com um acréscimo de alguns termos de fluxo turbulento, conhecido na literatura também como tensor de Reynold. Esse tensor representa a influência das flutuações turbulentas no escoamento e será explicado melhor a seguir.

3.2.2. Hipótese de Boussinesq

A abordagem mais comum para modelagem da tensão de Reynolds é conhecida como hipótese de Boussinesq. Essa hipótese baseia-se em uma analogia entre as tensões turbulentas e as tensões viscosas do escoamento laminar, onde assumem-se que as tensões turbulentas são proporcionais ao gradiente de velocidade média do escoamento, e o coeficiente de proporcionalidade é chamado de viscosidade turbulenta μ_t .

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho \delta_{ij} k \quad (5)$$

Onde δ_{ij} é o delta de kronocker e k é a energia cinética turbulenta específica ($k = \frac{1}{2} \overline{u_i u_i}$). Porém, essa analogia apresenta algumas deficiências conceituais. Uma delas, é a adoção de uma viscosidade turbulenta, grandeza que varia de acordo com o tipo de escoamento, e não de acordo com as propriedades termodinâmicas do fluido como é o caso da viscosidade dinâmica (μ). Além disso, a viscosidade turbulenta é considerada escalar, enquanto fisicamente, ela é vetorial. Isso pode gerar resultados errôneos dependendo do escoamento.

Visto todos esses problemas apresentados anteriormente, relacionados a viscosidade turbulenta, conclui-se que não dá para resolver a equação de transporte de fluido sem antes modelar essa viscosidade. A forma como essa viscosidade turbulenta é modelada, define o modelo de turbulência do fluido na metodologia RANS. Aplicando esse conceito de média temporal nas equações de Navier-Stokes e combinando com a hipótese de Boussinesq com a análise dimensional das escalas de Kolmogorov¹⁰ (FRISCH, 1995), temos então:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_t} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (6)$$

Onde σ_t é um coeficiente de fechamento e ε é a dissipação de turbulência por unidade de massa. Ao aplicar uma análise de microescala de Taylor (1935), encontramos uma igualdade entre a dissipação e a produção de turbulência, assim, podemos modelar essa igualdade como:

$$\varepsilon = \mu_v \frac{\overline{\partial u'_i \partial u'_j}}{\partial x_k \partial u'_i} \sim \frac{u^3}{l} \sim \frac{k^3}{l} \quad (7)$$

Onde μ_v é a viscosidade cinemática e l a escala de turbulência. O que precisamos agora pra fechar esse sistema de equações é uma prescrição da escala de turbulência. Já Kolmogorov (1942), em seu estudo embrionário, definiu uma frequência de dissipação de turbulência (ω) como:

$$\omega \sim \frac{1}{l} \quad (8)$$

Focaremos nessas duas abordagens para esse trabalho, relacionando a energia cinética de turbulência (k) com a função da dissipação de energia turbulenta (ε) e com a frequência de dissipação de turbulência (ω), a fim de conseguir uma modelagem satisfatória para a viscosidade turbulenta.

¹⁰ Fisicamente, é a menor escala de fluxo turbulento que pode existir sem que haja transmissão de energia, seja pela forma de energia cinética ou por transferência de quantidade de movimento.

3.2.3. Modelo de turbulência de duas equações

O modelo de duas equações é amplamente usado tanto no meio acadêmico quanto na indústria por causa da relação qualidade dos resultados por custo computacional. Nesse modelo, a velocidade e a escala de turbulência são resolvidas em equações de transporte separadas, por isso o termo “duas equações”. Os modelos de duas equações k - ε e k - ω usam a hipótese de difusão de gradiente para relacionar as tensões de Reynolds com os gradientes médios de velocidade e a viscosidade turbulenta. A viscosidade turbulenta é modelada como o produto de uma velocidade turbulenta e escala de turbulência (l).

3.2.3.1. Modelo k - ε

Como mencionado anteriormente, a velocidade e a escala de turbulência são resolvidas em duas equações separadas. A energia cinética k , é dada como a razão de uma unidade de comprimento ao quadrado por uma unidade de tempo ao quadrado, como por exemplo m^2/s^2 . Nesse nosso modelo, consideramos essa energia cinética como turbulenta, então, temos todos aqueles termos de velocidades médias e flutuantes já descritos. Já ε , é a taxa com que essas flutuações de velocidade se dissipam, é dimensionado como energia cinética por unidade de tempo, como por exemplo m^2/s^3 . Essas duas variáveis, apesar de serem resolvidas em equações de transporte separadas, podem se relacionar para resolver a viscosidade turbulenta μ_t da seguinte maneira:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (9)$$

As duas equações diferenciais do transporte para a energia cinética (k) e para a taxa de dissipação de turbulência (ε) são resolvidas respectivamente por essas duas equações a seguir.

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial k}{\partial x_i} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (10)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] \quad (11)$$

Onde os coeficientes de fechamento (C_μ ; $C_{\varepsilon 1}$; $C_{\varepsilon 2}$; σ_k ; σ_ε) foram definidos empiricamente por Launder e Spalding (1974).

3.2.3.2. Modelo $k-\omega$

O desenvolvimento desse modelo foi proposto por Wilcox (1988) com base na energia cinética (k) e na frequência de dissipação de turbulência (ω), definida por Kolmogorov. Essa frequência de dissipação de turbulência possui dimensão de $[1/s]$, sendo definido como o inverso da escala de tempo onde a dissipação de turbulência ocorre. Sendo assim, o modelo $k-\omega$ resolve a viscosidade turbulenta modelando a energia cinética de turbulência (k) e a frequência de turbulência (ω):

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (12)$$

Onde k e ω são respectivamente:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial k}{\partial x_i} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \psi^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \vartheta^* \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (13)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial \omega}{\partial x_i} = \xi \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \psi \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \vartheta \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (14)$$

Onde os valores do coeficiente de fechamento (ξ , ψ , ψ^* , ϑ , ϑ^*) foram definidos por Wilcox (1988). Na literatura, essas constantes são escritas em termos de alfa (α), beta (β), sigma (σ) e gama (γ). Ao contrário do modelo $k-\varepsilon$, o modelo $k-\omega$ possui desvantagens em regiões de corrente livre e em grandes escalas de turbulência, pois os coeficientes de fechamento produzem uma dissipação extra de turbulência, fazendo com que a energia cinética (k) tenda a zero, prejudicando a predição do tensor de Reynolds. No mais, próximo da parede e em regiões com baixo número de Reynolds, esse modelo possui um excelente resultado. Para esse modelo, é interessante que a malha numérica esteja com uma resolução maior perto das paredes, já que é a região em que ele representa melhor o escoamento.

3.2.3.3. Modelo *shear stress transport* (SST)

Esse modelo foi proposto visando simulações de escoamentos aerodinâmicos para a indústria aeronáutica, onde são esperados fortes gradientes de pressão adversos e extensas regiões de separação e recirculação. Tal modelo é uma tentativa de conciliar as vantagens do modelo $k-\varepsilon$ com as do modelo $k-\omega$. Para escoamentos em camada-limite, o modelo $k-\omega$ é superior ao $k-\varepsilon$ na solução da subcamada viscosa próxima a paredes, inclusive quando adversos gradientes de pressão estão envolvidos (DA FONSECA, 2008).

No entanto, o modelo $k-\omega$ requer uma condição de contorno não nula para ω para correntes livres não turbulentas, sendo que a solução do escoamento é extremamente sensível a esse valor especificado (MENTER, 1992). Por outro lado, foi mostrado (CAZALBOU et al., 1993) que o $k-\varepsilon$ não sofre o mesmo problema.

Assim, o modelo SST mescla a formulação robusta e precisa do $k-\omega$ próximo a paredes com a independência do $k-\varepsilon$ na corrente livre, fora da camada limite. Para tal, o modelo $k-\varepsilon$ é reescrito em função de uma escala característica de frequência, ω . Assim, para se obter um comportamento do transporte do fluido adequado, coloca-se um limitador para a formulação da viscosidade:

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_1 \text{ ou } SF_2)} \quad (15)$$

Onde a_1 é uma constante empírica, S é o módulo do tensor de deformação médio e F_1 , F_2 são as funções que determinam qual modelo de turbulência será aplicado para aquela distância da parede. Sendo F_1 :

$$F_1 = \tanh (arg_1^4) \quad (16)$$

$$arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega Y}, \frac{500 v_{nw}}{Y^2 \omega} \right), \frac{4 \rho k}{CD_{kw} \sigma_\varepsilon Y^2} \right] \quad (17)$$

$$CD_{kw} = \max \left(\frac{2}{\rho} \frac{1}{\sigma_\varepsilon} \nabla k \nabla \omega, 1 e^{-10} \right) \quad (18)$$

$$F_2 = \tanh (arg_2^2) \quad (19)$$

$$arg_2 = \max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega Y}, \frac{500 v_{nw}}{Y^2 \omega} \right) \quad (20)$$

3.3. GERAÇÃO DO DOMÍNIO DISCRETO

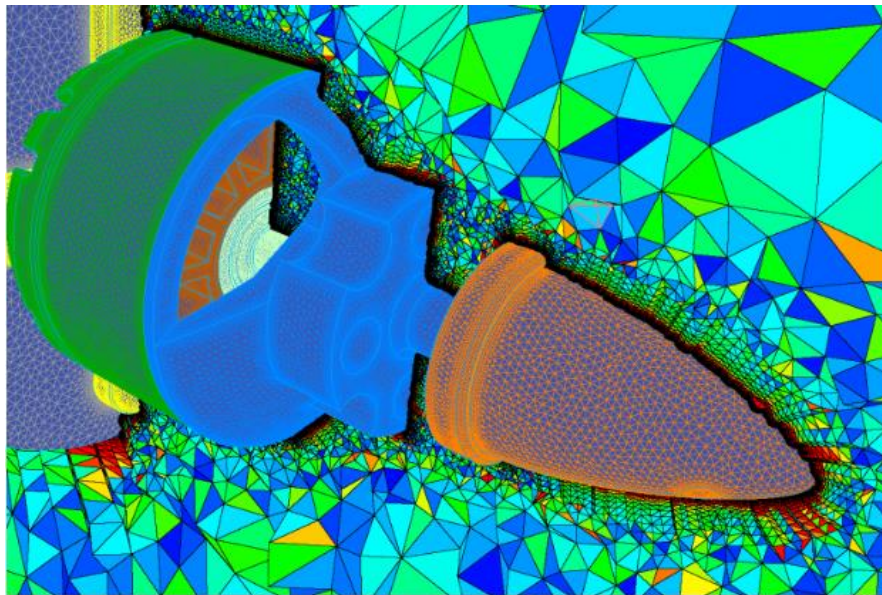
Historicamente, o método preferido pelos cientistas e engenheiros que trabalham com mecânica dos fluídos é o método dos volumes finitos. Isso acontece devido:

- (i) Essa metodologia incorporar a conservação de princípios como a massa, momento e energia, que são base da modelagem matemática do contínuo;
- (ii) Ao grande avanço na capacidade de processamento dos computadores que evoluiu muito ao logo dos últimos anos.

3.3.1. Método dos volumes finitos

Segundo Osses (2016), o ponto de partida do método de volumes finitos é a decomposição do domínio em pequenos volumes de controle (VCs), onde as variáveis são atreladas aos nós. Usualmente, os volumes de controle e os nós são definidos com uma grade numérica, a malha (Figura 9).

Figura 9. Malhas superficiais coloridas pela razão de aspecto da célula.

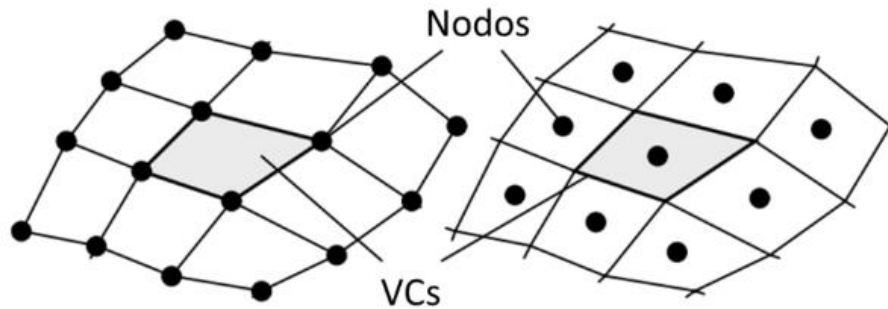


Fonte: Disponível em <https://blog.pointwise.com>

Os nós, onde se guardam as variáveis a serem resolvidas, se localizam nos vértices desta malha ou nos centros dos volumes (Figura 10), e é a referência com a que se conta para aproximar a solução no resto do domínio. Segundo Maliska (2004), existem duas maneiras de se obter as equações aproximadas no método de volumes finitos. A primeira é a realização de balanços da propriedade em questão nos volumes elementares, ou volumes finitos, e a segunda

é, partindo-se da equação diferencial na forma conservativa¹¹, integrá-la sobre o volume elementar, no espaço e no tempo.

Figura 10. Nós nos vértices dos VCs (esquerda) e nos nós centrais dos VCs (direita) para uma grade quadrilátera.



Fonte: OSSES, 2016.

Segundo Maliska (2004), existem duas maneiras de se obter as equações aproximadas no método de volumes finitos. A primeira é a realização de balanços da propriedade em questão nos volumes elementares, ou volumes finitos, e a segunda é, partindo-se da equação diferencial na forma conservativa¹², integrá-la sobre o volume elementar, no espaço e no tempo. É válido ressaltar que os procedimentos são equivalentes, visto que, para deduzir as equações diferenciais é necessário primeiro realizar um balanço em um volume infinitesimal, em seguida, o processo de limites para obtenção da equação diferencial. Dessa forma, na Figura11, considere o volume elementar bidimensional P. As letras [n, e, s, w] representam as iniciais dos quatro pontos cardeais da rosa dos ventos [North, east, south, west], usado para identificar as faces do volume de controle na discretização numérica. Podemos escrever o balanço de massa nesse volume finito como:

$$\rho u \Delta y|_e - \rho u \Delta y|_w + \rho v \Delta x|_n - \rho v \Delta x|_s = 0 \quad (21)$$

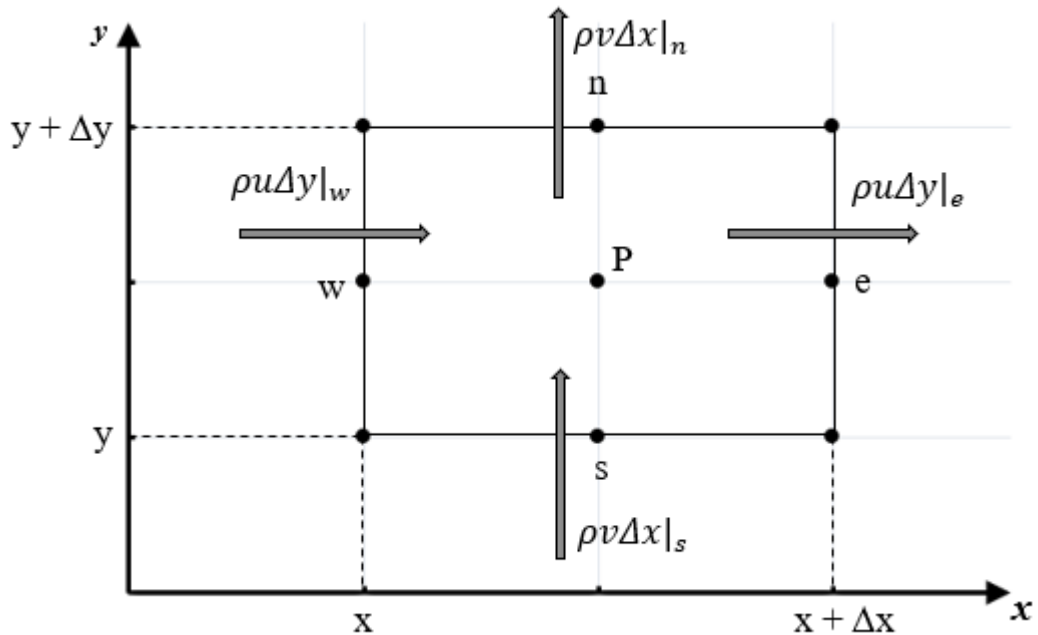
Dividindo a equação (21) por $\Delta x \Delta y$, obtemos:

$$\frac{\rho u \Delta y|_e - \rho u \Delta y|_w}{\Delta x} + \frac{\rho v \Delta x|_n - \rho v \Delta x|_s}{\Delta y} = 0 \quad (22)$$

¹¹ Forma conservativa, ou forma divergente, é aquela em que, na equação diferencial, os fluxos aparecem dentro do sinal da derivada. Nesse caso, ρu e ρv representam os fluxos de massa por unidade de área.

¹² Forma conservativa, ou forma divergente, é aquela em que, na equação diferencial, os fluxos aparecem dentro do sinal da derivada. Nesse caso, ρu e ρv representam os fluxos de massa por unidade de área.

Figura 11. Balanço de massa em um volume finito.



Fonte: Adaptado de MALISKA, 2004.

Aplicando o conceito de limite na equação (22), obtemos a forma diferencial da equação da conservação da massa:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) = 0 \quad (23)$$

A equação (23) está na forma conservativa, no método dos volumes finitos, obtemos a aproximação numérica dessa equação através da integração da equação, usando como intervalos de integração o valor das variáveis em cada fronteira do volume finito. Assim, utilizando o volume mostrado na Figura 11, obtemos a seguinte integral:

$$\int_w^e \int_s^n \left[\frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) \right] dx dy = 0 \quad (24)$$

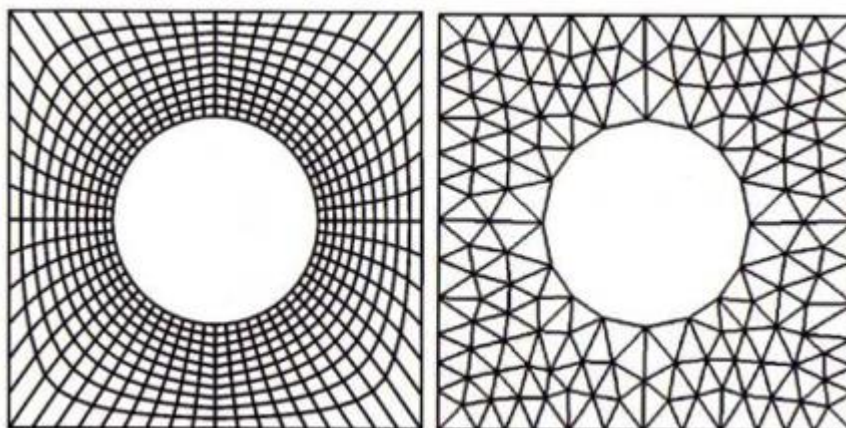
Ao repetirmos o procedimento para todos os volumes elementares, obtemos um sistema de equações algébricas. O conjunto de células forma o que chamamos de domínio computacional ou domínio numérico, que possui geometria aproximada do domínio a ser estudado. Os softwares compiladores de códigos de CFD mais modernos possuem um pacote de geração de domínio computacional que atendem muito bem a maioria dos casos.

Trabalhando com o ANSYS¹³, usa-se geralmente o ANSYS Meshing para malhas não-estruturadas e o ICEM CFD para malhas estruturadas.

3.3.2. Malhas estruturadas e não-estruturadas

Uma malha estruturada consiste em células planas com quatro arestas (2D) ou volumétricas com seis faces (3D). Essas células possuem nós que são acompanhadas com numerações (i, j, k) que representam um sistema de coordenadas espaciais (retangulares, cilíndricas etc.). Já uma malha não-estruturada consiste em células planas com formatos triangulares ou quadriláteros (2D) e tetraedros ou hexaedros (3D). A Figura 12 compara os dois tipos de malha em discussão (MALISKA, 2004).

Figura 12. Diferença entre malha estruturada (esquerda) e malha não-estruturada (direita).



Fonte: MALISKA, 2004.

Ao contrário da malha estruturada que utiliza um sistema de numeração, a malha não-estruturada identifica a posição de cada célula com um código interno. Apesar da malha estruturada apresentar células mais organizadas e com códigos bem mais simples que a não-estruturada, para domínios com geometrias muito complexas, acaba-se tendo menor adequação ao domínio computacional em comparação a uma malha não-estruturada. Com os softwares atuais, o tipo da malha deixou de ser o fator mais relevante para se obter um bom resultado, sendo substituído pela qualidade da malha.

Como mencionado anteriormente, resolver as equações do movimento e da conservação da massa pode se tornar um trabalho complicado quando temos células muito deformadas, podendo induzir ao erro ou até mesmo nem conseguir resolver essas equações, dependendo do

¹³ Programa de simulação para engenharia (engenharia assistida por computador, ou CAE)

nível de deformação. Deste modo, uma das formas mais utilizadas para determinar a qualidade da malha é o grau de deformação ou assimetria (*Skewness*) de cada célula, onde quanto mais equilátero e/ou equiângulo for a célula, menor será o grau de assimetria.

Para medir a assimetria pela equilateralidade de cada célula, comparamos o que seria um tamanho ideal da célula com o tamanho atual dela, esse tamanho inclui comparar as medidas de todas as arestas de todas as faces, em uma pirâmide por exemplo, todos os quatro triângulos precisam ter mesmo tamanho de aresta e a base precisa ser um quadrado. Assim, temos que a assimetria é dada como:

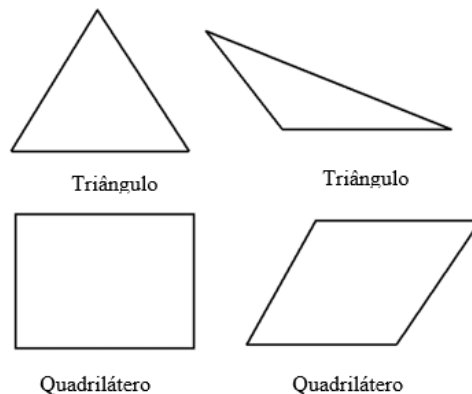
$$Assimetria = \frac{\text{tamanho de célula ideal} - \text{tamanho de célula}}{\text{tamanho de célula ideal}} \quad (25)$$

Já para medir a assimetria pela equiangularidade, analisamos os ângulos formados por cada par de arestas em uma face da célula. Assim, a assimetria passa a ser calculada como:

$$Assimetria = \max\left(\frac{\theta_{max} - \theta_{ideal}}{180 - \theta_{ideal}}, \frac{\theta_{ideal} - \theta_{min}}{\theta_{ideal}}\right) \quad (26)$$

Onde θ_{max} e θ_{min} são os ângulos máximos e mínimos da face e θ_{ideal} é o ângulo para que a face seja equiangular, sendo 60° para uma face triangular e 90° para uma face quadrilátera. O cálculo da assimetria pode retornar valores entre 0 e 1, sendo 0 uma célula ótima e 1 uma célula defeituosa. Uma malha com valores de assimetria de até 0,5 é aceitável, e esse fator deve ser mais bem observado em regiões que exigem uma maior precisão dos cálculos. A Figura 13 apresenta os quadrados e triângulos assimétricos.

Figura 13. Quadrados e triângulos equiláteros e assimétricos.



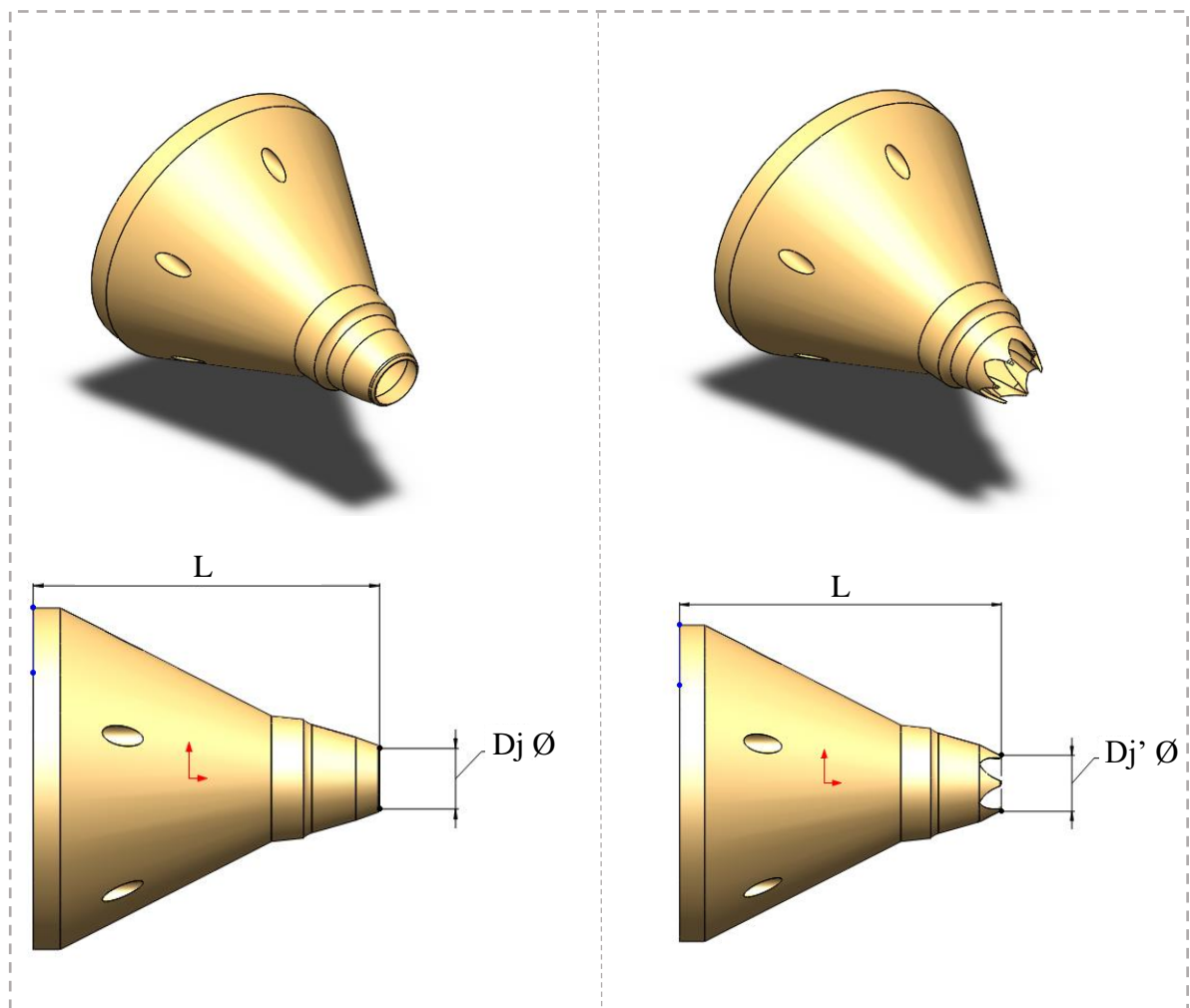
Fonte: Adaptado de ANSYS, 2019.

4. CARACTERIZAÇÃO DO MODELO NUMÉRICO

4.1. GEOMETRIAS SIMULADAS

Todo projeto de CFD tem início na etapa de pré-processamento, em um software CAD (*Computer-Aided Design*), onde a representação do objeto é feita por um modelo geométrico na escala definida pelo projetista. As geometrias dos bocais (ver Figura 14) e as condições de instalação (Tabela 1) foram definidas com base nos experimentos conduzidos por Brown e Wernet (2014) e pela possibilidade de comparação direta com os dados experimentais obtidos por Bastos (2016). A Figura 14 apresenta as geometrias de bocais obtidas através do CAD: a esquerda o bocal SMC000 de diâmetro (D_j) igual a 51,4 mm, e a direita o bocal SMC006 de diâmetro (D_j') igual a 43,6 mm, ambos os bocais possuem comprimento de 350 mm. A Tabela 1 apresenta as condições de instalação de jato no modelo.

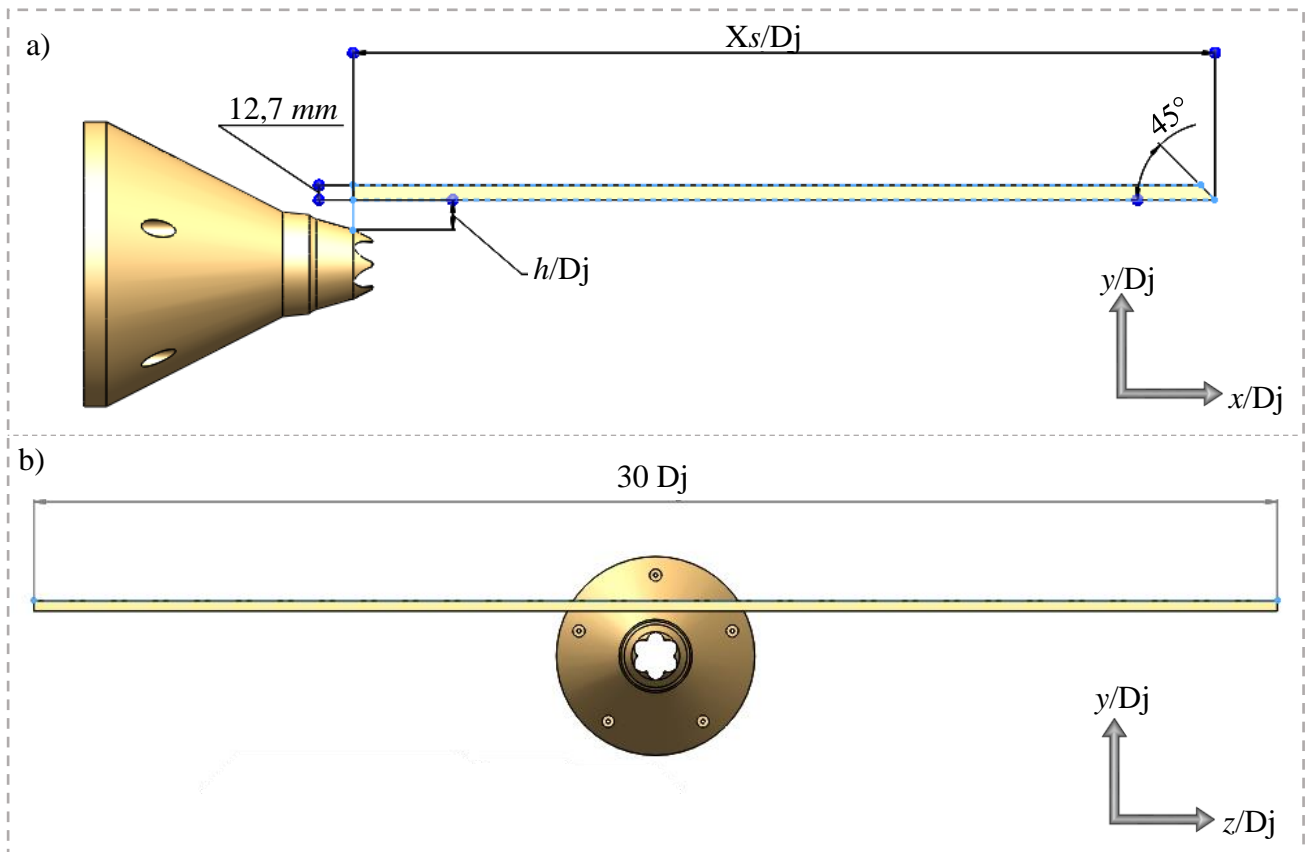
Figura 14. Geometrias dos bocais SMC000 (a esquerda) e SMC006 (a direita).



Fonte: Autoria própria.

Vale destacar que o diâmetro de referência para as parametrizações a seguir é o referente ao bocal SMC000 (D_j), em vista que ele remete à geometria original do bocal de exaustão principal de aeronaves comerciais. As asas utilizadas no modelo são representadas por uma placa plana parametrizada em função do diâmetro do bocal de referência (D_j). Na direção axial (tendo a saída do bocal como referência), a superfície (X_s/D_j) de cada asa possui 21 e 14,5. Já na direção transversal, ambas possuem 30 D_j de envergadura e cerca de 12,7 mm de espessura, com chanfro de 45° nas extremidades do bordo de fuga (ver Figura 15a). A placa foi posicionada paralelamente acima do bocal, cujo alinhamento em relação à placa, é de vale a vale (Figura 15b). A Figura 15 também evidencia o sistema de coordenadas x , y e z adotado, normalizados pelo diâmetro do bocal, ilustra a direção na qual o escoamento se desenvolve (eixo x), informação de relevância para interpretar os resultados apresentados nas próximas seções. A Tabela 1 apresenta as configurações de jato-placa investigadas.

Figura 15. Configuração de jato instalado com bocal SMC006, X_s/D_j de avanço, h/D_j de altura. a) alinhamento vale a vale, e 30 D_j de envergadura.



Fonte: Autoria própria.

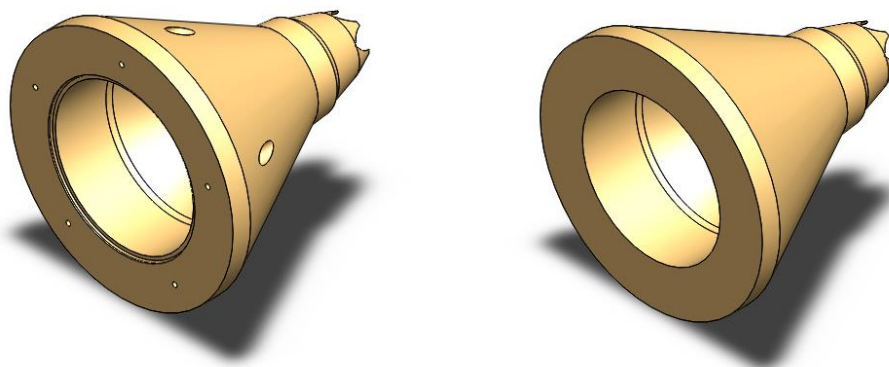
Tabela 1. Condições de testes para investigações com jato instalado.

| Referência construtiva | Diâmetro (D_j) | Avanço da superfície (X_s/D_j) | Distância vertical da superfície à linha do lábio do bocal (h/D_j) |
|------------------------|--------------------|------------------------------------|--|
| | | 14,5 | 0 |
| | | 21 | 0 |
| SMC000 | 51,4 mm | 14,5 | 0,5 |
| | | 21 | 0,5 |
| | | 14,5 | 1 |
| | | 21 | 1 |

Fonte: Adaptado de BASTOS (2016).

Outra preparação geométrica de suma importância às etapas a seguir é a simplificação, que consiste em: (i) reduzir a quantidade de recursos para melhorar a fluidez do modelo; (ii) eliminar pontos de fixação desnecessários; (iii) reduzir o detalhamento geométrico em pontos de pouca influência para o estudo. As simplificações realizadas nos bocais SMC000 e SMC006, consistiram na retirada dos pontos de fixação dos bocais e do encaixe interno. A Figura 16 apresenta as simplificações realizadas nos bocais.

Figura 16. SMC006 original (esquerda); SMC006 simplificado (direita).



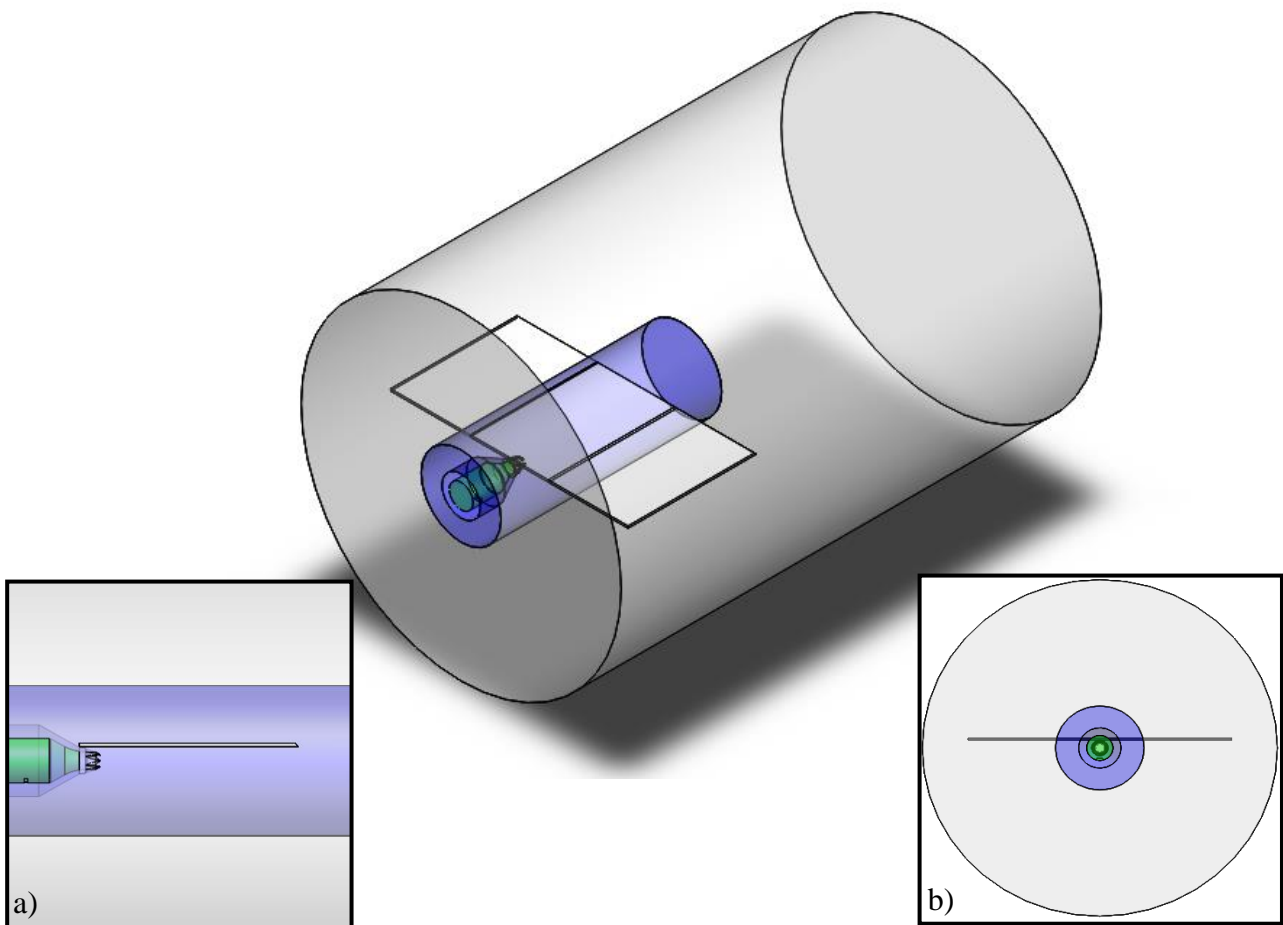
Fonte: Autoria própria.

4.2. PARAMETRIZAÇÃO DO DOMÍNIO

Dando prosseguimento à etapa de pré-processamento, e tendo em vista que o interesse do estudo é o campo fluidodinâmico de configurações de jato instalado, é necessário a retirada de um negativo da geometria, apresentada na Figura 15, no domínio. Simplificando, em CFD não é simulado o objeto em si, simula-se o fluido que por ele escoar internamente e/ou externamente. A preparação do domínio tem como finalidade conceber a malha (*Mesh*), dessa

forma, sua caracterização geométrica foi realizada de maneira a facilitar a definição dos volumes de controle. À vista disso, o domínio foi desenvolvido em três partes (ver Figura 17): (i) para melhor discretização dos volumes nas regiões de interesse; (ii) para evitar alto refinamento em regiões sem interesse para o estudo (pouca interação fluidodinâmica). Por conseguinte, o domínio fluidodinâmico ficou dividido em uma estrutura cilíndrica maior classificada como domínio geral, uma segunda estrutura cilíndrica, com proporções menores em comparação a primeira, classificada como subdomínio cisalhante, e uma terceira sub-região, com proporções geométricas definidas pelo volume interno do bocal, classificada como subdomínio do interno. Outra característica é que os dimensionamentos dessas regiões, com exceção do subdomínio interno, foram realizados em função do diâmetro do bocal seguindo proporções nas quais seus limites não influenciem nos resultados obtidos nas seções de interesse. A Tabela 2 apresenta as dimensões do domínio em função do diâmetro do bocal.

Figura 17. Domínio fluidodinâmico do bocal SMC006 na condição de instalação $h/D_j=0,5$ e $X_s/D_j=14,5$; Em ciza está o domínio geral, em azul o subdomínio cisalhante, e em verde o subdomínio interno; A vista de detalhe a) representa a perspectiva lateral do domínio e a vista de detalhe b) a espectiva frontal.



Fonte: Autoria própria.

Tabela 2. Dimensões do domínio em função do diâmetro do bocal (Dj).

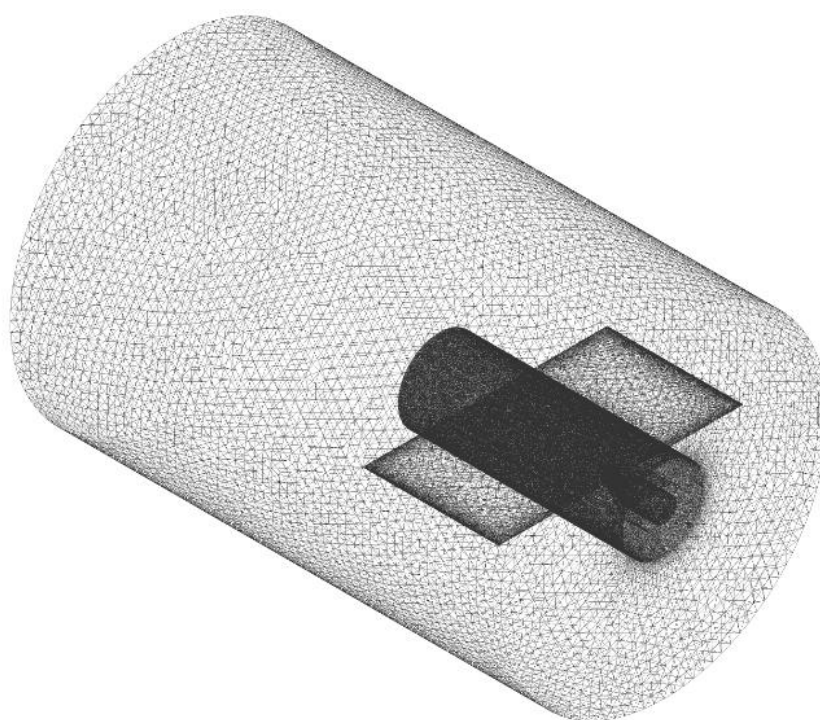
| Comprimento axial do domínio geral | Diâmetro do domínio geral | Comprimento axial do subdomínio cisalhante | Diâmetro do subdomínio cisalhante |
|------------------------------------|---------------------------|--|-----------------------------------|
| 60 Dj | 40 Dj | 30 Dj | 10 Dj |

Fonte: Autoria própria.

4.3. MALHA

Etapa mais importante do modelo, pois se bem desenvolvida, proporciona boa representação do fenômeno físico em estudo. É importante destacar que todas as simplificações geométricas, realizadas nas etapas anteriores, contemplam facilitar e otimizar a geração da malha, de forma que a discretização seja feita com qualidade. Analisando as comparações dos benefícios e facilidade de concepção entre malhas estruturada e não-estruturada (quanto maior a complexidade geométrica, mais difícil gerar malhas estruturadas) indicadas por Maliska (2004), Ferziger e Pèric (1997) e Löwner (2001), e considerando a forma geométrica do bocal serrilhado (SMC006), optou-se por utilizar a malha não-estruturada no modelo em razão de sua característica de melhor adaptação a geometrias complexas. A Figura 18 apresenta a malha gerada a partir do domínio apresentado anteriormente.

Figura 18. Malha não-estruturada composta por elementos tetraédricos e quadriláteros gerados no ANSYS meshing.



Fonte: Autoria própria.

4.3.1. Critério de convergência de malha

A malha apresentada na Figura 18 foi alcançada graças a um critério de convergência, no qual várias malhas com diferentes refinamentos foram testadas. A convergência culmina quando o resultado se altera muito pouco entre uma malha e outra (ou não muda). É válido ressaltar também que a malha acima exposta representa uma das configurações estudadas ($h/D_j = 0,5$ e $X_s/D_j = 14,5$), dessa forma, há uma malha para cada configuração jato-placa (ver Tabela 4). Este tipo de estudo permite a obtenção de uma solução precisa, com uma malha suficientemente densa e que não exige o uso excessivo de recursos computacionais.

A Tabela 3 compara em $x/D_j = 4$ os níveis máximos de velocidade (U_j) e intensidade de turbulência (u_j) entre uma malha utilizando o menor número razoável de elementos com outras duas com distribuição de elementos mais densas. Em função da velocidade ser uma das condições de entrada do modelo, houve pouca variabilidade entre os níveis máximos observados. Já para turbulência, houve variações inversamente proporcionais a quantidade de elementos empregados na malha.

Tabela 3. Níveis máximos de velocidade e intensidade de turbulência para refinamentos diferentes.

| Nº de elementos | Nº de nós | U_j (m/s) | u_j (m ² /s ²) |
|-----------------|-----------|-------------|---|
| 1.367.536 | 1.991.636 | 164,8 | 418,3 |
| 1.814.115 | 2.698.423 | 165,1 | 664,5 |
| 2.201.982 | 3.318.901 | 165,5 | 756,2 |
| 2.324.413 | 3.519.001 | 165,6 | 762,3 |
| 2.413.219 | 3.600.437 | 165,7 | 767,1 |

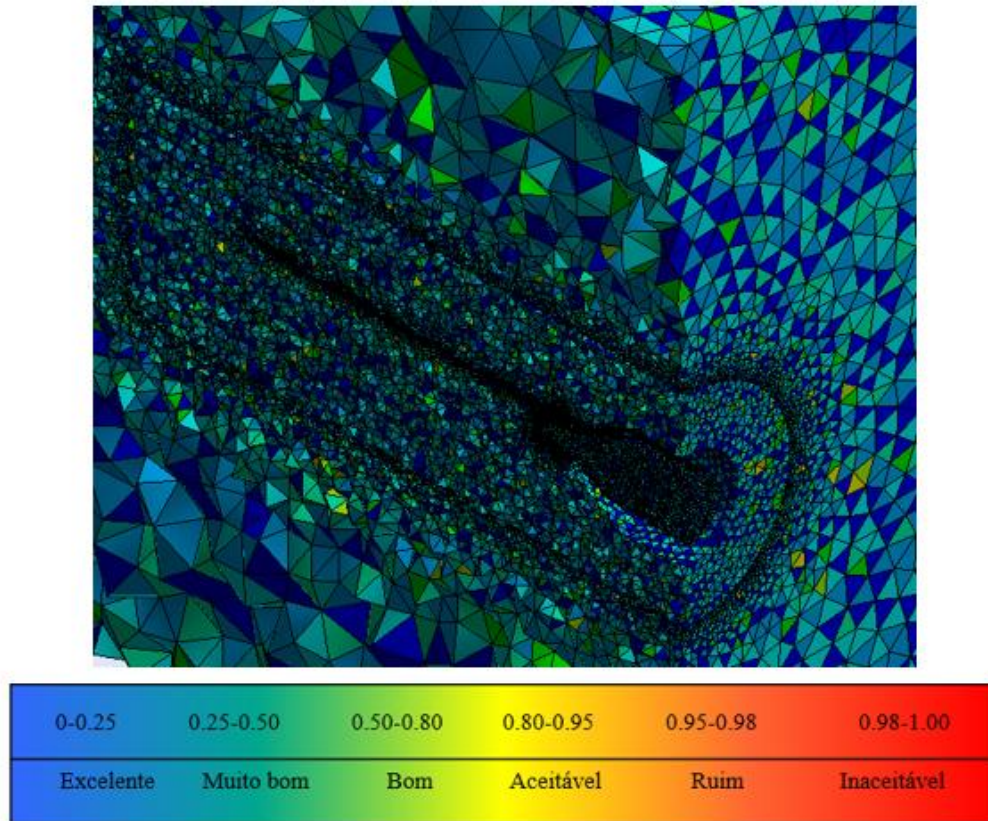
Fonte: Autoria própria.

4.3.2. Qualidade de malha

4.3.2.1. Skewness

Em áreas de alta complexidade geométrica, os elementos da malha podem ficar distorcidos, fornecendo elementos de baixa qualidade, os quais podem levar a resultados de baixa qualidade ou, em alguns casos, não fornecem resultados. Dentre os métodos para medir a qualidade do elemento de malha (*mesh metrics*) um dos mais importantes é o elemento *Skewness*, o qual, indica uma medida da distorção relativa de um elemento em relação à sua forma ideal e é dimensionado de 0 (excelente) a 1 (inaceitável) (ANSYS, 2019). A Figura 19 apresenta a *mesh metrics Skewness* em gradientes de cores para a malha apresentada na Figura 18.

Figura 19. Medida da distorção relativa de um elemento em relação à sua forma ideal de 0 (excelente) a 1 (inaceitável), distribuição em cores.

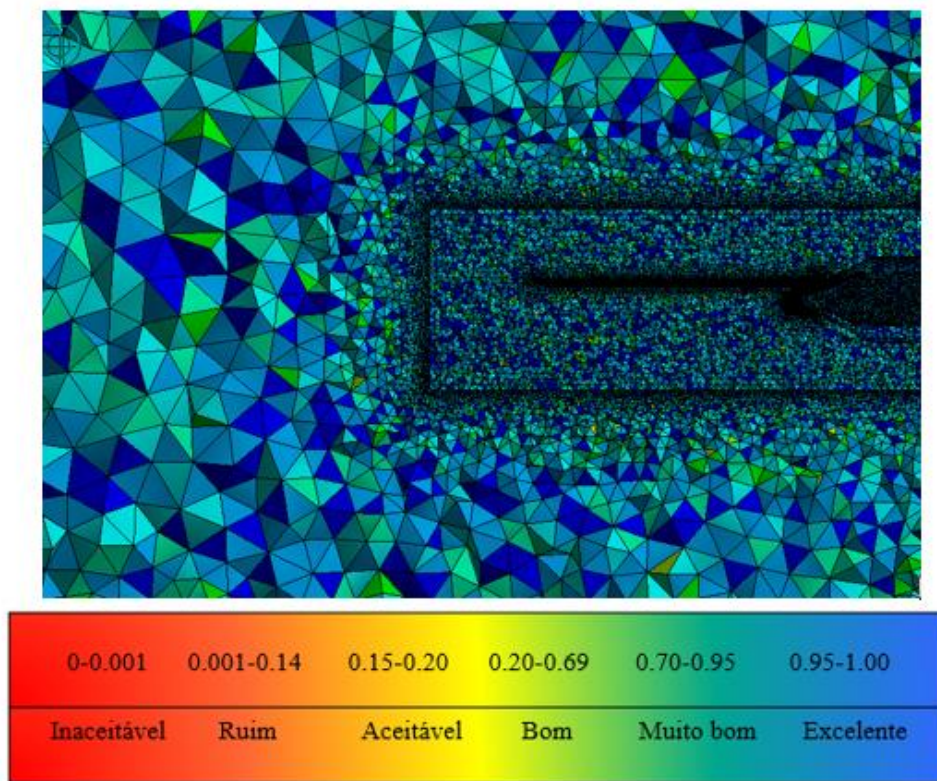


Fonte: Autoria própria.

4.3.2.2. *Orthogonal Quality*

Outro indicador importante da qualidade da malha é denominado *Orthogonal Quality* (ANSYS, 2019), ao qual refere-se ao desvio do ângulo entre o vetor que conecta o centro dos volumes adjacentes e o vetor normal à superfície entre eles. O intervalo de valores para *Orthogonal Quality* é 0(inaceitável) a 1(excelente). Valores próximo a 0(zero) afetam a acurácia da aproximação numérica dos escoamentos, em especial a discretização do operador gradiente. Malhas com alta não ortogonalidade podem sofrer com a difusão numérica de erros na solução do problema. A Figura 20 apresenta a *meshing metrics Orthogonal Quality* em gradiente de cores para malha apresentada na Figura 18.

Figura 20. Desvio do ângulo entre o vetor que conecta o centro dos volumes adjacentes e o vetor normal à superfície entre eles, de 0 (inaceitável) a 1 (excelente).



Fonte: Autoria própria.

4.3.2.3. Características gerais.

A Tabela 4 apresenta os aspectos gerais referentes a todas as malhas com bocal SMC006 em configurações de instalação. Dentre os aspectos abordados, o principal destaque é para os valores médios dos critérios de qualidade, o que indica baixa medida de distorção (no caso do *skewness*), e alta ortogonalidade (no *orthogonal quality*).

Tabela 4. características gerais da malha.

| h/D_j | X_s/D_j | Nº de elementos | Nº de nós | <i>Skewness</i> médio | <i>Orthogonal Quality</i> médio |
|---------|-----------|-----------------|-----------|-----------------------|---------------------------------|
| 0 | 14,5 | 2.468.536 | 3.657.398 | 0,23 | 0,77 |
| 0 | 21 | 2.443.084 | 3.646.662 | 0,23 | 0,77 |
| 0,5 | 14,5 | 2.500.828 | 3.702.280 | 0,23 | 0,77 |
| 0,5 | 21 | 2.451.440 | 3.685.904 | 0,23 | 0,77 |
| 1 | 14,5 | 2.413.219 | 3.600.437 | 0,23 | 0,77 |
| 1 | 21 | 2.503.415 | 3.823.600 | 0,23 | 0,77 |

Fonte: Autoria própria.

4.4. CONDIÇÕES DE CONTORNO

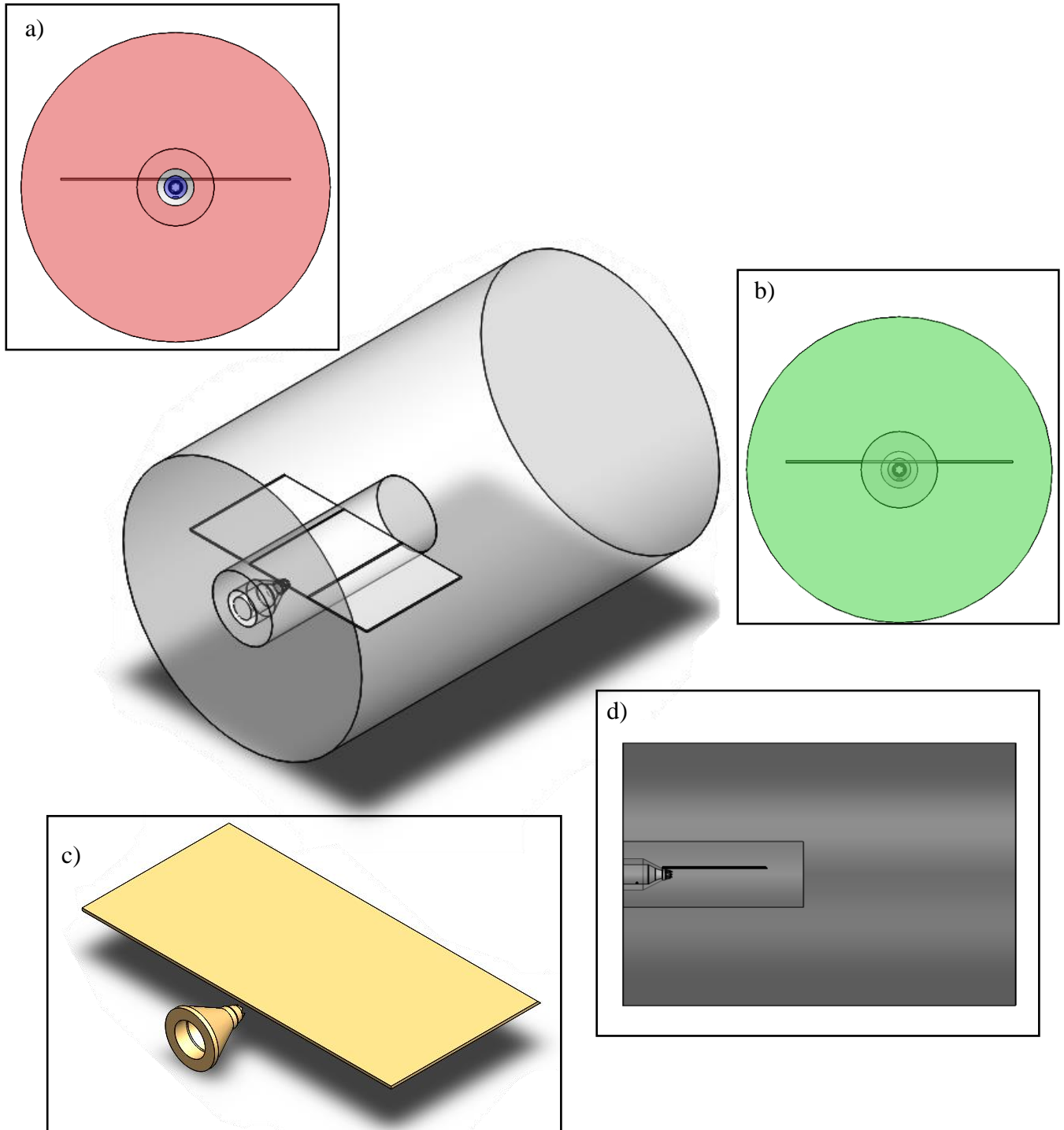
Com a malha finalizada, passa-se à configuração física do modelo e das condições de contorno do fenômeno estudado. Essa parametrização define como será o comportamento do escoamento. Fontana (2018) caracteriza as condições de contorno básicas à realização de simulações CFD, dentre as quais temos:

- Parede (*wall*): A mais simples, admite velocidade igual a zero nas proximidades das superfícies nas quais é definida, se configurada sem deslizamento de parede, *no slip wall*, (Figura 21c);
- Entrada (*inlet*): Permite ao fluido entrar no domínio, nessa condição deverá ser definido uma pressão ou uma velocidade, nunca os dois em conjunto, à vista que essas duas variáveis estão acopladas nas equações de movimento, sendo a pressão calculada com a velocidade fornecida e vice-versa, (Figura 21a);
- Saída (*outlet*): Permite ao fluido sair do domínio, nessa condição deverá ser definido uma velocidade ou pressão, nos mesmos moldes restritivos da entrada (*inlet*) quanto ao uso conjunto dessas variáveis. Além disso, para avaliar os efeitos de turbulência, deverá ser definido o grau de turbulência que está entrando e saindo do domínio, para que possa ser calculada a produção e dissipação dela, (Figura 21b);
- Fronteira (*frontier*): Delimita o domínio e permite ao fluido, se configurada como *opening*, transitar para dentro e para fora do domínio fluidodinâmico, recirculação, (Figura 21d).

Por se tratar de um jato de exaustão frio (5°C) em condições ambientais de operação, 20°C de temperatura ambiente a 1 atm de pressão atmosférica, foi necessário a divisão da condição de entrada em duas (Figura 21a): a primeira (*inlet*) sendo responsável por manter o ar ao redor do jato estático (velocidade nula); e a segunda (*inlet jet*) sendo responsável por acelerar o jato e originar o núcleo potencial nas faixas de velocidades correspondendo a números de $M = [0,5; 0,9]$ (velocidade não nula). Para a condição de saída (*outlet*), foi considerada a pressão atmosférica. A asa e as paredes do bocal (*wall*) possuem uma condição de não deslizamento (*no slip wall*). Salientando que, as configurações físicas e condições de contorno acima descritas foram definidas em função da possibilidade de comparação direta com os experimentos conduzidos por Bastos (2016) e Brown e Wernet (2014). Por ter uma transição entre áreas de fluxo livre e superfícies sinuosas, optou-se por utilizar o método de turbulência SST, visando resolver o problema de turbulência com a equação adequada para cada momento. O critério de convergência adotado foi o valor quadrático médio do erro, $1 \cdot 10^{-6}$. A Figura 21 apresenta as

zonas de definição das condições de contorno, e a Tabela 5 apresenta as condições de contorno para cada número de Mach e distância vertical da superfície à linha do lábio do bocal h/D_j .

Figura 21. Zonas de definição das condições de contorno do modelo numérico (*boundary*); a) vista frontal; b) vista traseira; c) vista isométrica das superfícies internas do domínio; d) vista lateral.



- Domínio (*domain*)
 Entrada (*inlet*)
 Entrada jato (*inlet jet*)
 Saída (*outlet*)
 Parede (*wall*)
 Fronteira (*frontier*)

Fonte: Autoria própria.

Tabela 5. Condições de contorno utilizadas no modelo numérico para cada distância vertical da superfície à linha do lábio do bocal h/D_j .

| h/D _j | X _s /D _j | Nº de Mach | Modelo de turbulência | Critério de convergência | Entrada | | Entrada jato | | Parede | Fronteira | Saída |
|------------------|--------------------------------|------------|-----------------------|--------------------------|------------|------------|--------------|------------|---------------------|----------------|-------|
| | | | | | Vel. (m/s) | Temp. (°C) | Vel. (m/s) | Temp. (°C) | | | |
| 0 | 14,5 | 0,5 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 17,4 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 0 | 21 | 0,5 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 17,5 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 0 | 14,5 | 0,9 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 22,015 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 0 | 21 | 0,9 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 22,015 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 0,5 | 14,5 | 0,5 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 17,5 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 0,5 | 21 | 0,5 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 17,5 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 0,5 | 14,5 | 0,9 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 22,04 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 0,5 | 21 | 0,9 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 22,04 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 1 | 14,5 | 0,5 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 17,95 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 1 | 21 | 0,5 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 17,2 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 1 | 14,5 | 0,9 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 23,035 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| 1 | 14,5 | 0,9 | SST | 1.10^{-6} | 0 | 20 | 23 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |

Fonte: Autoria própria.

5. ANÁLISE DOS RESULTADOS

Este capítulo busca estabelecer comparações entre os resultados do modelo fluidodinâmico obtidos no presente trabalho e dados disponíveis na literatura para os bocais SMC 000 e SMC006. Foram sete condições investigadas de jato instalado e duas condições de jato isolado, na faixa de velocidades compreendida entre Mach 0,5 e 0,9, totalizando quinze simulações. Entre as quais, as condições simuladas de jato isolado, a partir de comparações diretas, são utilizadas como casos validação do modelo. Na sequência, as demais configurações são discutidas, identificando-se aquelas mais vantajosas e os efeitos da instalação no campo fluidodinâmico.

5.1. VALIDAÇÃO DO MODELO

Etapa essencial no desenvolvimento do modelo numérico. Trata de analisar e comparar os dados fluidodinâmicos obtidos pelas simulações com dados experimentais, de forma a consolidar ou não a confiabilidade dos dados obtidos através do modelo numérico desenvolvido. Respaldados em um extenso banco de dados experimentais, Bridges e Wernet (2010), identificaram que as propriedades turbulentas do campo de escoamento de maior interesse para investigações aeroacústicas se concentram nos primeiros $x/D_j = 20$, conseqüentemente, as análises e comparações são feitas dentro deste intervalo.

5.1.1. Jatos isolados

Maia et al. (2015) e Bridges e Wernet (2010), conduziram experimentos em condições de jatos isolados, e identificaram que os dados fluidodinâmicos, medidos a uma distância de $x/D_j = 4$, que caracterizaram o comportamento de jatos, foram: energia cinética turbulenta (TKE) e o perfil de velocidade. A seleção dessas variáveis se deu devido à complexidade em quantificar outros parâmetros característicos do fenômeno. De modo a verificar a confiabilidade do modelo, e comparar diretamente os resultados experimentais e numéricos, foram realizadas duas simulações de verificação nos moldes dos experimentos descritos nas literaturas acima citadas, uma delas, referente a bocais lisos (SMC000); e outra, referente a bocais com *chevrons* (SMC006), ambas com velocidades de operação correspondente à Mach 0,5. As Figuras 22 e 23 comparam dados experimentais com os numéricos (em $x/D_j = 4$) para bocais sem *chevrons*, já as Figuras 24 e 25, devido à ausência de dados experimentais acurados considerando o bocal SMC006, comparam dados numéricos para bocais com e sem *chevrons*, em $x/D_j = 4$. As informações referentes aos modelos de verificação seguem na Tabela 6 e as informações referentes às condições de contorno dos modelos seguem na Tabela 7.

As Figuras 22 e 23, cujos dados numéricos foram fornecidos pelo modelo, apresentam os resultados de velocidade e de intensidade de turbulência obtidos em $x/D_j = 4$, normalizados pela velocidade de saída do jato (U_j). Esses dados são comparados com os dados da literatura, para a mesma geometria de bocal e condição operacional. Percebe-se que os resultados deste trabalho no que diz respeito aos perfis de velocidade (ver Figura 22) concordam muito bem com os dados de Bridges e Wernet (2010) e, embora os níveis de intensidade de turbulência (ver Figura 23) obtidos estejam levemente superestimados. Para o bocal SMC006, a fim de validar os dados numéricos obtidos, são utilizados os dados numéricos apresentados nas Figuras 22 e 23. Para os perfis de velocidade (ver Figura 24), observa-se concordância física entre os resultados numéricos comparados, uma vez que, a mistura induzida pelos *chevrons* gera um núcleo potencial menor em relação ao gerado por bocais sem serrilhamentos. Em outras palavras, os níveis de velocidade e intensidade de turbulência esperados para o bocal serrilhado em $x/D_j = 4$ devem ser menores do que os apresentados para o bocal SMC000 para a mesma posição axial (ver Figura 25).

Tabela 6. Informações do modelo de verificação.

| Bocal | Nº de elementos | Nº de nós | Skewness médio | Orthogonal Quality médio |
|--------------|------------------------|------------------|-----------------------|---------------------------------|
| SMC000 | 1.112.391 | 2.070.832 | 0,21 | 0,78 |
| SMC006 | 1.412.185 | 2.302.280 | 0,22 | 0,77 |

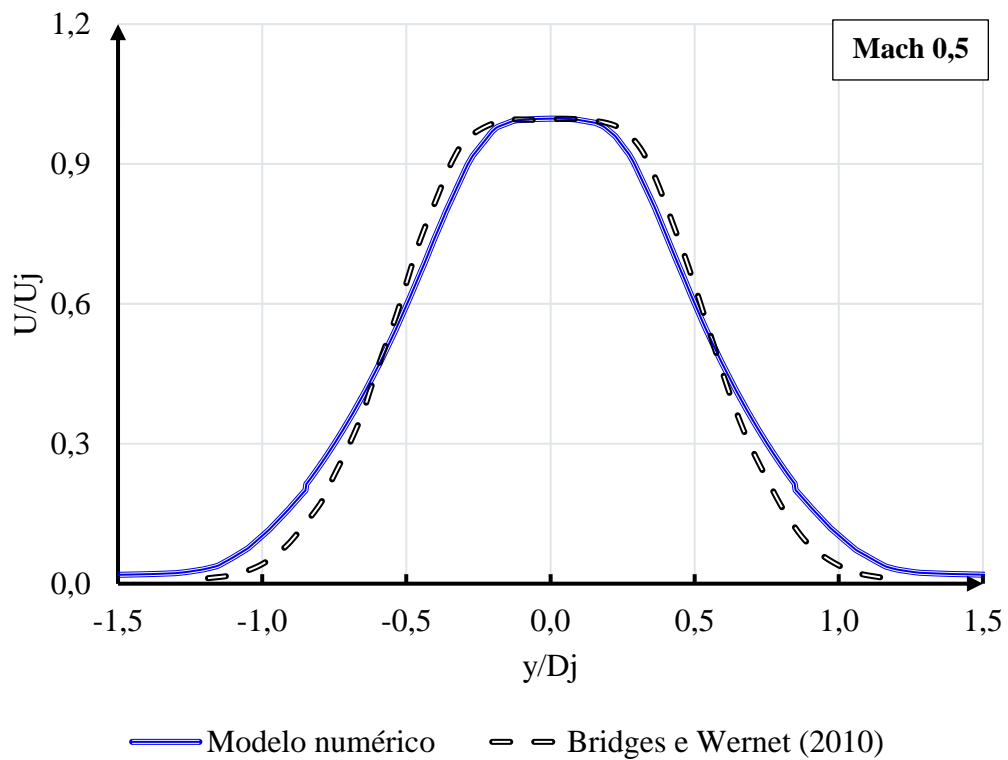
Fonte: Autoria própria.

Tabela 7. Condições de contorno dos modelos numéricos de verificação.

| Bocal | Nº de Mach | Modelo de turbulência | Critério de convergência | Entrada | | Entrada Jato | | Parede | Fronteira | Saída |
|--------------|-------------------|------------------------------|---------------------------------|-------------------|-------------------|---------------------|-------------------|---------------------|------------------|--------------|
| | | | | Vel. (m/s) | Temp. (°C) | Vel. (m/s) | Temp. (°C) | | | |
| SMC000 | 0,5 | SST | $1 \cdot 10^{-6}$ | 0 | 20 | 14,9 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |
| SMC006 | 0,5 | SST | $1 \cdot 10^{-6}$ | 0 | 20 | 18,35 | 5 | <i>No slip wall</i> | <i>Opening</i> | 0 Pa |

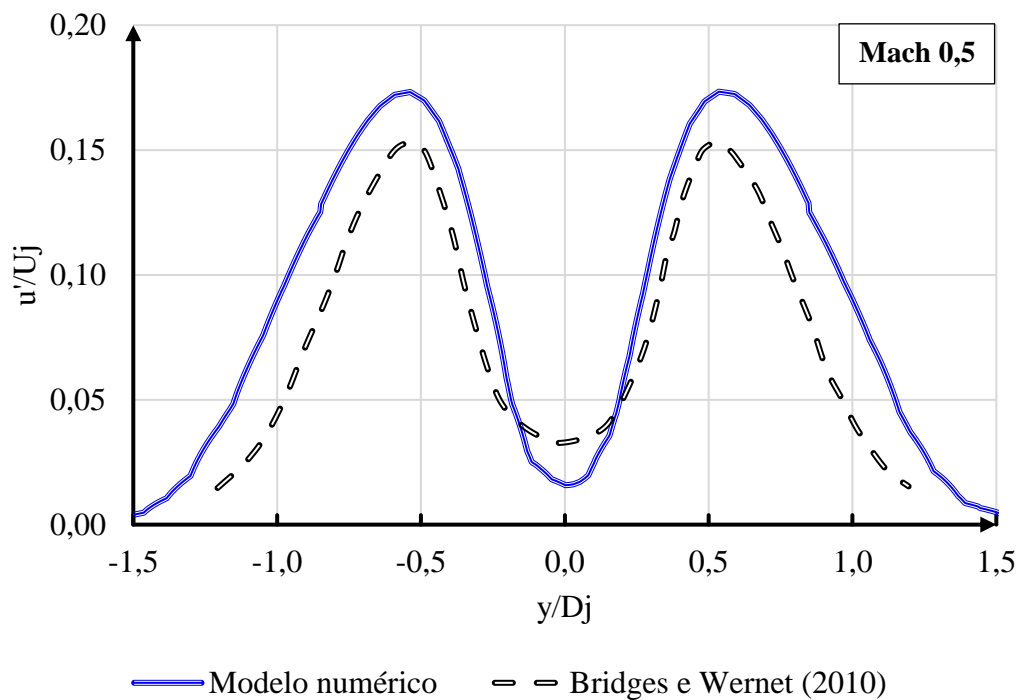
Fonte: Autoria própria.

Figura 22. Comparação entre os perfis de velocidade para o bocal SMC000, em $x/D_j = 4$, obtidos numericamente e dados publicados por Bridges e Wernet (2010).



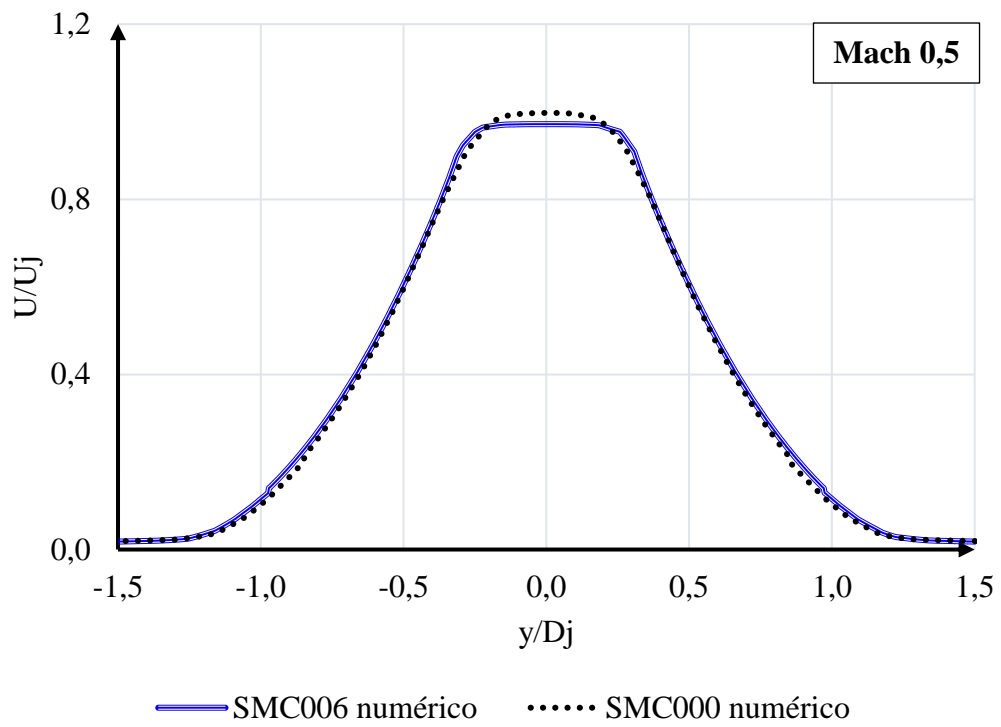
Fonte: Desenvolvido a partir de dados do Modelo e dados de BRIDGES e WERNET (2010).

Figura 23. Comparação entre os perfis de intensidade de turbulência para o bocal SMC000, em $x/D_j = 4$, obtidos numericamente e dados publicados por Bridges e Wernet (2010).



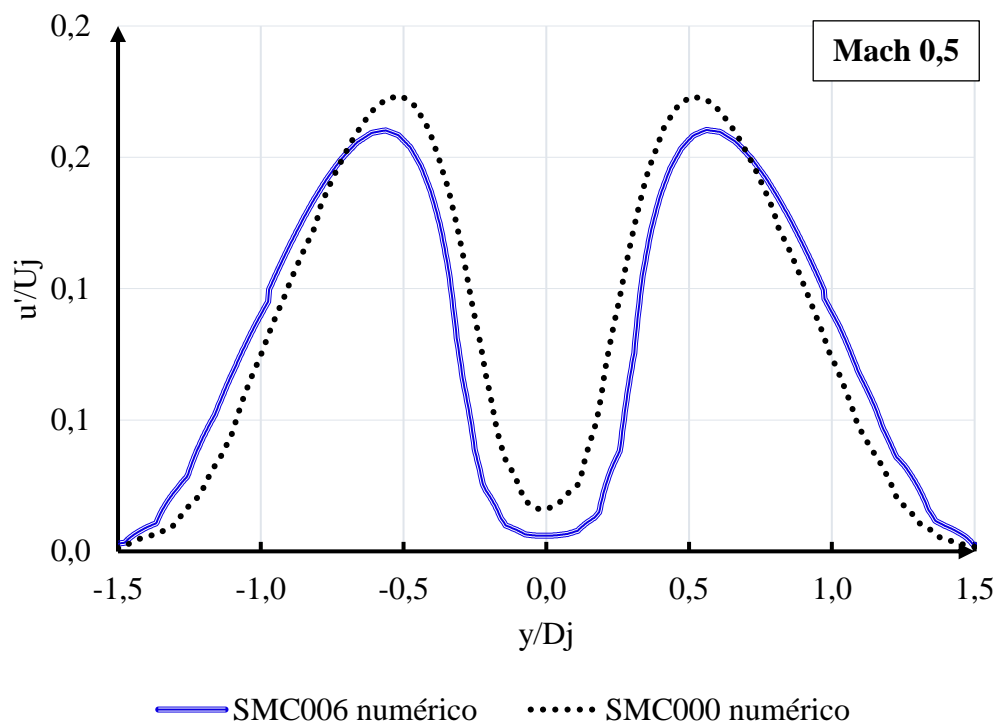
Fonte: Desenvolvido a partir de dados do Modelo e dados de BRIDGES e WERNET (2010).

Figura 24. Comparação entre os perfis de velocidade do bocal SMC000 e SMC006, em $x/D_j = 4$, obtidos numericamente.



Fonte: Autoria própria.

Figura 25. Comparação entre os perfis de intensidade de turbulência para o bocal SMC006 e SMC000, em $x/D_j = 4$, obtidos numericamente.



Fonte: Autoria própria.

5.1.2. Jatos instalados

Essa segunda etapa de verificação foca em reproduzir numericamente um dos experimentos realizados por Brown e Wernet (2014) para jatos instalados, e dessa forma, avaliar a acurácia do modelo numérico desenvolvido em descrever o escoamento de jatos interagindo com superfícies. O bocal utilizado foi o SMC000 sob circunstâncias de instalação $h/D_j = 0,5$, $X_s/D_j = 15$ e velocidade de operação $M = 0,9$. As Tabelas 8 e 9 apresentam respectivamente, as informações do modelo de verificação e as condições de contorno utilizadas. A Figura 26 compara dados obtidos em $x/D_j = 15,4$ do modelo com dados experimentais da literatura.

A Figura 26a compara os perfis de velocidade numérico e experimental, obtidos em $x/D_j = 15,4$, e evidencia boa concordância entre eles, com diferença de 3,6% entre os valores de pico e tendência comportamental similar entre resultados próximos à zona de transição de camada limite para camada cisalhante ($-2 > y/D_j < -0,8$). Porém, observa-se que há maior influência da superfície sobre o escoamento no perfil obtido pelo modelo numérico, acarretando um deslocamento maior do jato em direção à placa. A mesma comparação entre dados é realizada para os níveis de intensidade de turbulência (ver Figura 26b), onde similaridades comportamentais também são observadas, com pequenas diferenças nos níveis máximos de turbulência (em torno de 1,5%), e diferença quanto à forma do perfil. Estas diferenças entre dados experimentais e numéricos, em partes, se devem a fatores como: (i) erro inerente ao modelo numérico, tendo em vista que o mesmo não oferece uma representação exata, e sim aproximada, de fenômenos reais, já que são modelos idealizados, que se utilizam de simplificações no problema em estudo de forma a torná-lo tratável; (ii) limitações numéricas em reproduzir o fenômeno de entranhamento, o qual é essencial para o desenvolvimento do perfil de velocidade, entre outros;

Tabela 8: Informações do modelo de verificação.

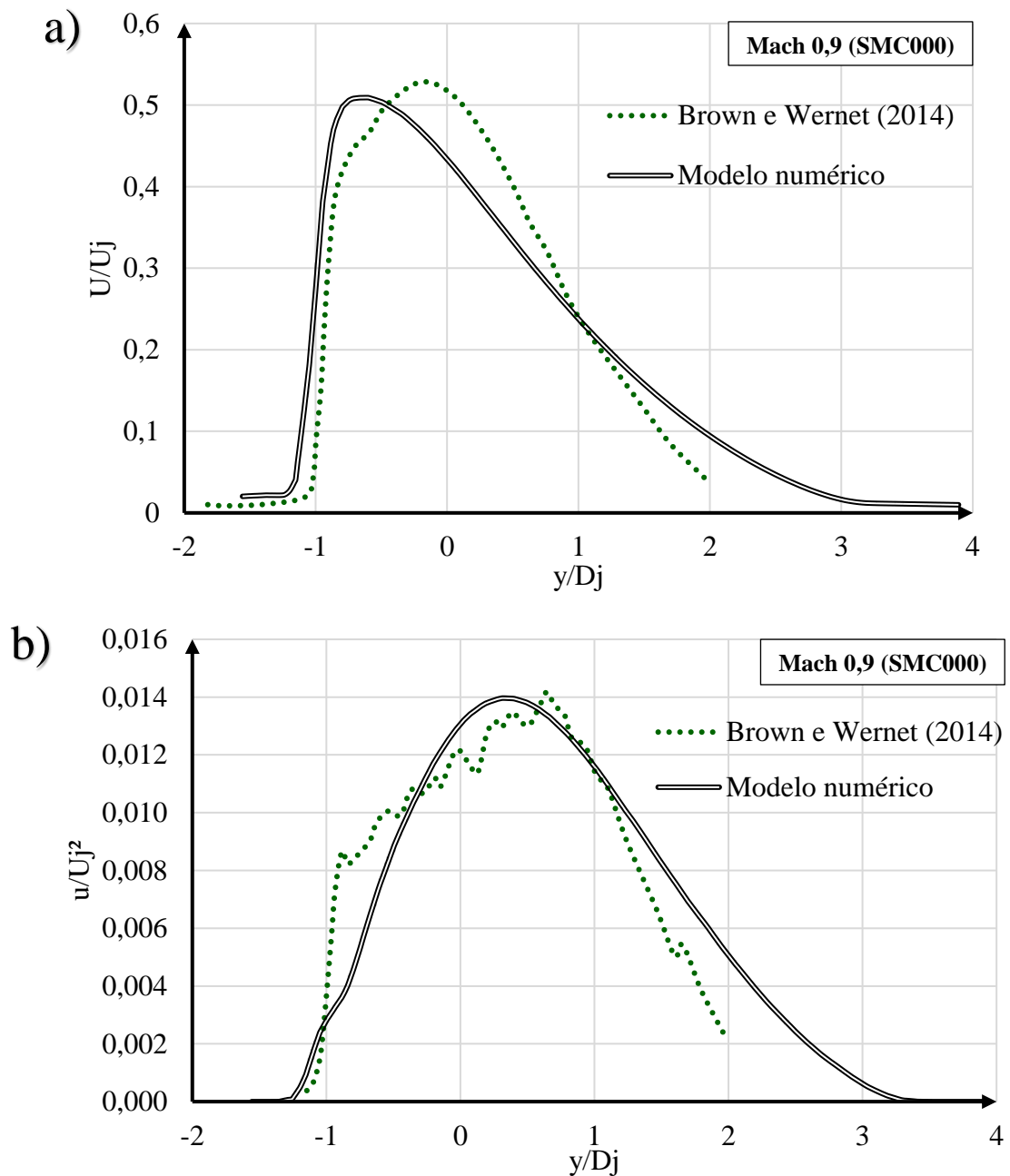
| Bocal | h/D_j | X_s/D_j | Nº de elementos | Nº de nós | Skewness médio | Orthogonal Quality médio |
|--------|---------|-----------|-----------------|------------|----------------|--------------------------|
| SMC000 | 0,5 | 15 | 8.591.603 | 11.699.735 | 0,21 | 0,79 |

Fonte: Autoria própria.

Tabela 9: Condições de contorno utilizadas.

| Bocal | N° de Mach | Modelo de turbulência | Critério de convergência | Entrada | | Entrada Jato | | Parede | Fronteira | Saída |
|--------|------------|-----------------------|--------------------------|------------|------------|--------------|------------|--------------|-----------|-------|
| | | | | Vel. (m/s) | Temp. (°C) | Vel. (m/s) | Temp. (°C) | | | |
| SMC000 | 0,9 | SST | $1 \cdot 10^{-6}$ | 0 | 20,4 | 13,85 | 5 | No slip wall | Opening | 0 Pa |

Fonte: Autoria própria.

Figura 26: Comparação entre os dados numéricos e experimentais em $x/D_j = 15$; a) Perfis de velocidade; b) Perfis de intensidade de turbulência.

Fonte: Desenvolvido a partir de dados do modelo e dados de Brown e Wernet (2014).

5.2.CONFIGURAÇÕES DE JATO INSTALADO FORTEMENTE INTEGRADAS

Nesta terceira etapa do estudo, analisou-se numericamente o comportamento fluidodinâmico das configurações de jato instalado fortemente integradas ($h/D_j = [0; 0,5; 1]$), com bocais serrilhados, ensaiadas nas velocidades de operação correspondentes à $M = [0,5; 0,9]$. A análise realizada buscou investigar os efeitos das variações da distância vertical da superfície da asa à linha do bocal (h/D_j) e do avanço da superfície (X_s/D_j) sobre as características do escoamento.

5.2.1. Configurações fortemente integradas com o bocal SMC006

Os resultados obtidos em $x/D_j = 4$ para as configurações fortemente integradas com o bocal SMC006 são apresentados para as alturas $h/D_j = [0; 0,5; 1]$, com avanços de $X_s/D_j = [14,5; 21]$, para velocidades $M = 0,5$. Os campos de escoamento fornecidos pelos bocais serrilhados são comparados com base nos perfis radiais de velocidade e intensidade de turbulência.

Inicialmente, os resultados são exibidos comparando as condições instaladas com o caso isolado. A Figura 27 mostra os perfis obtidos em $x/D_j = 4$, normalizados pela velocidade de saída do jato (U_j), considerando o bocal SMC006 na condição instalado ($h/D_j = [0; 0,5; 1]$ e $X_s/D_j = 14,5$) e isolado, ambas para Mach 0,5. Nota-se ainda que, em razão da presença da superfície, há alteração nas propriedades de entranhamento, e, por conseguinte, no desenvolvimento do jato. Logo os perfis de velocidade alusivos às configurações de jato instalado demonstraram, em geral, maior gradiente de velocidade, e por consequência, menor abertura de jato (cerca de 10% menor em relação ao caso isolado). Exceto pelo perfil referente à altura $h/D_j = 0$, o qual segue uma tendência semelhante ao perfil isolado (ver Figura 27a). De forma análoga, a Figura 28a expõe os resultados relacionados ao bocal SMC006 em circunstâncias de instalação semelhantes às descritas na Figura 27a, porém com $X_s/D_j = 21$. Na Figura 28a é possível observar comportamento semelhante àquele obtido para as configurações com avanço $X_s/D_j = 14,5$, exceto pelo leve deslocamento do jato e, consequentemente, do núcleo potencial em direção à placa, de forma mais acentuada quando $h/D_j = 0$. Fato ocasionado tanto pela maior integração da asa ao bocal, quanto pela maior extensão da superfície, o que proporciona o prolongamento da camada limite superior, como também observado por Bridges e Wernet (2014).

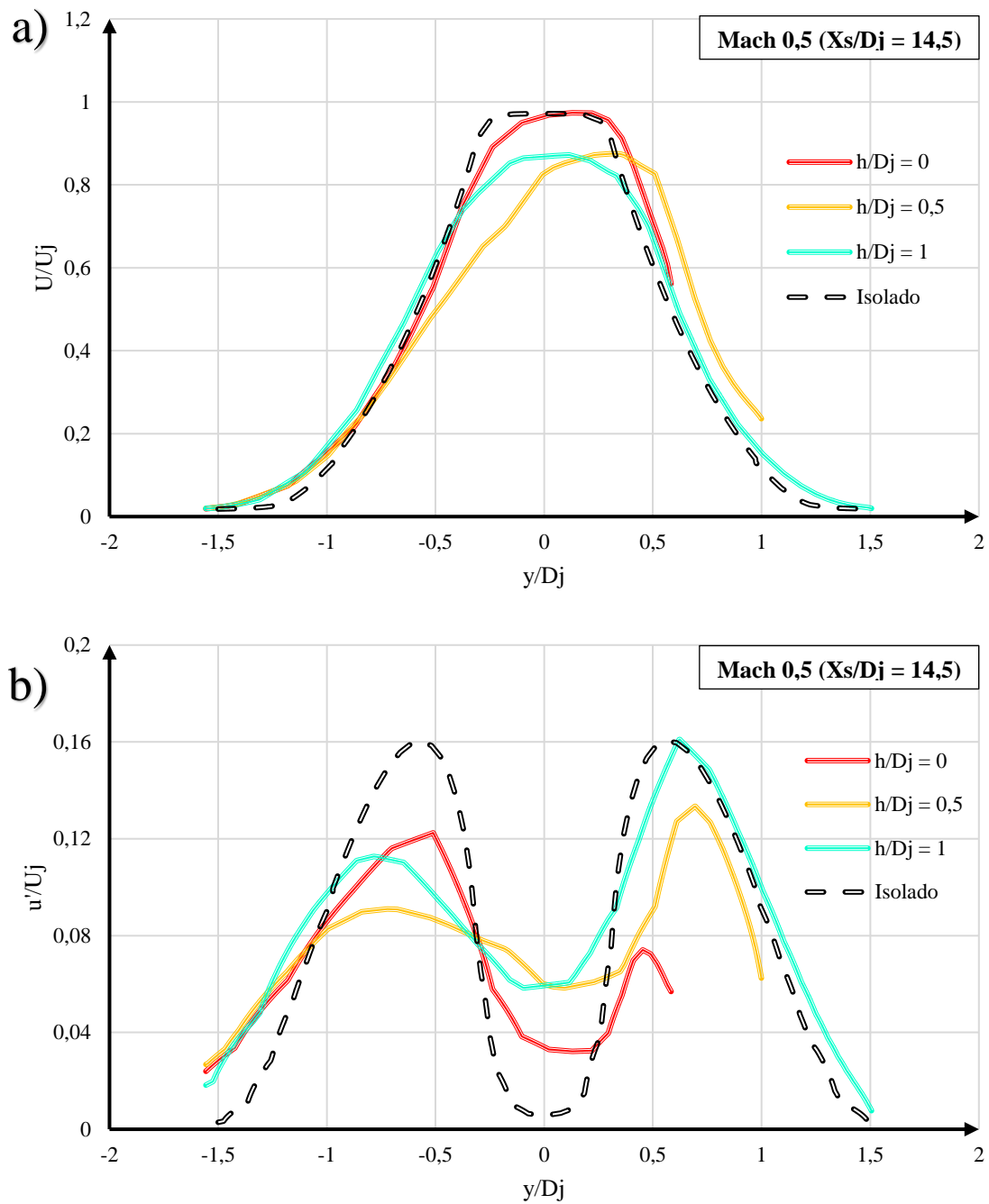
Analisando-se os níveis de intensidade de turbulência para o avanço $X_s/D_j = 14,5$, conforme a Figura 27b, observa-se redução em torno de 25%, 43,8% e 31,3%, respectivamente para $h/D_j = [0; 0,5; 1]$ na região de pico mais afastada da superfície ($y/D_j > 0$). Para a região de

pico próxima à superfície ($y/D_j < 0$), observou-se diminuição em torno de 16,9% para $h/D_j = 0,5$, 53,1% para $h/D_j = 0$, e para $h/D_j = 1$, comportamento similar ao caso isolado. Outra característica observada, em relação aos níveis de intensidade de turbulência, revela que para a região mais próxima à superfície ($y/D_j < 0$) os níveis observados são superiores àqueles em $y/D_j > 0$, fenômeno que sugere restrições de distâncias verticais de instalação, como observado por Bastos et al. (2017). Uma análise similar é realizada para o avanço de $X_s/D_j = 21$ (ver Figura 28b), na qual nota-se uma diminuição nos níveis de intensidade de turbulência de 43,1%, 43,7% e 34,4%, respectivamente para $h/D_j = [0; 0,5; 1]$ na região $y/D_j > 0$ (afastado da placa) em relação aos dados experimentais obtidos por Brown e Wernet (2014) para a mesmas condições operacionais e de instalação. Já para região $y/D_j < 0$, constatou-se reduções de 55,6% para $h/D_j = 0$, 15,6% para $h/D_j = 0,5$, e para $h/D_j = 1$, comportamento semelhante ao caso isolado.

As simulações numéricas mostraram que conforme reduz-se a distância vertical entre a superfície e o bocal tem-se, como consequência, menores níveis de velocidade e de intensidade de turbulência para a região superior da pluma do jato na região em que esta permanece sob a asa, pois a superfície interfere na transição (promove um atraso) da camada limite à camada cisalhante (esta é formada apenas após a extensão da placa), comportamento também observado por Brown e Wernet (2014). Este comportamento foi observado para ambos os avanços de superfície testados, considerando o bocal SMC006 e as duas condições operacionais avaliadas (Mach 0,5 e 0,9).

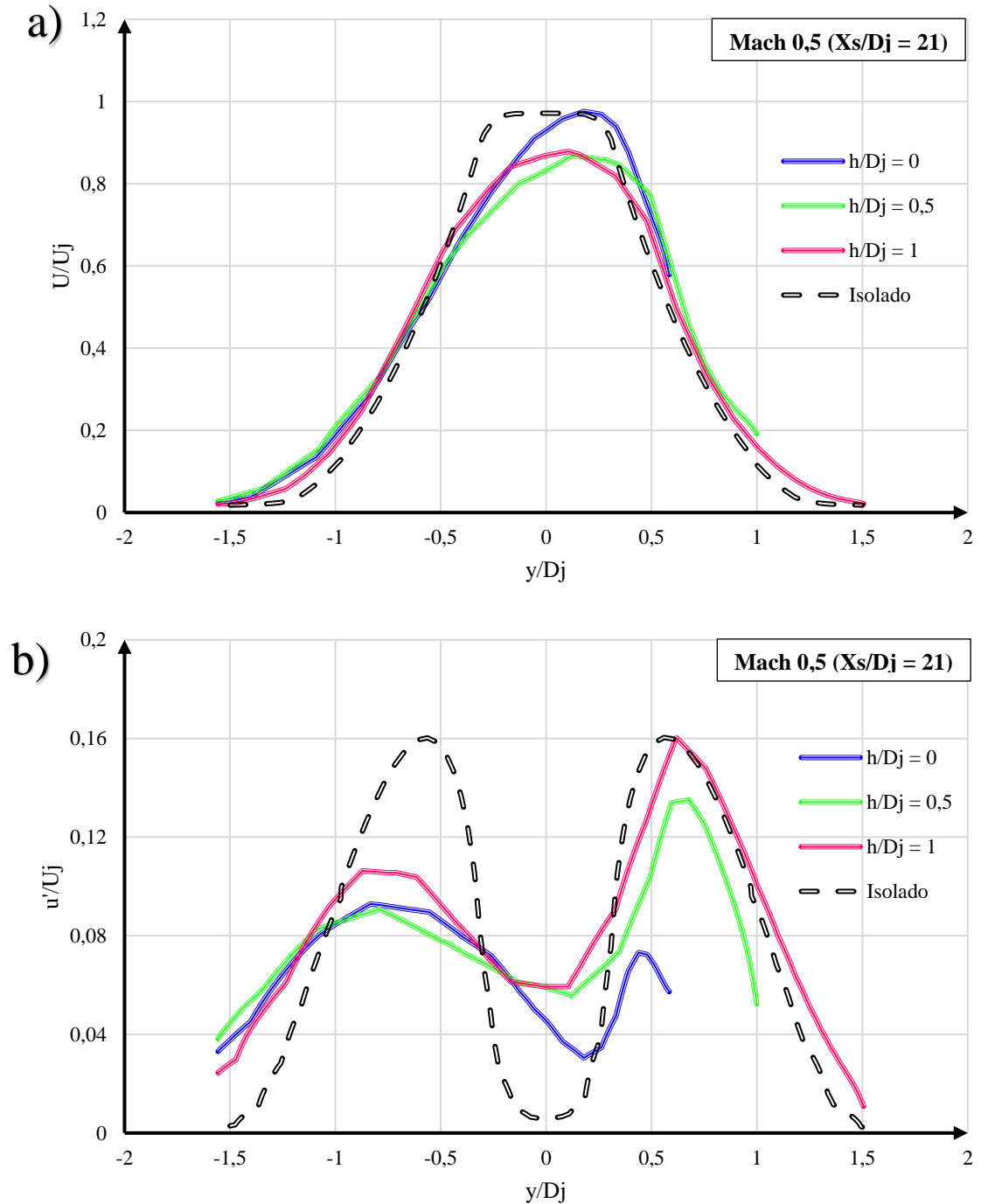
Portanto, os casos simulados corroboraram que a distância vertical do bocal à superfície é de fato o parâmetro geométrico mais influente, pois para pequenas variações foram observadas grandes diferenças em importantes parâmetros do escoamento (níveis de velocidade e de intensidade de turbulência) conforme também mencionado em outros trabalhos semelhantes (BROWN; WERNET, 2014; BASTOS, 2016).

Figura 27. Casos isolados e instalados do bocal SMC006 ($h/D_j = [0; 0,5; 1]$ e $X_s/D_j = 14,5$ obtidos em $x/D_j = 4$); a) Comparação entre perfis de velocidade normalizados; b) Comparação de perfis de intensidade de turbulência.



Fonte: Autoria própria.

Figura 28. Casos isolados e instalados do bocal SMC006 ($h/D_j = [0; 0,5; 1]$ e $X_s/D_j = 21$ obtidos em $x/D_j = 4$); a) Comparação entre perfis de velocidade normalizados; b) Comparação de perfis de intensidade de turbulência.

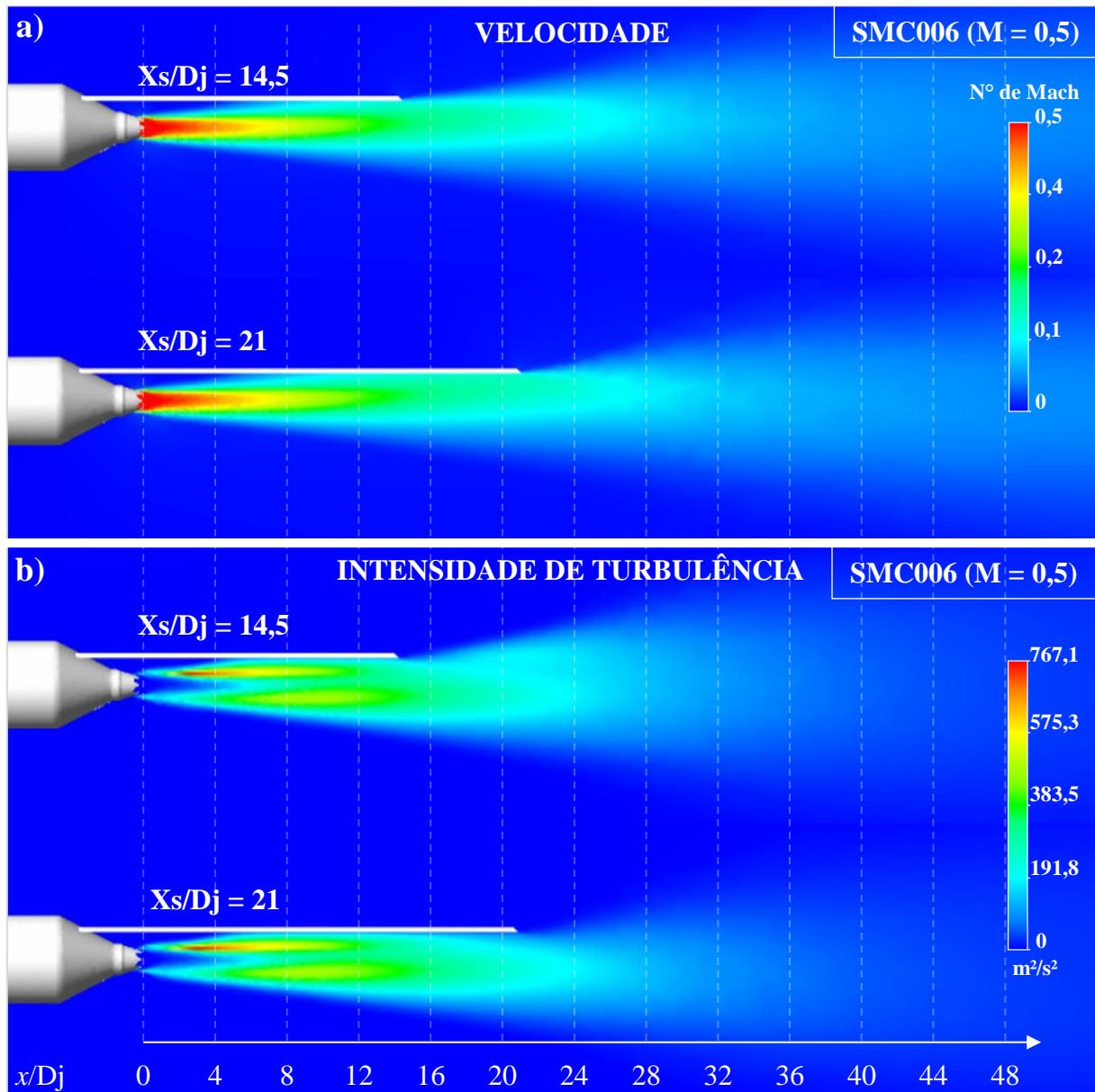


Fonte: Autoria própria.

As Figuras 29, 30 e 31 apresentam os planos radiais dos perfis de velocidade e intensidade de turbulência para as configurações $X_s/D_j = [14,5; 21]$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$, as quais trazem à luz, aspectos não facilmente capturados experimentalmente. Considerando a distância vertical (h/D_j) de 1,0 até 0 (integração entre asa e jato crescente), nota-se um prolongamento da extensão do núcleo potencial, o que seria prejudicial do ponto de vista acústico, devido à presença de maior cisalhamento, e então, maior ruído. Tal característica reforça a observação de que configurações fortemente integradas, a partir de certo ponto ($h/D_j < 0,5$) são mais ruidosas que configurações levemente integradas ($h/D_j > 1,0$) (BASTOS, 2016).

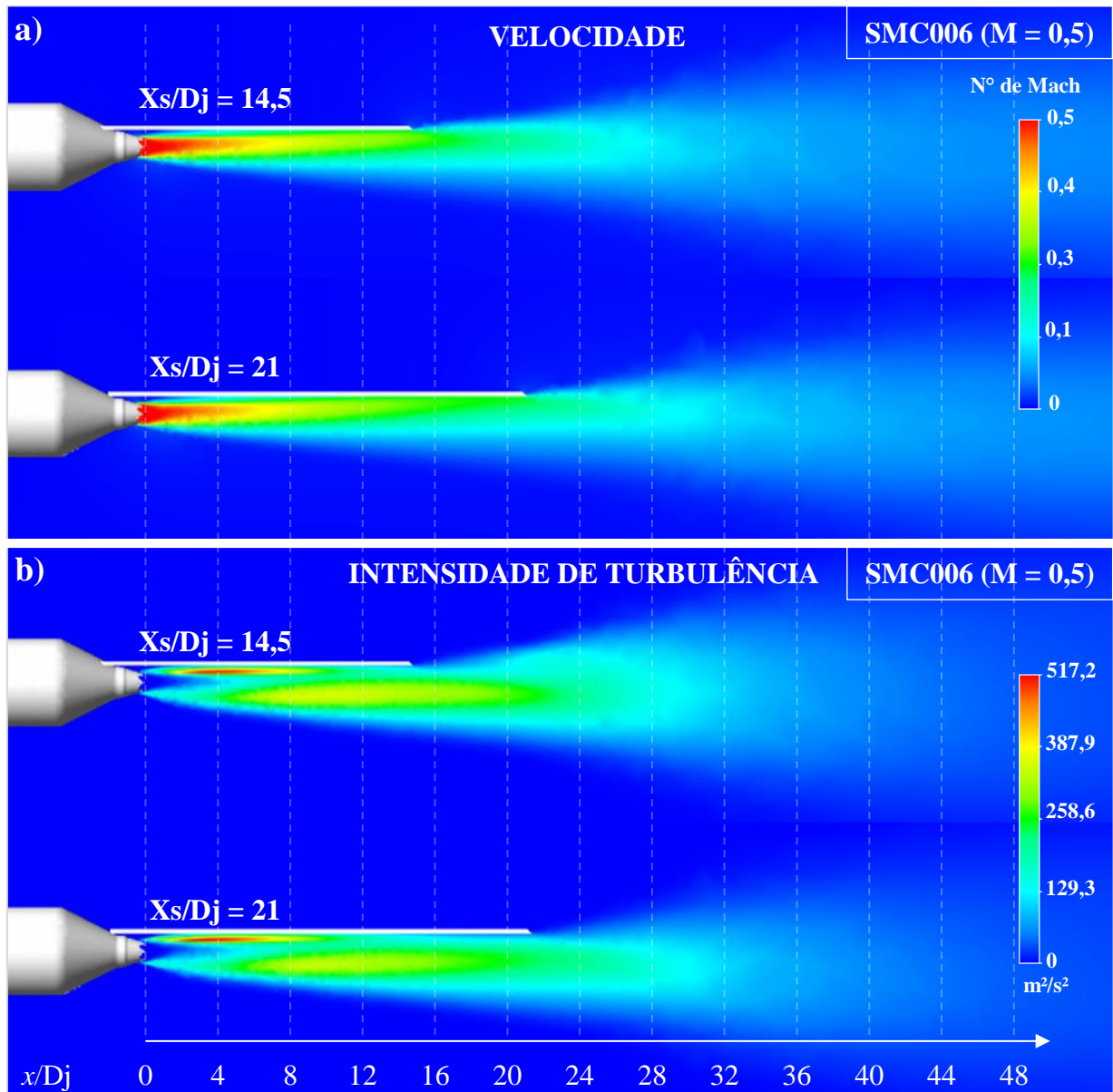
A Figura 32 compara duas configurações de jato instalado fortemente integradas (na faixa de operação correspondente a $M = 0,9$), cuja primeira ($h/D_j = 0,5$; $X_s/D_j = 15$) é referente ao bocal sem *chevron*, e a segunda ($h/D_j = 0,5$; $X_s/D_j = 14,5$) ao bocal com *chevron*. Sob condições de instalação semelhantes, alterando apenas a geometria do bocal, foram nítidas as mudanças no comportamento do escoamento. No que se refere aos níveis de velocidade, houve redução no comprimento axial do núcleo potencial da configuração com *chevron* (SMC006) em relação à configuração sem *chevron* (SMC000). Para os níveis de intensidade de turbulência, a principal alteração foi nos níveis máximos de turbulência registrados, cerca de 50% menor para bocais serrilhados.

Figura 29. Plano radial apresentando o comportamento do escoamento sob condições de instalação $h/D_j = 1$ e $X_s/D_j = [14,5; 21]$; a) Perfis de velocidade respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$; b) Níveis de intensidade de turbulência respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$.



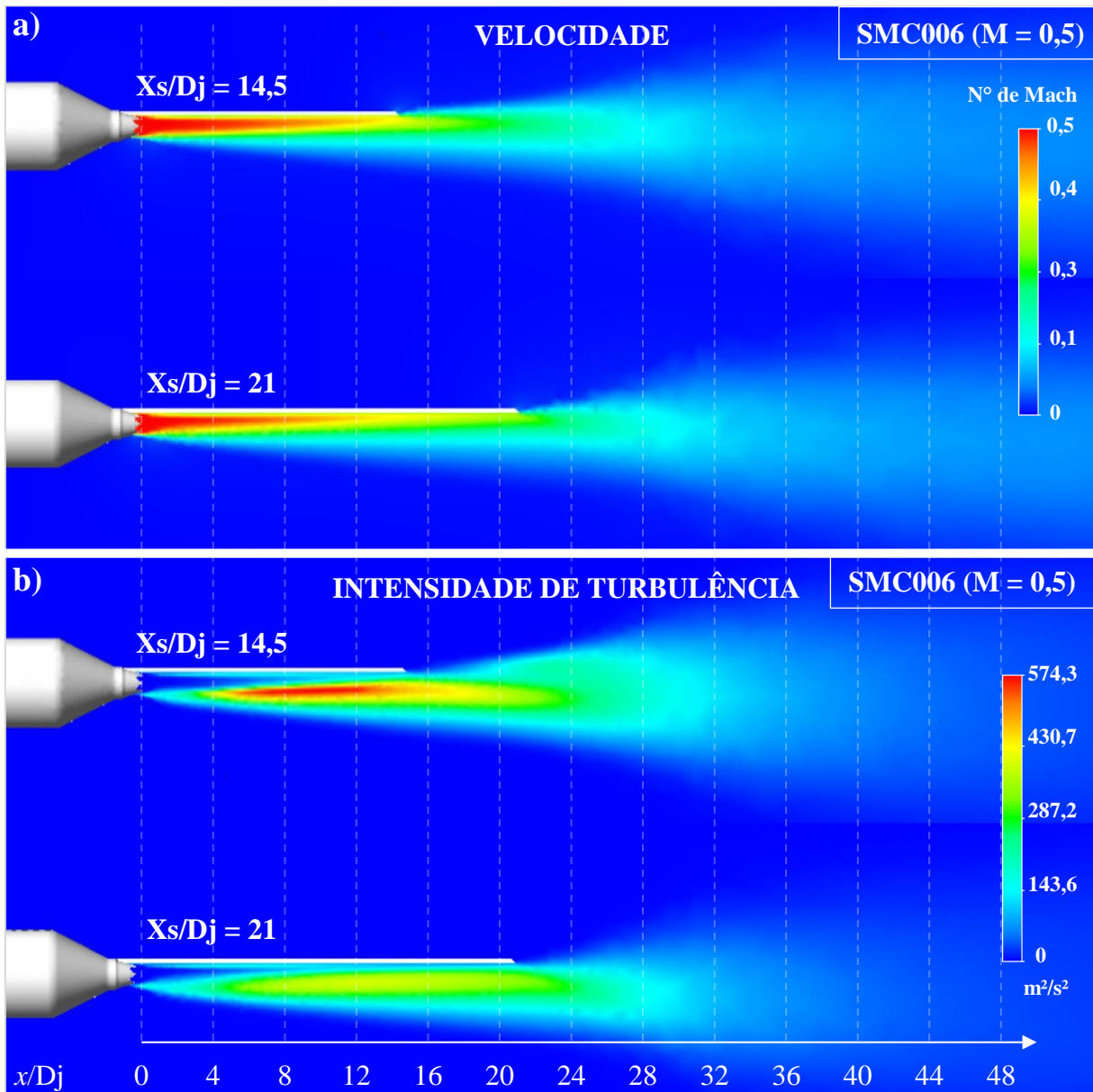
Fonte: Autoria própria.

Figura 30. Plano radial apresentando o comportamento do escoamento sob condições de instalação $h/D_j = 0,5$ e $X_s/D_j = [14,5; 21]$; a) Perfis de velocidade respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$; b) Níveis de intensidade de turbulência respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$.



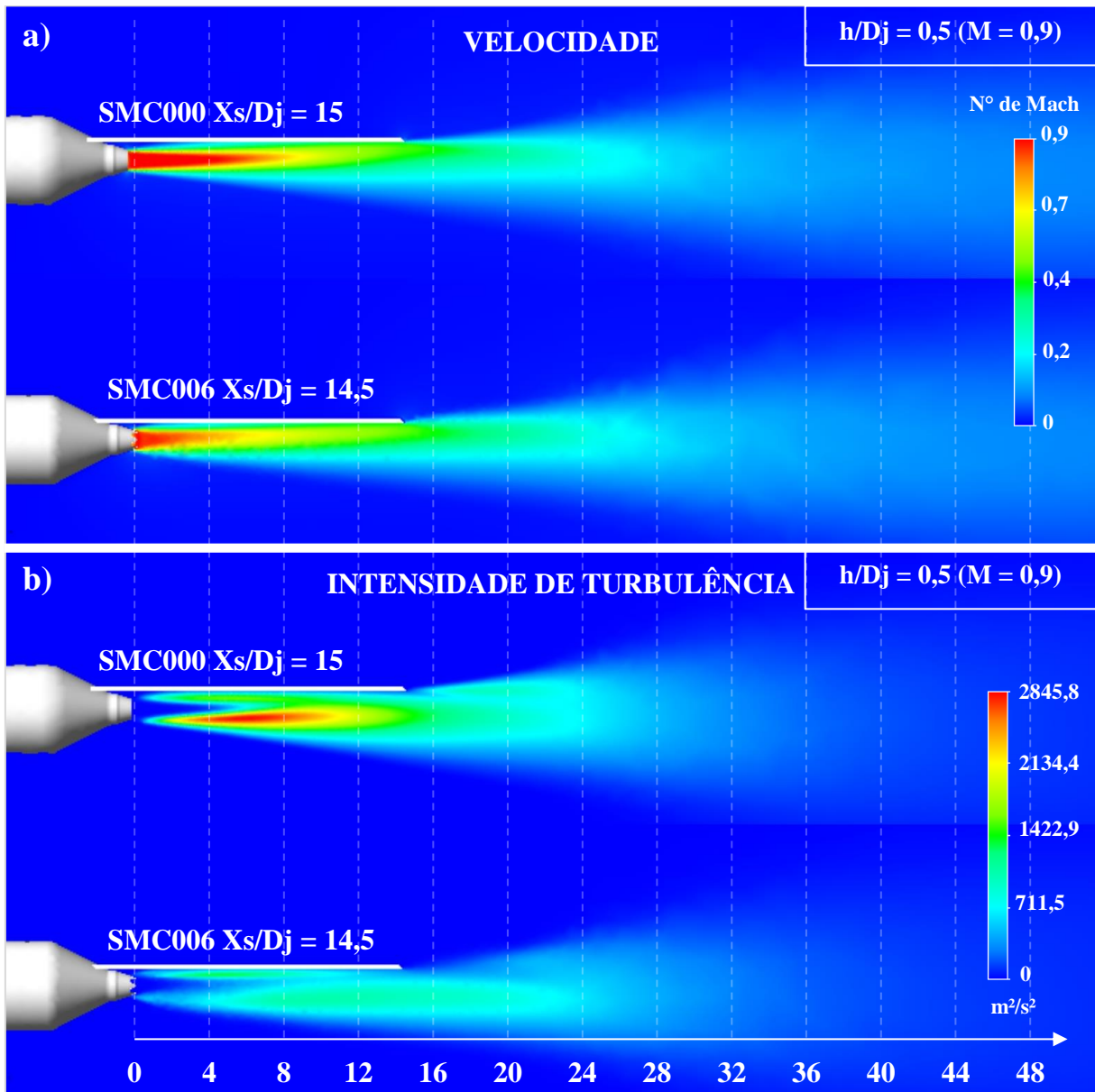
Fonte: Autoria própria.

Figura 31. Plano radial apresentando o comportamento do escoamento sob condições de instalação $h/D_j = 0$ e $X_s/D_j = [14,5; 21]$; a) Perfis de velocidade respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$; b) Níveis de intensidade de turbulência respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 21]$.



Fonte: Autoria própria

Figura 32. Plano radial comparando o comportamento do escoamento dos bocais SMC000 e SMC006, sob condições de instalação $h/D_j = 0,5$ e $X_s/D_j = [15; 14,5]$; a) Perfis de velocidade respectivamente para $X_s/D_j = [14,5; 15]$; b) Níveis de intensidade de turbulência respectivamente para $X_s/D_j = [15; 14,5]$.



Fonte: Autoria própria.

6. CONCLUSÕES

O presente trabalho abordou o desenvolvimento de modelos numéricos para investigar o efeito de instalação de uma placa plana sobre os campos do escoamento de jatos de bocais serrilhados. Para a validação dos modelos numéricos desenvolvidos foi simulado um caso considerando bocal liso, para o qual obteve-se boa concordância com dados experimentais consistentes para condições operacionais e de instalação semelhantes, em termos de perfis de velocidade e níveis de intensidade de turbulência. Adicionalmente, as principais conclusões são apresentadas a seguir:

- Os modelos numéricos desenvolvidos foram capazes de capturar características fluidodinâmicas complexas de maneira satisfatória;
- Na condição de jato isolado, o efeito dos serrilhamentos, inerentes ao bocal SMC006, no campo de escoamento foi bem capturado, no que este promove maior espalhamento do jato com o ambiente externo, resultando em gradientes de velocidade mais suaves observados nos perfis de velocidade e menores níveis de intensidade de turbulência após o núcleo potencial, corroborando com os resultados de outros trabalhos importantes.
- A comparação dos resultados fluidodinâmicos para as condições, isolada e instalada, mostrou que a presença da superfície interfere no entranhamento da região próxima à superfície, alterando o desenvolvimento do escoamento gerado pelos bocais testados;
- Para os casos mais complexos (configurações de jato fortemente integrados), foram observadas também, coerências físicas, principalmente no que se refere aos perfis de velocidade. Em relação aos níveis de intensidade de turbulência, as divergências apresentadas entre o comportamento esperado (menor nível de intensidade de turbulência próximo a placa) e o apresentado nas simulações (maior nível de intensidade próximo a placa) se devem em parte às condições de entranhamento do modelo numérico em comparação com os experimentos.
- Por fim, as simulações numéricas capturaram importantes alterações nas características aerodinâmicas dos escoamentos gerados (deflexão da pluma do jato, variações na extensão do núcleo potencial e camadas cisalhantes, etc.) que são difíceis de visualizar através de experimentos e que auxiliaram no entendimento de fenômenos físicos ocorrendo no campo fluidodinâmico próximo de um jato turbulento interagindo com uma superfície.

6.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Na continuação da pesquisa nessa área, algumas sugestões de atividades podem ser indicadas, dentre elas:

- Conduzir simulações semelhantes às aquelas descritas nesse trabalho, porém utilizando geometrias de asas mais realistas (incorporação de perfis de asas mais complexos);
- Investigação de outras configurações de bocais (tais como bocais elípticos e retangulares) e outras configurações de instalação, incluindo a geometria do pilone e diferentes ângulos de deflexão *flap*;
- Simular as condições fluido-acústicas usando o *software Ansys Fluent*.

REFERÊNCIAS

- ALKISLAR M.B., BUTLER, G.W. *Significant improvements on jet noise reduction by chevron-microjet combination*. 13° AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2007.
- ANSYS, **CFX Solver theory guide**, 2019.
- ANDERSSON, N.. **A Study of Mach 0.75 Jets and Their Radiated Sound Using Large-Eddy Simulation**. 2003. 146 f. Dissertação de Mestrado, Chalmers University of Technology, 2003.
- BASTOS, L. P.. **Desenvolvimento e emprego de uma bancada para análise de efeitos de instalação sobre jatos de bocais serrilhados**. 2016. Tese de Doutorado. 222 p. Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2016.
- BASTOS, L. P.; DESCHAMPS, C. J.; DA SILVA, A. R.. *Experimental investigation of the far-field noise due to jet-surface interaction combined with a chevron nozzle*. *Applied Acoustics* 240-249, 2017.
- BLOMMER, H. E. *Investigation of wing shielding effects on CTOL engine noise*. NASA/TM-1979-79078, Março, 1979.
- BRIDGES, J.; BROWN, C. A. *Parametric testing of chevrons on single flow hot jets*. AIAA Conference Paper 2004-2824, 2004.
- BRIDGES, J.; WERNET, M. P. Establishing consensus turbulence statistics for hot subsonic jets. In *Proceedings of the 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Estocolmo, Suécia, Junho, 2010.
- BROWN, C.; WERNET, M. *Jet-Surface Interaction Test: Flow Measurement Results*. AIAA Conference Paper 2014-3198, 2014.
- CALLENDER, B.; GUTMARK, E. J.; MARTENS, S. *Flow field characterization of coaxial conical and serrated (chevron) nozzles*. *Experiments in Fluids*, vol. 48, pp. 637-649, 2010.
- CANDEL, S. M.; GUÉDEL, A.; JULIENNE, A. *Radiation, Refraction and Scattering of Acoustic Waves in Free Shear Layer*. AIAA Conference Paper 76-544, 1976.
- CASALINO, D; DIOZZI, F.; SANNINO, R.; PAONESSA, A.. *Aircraft noise reduction technologies: A bibliographic review*. *Aerospace Science and Technology*, vol. 12, nº 1, pp 1-17, 2008.
- CAZALBOU, J.B.; SPALART, P.R.; BRADSHAW, P.. *On the Behavior of 2-Equation Models at the Edge of a Turbulent Region*. In: *Physics of Fluids, Vol. 6*, pp. 1797- 1804, 1993.

- CONTICELLI, V. M.; DI BIASI, A.; O'KEEFE, J. V.. *Noise Shielding Effects For Engine-Over-Wing Installations*. AIAA Conference Paper 1975-474, 1975.
- CUMMINGS, R. M.; MASON, W. H.L MORTON, S. A.; MCDANIEL, D. R. *Applied Computational Aerodynamics: A modern engineering approach*. 1st Ed. Cambridge Aerospace Series, 2015.
- DA FONSECA, C. A. L. L.. **Simulação de escoamentos turbulentos em aerofólios**. Departamento de Engenharia Mecânica, 2008.
- DUNN, D. G.; BUTZEL, M; DIBLASI, A.; FILLER, L.; JACOBS, L. D. *Aircraft configuration noise reduction. Vol. I Engineering Analysis*. FAA-RD-76-76-1 Final Report, 1976.
- ELKOBY, R.. *Full-Scale Propulsion Airframe Aeroacoustics Investigation*. AIAA Conference Paper 2005-2807, 2005.
- ENGEL, R. C. **Análise de modelos de previsão do escoamento e do ruído acústico de jatos subsônicos gerados por bocais serrilhados**. 2012. Dissertação de Mestrado. 122 p. Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2012.
- ESDU, ENGINEERING SCIENCE DATA UNIT. "An introduction to aircraft noise" London: ESDU, 2002. (ESDU Data Item 02020).
- FLEMING, G. G; SENZIG, D. A; MCCURDY, D. A; ROOF, C; RAPOZA, A. *Engine Installation Effects of Four Civil Transport Airplanes: Wallops Flight Facility Study*, 2003.
- FONTANA, A. R. L. **Projeto e análise do fluxo de um túnel de água circundante horizontal**. 2018. Trabalho de Conclusão de Curso. 85 p. Universidade Federal do Pará, Tucuruí, 2018.
- FERZIGER, J. H.; PÈRIC, M.. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer Verlag, 1997.
- FRISCH, G. D., **The legacy of a. n. Kolmogorov**. University of Cambridge, 1995.
- FROENING, L. V.. **Investigação Experimental do Efeito de Bocal Serrilhado sobre o Desenvolvimento de um Jato Turbulento em Baixo Número de Mach**. 2013. 124 f. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Santa Catarina, 2013.
- GODOY, R.. **Desenvolvimento de uma ferramenta numérica para prever os efeitos de reflexão sonora provenientes da interação de jatos subsônicos e estruturas de aeronaves utilizando o método de traçado de raios**. 2017. 64 f. Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Federal do Pará, Belém, 2017.

- HELLSTROM, G.. *Noise Shielding Aircraft Configurations, A comparison Between Predicted and Experimental Results*. ICAS Paper 74-58, 1974.
- HUFF, D. L.. *Noise Reduction Technologies for Turbofan Engines*. NASA Glenn Technical Report TM 2007-214495. Ohio, Estados Unidos, 2007.
- JUVÉ, D.. *Aeroacoustics research in Europe: The CEAS-ASC report on 2008 highlights*. Journal of Sound and Vibration, vol. 328, pp. 213–242, 2009.
- JUVÉ, D.; SUNYACH, M.; COMTE-BELLOT, G.. *Intermittency of the noise emission in subsonic cold jets*. Journal of Sound and Vibration, vol. 71, pp. 319–332, 1980.
- KOLMOGOROV, A.N. *Equations of turbulent motion in an incompressible fluid*. Izv. Akad. Nauk. SSSR ser. Fiz. 6, 56-58, 1942.
- KOPIEV, V. F.; FARANOSOV, G. A.; ZAYTSEV, M. Y.; VLASOV, E. V.; KARAVOSOV, R. K.; BELYAEV, I. V.; OSTRIKOV, N. N.. *Intensification and suppression of jet noise sources in the vicinity of lifting surfaces*. AIAA Conference Paper 2013-2284, 2013.
- KUTTRUFF, H.. *Acoustics: An Introduction*. Taylor and Francis, 2006.
- LAUDERS B. E. and SPALDING D. B., **The numerical computation of turbulent flows**, UK: Academic Press Inc., 1974.
- LAWRENCE, J. **Aeroacoustic Interactions of Installed Subsonic Round Jets**. 2014. 225 f. Tese de Doutorado, Southampton University, 2014.
- LÖHNER, R.. *Applied CFD Techniques - An Introduction based on Finite Element Methods*. John Wiley & Sons, 2001.
- MAIA, I. A.. **Caracterização experimental do efeito de um bocal com chevron sobre o campo turbulento de um jato subsônico**. 2015. 157f. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2015.
- MALISKA, C. R.. *Transferência de Calor e Mecânica Computacional, 2ª Edição*, Rio de Janeiro: LTC Editora S.A., 472 p., 2004.
- MARTENS, S. *Jet noise reduction technology development at GE aircraft engines*. IN: 22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Harrogate, Reino Unido, 2002.
- MAYER, E.. **Previsão Numérica do Ruído Gerado por Jatos Turbulentos**. 2003. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Santa Catarina, 2003.
- MCLAUGHLIN, P. **A Contribution to the Jet Noise Installation Problem**. 2010. 159 f. Tese de Doutorado, Southampton University, 2010.

- MENGLER, V. G.. *The Effect of Nozzle-to-Wing Gulley Height on Jet Flow Attachment to the Wing and Jet-Flap Interaction Noise*. AIAA Conference Paper 2011-2705, 2011.
- MENGLER, V. G.; ELKOBY, R.; BRUSNIAK, L.; THOMAS, R. H.. *Reducing Propulsion Airframe Aeroacoustic Interactions with Uniquely Tailored Chevrons: 1. Isolated Nozzles*. AIAA Conference Paper 2006-2467, 2006a.
- MENGLER, V. G.; ELKOBY, R.; BRUSNIAK, L.; THOMAS, R. H.. *Reducing Propulsion Airframe Aeroacoustic Interactions with Uniquely Tailored Chevrons: 2. Installed Nozzles*. AIAA Conference Paper 2006-2434, 2006b.
- MENTER, F. R.. *Improved Two-Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows*. AIAA Journal, Vol. 30, No. 6, pp. 1657-1659, 1992.
- MILLER, S. A. E.. *The Prediction and Analysis of Jet Flows and Scattered Turbulent Mixing Noise about Flight Vehicle Airframes*. NASA/TM-2014-218506, Junho, 2014.
- MOORE, A.; MEAD, C.. *Reflection of noise from aero-engines installed under an aircraft wing*. AIAA Paper 2003-3151, 2003.
- MOORE, A.. "A 3D Prediction of the Wing Reflection of Aero-Engine Noise," AIAA Paper 2004-2865, 2004.
- NESBITT, E.; MENGLER, V. G.; CALLENDER, B.; CZECH, M.; THOMAS, R.. *Flight Test Results for Uniquely Tailored Propulsion-Airframe Aeroacoustic Chevrons: Community Noise*. AIAA Conference Paper 2006-2438, 2006.
- NIKAM, S. R.; SHARMA, S. D.. *Aero-acoustic Characteristics of Compressible Jets from Chevron Nozzle*. AIAA Conference Paper 2014-2623, 2014.
- NOGUEIRA, L. W.. *Estudo de modelos de turbulência aplicados à simulação aeroacústica computacional*. Engineering Simulation and Scientific Software, 2019.
- OSSES, J.. *Método de Volumes Finitos*. Engineering Simulation and Scientific Software, 2016.
- POPE, S. B. **Turbulent Flows**. Cambridge: Cambridge University Press, pp-749, 2000.
- POWEL, C. A.; FIELDS, J. M.. *Human Response to Aircraft Noise*. In: **Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice, Vol. 2**. NASA Langley Research Center, 1991.
- OPALSKI, A.B., WERNET, M.P., BRIDGES, J.. *Chevron nozzle performance characterization using stereoscopic DPIV,*" AIAA-2005-0444, (2005).
- ROLLS ROYCE. *The Jet Engine*, 5. th. Rolls Royce, 1986.

- SAIYED, N. H.; MIKKELSEN, K. L.; BRIDGES, J. E.. *Acoustics and Thrust of Separate-Flow Exhaust Nozzles With Mixing Devices for High-Bypass-Ratio Engines*. NASA Glenn Technical Report TM 2000-209948. Ohio, Estados Unidos, 2000.
- SCATOLINI, F.; ALVES, C. J. P.. *Análise do ruído de fundo no entorno de aeroportos urbanos em cidades brasileiras, aeroporto de Congonhas, São Paulo*. Revista de Saúde Pública, pp. 50-69, 2016.
- SENZIG, D. A.; FLEMING, G. G; SHEPHERD, K. P.. *Measured engine installation effects of four civil transport airplanes*. NOISE-CON, 2001.
- SOUZA, P. R. C.; PROENÇA, A. R.; DE ALMEIDA, O.; SELF, R. H.. *Aerodynamics and Aeroacoustics investigation of a low speed subsonic jet*. International Journal of Acoustics and Vibration, Vol. 22, pp. 121-130, 2017.
- TAM, C. K. W. *Computational Aeroacoustics: A Wave Number Approach*. Cambridge University Press, 2012.
- TAM, C. K. W.; WEBB, J. C.. *Dispersion-Relation-Preserving Finite Difference Schemes for Computational Acoustics*, Journal of Computational Physics, Vol. 107, pp. 262-281, 1993.
- TAYLOR, G. I.. *Statistical Theory of Turbulence*. Proc. R. Soc. London, Ser. A 151, 421 (1935).
- VÉR, I.L.,BERANEK, L.L. *Noise and vibration control engineering - Principles and applications* (2° Edition). John Wiley & Sons, 2006.
- WANG, M. E.. *Wing Effect on Jet Noise Propagation*. AIAA Conference Paper 1980-1047, 1980.
- WAY, D. J.; TURNER, B. A.. *Model Tests Demonstrating Under-wing Installation Effects on Engine Exhaust Noise*. AIAA Conference Paper 1980-1048, 1980.
- WILCOX, D. C..*Reassessment of the scale determining equation for advanced turbulence models*, AIAA J., Vol.26, No.11, p1299, 1988.