

Tese apresentada à Pró-Reitoria de Pós-Graduação e Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências no Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia

**Thaís Piva de Castro**

## **Análise Numérica em um Ejetor Supersônico a Gás**

Tese aprovada em sua versão final pelos abaixo assinados:



Edson Luiz Zaporoli  
Orientador

Celso Massaki Hirata  
Pró-Reitor de Pós-Graduação e Pesquisa

Campo Montenegro  
São José dos Campos, SP – Brasil  
2010

# **Livros Grátis**

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

**Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)**  
**Divisão de Informação e Documentação**

Castro, Thaís Piva de  
Análise Numérica em um Ejetor Supersônico a Gás / Thaís Piva de Castro  
São José dos Campos, 2010.  
Número de folhas no formato 85f.

Tese de mestrado – Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia  
Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2010. Orientador: Dr. Edson Luiz Zapparoli.

1. CFD. 2. Ejetor. 3. Supersônico. 4. Compressível. I. Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Ensino à qual está vinculado o orientador. II. Análise Numérica em um Ejetor Supersônico a Gás.

**REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA –**

CASTRO, Thaís Piva. Análise Numérica em um Ejetor Supersônico a Gás. 2010. 85 folhas. Tese de Mestrado, Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

**CESSÃO DE DIREITOS**

NOME DO AUTOR: Thaís Piva de Castro

TÍTULO DO TRABALHO: Análise Numérica em um Ejetor Supersônico a Gás.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Dissertação / 2010

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias desta tese e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta tese pode ser reproduzida sem a sua autorização.



---

Thaís Piva de Castro  
Rua Pedro Tursi, 301, ap. 62 – Jardim Satélite.  
12230-075 – São José dos Campos – SP  
tha.piva@gmail.com

# **Análise Numérica em um Ejetor Supersônico a Gás**

**Thaís Piva de Castro**

Composição da Banca Examinadora:

Profa.	Cláudia Regina de Andrade	Presidente - ITA
Prof.	Edson Luiz Zaparoli	Orientador - ITA
Prof.	Ézio Castejon Garcia	Membro Interno - ITA
Pesq.	Aluisio Viais Pantaleão	Membro Externo - VSE

**ITA**

*Dedico este trabalho especialmente à memória  
de minha querida mãe Shirley que muito  
contribuiu para minha formação.*

## **Agradecimentos**

A minha família por todo o incentivo para a minha formação e pelo amparo nos momentos difíceis.

Em especial agradeço ao meu namorado Rogério que sempre esteve presente me motivando e ajudando. Agradeço principalmente sua paciência, carinho e dedicação que teve e tem comigo.

Ao professor Edson Luiz Zaparoli pela amizade, orientação, incentivo, paciência e confiança.

A professora Claudia pelas valiosas contribuições no decorrer deste trabalho.

Aos amigos de São José dos Campos e as meninas que residiram comigo, em especial a Ludmila Neves pelo companheirismo e paciência.

Aos colegas do laboratório GSET (Grupo de Simulação Numérica de Escoamento e Transferência de Calor), Rodrigo Vilela, Ana Elisa Tobal, Rodrigo Kagami e Thiago e ao Douglas pelo apoio, pela amizade, pelo excelente ambiente de trabalho, por todos os momentos de descontração e pelas confraternizações.

Agradeço às minhas duas amigas Rosiane Lima e Flávia Milo pelas discussões, companheirismo, carinho, auxílio e desenvolvimento deste trabalho.

A todos que estiveram presente muito obrigada.

## Resumo

Os ejetores possuem diferentes aplicações como na propulsão, refrigeração e aeroespacial. Este dispositivo não possui partes móveis e por isso é um equipamento simples, confiável, com potencial de vida longa e pode ser fabricado a um custo relativamente baixo, além disso, podem ser utilizados materiais baratos para sua construção. Por estas razões, pesquisas vêm sendo realizadas com a finalidade de melhorar o desempenho deste dispositivo. O objetivo do presente trabalho é analisar ejetores supersônicos a gás utilizando a ferramenta de CFD (*Computational Fluid Dynamic* – Dinâmica dos Fluidos Computacional) para estudar os fenômenos físicos, os efeitos da geometria e das condições de operação no escoamento variando os seguintes parâmetros: vazão na entrada secundária, o comprimento e o tipo da câmara de mistura. As equações do modelo matemático (continuidade, quantidade de movimento, energia e modelos de turbulência  $k$ - $\epsilon$ -realizável e  $k$ - $\omega$ -SST) são resolvidas numericamente empregando o método de volumes finitos. Um estudo com várias malhas foi realizado para garantir independência dos resultados em relação a estas e para validação do procedimento numérico foram utilizados dados experimentais disponíveis na literatura. Os resultados da validação mostraram que o modelo de turbulência  $k$ - $\omega$ -SST e o esquema de discretização de 1ª ordem apresentaram melhor desempenho para reproduzir os dados experimentais disponíveis para este ejetor. Os resultados para o comprimento da câmara de mistura de pressão constante indicam que para este modelo do ejetor, o comprimento ideal é encontrado de acordo com uma equação, pois este é influenciado pela vazão na entrada secundária. Os resultados também mostraram que com o aumento da vazão na entrada secundária, a diferença de pressão entre a saída e a entrada secundária diminui.

## Abstract

Ejectors can be used in many applications as propulsion, refrigeration and aerospace. This device has no moving parts being simple, reliable, having a long lifetime and low cost material can be used to build it. All these reasons drove a lot of research aiming to improve the performance of the ejectors. This work was done aiming to analyze gas supersonic ejectors using Computational Fluid Dynamic (CFD) tools to study the physical phenomena, geometric effects and flow operational conditions for the following parameters: mass flow rate at the second inlet, length and mixture chamber shape. The mathematical model equations (continuity, momentum, energy and realizable- $k-\epsilon$  and SST- $k-\omega$  turbulent models) are solved numerically by finite volume method. A study using some grids was done to ensure the results independence and to validate the numerical procedure was used experimental data available in literature. The validation results indicate that  $k-\omega$ -sst turbulent model and the first order discretization scheme was the best to reproduce the experimental measurements for this ejector. The results related to the constant pressure mixture chamber length show that the ideal length for this ejector is found by an equation, influenced by mass flow rate at the second inlet. Other results also indicate that increasing the mass flow rate at the secondary inlet the pressure difference between the exit and the secondary inlet decrease.

## Lista de Figuras

FIGURA 1.1. Configuração de um ejetor.....	17
FIGURA 1.2. Aplicações de ejetores: (a) Transferência de líquido, (b) Transporte pneumático de particulado sólido e (c) Aeração de líquidos em tanques .....	18
FIGURA 1.3. Configuração do ejetor: (a) MPC e (b) MAC.....	21
FIGURA 2.1. Variação da pressão e da velocidade em função da localização ao longo do ejetor, [7] .....	27
FIGURA 2.2. Desenho esquemático da seqüência de choque, estrutura diamante.....	30
FIGURA 2.3. Variação da componente u da velocidade com o tempo, [16].....	31
FIGURA 2.4. Diagrama esquemático do aparato experimental, [5] .....	33
FIGURA 2.5. Domínio computacional.....	34
FIGURA 2.6. Subdivisões da região próxima da parede, [27].....	43
FIGURA 2.7. Denominação das superfícies do problema .....	47
FIGURA 2.8. Parâmetros geométricos do ejetor supersônico com câmara de mistura de pressão constante .....	48
FIGURA 2.9. Parâmetros geométricos do ejetor supersônico com câmara de mistura de.....	48
FIGURA 3.1. Volume de controle para situação bidimensional.....	56
FIGURA 3.2. Malha triangular com camada limite .....	57
FIGURA 3.3. Fluxograma do procedimento numérico para a forma segregada, [28].....	59
FIGURA 3.4. Fluxograma do procedimento numérico para a forma segregada, [28].....	60
FIGURA 3.5. Fluxograma do processo de solução numérica .....	61
FIGURA 3.6. Decaimento dos resíduos durante o processo de solução .....	62
FIGURA 4.1. Ilustração da malha triangular com camada limite .....	64

FIGURA 4.2: Resultados da pressão no eixo do ejetor para o modelo k- $\epsilon$ - realizável sem o escoamento secundário .....	66
FIGURA 4.3: Resultados da pressão no eixo do ejetor para o modelo k- $\omega$ - sst sem o escoamento secundário .....	67
FIGURA 4.4: Comparação entre os modelos k- $\epsilon$ - realizável e k- $\omega$ - sst, 1ª ordem, com os dados experimentais .....	68
FIGURA 4.5: Resultados da pressão no eixo do ejetor para o modelo k- $\omega$ - sst com o escoamento secundário .....	69
FIGURA 4.6. Comparação da pressão no eixo do ejetor para o modelo k- $\omega$ - sst de 1ª ordem com os dados experimentais .....	70
FIGURA 5.1. Distribuição da pressão estática no ejetor.....	73
FIGURA 5.2. Campo do número de Mach no ejetor .....	74
FIGURA 5.3. Distribuição da temperatura no ejetor.....	74
FIGURA 5.4. Análise do comprimento da câmara de mistura.....	76
FIGURA 5.5 Curva característica da variação de vazão na entrada secundária para um ejetor com câmara de mistura de pressão constante .....	77
FIGURA 5.6. Curva característica da variação de vazão na entrada secundária para um ejetor com câmara de mistura de área constante .....	78

## Lista de Tabelas

TAB. 2.1. Dimensões geométricas do ejetor (em m).....	49
TAB. 2.2. Superfícies e condições de contorno.....	50
TAB. 4.1 Informações das malhas – ejetor supersônico.....	63
TAB. 4.2 Informações dos computadores.....	65

## Lista de Abreviaturas e Siglas

AMG	<i>Algebraic Multigrid;</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics;</i>
DNS	<i>Direct Numerical Simulation;</i>
FDM	<i>Finite Difference Method</i>
FEM	<i>Finite Element Method</i>
FVM	<i>Finite Volume Method</i>
LES	<i>Large Eddy Simulation;</i>
MAC	<i>Câmara de Mistura de Área Constante;</i>
MPC	<i>Câmara de Mistura de Pressão Constante;</i>
NXP	<i>Primary Nozzle Exit Position;</i>
RANS	<i>Reynolds Averaged Navier-Stokes;</i>

## Lista de Símbolos

$A_0, A_s, C_1,$ $C_2, C_{1\varepsilon}$ e $C_{3\varepsilon}$	constantes do modelo $k - \varepsilon$ realizável;
$C_\mu$	variável do modelo $k - \varepsilon$ realizável;
$D_\omega$	termo de difusão cruzada;
$G_b$	termo da geração de energia cinética turbulenta devido ao empuxo;
$G_k$	termo da geração de energia cinética turbulenta devido aos gradientes de velocidade média;
$G_\omega$	geração de $\omega$ ;
$I$	intensidade de turbulência;
$Ma$	número de Mach;
$Pr$	pressão de referência;
$R$	constante do gás;
$Re_D$	número de Reynolds baseado no diâmetro do bocal;
$S$	magnitude do tensor taxa de deformação;
$S_{ij}$	tensor taxa de deformação média;
$S_k, S_\varepsilon$ e $S_\omega$	termos fonte definidos pelo usuário;
$T$	temperatura;
$U$	componente da velocidade tangencial à parede;
$VC$	volume de controle;
$Y_M$	contribuição da dilatação flutuante na turbulência em escoamento compressível para a taxa de dissipação;
$Y_k$ e $Y_\omega$	dissipação de $k$ e $\omega$ devido a turbulência;
$c_p$	calor específico a pressão constante;
$d$	diâmetro do bocal;
$e$	energia interna;
$g_i$	componente do vetor aceleração da gravidade;
$k$	energia cinética turbulenta;

$\dot{m}$	vazão em massa;
$p$	pressão;
$\dot{q}$	taxa de geração interna de calor;
$t$	tempo;
$u$	velocidade do escoamento
$u_\tau$	escala de velocidade baseada na tensão de atrito;
$u'$	média quadrática das flutuações da velocidade
$x$	eixo do sistema de coordenadas cartesianas;
$y$	eixo do sistema de coordenadas cartesianas;
$y^+$	distância à parede adimensional;
$\Gamma$	condutividade térmica;
$\Gamma_{ef}$	condutividade térmica efetiva;
$\Gamma_t$	condutividade térmica turbulenta;
$\Phi_{mol}$	dissipação viscosa molecular;
$\delta_{ij}$	delta de Kronecker;
$\varepsilon$	taxa de dissipação;
$\omega$	taxa de dissipação;
$\varphi$	variável genérica;
$\bar{\varphi}$	valor médio da variável genérica;
$\varphi'$	valor flutuante da variável genérica;
$\mu$	viscosidade dinâmica molecular do fluido;
$\mu_t$	viscosidade dinâmica turbulenta;
$\nu$	viscosidade cinemática;
$\rho$	densidade do fluido;
$\sigma_k, \sigma_\varepsilon$ e $\sigma_\omega$	números de Prandtl turbulento para $k$ , $\varepsilon$ e $\omega$ , respectivamente;
$(\tau_{ij})$	tensor de tensões molecular;
$\tau_w$	tensão de cisalhamento na parede;

**Subscritos:**

ave	médio
ef	efetivo;
f	fluido;
mol	molecular;
t	turbulento;
w	parede;
$\varphi$	referente à variável genérica;

## Sumário

1	Introdução .....	17
1.1	Motivação e Objetivos .....	19
1.2	Revisão Bibliográfica.....	20
1.3	Estrutura do Trabalho.....	24
2	Formulação Matemática.....	26
2.1	Fenomenologia.....	26
2.1.1	Descrição do movimento dos fluidos .....	27
2.1.2	Escoamento Compressível .....	28
2.1.3	Ondas de choque .....	29
2.1.4	Escoamento Turbulento.....	30
2.2	Desenvolvimento Matemático .....	32
2.2.1	Descrição do Problema.....	32
2.2.2	Decomposição de Reynolds .....	34
2.2.3	Equação da Continuidade .....	35
2.2.4	Equação da Quantidade de Movimento.....	36
2.2.5	Equação da Energia .....	38
2.2.6	Modelo k- $\epsilon$ - realizável.....	39
2.2.6.1	Lei de Parede .....	42
2.2.7	Modelo k- $\omega$ - sst.....	44
2.3	Condições de Contorno .....	47
3	Metodologia Computacional.....	52
3.1	Dinâmica dos Fluidos Computacional .....	52
3.2	Métodos Numéricos .....	54
3.2.1	Método de Volumes Finitos .....	55

3.3	Procedimento Numérico.....	57
3.3.1	Geração da Malha.....	57
3.3.2	Aproximação Numérica.....	58
3.3.2.1	Método Numérico Segregado .....	58
3.3.2.2	Método Numérico Acoplado .....	59
3.3.3	Solução do Sistema de Equações Lineares.....	60
3.4	Critério de Convergência .....	61
4	Procedimento de Validação .....	63
4.1	Ejetor operando sem o escoamento secundário .....	65
4.2	Ejetor operando com escoamento secundário .....	68
5	Resultados.....	72
5.1	Análise do escoamento.....	72
5.2	Análise do Comprimento da Câmara de Mistura de Pressão Constante.....	75
5.3	Análise da Vazão na Entrada Secundária.....	77
6	Conclusões e Sugestões .....	79
6.1	Conclusões .....	79
6.2	Sugestões para Trabalhos Futuros.....	80
	Referências Bibliográficas.....	81

## 1 Introdução

Os ejetores são dispositivos mecânicos sem peças móveis caracterizados pela utilização da energia cinética de uma corrente de fluido para bombear uma segunda corrente de fluido por mistura direta.

O termo ejetor e bomba de jato são nomes alternativos para o mesmo dispositivo, sendo que o termo injetor também é utilizado.

Este dispositivo foi inventado por Charles Parsons por volta de 1901 para remover o ar de um condensador de vapor de um motor. Em 1910 Maurice Leblanc usou um ejetor no primeiro sistema de refrigeração a jato de vapor, tornando-se popular na década de 1930 para aplicações em sistemas de ar condicionado de grandes edifícios. Posteriormente esses sistemas foram suplantados por sistemas que utilizam compressores mecânicos por apresentarem melhor eficiência nos sistema de refrigeração, [1].

Os ejetores são de construção muito simples, não possuem peças móveis e são constituídos apenas de quatro componentes: bocal primário, entrada secundária, câmara de mistura e difusor resultando assim em um equipamento de alta confiabilidade, que necessita de pouca manutenção e com várias aplicações. A FIGURA 1.1 representa a configuração de um ejetor.

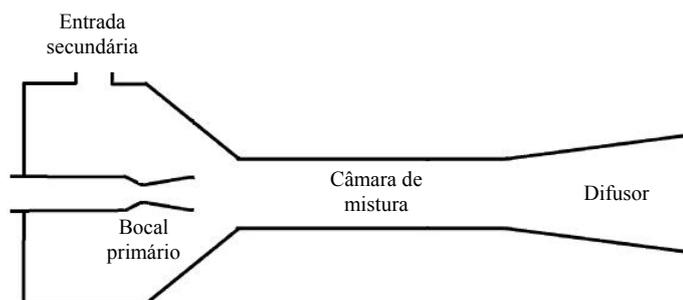


FIGURA 1.1. Configuração de um ejetor

Para este dispositivo qualquer tipo de fluido pode ser bombeado: líquidos, gases, vapor e fluidos com partículas sólidas entranhadas, além de diferentes combinações que podem ser feitas como: gás/gás, vapor/gás, vapor/líquido e líquido/líquido.

A FIGURA 1.2 apresenta algumas outras aplicações dos ejetores em geral. Em (a) o ejetor é utilizado para a transferência de líquidos sendo que neste caso a eficiência do dispositivo não é de primordial importância. Em (b) o dispositivo é utilizado para o transporte pneumático de particulado sólido, podendo ser o seu fluido motriz um gás como o ar. E em (c) sua utilização é para a aeração de líquidos em tanques utilizando o próprio líquido como fluido primário.

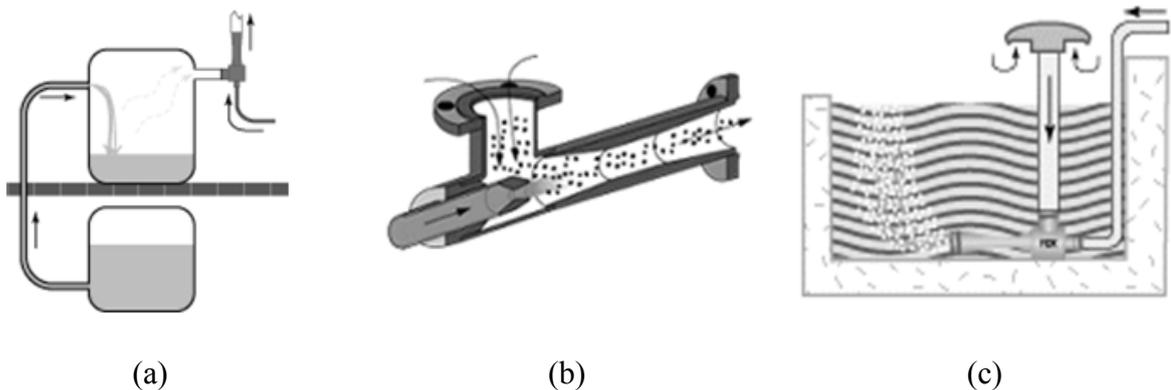


FIGURA 1.2. Aplicações de ejetores: (a) Transferência de líquido, (b) Transporte pneumático de particulado sólido e (c) Aeração de líquidos em tanques

Neste trabalho, um estudo numérico foi realizado para analisar o desempenho de um ejetor supersônico a gás avaliando a influência da vazão na entrada secundária, o comprimento e o tipo de câmara de mistura. Os resultados numéricos foram comparados com dados disponíveis na literatura.

## 1.1 Motivação e Objetivos

Nas aplicações aeroespaciais, a competitividade dos dispositivos para uma determinada aplicação é avaliada considerando principalmente três fatores: peso, espaço ocupado e eficiência. Enquanto que nas aplicações estacionárias, considerando problemas de custo e problemas ambientais ligados ao consumo de energia o fator mais importante é a eficiência. Desta forma, o projeto de dispositivos para aplicações aeronáuticas requer uma análise mais precisa das condições de operação, da geometria e dos fenômenos que ocorrem durante a operação para que estes fatores sejam otimizados e ainda se garanta um alto grau de confiabilidade.

Os parâmetros de projeto do ejetor variam consideravelmente dependendo do fluido de trabalho. Sendo assim, não é possível generalizar uma geometria do dispositivo ou uma condição de operação ótima para todos os tipos de aplicações e de fluidos.

As aplicações dos ejetores variam de acordo com o tipo de fluido de trabalho utilizado, sendo que para os ejetores a gás, existem aplicações como: bombeamento de gases, recirculação de gases, no sistema pneumático de um avião para gerar uma linha de baixa pressão (vácuo) e na redução da pressão de uma câmara que viabilize o teste de sistemas de propulsão para simulação de altitudes elevadas.

Para este presente trabalho o objetivo é analisar ejetores supersônicos a gás utilizando a ferramenta de CFD (*Computational Fluid Dynamic* – Dinâmica dos Fluidos Computacional) para estudar os fenômenos físicos, os efeitos da geometria e das condições de operação no escoamento para a obtenção de informações para viabilizar projetos visando à otimização de desempenho.

## 1.2 Revisão Bibliográfica

Como o ejetor é um dispositivo com alta confiabilidade, de fabricação simples e barata mas apresenta eficiência relativamente baixa isto faz com que seja objeto de estudo de trabalhos visando a análise quantitativa do escoamento interno com intuito de melhorar seu desempenho.

Existem na literatura, vários trabalhos que apresentam estudos experimentais e numéricos sobre ejetores. Abaixo, são revisados os principais trabalhos encontrados relacionados ao assunto.

Ao longo dos anos as pesquisas realizadas neste assunto têm analisado os fenômenos que ocorrem no escoamento dos ejetores e estudado formas de ajustar a geometria e as condições de operação para poder encontrar um modelo com melhor desempenho nas diferentes aplicações. Como apresentado em ESDU, [2], o desempenho em um ejetor a gás não pode ser calculado considerando o equipamento todo, mas sim separando o dispositivo em componentes como o difusor, a câmara de mistura e o bocal primário. Vários fatores influenciam no desempenho de um ejetor a gás, como: NXP (*primary nozzle exit position* – posição de saída do bocal primário), comprimento da câmara de mistura, vazão do fluido na entrada secundária, diâmetro da garganta dos bocais e o tipo de câmara de mistura.

Keenan e Neumann, [3], para analisar o desempenho de um ejetor a ar desenvolveram um modelo com câmara de mistura de área constante, mas sem utilizar o difusor. No trabalho seguinte, Keenan et al., [4], melhoraram a geometria do ejetor utilizado no trabalho anterior incluindo um difusor e com duas opções de câmara de mistura, área constante e pressão constante.

Estes dois modelos propostos por Keenan et al., [4], são utilizados até hoje. Sendo assim, a geometria de um ejetor é classificada em duas categorias de acordo com a posição do

bocal primário. Para o bocal com boca de saída localizada antes da seção de área constante, ou seja, na área convergente da câmara de mistura o ejetor é referido como ejetor com câmara de mistura de pressão constante (MPC), pois a pressão estática na câmara de mistura deste ejetor é assumida como constante. Para o bocal que tem sua saída localizada dentro da seção de área constante da câmara de mistura, este é referido como ejetor com câmara de mistura de área constante (MAC). A configuração de um ejetor MPC e MAC é mostrada na FIGURA 1.3.

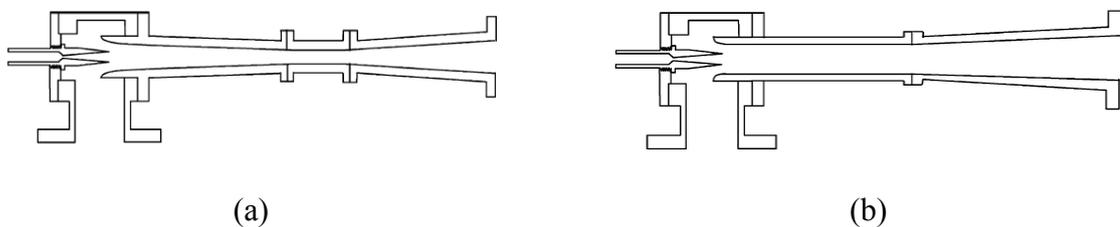


FIGURA 1.3. Configuração do ejetor: (a) MPC e (b) MAC

Os ejetores são estudados tanto nos trabalhos experimentais quanto nos trabalhos numéricos. Devido às variações de condições de projeto e geometrias, a análise do ejetor utilizando a ferramenta de CFD torna-se importante pois permite o estudo do ejetor em diferentes condições com menor custo e tempo. Mas para realizar esse tipo de estudo, de um ejetor supersônico a gás utilizando CFD, deve-se escolher um modelo de turbulência que melhor represente as escalas do escoamento que não são calculadas em uma abordagem RANS (*Reynolds Average Navier-Stokes Equations*).

Com isso, Bartosiewicz et al., [5], estudaram o desempenho de seis modelos de turbulência utilizando CFD para validar a escolha de um modelo que representasse mais precisamente os fenômenos físicos que ocorrem nos ejetores supersônicos a gás. Os autores compararam seus resultados numéricos com os de um estudo experimental que realizaram em paralelo. Em seguida, o modelo testado foi adotado para simular diferentes modos de

operação utilizando ar como fluido de trabalho. Este trabalho mostrou que os modelos RNG e k- $\omega$ -SST foram os modelos mais adequados para representar o escoamento. Porém, o modelo de turbulência k- $\omega$ -sst mostrou melhor desempenho em termos de previsão da mistura das duas correntes. Em outro estudo Bartosiewicz et al., [6], utilizaram novamente a modelagem de CFD para estudar a estrutura do escoamento e o funcionamento das condições de operação contribuindo para o entendimento da estrutura local do escoamento e demonstrando o papel importante do bocal secundário (seção divergente da câmara de mistura) para o desempenho e para a taxa de mistura. Os autores concluíram que o desempenho da sucção do fluido secundário é principalmente construído no bocal secundário, enquanto a recompressão é realizada principalmente na seção de área constante da câmara de mistura.

Sriveerakul et al., [7] e [8], apresentaram uma análise de CFD para prever o desempenho de um ejetor. Os autores reportaram este estudo em dois trabalhos. Em [7], foi apresentado uma investigação sobre os efeitos da geometria e das condições de operação no ejetor, e em [8], os autores concentraram-se no uso de CFD para visualização da mudança da estrutura do escoamento e no processo de mistura dentro do ejetor que são influenciados por parâmetros de interesse, geometria e condições de operação do ejetor. A visualização dos resultados de CFD mostrou duas séries de choques, a primeira depois do bocal primário e a segunda no começo do difusor. Os resultados mostraram que a razão de arrastamento e a pressão de recuperação crítica podem ser variadas simultaneamente ajustando três parâmetros, a pressão de saturação do fluido primário e do fluido secundário e o tamanho do bocal primário.

Yinhai et al., [9] apresentaram uma análise em CFD de dois parâmetros geométricos importantes em um ejetor: o NXP e o ângulo de convergência da seção de mistura. Os autores usaram 95 geometrias diferentes para o ejetor e as testaram em diferentes condições de operação. De 210 resultados testados, eles encontraram que o valor ótimo de NXP não é

somente proporcional ao diâmetro da garganta da seção de mistura, como apresentado em ESDU, [10], mas também à pressão do escoamento primário. Os autores concluíram que com um aumento da pressão do escoamento primário um ângulo de convergência maior é necessário para melhorar o desempenho do ejetor.

Pianthong et al., [11], realizaram um estudo numérico empregando técnicas de CFD para investigar as características do escoamento de um ejetor para aplicação em sistemas de refrigeração e assim fornecer informações de projeto para chegar a uma condição de desempenho ideal. Os autores analisaram o desempenho de ejetores a vapor com MPC e MAC utilizando dois modelos geométricos, axissimétrico e tridimensional (3D) e verificaram que o padrão do escoamento não depende da não axissimetria axial da zona que antecede a câmara de mistura, pois as simulações axissimétrica e tridimensional prevêem os mesmos resultados.

Chunnanond and Aphornratana, [12], realizaram investigações experimentais de um ejetor para obter um melhor entendimento do escoamento e da mistura dos fluidos visando o aumento da eficiência do ejetor. Eles examinaram as influências no desempenho de um ejetor das condições de funcionamento, do nível de superaquecimento do fluido primário e da geometria incluindo a posição do bocal primário. Os autores concluíram que a quantidade de fluido secundário que passa através da câmara de mistura está diretamente relacionada com o desempenho do ejetor.

Sul e Eames, [13], desenvolveram um modelo computacional de simulação para a previsão do desempenho de um ejetor com câmara de mistura de pressão constante para aplicação em refrigeração. De acordo com seus resultados, concluíram que é necessário utilizar uma geometria variável para o ejetor lidar com as diferentes condições de operação e obter um melhor desempenho. Também foi concluído que a eficiência do bocal primário tem mais influência sobre o desempenho do sistema do que o difusor. Eames, [14], em outro

trabalho, propôs um novo conceito sobre a geometria do ejetor, chamando de taxa constante da mudança de quantidade de movimento, conceito para o qual o ejetor combina os benefícios dos ejetores de MPC e MAC obtendo um melhor desempenho. Na geometria de Eames, um novo perfil do difusor e da seção divergente do ejetor é proposta. O autor afirma que a nova geometria apresenta razão de bombeamento maior do que o ejetor MPC e a pressão crítica de recuperação é significativamente melhorada.

Os trabalhos de Bartosiewicz et al., [5] e [6], Sriveerakul et al.,[7], Pianthong et al., [11], Huang et al., [15] e Ouzzane e Aidoun, [16], mostraram que a ferramenta de CFD fornece um bom diagnóstico para análise e otimização do desempenho de ejetores apresentando vantagem pois pode revelar os fenômenos dentro do ejetor em detalhes.

### **1.3 Estrutura do Trabalho**

O Capítulo 1 compreende a introdução do trabalho, a motivação e os objetivos que determinaram a realização deste estudo e a revisão bibliográfica dos principais trabalhos relacionados ao assunto.

O Capítulo 2 apresenta a descrição do problema, a fenomenologia, a descrição geométrica e também a formulação matemática necessária para resolver o problema de um ejetor supersônico a gás, compreendendo as equações básicas (continuidade, quantidade de movimento e energia), os modelos de turbulência e as condições de contorno.

O capítulo 3 descreve a metodologia para a solução com uma descrição sobre o procedimento numérico utilizado: a geração de malha e o processo numérico para obtenção de uma solução aproximada das equações diferenciais.

O capítulo 4 apresenta um estudo comparativo entre os resultados numéricos e experimentais do escoamento em um ejetor supersônico como validação do procedimento de solução numérica.

No Capítulo 5 os resultados numéricos para a análise do desempenho de um ejetor supersônico a gás são apresentados. São realizados estudos tais como análise da influência da vazão na entrada secundária, o comprimento e o tipo da câmara de mistura.

No capítulo 6 as conclusões e as sugestões para trabalhos futuros estão dispostas.

## 2 Formulação Matemática

Este capítulo apresenta primeiramente a fenomenologia do problema explicando o funcionamento de um ejetor, a análise do movimento dos fluidos e as características do escoamento. Em seguida é apresentado o modelo matemático utilizado para a simulação do escoamento em um ejetor supersônico a gás juntamente com a descrição geométrica e as condições de contorno impostas ao problema.

### 2.1 Fenomenologia

Para a análise do escoamento de um ejetor supersônico a gás é necessário considerar o escoamento e o movimento dos fluidos como compressível e turbulento, pois além da variação da densidade devido à variação de pressão ao longo de toda a extensão do ejetor também pode ocorrer a formação de ondas de choque.

Uma visão esquemática do funcionamento de um ejetor é mostrada na FIGURA 2.1. O fluido primário a uma alta pressão se expande e acelera através do bocal primário convergente-divergente (i). Este sai do bocal primário a uma velocidade supersônica criando uma zona de baixa pressão (ii) e conseqüentemente na câmara de mistura. Sendo assim um segundo fluido, o fluido induzido, pode ser arrastado para dentro da câmara de mistura por diferença de pressão. Uma onda de expansão acontece no fluido primário formando um “duto” convergente que evita sua mistura com o fluido secundário. Em uma seção transversal (na figura onde aparece a indicação de área efetiva) ao longo deste duto, a velocidade do fluido secundário aumenta até a velocidade do som (iii) e torna-se bloqueado. O processo de mistura entre os dois fluidos começa logo após esta região de bloqueio. Essa mistura faz com

que o fluxo primário seja retardado enquanto o fluido secundário acelerado. Até o final da câmara de mistura, os dois fluidos estão completamente misturados e a pressão estática permanece constante até atingir o ponto da garganta (iv). Devido a uma região de alta pressão a jusante da garganta da câmara de mistura, um choque é induzido (v). Este choque provoca o maior efeito de compressão e uma queda brusca na velocidade do escoamento de supersônico para subsônico. Uma compressão posterior dos fluidos ocorre (vi), através de um difusor (vii).

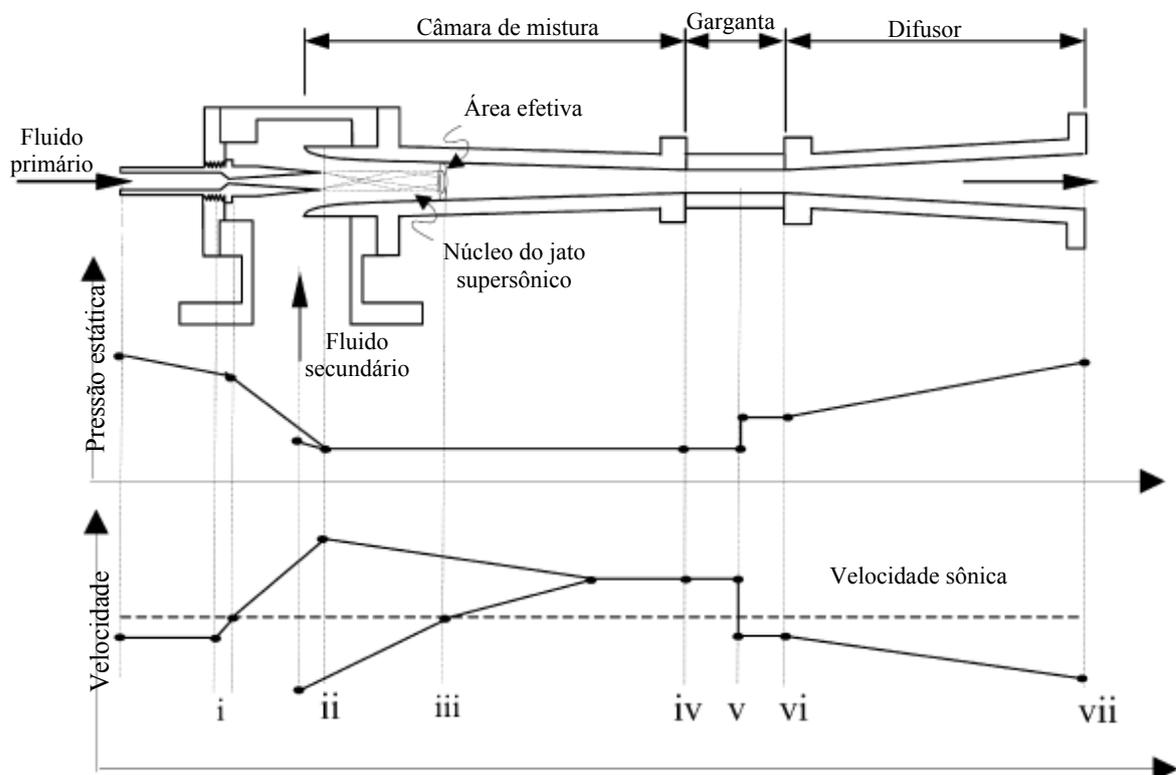


FIGURA 2.1. Variação da pressão e da velocidade em função da localização ao longo do ejetor, [7]

### 2.1.1 Descrição do movimento dos fluidos

A descrição do movimento dos fluidos envolve a análise do movimento das partículas deste fluido. Esta análise pode ser realizada através da descrição Lagrangeana ou Euleriana. A

descrição Lagrangeana analisa o comportamento individual de cada uma das partículas onde a análise do movimento do fluido é realizada acompanhando o movimento de cada partícula fluida separadamente. Já a descrição Euleriana analisa o comportamento local das partículas que passam por uma região fixa no espaço, em que são observadas todas as partículas que passam por um determinado ponto no espaço como uma função no tempo. Assim, as propriedades são analisadas nesse ponto enquanto o fluido escoar por ele.

As equações básicas que modelam o movimento dos fluidos representam a conservação da massa, 2ª Lei de Newton e 1ª Lei da termodinâmica. Essas leis são formuladas, basicamente, para a abordagem de sistemas, que está associado à descrição Lagrangeana. Um sistema é definido como uma quantidade de massa fixa e identificável, podendo variar de forma e posição. Já a descrição Euleriana, utilizada neste trabalho, associa as equações de conservação com a abordagem de volume de controle, em que o comportamento do fluido é observado em uma posição fixa do espaço e a quantidade e identidade da matéria podem variar com o tempo.

### **2.1.2 Escoamento Compressível**

O escoamento em estudo é um escoamento compressível, ou seja, existem variações significativas na densidade ( $\rho$ ). A variação da densidade é devida principalmente à variação de pressão e temperatura, [17].

Sob condições de baixo adensamento de moléculas em um gás, a pressão, a temperatura e a densidade podem ser relacionadas por uma equação de estado, a equação de estado do gás ideal, Eq. (2.1), como considerado no presente trabalho:

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

onde  $p$  é a pressão absoluta,  $\rho$  a massa específica,  $R$  a constante do gás e  $T$  a temperatura.

Sendo que para o ar  $R = 0,287$  [KJ/kgK].

### 2.1.3 Ondas de choque

A onda de choque é uma perturbação abrupta que ocorre nos escoamentos compressíveis com altas velocidades e conduz a mudanças irreversíveis em propriedades do escoamento como pressão, temperatura e velocidade. A interação entre uma onda de choque e a camada limite ao longo da superfície da parede em escoamentos internos compressíveis provoca um escoamento muito complexo, [18] e [19].

De acordo com [20] e [21], a onda de choque tem sido tratada como uma descontinuidade do escoamento desde o trabalho pioneiro de Ernst Mach. Mas atualmente o choque já não pode ser mais caracterizado como uma descontinuidade, e sim por um alto gradiente de pressão influenciando significativamente todo o escoamento.

Em escoamentos internos o choque é formado em uma posição que depende das condições de pressão impostas à montante e a jusante desta passagem, da geometria e do atrito nas proximidades da parede devido à viscosidade.

Em ejetores supersônicos o escoamento principal torna-se bloqueado na garganta do bocal primário e um choque acontece dentro deste bocal. O choque gerado pelo bloqueio do escoamento interage com a camada limite dentro do ejetor e forma uma seqüência de choque conhecida como estrutura diamante, ou seja, oscilações no número de Mach, Eq. (2.2), como é claramente visível na FIGURA 2.2. Para cada situação, as localizações das seqüências de

choque variam de posição, pois estas dependem das condições de contorno impostas ao projeto.

$$\text{Ma} = \frac{V}{c} \quad (2.2)$$

em que  $V$  é a velocidade do escoamento,  $c$  a velocidade local do som. De acordo com o número de Mach local, um escoamento pode ser dividido em três regiões como:

- Subsônica:  $\text{Ma} < 1$ ;
- Sônica:  $\text{Ma} = 1$ ;
- Supersônica  $\text{Ma} > 1$ ;

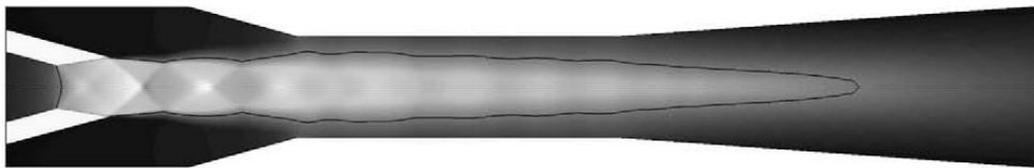


FIGURA 2.2. Desenho esquemático da sequência de choque, estrutura diamante

#### 2.1.4 Escoamento Turbulento

Sendo o escoamento em estudo turbulento, algumas considerações serão apresentadas sobre a abordagem utilizada neste trabalho. Os escoamentos turbulentos são caracterizados por campos de velocidade flutuante e movimento altamente desordenado, como apresentado na FIGURA 2.3.

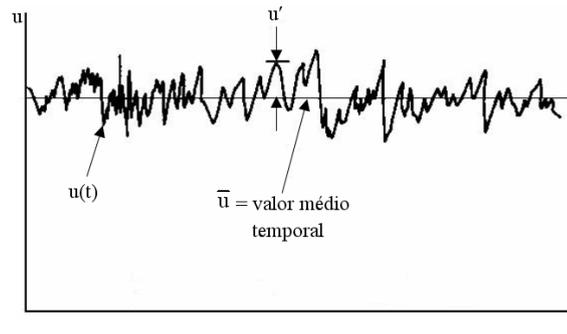


FIGURA 2.3. Variação da componente u da velocidade com o tempo, [17]

O regime laminar ou turbulento de um escoamento depende principalmente da relação entre as forças inerciais e viscosas no fluido. Essa relação é representada pelo número de Reynolds (razão entre as forças de inércia e as forças viscosas). Assim, é o número de Reynolds, Eq. (2.3), que determina o regime do escoamento (laminar ou turbulento). Com o aumento do número de Reynolds as forças inerciais, associadas aos efeitos convectivos, se tornam mais importantes em relação às forças viscosas e aumentam as instabilidades no escoamento, produzindo condições turbulentas.

$$Re_D = \frac{\bar{v}d}{\nu} \quad (2.3)$$

sendo que  $d$  é o diâmetro do bocal,  $\bar{v}$  velocidade média e  $\nu$  ( $1,46 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ ) é a viscosidade cinemática do ar.

## 2.2 Desenvolvimento Matemático

Neste item é apresentada a descrição do problema de um ejetor supersônico a gás com escoamento compressível. O sistema de equações diferenciais do modelo matemático do problema é descrito pelas Eq. (2.6)-(2.15). Os efeitos turbulentos são considerados empregando os modelos  $k-\epsilon$  realizável ou  $k-\omega$ - SST. Juntamente com o modelo  $k-\epsilon$  realizável, a função de parede “*enhanced*” é empregada para avaliar as quantidades do modelo de turbulência nas proximidades das fronteiras do domínio que representam interfaces com paredes sólidas.

O desenvolvimento das equações governantes apresentadas nas próximas seções, na abordagem de volume de controle, pode ser encontrado em [22] - [24].

### 2.2.1 Descrição do Problema

Baseado nas condições dos trabalhos experimental e numérico de Bartosiewicz et al., [5], e nas condições do trabalho numérico de Desevaux, [25], um estudo numérico foi desenvolvido neste trabalho a fim de investigar o desempenho de um ejetor supersônico a gás analisando o efeito do comprimento da câmara de mistura de pressão constante e a influência da vazão na entrada secundária em um ejetor com câmara de mistura de pressão constante e área constante.

No trabalho experimental, o ejetor é acompanhado de uma instalação para assegurar as condições de operação do ejetor. O aparato experimental utilizado por Bartosiewicz et al., [5], no qual este estudo foi baseado, está descrito abaixo e ilustrado na FIGURA 2.4.

Um compressor de ar com capacidade suficiente é usado para garantir o funcionamento contínuo do ejetor supersônico. O ar comprimido vindo da atmosfera passa por uma filtragem

para remover partículas, como poeira, por exemplo. Depois ele é dirigido a um reservatório de ar comprimido, que está conectado a entrada do bocal primário do ejetor, passando antes por uma válvula de controle de pressão para ajustar a pressão de estagnação primária. O fluido induzido, ou segundo fluido também é ar vindo da atmosfera, e a vazão deste fluido pode ser controlada por uma válvula localizada na entrada do duto de aspiração. Esses fluidos passam pelo ejetor supersônico e são descarregados no ambiente nas condições da pressão atmosférica.

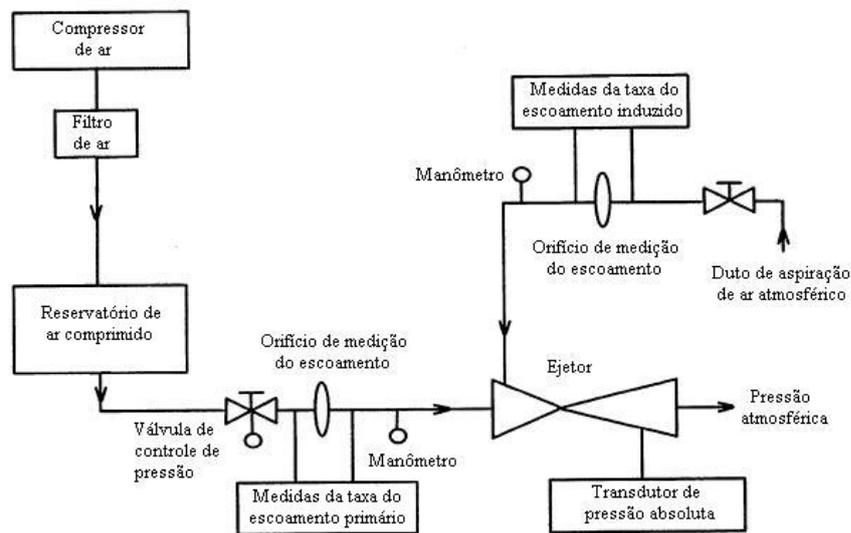


FIGURA 2.4. Diagrama esquemático do aparato experimental, [5]

O domínio computacional bidimensional utilizado neste trabalho, FIGURA 2.5, foi construído com base nos trabalhos de Bartosiewicz et al., [5], e Desevaux, [25]. Na construção da geometria computacional utilizada foi necessário adicionar um “*plenum*” na saída do ejetor para poder aplicar a condição de contorno de saída de modo que esta não influenciasse no cálculo do escoamento na região de interesse no interior do ejetor.



FIGURA 2.5. Domínio computacional

Neste trabalho, para simular o funcionamento do ejetor algumas condições foram aplicadas. Na entrada primária do ejetor uma pressão de estagnação (total) foi aplicada. Na entrada secundária uma vazão em massa foi estabelecida. E na saída também foi aplicada uma pressão estática igual à atmosférica, ou seja, 1 atm. O movimento do fluido dentro do ejetor ocorre devido à diferença de pressão entre a entrada primária e a saída do ejetor.

As equações diferenciais para o problema descrito acima são apresentadas nas seções (2.2.2)-(2.2.7), com base nas hipóteses resumidas a seguir:

- regime transiente (apesar da solução para regime transiente ser utilizada, somente os resultados para regime permanente são de interesse);
- escoamento compressível;
- gás ideal;
- ação gravitacional desprezível;
- escoamento turbulento;

### 2.2.2 Decomposição de Reynolds

Como comentado na seção (2.1.4), as equações básicas (continuidade, quantidade de movimento e energia) utilizadas para a solução do problema devem levar em consideração as pequenas escalas (sub-malha) do escoamento turbulento, assim as variáveis das equações de

Navier-Stokes (equações diferenciais que descrevem o movimento do fluido) são decompostas em duas componentes, média e flutuante. Essa decomposição é chamada decomposição de Reynolds, Eq. (2.4).

$$\varphi = \bar{\varphi} + \varphi' \quad (2.4)$$

sendo que  $\bar{\varphi}$  e  $\varphi'$  são as componentes média e flutuante, respectivamente, e  $\varphi$  representa velocidade, temperatura, pressão, etc.

Temos que:

$$\bar{\varphi} = \frac{1}{t} \int_0^t \varphi dt \quad (2.5)$$

Para obter as equações médias, faz-se uma substituição da decomposição de Reynolds nas equações de Navier-Stokes e em seguida toma-se a média das equações resultantes, obtendo as chamadas equações de Navier-Stokes com médias de Reynolds.

### 2.2.3 Equação da Continuidade

A equação da continuidade, ou conservação da massa, escrita para um volume de controle infinitesimal é da forma:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2.6)$$

sendo que  $\rho$  é a densidade do fluido,  $u_i$  é componente da velocidade nos eixos  $i = 1$  e  $2$ .

O primeiro termo da equação acima representa a variação temporal da massa no volume de controle, enquanto o segundo representa a vazão líquida de massa atravessando as fronteiras do volume de controle.

Substituindo a Eq. (2.4) na equação da continuidade, Eq. (2.6), e levando em considerações as hipóteses do problema temos:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (2.7)$$

#### 2.2.4 Equação da Quantidade de Movimento

O princípio da quantidade de movimento é baseado na 2ª lei de Newton para um elemento de fluido, onde a variação da quantidade de movimento é igual ao somatório das forças externas (campo, fronteira e superfície) atuando no elemento.

A equação da quantidade de movimento para um volume de controle infinitesimal pode ser escrita na forma:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial}{\partial x_i}(-p) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij}) + \rho g_i \quad (2.8)$$

sendo que  $p$  é pressão,  $g_i$  é a componente do vetor aceleração da gravidade no eixo  $i$ ,  $j = 1$  e  $2$ , e  $(\tau_{ij})$  o tensor de tensões viscosas moleculares e é dado por:

$$(\tau_{ij}) = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \left( \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (2.9)$$

Os termos do lado esquerdo da Eq. (2.8) representam a variação temporal da quantidade de movimento no volume de controle e o fluxo de quantidade de movimento atravessando as fronteiras, respectivamente. O primeiro e o segundo termos do lado direito representam as forças de superfície (pressão e viscosa) e o terceiro as forças de campo (gravidade).

Com as hipóteses consideradas para o problema e substituindo a Eq. (2.4) na equação da quantidade de movimento, Eq. (2.8), tem-se que:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (2.10)$$

As equações (2.7) e (2.10) são chamadas equações de Navier-Stokes com média de Reynolds (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*). As equações médias são idênticas às equações instantâneas acrescentando os termos de correlação  $-\rho \overline{u'_i u'_j}$  que representa o valor médio da taxa de transferência de quantidade de movimento devido às flutuações turbulentas. Este termo é denominado tensões de Reynolds. Para modelagem dessas tensões foi utilizada a aproximação de Boussinesq, que relaciona as tensões de Reynolds ao gradiente de velocidade do escoamento médio, e a viscosidade turbulenta, Eq. (2.22) e (2.31). A desvantagem dessa aproximação é que a viscosidade turbulenta,  $\mu_t$ , é admitida como uma quantidade escalar isotrópica, o que não é estritamente verdade. Dessa forma, temos:

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} k \rho \delta_{ij} \quad (2.11)$$

### 2.2.5 Equação da Energia

A equação da energia resulta da 1ª Lei da Termodinâmica aplicada a um elemento de fluido; a variação da energia contida num sistema é igual à soma do trabalho realizado pelo (ou sobre) o sistema e do calor transferido ao (ou do) sistema. A equação da energia escrita para um volume de controle infinitesimal é da forma:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho e u_j) = -p \frac{\partial u_k}{\partial x_k} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) + \dot{q} + \Phi_{\text{mol}} \quad (2.12)$$

sendo que  $e$  é a energia interna por unidade de massa,  $T$  temperatura,  $\Gamma$  condutividade térmica,  $\dot{q}$  é a taxa de geração interna de calor por unidade de volume e  $\Phi_{\text{mol}}$  é a taxa de dissipação viscosa molecular, dada por:

$$\Phi_{\text{mol}} = -\frac{2}{3} \mu \left( \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right)^2 + \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (2.13)$$

O primeiro termo do lado esquerdo da Eq. (2.12) representa a variação temporal da energia térmica no volume de controle e o segundo o fluxo de energia térmica atravessando as fronteiras. No lado direito, o primeiro termo é a taxa de trabalho realizado pela pressão, o segundo a taxa de transferência de calor por efeitos difusivos, ou transporte microscópico, pela superfície de controle, o terceiro a taxa de geração interna de calor e o último é a dissipação viscosa, isto é, a transformação de energia mecânica em calor.

Dessa maneira, substituindo a Eq. (2.4) na equação da energia, Eq. (2.12), e considerando as hipóteses do problema, temos:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{e}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{e} \bar{u}_j) = -\frac{\partial u_k}{\partial x_k}(p) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \right) + \Phi + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{e' u'_j}) \quad (2.14)$$

Utilizando a aproximação de Boussinesq, temos:

$$-\rho \overline{e' u'_j} = -\Gamma_t \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \quad (2.15)$$

sendo que  $\Gamma_t$  é a condutividade térmica turbulenta.

### 2.2.6 Modelo k- $\epsilon$ - realizável

O modelo de turbulência k-  $\epsilon$ - realizável foi proposto por [26]. Em relação ao modelo k-  $\epsilon$ - padrão, desenvolvido por [27], esse modelo tem como proposta melhorar a habilidade do modelo k-  $\epsilon$  em prever escoamentos turbulentos complexos apresentando uma nova formulação para a viscosidade turbulenta, Eq. (2.22), e uma nova equação de transporte para a taxa de dissipação  $\epsilon$ , Eq. (2.17), que foi derivada da equação exata para o transporte da flutuação da vorticidade. De acordo com [26] - [28] este novo modelo descreve o estiramento dos vórtices turbulentos e os termos de dissipação de forma mais correta apresentando desempenho superior para tratar de escoamentos que envolvem rotação, camada limite com fortes gradientes de pressão adversos, separação e recirculação.

As equações para a energia cinética turbulenta (k) e para a taxa de dissipação ( $\epsilon$ ) do modelo k-  $\epsilon$ - realizável são dadas, respectivamente, por:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k \bar{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (2.16)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon \bar{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + \quad (2.17)$$

$$C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon$$

sendo que  $G_k$  representa a taxa de geração de energia turbulenta,  $\sigma_k$  e  $\sigma_\varepsilon$  são os números de Prandtl turbulento para  $k$  e  $\varepsilon$ , respectivamente,  $G_b$  a geração de energia cinética turbulenta devido ao empuxo,  $Y_M$  a contribuição da flutuação turbulenta da dilatação flutuante na turbulência em escoamento compressível para a taxa de dissipação,  $S_k$  e  $S_\varepsilon$  são termos fonte definidos pelo usuário,  $C_2$ ,  $C_{1\varepsilon}$  e  $C_{3\varepsilon}$  são constantes do modelo,  $\nu$  a viscosidade cinemática e  $C_1$  é dado pela Eq. (2.18).

$$C_1 = \max \left[ 0,43; \frac{\eta}{\eta + 5} \right]; \quad \eta = S \frac{k}{\varepsilon}; \quad S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (2.18)$$

sendo que  $S_{ij}$  é o tensor taxa de deformação média, dado por:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) \quad (2.19)$$

Com as hipóteses consideradas nesse estudo as equações do modelo k-ε podem ser simplificadas, resultando:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k \bar{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - \rho \varepsilon - Y_M \quad (2.20)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon \bar{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \quad (2.21)$$

Os valores das constantes do modelo k-ε realizável utilizadas neste trabalho são:

$$C_2 = 1,9; \sigma_k = 1,0 \text{ e } \sigma_\varepsilon = 1,2.$$

A viscosidade turbulenta é calculada a partir de:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.22)$$

sendo que  $C_\mu$  não é constante como no modelo k-ε- padrão. No modelo k-ε- realizável  $C_\mu$  é calculada como segue:

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{kU^*}{\varepsilon}}; U^* \equiv \tilde{S} = \sqrt{S_{ij} S_{ij}}; A_0 = 4,04; A_s = \sqrt{6} \cos \phi \quad (2.23)$$

$$\phi = \frac{1}{3} \cos^{-1}(\sqrt{6}W); W = \frac{S_{ij} S_{jk} S_{ki}}{\tilde{S}^3} \quad (2.24)$$

### 2.2.6.1 Lei de Parede

O escoamento turbulento é influenciado pela presença de paredes, devido à condição de contorno de não deslizamento. Numerosos experimentos mostraram que na região próxima à parede a camada limite pode ser dividida em três partes, como mostrado na FIGURA 2.6.

No interior da primeira camada, chamada subcamada viscosa, o escoamento é aproximadamente laminar, então a viscosidade molecular desempenha um papel importante no transporte de quantidade de movimento e na transferência de calor. Na região intermediária, chamada camada de amortecimento, tanto os efeitos da viscosidade molecular quanto os da turbulência são importantes, enquanto na terceira região, região completamente turbulenta, a turbulência tem um papel dominante. Nas duas primeiras regiões (baixa turbulência) as equações do modelo  $k-\epsilon$  não são resolvidas (pois não são válidas), sendo então necessário utilizar funções de parede. Essas funções incluem leis de parede para velocidade média e temperatura e fórmulas para que as quantidades turbulentas sejam avaliadas nas proximidades da parede.

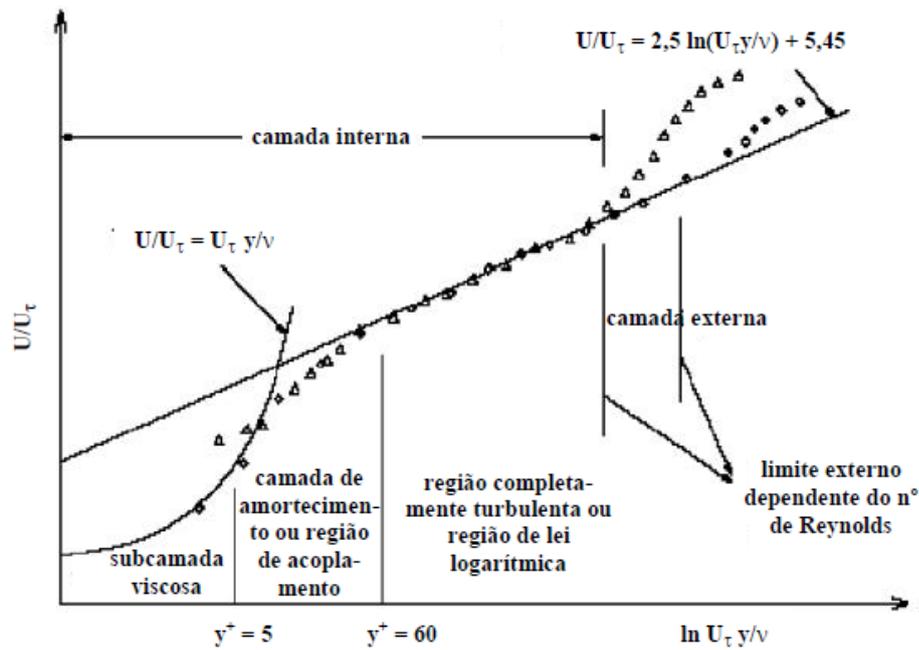


FIGURA 2.6. Subdivisões da região próxima da parede, [28]

sendo que  $y^+ \equiv \frac{\rho u_\tau y}{\mu}$ ,  $u_\tau$  é a escala de velocidade baseada na tensão de atrito definida por

$$\sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \text{ e } \tau_w \text{ é a tensão de cisalhamento na parede.}$$

A lei de parede utilizada no presente estudo é chamada “*enhanced*”, ela combina um modelo de duas camadas (utilizado para especificar  $\varepsilon$  e a viscosidade turbulenta próximos as células da parede). Para estender a aplicação deste procedimento desde a parede até a parte externa da camada limite, formulando uma única lei para esta região inteira, foi realizado um acoplamento entre as subcamadas laminar e turbulenta utilizando a função proposta por [29].

$$u^+ = e^\Gamma u_{\text{lam}}^+ + e^{\frac{1}{\Gamma}} u_{\text{turb}}^+ \quad (2.25)$$

onde a função de mistura é dada por:

$$\Gamma = -\frac{a(y^+)^4}{1+by^+} \quad (2.26)$$

em que  $a = 0,01$ ,  $b = 5$  e  $y^+$  está definido acima.

### 2.2.7 Modelo k- $\omega$ - SST

O modelo de turbulência k-  $\omega$ - SST utilizado neste estudo foi proposto por [30]. Em relação ao modelo k-  $\omega$ - padrão, desenvolvido por [31], esse modelo usa a formulação que é uma combinação do modelo k-  $\varepsilon$  com o k-  $\omega$ - padrão. Na região de camada limite (perto a uma superfície sólida) a formulação é similar ao modelo k-  $\omega$ - padrão, mudando gradualmente para o modelo k-  $\varepsilon$  à medida que se distancia da parede. Esse modelo também apresenta uma nova formulação para a viscosidade turbulenta, Eq. (2.31). O modelo k-  $\omega$ - SST é mais preciso e confiável para uma classe mais ampla de fluxos do que o modelo k- $\omega$ - padrão. Outras modificações incluem a adição de um termo de difusão cruzada na equação do  $\omega$  e uma função de mistura para garantir que as equações do modelo se comportem adequadamente em ambas as zonas de parede, próxima e distante.

As equações para a energia cinética turbulenta ( $k$ ) e para a taxa de dissipação ( $\omega$ ) do modelo k-  $\omega$ - SST são dadas, respectivamente, por:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k \bar{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (2.27)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega\bar{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (2.28)$$

sendo que  $G_k$  representa a taxa de geração de energia turbulenta,  $G_\omega$  representa a geração de  $\omega$ ,  $\sigma_k$  e  $\sigma_\omega$  são os números de Prandtl turbulento para  $k$  e  $\omega$ , respectivamente,  $Y_k$  e  $Y_\omega$  representam a dissipação de  $k$  e  $\omega$  devido à turbulência,  $S_k$  e  $S_\omega$  são termos fonte definidos pelo usuário e  $D_\omega$  representa o termo de difusão cruzada.

Com as hipóteses consideradas nesse estudo as equações do modelo  $k$ - $\omega$  podem ser simplificadas, resultando:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k \bar{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tilde{G}_k - Y_k \quad (2.29)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega\bar{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega \quad (2.30)$$

A viscosidade turbulenta é calculada a partir de:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[ \frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega} \right]} \quad (2.31)$$

onde  $S$  é a magnitude da taxa de deformação e:

$$\sigma_k = \frac{1}{F_1 / \sigma_{k,1} + (1 - F_1) / \sigma_{k,2}}; \quad \sigma_\omega = \frac{1}{F_1 / \sigma_{\omega,1} + (1 - F_1) / \sigma_{\omega,2}}; \quad (2.32)$$

$$\alpha^* = \alpha_\infty^* \left( \frac{\alpha_0^* + R_{e_t} / R_k}{1 + R_{e_t} / R_k} \right); R_{e_t} = \frac{\rho k}{\mu \omega}; \alpha_0^* = \frac{\beta_i}{3}; \quad (2.33)$$

As funções de mistura, F1 e F2, são dadas por:

$$F_1 = \tanh(\phi_1^4); F_2 = \tanh(\phi_2^2) \quad (2.34)$$

onde

$$\phi_1 = \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y'}, \frac{500 \mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4 \rho k}{\sigma_{\omega,2} D_\omega^+ y^2} \right]; \phi_2 = \max \left( \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y'}, \frac{500 \mu}{\rho y^2 \omega} \right); \quad (2.35)$$

e

$$D_\omega^+ = \max \left[ 2 \rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (2.36)$$

onde  $y$  é a distância para a superfície mais próxima.

Os valores constantes do modelo  $k$ - $\omega$ -SST usadas neste trabalho são:  $\sigma_{k,1} = 1.176$ ;

$\sigma_{k,2} = 1.0$ ;  $\sigma_{\omega,1} = 2.0$ ;  $\sigma_{\omega,2} = 1.168$ ;  $\alpha_\infty^* = 1$ ;  $R_k = 6$ ;  $\beta_i = 0,072$ ;

### 2.3 Condições de Contorno

As condições de contorno são necessárias para resolver o sistema de equações apresentado nas seções anteriores. A FIGURA 2.7, demonstra a denominação das superfícies onde essas condições de contorno são impostas.

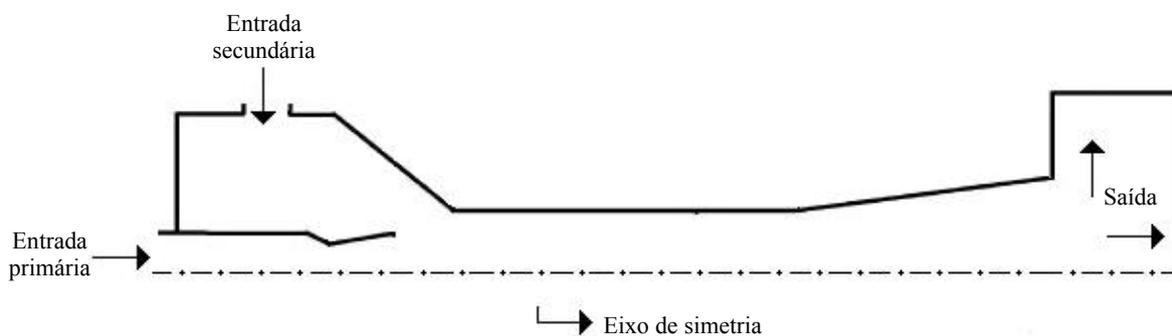


FIGURA 2.7. Denominação das superfícies do problema

O fluido utilizado neste estudo foi o ar considerado como gás ideal. O diâmetro de saída do bocal primário (superfície de saída do escoamento primário) é metade do diâmetro da garganta da câmara de mistura,  $d_{\text{Garganta}} = 0,012 \text{ m}$  e  $d_{\text{bocal}} = 0,006 \text{ m}$ . As propriedades físicas do ar utilizadas tais como, viscosidade dinâmica, condutividade térmica e calor específico a pressão constante são,  $\mu = 1,79 \cdot 10^{-5} \text{ kg/(m.s)}$ ,  $\Gamma_{\text{ef}} = 0,0242 \text{ W/(m.K)}$  e  $c_p = 1006,43 \text{ J/(kg.K)}$ , respectivamente.

Os parâmetros geométricos do domínio computacional utilizados para a validação do problema (MPC) e para algumas análises realizadas do desempenho (MPC e MAC) estão ilustrados na FIGURA 2.8 e FIGURA 2.9.



TAB. 2.1. Dimensões geométricas do ejetor (em m)

<b>a</b>	<b>b</b>	<b>c</b>	<b>d</b>	<b>e</b>	<b>f</b>	<b>g</b>	<b>h</b>	<b>i</b>
0,008	0,0265	0,01	0,015	0,012	0,302-0,372	0,12-0,24	0,06	0,19

<b>j</b>	<b>k</b>	<b>l</b>	<b>m</b>	<b>n</b>	<b>o</b>	<b>p</b>	<b>q</b>	<b>r</b>	<b>s</b>
0,0005	0,004	0,015	0,015	0,002	0,006	0,025	0,287	0,035	0,372

As condições de contorno impostas nas superfícies do domínio computacional estão apresentadas na TAB. 2.2.

TAB. 2.2. Superfícies e condições de contorno

Superfícies	Condições de Contorno	
Entrada primária	Entrada	Direção do escoamento normal a seção de entrada $T_{\text{total}} = 300 \text{ K}$ $P_{\text{total}} = 4 \text{ e } 5 \text{ atm}$ $I = \frac{u'}{u_{\text{ave}}} = 5\%$ (intensidade de turbulência) $\frac{\mu_t}{\mu} = 5$ (razão de viscosidade)
Entrada secundária	Entrada	Direção do escoamento normal a seção de entrada $T_{\text{total}} = 300 \text{ K}$ $\dot{m} = 0,020; 0,024; 0,028; 0,030; 0,032; 0,036; 0,040; 0,044; 0,048 \text{ kg/s}$ $I = \frac{u'}{u_{\text{ave}}} = 5\%$ (intensidade de turbulência) $\frac{\mu_t}{\mu} = 5$ (razão de viscosidade)
Saída	Saída	Direção do escoamento normal a seção de saída  a) Escoamento saindo: $P_{\text{estática}} = 1 \text{ atm}$ $\frac{\partial(\quad)}{\partial n} = 0$ para as demais variáveis  b) Escoamento entrando (retornando): $T_{\text{total}} = 300 \text{ K}$ $P_{\text{total}} = 1 \text{ atm}$ $I = \frac{u'}{u_{\text{ave}}} = 5\%$ (intensidade de turbulência) $\frac{\mu_t}{\mu} = 5$ (razão de viscosidade)
Eixo de simetria	Axissimétrico	$u_n = 0$ $\frac{\partial(\quad)}{\partial n} = 0$ para as demais variáveis
Paredes laterais do ejetor	Parede	$u_i = 0$ , para $i=1 \text{ e } 2$ $\frac{\partial \bar{T}}{\partial n} = 0$ (adiabática) lei de parede para as variáveis dos modelos de turbulência

Na entrada primária do ejetor, ou escoamento primário, é especificada a pressão total, temperatura total e a direção normal do escoamento. Na entrada secundária, ou escoamento secundário, são especificadas a temperatura total e a taxa de vazão mássica que é fixa. Na saída a pressão estática e a temperatura total são prescritas enquanto no eixo de simetria é especificada a condição de contorno axissimétrica. Nas paredes laterais do ejetor supersônico são impostas condições de contorno adiabáticas, paredes não deslizantes (*non-slip wall*) e função de parede “*enhanced*” para o caso do modelo k- $\epsilon$ - realizável, conforme descrito na seção 2.2.6.1.

### **3 Metodologia Computacional**

Os métodos para obtenção da solução de problemas envolvendo escoamento de fluidos podem ser teóricos ou experimentais. Os métodos teóricos objetivam resolver as equações diferenciais parciais que formam o modelo matemático e se subdividem em analíticos e numéricos. O método analítico é aplicado normalmente a geometrias e condições de contorno mais simples, com soluções exatas das equações e a solução é válida em um domínio contínuo. O método numérico praticamente não apresenta restrições, podendo resolver problemas complexos, com geometrias também complexas e condições de contorno gerais, tem solução aproximada das equações e a solução é válida somente em um espaço discretizado. Os métodos experimentais têm como grande vantagem o fato de tratar com a configuração real do problema, quando forem viabilizadas as condições de similaridade (igualdade dos parâmetros adimensionais na situação real e no experimento), porém, é de custo mais elevado, mas, imprescindível em problemas nos quais não há modelos matemáticos estabelecidos.

#### **3.1 Dinâmica dos Fluidos Computacional**

Dinâmica dos fluidos computacional (*Computational Fluid Dynamics – CFD*) é um ramo da mecânica dos fluidos que utiliza métodos numéricos e algoritmos para analisar e resolver problemas que envolvem escoamentos de fluidos. Sua aplicação consiste na solução numérica de equações diferenciais parciais não lineares que representam um campo de escoamento físico. Primeiramente o domínio contínuo é discretizado e depois um algoritmo adequado é aplicado para resolver as equações de movimento.

De forma simplificada, [32], a ferramenta numérica de CFD apresenta vantagens como: resultados com uma significativa redução no tempo com um custo mais baixo, simulações em situações de risco como as que envolvem poluição, explosões, radiação e radioatividade, fornecendo certo grau de previsibilidade, informações bem detalhadas, entre outras. Seu uso também é muito abrangente. A seguir estão algumas das aplicações de CFD em diversas áreas:

- Biomedicina (Ex: escoamento de sangue);
- Aeronáutica e indústria aeroespacial (Ex: propulsores de foguete);
- Engenharia Automotiva (Ex: escoamento ao redor de motos);
- Meteorologia (Ex: estudo da camada limite atmosférica);
- Resfriamento de componentes eletrônicos (Ex: processadores de computador);
- Processos químicos (Ex: em misturadores e separadores);
- Indústria petrolífera (Ex: estudo para perfuração de poços de petróleo);
- Dispersão de poluentes (Ex: dispersão de CO<sub>2</sub> em áreas urbanas);
- Segurança (Ex: cálculo aerodinâmico em pontes).

A obtenção de uma solução numérica com CFD é dividida em três etapas: pré-processamento, processamento e pós-processamento, as quais são descritas a seguir.

- Pré-processamento: nessa etapa é efetuada toda a especificação do problema. O domínio geométrico. A geração da malha. As condições de contorno. E o problema matemático que é construído a partir das equações e condições de contorno do modelo matemático.

- Processamento: com a discretização das equações do modelo matemático sobre a malha, transformam-se as equações diferenciais em sistemas de equações algébricas. A solução numérica dos sistemas de equações algébricas é obtida através de métodos iterativos ou diretos.

- Pós-processamento: o pós-processamento dos resultados ocorre através da análise e da visualização, qualitativa ou quantitativa, das variáveis de interesse do problema. As visualizações podem ser, por exemplo, do domínio geométrico, da malha, da distribuição de temperatura e velocidade em uma superfície, entre outros.

Neste presente trabalho para o pré-processamento foi utilizado o Gambit, [33], para a geração da geometria e a geração da malha. E para o processamento e o pós-processamento foi utilizado o Fluent, [28].

### 3.2 Métodos Numéricos

A idéia básica de qualquer método numérico consiste em transformar um domínio contínuo em um problema discreto, com um número finito de pontos nodais, e a solução é obtida resolvendo um sistema de equações algébricas.

De forma simplificada, [32], as variáveis desconhecidas dessas equações são aproximadas por funções e essas aproximações são substituídas nas equações diferenciais resultando, após manipulações matemáticas, em um sistema de equações algébricas. Para resolução desse sistema é utilizado um método iterativo. As principais diferenças entre os métodos são a forma como as variáveis genéricas do escoamento são aproximadas e os processos de discretização.

Dentre os métodos de discretização mais tradicionais utilizados em CFD estão: método de diferenças finitas (*Finite Difference Method – FDM*), método de elementos finitos (*Finite Element Method – FEM*) e método de volumes finitos (*Finite Volume Method – FVM*). O método utilizado neste presente trabalho foi o método de volumes finitos, portanto a próxima seção, 3.2.1 é dedicada para a explicação deste método.

Dentre as abordagens para análise do escoamento turbulento tem-se DNS (*Direct Numerical Simulation*), LES (*Large Eddy Simulation*) e RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*).

DNS (ou simulação direta): a simulação é feita diretamente sem a modelagem dos termos turbulentos. Com isso, uma malha bem refinada é necessária para capturar todas as escalas da turbulência resultando em um custo computacional muito alto.

LES (ou simulação de grandes escalas): é uma metodologia intermediária entre DNS e RANS quanto ao esforço computacional. Neste método as estruturas maiores, ou seja, as estruturas turbulentas transportadoras de energia e quantidade de movimento são resolvidas diretamente da solução das equações filtradas e as menores escalas (sub-malhas) são modeladas. Este método também apresenta um esforço computacional grande, porém menor do que o DNS e maior que o RANS.

RANS (ou equações médias de Reynolds): é a alternativa com menor custo computacional, pois é possível analisar os valores médios e desvios padrão das variáveis do escoamento, sendo assim, todas as escalas da turbulência são modeladas reduzindo consideravelmente o custo computacional. RANS é usado em dinâmica dos fluidos para separar flutuações turbulentas do escoamento médio.

No presente trabalho o método numérico utilizado foi o RANS em que as variáveis das equações de Navier-Stokes (equações diferenciais que descrevem o movimento do fluido) são decompostas em duas componentes, média e flutuante, como apresentado na seção 2.2.2.

### **3.2.1 Método de Volumes Finitos**

O método de volumes finitos (*Finite Volume Method – FVM*) utiliza como ponto de partida a forma integral das equações da continuidade, da quantidade de movimento e da

energia. O domínio de solução é dividido num número finito de volumes de controle (processo de geração de malha), FIGURA 3.1, e as equações são integradas a cada volume de controle (VC). Essas equações são aproximadas (aproximação por diferenças centradas e esquema *upwind*, por exemplo) resultando uma equação algébrica para cada VC. Essas equações formam um sistema de equações algébricas que são resolvidas por métodos iterativos.

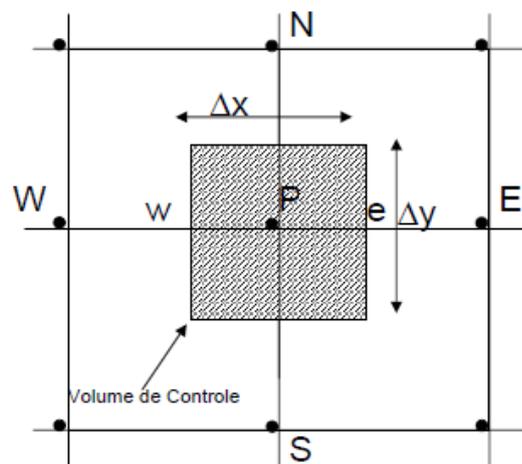


FIGURA 3.1. Volume de controle para situação bidimensional

O FVM pode ser aplicado a qualquer tipo de malha (estruturada, não estruturada, uniforme), por isso adapta-se a geometrias complexas. Uma das principais vantagens desta formulação é que o princípio da conservação (massa, movimento e energia) é satisfeito para todos os volumes de controle e, sobre o domínio em questão, independente do número de volumes, [34].

### 3.3 Procedimento Numérico

Para reduzir o tempo de processamento foi considerado somente metade do domínio computacional, utilizando condição de contorno de simetria na superfície apropriada. Os principais aspectos utilizados para obtenção da solução das equações do problema de escoamento estão descritas nas próximas seções.

#### 3.3.1 Geração da Malha

Para a divisão do domínio em volumes de controle discretos foi utilizada uma malha não-estruturada, constituída de elementos triangulares. Uma malha com elementos quadrilaterais próxima a parede foi aplicada nas proximidades das paredes do bocal primário, da câmara de mistura e do difusor para melhor representar numericamente os gradientes na direção normal e conseqüentemente a função de parede, e um refinamento maior da malha foi realizado na saída do bocal primário e na câmara de mistura.

A FIGURA 3.2 mostra a malha da câmara de mistura usada nas simulações. Como já mencionado, o domínio é discretizado por elementos triangulares e próximo as paredes é usada uma com elementos quadrilaterais.

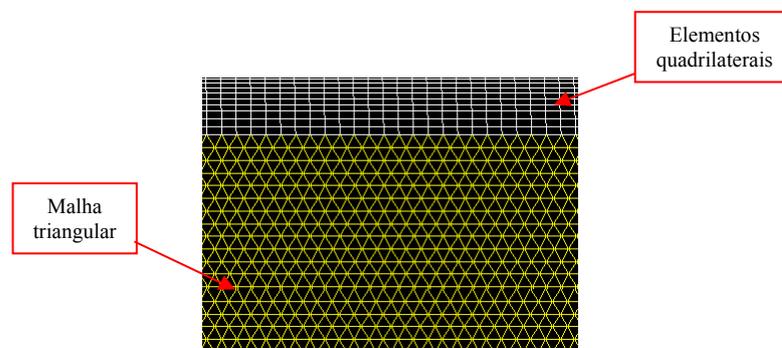


FIGURA 3.2. Malha triangular com camada limite

### 3.3.2 Aproximação Numérica

A solução do escoamento no ejetor foi obtida pela solução do conjunto de equações diferenciais não linear formado pelas equações da continuidade, quantidade de movimento nas duas direções e energia para um escoamento bidimensional e compressível. No total são 4 equações e 5 incógnitas ( $u$ ,  $v$ ,  $P$ ,  $T$  e  $\rho$ ) sendo que para o fechamento desse sistema utiliza uma equação de estado, Eq. (2.1). Dois métodos numéricos, acoplado e segregado são utilizados para resolver esse sistema de equações. Os dois métodos são descritos a seguir sendo que para o presente trabalho a aproximação utilizada foi o acoplado.

#### 3.3.2.1 Método Numérico Segregado

No método segregado, os sistemas de equações algébricas obtidos pela discretização de cada uma das equações diferenciais do modelo matemático são resolvidas sequencialmente, isto é, separadamente (não acoplada uma com a outra). No algoritmo segregado as equações para velocidade, pressão, temperatura e turbulência são resolvidas uma após a outra. Cada equação, quando está sendo resolvida é “desacoplada” ou “separada” das outras equações. A solução final com o acoplamento aproximado entre os resultados para todas as equações diferenciais é obtida iterativamente pela solução repetida dos sistemas de equações algébricas citados acima, com substituições (atualização) sucessivas dos resultados obtidos a cada passo.

A FIGURA 3.3 mostra um fluxograma das etapas numéricas necessárias para obtenção da solução de forma segregada. O procedimento ilustrado se repetirá até garantir a convergência do método.

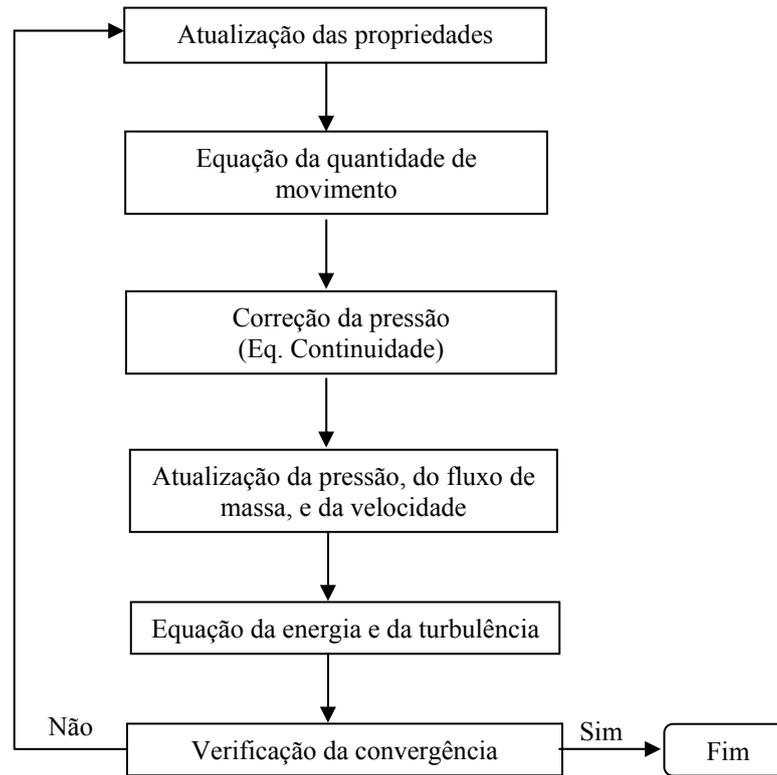


FIGURA 3.3. Fluxograma do procedimento numérico para a forma segregada, [28]

### 3.3.2.2 Método Numérico Acoplado

O método numérico acoplado resolve as equações da continuidade, movimento, energia e de turbulência simultaneamente, ou seja, acopladas. Cada iteração consiste no algoritmo representado pelo fluxograma na FIGURA 3.4. O procedimento ilustrado se repetirá até garantir a convergência do método.

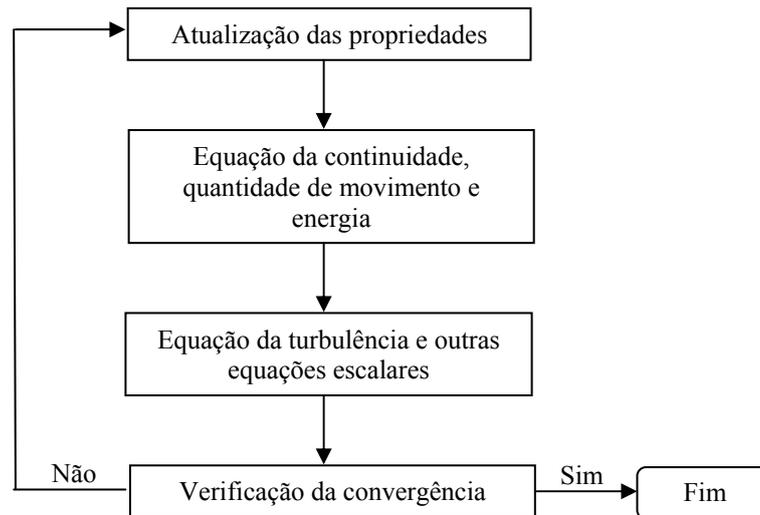


FIGURA 3.4. Fluxograma do procedimento numérico para a forma acoplada, [28]

Neste método as equações não lineares são linearizadas para produzir um sistema de equações para as variáveis dependentes em cada célula computacional. O sistema linear resultante é então resolvido para produzir uma versão atualizada da solução do campo do escoamento. A maneira pela qual as equações governantes são linearizadas pode ser implícita ou explicitamente em relação à variável dependente de interesse.

O método utilizado neste trabalho foi o método implícito que para uma determinada variável o valor desconhecido em cada célula é calculado utilizando uma relação que inclui os valores já existentes e desconhecidos das células vizinhas. Portanto, cada valor desconhecido aparecerá em mais de uma equação no sistema, e estas equações devem ser resolvidas simultaneamente resultando em um sistema de equações lineares.

### 3.3.3 Solução do Sistema de Equações Lineares

Para resolver o sistema de equações lineares obtido a partir da discretização das equações foi utilizado um método iterativo, AMG (*Algebraic Multigrid*), [28] e [32]. No

método iterativo é necessária uma estimativa inicial das variáveis a fim de obter a solução. Esses métodos são mais vantajosos do que métodos diretos quando a matriz dos coeficientes é esparsa. Assim, requerem menos esforço computacional para o cálculo da solução.

Um resumo do processo da solução numérica é apresentado na FIGURA 3.5.

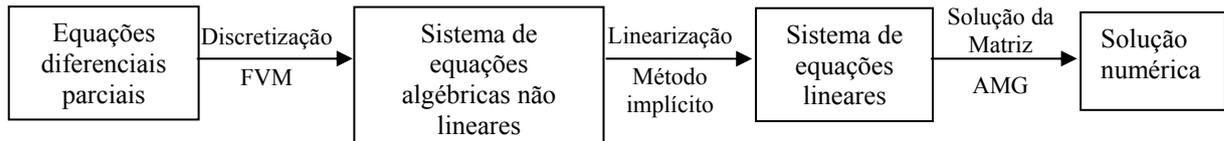


FIGURA 3.5. Fluxograma do processo de solução numérica

### 3.4 Critério de Convergência

O método iterativo necessita de um critério para convergência. Como padrão é realizado o monitoramento dos resíduos das equações. Neste estudo foram realizadas as simulações até que os máximos resíduos normalizados das equações de continuidade, quantidade de movimento, energia,  $k$ ,  $\varepsilon$  e  $\omega$  diminuíssem atingindo  $10^{-6}$ ,  $10^{-6}$ ,  $10^{-6}$ ,  $10^{-4}$ ,  $10^{-4}$  e  $10^{-4}$  respectivamente. A FIGURA 3.6 ilustra a evolução do valor dos resíduos durante o processo de solução. Os valores dos resíduos para as equações de continuidade, quantidade de movimento nas duas direções, energia,  $k$ ,  $\varepsilon$  e  $\omega$  não sofrem alterações significativas após determinado número de iterações (aproximadamente 1.200), somente oscilações ao redor de certo valor.

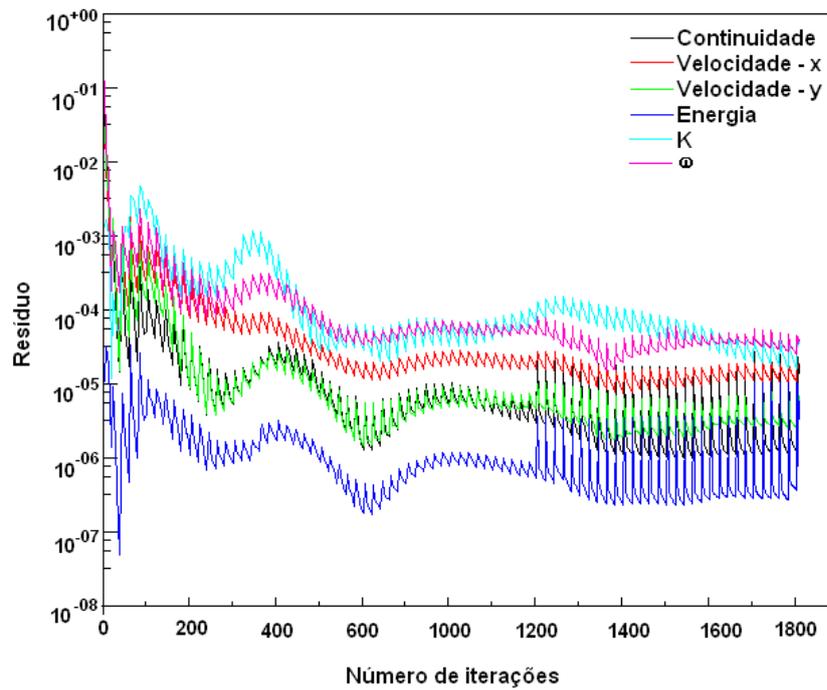


FIGURA 3.6. Decaimento dos resíduos durante o processo de solução

Outro critério de convergência utilizado foi o monitoramento da pressão estática na entrada secundária do ejetor, que é um dos parâmetros de interesse neste estudo. Então, o critério foi garantir que essa pressão estivesse estabilizada (sem variações significativas) durante certo número de iterações.

## 4 Procedimento de Validação

Para validar os resultados numéricos do escoamento em um ejetor supersônico a gás foi utilizado o trabalho experimental e numérico [5], e o trabalho numérico [25]. A geometria considerada (câmara de mistura de pressão constante com  $g = 0,24\text{m}$  de comprimento), os parâmetros, a formulação do problema e as condições de contorno utilizadas estão descritas no capítulo 2. As simulações numéricas foram desenvolvidas usando um código comercial de CFD baseado no método de volumes finitos, conforme descrito no capítulo 3.

Primeiramente foi realizado um estudo de refinamento de malha, as informações deste estudo estão descritas na TAB. 4.1. As malhas foram feitas mantendo a mesma camada limite (com exceção da malha sem camada limite) alterando-se apenas as dimensões das células triangulares.

TAB. 4.1 Informações das malhas – ejetor supersônico

<b>Malha</b>	<b>Tipo</b>	<b>Células</b>	<b>Faces</b>	<b>Nós</b>
Malha 1	Triangular Sem camada limite	145.678	219.963	74.286
Malha 2	Triangular Com camada limite	103.970	161.461	57.492
Malha 3	Triangular Com camada limite	148.106	229.989	81.884
Malha 4	Triangular Com camada limite	199.062	306.334	107.273

Uma ilustração da malha triangular com camada limite utilizada para a validação é apresentada na FIGURA 4.1. Esta ilustração está representando a região mais crítica do ejetor, a saída do bocal primário e a entrada para a câmara de mistura. Por isso nessa região há

necessidade de um maior refinamento de malha, que serve para captar com mais precisão os fenômenos que ocorrem.

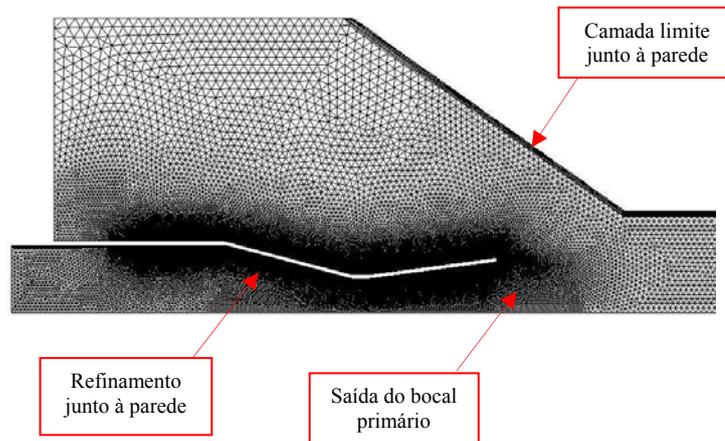


FIGURA 4.1. Ilustração da malha triangular com camada limite

Entre as malhas estudadas, o tempo de processamento das três primeiras não variou significativamente, somente para a malha 4 o tempo necessário para a convergência foi maior. A malha 3 em relação as outras apresentou um menor intervalo de incerteza concordando bem com os resultados experimentais comparados. Sendo assim a malha escolhida para realizar as simulações foi a malha 3, que apresentou um bom tempo de simulação para atingir a convergência e melhor concordou com os resultados experimentais de Bartosiewicz et al., [5]. Em média para cada simulação o tempo necessário para atingir à convergência foi de 11 horas.

Para os casos simulados neste trabalho os resultados numéricos foram obtidos utilizando 3 computadores e cada computador processando em paralelo TAB. 4.2.

TAB. 4.2 Informações dos computadores

<b>Sistema Operacional</b>	<b>Processador</b>	<b>Memória</b>
Windows 7 Professional	Intel Xeon duocore	8 GB
Windows Vista	Intel Core 2quad	8 GB
Windows Vista	Intel Core 2quad	8 GB

A apresentação dos resultados foi dividida em duas seções: ejetor operando sem o escoamento secundário e ejetor operando com escoamento secundário. Em ambos os casos as simulações foram realizadas utilizando a malha 3 como mencionado acima e os procedimentos de simulação foram os mesmos.

Todos os gráficos da validação foram traçados a partir da saída do bocal primário e a pressão  $P_r = 5 \text{ atm}$  foi tomado como referência.

#### 4.1 Ejetor operando sem o escoamento secundário

Para a validação dos resultados, uma análise do esquema de discretização dos termos convectivos, 1ª e 2ª ordem, para os modelos de turbulência k-  $\epsilon$ - realizável e k-  $\omega$ - SST foi realizada. Para esta análise o escoamento secundário não foi considerado e a pressão de entrada foi mantida fixa e igual a  $P_{\text{total}} = 5 \text{ atm}$ .

A FIGURA 4.2 apresenta uma comparação dos resultados experimentais e numéricos, para o esquema de discretização de 1ª e 2ª ordem para o modelo de turbulência k-  $\epsilon$ - realizável. Para esta comparação foi analisada a pressão no eixo do ejetor. Os resultados para o esquema de discretização de 1ª ordem apresentaram melhor concordância com os dados experimentais e numéricos de Bartosiewicz, [5], do que o esquema de 2ª ordem.

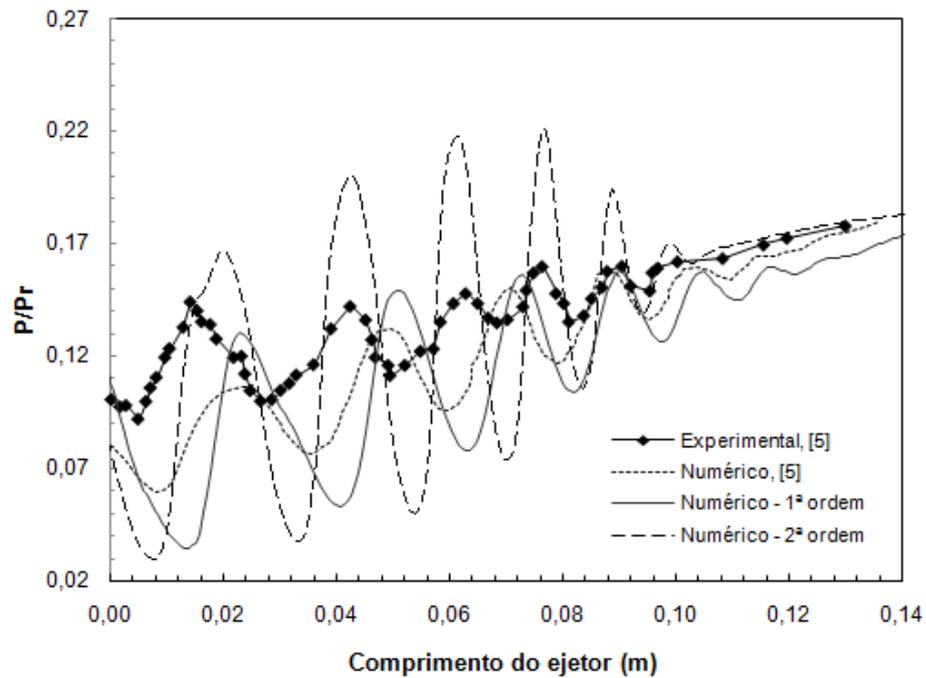


FIGURA 4.2: Resultados da pressão no eixo do ejetor para o modelo  $k-\epsilon$ - realizável sem o escoamento secundário

A FIGURA 4.3 também apresenta uma comparação dos resultados experimentais e numéricos, para o esquema de discretização de 1ª e 2ª ordem, mas para o modelo de turbulência  $k-\omega$ - sst. Para esta comparação foi analisada novamente a pressão no eixo do ejetor. Os resultados para o esquema de discretização de 1ª ordem também apresentaram melhor concordância com os dados experimentais e numéricos de Bartosiewicz, [5], do que o esquema de 2ª ordem, concordando com o resultado do modelo  $k-\epsilon$ - realizável.

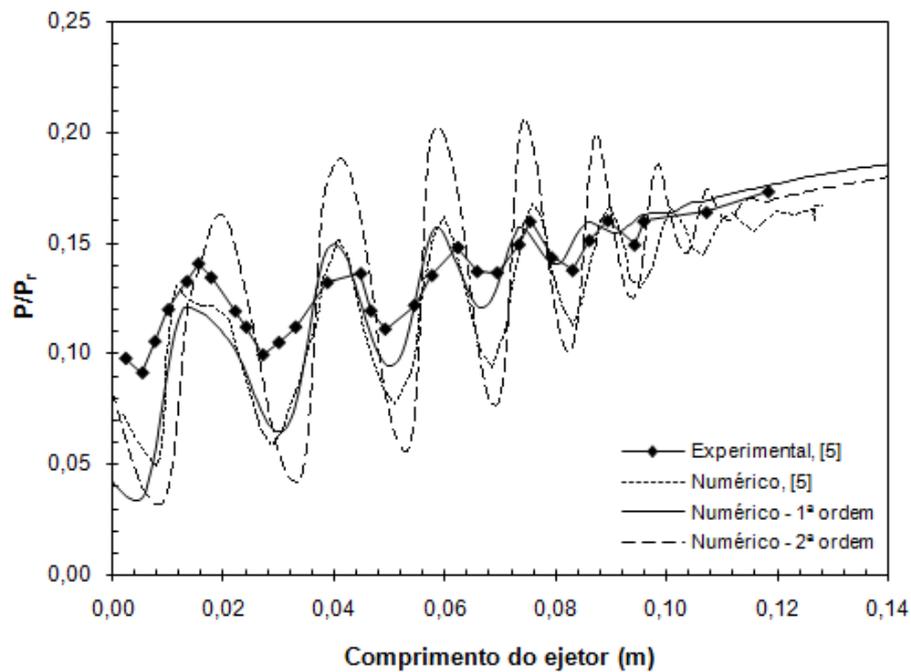


FIGURA 4.3: Resultados da pressão no eixo do ejetor para o modelo  $k-\omega$ -sst sem o escoamento secundário

A FIGURA 4.4 apresenta os resultados da pressão no eixo do ejetor obtidos com os modelos de turbulência  $k-\varepsilon$ -realizável e  $k-\omega$ -sst para o esquema de discretização de 1ª ordem, já que este apresentou melhor desempenho, comparando com os dados experimentais. Os resultados do modelo de turbulência  $k-\omega$ -sst apresentaram melhor concordância com os resultados experimentais do que o modelo  $k-\varepsilon$ -realizável.

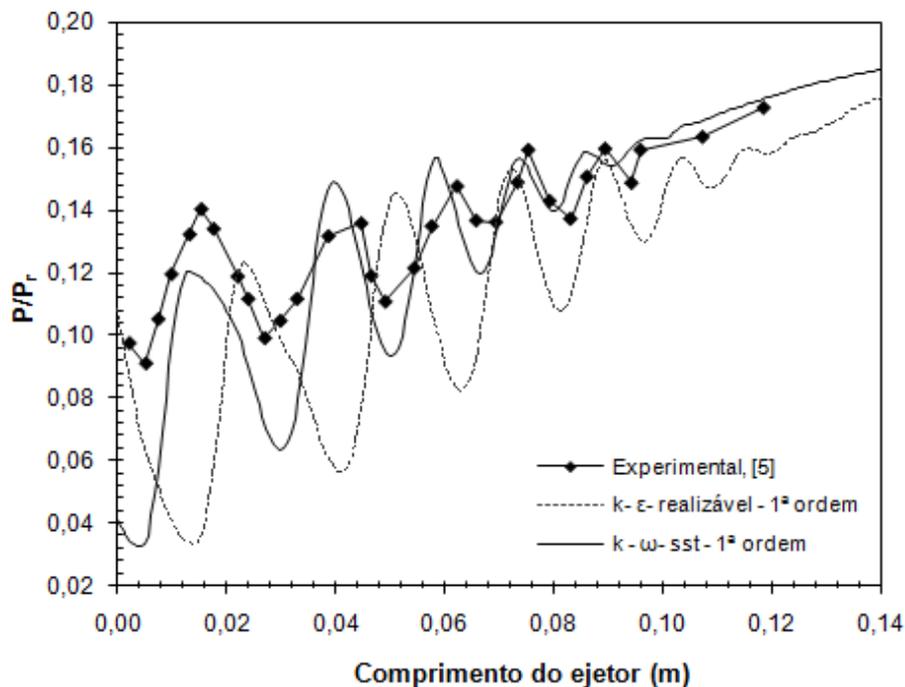


FIGURA 4.4: Comparação entre os modelos  $k-\epsilon$ - realizável e  $k-\omega$ -sst, 1ª ordem, com os dados experimentais

Assim como nos resultados numéricos também apresentados por Bartosiewicz, [5], o modelo de turbulência  $k-\omega$ -sst apresentou melhor desempenho para o modelo do ejetor do que o modelo  $k-\epsilon$ - realizável, sendo capaz de representar corretamente as reflexões de choque. Além disso, a aplicação do método de discretização de 1ª ordem apresentou melhor concordância com os resultados experimentais do que o de 2ª ordem.

## 4.2 Ejetor operando com escoamento secundário

Um último estudo da validação foi realizado considerando agora o escoamento secundário. Para este caso também foi feita uma análise do esquema de discretização dos termos convectivos, 1ª e 2ª ordem, mas somente para o modelo de turbulência  $k-\omega$ -sst,

FIGURA 4.5, já que este apresentou melhor desempenho, concordando com a referência [5]. Para esta análise a pressão de entrada foi mantida fixa e igual a  $P_{\text{total}} = 4 \text{ atm}$  e para a entrada secundária foi adotada uma vazão fixa de  $0,028 \text{ kg/s}$ . Novamente foi analisado a pressão no eixo do ejetor e o gráfico plotado a partir da saída do bocal primário.

Os resultados para o esquema de discretização de 1ª ordem apresentaram melhor concordância com os dados experimentais e numéricos de Bartosiewicz, [5], do que o esquema de 2ª ordem, concordando novamente com os casos analisados anteriormente.

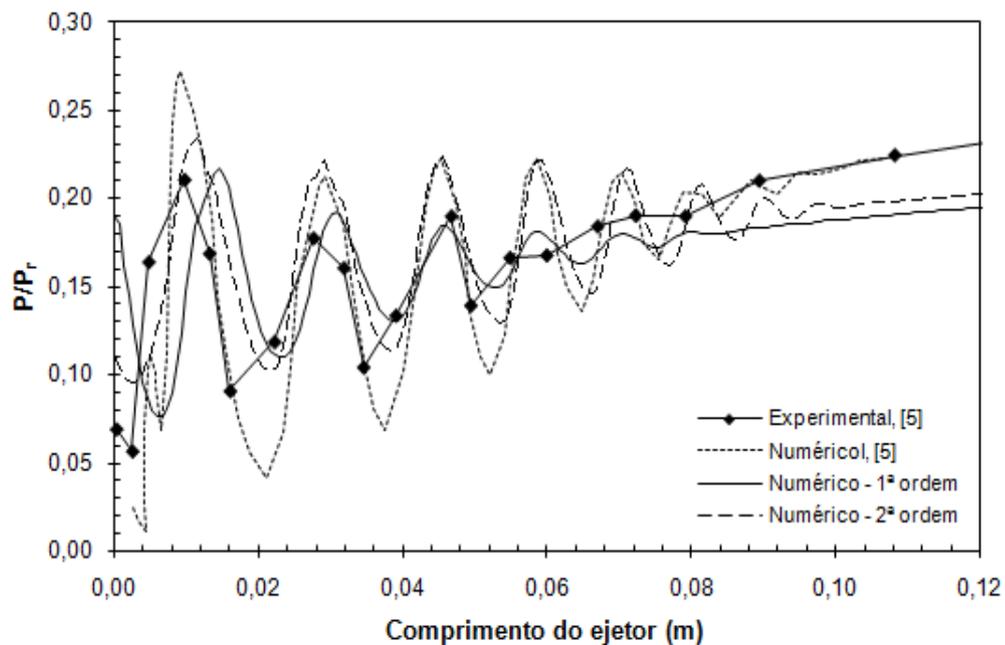


FIGURA 4.5: Resultados da pressão no eixo do ejetor para o modelo  $k-\omega$ -sst com o escoamento secundário

A FIGURA 4.6 apresenta com mais detalhes a comparação entre os resultados experimentais e numéricos para o modelo de turbulência  $k-\omega$ -sst com o esquema de

discretização de 1ª ordem, mostrando que o modelo  $k-\omega$ -sst e o método de discretização de 1ª ordem apresentam um bom desempenho para a obtenção dos resultados.

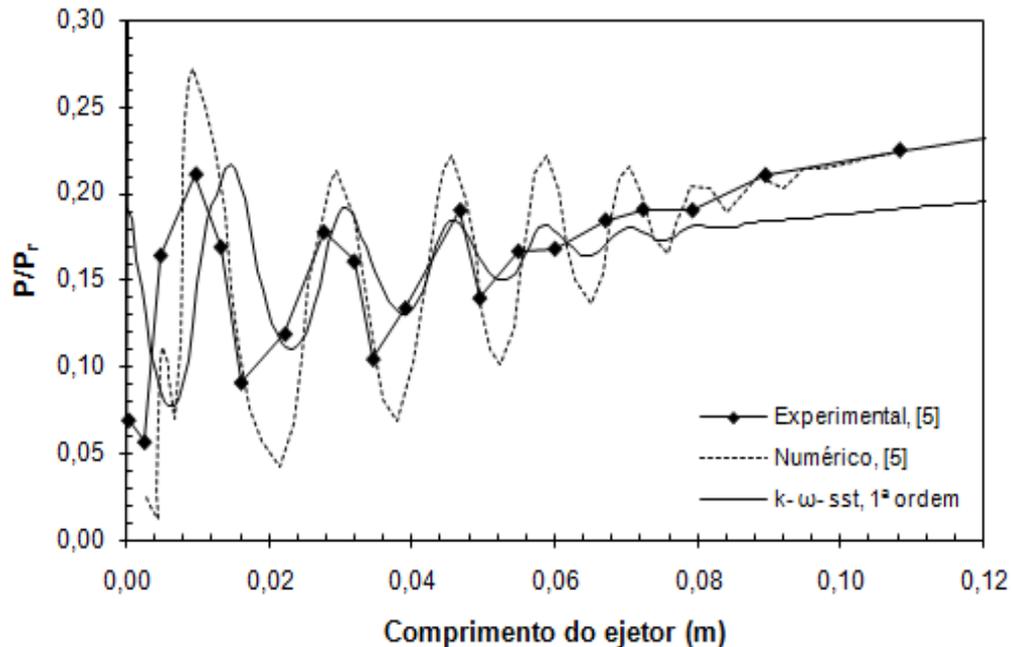


FIGURA 4.6. Comparação da pressão no eixo do ejetor para o modelo  $k-\omega$ -SST de 1ª ordem com os dados experimentais

Assim como nos resultados numéricos apresentados por Bartosiewicz, [5], e no estudo do ejetor sem a entrada secundária, o modelo de turbulência  $k-\omega$ -SST com o esquema de discretização de 1ª ordem novamente apresentou melhor desempenho para o modelo do ejetor, sendo capaz de representar corretamente as reflexões de choque.

Os resultados numéricos apresentados acima apresentam boa concordância com os experimentais, as diferenças são maiores para o modelo de turbulência  $k-\varepsilon$ -realizável e para a discretização de 2ª ordem. Para o modelo de turbulência  $k-\omega$ -SST e o esquema de discretização de 1ª ordem os resultados numéricos estão dentro da faixa de incerteza experimental.

A razão do modelo  $k-\omega$ -SST representar melhor o escoamento se deve ao limitador da viscosidade turbulenta no escoamento. Esta modificação melhora a previsão de escoamentos com gradiente de pressão adversa e separações. Outra razão é a multiplicação do modelo original  $k-\omega$  por uma função de amortecimento projetada para ser uma região próxima a parede (ativando o modelo original) e zero longe da superfície, [35].

## 5 Resultados

Neste capítulo são apresentados os resultados da análise do escoamento de um ejetor supersônico a gás e o estudo do desempenho. O modelo de turbulência  $k-\omega$ -sst e o esquema de discretização de 1ª ordem foram utilizados para as simulações, pois apresentaram melhor desempenho comparado com os resultados experimentais, [5]. A malha triangular com elementos quadrilaterais próximos a parede foi utilizada conforme discutido no capítulo 4. Para diminuir o tempo de obtenção dos resultados, o escoamento foi considerado bidimensional com simetria axial, portanto utilizando um sistema de coordenadas cilíndricas, a região do escoamento é representada pela metade do domínio computacional, como mostrado na FIGURA 2.7. Todas as dimensões geométricas do ejetor e as condições de contorno utilizadas foram descritas no capítulo 2.

Para a análise do desempenho de um ejetor supersônico a gás três estudos foram realizados: (i) comprimento da câmara de mistura de pressão constante, (ii) influência da vazão na entrada secundária em um ejetor com câmara de mistura de pressão constante e (iii) influência da vazão na entrada secundária em um ejetor com câmara de mistura de área constante.

### 5.1 Análise do escoamento

Nesta seção são apresentadas algumas características do escoamento de um ejetor supersônico a gás com câmara de mistura de pressão constante a uma pressão de entrada de 4 atm e vazão secundária de 0,028 kg/s. As características do escoamento de um ejetor MPC e MAC são bastante semelhantes quando as outras dimensões geométricas são iguais. Mas,

apesar da estrutura ser semelhante, os valores correspondentes as pressões, velocidades e temperaturas são diferentes. Outro fator que também influencia nesses valores são as condições de operação.

A FIGURA 5.1 apresenta resultados para o campo de pressão estática ao longo do ejetor. Na saída do bocal primário o escoamento sofre uma sucessão de ondas de choque, ou sequência de choque, acompanhado por um correspondente aumento de pressão. Depois a pressão do escoamento primário tende a nivelar com a pressão mais baixa do escoamento secundário atenuando progressivamente os choques até que eles desaparecem completamente. Após essa nivelção das pressões ainda há um aumento da pressão até que um valor máximo é alcançado no difusor.



FIGURA 5.1. Distribuição da pressão estática no ejetor

A FIGURA 5.2 apresenta resultados para o campo do número de Mach em uma seção central e longitudinal do ejetor. A velocidade do escoamento no centro e nas proximidades do bocal do fluido primário é muito alta e flutua ao longo da linha de centro devido às ondas de choque de expansão. A velocidade do fluido secundário na entrada é muito baixa, contudo, ao se misturar com o fluido primário é acelerado. Posteriormente, a velocidade é reduzida no difusor. Na câmara de mistura, a diferença entre a velocidade do fluido secundário junto à

parede e a velocidade do fluido primário no núcleo central é muito grande, resultando em uma camada separada de escoamento.

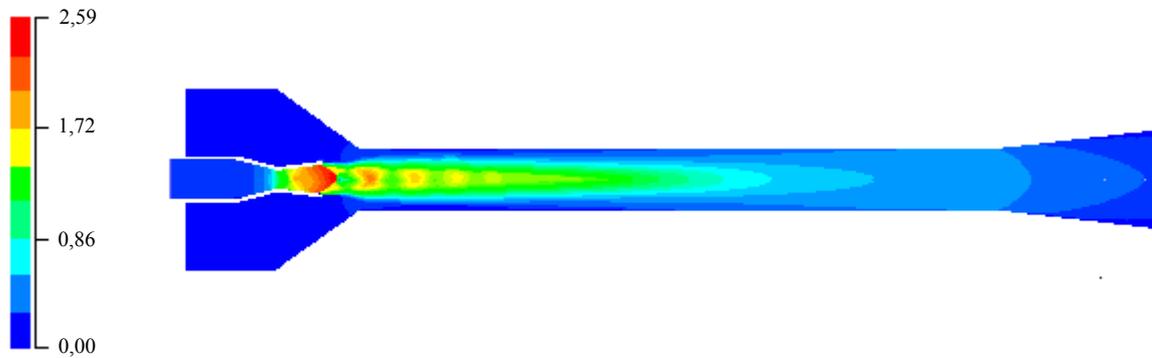


FIGURA 5.2. Campo do número de Mach no ejetor, mostrando a estrutura diamante

A FIGURA 5.3 apresenta resultados da distribuição de temperatura ao longo do ejetor. A temperatura do escoamento nas proximidades do bocal do fluido primário é mais baixa como consequência das ondas de choque de expansão presentes na região. No restante do escoamento a temperatura é mantida próxima ou igual a 300K, temperatura esta imposta como condição de contorno de entrada e saída.

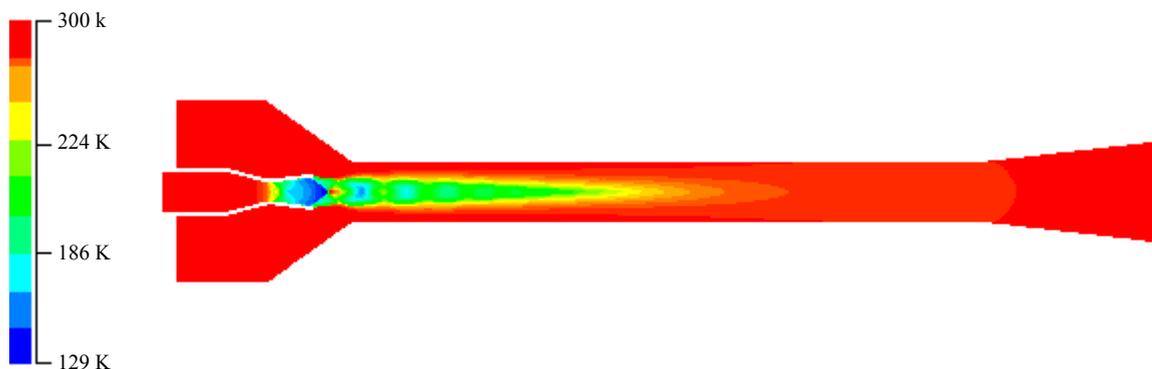


FIGURA 5.3. Distribuição da temperatura no ejetor

## 5.2 Análise do Comprimento da Câmara de Mistura de Pressão Constante

O comprimento da câmara de mistura é um parâmetro importante para a geometria do ejetor, pois uma câmara de mistura muito grande pode causar a perda da força do escoamento ou o desperdício da matéria, por outro lado uma câmara de mistura muito pequena pode não realizar uma mistura homogênea dos fluidos.

Para encontrar um comprimento ótimo para a câmara de mistura de pressão constante, 7 ejetores, em um total de 28 casos, foram estudados variando o comprimento da câmara de mistura e a vazão na entrada secundária. Foram considerados 7 comprimentos diferentes, entre 0,12 - 0,24 m, porém o restante do domínio computacional não sofreu alteração. A vazão na entrada secundária também foi variada de 0,02 a 0,032 kg/s com a pressão na entrada primária fixa em 4 atm.

A diferença de pressão entre a saída e a entrada secundária com a variação do comprimento da câmara de mistura, para diversas vazões da entrada secundária, é apresentada na FIGURA 5.4.

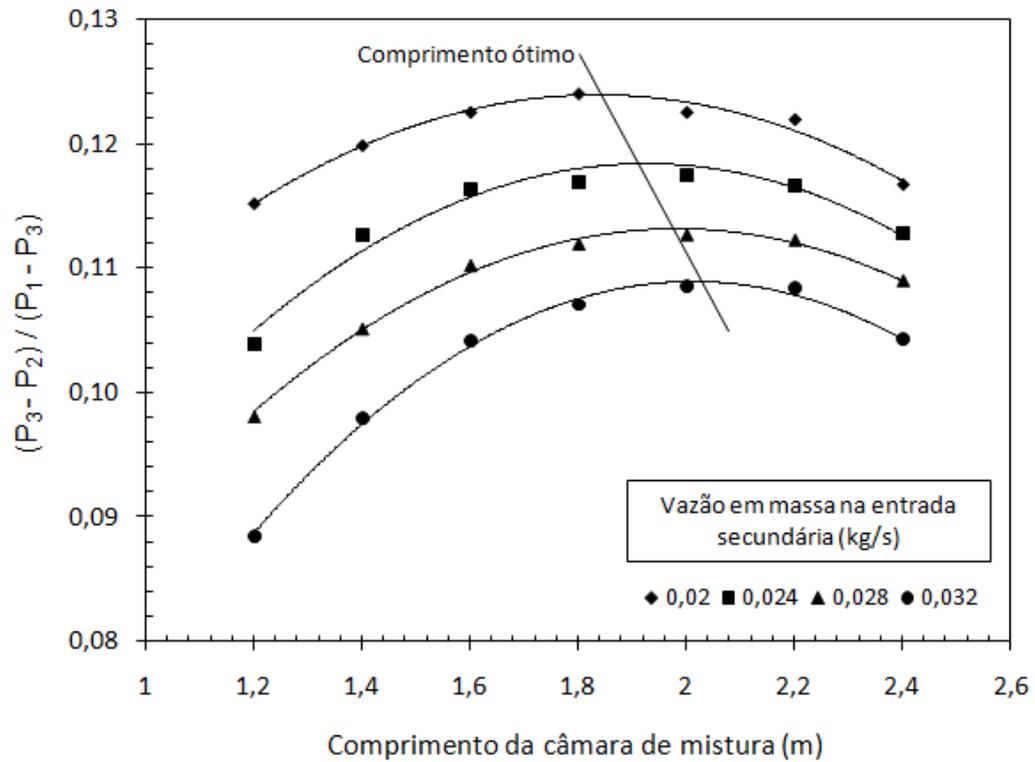


FIGURA 5.4. Análise do comprimento da câmara de mistura

Nota-se que para cada curva existe um ponto de máximo, logo é possível concluir que há um comprimento ótimo para a câmara de mistura de pressão constante, comportamento observado para cada variação de vazão. A equação da reta, Eq. (5.1), que passa pelos pontos de máximo foi obtida ajustando-se um polinômio de segundo grau ao resultado numérico e em seguida obtendo-se os vértices da parábola  $\left(x_v = \frac{-b}{2a}\right)$ . Com essa equação é possível obter o comprimento ideal da câmara de mistura para uma dada vazão na entrada secundária para o modelo do ejetor, em que,  $x$  representa a vazão secundária e  $y$  o comprimento. Outro comportamento também notório, é que com o aumento da vazão na entrada secundária a diferença de pressão entre a saída e a entrada secundária diminui, ou seja, a diferença de pressão diminui com o aumento da vazão.

$$y = 0,053x + 0,025 \quad (5.1)$$

### 5.3 Análise da Vazão na Entrada Secundária

Para a análise da influência da vazão na entrada secundária foram consideradas duas geometrias da câmara de mistura, MPC e MAC.

A FIGURA 5.5 apresenta a curva característica do ejetor MPC representada pela variação de  $(P_3 - P_2) / (P_1 - P_3)$  em função de  $m_2 / m_1$  para diversas vazões da entrada secundária. Nota-se que a diferença de pressão entre a saída e a entrada secundária diminui significativamente com o aumento da vazão.

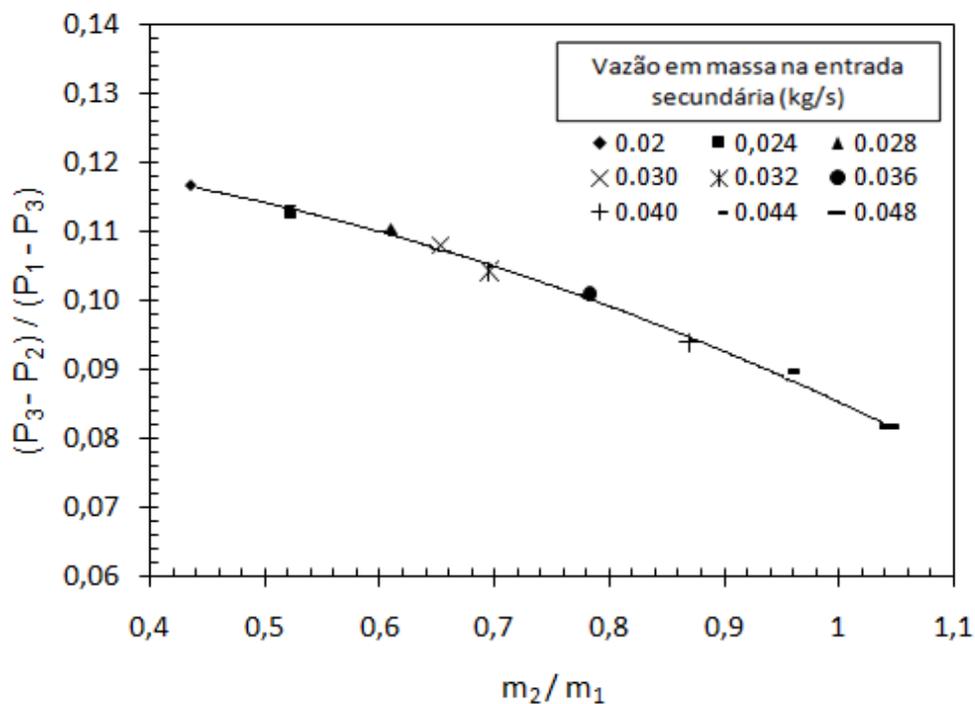


FIGURA 5.5 Curva característica da variação de vazão na entrada secundária para um ejetor com câmara de mistura de pressão constante

A FIGURA 5.6 apresenta a curva característica do ejetor MAC representada pela variação de  $(P_3 - P_2) / (P_1 - P_3)$  em função de  $m_2 / m_1$ , para diversas vazões da entrada secundária. Nota-se também que a diferença de pressão entre a saída e a entrada secundária diminuiu significativamente com o aumento da vazão, apresentando então o mesmo comportamento do ejetor MPC.

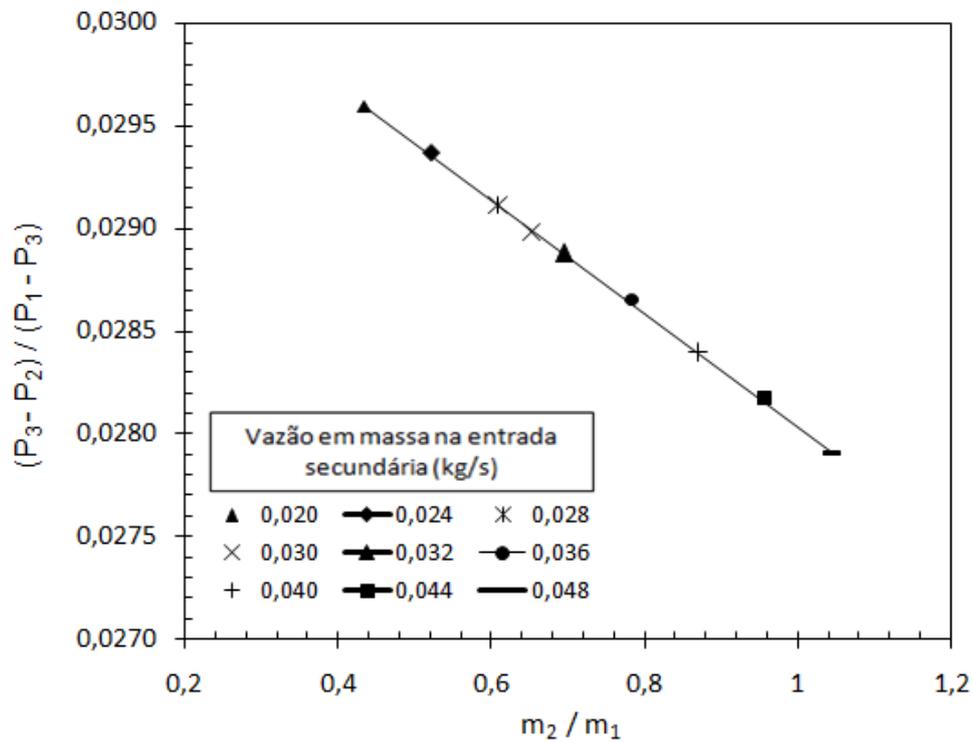


FIGURA 5.6. Curva característica da variação de vazão na entrada secundária para um ejetor com câmara de mistura de área constante

Nota-se que o comportamento da curva característica do ejetor MPC é “parabólico”, enquanto a do ejetor MAC apresenta um comportamento “linear” com uma diferença de pressão bastante inferior ao do ejetor MPC.

## 6 Conclusões e Sugestões

Neste capítulo são apresentadas as conclusões da análise do ejetor supersônico a gás e as sugestões para trabalhos futuros.

### 6.1 Conclusões

No presente trabalho, um problema bidimensional de um ejetor supersônico a gás foi resolvido numericamente, simulando o escoamento do dispositivo. Foram utilizadas duas configurações geométricas para a câmara de mistura: câmara de mistura de pressão constante e câmara de mistura de área constante.

Os resultados do comprimento da câmara de mistura de pressão constante e da influência da vazão na entrada secundária para os dois tipos de câmara de mistura foram obtidos para avaliar o desempenho do ejetor. Para validação do procedimento numérico foram utilizados dados experimentais.

Os resultados da validação mostraram que o modelo de turbulência  $k-\omega$ -sst e o esquema de discretização de 1ª ordem apresentaram melhor desempenho para o modelo do ejetor ficando dentro da faixa de incerteza experimental de 5% e concordando bem com os dados experimentais comparados.

Os resultados para o comprimento da câmara de mistura de pressão constante indicam que este parâmetro é de importância crítica para o desempenho do ejetor e dever ser cuidadosamente concebidos dentro do intervalo ideal. Nestes testes, para o modelo do ejetor, o comprimento ideal foi encontrado de acordo com a equação (5.1), essa equação fornece o comprimento ideal da câmara de mistura para uma dada vazão na entrada secundária, em que,

x representa a vazão secundária e y o comprimento, pois este parâmetro é influenciado pela vazão secundária.

Os resultados da análise da vazão na entrada secundária mostraram que a diferença de pressão entre a saída e a entrada secundária ( $P_3-P_2$ ) diminui com o aumento da vazão na entrada secundária. Assim, quanto menor a vazão na entrada secundária, maior a diferença de pressão. Sendo que o comportamento da curva característica é “parabólico” para o ejetor MPC e “linear” para o ejetor MAC com uma diferença de pressão bastante inferior ao do ejetor MPC.

## 6.2 Sugestões para Trabalhos Futuros

Como sugestões para trabalhos futuros nessa área, com o objetivo de aperfeiçoar a geometria e as condições de operação de um ejetor supersônico a gás, melhorando assim seu desempenho, pode-se citar:

- Analisar a variação da posição do bocal primário (NXP);
- Analisar o diâmetro da garganta dos bocais;
- Avaliar o desempenho separado de cada dispositivo;
- Estudar o problema com outros fluidos de trabalho;
- Estudar o problema tridimensional;
- Usar o modelo de escalar passivo para representar os dois fluidos visando avaliar a mistura;
- Obter resultados para modelos de turbulência anisotrópicos como o RSM;

## Referências Bibliográficas

- [1] CHUNNANOND, K.; APHORNRATANA, S. Ejectors: applications in refrigeration technology. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, v.8, p.129-155, 2004.
- [2] ESDU, Ejectors and jet pumps – computer program for design and performance for compressible gas flow, **ESDU 92042**, 1992.
- [3] KEENAN, J.H.; NEUMANN, E.P. A simple air ejector. **ASME Journal of Applied Mechanics**, v.64, p.75–82, 1942.
- [4] KEENAN, J.H.; NEUMANN, E.P.; LUSTWERK, F. An investigation of ejector design by analysis and experiment. **ASME Journal of Applied Mechanics**, v.72, p.299–309, 1950.
- [5] BARTOSIEWICZ, Y.; AIDOUN, Z.; DESEVAUX, P.; MERCADIER, Y. Numerical and experimental investigations on supersonic ejectors. **Int. J. of Heat and Fluid Flow**, v.26, p.56-70, 2005.
- [6] BARTOSIEWICZ, Y.; AIDOUN, Z.; MERCADIER, Y. Numerical assessment of ejector operation for refrigeration applications based on CFD. **Applied Thermal Engineering**, v.26, p.604-612, 2006.
- [7] SRIVEERAKUL, T.; APHORNRATANA, S.; CHUNNANOND, K. Performance prediction of steam a ejector using computational fluid dynamics: Part 1. Validation of the CFD results. **Int. J. of Thermal Sciences**, v. 46, p. 812-822, 2007.

[8] SRIVEERAKUL, T.; APHORN RATANA, S.; CHUNNANOND, K. Performance prediction of steam ejector using computational fluid dynamics: Part 2. Flow structure of a steam ejector influenced by operating pressures and geometries. **Int. J. of Thermal Sciences**, v. 46, p. 823-833, 2007.

[9] YINHAI, Z.; WENJIAN, C.; CHANGYUN, W.; YANZHONG, L. Numerical investigation of geometry parameters for design of high performance ejectors. **Applied Thermal Engineering**, v. 29, p. 898-905, 2009.

[10] ESDU, Ejectors and jet pumps – design for steam driven flow, **ESDU 86030**, 1986.

[11] PIANTHONG, K.; SEEHANAM, W.; BEHNIA, M.; SRIVEERAKUL, T.; APHORN RATANA, S. Investigation and improvement of ejector refrigeration system using computational fluid dynamics technique. **Energy Conversion and Management**, v.48, p.2556-2564, 2007.

[12] CHUNNANOND, K.; APHORN RATANA, S. An experimental investigation of a steam ejector refrigerator: the analysis of the pressure profile along the ejector. **Applied Thermal Engineering**, v.24, p.311–322, 2004.

[13] SUN, D.W.; EAMES, I.W. Performance characteristics of HCFC-123 ejector refrigeration cycles. **Int. J. Energy Res.**, v.20, p.871–85, 1996.

[14] EAMES, I.W. A new prescription for design of supersonic jet pumps: constant rate of momentum change method. **Appl. Therm. Eng.**, v.22, p.121–131, 2002.

- [15] HUANG, B.J.; CHANG, J.M.; WANG, C.P.; PETRENKO, V.A. A 1-D analysis of ejector performance. **Int. J. of Refrigeration**, v.22, p.354-364, 1999.
- [16] OUZZANE, M.; AIDOUN, Z. Model development and numerical procedure for detailed ejector analysis and design. **Appl. Therm. Eng.**, v. 23, p.2337–2351, 2003.
- [17] MUNSON, B.R.; YOUNG, D.F.; OKIISHI, T.H. **Fundamentos da mecânica dos fluidos**. 1ed. São Paulo: Edgard Blücher, 2004.
- [18] KNIGHT, D.D. A hybrid explicit-implicit numerical algorithm for the three-dimensional compressible Navier-Stokes equations. **AIAA Journals**, v.22(8), p.1056-63, 1984.
- [19] VIEGAS, J.R.; HORSTMANN, C.C. Comparison of multi-equation turbulent models for several shock boundary-layer interaction flows. **AIAA Journals**, v.17(8), p.811-820, 1979.
- [20] MATSUO, K.; MIYAZATO, Y.; KIM, H.D. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows. **Progress in Aerospace Sciences**, v.35, p.33-100, 1999.
- [21] ANDERSON, J.D, Jr. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3.ed. New York: McGraw-Hill Companies, Inc, 2001.
- [22] CURRIE, I.G. **Fundamental mechanics of fluids**. 3.ed. New York: Marcel Dekker, Inc, 2003.

- [23] KUNDU, P.K.; COHEN, I.M. **Fluid mechanics**. 2.ed. San Diego: Academic Press, 2002.
- [24] FOX, R.W.; MCDONALD, A.T.; PRITCHARD, P.J. **Mecânica dos Fluidos**. 6ed. Rio de Janeiro: LTC, 2006.
- [25] DESEVAUX, P. A method for visualizing the mixing zone between two co-axial flows in an ejector. **Optics and Lasers in Engineering**, v.35, p.317-323, 2001.
- [26] SHIH, T.H.; LIOU, W.W., SHABBIR, A.; YANG, Z.; ZHU, J. A new k- $\epsilon$  eddy-viscosity model for high Reynolds number turbulent flows- Model Development and Validation. **Computers Fluids**, v.24, n.3, p.227-238, 1995.
- [27] LAUNDER, B.E.; SPALDING, D.B. Lectures in mathematical models of turbulence. **Academic Press**, London, England, 1972.
- [28] FLUENT INC. User's guide, versão 12.0, 2008. Disponível em <[www.fluent.com](http://www.fluent.com)>. Acesso em 25 de maio. 2010.
- [29] KADER, B. Temperature and Concentration Profiles in Fully Turbulent Boundary Layers. **Int. J. Heat Mass Transfer**, v.24, n.9, p.1541-1544, 1981.
- [30] MENTER, F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. **AIAA Journal**, 32(8):1598{1605, August 1994.

[31] WILCOX, D.C. Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, Inc., La Canada, California, 1998.

[32] MALISKA, C.R. **Transferência de calor e mecânica dos fluidos computacional**. 2ed. Rio de Janeiro: LTC, 1995.

[33] GAMBIT. Disponível em <[www.fluent.com](http://www.fluent.com)>. Acesso em 25 maio. 2010.

[34] PATANKAR, S.V. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, **Hemisphere Publishing Company**, 1980.

[35] KRAL, L.D. Recent experience with different turbulence models applied to the calculation of flow over aircraft components, **Progress in Aerospace Sciences**, v.34, p.481-541, 1998.

## FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO  DM	2. DATA  19 de outubro de 2010	3. REGISTRO N°  DCTA/ITA/DM-066/2010	4. N° DE PÁGINAS  85
5. TÍTULO E SUBTÍTULO:  Análise Numérica em um Ejetor Supersônico a Gás			
6. AUTOR(ES):  <b>Thaís Piva de Castro</b>			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES):  Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR:  CFD, Ejetor, Supersônico, Compressível			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO:  Ejetores; Dinâmica dos fluidos computacional; escoamento supersônico; escoamento compressível; Método de volume finito; Mecânica dos fluidos; Física			
10. APRESENTAÇÃO: <div style="text-align: right; margin-right: 50px;"> <input checked="" type="checkbox"/> Nacional <input type="checkbox"/> Internacional </div> ITA, São José dos Campos. Curso de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica. Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia. Orientador: Edson Luiz Zaparoli. Defesa em 07/10/2010. Publicada em 2010.			
11. RESUMO:  <p>Os ejetores possuem diferentes aplicações como na propulsão, refrigeração e aeroespacial. Este dispositivo não possui partes móveis e por isso é um equipamento simples, confiável, com potencial de vida longa e pode ser fabricado a um custo relativamente baixo, além disso, podem ser utilizados materiais baratos para sua construção. Por estas razões, pesquisas vêm sendo realizadas com a finalidade de melhorar o desempenho deste dispositivo. O objetivo do presente trabalho é analisar ejetores supersônicos a gás utilizando a ferramenta de CFD (<i>Computational Fluid Dynamic</i> – Dinâmica dos Fluidos Computacional) para estudar os fenômenos físicos, os efeitos da geometria e das condições de operação no escoamento variando os seguintes parâmetros: vazão na entrada secundária, o comprimento e o tipo da câmara de mistura. As equações do modelo matemático (continuidade, quantidade de movimento, energia e modelos de turbulência k-<math>\epsilon</math>-realizável e k-<math>\omega</math>-SST) são resolvidas numericamente empregando o método de volumes finitos. Um estudo com várias malhas foi realizado para garantir independência dos resultados em relação a estas e para validação do procedimento numérico foram utilizados dados experimentais disponíveis na literatura. Os resultados da validação mostraram que o modelo de turbulência k-<math>\omega</math>-SST e o esquema de discretização de 1ª ordem apresentaram melhor desempenho para reproduzir os dados experimentais disponíveis para este ejetor. Os resultados para o comprimento da câmara de mistura de pressão constante indicam que para este modelo do ejetor, o comprimento ideal encontrado de acordo com uma equação, pois este é influenciado pela vazão na entrada secundária. Outros resultados também mostraram que com o aumento da vazão na entrada secundária, a diferença de pressão entre a saída e a entrada secundária diminui.</p>			
12. GRAU DE SIGILO:  <input checked="" type="checkbox"/> OSTENSIVO <input type="checkbox"/> RESERVADO <input type="checkbox"/> CONFIDENCIAL <input type="checkbox"/> SECRETO			

# Livros Grátis

( <http://www.livrosgratis.com.br> )

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)  
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)  
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)  
[Baixar livros de Matemática](#)  
[Baixar livros de Medicina](#)  
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)  
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)  
[Baixar livros de Meteorologia](#)  
[Baixar Monografias e TCC](#)  
[Baixar livros Multidisciplinar](#)  
[Baixar livros de Música](#)  
[Baixar livros de Psicologia](#)  
[Baixar livros de Química](#)  
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)  
[Baixar livros de Serviço Social](#)  
[Baixar livros de Sociologia](#)  
[Baixar livros de Teologia](#)  
[Baixar livros de Trabalho](#)  
[Baixar livros de Turismo](#)