

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
FACULDADE DE ENGENHARIA
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

FERNANDO SOLANO JUNIOR

Implementação e validação de código para cálculo aerotermodinâmico de bocais de exaustão não-ideais.

São João da Boa Vista

2025

Fernando Solano Junior

Implementação e validação de código para cálculo aerotermodinâmico de bocais de exaustão não-ideais.

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Profº Dr. Gabriel Pereira Gouveia da Silva

São João da Boa Vista
2025

S684i

Solano Júnior, Fernando

Implementação e validação de código para cálculo aerotermodinâmico de bocais de exaustão não-ideais. / Fernando Solano Júnior. -- São João da Boa Vista, 2025

37 p. : il., tabs.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista

Orientador: Gabriel Pereira Gouveia da Silva

1. Engenharia aeronáutica. 2. Motores turbojato. 3. Aerotermodinâmica. 4. Mecânica dos fluídos. 5. Simulação por computador. I. Título.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**IMPLEMENTAÇÃO E VALIDAÇÃO DE CÓDIGO PARA CÁLCULO
AEROTERMODINÂMICO DE BOCAIS DE EXAUSTÃO NÃO-IDEAIS**

Aluno: Fernando Solano Júnior

Orientador: Prof. Dr. Gabriel Pereira Gouveia da Silva

Banca Examinadora:

- Gabriel Pereira Gouveia da Silva (Orientador)
- Edemar Morsch Filho (Examinador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinadora)

Os formulários de avaliação e a ata da defesa, na qual consta a aprovação do trabalho, devidamente assinados pela banca encontram-se no prontuário eletrônico do aluno.

São João da Boa Vista, 04 de dezembro de 2025

AGRADECIMENTOS

Ao meu pai, Fernando Solano (*in memoriam*), que mesmo não estando presente fisicamente neste momento, é minha referência de vida. Obrigado por todos os ensinamentos que me trouxeram até aqui.

À minha mãe, Fátima Stilhano, minha base e meu maior exemplo. Agradeço imensamente por todo o suporte financeiro que tornou este sonho possível e, principalmente, pelo incentivo e apoio incondicional em cada passo da minha jornada.

Aos meus irmãos, Fádua Stilhano Solano, Fabio Stilhano Solano e Franklin Stilhano Solano, por estarem sempre vibrando com as minhas conquistas e torcendo por mim. O amor de vocês é fundamental.

Aos meus sobrinhos, Antonni, Helena, Isabela e Davi, que sempre foram meu porto seguro e meu conforto em cada retorno à minha cidade natal, renovando minhas energias com muita alegria.

Ao meu namorado, Marcos Rebouças, por todo o amor e parceria. Obrigado por me apoiar desde o momento em que recebi a notícia da aprovação e por me dar força em todos os momentos difíceis durante a graduação.

Às minhas amigas de infância, Lais Vitcoski e Akemi Oliveira, com quem sempre dividi a vida. Obrigado por cada momento compartilhado e pelo apoio que o tempo nunca mudou.

Aos meus amigos, Isis Rodrigues, Pablo Domenciano e José Jeronimo, que tornaram esses anos muito mais felizes e leves. A companhia de vocês tornou essa fase inesquecível.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Gabriel Pereira Gouveia da Silva, e aos professores da banca, Prof. Dr. Edemar Morsch Filho e Prof^a. Dra. Leandra Isabel de Abreu: obrigado por serem fundamentais no meu desenvolvimento profissional. Agradeço pela orientação e pelas contribuições, e pelo carinho e admiração que desenvolvi por cada um de vocês ao longo dos anos.

RESUMO

Este trabalho tem como objetivo analisar a influência da geometria, especificamente do ângulo de convergência, na eficiência de bocais propulsivos de motores turbojato em regime de escoamento subsônico. Diante da necessidade da indústria aeronáutica em reduzir custos operacionais e impactos ambientais, a otimização de componentes do motor torna-se necessária. A metodologia adotada integrou o desenvolvimento de um modelo analítico unidimensional em Matlab, fundamentado em coeficientes de perda, com simulações numéricas no software Ansys Fluent, utilizando o modelo de turbulência $k - \omega$ SST. Foram avaliados ângulos de convergência entre 3° e 24° em dois regimes operacionais: com e sem pós-queimador. Os resultados analíticos serviram como base para comprovar a validade do modelo numérico, assegurando a consistência física das simulações. Observou-se que a eficiência adiabática é inversamente proporcional ao ângulo de convergência. A análise indicou que as perdas em ângulos pequenos são dominadas pelo atrito, enquanto em ângulos maiores ocorrem pela separação do escoamento. Por fim, notou-se que o pós-queimador reduz minimamente a eficiência, confirmando que a geometria é um fator de desempenho preponderante.

Palavras-Chave: reduzir custos; impactos ambientais; motores turbojatos; bocais propulsivos; eficiência; ângulo de convergência; analítico; numérico; pós-queimador.

ABSTRACT

This work aims to analyze the influence of geometry, specifically the convergence angle, on the efficiency of turbojet propulsive nozzles in subsonic flow regime. Given the aeronautical industry's need to reduce operational costs and environmental impacts, engine component optimization becomes necessary. The adopted methodology integrated the development of a one-dimensional analytical model in Matlab, based on loss coefficients, with numerical simulations in Ansys Fluent software, using the $k-\omega$ SST turbulence model. Convergence angles between 3° and 24° were evaluated in two operating regimes: with and without afterburner. The analytical results served as a basis to verify the validity of the numerical model, ensuring the physical consistency of the simulations. It was observed that adiabatic efficiency is inversely proportional to the convergence angle. The analysis indicated that losses at small angles are dominated by friction, while at larger angles they occur due to flow separation. Finally, it was noted that the afterburner minimally reduces efficiency, confirming that geometry is a preponderant performance factor.

Keywords: cost reduction; environmental impacts; turbojet engines; propulsive nozzles; efficiency; convergence angle; analytical; numerical; afterburner.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Custos de uma Companhia Aérea.	11
Figura 2 – Impacto da Aviação Global no Clima.	11
Figura 3 – Componentes de um Motor Turbojato.	13
Figura 4 – Ciclo de Brayton.	14
Figura 5 – Exemplos de Bocais.	15
Figura 6 – Ângulo de Convergência.	16
Figura 7 – Camada Limite e Separação do Escoamento.	16
Figura 8 – Coeficiente de Descarga por Ângulo de Convergência	18
Figura 9 – Eficiência adiabática por Ângulo de Convergência	18
Figura 10 – Coeficiente de Descarga por Ângulo de Convergência	21
Figura 11 – Geometria Bocal de Exaustão.	23
Figura 12 – Diferença de Formato.	24
Figura 13 – Malhas Geradas	25
Figura 14 – Percentual de Redução da Pressão de Saída a cada Refinamento.	26
Figura 15 – Comparação entre os Resultados das Simulações	28
Figura 16 – Velocidade Horizontal 3°	29
Figura 17 – Velocidade Horizontal 12°	30
Figura 18 – Velocidade Horizontal 24°	30
Figura 19 – Energia Cinética Turbulenta 3°	31
Figura 20 – Energia Cinética Turbulenta 12°	31
Figura 21 – Energia Cinética Turbulenta 24°	32
Figura 22 – Uso do Pós-Queimador	33

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Características das Malhas	24
---	----

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

C-D	Convergente-Divergente
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i> (Dinâmica dos Fluidos Computacional)
DOC	<i>Direct Operating Cost</i> (Custo Operacional Direto)
IATA	<i>International Air Transport Association</i> (Associação Internacional de Transporte Aéreo)
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i> (Organização da Aviação Civil Internacional)
NPR	<i>Nozzle Pressure Ratio</i> (Razão de Pressão do Bocal)
RANS	<i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i> (Equações de Navier-Stokes com Média de Reynolds)
SST	<i>Shear Stress Transport</i> (Transporte de Tensão de Cisalhamento)
TKE	<i>Turbulence Kinetic Energy</i> (Energia Cinética Turbulenta)

LISTA DE SÍMBOLOS

C_D	Coeficiente de Descarga [adimensional]
C_p	Calor Específico a pressão constante [$J/(kg \cdot K)$]
C_V	Coeficiente de Velocidade [adimensional]
M	Número de Mach [adimensional]
P	Pressão Estática [Pa]
P_0	Pressão Total ou de Estagnação [Pa]
P_a	Pressão Atmosférica [Pa]
P_c	Pressão Crítica [Pa]
P_g	Pressão Manométrica (*Gauge*) [Pa]
R	Constante dos Gases [$J/(kg \cdot K)$]
T	Temperatura Estática [K]
T_0	Temperatura Total ou de Estagnação [K]
V	Velocidade [m/s]
γ	Razão de Calores Específicos (Gama) [adimensional]
η_n	Eficiência Adiabática do Bocal [adimensional]
θ	Ângulo de Convergência [Graus ou $^\circ$]
μ	Viscosidade Dinâmica [$Pa \cdot s$]
π_n	Taxa de Recuperação de Pressão [adimensional]
ρ	Densidade [kg/m^3]

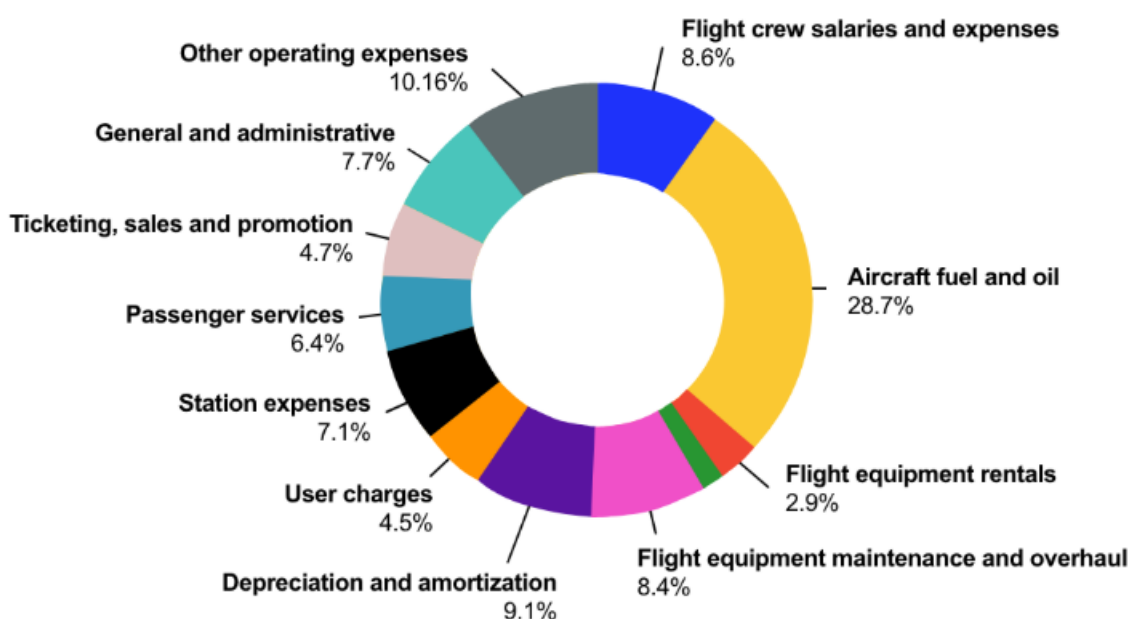
SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	13
2.1	MOTORES TURBOJATO	13
2.2	BOCAIS PROPULSIVOS	14
2.3	ESCOAMENTO EM BOCAIS E MECANISMOS DE PERDAS	15
2.4	EFICIÊNCIA DE BOCAIS	16
2.5	TRABALHOS CORRELATOS	17
3	METODOLOGIA	19
3.1	MODELO ANALÍTICO	19
3.1.1	Lógica do Cálculo e Condição de Engasgamento	19
3.1.2	Modelagem dos Coeficientes de Perdas	20
3.1.3	Solução Numérica Iterativa	21
3.1.4	Código	22
3.2	SIMULAÇÃO NUMÉRICA	22
3.2.1	Equações Gorvenantes	22
3.2.2	Hipóteses Simplificadoras	22
3.2.3	Geometria	23
3.2.4	Malha	23
3.2.5	Propriedades dos Materiais	26
3.2.6	Condições de Contorno	26
3.2.7	Parâmetros da Simulação	26
3.2.8	Pós Processamento	27
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	28
4.1	COMPARAÇÃO: MÉTODO ANALÍTICO E SIMULAÇÃO NUMÉRICA	28
4.2	EFEITOS DE PERDAS: ANÁLISE DO ESCOAMENTO	29
4.3	INFLUÊNCIA DO PÓS QUEIMADOR	32
5	CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS	34
	REFERÊNCIAS	35
	APÊNDICE A – CÓDIGO MATLAB DO MODELO ANALÍTICO	36

1 INTRODUÇÃO

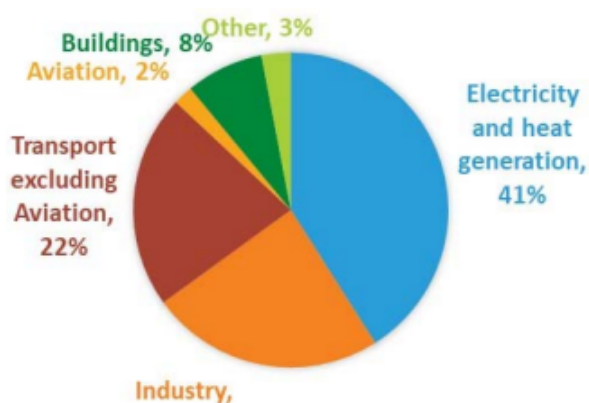
Atualmente, a indústria aeronáutica passa por dois principais desafios, sendo um o impacto ambiental e outro o alto Custo Operacional Direto (DOC), o qual se refere ao todo custo que faz um avião voar. Esses dois problemas estão diretamente ligados ao consumo de combustível, que segundo a (INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION, 2024) (Associação Internacional de Transporte Aéreo), representa a maior parcela do DOC de uma companhia aérea, como mostra a 1 (28,7 %). Além disso, segundo o (Hupe, 2020) (Organização da Aviação Civil Internacional), a aviação é responsável por uma média de 2 % das emissões de CO_2 globais geradas pelo ser humano, como mostra a 2.

Figura 1 – Custos de uma Companhia Aérea.



Fonte: INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION (2024)

Figura 2 – Impacto da Aviação Global no Clima.



Fonte: Hupe (2020)

Uma solução que visa minimizar esses danos seria o aumento da eficiência global de motores aeronáuticos, pois um motor mais eficiente gera maior força de empuxo para um mesmo consumo de combustível.

Para que a eficiência global seja elevada, cada um dos componentes dos motores precisa ter uma boa performance, como o difusor, compressor, turbina, câmara de combustão e bocal de exaustão. Portanto, um projeto de engenharia ideal busca otimizar cada uma dessas partes. Sendo assim, é necessário obter ferramentas que permitam avaliar de forma rápida e precisa como diferentes parâmetros geométricos maximizam a performance.

Nesse contexto que esse trabalho se insere, tendo o objetivo de desenvolver uma ferramenta computacional analítica que analisa como a variação do ângulo da geometria do bocal de exaustão influencia sua eficiência. Além disso, os resultados gerados por essa ferramenta são utilizados para validar as simulações realizadas via softwares, como o Ansys, assegurando a consistência física do modelo numérico.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

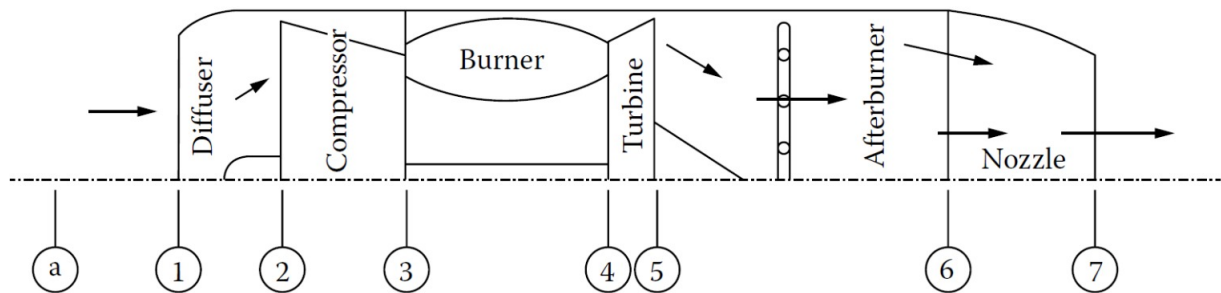
Esse capítulo apresenta a fundamentação teórica que serve de base para a compreensão do trabalho desenvolvido. O objetivo é expor os principais conceitos e princípios físicos para o entendimento das simulações e cálculos realizados ao longo do estudo.

2.1 MOTORES TURBOJATO

Um motor turbojato é construído ao redor de um núcleo chamado gerador de gás, que é formado pela união do compressor, da câmara de combustão e da turbina. Além desse núcleo, o motor contém um difusor na entrada para captar o ar e um bocal na saída para expelir os gases.

A função desse gerador de gás é pegar o ar admitido e queimar com o combustível para criar um fluxo de gás com energia (alta pressão e temperatura). É essa energia acumulada que o bocal vai usar depois para gerar uma força propulsiva. A 3 mostra onde cada uma dessas partes fica, e suas funções estão descritas logo abaixo, de acordo com (El-Sayed, 2017).

Figura 3 – Componentes de um Motor Turbojato.



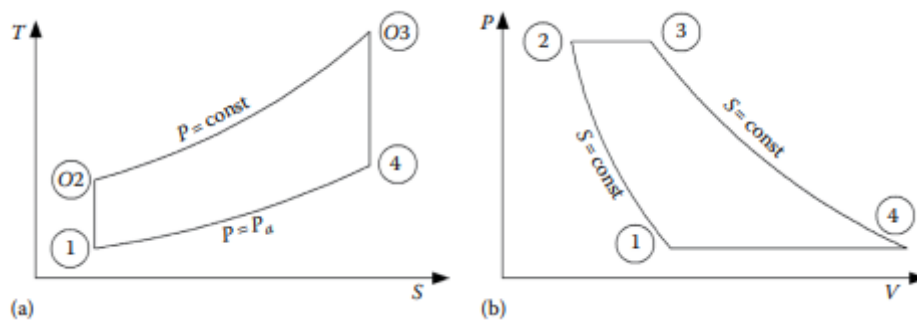
Fonte: El-Sayed (2017)

- Difusor: Levar o fluido para o compressor com baixa distorção. Onde ocorre a desaceleração do escoamento;
- Compressor: Suprir à quantidade e a pressão adequadas para a câmara de combustão;
- Câmara de combustão: Realizar uma mistura de ar e combustível e a queima eficiente dessa mistura, entregando os gases quentes para a turbina;
- Turbina: Extrair a potência de eixo para acionar o compressor e outros dispositivos, como por exemplo bombas de óleo;
- Pós-queimador: Realiza uma combustão adicional após as turbinas, produzindo um considerável aumento no empuxo.
- Bocal de exaustão: Realiza a saída dos gases na direção da velocidade para a produção do empuxo. Onde ocorre a aceleração do escoamento, devido a variação de área da seção transversal.

Essa especificação de motor funciona baseada no ciclo de Brayton, em que passa por quatro processos principais, de acordo com (El-Sayed, 2017), que em uma primeira aproximação podem ser modelados por: Compressão isentrópica, onde em um ciclo ideal, esse processo aumenta a pressão e a temperatura do ar sem perdas; Adição de calor a pressão constante, o que adiciona energia térmica ao escoamento; Expansão isentrópica, onde o gás quente e pressurizado se expande na turbina e no bocal de exaustão; Rejeição do calor a pressão constante, onde os gases saem do motor e se misturam com a atmosfera, em que idealmente retornam a pressão inicial.

Esse ciclo é ilustrado na 4:

Figura 4 – Ciclo de Brayton.



Fonte: El-Sayed (2017)

Enquanto o Ciclo de Brayton ideal assume processos isentrópicos (ideais), esse trabalho irá focar em condições reais (não isentrópicas), especificamente no processo de expansão dentro do bocal, onde perdas por atrito e separação de escoamento causam reduções na eficiência.

2.2 BOCAIS PROPULSIVOS

Sabendo que a principal função do bocal de exaustão é acelerar os gases de saída para gerar empuxo, sendo ele uma força aerodinâmica que impulsiona a aeronave, a escolha do bocal depende se o escoamento é subsônico ou supersônico.

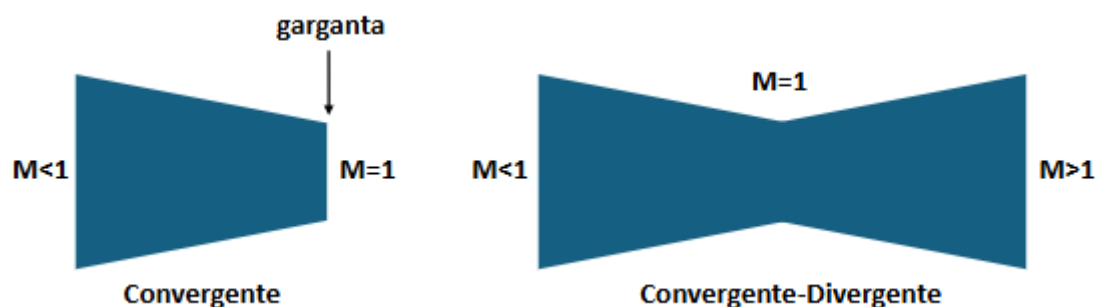
Assim, para escoamentos subsônicos ($Mach < 1$), para aumentar a velocidade do fluxo, a área do bocal deve diminuir (convergir). Já para escoamentos supersônicos ($Mach > 1$), a fim de acelerar o fluxo, a área do bocal deve aumentar (divergir).

Nesse sentido, tem-se dois principais exemplos de bocais, como cita (Farokhi, 2014):

- **Bocal Convergente:** Ele acelera o escoamento subsônico que vem da turbina, sendo que sua velocidade máxima de saída é limitada a número de Mach 1, localizada na região de saída (garganta). Usado em aeronaves subsônicas, como exemplo aeronaves comerciais;
- **Bocal Convergente-Divergente:** A seção convergente acelera o fluxo até Mach na garganta e a seção divergente continua a aceleração no regime supersônico. Usado em aeronaves com velocidades supersônicas, como foguetes e aviões militares.

Esses bocais estão representados na 5:

Figura 5 – Exemplos de Bocais.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Logo, para a faixa de operação de voo subsônico, bocais convergentes são comumente usados, pois são mais leves, baratos e têm um melhor desempenho nessa condição de voo. Este trabalho se concentrará, portanto, na análise de desempenho deste tipo de bocal.

2.3 ESCOAMENTO EM BOCAIS E MECANISMOS DE PERDAS

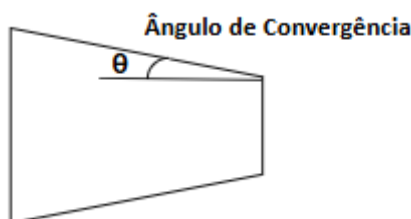
Para o entendimento do escoamento em bocais é necessário diferenciar as variadas pressões que existem, pois elas são utilizadas para configurar as condições de contorno em simulações e em cálculos analíticos:

- Pressão estática (P): é a pressão termodinâmica real do fluido para um determinado ponto.
- Pressão Total ou de Estagnação (P_0): é a pressão que o fluido teria caso fosse desacelerado até a velocidade zero de forma isentrópica, ou seja, sem perdas.
- Pressão Manométrica (P_g): é a pressão relativa à pressão atmosférica, ou seja, é a diferença entre a pressão de operação com a pressão referencial.

Nos bocais, o escoamento é impulsionado pela diferença entre a pressão total de entrada e a pressão estática de saída, em que quanto maior for essa diferença, maior será o potencial de aceleração do fluido (Farokhi, 2014).

Considerando condições reais de operações, o escoamento em um bocal não é isentrópico. Portanto, existem fenômenos físicos que introduzem irreversibilidades que dissipam energia e reduzem a velocidade final de saída, o que diminui a eficiência desse componente. Dois principais fatores de perdas em bocais convergentes, que são influenciados pela geometria, especialmente o ângulo de convergência, são apresentados a seguir:

Figura 6 – Ângulo de Convergência.

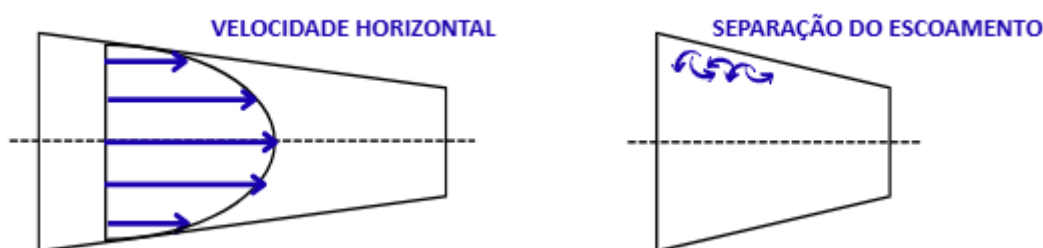


Fonte: Elaborada pelo autor.

- **Atrito Viscoso:** O escoamento do fluido, próximo às paredes internas do bocal, gera uma tensão de cisalhamento, o que resulta na formação de uma camada limite. Dentro dessa camada, a velocidade do fluido é reduzida devido ao atrito. Para um ângulo de convergência pequeno, considerando a mesma razão de áreas, tem-se um bocal mais longo, o que possui uma maior área superficial interna em contato com o fluido e, portanto, maiores perdas devido a esse atrito.
- **Separação do Escoamento:** Quando a geometria do bocal apresenta variações abruptas, o escoamento pode não acompanhar a curvatura das paredes. Tal fato, leva ao fenômeno de descolamento da camada limite, onde surge zonas de recirculação e turbulência. Para ângulos de convergências grandes, ou seja, bocais curtos, é imposto um gradiente de pressão adverso que pode provocar a separação do escoamento, ocasionando perdas, o que reduz a eficiência.

Tais fenômenos estão representados na 7:

Figura 7 – Camada Limite e Separação do Escoamento.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Sendo assim, o projeto geométrico, considerando o ângulo de convergência, de um bocal envolve uma investigação para entender qual desses efeitos é predominante na faixa de ângulos que será estudada e como isso impacta a eficiência final.

2.4 EFICIÊNCIA DE BOCAIS

A eficiência adiabática mede o quanto de energia térmica é convertida em energia cinética, ou seja, em velocidade, na saída do bocal. Onde, quanto mais perdas tiver, seja por atrito ou separação do escoamento, menor será essa eficiência. Na literatura, existem algumas abordagens para essa

métrica, sendo duas delas mais comuns, o que permite uma análise complementar entre o modelo analítico e a simulação numérica:

- **Velocidade:** A eficiência pode ser expressa em função do coeficiente de velocidade, o qual é definido pela razão da velocidade média real de saída e a velocidade isentrópica ideal, uma vez que a função do bocal está atrelada na conversão de energia térmica em energia cinética (velocidade). Assim, como mostra a Equação 1, conforme (El-Sayed, 2017):

$$\eta_n = C_V^2 \quad (1)$$

- **Razão de Pressão:** A eficiência pode ser baseada na conservação da pressão total, já que em um escoamento ideal a pressão total permanece constante e em casos reais existe uma queda irreversível dessa pressão, devido aos efeitos de atrito e turbulência. Assim, como mostra a Equação 2, conforme (El-Sayed, 2017):

$$\eta_n = \frac{\left\{ \text{NPR} \left(\frac{p_{\text{atm}}}{p_{\text{saída}}} \right) \right\}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - \pi_n^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{\left\{ \text{NPR} \left(\frac{p_{\text{atm}}}{p_{\text{saída}}} \right) \right\}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1} \quad (2)$$

2.5 TRABALHOS CORRELATOS

A influência da geometria de bocais na eficiência global de motores tem sido objeto de estudo recorrentes na engenharia aeroespacial. Essas abordagens variam desde experimentos até simulações numéricas.

Um estudo relevante para esse trabalho foi realizado por (Hamedi-Estakharsar, Mahdavy-Moghaddam e Jahromi, 2018), em que foi investigado numericamente os efeitos dos ângulos de convergência e divergência na performance de bocais. Os autores utilizaram o modelo de turbulência $k-\omega$ SST no software Ansys Fluent, o mesmo que foi utilizado nesse TCC. Os autores concluíram que o aumento do ângulo de convergência faz com que o coeficiente de descarga (C_d) e a eficiência adiabática (η_n) diminuam, devido ao deslocamento da camada limite em geometrias mais abruptas.

Os autores demonstraram que o impacto do ângulo de convergência é mais relevante sobre o C_d (8), que sofreu redução com o aumento do ângulo. Por outro lado, a eficiência adiabática (9) mostrou-se mais estável em altas razões de pressão (NPR), apresentando variações mais sutis. Contudo, observou-se uma queda de desempenho em baixos valores de NPR, onde o aumento do ângulo de convergência resultou em menor eficiência.

Figura 8 – Coeficiente de Descarga por Ângulo de Convergência

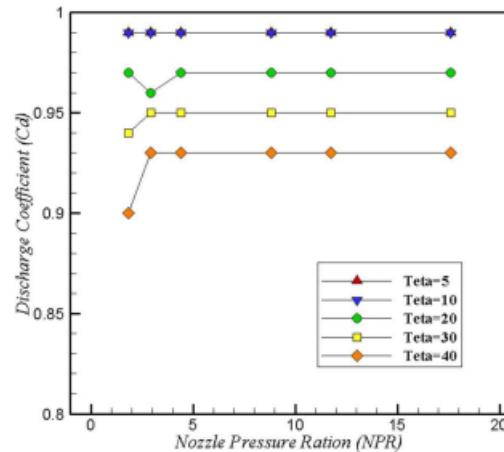


Fig. 18 Discharge coefficient (C_d) for the nozzles with various convergence angles (θ) into the nozzle pressure ratio

Fonte: Hamed-Estakhrsar, Mahdavy-Moghaddam e Jahromi (2018)

Figura 9 – Eficiência adiabática por Ângulo de Convergência

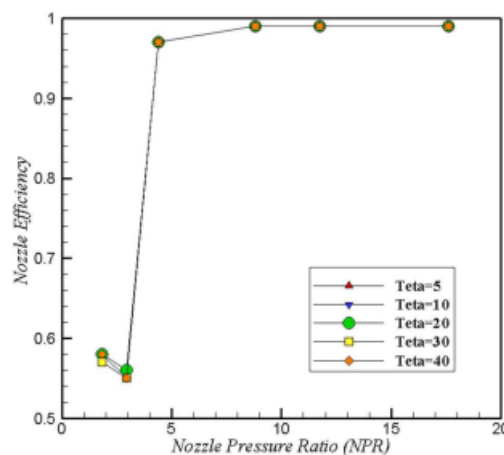


Fig. 20 Nozzle efficiency (η_n) for the nozzles with various convergence angles (θ) into the nozzle pressure ratio

Fonte: Hamed-Estakhrsar, Mahdavy-Moghaddam e Jahromi (2018)

Apesar dessas análises, o trabalho de Hamed-Estakhrsar, focou em bocais convergente-divergentes (C-D) para aplicações supersônicas e com razões de pressão (NPR) variáveis. O presente TCC irá se concentrar na geometria convergente, operando em regimes subsônicos. Além disso, as análises também serão expandidas ao incluir os efeitos da temperatura geradas pela operação de um pós-queimador.

3 METODOLOGIA

Esse capítulo apresenta os métodos utilizados para analisar a eficiência do bocal. O estudo foi dividido em duas etapas principais: o desenvolvimento de um modelo matemático no *software* Matlab (THE MATHWORKS INC., 2024b), para cálculos rápidos, e a realização de simulações numéricas no *software* Ansys (ANSYS INC., 2025), para uma análise detalhada do escoamento.

3.1 MODELO ANALÍTICO

Foi desenvolvido um modelo analítico unidimensional, utilizando o *software* Matlab (THE MATHWORKS INC., 2024b). O objetivo foi criar uma ferramenta que, através da adição de coeficientes de perdas, tornasse possível calcular a eficiência do bocal em condições reais, variando o ângulo de convergência.

3.1.1 Lógica do Cálculo e Condição de Engasgamento

O algoritmo inicia definindo as variáveis de entrada para os dois cenários operacionais que serão estudados, com e sem pós-queimador:

- Pressão Total de Entrada ($P_{0,entrada}$): 235325 Pa;
- Temperatura Total de Entrada ($T_{0,entrada}$): 300 K (sem pós queimador) e 2000 K (com pós queimador);
- Pressão Atmosférica (P_a): 101325 Pa;
- Calor Específico (γ): 1,4 (sem pós queimador) e 1,33 (com pós queimador);
- Constante dos Gases (R): $287 \frac{J}{kg \cdot K}$

A primeira parte é a verificação da condição de engasgamento. O código calcula a Pressão Crítica (P_c) considerando uma eficiência adiabática (η_n) aleatória. Ao comparar essa pressão com a pressão atmosférica (P_a), determina-se o regime de escoamento. Com base nessa definição, são calculadas variáveis como temperatura estática de saída (T_{saida}) e velocidade de saída (V_{saida}), de acordo com (El-Sayed, 2017)

$$P_c = P_{0,entrada} \left[1 - \frac{1}{\eta} \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

- Bocal engasgado: $P_c \geq P_a$. Então, a pressão estática na saída P_{saida} é igual a P_c e o Mach na garganta é 1;

$$T_{saida} = T_{0,entrada} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \quad (2)$$

$$V_{saida} = \sqrt{\gamma R T_{saida}} \quad (3)$$

- Bocal não engasgado: $P_c < P_a$. Então, a pressão estática na saída P_{saida} é igual a P_a .

$$T_{saida} = T_{0,entrada} \left[1 - \eta \left(1 - \left(\frac{P_a}{P_{0,entrada}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right] \quad (4)$$

$$V_{saida} = \sqrt{\frac{2\gamma\eta RT_{0,entrada}}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{0,entrada}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (5)$$

Além disso, foram calculadas variáveis intermediárias como número de Mach (M), pressão total de saída ($P_{0,saida}$), razão de pressão (NPR) e taxa de recuperação de pressão (π_n), de acordo com (El-Sayed, 2017):

$$M = \frac{V_{saida}}{\sqrt{\gamma RT_{saida}}} \quad (6)$$

$$P_{0,saida} = P_{saida} \left[1 + \eta_n \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7)$$

$$\text{NPR} \equiv \frac{P_{0,entrada}}{P_a} \quad (8)$$

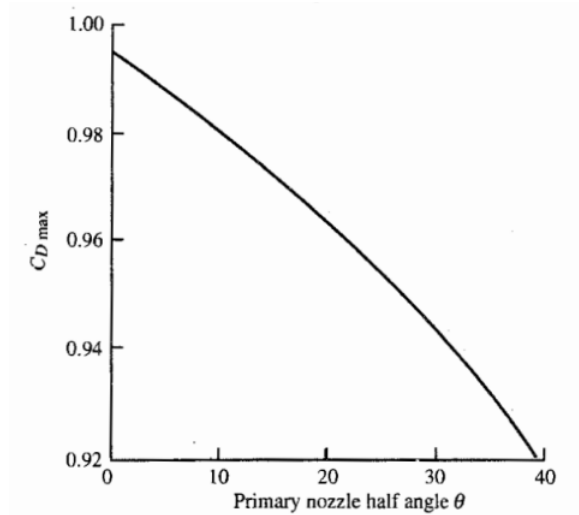
$$\pi_n \equiv \frac{P_{0,saida}}{P_{0,entrada}} \quad (9)$$

3.1.2 Modelagem dos Coeficientes de Perdas

Considerando um modelo real, foram implementados dois coeficientes fundamentais:

- Coeficiente de descarga: ele corrige a vazão mássica ideal e com base em um gráfico de (Mattingly, 2002), foi modelado em uma função polinomial do ângulo de convergência:

Figura 10 – Coeficiente de Descarga por Ângulo de Convergência



Fonte: Mattingly (2002)

$$C_D = 1,48866 \times 10^{-6} \theta^3 - 7,50294 \times 10^{-5} \theta^2 - 1,50346 \times 10^{-3} \theta + 0,99493 \quad (10)$$

- Coeficiente de velocidade: ele mede as perdas que afetam a velocidade de saída, sendo calculado de forma analítica, de acordo com (El-Sayed, 2017), conforme a Equação 11:

$$C_V = \sqrt{\frac{1 - \left[\frac{P_{saída}/P_a}{NPR \cdot \pi_n} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left[\frac{P_{saída}/P_a}{NPR \cdot C_D^2} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \quad (11)$$

Por fim, encontrou-se o valor da eficiência pela relação da Equação 1.

3.1.3 Solução Numérica Iterativa

O acoplamento das equações mencionadas apresenta uma complexidade, pois a eficiência adiabática é necessária para calcular a pressão crítica no início do algoritmo, mas ela também só é encontrada no final do cálculo que depende do coeficiente de velocidade. Isso gera uma dependência circular que exige uma solução iterativa.

De início, implementou o método iterativo de Ponto Fixo, no qual a eficiência calculada na iteração atual é usada como entrada para a próxima iteração, de acordo com (Chapra e Canale, 2015). Porém, essa abordagem apresentou instabilidade numérica e dificuldade de convergência para a operação.

Para solucionar esse problema, garantindo robustez ao código, utilizou-se a função `fsolve` do Matlab. Nesse método, utiliza-se algoritmos de otimização não linear para encontrar a raiz da função resíduo, de acordo com (THE MATHWORKS INC., 2024a):

$$\text{Resíduo} = \eta_{estimado} - \eta_{calculado} \quad (12)$$

Assim, o código ajusta o valor da eficiência até que o resíduo seja nulo, o que garante a convergência correta da eficiência final para cada ângulo de convergência simulado.

3.1.4 Código

O algoritmo final utilizado para os cálculos encontra-se no Apêndice A. Nele, as entradas de dados correspondem ao cenário sem pós queimador. Ao considerar o pós queimador operante, o mesmo código foi utilizado, mudando apenas os parâmetros iniciais de temperatura e propriedades termodinâmicas.

3.2 SIMULAÇÃO NUMÉRICA

Para a realização das simulações numéricas foi utilizado o *software* Ansys Fluent (ANSYS INC., 2025). O principal objetivo foi obter uma solução detalhada do escoamento, observando os efeitos da viscosidade (camada limite) e da turbulência, a fim de relacionar a variação do ângulo de convergência com a eficiência do bocal.

3.2.1 Equações Gorvenantes

O Ansys Fluent adota o método de volumes finitos para resolver as equações fundamentais do escoamento de fluidos. Para esse estudo de escoamento compressível, turbulento e estacionário, o *software* resolve o conjunto de equações de Navier-Stokes, incluindo a conservação da massa, momento e energia.

Para simular o efeito da turbulência foi utilizado o modelo $k - \omega$ SST ("Shear Stress Transport"). Esse modelo é bastante utilizado na indústria aeroespacial, conforme mostrado em 2.5, pois ele é preciso para calcular o escoamento perto das paredes, o que torna ideal para analisar as perdas de eficiência que ocorrem nessa região.

3.2.2 Hipóteses Simplificadoras

As hipóteses simplificadoras utilizadas para a solução desse estudo foram:

- Regime permanente: As propriedades do fluido, como velocidade e pressão, não variam com o tempo.
- Gás ideal: O fluido (ar) foi modelado como gás ideal, considerando as faixas de pressão e temperatura estudadas.
- Paredes adiabáticas: As paredes dos bocais foram consideradas perfeitamente isoladas, ou seja, não há transferência de calor entre o fluido e a parede.

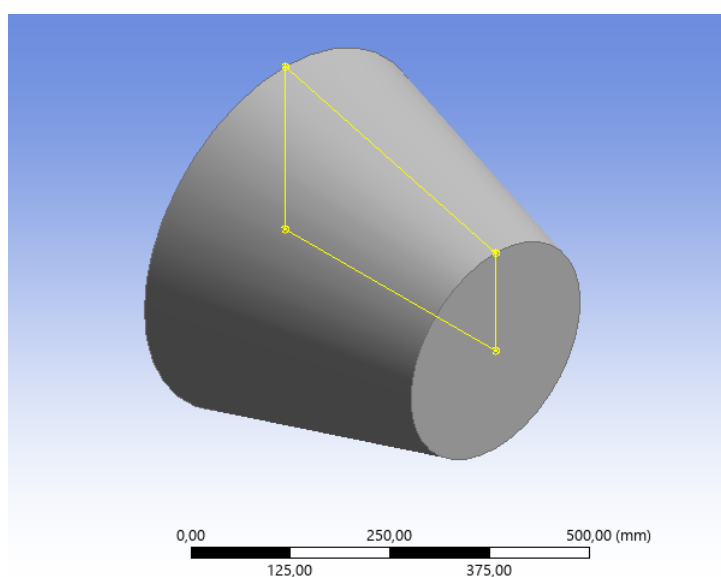
3.2.3 Geometria

As dimensões para o estudo de um bocal de exaustão são valores representativos da ordem de grandeza encontrada em motores aeronáuticos reais, sendo elas:

- Raio de entrada: 250 mm.
- Raio de saída: 150 mm.

A 11 representa o desenho do bocal.

Figura 11 – Geometria Bocal de Exaustão.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Nesse contexto, o parâmetro de interesse para estudo foi o ângulo de convergência. A fim de analisar seu impacto, foram simulados casos entre 3° e 24° , onde o comprimento do bocal foi ajustado em cada caso para manter constante a razão entre áreas.

3.2.4 Malha

Para considerar uma malha com qualidade boa e, portanto, eficaz para capturar os fenômenos que estão sendo estudados, foram estabelecidos os seguintes parâmetros, de acordo com padrões de simulações vistos em (MORSCH FILHO, 2024):

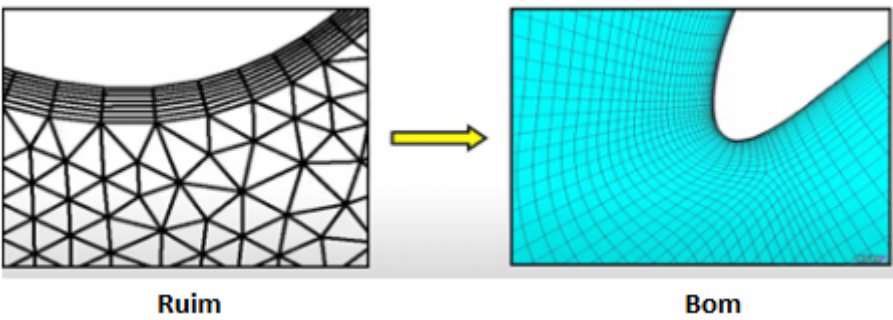
- Qualidade Ortogonal mínima $> 0,1$.
- Razão de Aspecto máxima < 100 .
- Skewness máxima < 100 .

Na geração da malha, foi realizado um estudo de independência de malhas, no qual foram simulados casos com refinamentos diversos. Para isso, variou os valores de parâmetros como *Element Size*

(tamanho do elemento) e *Inflation* (camadas de inflação). Essa adição do *Inflation*, células bem organizadas e achatadas próximas da parede do modelo, visa capturar os efeitos na camada limite, sendo recomendado por (MORSCH FILHO, 2024) utilizar entre 10 e 15 células .

Além disso, para evitar mudanças bruscas de refinamento, a fim de uma malha com maior qualidade, foram utilizados elementos hexaédricos em todo o domínio, por meio do *Sweep Method* (Método de Varredura) do Ansys. Visando encontrar resultados como esse da 12:

Figura 12 – Diferença de Formato.



Fonte: MORSCH FILHO (2024).

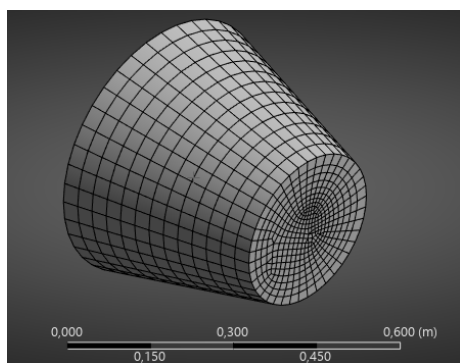
Assim, os parâmetros obtidos para cada malha gerada foram os apresentados na Tabela 1 e a representação delas está na 13:

Tabela 1 – Características das Malhas

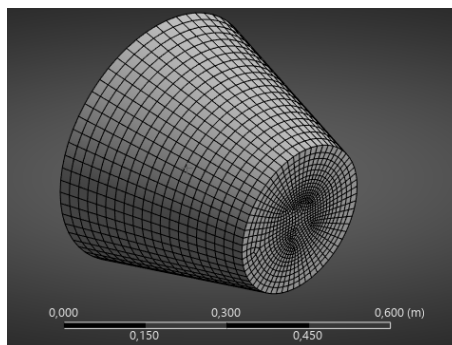
Refinamento	<i>Element Size</i>	<i>Inflation</i>	Qualidade Ortogonal	Razão de Aspecto	<i>Skewness</i>	Células	Pressão de Saída [Pa]
Grossa	0.03	5	0,78	9,38	0,47	4860	504741.64
Grossa-Média	0.02	10	0,62	14.81	0,48	16120	451659,82
Média	0.015	12	0,63	14.17	0,59	33145	444758,46
Média-Fina	0.013	13	0,56	12.40	0,54	51760	430629,74
Fina	0.011	14	0,52	11.39	0,59	77940	432319,27
Fina-Fina	0.010	15	0,77	9,30	0.66	108940	440067,72

Fonte: Elaborada pelo autor.

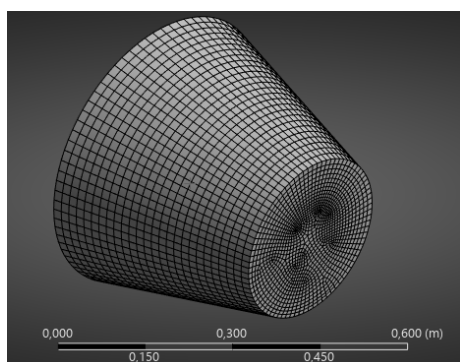
Figura 13 – Malhas Geradas



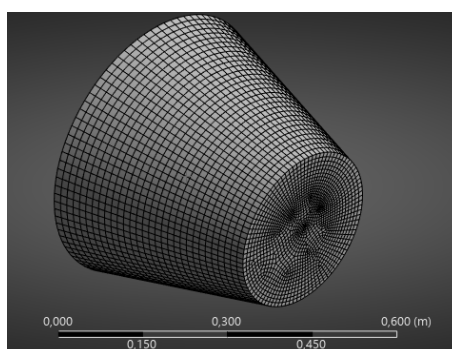
(a) Malha 1 - 4860 células



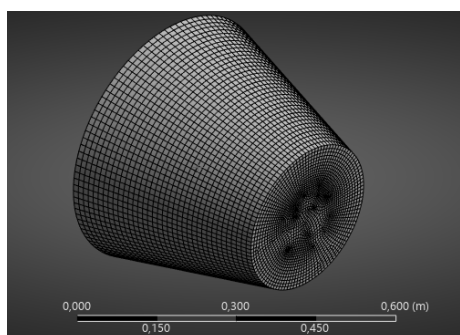
(b) Malha 2 - 16120 células



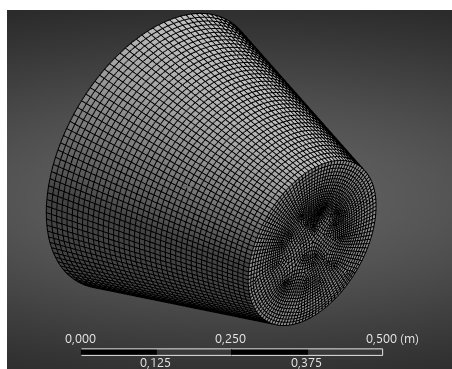
(c) Malha 3 - 33145 células



(d) Malha 4 - 51760 células



(d) Malha 5 - 77940 células

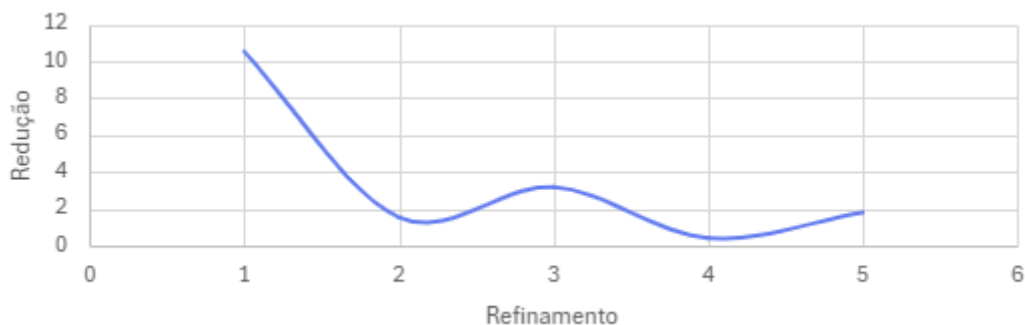


(d) Malha 6 - 108940 células

Fonte: Elaborado pelo autor.

Considerando que na malha "Fina" temos uma redução de 0,3% no valor da pressão de saída em relação a malha anterior e que a malha "Fina-Fina" não teve mudança abrupta, foi considerado uma convergência devido a pequenas oscilações. Assim, visando um menor custo computacional e um resultado, a malha "Fina" foi selecionada para o estudo paramétrico. Assim, como mostra na 14:

Figura 14 – Percentual de Redução da Pressão de Saída a cada Refinamento.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Por fim, de acordo com os valores obtidos na Tabela 1 e na comparação deles com os parâmetros estabelecidos de qualidade ortogonal, razão de aspecto e *skeness*, todas as malhas geradas atenderam os critérios, demonstrando serem adequadas para o estudo.

3.2.5 Propriedades dos Materiais

O fluido de trabalho foi o ar, com as seguintes definições:

- Densidade (ρ): Gás ideal.
- Calor Específico (C_p): 1006.43 J/kg·K.

3.2.6 Condições de Contorno

As condições de contorno foram definidas:

- Entrada
 - Pressão Manométrica (P_g): 152000 Pa.
 - Temperatura Total (T_0): 300 K.
- Saída: Pressão Manométrica (P_g): 0 Pa.
- Paredes: Condição adiábrica, ou seja fluxo de calor igual a 0.

3.2.7 Parâmetros da Simulação

Para a realização dos cálculos no Ansys, foram estabelecidos os seguintes parâmetros:

- *Solver*: *Density-Based*, pois é uma opção mais robusta e precisa para simulações de escoamento compressíveis.
- Critério de Convergência: Considerado o valor de 10^{-5} para todas as equações (massa, quantidade de movimento, energia e turbulência).

- Monitoramento: Foram consideradas 400 interações, a fim de garantir que o valor final estaria estável, não apresentando grandes variações.

3.2.8 Pós Processamento

Após a convergência da simulação para cada ângulo de convergência, variando de 3° a 24° , os dados foram extraídos para dois tópicos de análises:

- Cálculo da Eficiência

Foram extraídos os valores da pressão total, pressão estática e número de Mach na saída do bocal, a fim de comparar com os resultados analíticos. Para o cálculo da eficiência foi utilizado a Equação 2.

- Visualização do Escoamento

Para entender os fenômenos de perdas, camada limite e separação de escoamento, foram gerados gráficos de contorno para: Velocidade Horizontal: inspecionando o perfil de velocidade próximo a parede e o crescimento da camada limite; Energia Cinética Turbulenta: utilizada para mapear as regiões de alta intensidade turbulenta. Ela permite identificar zonas de separação do escoamento e, simultaneamente, avaliar as perdas energéticas de origem viscosa associadas ao atrito dentro da camada limite

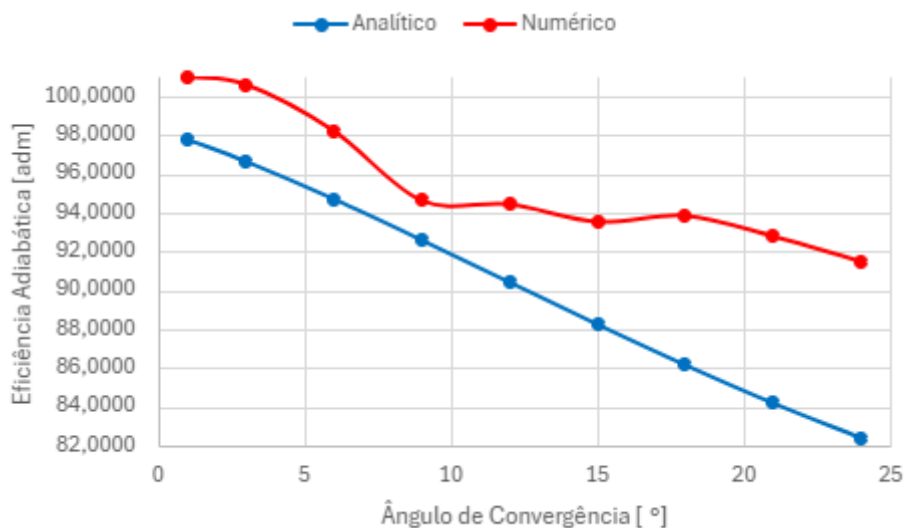
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Nesse capítulo, são expostos os resultados alcançados através da aplicação das metodologias descritas anteriormente. A discussão foca na interpretação física e quantitativa dos dados gerados, buscando compreender o comportamento do bocal com as diferentes condições testadas e validar as ferramentas de cálculo utilizadas.

4.1 COMPARAÇÃO: MÉTODO ANALÍTICO E SIMULAÇÃO NUMÉRICA

A 15 mostra a comparação entre os resultados do modelo analítico (linha azul) e da simulação numérica (linha vermelha).

Figura 15 – Comparação entre os Resultados das Simulações



Fonte: Elaborada pelo autor.

Ao analisar o gráfico, percebe-se que os dois métodos mostram a mesma tendência: quanto maior o ângulo de convergência, menor é a eficiência. Isso valida o modelo numérico, demonstrando que as simulações foram capazes de reproduzir o comportamento físico previsto pela abordagem analítica.

Porém, existem duas diferenças relevantes entre as curvas:

O modelo analítico baseia-se em uma abordagem unidimensional simplificada. O cálculo depende de correlações que associam a perda da eficiência com a geometria e ao coeficiente de descarga. Como observado, essa abordagem tende a diminuir a eficiência de forma mais acentuada conforme o ângulo aumenta.

Já na simulação numérica, são resolvidas as equações de transporte completas, considerando os efeitos reais de viscosidade, turbulência e o perfil da velocidade bidimensional. Os resultados indicam que, apesar da geometria influenciar o escoamento, a conservação de energia do escoamento é superior ao previsto pelas equações 1D.

Além disso, observa-se que, para ângulos baixos ($< 5^\circ$) os valores superam levemente o limite de 100 %, mostrando que o resultado indica uma limitação de precisão do cálculo numérico. Nesses

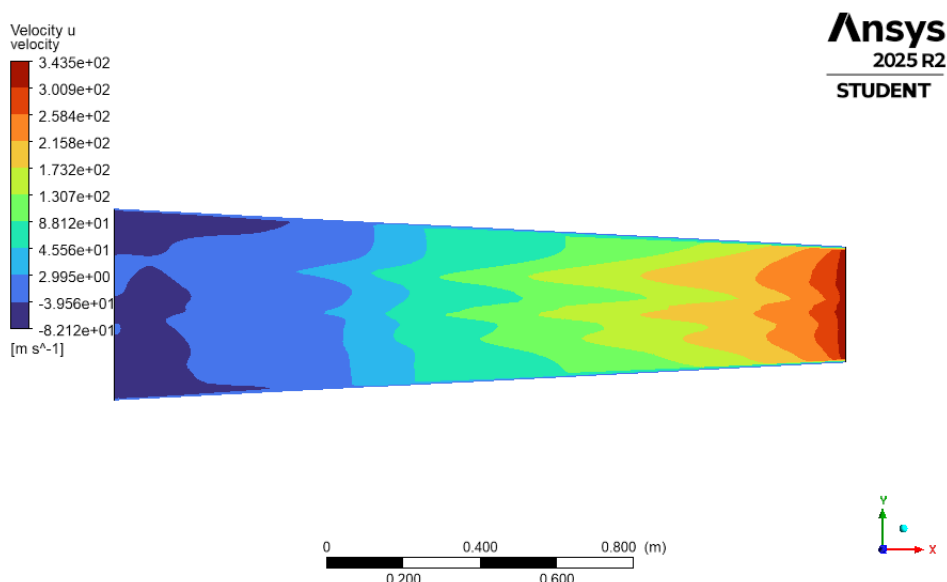
casos, como a perda de energia é baixa, a diferença de pressão entre a entrada e a saída é menor do que a tolerância de erro do *software*.

Os resultados obtidos confirmam a tendência observada na literatura. Assim como reportado por Hamedi-Estakhrsar *et al.* (2018), nota-se então que o aumento do ângulo de convergência diminui o desempenho do bocal, principalmente devido à redução do Coeficiente de Descarga (C_d) e ao aumento da separação do escoamento na saída.

4.2 EFEITOS DE PERDAS: ANÁLISE DO ESCOAMENTO

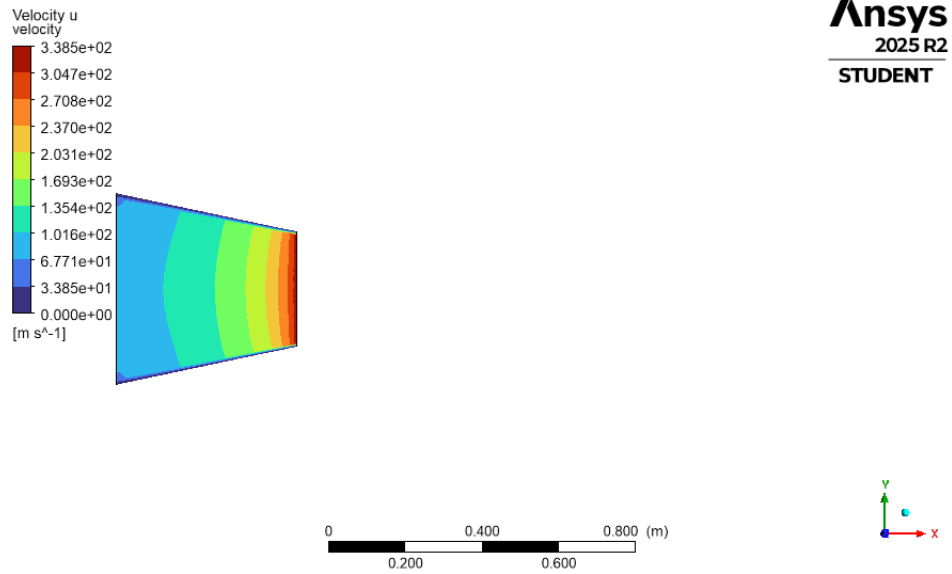
Nessa seção, investigam-se os fenômenos físicos responsáveis pela variação de desempenho do bocal através da visualização dos campos de Velocidade Horizontal (16, 17 e 18) e Energia Cinética Turbulenta (19, 20 e 21) obtidos na simulação numérica.

Figura 16 – Velocidade Horizontal 3°



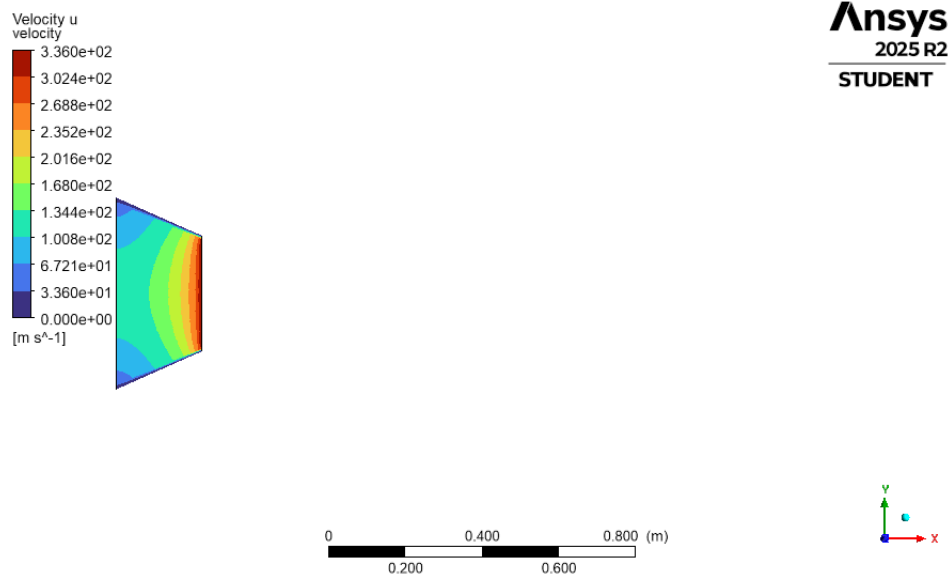
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 17 – Velocidade Horizontal 12°



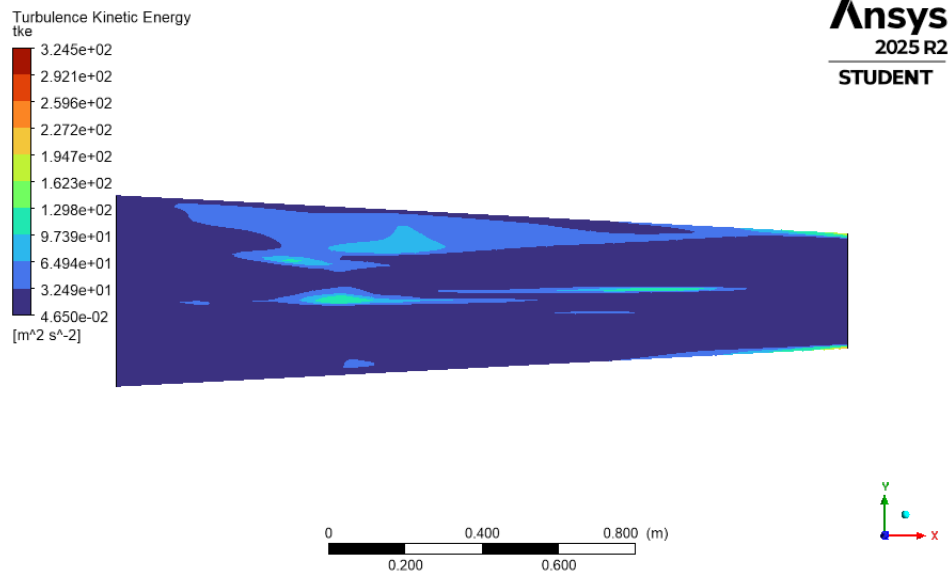
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 18 – Velocidade Horizontal 24°



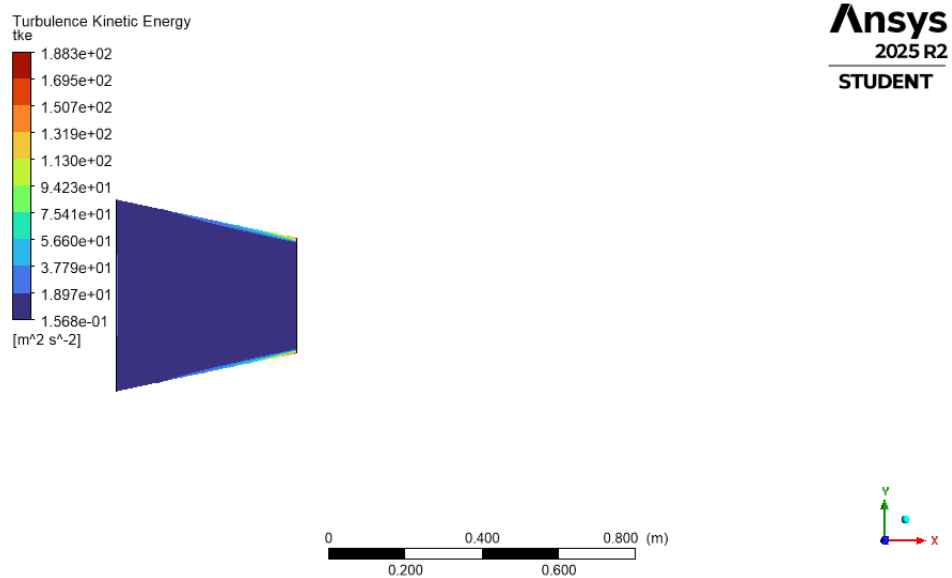
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 19 – Energia Cinética Turbulenta 3°



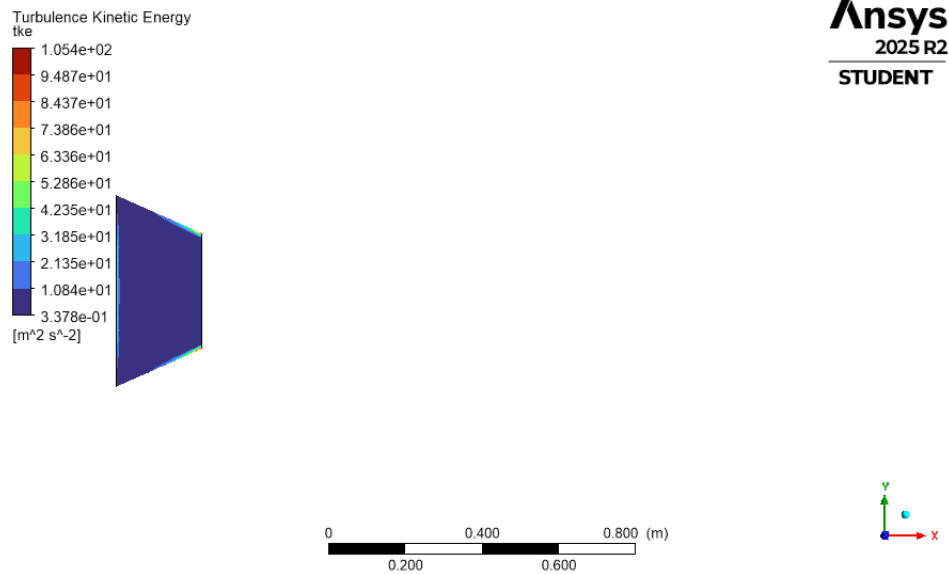
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 20 – Energia Cinética Turbulenta 12°



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 21 – Energia Cinética Turbulenta 24°



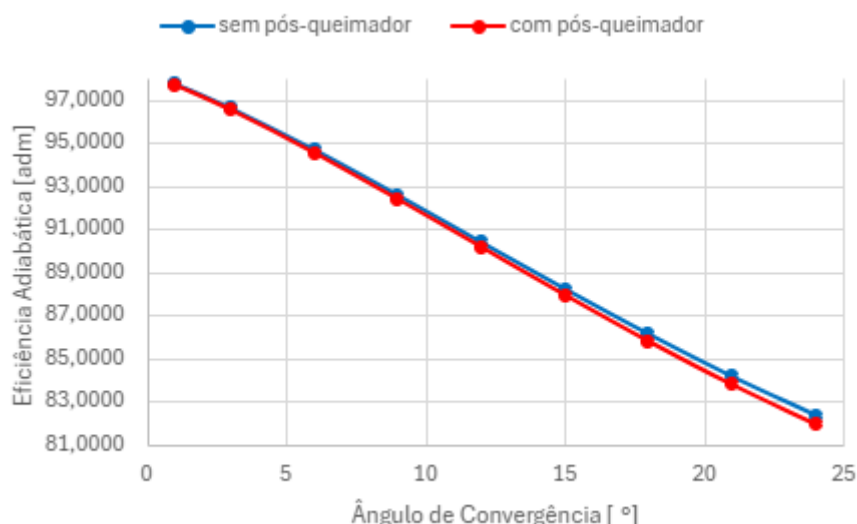
Fonte: Elaborada pelo autor.

A análise qualitativa do escoamento, realizada através dos contornos de Velocidade Horizontal e de Energia Cinética Turbulenta (TKE), revela que a perda de eficiência do bocal é apresentada por dois mecanismos diferentes. Para os ângulos de convergência baixos (3°), o fator predominante é o atrito viscoso. Como essas geometrias resultam em bocais mais longos para manter a razão de área, o fluido percorre uma grande extensão em contato com as paredes, gerando uma camada limite desenvolvida e níveis elevados de turbulência acumulada ao longo do bocal, o que dissipa parte da energia do sistema, conforme previsto na teoria de escoamento viscoso em dutos (Farokhi, 2014). Por outro lado, para os ângulos maiores (24°), o mecanismo de perda se altera. Embora o bocal curto reduza a área de atrito, o que é evidenciado pelos menores picos de TKE, a mudança mais abrupta na área de passagem do escoamento impõe uma distorção. Nessas condições, o escoamento na saída apresenta maior não-uniformidade, com vetores de velocidade que não se alinham perfeitamente ao eixo axial. Portanto, conclui-se que a queda de eficiência observada nos resultados numéricos para maiores ângulos é causada principalmente pela dificuldade do fluido em se adequar à geometria, resultando em perdas por divergência, que superam o ganho obtido pela redução do atrito.

4.3 INFLUÊNCIA DO PÓS QUEIMADOR

A 22 apresenta a comparação da eficiência adiabática do bocal operando em dois regimes distintos: sem pós-queimador ($T_0 \approx 300$ K) e com pós-queimador ligado ($T_0 \approx 2000$ K).

Figura 22 – Uso do Pós-Queimador



Fonte: Elaborada pelo autor.

É importante destacar que as duas curvas deste gráfico foram geradas apenas pelo modelo analítico. A simulação no Ansys não foi realizada para o caso com pós-queimador devido ao alto custo computacional e ao tempo necessário para configurar a física complexa de altas temperaturas.

Ao analisar as curvas, observa-se que o comportamento qualitativo é igual em ambos os cenários: a eficiência decresce com o aumento do ângulo de convergência. No entanto, verifica-se uma pequena redução nos valores de eficiência quando o pós-queimador está operante.

Essa queda de eficiência observada no cenário com pós-queimador decorre da alteração nas propriedades de transporte do gás. Fisicamente, em gases, o aumento da temperatura (de 300 K para 2000 K) provoca uma elevação na viscosidade dinâmica. Com o fluido mais viscoso, as tensões de cisalhamento nas paredes do bocal aumentam, gerando maiores perdas por atrito em comparação ao escoamento de menor temperatura.

Ainda assim, a proximidade entre as curvas mostra que essa perda devido a temperatura é relativamente baixa. Os dados demonstram que a eficiência (η_n) é atuada predominantemente pela geometria: as perdas causadas pelo aumento do ângulo de convergência (separação e distorção do escoamento) são muito mais significativas do que as perdas adicionais geradas pelo aumento da viscosidade.

5 CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS

O trabalho cumpriu o objetivo de analisar a influência do ângulo de convergência na eficiência de um bocal propulsivo, utilizando uma metodologia que integrou um modelo analítico em MATLAB e simulações numéricas no Ansys Fluent. Os resultados demonstraram que o código analítico desenvolvido, foi capaz de validar as tendências de comportamento do escoamento, servindo como uma ferramenta ágil para fases preliminares de projeto.

Confirmou-se também que a eficiência do bocal é inversamente proporcional ao ângulo de convergência. A análise qualitativa revelou que, em ângulos pequenos, as perdas são dominadas pelo atrito viscoso devido à grande extensão da parede, enquanto em ângulos maiores, a redução ocorre pela distorção do fluxo na saída. Além disso, a comparação entre os regimes de operação demonstrou que o uso do pós-queimador causa apenas uma pequena redução na eficiência, sendo a geometria do componente o fator predominante no desempenho final.

Como recomendações para a continuidade desta pesquisa, sugere-se expandir o escopo de análise para bocais do tipo Convergente-Divergente (C-D), permitindo investigar o comportamento da eficiência em regimes de escoamento supersônico, onde a formação de ondas de choque introduz novos mecanismos de perda não observados no bocal convergente.

Além disso, recomenda-se realizar estudos paramétricos que considerem outras variáveis de influência além do ângulo de convergência. Sugere-se, por exemplo, analisar o impacto da rugosidade da parede, verificando como diferentes acabamentos superficiais alteram o atrito. Também seria relevante testar uma faixa mais ampla de Razões de Pressão (NPR), simulando o motor em diferentes regimes de potência e não apenas em um ponto fixo de operação. Por fim, propõe-se comparar o formato da parede, verificando se bocais com contorno arredondado trazem melhores resultados do que os modelos de paredes retas utilizados nesse TCC.

REFERÊNCIAS

- ANSYS INC. **Ansys Fluent**: theory guide. Canonsburg, PA, 2025. Release 2025 R2.
- CHAPRA, S. C.; CANALE, R. P. **Numerical methods for engineers**. 7th ed. New York, NY: McGraw-Hill Education, 2015.
- EL-SAYED, A. F. **Aircraft propulsion and gas turbine engines**. 2nd ed. Boca Raton, FL: CRC Press, 2017.
- FAROKHI, S. **Aircraft Propulsion**. Chichester, UK: John Wiley & Sons, 2014.
- HAMED-ESTAKHRSAR, M. H.; MAHDAVY-MOGHADDAM, H.; JAHROMI, M. Investigation of effects of convergence and divergence half-angles on the performance of a nozzle for different operating conditions. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, Rio de Janeiro, v. 40, n. 2, p. 1–12, 2018.
- HUPE, J. Setting the scene – aviation and climate change. In: ICAO AVIATION GREEN RECOVERY SEMINAR, 2020, [S. l.]. **Proceedings**. [S. l.]: [s. n.], 2020. Disponível em: <https://www.icao.int/sites/default/files/environmental-protection/Meetings/2020%20Aviation%20Green%20Recovery%20Seminar/1.1-ICAO-AGR-Setting-the-scene.pdf>. Acesso em: 27 nov. 2025.
- INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION. **Unveiling the biggest airline costs**. 2024. Publicado em: 4 jun. 2024. Disponível em: <https://www.iata.org/en/publications/newsletters/iata-knowledge-hub/unveiling-the-biggest-airline-costs/>. Acesso em: 23 nov. 2025.
- MATTINGLY, J. D. **Aircraft Engine Design**. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. (AIAA Education Series).
- MORSCH FILHO, E. **Introdução ao ANSYS Fluent Meshing Watertight Workflow**. 2024. Slides utilizados na disciplina de Mecânica dos Fluidos Computacional Aplicada do curso de Engenharia Aeronáutica da Universidade Estadual Paulista (UNESP), campus de São João da Boa Vista.
- THE MATHWORKS INC. **fsolve: solve system of nonlinear equations**. 2024. Documentation. Disponível em: <https://www.mathworks.com/help/optim/ug/fsolve.html>. Acesso em: 27 nov. 2025.
- THE MATHWORKS INC. **MATLAB**. Natick, MA: [s. n.], 2024. Version 24.1 (R2024a).

APÊNDICE A – CÓDIGO MATLAB DO MODELO ANALÍTICO

Algoritmo final realizado:

```

1 clc
2 clear
3 close all
4
5 %% Bocal Convergente - P s queimador inoperante
6
7 %% Dados de Entrada
8 P0entrada = 235325; % Press o Total de Entrada [Pa]
9 Pa = 101325; % Press o atmosf rica [Pa]
10
11 %% Rela o de press o do bocal
12 NPR = P0entrada / Pa;
13
14 %% Itera o para encontrar efici ncia adiab tica
15 eta_inicial = 1;
16 eta_final = fsolve(@residuo,eta_inicial);
17
18 function erro = residuo(eta)
19 %% Dados de Entrada
20 P0entrada = 235325; % Press o Total de Entrada [Pa]
21 Pa = 101325; % Press o atmosf rica [Pa]
22 T0entrada = 2000; % Temperatura Total de entrada [K]
23 gamma = 1.33; % Calor Espec fico [adm]
24 R = 287; % Constante dos gases [J/kg K]
25 theta = 24; % ngulo de Converg ncia [graus]
26
27 %% Rela o de press o do bocal
28 NPR = P0entrada / Pa;
29 CD = estimar_CD(theta);
30
31
32 Pc = P0entrada * ((1 - ((1/eta)*((gamma-1)/(gamma+1))))^(gamma/(gamma-1)));
33
34 if Pa > Pc % Escoamento n o engasgado
35     V_saida = sqrt(((2*gamma*eta*R*T0entrada)/(gamma-1)) * (1 - (Pa/P0entrada)
36         ^((gamma-1)/gamma)));
37     P_saida = Pa;
38     T_saida = T0entrada * (1 - eta * (1 - (Pa/P0entrada)^((gamma-1)/gamma)));
39 else % Escoamento engasgado
40     T_saida = T0entrada * 2 / (gamma+1);
41     V_saida = sqrt(gamma * R * T_saida);
42     P_saida = Pc;
43 end
44 M = V_saida / sqrt(gamma * R * T_saida);

```

```

45 P0saida = P_saida * (1 + (eta*((gamma - 1)/2))*M^2)^(gamma/(gamma-1)); % a
    efici ncia precisa aparecer
46 pi_n = P0saida / P0entrada;
47
48 % Coeficiente de velocidade
49 num = 1 - ((P_saida / Pa) / (NPR * pi_n))^((gamma-1)/gamma);
50 den = 1 - ((P_saida / Pa) / (NPR * CD^2))^((gamma-1)/gamma);
51 CV = sqrt(num / den);
52
53 eta_final = CV^2;
54 erro = eta - eta_final;
55
56 end
57
58 fprintf('Efici ncia adiab tica convergiu para %.6f.\n', eta_final);
59
60 %% Fun o para estimar CD
61 function CD = estimar_CD(theta)
62 A = 1.48866e-6;
63 B = -7.50294e-5;
64 C = -1.50346e-3;
65 D = 0.99493;
66 CD = A * theta^3 + B * theta^2 + C * theta + D;
67 end

```