



Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA
Engenharia Aeroespacial

Análise Numérica do Impacto do Bocal Convergente do Tipo Chevron sobre a Evolução do Rastro

Autor: Felipe Farias Cavalcanti
Orientador: PhD. Domenico Simone

Brasília, DF
2018



Felipe Farias Cavalcanti

Análise Numérica do Impacto do Bocal Convergente do Tipo Chevron sobre a Evolução do Rastro

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA

Orientador: PhD. Domenico Simone

Brasília, DF

2018

Felipe Farias Cavalcanti

Análise Numérica do Impacto do Bocal Convergente do Tipo Chevron sobre a Evolução do Rastro/ Felipe Farias Cavalcanti. – Brasília, DF, 2018-93 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD. Domenico Simone

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA , 2018.

1. Turbofan. 2. Bocais. 3. Ruído de Jato. I. PhD. Domenico Simone. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise Numérica do Impacto do Bocal Convergente do Tipo Chevron sobre a Evolução do Rastro

CDU 02:141:005.6

Felipe Farias Cavalcanti

Análise Numérica do Impacto do Bocal Convergente do Tipo Chevron sobre a Evolução do Rastro

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 01 de dezembro de 2018::

PhD. Domenico Simone
Orientador

PhD. Olexiy Shynkarenko
Convidado 1

PhD. Glécia Virgolino da Silva Luz
Convidado 2

Brasília, DF
2018

*Dedico este trabalho ao grande arquiteto do Universo, meus pais e a todos
que acreditaram e torceram pelo meu sucesso acadêmico.*

Agradecimentos

Agradeço primeiramente a Deus que com sua infinita grandeza me proporcionou forças para que eu não desistisse da minha caminhada acadêmica.

Aos meus pais Gilsa e Arlindo que sempre estiveram do meu lado e me apoiaram em todas as horas, dando suporte para que eu alcançasse meus objetivos e lograsse êxito. Aos meus familiares e todas as pessoas que torceram positivamente para a realização desse sonho.

A todos os meus amigos e amigas da faculdade, em especial Marayanne, Mayara e Lídia que em todas as horas estavam dispostas a ajudar, aconselhando-me para prosseguir. Ao meu competente e abnegado orientador Domenico e a todos os meus professores, que com dedicação e esmero contribuíram de forma significativa para minha formação, suficiente para chegar nessa etapa.

*“Os que semeiam em lágrimas segarão com alegria.
Aquele que leva a preciosa semente, andando e
chorando, voltará, sem dúvida, com alegria,
trazendo consigo os seus molhos”.
(Bíblia Sagrada, Salmos 126: 5-6)*

Resumo

O presente trabalho tem por finalidade, analisar numericamente a evolução do escoamento a partir de bocais sem e com Chevrons, com o objetivo de investigar as propriedades de previsão de ruído acústico. Tal pesquisa contribui para diversas aplicações no campo aeronáutico, na minimização da poluição sonora. Utilizou-se na análise do problema como ferramentas operacionais, os softwares: CATIA®, MATLAB® e Ansys Fluent®. O primeiro ligado a modificação da geometria de bocais de fluxos separados, e os últimos ligados a análise computacional da evolução do rastro formado depois dos bocais sem e com Chevrons. Utilizou-se o método de turbulência $k - \varepsilon$ acoplado ao método de paredes do tipo padrão, para resolução das propriedades do fluido em cinco simulações: três bidimensionais para diferentes razões de velocidades e duas tridimensionais. Nas simulações bidimensionais, observou-se que a instabilidade gerada pela interação das camadas de cisalhamentos dos fluxos frio e quente, em $x = 12Ds$, foi o responsável por dissipar a energia ao longo do domínio computacional, aumentando a viscosidade turbulenta. Foi acoplado ao sistema o método de análise acústica de banda larga, que preveu o aparecimento de altas frequências, e conseqüentemente altos picos de energia cinética turbulenta na região de mistura. Os resultados tridimensionais mostraram que os chevrons são estruturas capazes de reduzir a velocidade e o ruído ao longo do domínio computacional, devido a mistura intensificada dos fluxos frios e quente.

Palavras-chave: Bocais, Turbofan, Chevrons, Ruído, Análise CFD.

Abstract

The present work has the purpose of analyzing numerically the evolution of the flow from nozzles without and with Chevrons, in order to investigate the acoustic noise prediction properties. Such research contributes to several applications in the aeronautical field, in the minimization of noise pollution. The software used was: CATIA[®], MATLAB[®] and Ansys Fluent[®]. The first connected the modification of the geometry of nozzles of separate streams, and the latter linked to computational analysis of trace evolution formed after the nozzles and with Chevrons. The turbulence method $k - \varepsilon$ coupled to the standard type wall method was used to solve the properties of the fluid in five simulations: three two-dimensional for different speed ratios and two three-dimensional ratios. In the two-dimensional simulations, it was observed that the instability generated by the interaction of the shear layers of the cold and hot streams, at $x = 12Ds$, was responsible for dissipating the energy along the computational domain, increasing the tubular viscosity. It was coupled to the system the broadband acoustic analysis method, which predicted the appearance of high frequencies, and consequently high peaks of turbulent kinetic energy in the mixing region. The three-dimensional results showed that chevrons are structures capable of reducing speed and noise along the computational domain, due to the intensified mixing of the cold and hot streams.

Key-words: Nozzles, Turbofan, Chevrons, Noise, CFD Analysis.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Ciclo Brayton. Fonte: (ÇENGEL; BOLES, 2003)	24
Figura 2 – Variação isentrópica da densidade com o Número de MACH. Fonte: (ANDERSON, 2007)	29
Figura 3 – Esquemático do motor turbofan com fluxos separados. Fonte: (RAIANO, 2015)	30
Figura 4 – Ciclo termodinâmico do motor turbofan de escoamentos separados. Fonte: (RAIANO, 2015)	31
Figura 5 – Esquemático do motor turbofan com fluxos associados. Fonte: (RAIANO, 2015)	36
Figura 6 – Ciclo termodinâmico do motor turbofan com escoamentos associados. Fonte: (RAIANO, 2015)	37
Figura 7 – Comportamento esperado das propriedades em um bocal convergente sobre um escoamento subsônico. Fonte: (ANDERSON, 2007)	42
Figura 8 – Desenvolvimento dos jatos a partir dos bocais. Fonte: (LIMA, 2007)	43
Figura 9 – Fluidodinâmica de Jatos Subsônicos no motor. Fonte: (RAEF; EL-ZAHABY; KHALIL, 2014)	44
Figura 10 – Nível de Potência Acústica (dB) para uma razão de velocidade de 0.63 a partir de um bocal de fluxos separados. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	46
Figura 11 – Medidas fornecidas para a construção dos bocais. Fonte: (ALMEIDA et al., 2014)	47
Figura 12 – Comparação entre (A) Bocal de um motor turbofan GE-90 de fluxos separados e (B) Geometria de um bocal de fluxo separado. Fonte: (Grabcad.com) e (ALMEIDA et al., 2014)	49
Figura 13 – Modificação Geométrica do Bocal para aplicação das condições de contorno de entrada do escoamentos.(A) Condição de entra de fluxo frio, (B) Condição de entrada do fluxo quente e (C) Paredes. Fonte: Modificada de (ALMEIDA et al., 2014)	49
Figura 14 – Medida dos Chevrons. Fonte: Modificada de: (CRUNTEANU; COJAN, 2013)	50
Figura 15 – Comparação entre o bocal real com Chevrons e o bocal construído. (A) Bocal real com Chevrons. Fonte: (MYUNG, 2013), (B) Bocal Construído. Fonte: Modificado de: (ALMEIDA et al., 2014)	51
Figura 16 – Criação de um domínio computacional para realização das simulações bidimensionais. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	51

Figura 17 – Representação dos tipos de malhas: (A) Malha estruturada, (B) Malha não-estruturada, (C) Malha híbrida. Fonte: Modificado de (NASCI-MENTO, 2009)	52
Figura 18 – Malha bidimensional do bocal simples. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	53
Figura 19 – Ampliação da malha 2D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	53
Figura 20 – Paredes e condições de contorno de entrada dos escoamentos quente e frio na malha bidimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	54
Figura 21 – Condições de Contorno para a análise fluida bidimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	55
Figura 22 – Domínio Computacional Tridimensional. (A) Medidas do Domínio Computacional, (B) Vista ampliada do domínio computacional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	58
Figura 23 – Malha tridimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	59
Figura 24 – Ampliação da malha tridimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	60
Figura 25 – Condições de contorno do problema tridimensional. (A) Condições de contorno de entrada dos bocais, (B) Vista ampliada das condições de contorno no bocal de fluxos separados. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	61
Figura 26 – Domínio Computacional Tridimensional com Chevrons. (A) Medidas do Domínio Computacional, (B) Vista ampliada do domínio computacional com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	62
Figura 27 – Malha tridimensional com Chevrons. (A) Refinamentos nas paredes do bocal, (B) Refinamento nos Chevrons, (C) Vista ampliada dos Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	63
Figura 28 – Condições de contorno do problema tridimensional com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	64
Figura 29 – Evolução do escoamento a partir dos bocais de fluxos separados para razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	65
Figura 30 – Ampliação do fluxo nos bocais com razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	66
Figura 31 – Contorno de Pressão a partir dos bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	66
Figura 32 – Gráfico da Pressão versus Posição. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	67
Figura 33 – Contorno de viscosidade turbulenta a partir dos bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	67

Figura 34 – Comparação dos contornos do número de MACH a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. (A) Resultado do número de MACH do autor. Fonte: Retirado de (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno do número de MACH. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	68
Figura 35 – Comparação dos contornos de energia cinética turbulenta a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. (A) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta do autor. Fonte: Retirado de (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	69
Figura 36 – Contorno de intensidade turbulenta a partir dos bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	70
Figura 37 – Comparação dos contornos do número de MACH a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.75. (A) Resultado do número de MACH do autor Fonte: (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno do número de MACH. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	71
Figura 38 – Comparação dos contornos de energia cinética turbulenta a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.75. (A) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	71
Figura 39 – Comparação dos contornos do número de MACH a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 1.0. (A) Resultado do número de MACH do autor Fonte: (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno do número de MACH. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	72
Figura 40 – Comparação dos contornos de energia cinética turbulenta a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 1.0. (A) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	73
Figura 41 – Gráfico da Energia Cinética Turbulenta para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	74
Figura 42 – Gráfico da Intensidade turbulenta para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	76
Figura 43 – Gráfico da Viscosidade turbulenta para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	77

Figura 44 – Gráfico do Nível de Potência Acústica para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	78
Figura 45 – Gráfico de Potência do jato para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	79
Figura 46 – Gráfico do Número de MACH para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	80
Figura 47 – Evolução do escoamento a partir de bocais sem e com Chevrons. (A) Evolução do escoamento a partir de um bocal simples. Fonte: (Elabo- ração Própria, 2018), (B) Evolução do escoamento a partir de um bocal com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria,2018)	81
Figura 48 – Planos ao longo dos domínios computacionais tridimensionais. A es- querda tem-se os planos feitos no rastro a partir de bocais simples e a direita tem-se os planos feitos a partir de bocais com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria,2018)	82
Figura 49 – Planos ao longo dos domínios computacionais tridimensionais relaci- onados a velocidade a partir de bocais normais. Fonte: (Elaboração Própria,2018)	83
Figura 50 – Planos ao longo dos domínios computacionais tridimensionais relaci- onados ao número de MACH. A esquerda tem-se os planos feitos no rastro a partir de bocais simples e a direita tem-se os planos feitos a partir de bocais com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria,2018)	84
Figura 51 – Gráfico de Comparação da velocidade a partir de bocais com ou sem Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria,2018)	85
Figura 52 – Cronograma do Trabalho de Conclusão de Curso 2. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	91

Lista de tabelas

Tabela 1 – Parâmetros de desempenho para motores turbofan de fluxos separado e associado, respectivamente. Fonte: (Elaboração Própria,2017)	39
Tabela 2 – Cálculo das frequências acústicas e números de Strouhal para fluxos frio e quente na condição de operação 3 mostrada na Tab.(3)	46
Tabela 3 – Condições de operação do bocal de fluxo separado. Fonte: (ALMEIDA et al., 2014)	48
Tabela 4 – Cálculo dos fluxos de massa primário e secundário para as três condições de operação. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	48
Tabela 5 – Número de elementos e nós da malha bidimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	53
Tabela 6 – Tamanho dos elementos próximos as paredes. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	54
Tabela 7 – Configurações gerais utilizadas na simulação 2D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	56
Tabela 8 – Tipo e Propriedades do Fluido. Fonte: (Elaboração Própria, 2018) . . .	57
Tabela 9 – Métodos de Solução Utilizados na simulação 2D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	57
Tabela 10 – Fatores de relaxamento dos controles da solução da simulação 2D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	57
Tabela 11 – Número de elementos e nós da malha tridimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	59
Tabela 12 – Tamanho dos elementos próximo as paredes da malha 3D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	60
Tabela 13 – Número de elementos e nós da malha tridimensional com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	63
Tabela 14 – Tamanho dos elementos próximos as paredes da malha 3D com Chevrons	63
Tabela 15 – Comparação entre os resultados Teórico e Simulação para o Contorno de MACH em $x = 3 D_s$. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	68
Tabela 16 – Comparação entre os resultados Teórico e Simulação para o Contorno de MACH com $VR = 1.0$. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	72
Tabela 17 – Posições de Máxima Energia Cinética Turbulenta para as diferentes razões de velocidades. Fonte: (Elaboração Própria, 2018).	75
Tabela 18 – Posições de Máxima Intensidade turbulenta para as diferentes razões de velocidades. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	76

Tabela 19 – Posições de Máxima Energia Cinética turbulenta e Nível de Potência Acústica para as diferentes razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)	78
--	----

Lista de símbolos

Re	Número de Reynolds
η_d	Eficiência do difusor
η_{fn}	Eficiência isentrópica do bocal de saída dos gases frios
η_f	Eficiência politrópica do ventilador
η_{CLPC}	Eficiência do compressor de baixa pressão
η_{CHPC}	Eficiência do compressor de alta pressão
η_{CC}	Eficiência da câmara de combustão
Q	Quantidade de calor na câmara de combustão [kJ/kg]
η_m	Eficiência mecânica do compressor, ventilador e turbina
η_{tHPT}	Eficiência da turbina de alta pressão
η_{tLPT}	Eficiência da turbina de baixa pressão
η_n	Eficiência isentrópica do bocal de saída de gases quentes
BPR	Taxa de derivação, razão entre os fluxos de massa primário e secundário
π_f	Relação de pressão do ventilador
π_{CLPC}	Relação de pressão do compressor de baixa pressão
π_{CHPC}	Relação de pressão do compressor de alta pressão
M	Número de MACH
H	Altitude [m]
R	Constante dos gases perfeitos [$J/mol.K$]
\dot{m}_{a_1}	Fluxo de massa primário [kg/s]
\dot{m}_{a_2}	Fluxo de massa secundário [kg/s]
T	Temperatura real [K]
P	Pressão [Pa]

f	Razão ar/ combustível
\dot{m}_f	Fluxo de massa do combustível [kg/s]
T'	Temperatura ideal [K]
a	Velocidade do som [m/s]
A_H	Área de saída do bocal primário, relativo aos gases quentes [mm^2]
A_C	Área de saída do bocal secundário, relativo aos gases frios [mm^2]
\dot{m}_a	Fluxo de massa total de ar [kg/s]
u_9	Velocidade de saída do bocal primário [m/s]
u_{19}	Velocidade de saída do bocal secundário [m/s]
c_p	Constante de pressão [$J/kg.K$]
ρ	Densidade do fluido [kg/m^3]
η_{th}	Eficiência térmica
η_p	Eficiência propulsiva
$TSFC$	Consumo específico de combustível [$kg/KN.s$]
η_o	Eficiência global
γ	Coefficiente de expansão adiabática
u	Velocidade do escoamento [m/s]
h_0	Entalpia total [J]
T_0	Temperatura total [K]
P_0	Pressão total [Pa]
T_a	Temperatura na condição ambiente [K]
P_a	Pressão na condição ambiente [Pa]
I_{sp}	Impulso específico [s]
k	Energia Cinética Turbulenta [m^2/s^2]
ε	Taxa de dissipação turbulenta [m^2/s^3]
μ_T	Viscosidade turbulenta [$kg/m.s$]

P_j	Potência acústica do jato turbulento subsônico [W]
u_j	Velocidade do jato [m/s]
$\eta_{jet,noise}$	Eficiência do ruído de jato
$M_{j,0}$	Número de MACH do jato em relação ao ambiente
F	Empuxo [KN]
ω	Frequência acústica [rad/s]
U_R	Razão de velocidade do fluxo secundário em relação ao fluxo primário
S_r	Número de Strouhal
f_r	Frequência acústica [Hz]
y^+	Distância adimensionalizada até a parede
ζ	Amortecimento

Sumário

1	INTRODUÇÃO	20
1.1	OBJETIVOS GERAIS	21
1.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	21
1.3	METODOLOGIA	22
1.4	CRONOGRAMA	23
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	24
2.1	Propulsão em Motores Turbofan	24
2.2	Análise de Propriedades Termodinâmicas	25
2.2.1	Propulsão de Escoamentos Separados	30
2.2.2	Propulsão de Escoamentos Associados	36
3	EVOLUÇÃO DO RASTRO	41
3.1	FUNCIONAMENTO GERAL DOS BOCAIS CONVERGENTES	41
3.1.1	Fluidodinâmica de Jatos Subsônicos	42
3.1.2	Aeroacústica em Bocais e Jatos Subsônicos	44
4	CONSTRUÇÕES DAS GEOMETRIAS E MALHAS	47
4.1	GEOMETRIAS DOS BOCAIS	47
4.2	Construção da Geometria dos Bocais com Chevrons	50
4.3	Malha 2D	51
4.3.1	Condições de Contorno para o Caso Bidimensional	54
4.3.2	Metodologia Utilizada para Configurar a Simulação Bidimensional	55
4.3.2.1	Configurações Gerais	55
4.3.2.2	Material	57
4.3.2.3	Solução	57
4.3.2.4	Critério de Convergência	58
4.4	Malha 3D de Bocais Simples	58
4.4.1	Condições de Contorno para o Caso Tridimensional Simples	60
4.4.2	Metodologia Utilizada para Configurar a Simulação Tridimensional	62
4.5	Malha 3D de Bocais com Chevrons	62
4.5.0.1	Condições de Contorno para o Caso Tridimensional com Chevrons	63
4.5.0.2	Metodologia Utilizada para Configurar a Simulação Tridimensional com Chevrons	64
5	APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS E DISCUSSÕES	65

5.1	Comparações do Fluxo a partir de Bocais 2D para diferentes razões de velocidade com a literatura	65
5.1.1	Resultados da Simulação Bidimensional com $VR = 0.63$	65
5.1.2	Resultados da Simulação Bidimensional com $VR = 0.75$	70
5.1.3	Resultados da Simulação Bidimensional com $VR = 1.0$	72
5.1.4	Comparação entre as três simulações bidimensionais	74
5.2	Comparações do Fluxo a partir de Bocais 3D com o modelo 3D com Chevrons	80
6	CONSIDERAÇÕES FINAIS	86
	REFERÊNCIAS	88
	ANEXOS	90

1 Introdução

O presente trabalho monográfico fundamenta-se em analisar teoricamente e numericamente o escoamento a partir de bocais de motores turbofan de fluxos separados. Para a realização de tal estudo faz-se necessário a compreensão das propriedades termodinâmicas na entrada e na saída dos bocais. A função dos bocais é acelerar o fluido, convertendo a energia térmica armazenada ao longo do motor em energia cinética, dando ao motor a força necessária para mover a aeronave.

Tal força propulsiva é o empuxo, que é proporcional a velocidade de exaustão dos gases e ao fluxo de massa. A partir dos bocais dos motores turbofan de fluxos separados, os fluidos escoam com velocidades diferentes sobre outras camadas aumentando a força de cisalhamento, gerando turbulência (ANDERSON, 2007). Com o aumento da velocidade tem-se uma maior energia cinética das partículas, causando turbulência e consequentemente o ruído de jato.

O ruído afeta diretamente a qualidade de vida das pessoas que vivem nas regiões próximas ao aeroporto. Estruturas Chevron são utilizadas para minimizar o problema do ruído. Estas geralmente são recortes triangulares feitos no plano de saída bocais e tem a finalidade de induzir vórtices¹ e intensificar a mistura entre os dois fluxos. Com o aumento da mistura, tem-se a redução da velocidade e turbulência, e como o ruído é proporcional a oitava potência da velocidade tem-se como consequência a sua diminuição (R et al., 2016). Segundo (POPE, 2000), a turbulência é um fenômeno caótico e tridimensional, que consiste na variação das propriedades fluidas no tempo e no espaço, esse fenômeno é importante pois analisa escoamentos complexos em escalas menores. Com a flutuação das propriedades, estruturas vorticais são fragmentadas em estruturas menores e quantificadas pela viscosidade turbulenta.

Outro problema é a quantidade de poluentes formados na câmara de combustão, como por exemplo: NO_x , hidrocarbonetos e particulados, liberados a partir dos bocais. Motores turbofan passam a maior parte do tempo em espera gastando o combustível (IDLE²), esse gasto de combustível é feito para que a aeronave tenha a velocidade necessária para efetuar o pouso. Como o combustível está sendo gasto a condição operacional é menos eficiente e os poluentes são formados em maior concentração.

O trabalho consiste em quatro partes: As duas primeiras relacionadas aos estudos teóricos da propulsão em motores turbofan de um modo geral, do comportamento das propriedades termodinâmicas em um escoamento compressível, da compreensão dos ciclos

¹ Vórtices: Espécies de redemoinhos que dissipam energia e surgem devido a diferença de pressão em duas regiões próximas.

² Conforme (FERREIRA, 2009) Idle é a fase de rotação mínima para manter a combustão.

termodinâmicos em motores turbofan de fluxos separado e associado, do comportamento fluidodinâmico a partir de bocais de motores turbofan e no procedimento aeroacústico do controle do ruído a partir de propriedades fluidas. Vale salientar que no presente trabalho foi escolhido os bocais de escoamento separado devido possuírem maior aplicabilidade no campo civil. As duas últimas partes, englobam a construção geométrica dos bocais e apresentação de resultados numéricos a partir do software ANSYS Fluent®. Primeiramente, tem-se o desenho dos bocais adequados para as simulações numéricas. Em seguida, foram realizados os seguintes passos: Construção geométrica do domínio computacional para as geometrias 2D, 3D e 3D com Chevrons para os bocais de fluxos separados, geração das suas respectivas malhas e apresentação dos métodos de solução utilizados para apresentar resultados numéricos no ANSYS Fluent®. Os resultados para os escoamentos a partir dos bocais 3D e 3D com Chevrons serão mensurados entre si.

De acordo com (POPE, 2000), a dinâmica dos fluidos computacional, estuda escoamentos complexos industriais no campo da propulsão aeronáutica, nos quais propriedades de difícil modelagem podem ser previstas, como por exemplo: A propriedade do nível de potência acústica, no qual quantifica-se as fontes que emitem ruído em maiores e menores frequências e a modelagem da viscosidade turbulenta, que depende da energia cinética dos vórtices e da taxa de dissipação turbulenta modeladas no mesmo.

1.1 OBJETIVOS GERAIS

O objetivo geral deste trabalho se atém em modelar numericamente a evolução do escoamento a partir de bocais de fluxos separados, avaliando as propriedades termodinâmicas e o mecanismo de controle do ruído de jato. Realizou-se um estudo acerca do ruído de jato a partir de bocais presentes nos motores turbofan de fluxos separados, juntamente com a construção geométrica dos bocais. Neste trabalho foram utilizadas as ferramentas computacionais: CATIA®, ANSYS Design Modeler®, ANSYS Space Claim®, ANSYS Fluent® e MATLAB®.

Os três primeiros adequados para as modificações geométricas dos bocais e geração de domínios fluido computacionais. Os dois últimos ligados aos resultados numéricos pertinentes ao escoamento. Utilizou-se o método padrão de turbulência $k - \varepsilon$ e funções de paredes padrão para realizar as simulações numéricas afim de comparar os resultados com um resultado já existente na literatura.

1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Analisar a teoria relacionada com a modelagem de escoamentos turbulentos internos e mecanismos de controle de ruído de jato a partir de bocais de fluxos separados.

- Modificar uma geometria já existente adequada para modelar o escoamento a partir de bocais de fluxos separados.
- Inserir na geometria modificada Chevrons no plano de saída dos bocais com o auxílio do software CATIA®.
- Gerar volumes computacionais, adequados para simulações numéricas, para as duas geometrias com o auxílio do ANSYS Design Modeler® e ANSYS Space Claim®.
- Gerar malhas para o modelo bidimensional e os modelos tridimensionais a partir do método de volumes finitos.
- Realizar simulações numéricas bidimensionais e tridimensionais para o caso geométrico de bocais simples, com o auxílio do ANSYS Fluent®.
- Realizar simulação numérica tridimensional para o caso geométrico do bocal com Chevrons usando o ANSYS Fluent®.
- Realizar a plotagem de gráficos dos resultados no software MATLAB®, a partir dos dados coletados no ANSYS Fluent®.
- Comparar os resultados do modelo bidimensional para diferentes razões de velocidade com a literatura.
- Comparar os resultados do modelo tridimensional de bocais simples com o modelo tridimensional com Chevrons.

1.3 METODOLOGIA

O presente trabalho será desenvolvido em duas etapas: a pesquisa e a realização de análises numéricas bidimensionais e tridimensionais, afim de modelar a evolução do escoamento a partir de bocais de fluxos separados. Neste trabalho dois tipos de bocais foram estudados: bocal simples e bocal com Chevrons. Utilizou-se uma geometria já existente como referência para posteriores comparações dos resultados numéricos. A partir dos valores fornecidos foram calculados os fluxos de massa primário e secundário, e as temperaturas totais na entrada dos bocais.

No CATIA® foram criadas superfícies para aplicação das condições de contorno de entrada de fluxos frio e quente, conforme mostrado na Fig.(13). Ainda no CATIA®, estruturas Chevrons com as seguintes medidas mostradas na Fig.(14), foram inseridas no plano de saída dos bocais.

A partir dos bocais construídos, foram criados com o auxílio do ANSYS Design Modeler® e ANSYS SpaceClaim® volumes computacionais bidimensionais e tridimensionais, importantes para a posterior análise no ANSYS Fluent®. Em seguida, foram

construídas as malhas bidimensionais e tridimensionais, utilizando o método dos volumes finitos. Este método tem como principal finalidade discretizar domínios complexos em pequenos volumes de controle, nos quais são aplicadas as equações de energia e momento para resolução do problema.

Ainda no Meshing do ANSYS® foram aplicadas as condições de contorno para o problema de escoamentos internos em bocais de fluxo separado a ser resolvido com o auxílio do CFD. Se tratando de escoamentos fluidos complexos, o método CFD é importante pois prevê o comportamento de propriedades fluidas difíceis de serem modeladas.

As condições para a modelagem do escoamento foram as seguintes: fluido do tipo gás ideal, regime de escoamento permanente, aplicação do método de modelagem de turbulência $k-\varepsilon$ padrão e uso de funções de paredes padrão. O método $k-\varepsilon$ padrão permite a modelagem de duas equações, uma para o k e outra para o ε , tal método foi escolhido por apresentar um custo computacional menos relevante quando comparado aos demais (ANSYS, 2006). Tais métodos e condições foram processadas com o auxílio do ANSYS Fluent®.

Os resultados gráficos fornecidos no ANSYS Fluent® foram plotados com o auxílio do software MATLAB®, para posterior análise do comportamento das propriedades termodinâmicas a partir de simulações bidimensionais de bocais simples utilizando diferentes razões de velocidades. Estas análises foram realizadas para simulações tridimensionais, cujo objetivo se atém em avaliar o comportamento das propriedades a partir de bocais simples e bocais com Chevrons.

1.4 CRONOGRAMA

O cronograma de realização das atividades neste trabalho será explicitado nos ANEXOS Fig.(52).

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Propulsão em Motores Turbofan

De acordo com (FAROKHI, 2014), a propulsão aeronáutica de motores turbofan tem como fundamento o ciclo da turbina a gás, cujo principal objetivo é estritamente baseado na conversão do ar com pouca energia que entra no compressor, em um gás com elevada pressão e temperatura, ou seja, com muita energia termodinâmica concentrada. A energia será por sua vez extraída da turbinas e usada para mover os compressores e o ventilador dando o empuxo necessário para mover a aeronave. Tal estudo é importante para a compreensão de bocais pois as propriedades termodinâmicas ao longo do motor são dependentes umas das outras.

Abaixo, tem-se um esquemático do ciclo brayton, o ciclo usado na turbina a gás:

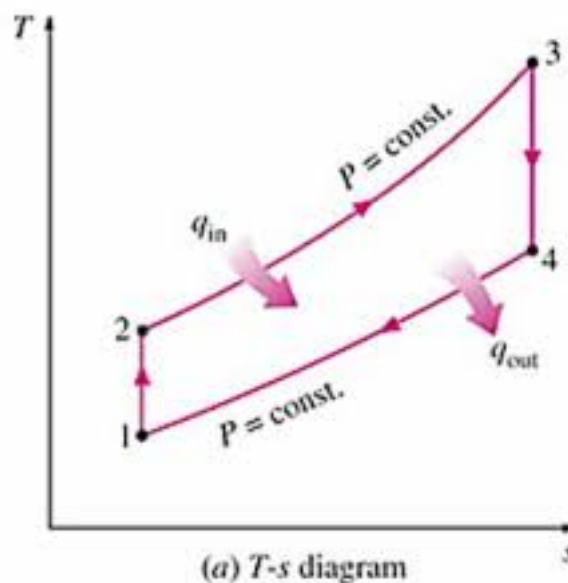


Figura 1 – Ciclo Brayton. Fonte: (ÇENGEL; BOLES, 2003)

De acordo com a Fig.(1), pode-se observar que no ponto 2-3 tem-se a adição de calor e o aumento da energia e a partir do ponto 3 tem-se a saída da câmara de combustão onde ocorre a formação dos produtos de combustão, dando força para a turbina mover o compressor e manter assim a continuidade do ciclo (ÇENGEL; BOLES, 2003). Uma evolução do turbojet, que é um motor que utiliza o ciclo Brayton é o motor turbofan. No turbofan os componentes que formam o motor são: difusores, dois bocais, turbinas, compressores, câmara de combustão e ventilador.

- **Difusores:** a principal finalidade é converter a energia cinética dos gases para ener-

gia térmica interna ao motor, diminuindo assim a velocidade do fluido e aumentando a pressão estática.

- **Bocais:** a principal finalidade é converter energia térmica gerada ao longo do sistema do motor, aumentando-se na câmara de combustão, em energia cinética, dando ao motor o empuxo necessário para mover a aeronave.
- **Compressores:** dispositivos mecânicos com a finalidade de comprimir o ar gradativamente para entrar na câmara de combustão.
- **Câmara de combustão:** dispositivo onde é feita a mistura do ar com o combustível, é nessa que são gerados os produtos de combustão.
- **Turbinas:** são responsáveis por expandir os gases e gerar energia suficiente para mover os compressores e o ventilador aumentando assim a velocidade na saída dos bocais.
- **Ventilador:** dispositivo que recebe o fluxo de massa total elaborado para mover o motor.

O turbofan é uma evolução do turbojet que usa o ventilador para aumentar o fluxo de massa fornecido ao motor. A este respeito, (SAYED, 2008) afirma que:

Os motores turbofan são motores eficientes e silenciosos, apresentando combustão contínua e rotação suave. Nesse tipo de motor o ventilador pressuriza o ar e alimenta-o para trás. A maior parte desse ar circula pelo núcleo do motor e é posteriormente ejetada através de um bico de ventilador (ou frio). O resto passa pelo núcleo do motor, onde é mais ainda comprimido em um compressor e depois misturado com o combustível e inflamado. O fluxo de saída dos gases quentes da combustão passa pela seção da turbina, fazendo girar a turbina quando o mesmo sai pelo motor. A turbina gira o eixo do motor, fazendo o eixo do motor girar o ventilador e o compressor, o ventilador comprime o ar mantendo a continuidade do ciclo.

2.2 Análise de Propriedades Termodinâmicas

Para a caracterização de um escoamento a partir de um bocal é importante definir leis que possam avaliar o escoamento de uma forma molecular, onde distância entre as moléculas são grandes e as forças intermoleculares são desprezíveis, a partir deste conceito pode-se definir a lei dos gases ideais. A lei dos gases ideais é descrita pela equação abaixo, e é útil para encontrar as densidades na entrada e saída dos bocais (ANDERSON, 2007)

$$P = \rho RT \quad (2.1)$$

- Gases termicamente perfeitos: as propriedades como energia interna, entalpia e calores específicos são funções da temperatura, apenas. Para um gás termicamente perfeito tem-se as seguintes equações abaixo:

$$e = e(T) \quad (2.2)$$

$$h = h(T) \quad (2.3)$$

- Gases caloricamente perfeitos: para estes gases a energia interna e entalpia são funções apenas da temperatura, com e e h constantes. A energia interna pode ser definida da seguinte forma de acordo com a hipótese de gases caloricamente perfeitos:

Onde R é a constante universal dos gases.

Quando a temperatura do gás é menor que 1000 K os calores específicos são constantes e o gás é caloricamente perfeito:

$$e = c_v T \quad (2.4)$$

Analogamente, a equação 2.4 tem-se a equação para a entalpia:

$$h = c_p T \quad (2.5)$$

Os calores específicos em relação a pressão e volume específico são relacionados pelas seguintes equações abaixo:

$$c_p - c_v = R \quad (2.6)$$

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} \quad (2.7)$$

Substituindo-se as Eqs.(2.7) em (2.6), têm-se as seguintes equações:

$$c_v = \frac{R}{(\gamma - 1)} \quad (2.8)$$

$$c_p = \frac{\gamma R}{(\gamma - 1)} \quad (2.9)$$

Em sistemas no qual a extração de energia é comum, como por exemplo, os motores, é de suma importância a definição dos conceitos de energia interna e entalpia. A energia interna é a soma de todas as energias das moléculas do gás, definida anteriormente como e . A entalpia é definida como a soma da energia interna e o produto da pressão com o volume específico do gás. De acordo com (HILL; PETERSON, 1992), a equação que define a entalpia é dada abaixo:

$$h = e + pv \quad (2.10)$$

O principal objetivo para a modelagem de um objeto é a análise de desempenho do mesmo, e estas análises são expressas por quantidades totais, tais como: temperaturas totais, entalpias totais. Essas quantidades totais definem o estado chamado de estado de estagnação, em que o fluido é levado ao repouso isentropicamente (HILL; PETERSON, 1992). Assumindo a definição de um gás caloricamente perfeito, tem-se abaixo a equação que define a entalpia de estagnação, que é composta de uma parte estática h e dinâmica $\frac{u^2}{2}$, tal equação é importante pois através dela pode-se encontrar temperaturas e pressões totais:

$$h_0 = h + \frac{u^2}{2} \quad (2.11)$$

Para a definição de escoamentos subsônicos a partir de bocais é conveniente definir as propriedades termodinâmicas, com a finalidade de entender os processos que ocorrem em um elemento fluido avaliado. Para um elemento fluido, faz-se necessário as definições de sistema e volume de controle, afim de entender sistemas mais complexos a serem estudados.

O sistema de elementos fluido-mecânicos é o motor que está sendo analisado, pois consiste no aglomerado de dispositivos cuja finalidade é retirar, ou adicionar, energia para um fluido de trabalho. O sistema é considerado um conjunto de matéria de identidade fixa.

O volume de controle é uma região definida no espaço no qual o escoamento do fluido ocorre, ou seja, uma região de volume fixo e massa variável. Um volume de controle é uma região de forma e tamanhos constantes que é fixada no espaço em relação ao observador (HILL; PETERSON, 1992). Com as definições de sistema e volume de controle, pode-se definir a 1ª lei da termodinâmica:

$$\delta w + \delta q = de \quad (2.12)$$

A primeira lei da termodinâmica expressa que a energia não pode ser criada e nem destruída, apenas transformada em outras formas de energia. Para avaliar o com-

portamento das propriedades termodinâmicas ao longo de um objeto devem ser definidos estados. Para determinação de um estado devem existir duas propriedades bem definidas ao longo do ciclo. Quando se adiciona calor ao sistema, ocorre a variação das propriedades, como por exemplo: se a energia interna das partículas aumenta, a temperatura dos gases também aumentará.

(ANDERSON, 2007) afirma que "de é um diferencial exato e seu valor depende apenas dos seus estados final e inicial, em contraste δw e δq dependem dos processos ao passar dos estados inicial ao final". A partir deste conceito são definidos os processos:

- Processo adiabático: processo no qual não existem trocas de calor, ou seja $\delta q = 0$;
- Processo reversível: processos que não ocorrem fenômenos dissipativos³;
- Processo isentrópico: processo reversível e adiabático.

Com o aumento da energia interna das moléculas, ocorre um aumento da desordem do sistema, sendo pertinente a definição do termo entropia e conseqüentemente a 2ª lei da termodinâmica. A segunda lei da termodinâmica é definida como:

$$dS = \frac{\delta q}{T} + dS_{irreversibilidades} \quad (2.13)$$

A entropia define a direção correta de um processo (ANDERSON, 2007), para um escoamento reversível e adiabático, comum em bocais convergentes, o termo $dS_{irreversibilidades} = 0$. Substituindo-se o termo nas equações (2.13) e (2.12), tem-se as seguintes equações abaixo:

$$TdS = dh - vdp \quad (2.14)$$

$$TdS = de + pdv \quad (2.15)$$

Assumindo as relações para um gás caloricamente perfeito, ou seja, $dh = c_p dT$ e $de = c_v dT$, têm-se as seguintes equações:

$$s_2 - s_1 = c_p \ln \left(\frac{T_2}{T_1} \right) - R \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \quad (2.16)$$

$$s_2 - s_1 = c_v \ln \left(\frac{T_2}{T_1} \right) - R \ln \left(\frac{v_2}{v_1} \right) \quad (2.17)$$

Com $dS = 0$ e $dS_{irreversibilidades} = 0$, têm-se um processo reversível e adiabático, denominado escoamento isentrópico. Definido pela relação abaixo:

³ A este respeito (ANDERSON, 2007), assevera que: fenômenos onde efeitos de viscosidade, condutividade térmica e difusão de massa são ausentes.

$$\left(\frac{p_2}{p_1}\right) = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.18)$$

A partir da Eq. (2.18) são definidas as pressões de entrada e saída dos bocais.

Para compreensão da propulsão do escoamento nos bocais, algumas variáveis termodinâmicas devem ser definidas, levando em consideração que o escoamento é compressível, ou seja, a densidade varia ao longo do caminho do escoamento. Segundo (ANDERSON, 2007) "o escoamento é denominado compressível se o número de Mach for quantificado $M > 0.3$ ".

- A velocidade do som é definida como:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.19)$$

Na equação (2.19), nota-se que a velocidade do som está apenas em função da temperatura, sendo, portanto, aplicada a um gás caloricamente perfeito.

- Número de Mach (M): Número que expressa a razão entre a velocidade do escoamento e a velocidade do som. A partir deste pode classificar o tipo de escoamento.

$$M = \frac{u}{a} \quad (2.20)$$

A seguir tem-se uma figura que expressa a variação da densidade com o Número de MACH:

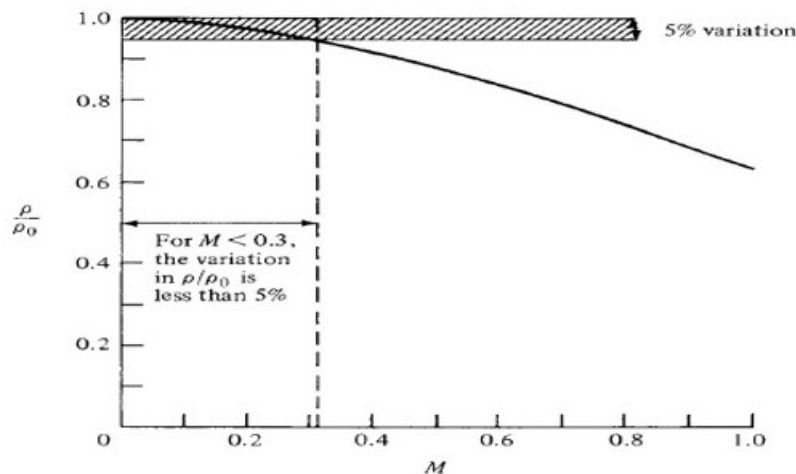


Figura 2 – Variação isentrópica da densidade com o Número de MACH. Fonte: (ANDERSON, 2007)

A partir da Fig.(2) acima observa-se que para um número de Mach ($M < 0.3$) a variação da densidade se comporta em uma variação menor que 5%, estando nesse intervalo compreendidos os escoamentos incompressíveis, na qual a densidade do escoamento

não varia. Já para um Número de Mach $M > 0.3$ ocorrem mudanças na velocidade do escoamento, variando assim a densidade do escoamento e sendo, portanto, o escoamento classificado como compressível. Este estudo é importante por caracterizar o escoamento a partir dos bocais.

2.2.1 Propulsão de Escoamentos Separados

Para a análise de propulsores do tipo turbofan de fluxos separados, deve ser levado em consideração a análise termodinâmica em cada dispositivo presente no motor. Nos motores turbofan com fluxos separados, os escoamentos frio e quente são expandidos em bocais separados e o empuxo tem como componentes as duas velocidades de exaustão. A seguir será mostrada uma representação simplificada dos dispositivos no motor:

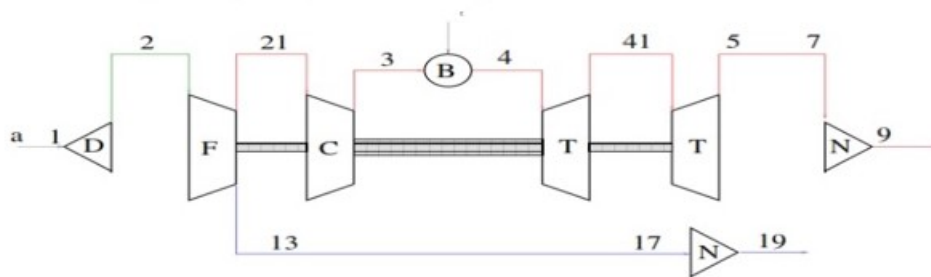


Figura 3 – Esquemático do motor turbofan com fluxos separados. Fonte: (RAIANO, 2015)

Um importante conceito para a análise da performance em motores turbofan é a razão de desvios, que é definida como a razão entre os fluxos de massa secundário em relação ao fluxo de massa primário. Tal relação é dada a seguir:

$$BPR = \frac{\dot{m}_{a2}}{\dot{m}_{a1}} \quad (2.21)$$

Vale salientar que o fluxo de massa que passa pelo ventilador é correspondente ao fluxo de massa total, correspondendo à soma dos fluxos primário e secundário, relacionado pela equação abaixo:

$$\dot{m}_a = \dot{m}_{a2} + \dot{m}_{a1} \quad (2.22)$$

Como o ventilador possui vários estágios de compressão, ele é responsável por todo o fluxo de massa, fluxo esse expresso na Eq. (2.22). Na saída do ventilador os fluxos seguem caminhos diferentes. De acordo com a Fig. (3) a linha verde corresponde ao caminho do fluxo de massa total, presente na entrada do ventilador; a linha vermelha corresponde ao caminho do fluxo primário; e a linha azul corresponde ao fluxo secundário.

Pela Eq. (2.21), pode-se observar que o fluxo de massa secundário é o produto do fluxo de massa primário e a razão de desvio. Baseando-se na Fig.(4), podem ser analisadas as relações entre os dispositivos que compõem o motor, a fim de modelar, a partir destas condições, os bocais convergentes. Para a análise de propriedades termodinâmicas, têm-se as seguintes relações:

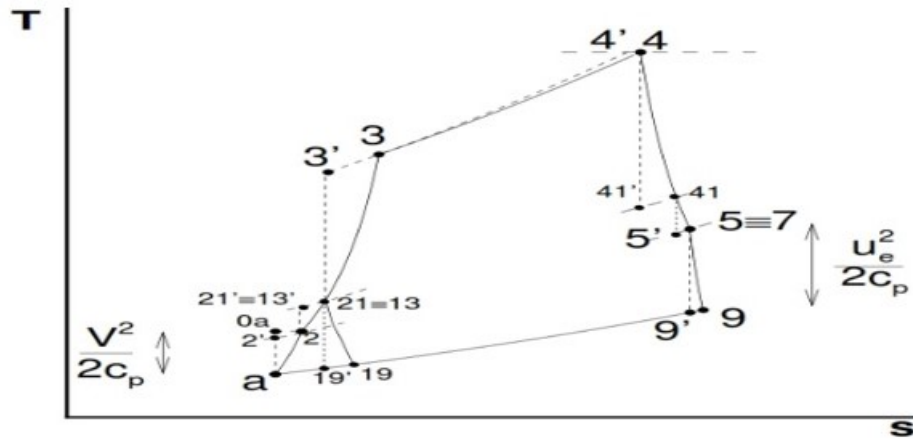


Figura 4 – Ciclo termodinâmico do motor turbofan de escoamentos separados. Fonte: (RAIANO, 2015)

- De acordo com (RAIANO, 2015) tem-se a Estação 0-1: Nesta estação são definidas pressão e temperatura ambientes, em relação a altitude do motor. E estas pressões e temperaturas são iguais as temperaturas de entrada no difusor. Abaixo têm-se as relações:

$$p_a = p_1 \tag{2.23}$$

$$T_a = T_1 \tag{2.24}$$

Sendo os valores de pressão e temperatura dependentes da altitude.

- De acordo com (RAIANO, 2015) tem-se a Estação 1-2: Estação no qual está inserido o difusor, valendo o efeito gás dinâmico para definir as propriedades. Como visto anteriormente, a finalidade do difusor é diminuir a velocidade do escoamento e transformar energia cinética em energia térmica, valendo-se a conservação de entalpia total que será mostrada nas Eqs. (2.25) e (2.26):

$$h_{t1} = h_{t2} \tag{2.25}$$

$$T_1 + \frac{u_1^2}{2c_p} = T_2 + \frac{u_2^2}{2c_p} \quad (2.26)$$

Considerando-se que a energia do fluxo de saída do difusor é muito baixa, pode-se encontrar a temperatura real pela Eq.(2.27):

$$T_2 = T_1 + \frac{u_1^2}{2c_p} \quad (2.27)$$

Para a definição de pressões na saída do difusor, podem ser utilizados dois conceitos:

- Relações de pressão ε_d :

$$\varepsilon_d = \frac{p_{02}}{p_{01}} \quad (2.28)$$

A partir da Eq. (2.28) corresponde a uma desaceleração isentrópica, a pressão estática na saída do difusor é coincidente com a pressão total p_{02} . A pressão p_{0a} é encontrada a partir de relações isentrópicas, sendo posteriormente encontrada a pressão p_2 .

- Eficiência adiabática do difusor: correspondente a proporção de energia cinética do fluxo na região de entrada do difusor suficiente para alcançar a pressão na região de saída. Tal eficiência é uma proporção dos trabalhos ideais e reais. A partir deste conceito, pode-se definir a seguinte equação:

$$\eta_d = \frac{T_{2'} - T_1}{T_2 - T_1} \quad (2.29)$$

A partir da Eq. (2.29) e sendo encontrada a temperatura T_2 real pode-se encontrar temperatura ideal $T_{2'}$, e juntamente com as relações isentrópicas pode ser definida a pressão na saída do difusor:

$$\left(\frac{p_2}{p_1}\right) = \left(\frac{T_{2'}}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.30)$$

Os processos ideais apresentam entropia constante, não tendo perdas. Em processos reais existem as perdas, que significam um aumento da desordem do sistema, sendo a entropia não mais constante.

- De acordo com (RAIANO, 2015) tem-se as Estações 21 e 13: estações de saída do ventilador e separação dos fluxos primário e secundário. Nesta estação vale a seguinte relação de razões de pressão no ventilador, para encontrar a pressão no estado 21, que também são iguais as relações isentrópicas para definir a temperatura ideal $T_{21'}$:

$$\pi_f = \frac{p_{21}}{p_2} = \left(\frac{T_{21'}}{T_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.31)$$

Da mesma forma que foi calculada a eficiência adiabática do difusor, tem-se a eficiência do ventilador descrita pela Eq. (2.32):

$$\eta_f = \frac{T_{21'} - T_2}{T_{21} - T_2} \quad (2.32)$$

Neste caso a temperatura real pode ser encontrada substituindo-se a Eq. (2.31) na Eq. (2.32):

$$T_{21} = T_2 \left(1 + \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} \right) \quad (2.33)$$

- De acordo com (RAIANO, 2015) tem-se a Estação 3: através desta estação está compreendido o compressor de alta pressão, que analogamente ao ventilador, utiliza as mesmas relações para encontrar a temperatura, cuja pressão é definida a partir da relação de compressão:

$$\pi_c = \frac{p_3}{p_2} = \left(\frac{T_{3'}}{T_{21}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.34)$$

Semelhante a Eq. (2.32), tem-se a Eq. (2.35):

$$\eta_c = \frac{T_{3'} - T_2}{T_3 - T_{21}} \quad (2.35)$$

Substituindo-se a Eq. (2.34) na Eq. (2.35), tem-se a temperatura real na saída do compressor:

$$T_3 = T_{21} \left(1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_c} \right) \quad (2.36)$$

- De acordo com (RAIANO, 2015) tem-se a Estação 4: estação no qual está compreendida a câmara de combustão. Nesta região ocorre a adição de combustível ao motor, e os produtos de combustão são gerados na saída para aumentar a energia e temperatura do mesmo. Nesta estação é pertinente definir a relação de combustível/ar:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{a_1}} \quad (2.37)$$

Utilizando-se do balanço de energia antes e depois da câmara de combustão, tem-se a Eq.(2.42):

$$\dot{m}_{a_1}h_3 + \dot{m}_fh_f + \dot{Q} = (\dot{m}_{a_1} + \dot{m}_f)h_4 \quad (2.38)$$

A partir da Eq.(2.42), observa-se que o calor adicionado durante a combustão depende diretamente de \dot{m}_f , da capacidade calorífica do combustível e da eficiência de combustão η_b , sendo escrito da seguinte forma:

$$\dot{Q} = \dot{m}_f\eta_b Q_f \quad (2.39)$$

Sendo $\dot{m}_f \ll \dot{m}_{a_1}$ tem-se:

$$f = \frac{c_p(T_4 - T_3)}{Q_f\eta_b} \quad (2.40)$$

A eficiência de combustão η_b representa a eficiência de combustão incompleta, onde o c_p não é constante. O c_p varia, pois, a câmara de combustão apresenta um grande nível de agitação molecular devido as altas temperaturas, aumentando a energia interna e conseqüentemente a entalpia, sendo o c_p uma função da temperatura.

A temperatura T_4 é definida como temperatura máxima obtida na câmara de combustão, geralmente servindo de parâmetro dado no problema a ser analisado. A pressão no combustor é calculada da seguinte forma (já que a pressão não é constante, tendo perdas):

$$\eta_{pb} = \frac{p_4}{p_3} \quad (2.41)$$

- De acordo com (RAIANO, 2015) tem-se a Estação 4-1: Nesta estação está inserida a turbina de alta pressão, cuja principal finalidade é fornecer energia para o compressor, dando o trabalho de eixo necessário para mover o compressor. Para análise de propriedades deve ser usado o balanço de potência, expresso na Eq. (2.42):

$$\eta_{mt}(\dot{m}_{a_1} + \dot{m}_f)c_p(T_4 - T_{41}) = \frac{1}{\eta_{mc}}\dot{m}_{a_1}c_p(T_3 - T_{21}) \quad (2.42)$$

Na equação (2.42) foi introduzida a eficiência mecânica η_{mc} , que corresponde ao equilíbrio entre a compressão de alta pressão e a alta pressão da turbina. A partir desta relação pode-se encontrar a temperatura real T_{41} na saída da turbina de alta pressão.

Para encontrar a temperatura ideal na saída da turbina de alta pressão, utiliza-se a eficiência adiabática da turbina, que é uma relação entre os processos reais sobre os processos ideais. Tal eficiência é mostrada na Eq.(2.43):

$$\eta_t = \frac{T_{41} - T_4}{T_{41'} - T_4} \quad (2.43)$$

Para encontrar a pressão na saída da turbina usa-se a Eq. (2.43) e as relações isentrópicas, sendo a pressão dada pela Eq. (2.44):

$$p_{41} = p_4 \left(1 - \frac{(1 - \frac{T_{41}}{T_4})}{\eta_t} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.44)$$

- De acordo com (RAIANO, 2015) tem-se a Estação 5: Compreende a turbina de baixa pressão e de forma semelhante a turbina de alta pressão, a potência fornecida à turbina com baixa pressão deve ser igual a solicitada pelo ventilador, podendo-se escrever a seguinte relação:

$$\eta_{mt}(\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f)c_p(T_{41} - T_5) = \frac{1}{\eta_{mf}}(\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2})c_p(T_{21} - T_2) \quad (2.45)$$

As pressões e temperaturas são encontradas da mesma forma da turbina de alta pressão. Como os motores turbofan de fluxos separados não tem câmara misturadora, as regiões 5 que correspondem a saída da turbina de baixa pressão é igual a região 7 de entrada do bocal quente.

Por último, tem-se a conversão de energia térmica em energia cinética pelo bocal convergente para gerar empuxo e mover a aeronave. Logo, são válidas as relações de conservação de entalpia para bocais adaptados:

$$c_p T_9 + \frac{u_9^2}{2} = c_p T_7 + \frac{u_7^2}{2} \quad (2.46)$$

Considerando-se a velocidade na saída da turbina de baixa pressão aproximadamente igual a zero, pode-se calcular a velocidade na saída dos gases do bocal de fluxo quente:

$$u_9 = \sqrt{2c_p(T_7 - T_9)} \quad (2.47)$$

Para o bocal de fluxo frio, tem-se as mesmas relações presentes no bocal de gases quentes. Considera-se para tal estudo os bocais como sendo adaptados, nos quais a pressão é expandida a pressão ambiente. O empuxo, que é a força exercida pelos motores turbofan com fluxos separados pode ser calculado da seguinte forma:

$$F = \dot{m}_{a1}(u_9 - V_0) + \dot{m}_{a2}(u_{19} - V_0) \quad (2.48)$$

Este estudo termodinâmico é importante, pois fornece as velocidades de saída dos bocais quente e frio. E a partir destas velocidades, e juntamente com o cálculo da densidade pela Eq. (2.1) ter condições para desenhar a geometria dos bocais. Outro parâmetro importante é o fluxo de massa, pois nos diz o quanto de massa de ar passa pelos bocais.

2.2.2 Propulsão de Escoamentos Associados

A análise de motores turbofan com escoamentos associados, que diferentemente de motores turbofan com escoamentos separados, tem como objetivo misturar em uma câmara os escoamentos frio e quente em seguida expandi-los em um bocal convergente para gerar velocidade e consequentemente empuxo. A este respeito, (RAIANO, 2015) afirma que:

No motor turbofan com fluxo associados, o fluxo frio comprimido no ventilador é misturado com o fluxo quente que se afasta da turbina. Em um dispositivo chamado de câmara misturadora os escoamentos frio e quente podem ser misturados no mesmo bocal, estando os dois fluxos com a mesma pressão estática antes de entrar na câmara de combustão.

Na Fig.(5) será mostrado um esquemático referente ao motor turbofan com fluxos associados:

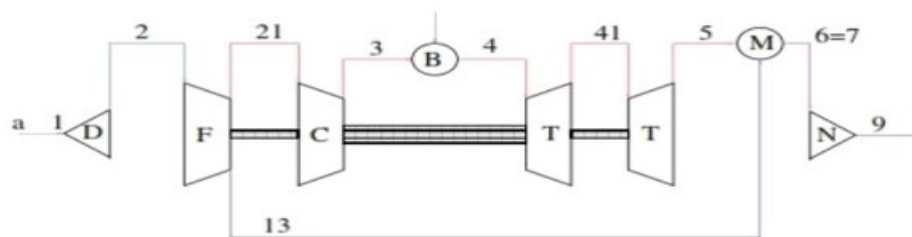


Figura 5 – Esquemático do motor turbofan com fluxos associados. Fonte: (RAIANO, 2015)

A partir da Fig.(5) acima pode-se observar diferenças em relação ao esquemático referente ao motor turbofan com fluxos separados. Na análise do motor de fluxos separados observa-se que os fluxos são expandidos a partir de dois bocais, ao contrário do apresentado na Fig.(6) no qual os fluxos partindo das estações 21 e 13 referentes aos fluxos quente e frio, respectivamente são misturados em um dispositivo M chamado de câmara de mistura. A velocidade dos escoamentos quente e frio deve ser baixa para que haja uma eficiente mistura na câmara M. A partir do embasamento teórico visto anteriormente, tem-se que:

$$p_{13} = p_5 \quad (2.49)$$

A equação 43 nos diz que com a diminuição de velocidade dos fluxos, as quantidades totais podem ser aproximadas das quantidades de estagnação, daí a igualdade entre as pressões. As propriedades termodinâmicas, bem como pressões e temperaturas ao longo do motor são representadas em um ciclo mostrado abaixo:

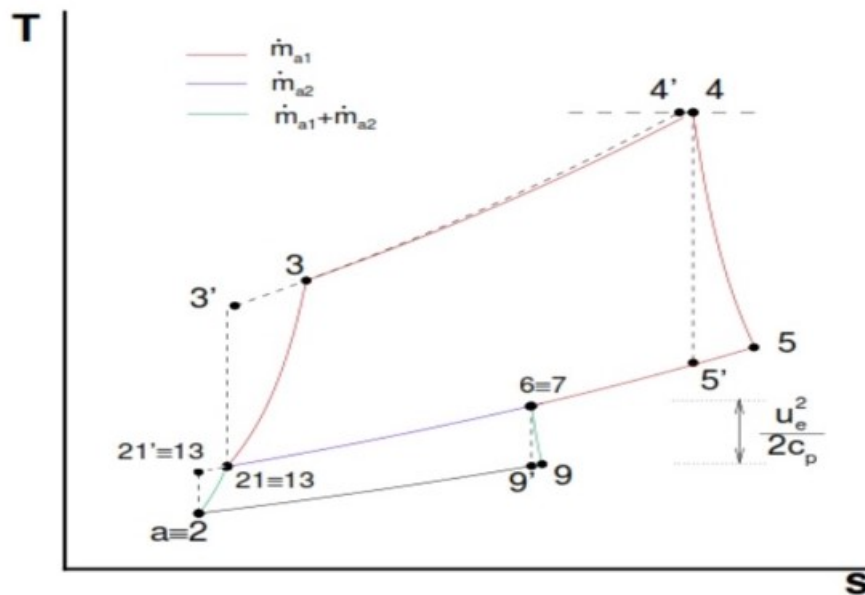


Figura 6 – Ciclo termodinâmico do motor turbofan com escoamentos associados. Fonte: (RAIANO, 2015)

A partir do gráfico acima correlacionando-se com o esquemático apresentado na Fig.(6) vislumbra-se: no ventilador o fluxo de massa é uma junção dos fluxos primário e secundário ($\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}$) representados acima pela linha verde mostrada no gráfico.

No compressor o fluxo de massa está relacionado ao fluxo quente (\dot{m}_{a1}) dentro do motor. Com a adição de combustível na câmara de combustão dispositivos como: turbinas e câmara de combustão apresentam fluxo de massa da seguinte forma: ($\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f$) representados pela linha vermelha mostrada no gráfico.

E por último, tem-se o fluxo de massa na câmara misturadora que engloba os fluxos de massa dos dois escoamentos juntamente com o fluxo de massa do combustível: ($\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2} + \dot{m}_f$). Relações isentrópicas, balanço de energia e balanço de potência são válidas para motores turbofan com escoamentos associados. No gráfico acima tem-se que T_4 é a temperatura máxima na câmara de combustão e u_e é a velocidade de exaustão dos gases pelo bocal.

Para a análise destes motores, é dado um enfoque especial ao novo dispositivo aqui apresentado: câmara misturadora. Neste dispositivo é válido o balanço energético

podendo ser escrito da seguinte forma:

$$(\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f)h_5 + \dot{m}_{a2}h_{13} = (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f + \dot{m}_{a2})h_6 \quad (2.50)$$

Isolando-se h_6 na Eq.(2.50), tem-se a Eq.(2.51):

$$h_6 = \frac{(1 + f)h_5 + BPRh_{13}}{1 + f + BPR} \quad (2.51)$$

Com o valor da entalpia pode-se encontrar a temperatura T_6 dada por:

$$T_6 = \frac{T_5 + BPR T_{13}}{1 + BPR} \quad (2.52)$$

Para os outros dispositivos deve-se fazer uma análise semelhante ao motor turbofan com fluxos separados. Outro valor de interesse para modelagem dos projetos de motores é o cálculo da velocidade de exaustão dado como:

$$u_9 = \sqrt{2T_6 c_p \eta_n \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_6} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2.53)$$

A velocidade acima é encontrada é função da eficiência do bocal dada nos parâmetros do projeto e da temperatura encontrada na equação 46. Assumindo-se $f \ll 1$, o empuxo para motores turbofan com escoamento associados pode ser calculado da seguinte forma:

$$F = \dot{m}_{a1}(1 + BPR)(u_9 - V_0) \quad (2.54)$$

Em motores de respiração a ar, fatores de desempenho e eficiências são importantes parâmetros para entender o comportamento dos motores turbofan. Tais eficiências e parâmetros importantes serão definidos abaixo:

- Eficiência propulsiva: é expressa como uma medida de performance de um sistema de propulsão, que é definida como a razão de potência propulsiva em relação a produção de energia cinética do propelente (HILL; PETERSON, 1992). Com o aumento do fluxo de massa, tem-se um aumento dessa quantidade, tal eficiência é escrita como:

$$\eta_p = \frac{2 \frac{u}{u_e}}{1 + \frac{u}{u_e}} \quad (2.55)$$

- Eficiência térmica: Parâmetro que é definido como a razão entre a energia cinética do fluido de trabalho sobre a taxa de consumo de energia total, energia esta pertinente ao combustível. é definido como o calor de reação do combustível (HILL; PETERSON, 1992). A energia térmica pode ser escrita da seguinte forma:

$$\eta_{th} = \frac{\dot{m}_a[(1+f)(\frac{u_e^2}{2}) - \frac{u^2}{2}]}{\dot{m}_f Q_f} \quad (2.56)$$

- Eficiência Global: produto entre as eficiências propulsiva e térmica. Tal eficiência é escrita da seguinte forma:

$$\eta_o = \eta_p \eta_{th} = 2\eta_{th} \left(\frac{\frac{u}{u_e}}{1 + \frac{u}{u_e}} \right) \quad (2.57)$$

- Consumo específico de combustível(TSFC): este parâmetro representa a razão entre o fluxo de massa do combustível em relação ao empuxo do motor. Quanto maior a eficiência menor o TSFC, tal parâmetro é descrito pela seguinte Eq.(2.58):

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} [Kg/KN.s] \quad (2.58)$$

- Impulso específico: é expresso como a relação entre a quantidade de impulso gerado por unidade de peso do propelente. Para este parâmetro quanto maior o seu valor melhor o desempenho do motor, sendo escrito como:

$$I_{sp} = \frac{I_t}{g_0 \dot{m}} [s] \quad (2.59)$$

Para motores turbofan de fluxos associado e separado, os parâmetros definidos acima podem ser escritos pelas equações expressas na tabela abaixo:

Tabela 1 – Parâmetros de desempenho para motores turbofan de fluxos separado e associado, respectivamente. Fonte: (Elaboração Própria,2017)

Motores turbofan com fluxos separados	Motores turbofan com fluxos associados
$\eta_{th} = \frac{[(1+f)u_9^2 - V_0^2] + BPR(u_{19}^2 - V_0^2)}{2fQ_f}$	$\eta_{th} = \frac{(1+BPR)(u_9^2 - V_0^2)}{2fQ_f}$
$\eta_p = \frac{2V_0[(1+f)u_9 - V_0] + BPR(u_{19} - V_0)}{[(1+f)u_9^2 - V_0^2] + BPR(u_{19}^2 - V_0^2)}$	$\eta_p = \frac{2V_0}{u_9 + V_0}$
$\eta_o = \frac{V_0[(1+f)u_9 - V_0] + BPR(u_{19} - V_0)}{fQ_f}$	$\eta_o = \frac{V_0(1+BPR)(u_{19} - V_0)}{fQ_f}$
$TSFC = \frac{f}{[(1+f)u_9 - V_0] + BPR(u_{19} - V_0)}$	$TSFC = \frac{f}{(1+BPR)(u_9 - V_0)}$

A partir da Tab.(1) é possível notar que as nas expressões de desempenho relacionadas aos fluxos separados estão inseridas duas velocidades, aos quais são velocidades de exaustão pertinentes aos dois bocais convergentes. Já nas expressões de desempenho dos motores turbofan com fluxos associados é possível notar que se tem apenas uma velocidade de exaustão, pertinente a um bocal convergente.

3 EVOLUÇÃO DO RASTRO

3.1 FUNCIONAMENTO GERAL DOS BOCAIS CONVERGENTES

Nesta parte será dado ênfase ao fluxo a partir de bocais de escoamentos separados. Os bocais convergentes são dispositivos que ao contrário dos difusores, tem por finalidade a conversão de energia térmica do motor em energia cinética aumentando a velocidade de exaustão dos gases e gerando empuxo. Para os bocais são válidas as relações de conservação de massa, no qual o fluxo de massa na entrada do bocal convergente é igual ao fluxo de massa de saída, ou seja, a massa é conservada (ANDERSON, 2003). Abaixo, tem-se a relação de conservação de massa aplicada a um escoamento compressível:

$$\rho_1 A_1 u_1 = \rho_2 A_2 u_2 \quad (3.1)$$

O índice 1 na equação (3.1) diz respeito ao fluxo de entrada no bocal e o índice 2 diz respeito ao fluxo de saída. Observa-se que as densidades são diferentes em cada estado, o que quer dizer que o escoamento é compressível, mudando-se com o Número de Mach ($M > 0.3$). Com a diminuição da área nos bocais de fluxo subsônico tem-se um aumento da velocidade, tal fato é exposto Eq. (3.2) e Fig. (7):

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{du}{u} \quad (3.2)$$

Para bocais convergentes equações de Bernoulli e da conservação total da entalpia são válidas e podem ser descritas para encontrar propriedades para caracterização do fluido de trabalho. As relações são mostradas a seguir:

$$h_{t1} = h_{t2} \quad (3.3)$$

A Eq. (3.3) pode ser reescrita abaixo considerando o conceito de gases caloricamente perfeito:

$$T_1 + \frac{u_1^2}{2c_p} = T_2 + \frac{u_2^2}{2c_p} \quad (3.4)$$

A partir da Eq. (3.4) encontra-se a velocidade de exaustão na saída dos bocais, a partir das temperaturas. Outra relação importante é a equação de Bernoulli, que relacionam as variáveis de pressão, densidade e velocidade descrita abaixo:

$$P_1 + \frac{\rho_1 u_1^2}{2} = P_2 + \frac{\rho_2 u_2^2}{2} \quad (3.5)$$

Com a Eq. (3.5) e com pressões, densidades e velocidade de saída bem definidas pode-se encontrar a velocidade de entrada dos bocais. A Eq. (3.5) corresponde a pressão total, tendo uma parte estática P_1 e uma parte dinâmica $\frac{\rho_1 u_1^2}{2}$.

Em conformidade com (DEVIPRIYA; KANIMOZHI, 2017) “os bocais convergentes são dispositivos que aceleram os jatos subsônicos, aumentando assim a energia cinética do mesmo”. A Eq. (3.2) determina a forma dos bocais e é a junção das equações da conservação do momento, equação da conservação de massa e relações isentrópicas. Se o fluxo no bocal for inicialmente subsônico a redução da área significa um aumento de velocidade. Como exemplo: inserindo-se um Número de Mach menor que 1 na Eq. (3.2) a parcela diminui enquanto a parcela aumenta.

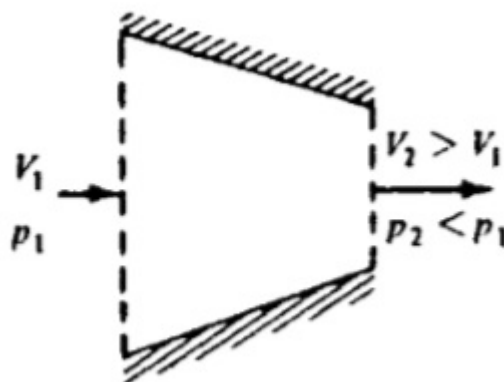


Figura 7 – Comportamento esperado das propriedades em um bocal convergente sobre um escoamento subsônico. Fonte: (ANDERSON, 2007)

A partir da Fig.(7) é possível estimar o comportamento das propriedades no bocal a ser analisado. Vale salientar que estas propriedades podem ter comportamento diferenciado com a adição de propriedades químicas.

3.1.1 Fluidodinâmica de Jatos Subsônicos

A finalidade de modelar um bocal convergente é avaliar o escoamento turbulento a partir do mesmo. O escoamento turbulento consiste em um fluido que escoar através de um bocal convergente e é descarregado em um meio tranquilo contendo o mesmo fluido, sendo muito comum em bocais.

Abaixo, tem-se uma figura que expressa as regiões de evolução do escoamento a partir de bocais coaxiais:

De acordo com a Fig. (8) as regiões da evolução do rastro, podem ser divididas em: região de núcleo potencial, região de desenvolvimento e região de similaridade. Na primeira

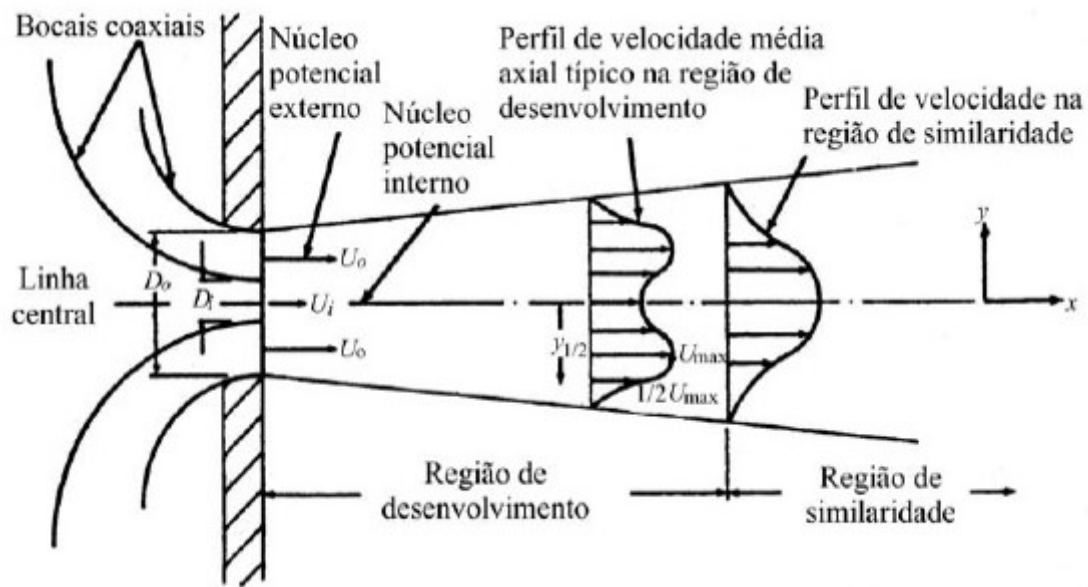


Figura 8 – Desenvolvimento dos jatos a partir dos bocais. Fonte: (LIMA, 2007)

o fluido é liberado a partir de bocais, tendo nesta região a maior velocidade, sendo a sua componente axial constante, ou seja, a velocidade de saída é igual a velocidade da região de núcleo potencial (MAIA, 2015). Quando as camadas de cisalhamento se encontram a partir da linha central dá-se a formação da segunda região.

As linhas de centro representam o crescimento das camadas cisalhantes, e a distância entre o bocal até esta linha é chamada de comprimento da região de núcleo potencial.

A região de transição é a região intermediária entre o término da região de núcleo potencial e o início da região completamente desenvolvida. Após a passagem pela região de transição, o jato atinge a região completamente desenvolvida ou autos similares, onde a velocidade média axial do jato não é mais constante, e essas mudanças de velocidade geram a turbulência.

O escoamento no bocal convergente primário (bocal de fluxo quente), é composto pelo fluxo de massa primário e o fluxo de massa do combustível. Este se encontra na parte interna do motor, diferentemente do bocal de fluxo de massa secundário (bocal de fluxo frio) que está presente na parte externa do motor e é composto do fluxo de massa secundário.

Na Fig.(9) abaixo tem-se uma representação dos fluxos primário e secundário nos bocais do motor:

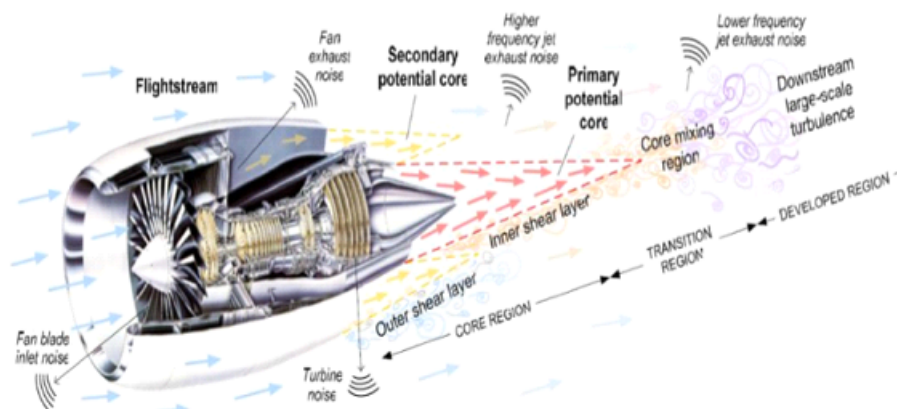


Figura 9 – Fluidodinâmica de Jatos Subsônicos no motor. Fonte: (RAEF; ELZAHABY; KHALIL, 2014)

A partir da Fig. (9) observa-se o escoamento primária na região de núcleo potencial em vermelho, e a região de fluxo secundário em amarelo. Na figura acima também são mostrados os principais componentes do motor a emitirem maior ruído, tais como: ventilador, turbina e bocais. A saída e a interação de altas velocidades dos bocais de fluxos frio e quente geram instabilidades fluido -mecânicas, quantificadas na forma de ruído (KERREBROCH, 1992). A compreensão dos fluxos primário e secundário a partir de bocais são importantes para posteriores estudos da evolução do rastro.

3.1.2 Aeroacústica em Bocais e Jatos Subsônicos

O ruído do jato é uma perturbação que contribui para a poluição sonora, este é gerado a partir da evolução de escoamentos turbulentos, nos quais as propriedades variam e geram instabilidades (ROCHA; MARTIS; SANTOS, 2010). Como visto anteriormente, com a diminuição da velocidade de exaustão dos gases, tem-se a redução da potência do jato, que por sua vez controla o ruído emitido pelos bocais (FAROKHI, 2014). Tal relação é expressa na Eq.(3.6):

$$P_j \propto u_j^8 \quad (3.6)$$

A velocidade do jato mostrada na relação acima está associada a propriedades termodinâmicas que classificam o escoamento, como por exemplo: número de MACH, temperatura e fluxo de massa. A temperatura por sua vez depende da densidade e da pressão do fluido, conforme visto na Eq.(2.1). Outro parâmetro que deve ser observado

com a redução da velocidade do jato é o parâmetro de desempenho η_p , que expressa a relação entre a potência propulsiva e a energia cinética do propelente. Com a redução da velocidade do jato, tem-se a redução da energia cinética das partículas, e como a η_p é inversamente proporcional a velocidade do jato, tem-se seu aumento (FAROKHI, 2014). Outro parâmetro que deve ser levado em consideração para supressão de ruído é a eficiência do ruído de jato, expresso na Eq.(3.7) abaixo:

$$\eta_{jet,noise} \propto \left(\frac{P_e}{P_0}\right) M_{j,0}^5 = \left(\frac{P_e}{P_0}\right) \left(\frac{u_j}{a}\right)^5 \quad (3.7)$$

Na Eq.(3.7) acima P_e corresponde a potência acústica irradiada e P_0 a potência cinética do jato. A partir da Eq.(3.7) compreende-se que quanto maior a velocidade do jato mais eficiente será o ruído (KERREBROCH, 1992). A potência acústica do jato expressa na relação mostrada na Eq.(3.6) é melhor descrita de acordo com :

$$P_j = \frac{2\pi\rho_0 u_e^8 D^2}{a_0^5} \quad (3.8)$$

Onde D é o diâmetro do jato , a_0 é a velocidade do som , u_e é a velocidade de saída do jato.No caso avaliado para bocais de escoamentos separados, existirão dois diâmetros para cada fluxo e duas velocidades. De acordo com (KERREBROCH, 1992), o som é emitido por uma faixa de frequências acústicas, onde $\omega \propto \frac{u_e}{D}$.

O diâmetro do jato na região de mistura é menor quando comparado com o diâmetro do jato totalmente desenvolvido. A partir deste princípio quanto maior a frequência acústica menor será o diâmetro do jato, e maior será a potência do jato na região de mistura. Já para a região de jato totalmente desenvolvido quanto maior o diâmetro menor será a frequência acústica e menor será a potência do jato (KERREBROCH, 1992).

Na Fig.(10) abaixo, tem-se uma análise feita na simulação 2D no Ansys Fluent® acerca da geração de fontes de ruído:

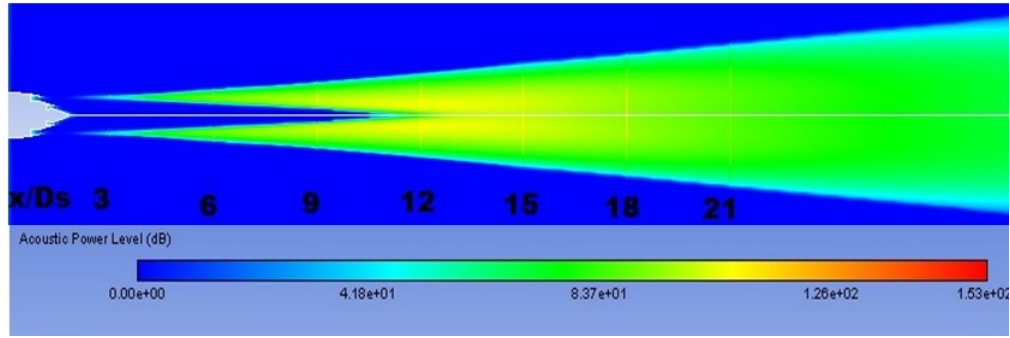


Figura 10 – Nível de Potência Acústica (dB) para uma razão de velocidade de 0.63 a partir de um bocal de fluxos separados. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

A partir da Fig.(10), observa-se que o diâmetro na região de mistura é menor do que o diâmetro na região de jato desenvolvido. A partir do resultado apresentado na Fig.(10), observa-se que a região de mistura em $x = 12Ds$ induz grandes amplitudes, estas são geradas pelo atrito produzido pela diferença de velocidades nesta região, já na região de jato desenvolvido em $x = 21Ds$ são geradas baixas amplitudes. Sendo $\omega \propto \frac{u_e}{D}$, a frequência em Hz é calculada na Eq.(3.9) da seguinte forma:

$$f_r = \frac{\omega}{2\pi} = \frac{u_e}{2\pi D} \quad (3.9)$$

Outro valor importante na análise aeroacústica é o número de Strouhal, que é definido pela Eq.(3.10) abaixo:

$$Sr = \frac{f_r D}{u_e} \quad (3.10)$$

Onde D é o diâmetro de saída do jato, f_r é a frequência de estruturas vorticias definida na Eq.(3.9) e u_e é a velocidade do escoamento. Vale salientar que o número de Strouhal muda ao longo do domínio computacional. (KERREBROCH, 1992) afirma que "em jatos subônicos o número de Sr está entre 0.15 até 0.20". Tal afirmação é comprovada com os cálculos dos valores de frequência na saída dos bocais na Tab.(2):

Tabela 2 – Cálculo das frequências acústicas e números de Strouhal para fluxos frio e quente na condição de operação 3 mostrada na Tab.(3)

Frequências (Hz)	Número de Strouhal
$f_{fluxofrio} = 126.1622$	0.16
$f_{fluxoquente} = 160.091$	0.16

4 CONSTRUÇÃO DAS GEOMETRIAS E MALHAS

4.1 GEOMETRIAS DOS BOCAIS

A geometria construída neste trabalho consiste em um bocal de fluxos separados de escala reduzida semelhante a um motor turbofan de fluxos separados de altas BPR , com a finalidade de avaliar as propriedades fluidas e prever o ruído acústico a partir destes bocais. Utilizou-se esse modelo com escalas reduzidas afim de comparar os resultados com os resultados do autor. Os valores usados para a construção dos bocais serão mostrados na Fig.(11):

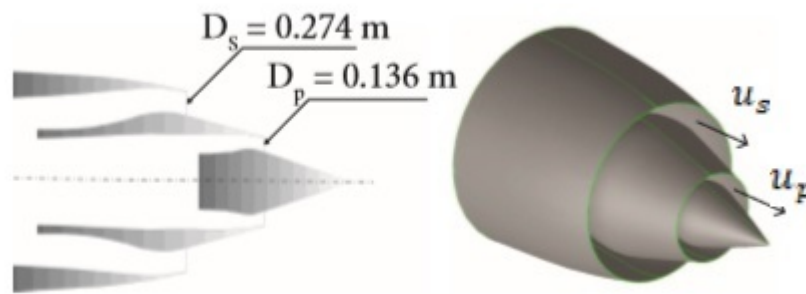


Figura 11 – Medidas fornecidas para a construção dos bocais. Fonte: (ALMEIDA et al., 2014)

Escoamentos internos a partir de bocais coaxiais de fluxos separados são bem complexos de serem analisados, devido o maior número de variáveis a serem consideradas, como por exemplo: relação BPR expressa na Eq.(2.21), relações de temperaturas, razões entre as velocidades do fluxo secundário em relação ao primário, entre outras. Por este fator as geometrias devem ser bem definidas, para posteriores análises no CFD.

Conforme (ALMEIDA et al., 2014) foram fornecidas condições de operações para diferentes razões de velocidade VR , mostradas na tabela abaixo:

Tabela 3 – Condições de operação do bocal de fluxo separado. Fonte: (ALMEIDA et al., 2014)

Condições de Operação	$u_{\text{primário}}(m/s)$	$u_{\text{secundário}}(m/s)$	VR
1	217.2	217.2	1.0
2	217.2	162.9	0.75
3	217.2	136.8	0.63

A partir dos valores fornecidos na Fig.(11) e na Tab.(3), e considerando-se a T_a igual a $T_j = 288.15K$ (temperatura do jato) e a pressão $P_a = 101325Pa$, tem-se os cálculos das propriedades pertinentes ao escoamento:

Tabela 4 – Cálculo dos fluxos de massa primário e secundário para as três condições de operação. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Condições de Operação	$\dot{m}_{a1}(Kg/s)$	$\dot{m}_{a2}(Kg/s)$
1	3.8666	15.6900
2	3.8666	11.7675
3	3.8666	9.8821

Tais dados calculados na Tab.(4) são úteis para configurar as condições de entradas dos bocais frio e quente no ANSYS Fluent®. Sendo a entalpia que chega da turbina muito maior que a energia cinética, assume-se então um $M \approx 0$. Na entrada do bocal frio também pode assumir $M \approx 0$ devido a velocidade ser quase igual a zero na saída do ventilador. Assumindo-se $M = 0$, devido a velocidade ser igual a zero na entrada dos bocais, pode-se calcular a temperatura total do fluxo nos bocais através da Eq.(4.1):

$$T_0 = T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (4.1)$$

A partir da Eq.(4.1) pode-se também configurar as condições de contorno de entrada fria e quente no ANSYS Fluent®, inserindo os valores para temperatura total para escoamentos frio e quente. Assumindo-se $M \approx 0$, a temperatura total pode ser calculada para os dois fluxos, sendo igual a 288.15 K.

Na Fig.(12) tem-se uma comparação do modelo real de bocais de motores turbofan da GE-90 com a geometria construída:

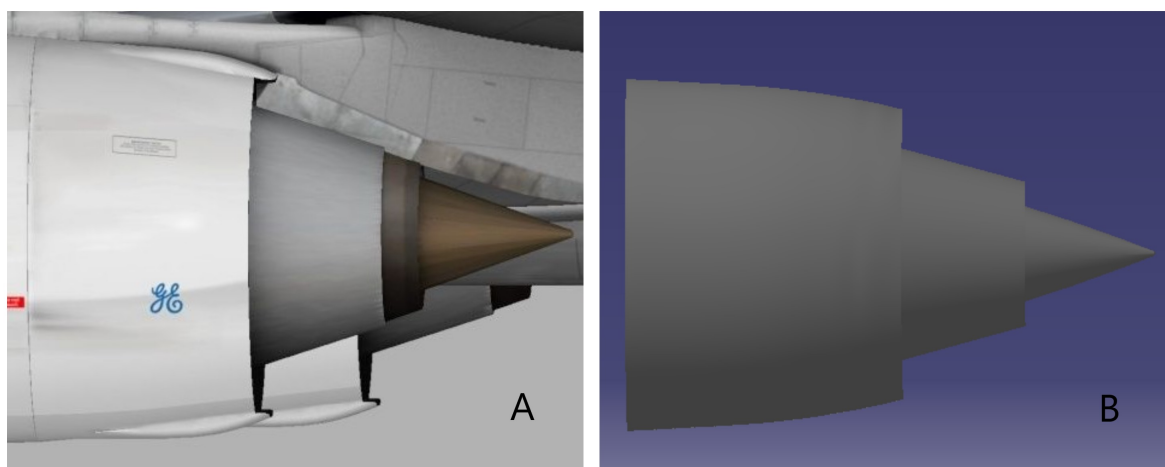


Figura 12 – Comparação entre (A) Bocal de um motor turbofan GE-90 de fluxos separados e (B) Geometria de um bocal de fluxo separado. Fonte: (Grabcad.com) e (ALMEIDA et al., 2014)

A partir da Fig.(12), observa-se bastante semelhança entre o bocal real e o bocal construído co CATIA®. Os CAD's com as medidas dos bocais calculados estão inseridos nos ANEXOS. Para aplicações das condições de contorno de entrada de fluxo de massa secundário e fluxo de massa primário foram realizadas modificações nos bocais para aplicação das mesmas, como apresentado na Fig.(13):

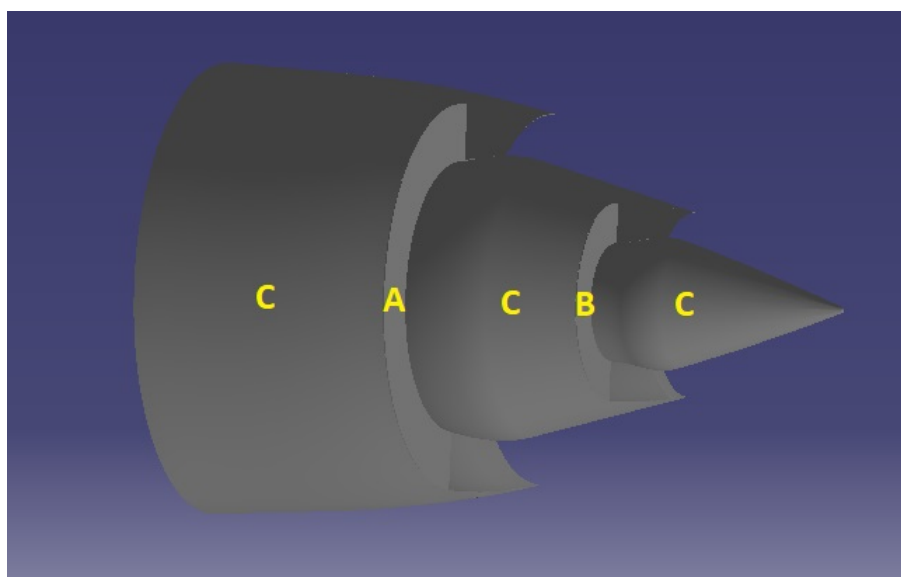


Figura 13 – Modificação Geométrica do Bocal para aplicação das condições de contorno de entrada do escoamentos.(A) Condição de entra de fluxo frio, (B) Condição de entrada do fluxo quente e (C) Paredes. Fonte: Modificada de (ALMEIDA et al., 2014)

4.2 Construção da Geometria dos Bocais com Chevrons

Como visto anteriormente, a finalidade dos bocais Chevrons é de aumentar a mistura do escoamento, aumentando conseqüentemente a turbulência do meio e diminuindo a velocidade. Lóbulos Chevrons, tem a capacidade de controlar o ruído em aeronaves, sendo geralmente apresentados com formato triangular feitos ao longo do plano de saída do bocal convergente, misturando-se igualmente o fluxo.

Para construir os chevrons no plano de saída do bocal apresentado na Fig.(13), foram utilizadas as seguintes medidas apresentadas na Fig.(14):

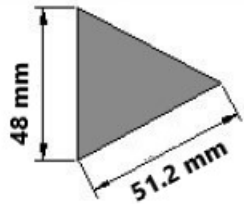
<i>Code</i>	<i>Type of chevron</i>
<i>CH-1</i>	

Figura 14 – Medida dos Chevrons. Fonte: Modificada de: (CRUNTEANU; COJAN, 2013)

Desenhou-se no plano de saída dos bocais os Chevrons, a partir das medidas apresentadas na Fig.(14), depois aplicaram-se as ferramentas: *Pocket* e *Circular Patern* no ambiente *Part Design* do CATIA®. A primeira ferramenta foi empregada para obter cortes na peça e a segunda para replicar os Chevrons em torno do eixo do bocal. O número de Chevrons no bocal de fluxo frio foi 24 e no bocal de fluxo quente foi 12, de acordo com (SAIYED; BRIDGES; MIKKELSEN, 2000). Segundo (CRUNTEANU; COJAN, 2013) "estruturas Chevron são responsáveis por induzir vórtices de forma contínua na camada de cisalhamento levando a uma mistura aumentada". Na Fig.(15), tem-se um comparativo de um bocal Chevrons real com o construído no CATIA®:

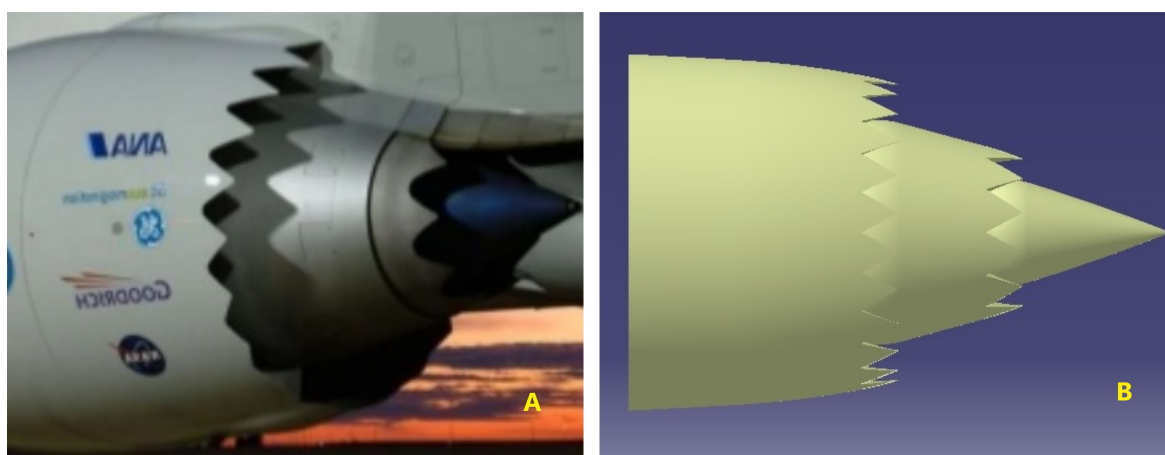


Figura 15 – Comparação entre o bocal real com Chevrons e o bocal construído. (A) Bocal real com Chevrons. Fonte: (MYUNG, 2013), (B) Bocal Construído. Fonte: Modificado de: (ALMEIDA et al., 2014)

4.3 Malha 2D

Para construção da malha bidimensional e posterior realização das simulações numéricas, criou-se um domínio computacional afim de avaliar a evolução do escoamento, conforme apresentado na Fig.(16) a seguir:

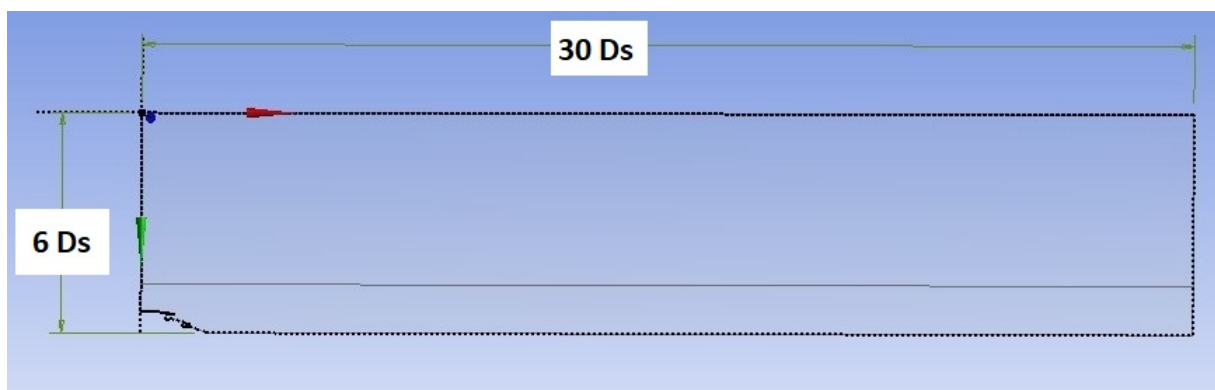


Figura 16 – Criação de um domínio computacional para realização das simulações bidimensionais. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Posteriormente retirou-se o bocal apresentado na Fig.(13) de uma superfície, cujo as medidas foram especificadas na Fig.(16), a partir do uso da ferramenta *Boolean* no Geometry Design Modeler do ANSYS®, no qual a finalidade é subtrair um corpo de outro e criar um volume de controle, primordial para a realização de simulações numéricas no ANSYS FLUENT®. O domínio mostrado na Fig.(16) foi dividido em duas superfícies, estas foram criadas a partir de uma linha em uma das faces da superfície, no qual

subdividiram-se a partir do uso da ferramenta *Face Split* do Geometry Design Modeler do ANSYS®.

Outro passo fundamental para a análise numérica é a construção de malhas geométricas. Malhas são utilizadas para dividir o domínio computacional em domínios menores (células ou elementos). Tais células juntamente com a aplicação das condições de contorno, possuem a informação necessária para resolver problemas fluido-computacionais (CFD).

Nesse contexto, cada elemento possui um número específico de nós, quanto maior o número de elementos, conseqüentemente maior será o número de nós. Os elementos se conectam uns aos outros através dos nós. As malhas são divididas em três grupos, conforme mostrado na Fig.(17):

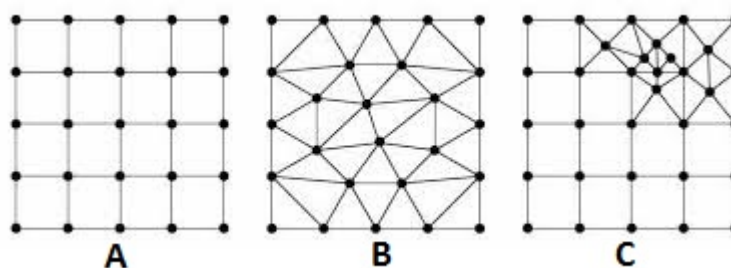


Figura 17 – Representação dos tipos de malhas: (A) Malha estruturada, (B) Malha não-estruturada, (C) Malha híbrida. Fonte: Modificado de (NASCIMENTO, 2009)

A disposição dos elementos dentro da malha influencia o resultado numérico, bem como o tamanho do elemento e formato. Conforme apresentado na Fig.(17), existem três tipos de malhas. Malhas estruturadas, apresentam um padrão de repetição das células bem definido, geralmente formada por quadriláteros, sendo aplicadas em domínios mais simples. Malhas não-estruturadas, geralmente são aplicadas em domínios computacionais robustos, bem como geometrias bidimensionais e tridimensionais complexas (NASCIMENTO, 2009). Por último, tem-se a malha híbrida que engloba uma mistura das malhas mostradas anteriormente. Malhas estruturadas são difíceis de serem feitas quando o domínio apresenta um certo grau de complexidade.

A malha bidimensional foi amplamente dividida em duas partes: Uma região interna de malha fina para capturar os detalhes do escoamento e uma região de campo distante relativamente mais grosseira, a fim de economizar o custo computacional. Uma malha não - estruturada, foi feita utilizando-se células quadradas, na parte mais grosseira configurou-se o tamanho do elemento para 20 mm e na parte mais refinada aplicou-se a ferramenta *Face Sizing*, no qual, reduziu-se o tamanho do elemento para 10 mm.

De acordo com a Tab.(5), tem-se os dados da malha 2D:

Tabela 5 – Número de elementos e nós da malha bidimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Número de elementos	Número de nós
104329	104926

A malha pode ser mostrada na Fig.(18) abaixo:

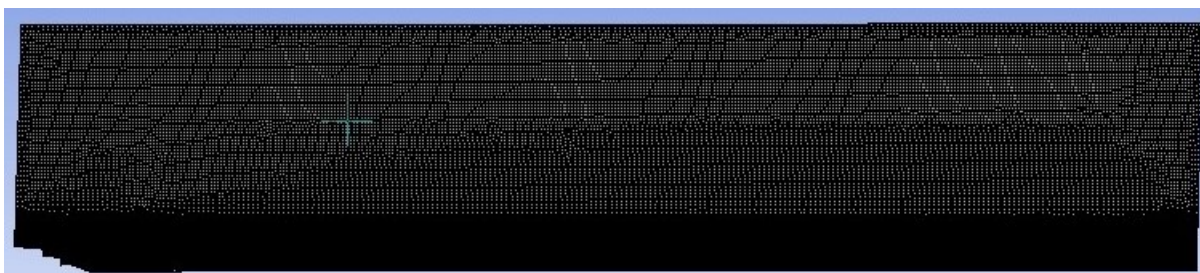


Figura 18 – Malha bidimensional do bocal simples. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Fazendo-se um zoom na malha mostrada na Fig.(18), tem-se a Fig.(19):

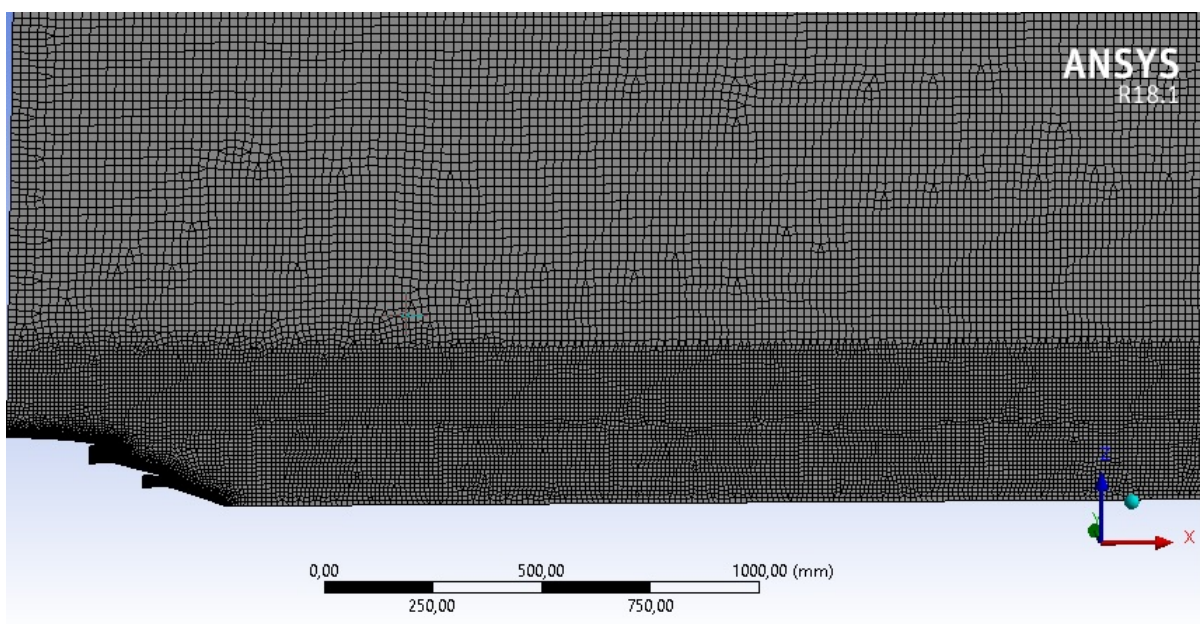


Figura 19 – Ampliação da malha 2D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

De acordo com a Fig.(19), observa-se que a malha é dividida em uma região mais refinada e outra região menos refinada, conforme apresentado anteriormente. Além disso, com o intuito de capturar os detalhes do fluxo nas paredes, foram reduzidos os elementos próximos as mesmas, utilizando-se a ferramenta *Edge Sizing* do ANSYS Meshing®. No problema analisado, outra variável importante é o y^+ . Segundo (POPE, 2000), y^+ é a distância das células em relação a parede do fluido, e pode ser escrito pela Eq.(4.2):

$$y^+ = \frac{u_f \delta}{\nu} \quad (4.2)$$

Onde u_f é a velocidade de atrito, δ é a espessura da camada limite e ν é a viscosidade cinemática do fluido. Na Fig.(20), serão mostradas as paredes do fluido e algumas das condições de contorno utilizadas para a modelagem do problema:

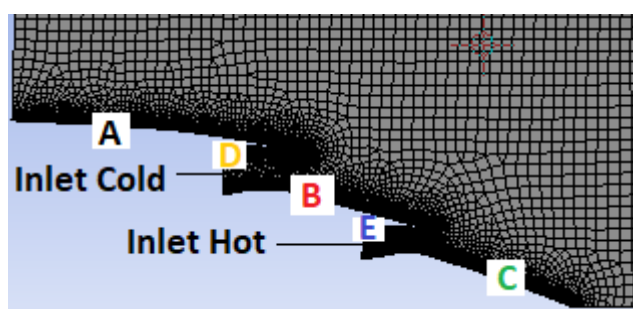


Figura 20 – Paredes e condições de contorno de entrada dos escoamentos quente e frio na malha bidimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Utilizou-se a ferramenta *Edge Sizing* para reduzir o tamanho dos elementos próximos as paredes A, B, C, D e E, mostradas na Fig.(20), com o intuito de avaliar o comportamento do fluido próximo as mesmas. O tamanho dos elementos será mostrado na Tab.(6):

Tabela 6 – Tamanho dos elementos próximos as paredes. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Paredes	A	B	C	D	E
Tamanho do Elemento	0,9 mm	0,1 mm	0,08 mm	0,2 mm	0,09 mm

Entre as paredes A e D, B e E e no final do spike na parede C, estão localizados pontos de estagnação, no qual devem ser divididos em células menores para observar os efeitos do fluido próximo a estes, como por exemplo: Efeito do atrito gerado pela interação entre o fluxo do ambiente e o fluxo frio, efeito do atrito gerado pela interação do fluxo frio com o fluxo quente. Entre as paredes A e D, B e E foram aplicadas 10 divisões, já para o final do spike, em C, foram aplicadas 30 divisões.

4.3.1 Condições de Contorno para o Caso Bidimensional

A partir das Fig.(20) e Fig.(21), serão apresentadas as condições de contorno:

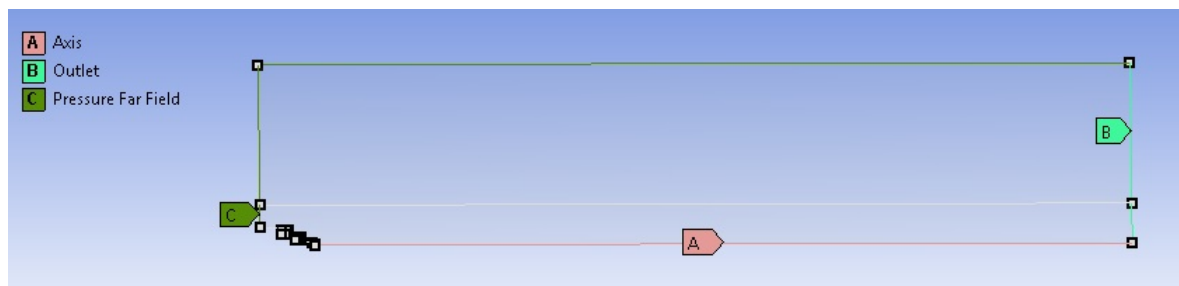


Figura 21 – Condições de Contorno para a análise fluida bidimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

- Inlet Cold: Condição de contorno editada no ANSYS FLUENT® para mass flow inlet, utilizada para escoamentos compressíveis, que determina o fluxo de massa secundário na entrada do bocal de fluxo frio e a temperatura total do fluxo a partir da Eq.(4.1).
- Inlet Hot: Condição de contorno editada no ANSYS FLUENT® para mass flow inlet, utilizada para escoamentos compressíveis, que determina o fluxo de massa primário na entrada do bocal de fluxo quente e a temperatura total no fluxo a partir da Eq.(4.1).
- Axis: Condição de contorno aplicada no eixo de simetria, cujo a finalidade é resolver um sistema com menor número de elementos. O sistema é resolvido pela metade e depois espelhado com a utilização da aba *Viewing - Views* no ANSYS FLUENT®, obtendo-se assim a resolução do problema completo. Vale salientar que essa condição de contorno é aplicada com a finalidade de reduzir o custo computacional.
- Walls: Condição de contorno adicionada as paredes dos bocais.
- Pressure Far field: Condição de contorno que fixa o número de MACH do problema e a altitude considerada no problema em análise.
- Outlet: Condição de contorno que define a temperatura e a pressão de saída do fluxo. Neste caso a pressão a ser definida foi de 101325 Pa, sendo o bocal idealmente expandido.

4.3.2 Metodologia Utilizada para Configurar a Simulação Bidimensional

4.3.2.1 Configurações Gerais

Com a finalidade de obter resultados numéricos no ANSYS FLUENT®, foram realizadas as seguintes configurações gerais, apresentadas na Tab.(7) :

Outro aspecto importante para configurar a simulação, foi a aplicação dos modelos. Utilizou-se nesse estudo os seguintes modelos: Modelo de energia, modelo de viscosidade

Tabela 7 – Configurações gerais utilizadas na simulação 2D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Configurações Gerais
Simulação realizada em regime permanente
Solução baseada na pressão
Velocidade de formulação absoluta
Simulação 2D do tipo axissimétrica

$k - \varepsilon$ padrão com tratamento perto da parede do tipo funções de parede padrão e modelo acústico de fontes de ruído de banda larga. O modelo de energia tem como objetivo acoplar ao sistema as equações da dinâmica dos fluidos, bem como: Equação da continuidade e equações de momento. De acordo com (POPE, 2000), modelos RANS de viscosidade turbulenta são usados para extrair as propriedades médias de escoamentos compressíveis, a partir das equações de Navier-Stokes.

Nesse estudo, aplicou-se o modelo de turbulência $k - \varepsilon$ padrão por apresentar os seguintes aspectos: Menor custo computacional quando comparado aos demais modelos, razoavelmente preciso e comporta submodelos de compressibilidade (ANSYS, 2006). Conforme (ANSYS, 2006), o modelo $k - \varepsilon$ padrão é composto por uma equação para a energia cinética turbulenta k e outra para a taxa de dissipação turbulenta ε , a partir do qual as equações de Navier-Stokes são descritas nas Eq.(4.3) e Eq.(4.4) :

$$\frac{D}{Dt}(\rho k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (4.3)$$

$$\frac{D}{Dt}(\rho \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{\varepsilon_1} \frac{\varepsilon}{k} G_k - \rho C_{\varepsilon_2} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (4.4)$$

Onde G_k na Eq.(4.3) é a taxa de produção de turbulência. Outra medida importante para o escoamento em estudo é a viscosidade turbulenta, definida na Eq.(4.5):

$$\mu_T = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4.5)$$

A partir da Eq.(4.5), observa-se que a partir da modelagem do k e do ε , pode-se encontrar a viscosidade turbulenta. Utilizou-se no problema as seguintes constantes: $C_\mu = 0.09$, $C_{\varepsilon_1} = 1.44$, $C_{\varepsilon_2} = 1.92$, $\sigma_k = 1.0$ e $\sigma_\varepsilon = 1.3$.

Juntamente com o modelo $k - \varepsilon$ foi usado um tratamento das paredes do tipo padrão, no qual o $y^+ \approx 30 - 300$. O valor do y^+ para a simulação bidimensional foi de 60 a 120.

4.3.2.2 Material

O material em análise é o fluido. O tipo de fluido escolhido para tal análise é mostrado na Tab.(8):

Tabela 8 – Tipo e Propriedades do Fluido. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Tipo de Fluido	Propriedades do Fluido
Ar	Gás Ideal

4.3.2.3 Solução

A solução no ANSYS FLUENT® subdivide-se em: Métodos utilizados para a solução, controles da solução e a forma como a solução é inicializada. Os métodos de solução da simulação bidimensional são apresentados na Tab.(9):

Tabela 9 – Métodos de Solução Utilizados na simulação 2D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Esquema de Acoplamento da Pressão-Velocidade:
SIMPLEC
Discretização Espacial:
Gradiente: Célula base de mínimos quadrados
Pressão: Padrão
Densidade: Primeira ordem
Momento: Primeira ordem
Energia Cinética Turbulenta: Primeira ordem
Taxa de Dissipação Turbulenta: Primeira ordem
Energia: Primeira ordem

Os controles da solução baseiam-se em fatores de relaxamento, fatores estes que permitem uma melhor convergência da solução. Tais fatores são apresentados na Tab.(10):

Tabela 10 – Fatores de relaxamento dos controles da solução da simulação 2D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Propriedades	Fatores de Relaxamento
Pressão	0.3
Densidade	1
Forças do corpo	1
Momento	0.7
Energia Cinética Turbulenta	0.8
Taxa de Dissipação Turbulenta	0.8
Viscosidade Turbulenta	0.9
Energia	0.4

Utilizou-se um método de inicialização do tipo padrão, calculado a partir da condição de contorno Inlet Cold, com eixo de referência em relação a zona celular.

4.3.2.4 Critério de Convergência

Parou de simular quando os resíduos de todas as variáveis estavam em 10^{-6} .

4.4 Malha 3D de Bocais Simples

Primeiramente realizou-se uma malha utilizando a condição de periodicidade, mas devido a periodicidade não se adequar bem a uma malha não-estruturada, escolheu-se uma malha simétrica. No caso 3D, criou-se um domínio computacional a partir da revolução das duas superfícies da Fig.(16). Tais revoluções foram possíveis graças ao uso da ferramenta *Pull-Revolver* do ANSYS Space Claim®, nos quais as superfícies foram revolucionadas a 90° em torno do eixo de simetria da Fig.(16) e transformadas em dois volumes. A geometria criada no Space Claim foi exportada para o ANSYS Design Modeler®, nos quais os dois volumes foram transformados em um único volume do tipo fluido, primordial para a análise CFD.

O domínio computacional 3D será mostrado na Fig.(22):

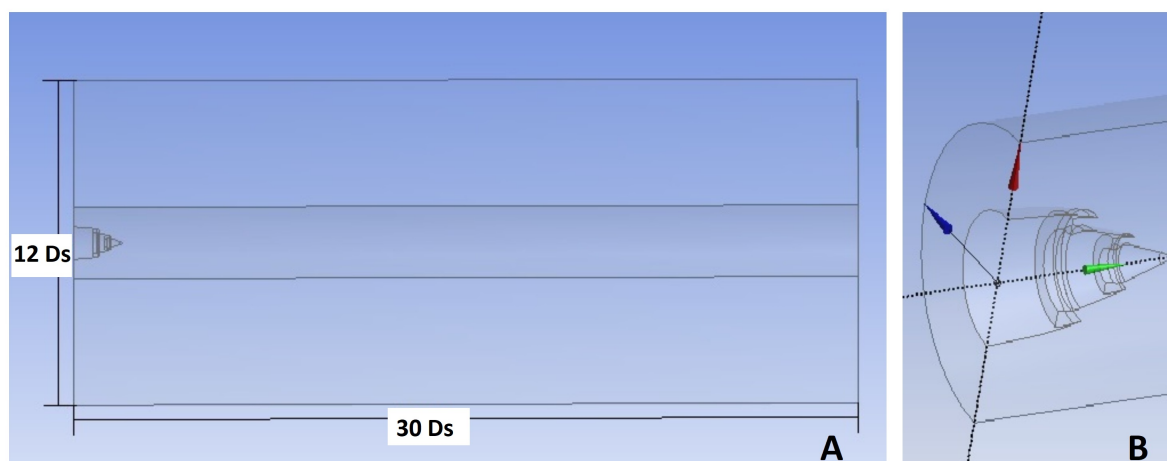


Figura 22 – Domínio Computacional Tridimensional. (A) Medidas do Domínio Computacional, (B) Vista ampliada do domínio computacional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Com a construção do domínio computacional, apresentado na Fig.(22), o próximo passo foi gerar a malha tridimensional. Dividiu-se a malha em dois volumes: Um volume semi-cilíndrico interno próximo aos bocais, afim de observar a evolução do escoamento, e outro volume semi-cilíndrico mais distante com malha relativamente mais grosseira a fim de reduzir o custo computacional. Uma malha não - estruturada foi produzida a partir de células tetraédricas, na malha do volume mais distante ao bocal utilizou-se a ferramenta *Body Sizing* com a finalidade de aumentar os elementos para 50 mm, e na malha do volume mais interno configurou-se o tamanho do elemento para 20 mm. A malha 3D é mostrada na Fig.(23):

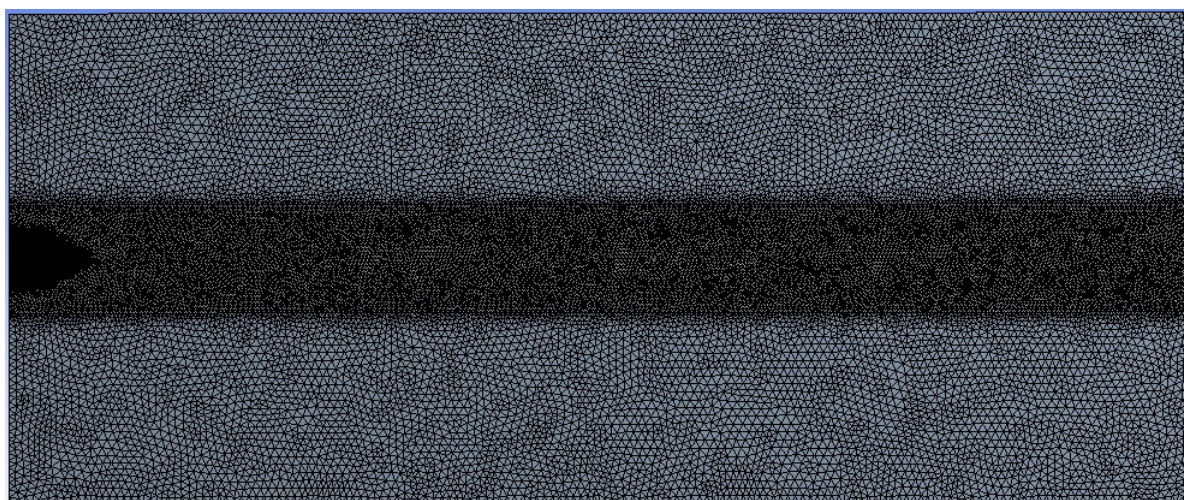


Figura 23 – Malha tridimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

De acordo com a Tab.(11), tem-se os dados da malha 3D:

Tabela 11 – Número de elementos e nós da malha tridimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Numéro de elementos	Numéro de nós
8466581	1539476

Fazendo-se um zoom na malha mostrada na Fig.(23), tem-se a Fig.(24):

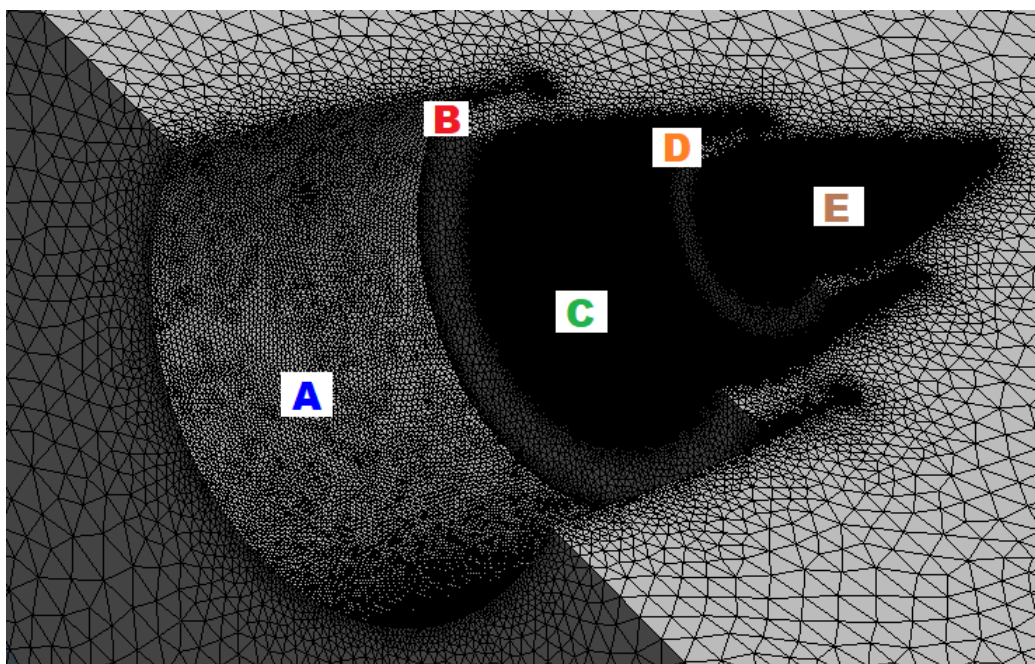


Figura 24 – Ampliação da malha tridimensional. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Para capturar os detalhes do escoamento próximo as paredes do bocal utilizou-se a ferramenta *Face Sizing* do ANSYS Meshing®, cujo a finalidade é reduzir os elementos nas paredes A,B,C,D e E, mostradas na Fig.(24). O tamanho dos elementos serão mensurados na Tab.(12):

Tabela 12 – Tamanho dos elementos próximo as paredes da malha 3D. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Paredes	A	B	C	D	E
Tamanho do elemento	3 mm	2 mm	1.0 mm	0.9 mm	0.8 mm

Entre as paredes A e B, C e D e no final do spike na parede E, estão localizados pontos de estagnação, nos quais o tamanho dos elementos foram reduzidos para 0,5 mm. Na análise numérica tridimensional, o valor do y^+ foi de 70 a 282, estando dentro do intervalo para funções de paredes padrão (ANSYS, 2006).

4.4.1 Condições de Contorno para o Caso Tridimensional Simples

Na Fig.(25) serão apresentadas as condições de contorno para o caso tridimensional:

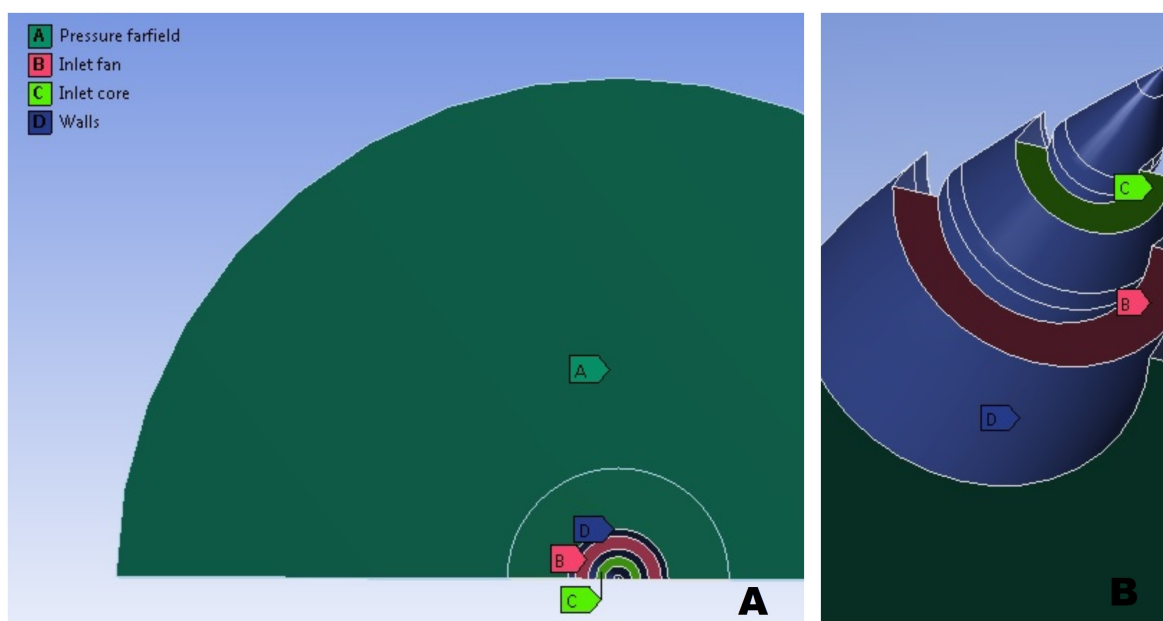


Figura 25 – Condições de contorno do problema tridimensional. (A) Condições de contorno de entrada dos bocais, (B) Vista ampliada das condições de contorno no bocal de fluxos separados. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

As condições de contorno tridimensionais serão discutidas a seguir:

- Inlet fan: Condição de contorno editada no ANSYS Fluent® para mass flow inlet, utilizada para escoamentos compressíveis. Condição esta que determina o fluxo de massa secundário na entrada do bocal de fluxo frio e a temperatura total a partir da Eq.(4.1). Vale salientar que o fluxo de massa secundário foi dividido por dois, devido a aplicação da condição de simetria.
- Inlet core: Condição de contorno editada no ANSYS Fluent® para mass flow inlet, utilizada para escoamentos compressíveis. Condição esta que determina o fluxo de massa primário na entrada do bocal de fluxo quente e a temperatura total a partir da Eq.(4.1). Vale salientar que o fluxo de massa primário foi dividido por dois, devido a aplicação da condição de simetria.
- Walls: Condições de parede do fluido.
- Symmetry: Condição de contorno aplicada a domínios tridimensionais que apresentem simetria, afim de reduzir o custo computacional.
- Outlet e Pressure Far field: condições de contorno configuradas da mesma forma apresentada para o domínio bidimensional.

4.4.2 Metodologia Utilizada para Configurar a Simulação Tridimensional

Para a simulação tridimensional simétrica, aplicaram-se os seguintes modelos e equações: Equações do momento para as três direções (x , y e z), equação da energia, equação da continuidade, modelo de turbulência $k - \varepsilon$ padrão com funções de parede padrão e modelo acústico. Com a aplicação do modelo de turbulência $k - \varepsilon$ padrão são modeladas as escalas de comprimento, tempo e viscosidade turbulenta dos vórtices, pois estas dependem dos valores de k e ε (POPE, 2000). As demais configurações gerais, o material fluido e a solução foram configuradas da mesma forma que o caso bidimensional.

Nesse contexto, o escoamento é analisado dentro e a partir dos bocais, sendo classificado como interno, com um Re maior ou igual a 2300 (ANSYS, 2006).

4.5 Malha 3D de Bocais com Chevrons

No caso tridimensional com Chevrons, criaram-se dois volumes semi-cilíndricos em torno do bocal apresentado na Fig.(15). Retirou-se o bocal do volume mais interno, com o auxílio da ferramenta *Combine - Cutter* do ANSYS Space Claim®, cujo a finalidade é gerar um volume de controle. Em seguida, exportou-se do ANSYS Space Claim® para o ANSYS Design Modeler® a geometria gerada, afim de transformar os dois volumes em um único volume de fluido. O volume de controle será apresentado na Fig.(26):

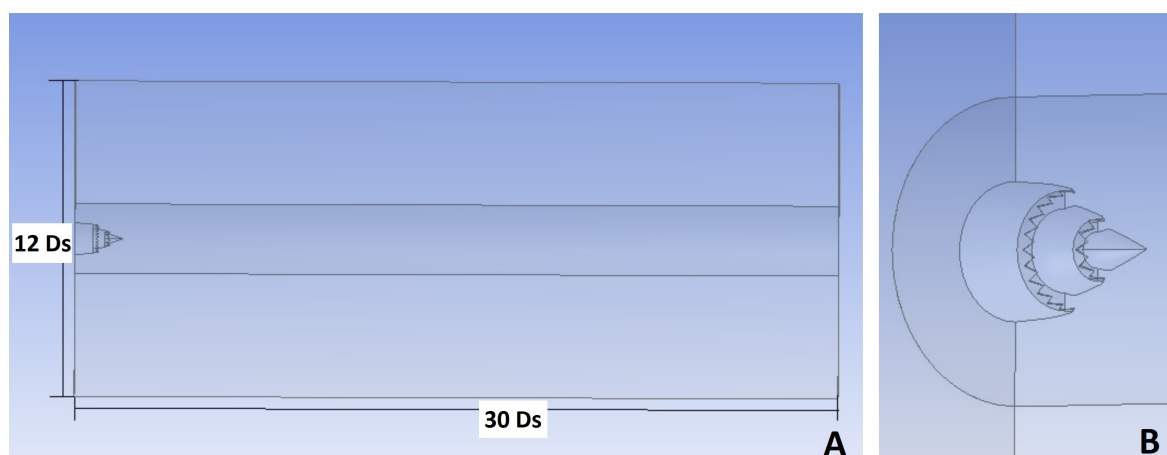


Figura 26 – Domínio Computacional Tridimensional com Chevrons. (A) Medidas do Domínio Computacional, (B) Vista ampliada do domínio computacional com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

A partir da construção do volume de controle apresentado na Fig.(26), criou-se a malha tridimensional com Chevrons. Dividiu-se a malha em dois volumes: um volume semi-cilíndrico elaborado com malha mais fina, cujo tamanho do elemento foi de 20 mm; e um volume com malha mais grosseira cujo tamanho do elemento foi de 50 mm. Neste

problema deve ser dado maior atenção ao refinamento dos Chevrons, afim de observar o comportamento do fluido a partir dos mesmos.

De acordo com a Tab.(13), tem-se os dados estatísticos da malha 3D com Chevrons:

Tabela 13 – Número de elementos e nós da malha tridimensional com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Número de elementos	Número de nós
11281674	2056186

Comparando-se a Tab.(13) com a Tab.(11), tem-se que: o número de elementos aumenta na Tab.(13), devido ao refinamento feito nas paredes dos Chevrons. A seguir, na Fig.(27), serão mostrados os refinamentos feitos nas paredes:

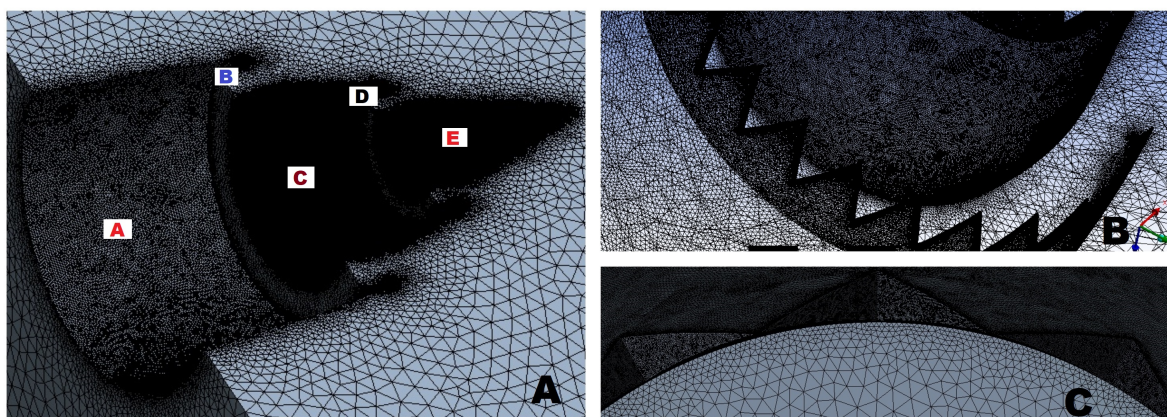


Figura 27 – Malha tridimensional com Chevrons. (A) Refinamentos nas paredes do bocal, (B) Refinamento nos Chevrons, (C) Vista ampliada dos Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Com a finalidade de analisar o fluxo próximo nas paredes dos bocais com Chevrons utilizou-se a ferramenta *Face Sizing*, cujo objetivo é reduzir os elementos nas paredes A,B,C, D e E, mostradas na Fig.(27). O tamanho dos elementos usados nas paredes A,B, C, D, E e nos Chevrons são apresentados na Tab.(14):

Tabela 14 – Tamanho dos elementos próximos as paredes da malha 3D com Chevrons

Paredes	A	B	C	D	E	Chevrons
Tamanho dos Elementos	2.5 mm	1.5 mm	0.9 mm	0.8 mm	0.7 mm	0.3 mm

Na análise numérica da malha tridimensional com Chevrons, o valor do y^+ está na faixa de 72 a 216.

4.5.0.1 Condições de Contorno para o Caso Tridimensional com Chevrons

A partir da Fig.(28), serão apresentadas as condições de contorno para o caso 3D com Chevrons:

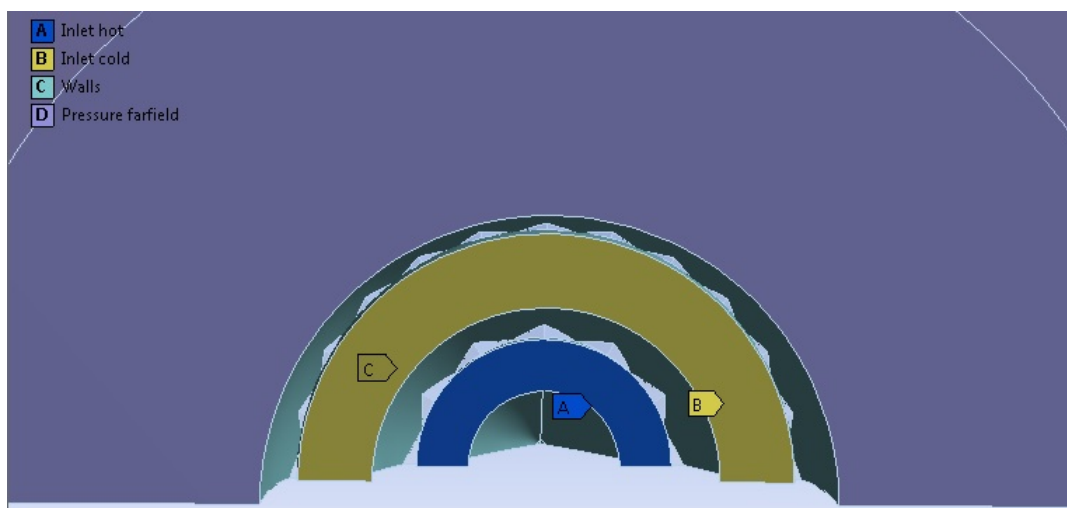


Figura 28 – Condições de contorno do problema tridimensional com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

As condições de contorno para o caso apresentado na Fig.(28) podem ser discutidas da seguinte forma:

- Inlet Cold e Inlet hot: condições de contorno editadas no ANSYS Fluent® para fluxos de massas de entrada secundário e primário, aplicadas da mesma maneira que no caso 3D simples.
- Symmetry, Pressure Farfield e Outlet: condições de contorno aplicadas da mesma maneira do caso 3D simples.
- Walls: condição de contorno aplicada as paredes dos bocais e dos Chevrons.

4.5.0.2 Metodologia Utilizada para Configurar a Simulação Tridimensional com Chevrons

Aplicou-se ao caso tridimensional com Chevrons o método $k - \varepsilon$ acoplado a condição de parede padrão, conforme visto anteriormente para o caso tridimensional simples. Para as configurações gerais, o material fluido e a solução aplicou-se a mesma metodologia mostrada anteriormente para o caso bidimensional e tridimensional simples.

5 APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS E DISCUSSÕES

5.1 Comparações do Fluxo a partir de Bocais 2D para diferentes razões de velocidade com a literatura

Realizaram-se três simulações bidimensionais afim de comparar os resultados obtidos com o estudo feito por (ALMEIDA et al., 2014). Dividiram-se as simulações com as seguintes razões de velocidade: $VR = 0.63$, $VR = 0.75$ e $VR = 1.0$. Definiu-se a razão de velocidade pela Eq.(5.1):

$$VR = \frac{u_s}{u_p} \quad (5.1)$$

Onde u_s é a velocidade de saída do fluxo secundário e u_p é a velocidade de saída do fluxo primário. Observa-se a partir da Eq.(5.1), que a velocidade do fluxo secundário muda com a razão de velocidade.

5.1.1 Resultados da Simulação Bidimensional com $VR = 0.63$

O contorno de velocidade para este caso será apresentado na Fig.(29):

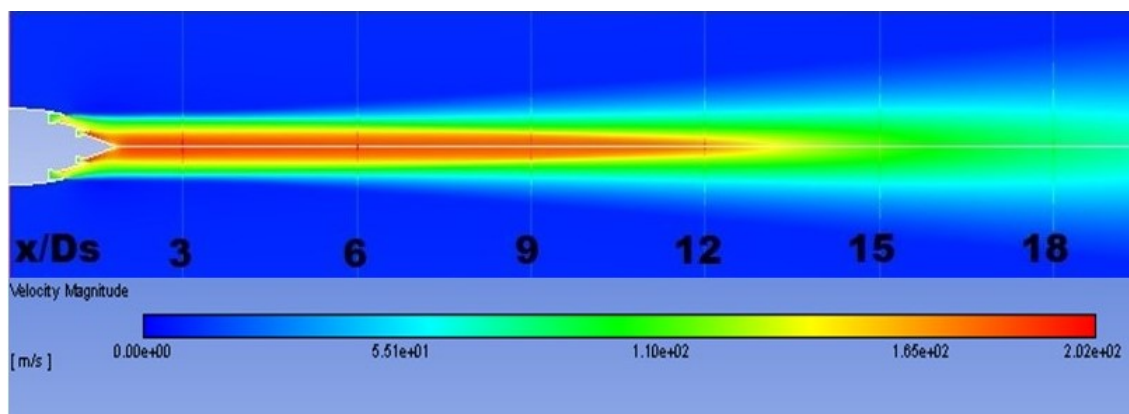


Figura 29 – Evolução do escoamento a partir dos bocais de fluxos separados para razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Observa-se a partir da Fig.(29), que em $x = 12 D_s$ inicia-se a redução da velocidade ao longo do domínio computacional. Esta redução é resultante da instabilidade (ruído) gerada pela interação entre as camadas de cisalhamento do fluxo quente e do fluxo frio, na região de mistura. Como consequência dessa instabilidade, tem-se a dissipação da

energia cinética dos vórtices, que afeta diretamente a velocidade ao longo do domínio computacional (ANSYS, 2006).

Ampliando-se a Fig.(29), tem-se a Fig.(30):

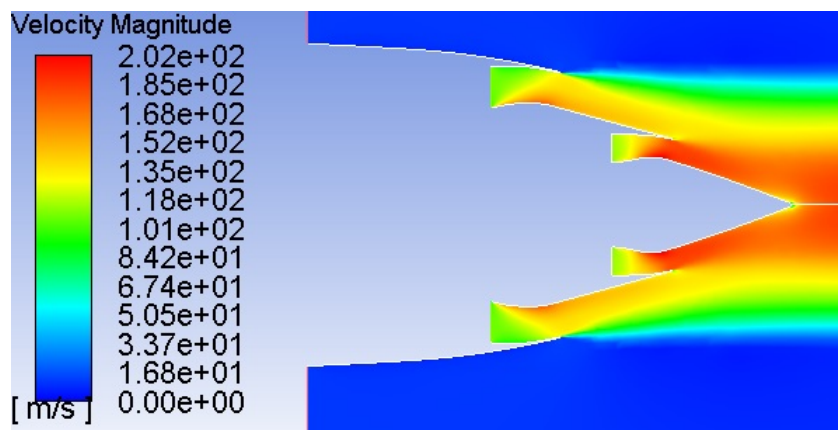


Figura 30 – Ampliação do fluxo nos bocais com razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

De acordo com a Fig.(30), observa-se a evolução do escoamento a partir dos bocais, como esperado pela teoria. Segundo (ANDERSON, 2003), nos bocais as propriedades do fluido se comportam da seguinte forma: O número de MACH aumenta; temperatura, pressão e densidade diminuem, sendo este o comportamento esperado para bocais de escoamento subônico. Outra informação acerca da Fig.(30) é que a velocidade é acelerada ao longo dos bocais de fluxos frio e quente, isso ocorre devido ao aumento da energia cinética das partículas, conforme visto anteriormente.

O contorno de pressão será mostrado na Fig.(31):

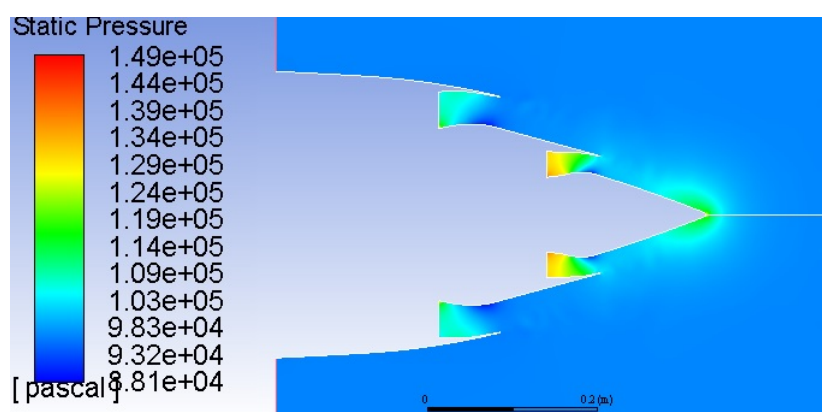


Figura 31 – Contorno de Pressão a partir dos bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

De acordo com a Fig.(31), observa-se que a pressão diminui na saída dos bocais e se expande idealmente para 101325 Pa. Afirma-se que os bocais são do tipo ideais, onde $P_{saída\ do\ bocal} = P_{ambiente}$. Tal afirmação é comprovada a partir do gráfico da Fig.(32):

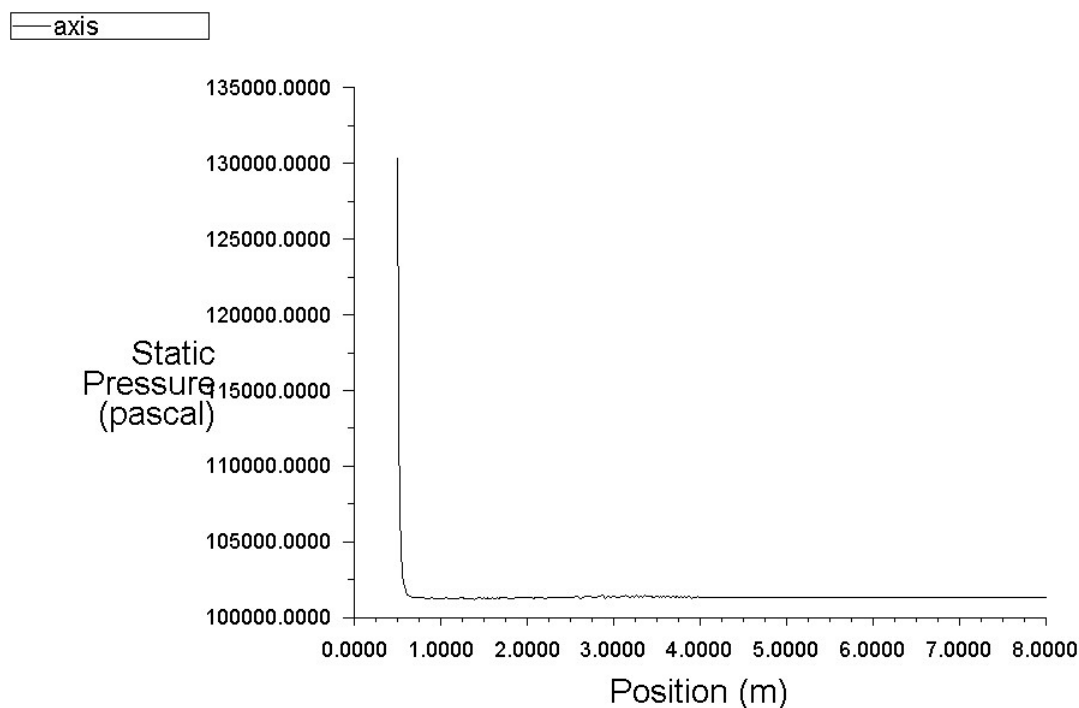


Figura 32 – Gráfico da Pressão versus Posição. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Outro contorno importante para esta análise é o de viscosidade turbulenta, mostrado na Fig.(33):

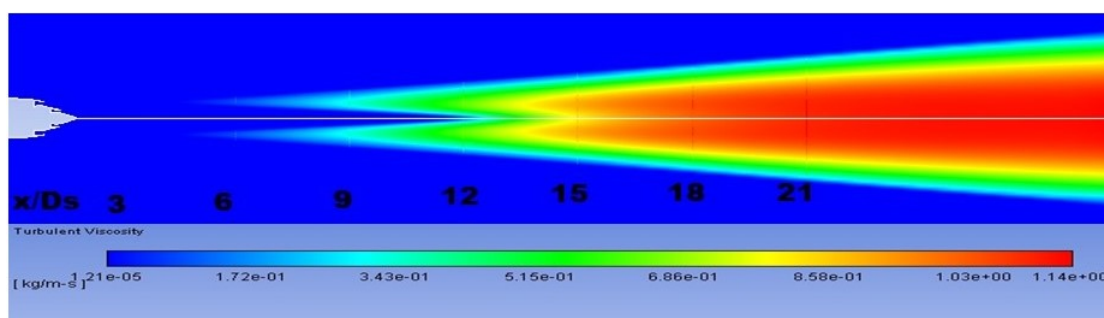


Figura 33 – Contorno de viscosidade turbulenta a partir dos bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

A viscosidade turbulenta para este problema é descrita pela Eq.(4.5). A viscosidade turbulenta é a taxa de transformação de energia cinética em calor em um elemento de fluido, sendo uma propriedade do escoamento (POPE, 2000). Com a interação entre as camadas cisalhantes dos fluxos frio e quente, que acontece em $x = 12D_s$, ocorre a dissipação de energia que por sua vez aumenta a viscosidade ao longo do domínio computacional, o que pode ser observado na Fig.(33).

Os contornos do número de MACH e energia cinética turbulenta foram comparados com o estudo realizado por (ALMEIDA et al., 2014), no qual serão discutidos a seguir:

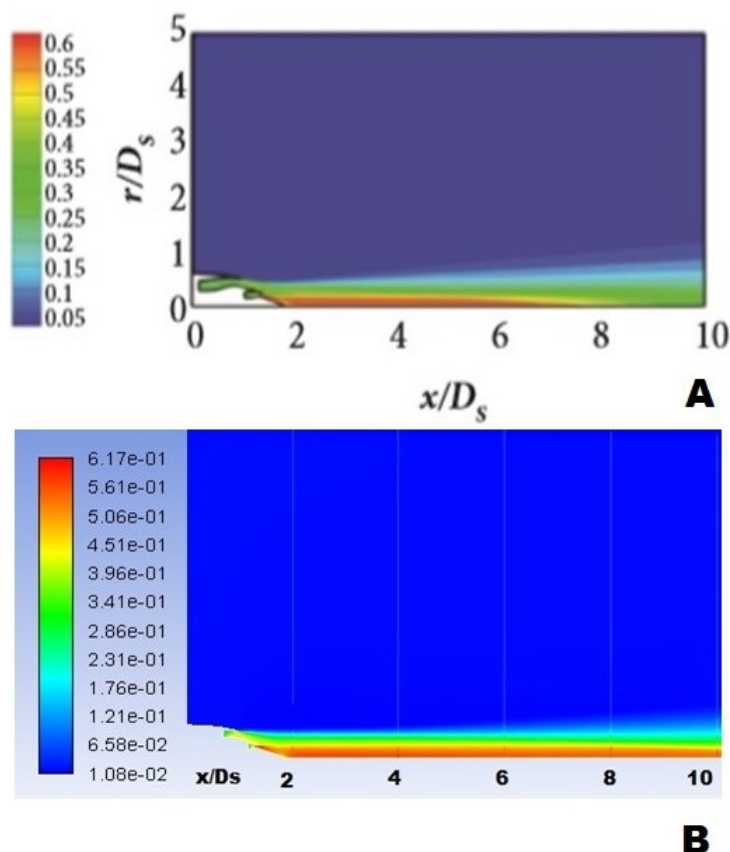


Figura 34 – Comparação dos contornos do número de MACH a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. (A) Resultado do número de MACH do autor. Fonte: Retirado de (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno do número de MACH. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Observa-se bastante semelhança entre os resultados dos contornos apresentados na Fig.(34). No resultado calculado, a região do núcleo pontencial desenvolveu-se até $x = 10 D_s$ enquanto que a do autor foi até $x = 8 D_s$, isso ocorreu devido o autor ter utilizado o método de tratamento perto das paredes dos bocais, onde a espessura da camada limite destas são mais finas quando comparadas com a espessura da camada limite dos bocais gerada pelo método padrão adotado na simulação (ANSYS, 2006). O refinamento utilizado nas paredes dos bocais por (ALMEIDA et al., 2014) gera mais elementos quando comparados com o método adotado para o resultado. Quanto menor a espessura da camada limite menor o y^+ , caso contrário maior o y^+ , que pode ser observado pela Eq.(4.2).

Na Tab.(15), tem-se o erro calculado entre os dados apresentados na Fig.(34)

Tabela 15 – Comparação entre os resultados Teórico e Simulação para o Contorno de MACH em $x = 3 D_s$. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Resultado Teórico MACH	Resultado da Simulação MACH	Erro (%)
0.6	0.617	2.8 %

Os resultados para energia cinética turbulenta são mostrados na Fig.(35) :

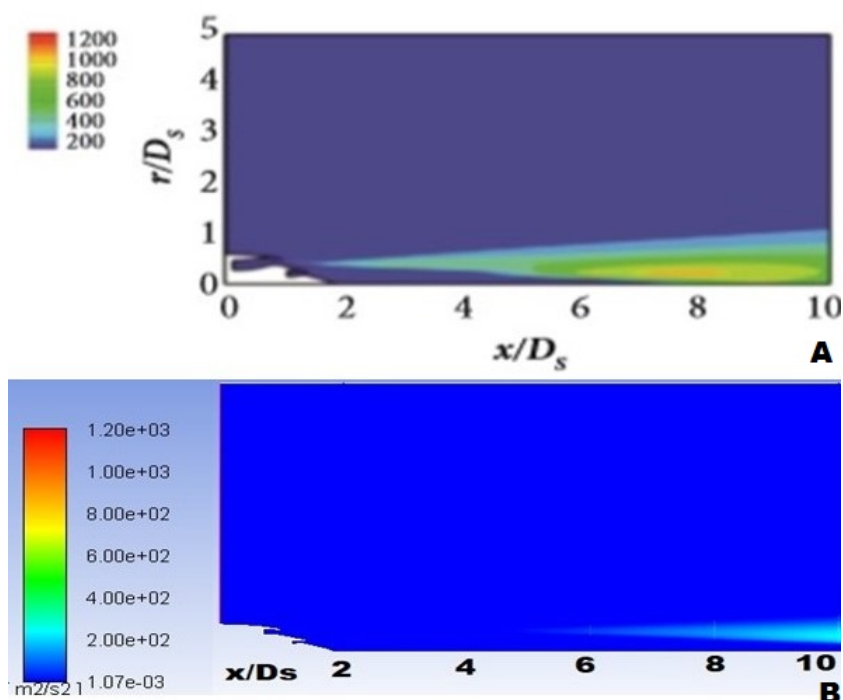


Figura 35 – Comparação dos contornos de energia cinética turbulenta a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. (A) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta do autor. Fonte: Retirado de (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Observa-se a partir do resultado em B da Fig.(35), que a partir de $x = 6 D_s$ a energia cinética turbulenta começa a se desenvolver, esta formada a partir da interação dos fluxos quente e frio na região de mistura. Nos resultados apresentados pelo autor, a máxima energia cinética turbulenta está entre $5 \leq x/D_s \leq 10$. Essas diferenças estão associadas ao método de tratamento utilizado para as paredes dos bocais, mostradas anteriormente para o número de MACH.

Outro contorno importante para esta análise é o de intensidade turbulenta, mostrado na Fig.(36):

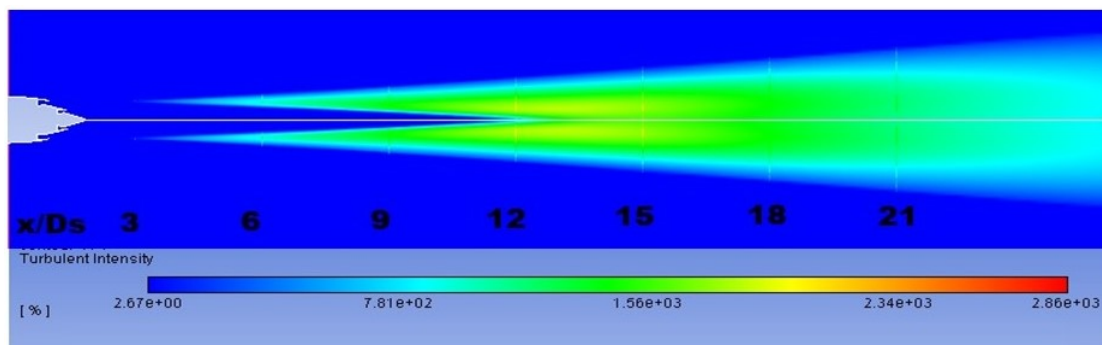


Figura 36 – Contorno de intensidade turbulenta a partir dos bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.63. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Inferre-se a partir da Fig.(36), que a intensidade turbulenta mede o quanto de turbulência tem em uma determinada região no escoamento (POPE, 2000). De acordo com a Fig.(36), tem-se que a intensidade turbulenta em $x = 15 D_s$ é maior quando comparada a $x = 21 D_s$, devido a região $x = 15 D_s$ ter mais energia cinética turbulenta.

5.1.2 Resultados da Simulação Bidimensional com $VR = 0.75$

Realizaram-se dois estudos comparativos para uma razão onde a velocidade do fluxo secundário é 0.75 vezes a velocidade do fluxo primário. Os contornos abordados neste tópico serão mostrados nas Fig.(37) e Fig.(38). No contorno da Fig.(37) observa-se que a região de núcleo potencial se desenvolveu até aproximadamente $x = 10 D_s$, enquanto que nos resultados do autor se desenvolveu até $x = 8 D_s$. O motivo da diferença do desenvolvimento das regiões de núcleo potencial foram abordados no tópico anterior. Em relação ao resultado da energia cinética turbulenta apresentado na Fig.(38) tem-se que a energia cinética é maior em aproximadamente $6 \leq x/D_s \leq 10$, já o do autor vai de $5 \leq x/D_s \leq 10$. Esta diferença é relacionada aos mesmos fatores apresentados para os contornos do número de MACH. Segundo (ALMEIDA et al., 2014), nas regiões de maior energia cinética turbulenta são previstas fontes de ruído.

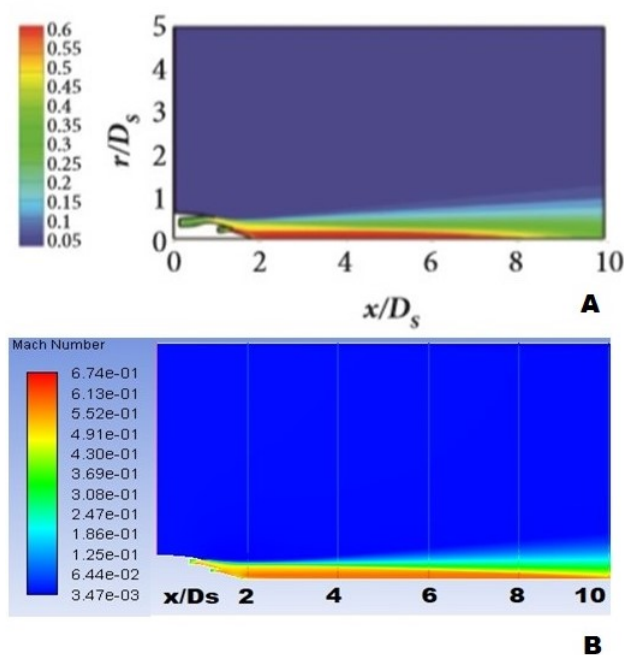


Figura 37 – Comparação dos contornos do número de MACH a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.75. (A) Resultado do número de MACH do autor Fonte: (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno do número de MACH. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

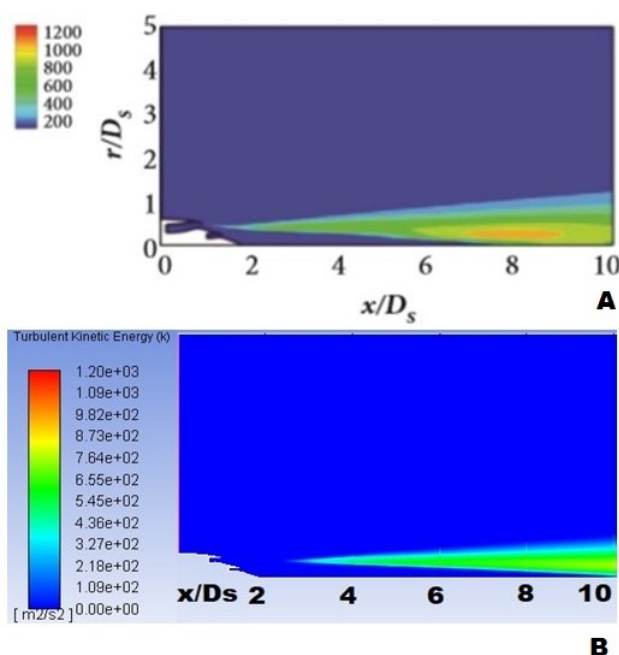


Figura 38 – Comparação dos contornos de energia cinética turbulenta a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 0.75. (A) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

5.1.3 Resultados da Simulação Bidimensional com $VR = 1.0$

Neste item serão abordadas as mesmas comparações discutidas no tópico anterior. Os resultados para o número de MACH e energia cinética turbulenta serão apresentadas nas Fig.(39) e Fig.(40):

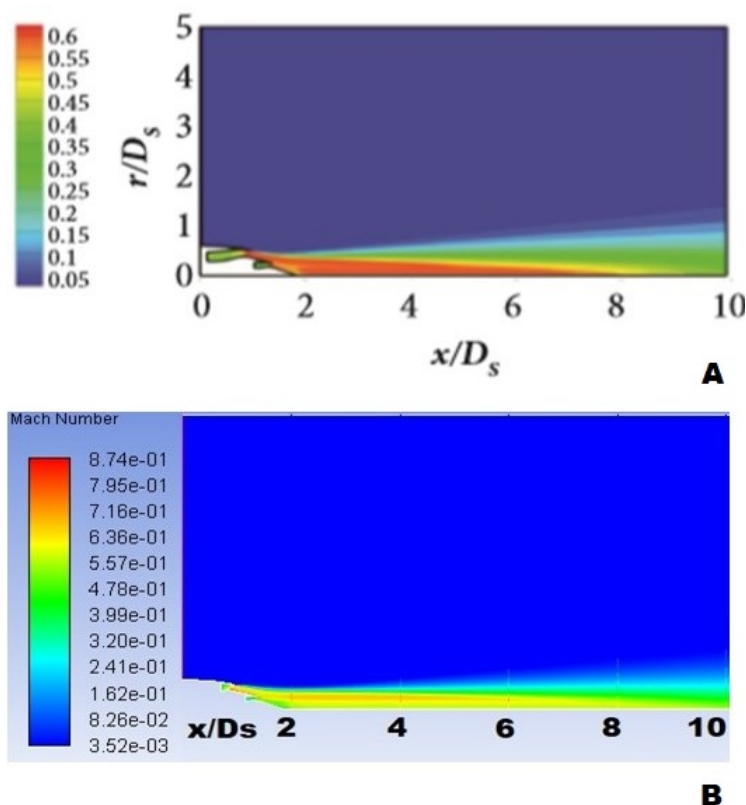


Figura 39 – Comparação dos contornos do número de MACH a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 1.0. (A) Resultado do número de MACH do autor Fonte: (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno do número de MACH. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Inferre-se a partir da Fig.(39) que na simulação realizada pelo autor a região de núcleo potencial se desenvolveu até $x = 8 D_s$, enquanto que nos resultados apresentados em B a região de núcleo potencial se estendeu até $x = 10 D_s$. Essas diferenças da região de núcleo potencial foram explicadas anteriormente para as outras duas razões de velocidade. Observa-se também a partir da Fig.(39) que a legenda vermelha nos dados do autor equivale a legenda amarela dos resultados calculados, sendo assim tem-se a Tab.(16), que mostra o erro entre os dados calculados e a literatura:

Tabela 16 – Comparação entre os resultados Teórico e Simulação para o Contorno de MACH com $VR = 1.0$. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Resultado Teórico MACH	Resultado da Simulação MACH	Erro (%)
0.6	0.620	3.33 %

Em relação as Fig.(34), Fig.(37) e Fig.(39) tem-se que, ao passo que a razão de velocidade diminui, a região de fluxo quente se aproxima da origem, o que ocorre também para os resultados do autor. Outro ponto relevante a ser observado a partir das Fig.(35), Fig.(38) e Fig.(40) é que quando o valor de velocidade secundária se aproxima do valor da velocidade primária, a energia dos fluxos se soma, o que causa um aumento da energia cinética turbulenta.

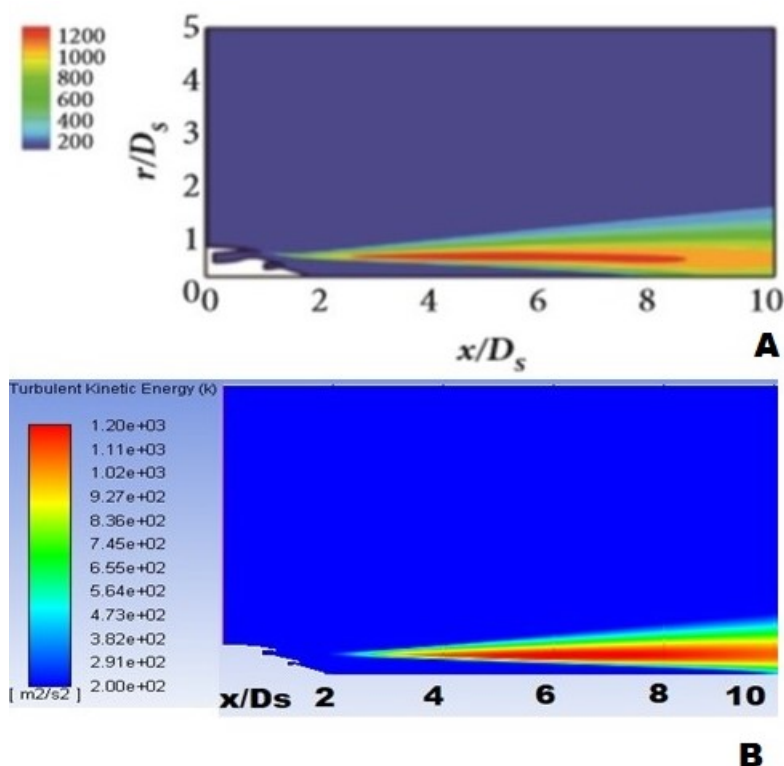


Figura 40 – Comparação dos contornos de energia cinética turbulenta a partir de bocais de fluxos separados com razão de velocidade igual a 1.0. (A) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (ALMEIDA et al., 2014), (B) Resultado do contorno de energia cinética turbulenta. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Na Fig.(40), nota-se que nos dados do autor a energia cinética turbulenta é maior no intervalo de $3 \leq x/D_s \leq 8$, já no resultado calculado obteve-se maior energia cinética turbulenta no intervalo de $3 \leq x/D_s \leq 10$.

5.1.4 Comparação entre as três simulações bidimensionais

As comparações do fluxo para as três razões de velocidade basearam-se na análise de sete propriedades em relação ao eixo (axis):

- Energia cinética turbulenta;
- Intensidade turbulenta;
- Viscosidade turbulenta;
- Potência acústica do jato;
- Nível de potência acústica.
- Número de MACH

Em relação a energia cinética turbulenta, tem-se o resultado mostrado na Fig.(41):

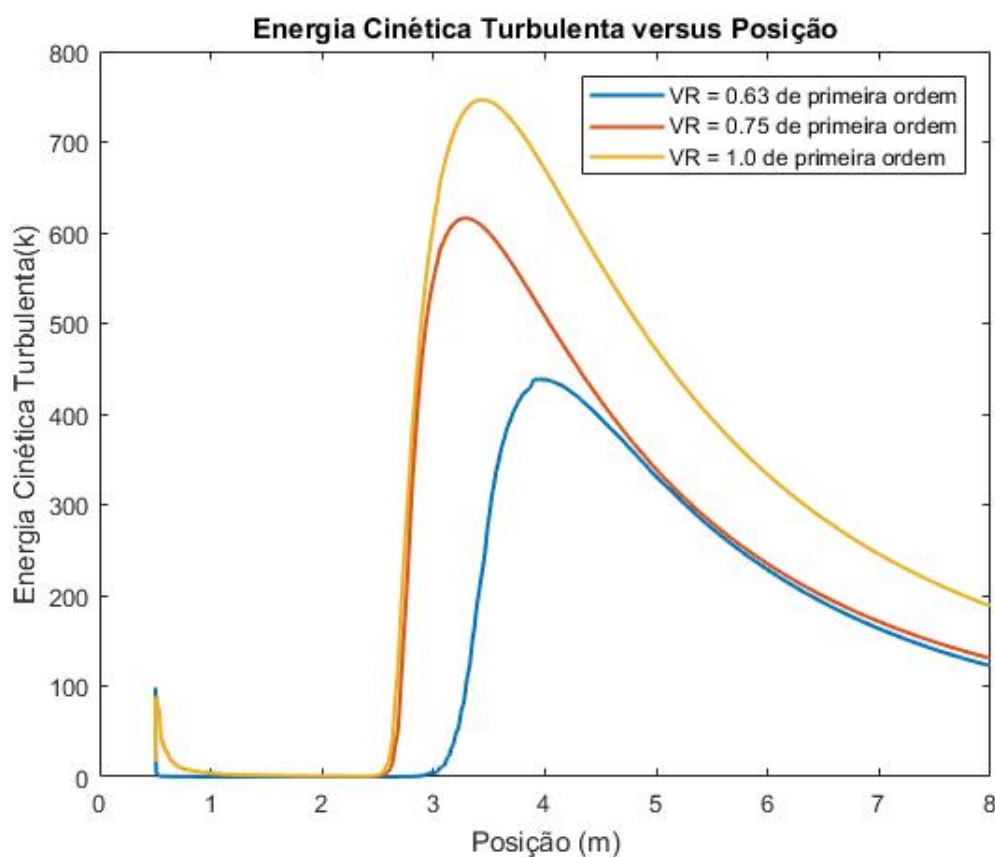


Figura 41 – Gráfico da Energia Cinética Turbulenta para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Nota-se a partir da Fig.(41), que a energia cinética é máxima quando a velocidade do fluxo primário é igual a velocidade do fluxo secundário, ou seja, $VR = 1.0$. Isto é causado por as velocidades dos dois fluxos se somarem e aumentarem a energia cinética do sistema. Ao passo que a razão de velocidade diminui, a energia cinética vai sendo diminuída ao longo do eixo, podendo ser observado a partir da Fig.(41). De acordo com o gráfico da Fig.(41), tem-se a seguinte Tab.(17):

Tabela 17 – Posições de Máxima Energia Cinética Turbulenta para as diferentes razões de velocidades. Fonte: (Elaboração Própria, 2018).

VR	Posição de Máxima Energia Cinética Turbulenta (m)
0.63	$x = 4$ m
0.75	$x = 3.2$ m
1.0	$x = 3.5$ m

Conclui-se a partir da Tab.(17), que nestas posições as camadas de cisalhamento dos fluxos frio e quente começam a interagir desenvolvendo turbulência. Para valores maiores que estes apresentados na Tab.(17), a energia cinética turbulenta começa a diminuir como resposta ao atrito, gerado pela interação entre as camadas dos fluxos quente e frio, e pela dissipação da energia cinética dos vórtices. Com relação a intensidade turbulenta, tem-se o seguinte gráfico mostrado na Fig.(42):

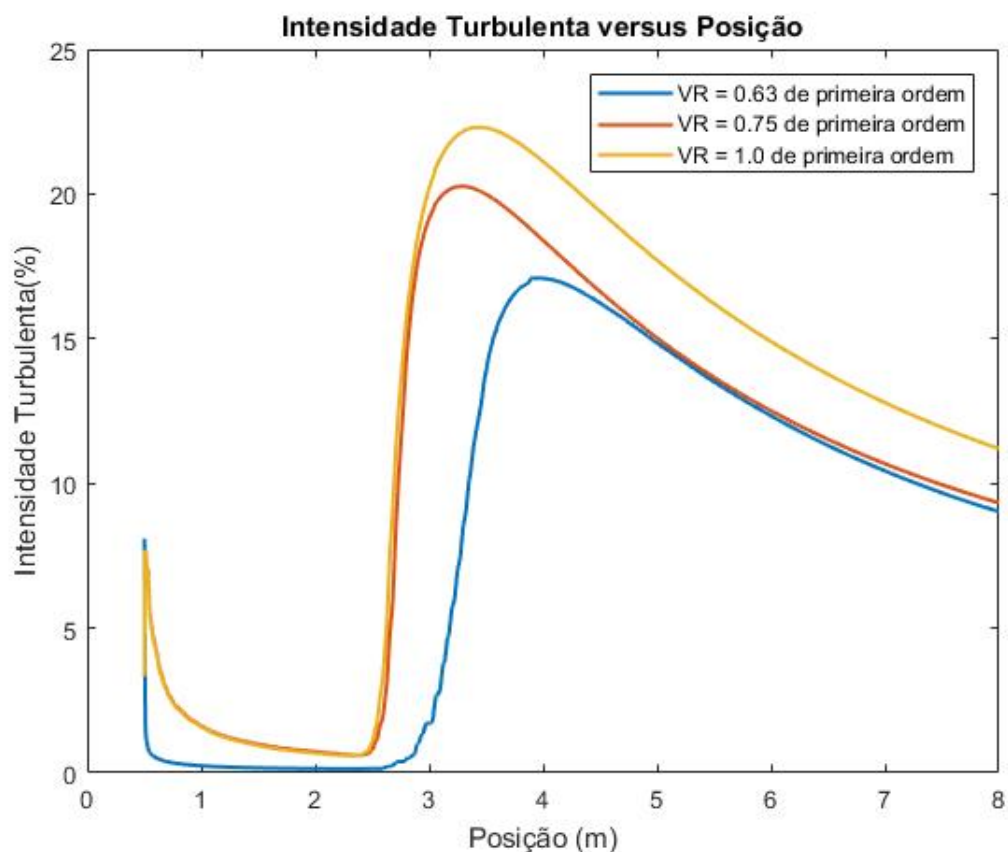


Figura 42 – Gráfico da Intensidade turbulenta para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

A intensidade turbulenta mede o quanto de energia cinética turbulenta tem-se em uma determinada posição. O gráfico da Fig.(42) é semelhante ao apresentado na Fig.(41), devido estas quantidades mostradas serem diretamente proporcionais. Na Tab.(18), tem-se as posições de maior intensidade tubulenta:

Tabela 18 – Posições de Máxima Intensidade turbulenta para as diferentes razões de velocidades. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

VR	Posição de Máxima Intensidade Turbulenta (m)
0.63	x = 4 m
0.75	x = 3.2 m
1.0	x = 3.5 m

Outra propriedade importante é a viscosidade tubulenta, que está correlacionada com a taxa de dissipação turbulenta. Com relação a esta propriedade, tem-se a seguinte Fig.(43):

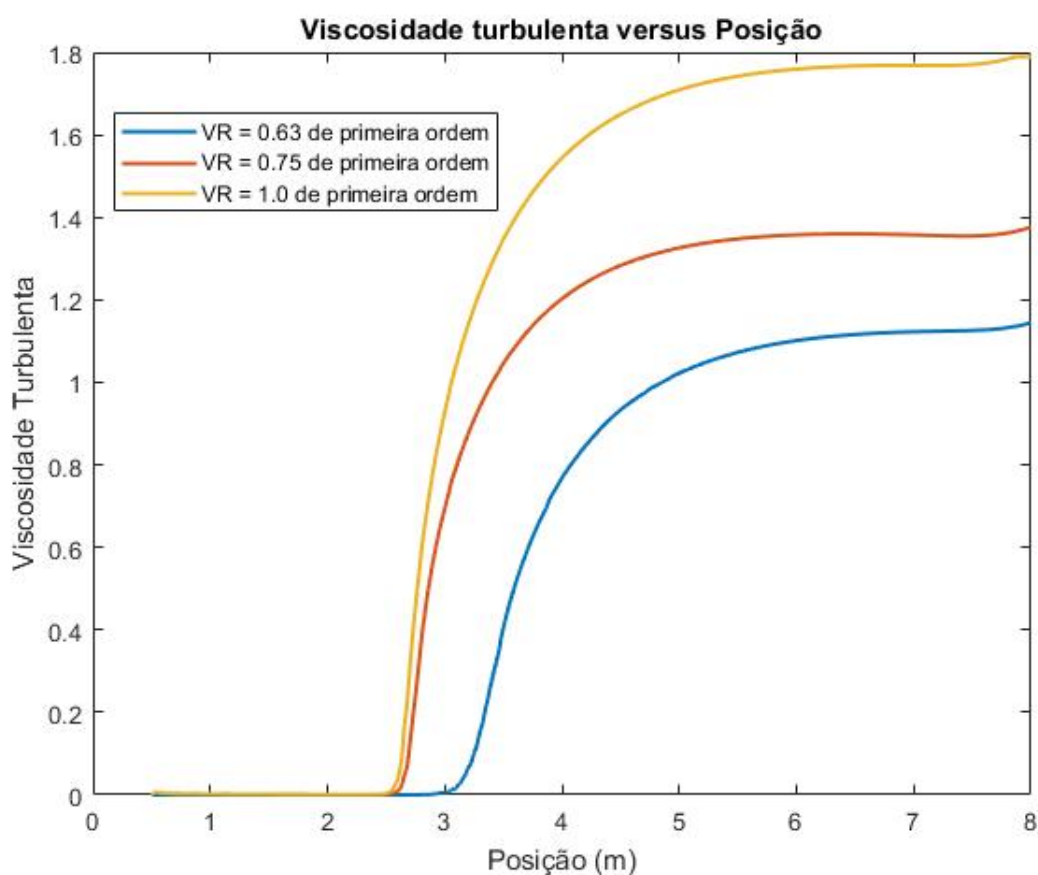


Figura 43 – Gráfico da Viscosidade turbulenta para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Nota-se a partir da Fig.(43), que a viscosidade turbulenta é maior para a razão de velocidade igual a 1.0 quando comparada com as outras razões. Com a diminuição da taxa de dissipação ao longo do eixo, tem-se um aumento da viscosidade turbulenta. No ponto $x = 8$ m do gráfico da Fig.(43), observa-se que a viscosidade turbulenta é alta e a energia cinética é baixa a partir da Fig.(41).

Gráficos relacionados ao nível de potência acústica e potência do jato serão analisados a partir das Fig.(44) e Fig.(45):

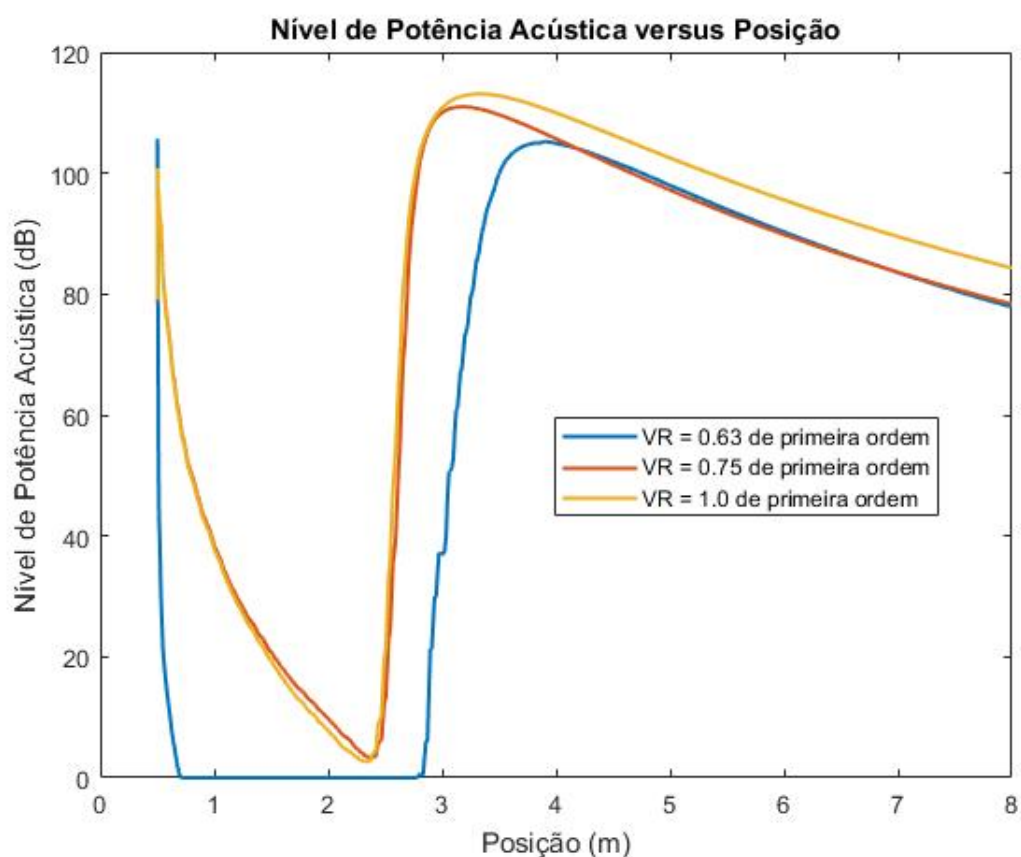


Figura 44 – Gráfico do Nível de Potência Acústica para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

A partir dos gráficos das Fig.(41) e Fig.(44), tem-se a Tab.(19):

Tabela 19 – Posições de Máxima Energia Cinética turbulenta e Nível de Potência Acústica para as diferentes razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

VR	Posição de Máxima Energia Cinética Turbulenta	Posição de Máximo Nível de Potência acústica
0.63	x = 4 m	x= 4m
0.75	x = 3.2 m	x = 3.2 m
1.0	x = 3.5 m	x = 3.5

De acordo com a Tab.(19), observa-se que nos pontos de alta energia cinética turbulenta, gerada pela interação entre as camadas de cisalhamento dos fluxos, são produzidas altas amplitudes. Nessas altas amplitudes encontram-se as altas frequências e as fontes de ruído do sistema que se concentram na região de mistura (KERREBROCH, 1992). A interação entre os fluxos frio e quente geram atrito, que por sua vez perde amplitude e consequentemente energia cinética ao longo do domínio computacional. Infere-se a partir da análise dos gráficos das Fig.(44) e Fig.(41) que com a redução da energia cinética turbulenta ao longo do eixo, gerada pelo atrito, tem-se a redução do nível de potência acústica e consequentemente a frequência (KERREBROCH, 1992). Outro dado interpre-

tado a partir destes gráficos é que quanto menor a energia cinética turbulenta, maior será o amortecimento e menor será a amplitude. Observa-se a partir da Fig.(44) que para um $VR = 0.63$ tem-se maior ζ quando comparada as outras razões, tendo portando menor energia e amplitude quando comparada as demais.

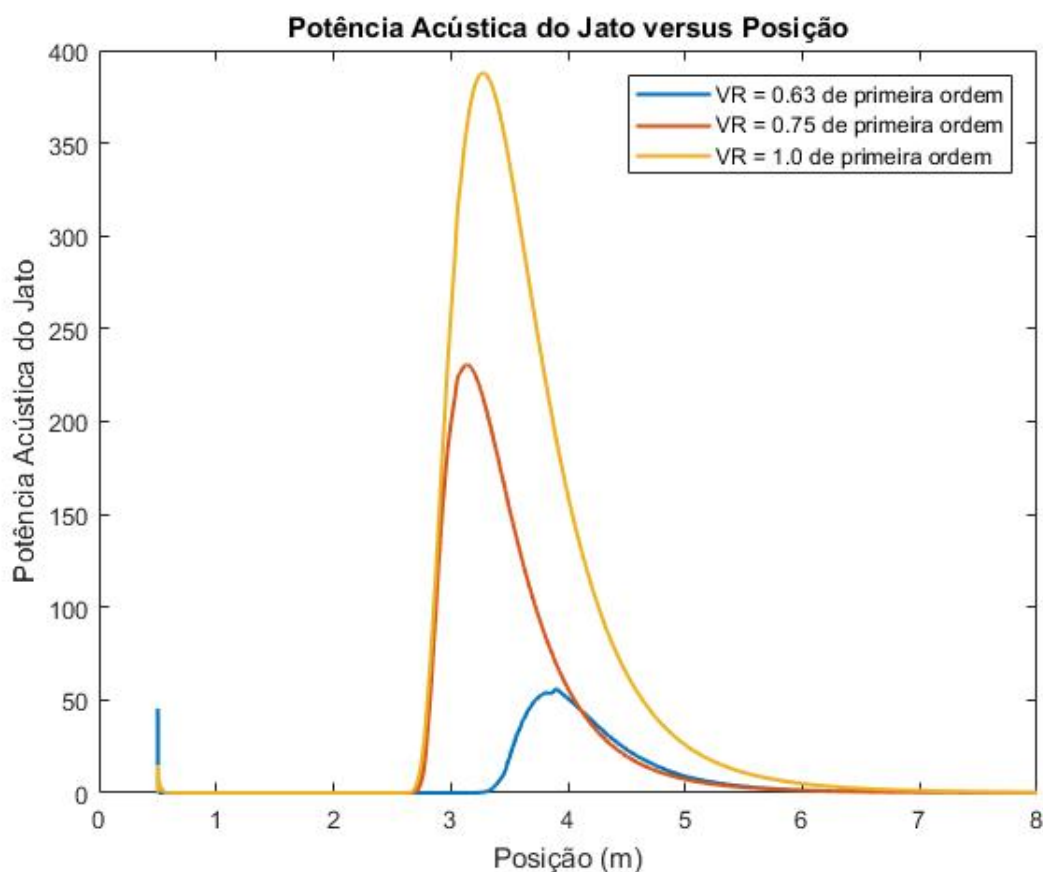


Figura 45 – Gráfico de Potência do jato para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

De acordo com (KERREBROCH, 1992), quanto maior a energia cinética, que se dá em $x = 4$ m para $VR = 0.63$, $x = 3.2$ m para $VR = 0.75$ e $x = 3.5$ para $VR = 1.0$, maior será a velocidade ao longo do domínio. Conforme (FAROKHI, 2014), com aumento da velocidade aumenta-se a potência do jato a partir da Eq.(3.6). Salienta-se que os vórtices causam instabilidades no sistema fluido, que neste caso em análise é o ruído (KERREBROCH, 1992).

Outro resultado importante para este trabalho é o número de MACH, apresetado na Fig.(46):

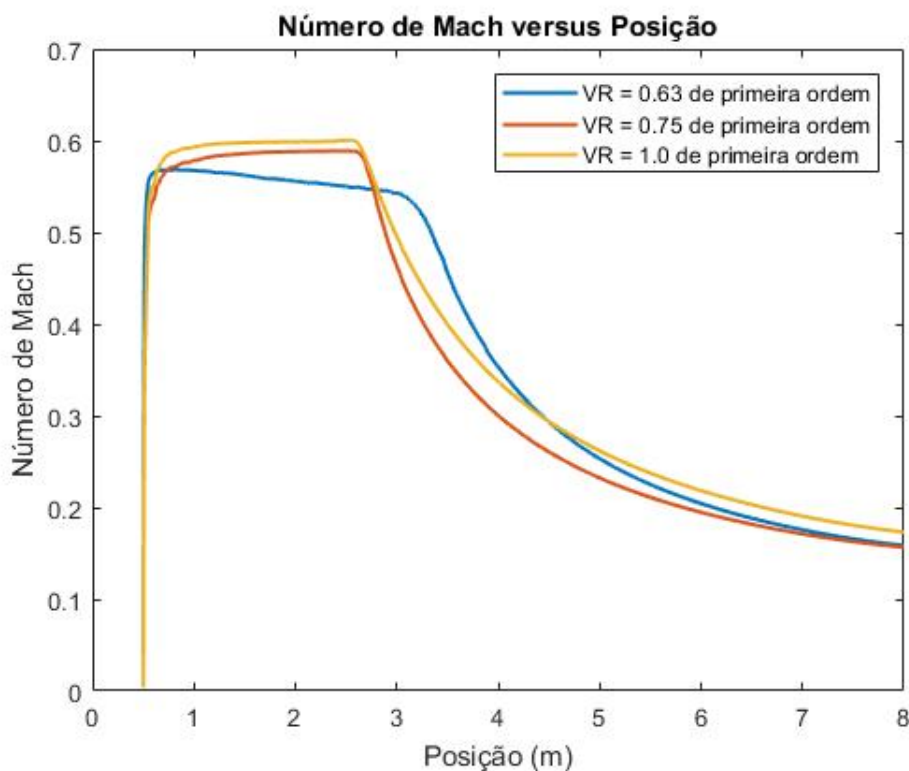


Figura 46 – Gráfico do Número de MACH para as três razões de velocidade. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Tem-se a partir da Fig.(46), que quanto menor a razão de velocidade menor o número de MACH. Isto ocorre pois com a redução da razão de velocidade, tem-se a diminuição da velocidade do fluxo secundário, que reduz o fluxo mássico secundário e consequentemente o fluxo de massa total (RAIANO, 2015).

5.2 Comparações do Fluxo a partir de Bocais 3D com o modelo 3D com Chevrons

Para as simulações tridimensionais foram feitas simulações para uma razão de velocidade de 0.63. Nos resultados tridimensionais foram feitos planos ao longo do domínio computacional, afim de avaliar o comportamento das propriedades. As propriedades analisadas para o escoamento a partir dos bocais com e sem chevron, foram as seguintes:

- Velocidade
- Número de MACH

Neste estudo foram analisados contornos de velocidade e número de MACH, por responderem as propriedades acústicas do jato. Na Fig.(47), tem - se a evolução do esco-

amento a partir de bocais sem e com chevrons:

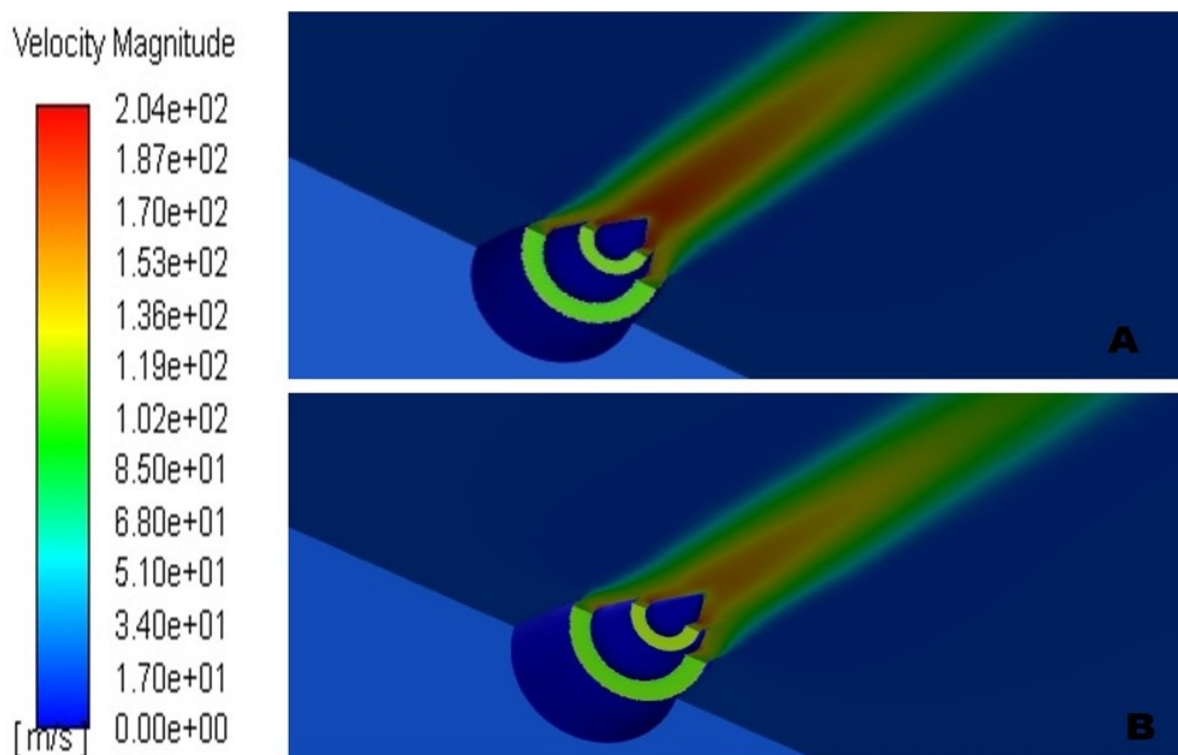


Figura 47 – Evolução do escoamento a partir de bocais sem e com Chevrons. (A) Evolução do escoamento a partir de um bocal simples. Fonte: (Elaboração Própria, 2018), (B) Evolução do escoamento a partir de um bocal com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Constata-se na Fig.(47), que o jato gerado a partir do bocal simples possui maior velocidade quando comparado ao jato desenvolvido a partir do bocal com chevrons. Essa ocorrência se dá devido os chevrons induzirem vórtices no rastro, que faz com que a força do jato secundário e primário seja diminuída, reduzindo a energia cinética turbulenta do sistema, ocorrendo um atraso da região de interação das camadas de cisalhamento e núcleo potencial (MASSEY et al., 2006).

Com a redução da velocidade, os picos de energia cinética turbulenta são reduzidos, diminuindo as altas frequências do sistema e controlando o ruído de jato (KERREBROCH, 1992). Na Fig.(48), tem-se os contornos de velocidade em diferentes planos feitos ao longo do domínio computacional:

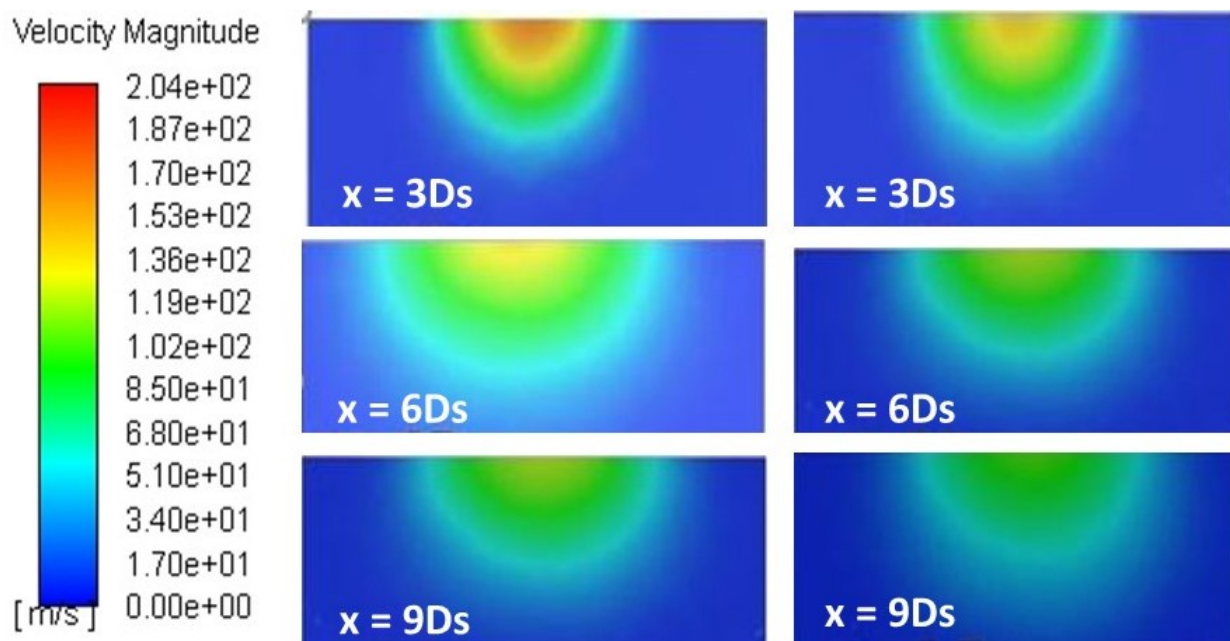


Figura 48 – Planos ao longo dos domínios computacionais tridimensionais. A esquerda tem-se os planos feitos no rastro a partir de bocais simples e a direita tem-se os planos feitos a partir de bocais com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

Percebe-se na Fig.(48), uma redução de velocidade em $x = 3Ds$, $x = 6Ds$ e $x = 9Ds$, feitos ao longo do domínio computacional com Chevrons. Tal redução de velocidade apresentada nos bocais com chevrons já foi explicada anteriormente. Com a redução da velocidade tem-se a diminuição da potência do jato, de acordo com a Eq.(3.8), do nível de potência acústica e da intensidade de turbulência. Os planos $x = 3Ds$, $6Ds$, $9Ds$, $12Ds$, $15Ds$, $18Ds$ e $21Ds$, respectivamente, serão mostrados na Fig.(49):

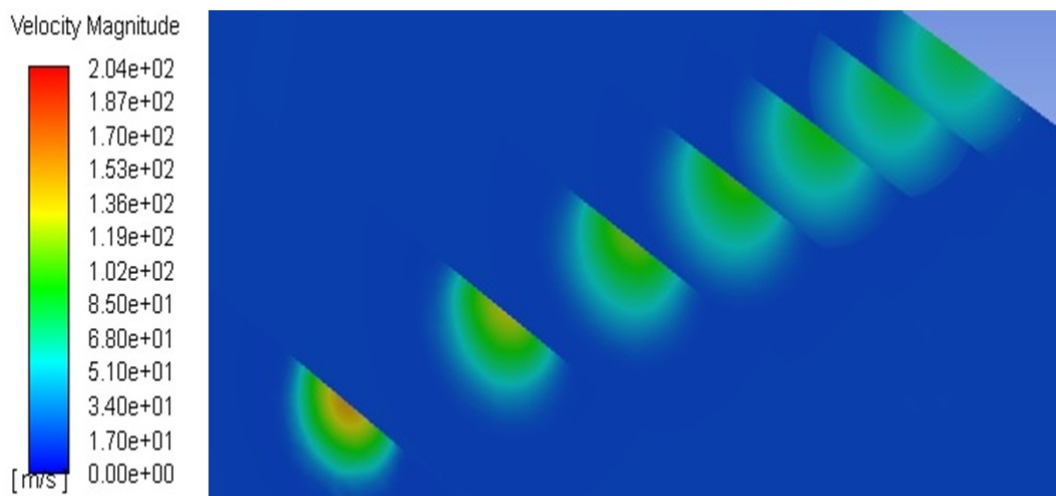


Figura 49 – Planos ao longo dos domínios computacionais tridimensionais relacionados a velocidade a partir de bocais normais. Fonte: (Elaboração Própria,2018)

Nota-se a partir da Fig.(49) que com o contato das camadas de cisalhamento dos fluxos frio e quente, são geradas instabilidade fluido mecânicas, onde a energia vai sendo dissipada ao longo do meio.

O outro contorno abordado neste trabalho é o número de MACH, que é a razão da velocidade do escoamento e a velocidade do som. A velocidade do som por sua vez está relacionada com a temperatura. Salienta-se que a temperatura diminui ao longo do domínio computacional. A seguir serão mostrados os planos feitos ao longo do domínio computacional para o número de MACH:

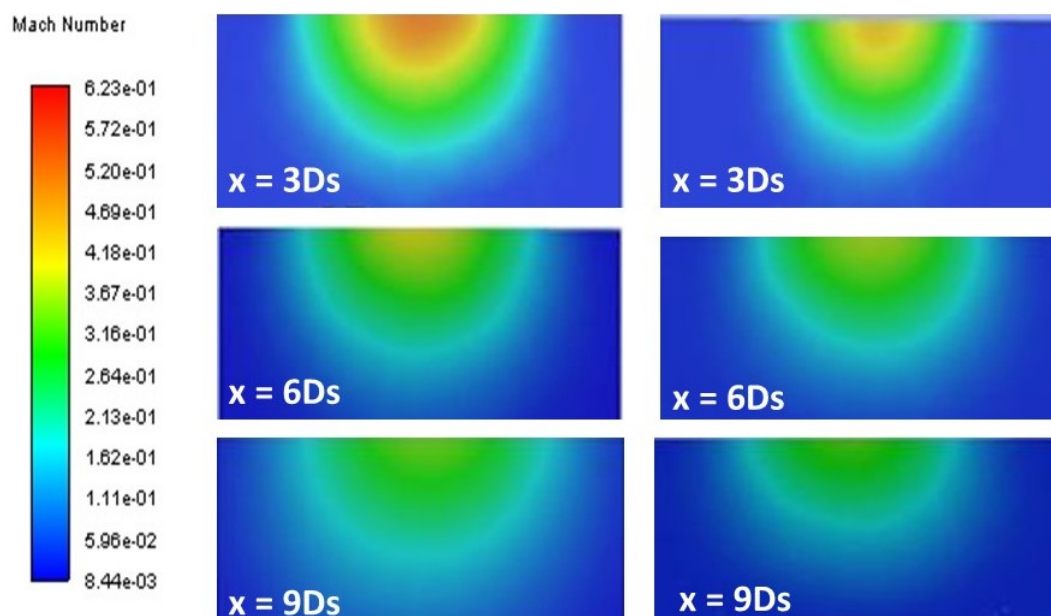


Figura 50 – Planos ao longo dos domínios computacionais tridimensionais relacionados ao número de MACH. A esquerda tem-se os planos feitos no rastro a partir de bocais simples e a direita tem-se os planos feitos a partir de bocais com Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria,2018)

Nos planos apresentados na Fig.(50) observa-se menor intensidade do número de MACH em $x = 3Ds$ a $x = 9Ds$ a partir dos bocais com Chevrons. A redução da velocidade a partir de bocais com Chevrons pode ser observada a partir do gráfico da Fig.(51) :

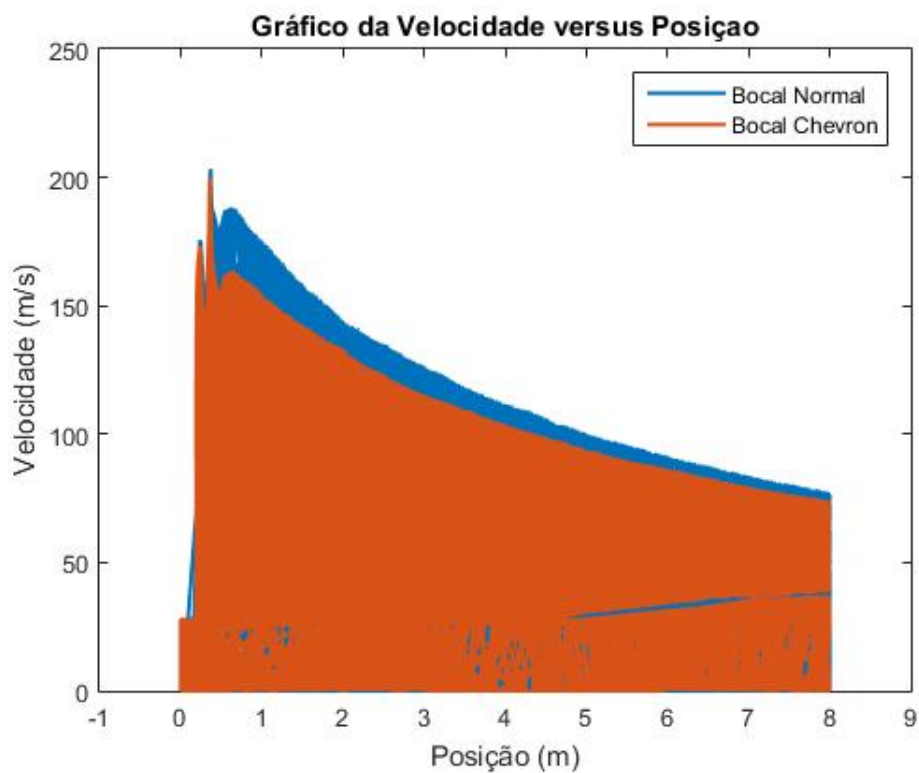


Figura 51 – Gráfico de Comparação da velocidade a partir de bocais com ou sem Chevrons. Fonte: (Elaboração Própria,2018)

6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Conclui-se, a partir da análise numérica do impacto do bocal convergente do tipo chevron sobre a evolução do rastro, que o problema central a ser investigado foi a compreensão de como as propriedades termodinâmicas se comportam a partir de bocais com diferentes razões de velocidades e a partir de bocais sem e com Chevrons. Outro aspecto importante desse trabalho foi a investigação das propriedades de previsão de ruído acústico, como por exemplo: nível de potência acústica e potência do jato.

Qual então a relevância do trabalho? Pode-se considerá-lo válido em sua contribuição tendo em vista que o problema do ruído acústico é reponsável por afetar a qualidade de vida das pessoas que moram nas regiões próximas ao aeroporto (MARTINS; FERREIRA, 2010). As proposições científicas se fundamentaram em cinco análises numéricas: três bidimensionais e duas tridimensionais no ANSYS Fluent®.

A análise numérica do impacto do bocal convergente do tipo chevron sobre a evolução do rastro dividiu-se em quatro partes. A primeira relacionada ao estudo bibliográfico acerca das equações fundamentais para a compreensão de escoamentos compressíveis e os ciclos termodinâmicos de motores turbofan, essenciais para o entendimento do fluxo a partir de bocais de fluxos separados. Na segunda parte foram compreendidos os mecanismos de previsão de ruído acústico. Nas últimas partes foram apresentadas as configurações para as cinco análises, bem como suas malhas, as apresentações dos resultados e discussões.

As ferramentas computacionais utilizadas para a solução do problema foram: CATIA®, ANSYS Design Modeler®, ANSYS Space Claim® e ANSYS Fluent®. O sistema foi modelado como gás ideal, com utilização da análise acústica de banda larga e modelo de turbulência $k - \varepsilon$ com funções de parede do tipo padrão. Escolheu-se este modelo por apresentar menor tempo computacional para análise dos resultados quando comparado aos demais modelos (ANSYS, 2006).

A partir deste trabalho chegou-se as seguintes conclusões: grandes amplitudes são geradas na região de mistura, devido a interação das camadas de cisalhamento dos fluxos frio e quente, sendo uma região de alta energia cinética, alta intensidade turbulenta e altas frequências. Outro ponto importante é que a partir da interação das camadas de cisalhamento dos fluxos frio e quente é gerada uma instabilidade em $x = 12Ds$. Essa por sua vez dissipa energia ao longo do domínio computacional reduzindo a velocidade, aumentando a viscosidade turbulenta. Observou-se também que quanto menor as razões de velocidade nas simulações bidimensionais, menor a velocidade, energia cinética turbulenta, amplitude e amortecimento.

Os resultados bidimensionais apresentados foram semelhantes aos dos autores,

mostrando uma pequena discrepância em relação ao desenvolvimento da região de núcleo potencial. Esta foi gerada devido o método de refinamento das paredes dos bocais, utilizado pelo autor, apresentarem menor espessura das camadas quando comparados com o método padrão utilizado nesse estudo.

Os resultados tridimensionais convencionais foram comparados aos resultados do escoamento a partir de bocais com Chevrons, no qual concluiu-se que com a inserção de chevrons no plano de saída dos bocais reduziu-se a velocidade e conseqüentemente o nível de potência acústica, potência do jato e energia cinética turbulenta ao longo do domínio computacional, controlando o problema do ruído acústico. Nos planos feitos ao longo dos domínios tridimensionais obervou-se que a velocidade é reduzida com o uso dos chevrons, o que é esperado pela literatura.

Referências

- ALMEIDA, O. d. et al. Noise source distribution of coaxial subsonic jet-short-cowl nozzle. *Journal of Aerospace Technology and Management*, SciELO Brasil, v. 6, n. 1, p. 43–52, 2014. Citado 15 vezes nas páginas 9, 11, 13, 47, 48, 49, 51, 65, 67, 68, 69, 70, 71, 72 e 73.
- ANDERSON, J. D. *Modern Compressible Flow: with historical perspective*. 3. ed. New York: McGraw-Hill, 2003. 760 p. Citado 2 vezes nas páginas 41 e 66.
- ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5. ed. New York: McGraw-Hill, 2007. 1160 p. Citado 6 vezes nas páginas 9, 20, 25, 28, 29 e 42.
- ANSYS. *Modeling Turbulent Flows*. 2006. 49 p. Acessado em: 11 set. 2018. Disponível em: <http://www.southampton.ac.uk/~nwb/lectures/GoodPracticeCFD/Articles/Turbulence_Notes_Fluent-v6.3.06.pdf>. Citado 7 vezes nas páginas 23, 56, 60, 62, 66, 68 e 86.
- CRUNTEANU, D.; COJAN, P.-C. Acoustic characteristics of the flow over different shapes of nozzle chevrons. Budapeste, Romania, 2013. Acessado em: 12 set. 2017. Disponível em: <http://bulletin.incas.ro/files/crunteanu__cojan__v5_iss_3_full.pdf>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 50.
- DEVIPRIYA, J.; KANIMOZHI, D. Numerical investigation of mixing characteristics of chevron nozzle by passive controls method. IOP publishing, India, 2017. Acessado em: 12 set. 2017. Disponível em: <<http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/197/1/012082/pdf>>. Citado na página 42.
- FAROKHI, S. *Aircraft Propulsion*. 2. ed. New Delhi, India: John Wiley Sons Ltd, 2014. 1011 p. Citado 4 vezes nas páginas 24, 44, 45 e 79.
- FERREIRA, A. C. *Utilização de modelo de desempenho de motores turbofan para previsão de emissão de NO_x*. São José dos Campos: [s.n.], 2009. 103 p. Citado na página 20.
- HILL, P. G.; PETERSON, C. R. *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. 2. ed. New York: Addison-Wesley Publishing Company, 1992. 754 p. Citado 3 vezes nas páginas 27, 38 e 39.
- KERREBROCH, J. L. *Aircraft Engines and Gas Turbines*. 2. ed. Londres: The MIT Press, 1992. 478 p. Citado 6 vezes nas páginas 44, 45, 46, 78, 79 e 81.
- LIMA, L. E. M. Análise numérica de jatos coaxiais turbulentos. São José dos Campos, p. 146, 2007. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 43.
- MAIA, I. A. Caracterização experimental do efeito de um bocal com chevron sobre o campo turbulento de um jato subsônico. Florianópolis-SC, p. 155, 2015. Citado na página 43.

- MARTINS, C. A.; FERREIRA, M. A. Considerações sobre a formação de NO_x na combustão. Campina Grande-PB, 2010. Acessado em: 9 ago. 2017. Disponível em: <<http://mtc-m16d.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m19/2011/01.18.14.54/doc/considera%e7%f5es.pdf?metadatarepository=.&mirror=sid.inpe.br/mtc-m19@80/2009/08.21.17.02.53>>. Citado na página 86.
- MASSEY, S. et al. Computational analysis of a chevron nozzle uniquely tailored for propulsion airframe aeroacoustics. In: *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference)*. [S.l.: s.n.], 2006. p. 2436. Citado na página 81.
- MYUNG, D. *Jet Noise Abatement Technologies for the Republic of Korea Air Force*. [S.l.], 2013. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 51.
- NASCIMENTO, F. P. *Geração de Malhas Não-Estruturadas para Aplicações Industriais*. 86 p. Tese (Doutorado) — Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2009. Citado 2 vezes nas páginas 10 e 52.
- POPE, S. *Turbulent Flows*. 1. ed. New York: CAMBRIDGE University Press, 2000. 750 p. Citado 7 vezes nas páginas 20, 21, 53, 56, 62, 67 e 70.
- R, J. S. et al. Condition monitoring and numerical simulation of subsonic jets using thermograph analysis. *IJTCA*, India, 2016. Acessado em: 20 nov.2017. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/316911245_Condition_Monitoring_and_Numerical_Simulation_of_Subsonic_Jets_using_Thermograph_Analysis>. Citado na página 20.
- RAEF, T.; ELZAHABY, A.; KHALIL, M. Enhancement of propulsion performance through jet noise reduction technologies: A review. In: *Proceedings of the 16th Int. AMME Conference*. [S.l.: s.n.], 2014. v. 27, p. 29. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 44.
- RAIANO, M. *Aerospace Engineering. Aerospace and Science*. Miami, 2015. Acessado em: 08 set. 2017. Disponível em: <<http://www.aerospacengineering.net/?p=9214>>. Citado 10 vezes nas páginas 9, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37 e 80.
- ROCHA, A. C.; MARTIS, M. P. P.; SANTOS, C. B. D. Estimativa das emissões de Óxidos de nitrogênio proveniente da aviação civil regular nos principais aeroportos brasileiros, em um dia específico. Gramado-RS, 2010. Acessado em: 29 ago. 2017. Disponível em: <http://www.redemet.aer.mil.br/uploads/2014/04/NOx-CBMET_2012_REDEMETS.pdf>. Citado na página 44.
- SAIYED, N.; BRIDGES, J.; MIKKELSEN, K. Acoustics and thrust of separate-flow exhaust nozzles with mixing devices for high-bypass-ratio engines. In: *6th Aeroacoustics Conference and Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2000. p. 1961. Citado na página 50.
- SAYED, A. F. E. *Aircraft Propulsion, and Gas Turbine Engines*. 2. ed. Flórida,USA: CRC Press Taylor Francis Group, 2008. 914 p. Citado na página 25.
- ÇENGEL, Y. A.; BOLES, M. A. *Thermodynamics An Engineering Approach*. 5. ed. São Paulo: McGraw-Hill, 2003. 881 p. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 24.

Anexos

CRONOGRAMA				
ATIVIDADES	Ago./18	Set./18	Out./18	Nov./18
Compreensão física do problema.				
Construção geométrica dos bocais simples e com CHEVRONS.				
Geração de volumes computacionais para bocais simples e com CHEVRONS.				
Geração de malhas bidimensionais e tridimensionais.				
Realização de simulações numéricas bidimensionais.				
Análise de mecanismo de controle de ruído de jato.				
Realização de simulações numéricas tridimensionais.				
Comparação dos resultados das simulações e conclusão do Trabalho.				

Figura 52 – Cronograma do Trabalho de Conclusão de Curso 2. Fonte: (Elaboração Própria, 2018)

D

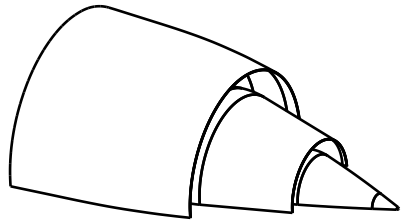
C

B

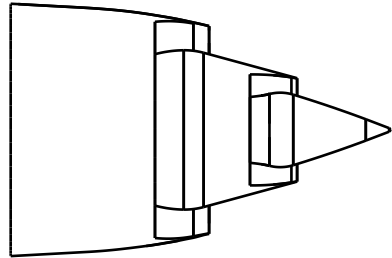
A

4

4



Vista Isométrica
Escala: 1:10



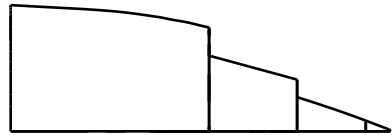
Vista Inferior
Escala: 1:10

3

3



Vista Lateral Direita
Escala: 1:10



Vista Frontal
Escala: 1:10

2

2

This drawing is our property.
It can't be reproduced
or communicated without
our written agreement.

DASSAULT SYSTEMES

DRAWING TITLE
Bocal de Fluxos Separados

DRAWN BY
Felipe Farias

DATE
24/10/2018

CHECKED BY
XXX

DATE
XXX

SIZE
A4

DRAWING NUMBER
01 - Bocal

REV
X

DESIGNED BY
XXX

DATE
XXX

SCALE 1:10

SHEET 1/2

D

A

1

D

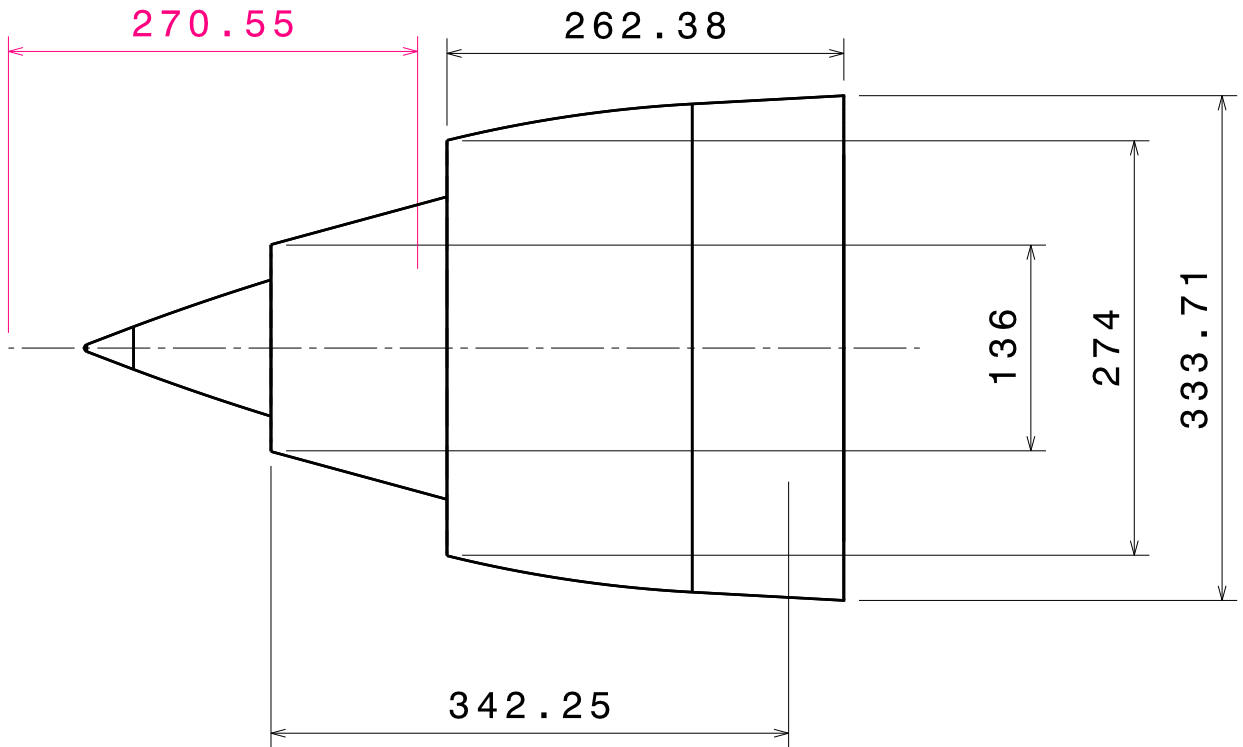
C

B

A

4

4



3

3

Vista Frontal
Escala: 1:5

2

2

This drawing is our property.
It can't be reproduced
or communicated without
our written agreement.

DASSAULT SYSTEMES

DRAWING TITLE
02 - Bocal de Fluxos Separados

DRAWN BY
Felipe Farias

DATE
24/10/2018

CHECKED BY
XXX

DATE
XXX

SIZE A4 DRAWING NUMBER
02 - Bocal Cotado

REV
X

DESIGNED BY
XXX

DATE
XXX

SCALE 1:5

SHEET 2/2

D

A

1

1