



UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA MECÂNICA

"DESENVOLVIMENTO DE UM NOVO PROCESSO DE
CORTE DE MATERIAIS METÁLICOS BASEADO NO
CONCEITO DE MOTOR FOGUETE"

MARCELO DE SOUZA LIMA GUERRA

Belo Horizonte, 17 de Julho de 2015

Marcelo de Souza Lima Guerra

**"TÍTULO DO TRABALHO: DESENVOLVIMENTO DE UM
NOVO PROCESSO DE CORTE DE MATERIAIS METÁLICOS
BASEADO NO CONCEITO DE MOTOR FOGUETE"**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, como requisito parcial à obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de concentração: Energia e Sustentabilidade

Orientador: Prof. Dr. José Eduardo Mautone Barros

Universidade Federal de Minas Gerais

Belo Horizonte

Escola de Engenharia na UFMG

Ano 2015



UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA MECÂNICA

Av. Antônio Carlos, 6627 - Campus Universitário
31270-901 – Belo Horizonte – MG
Tel.: +55 31 3409.5145
E-mail: cpgmec@demec.ufmg.br

**"DESENVOLVIMENTO DE UM NOVO PROCESSO DE CORTE DE
MATERIAIS METÁLICOS BASEADO NO CONCEITO DE MOTOR
FOGUETE"**

MARCELO DE SOUZA LIMA GUERRA

Dissertação submetida à Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de "**Mestre em Engenharia Mecânica**", na área de concentração de "**Energia e Sustentabilidade**".

Dissertação aprovada no dia 17 de julho de 2015.

Por:

José Eduardo Mautone Barros

Orientador - Departamento de Engenharia Mecânica - UFMG

Guilherme de Souza Papini

Departamento de Engenharia Mecânica - UFMG

Valdir Teschi Signoretti

Universidade Federal de Itajubá - Unifei Campus Itabira

AGRADECIMENTOS

Primeiro a Deus, por me sustentar todos os dias, e sem Ele nada teria acontecido. Aos meus pais, por todo ensino e educação. Ao meu Orientador Prof. Dr. José Eduardo Mautone Barros, pelo apoio técnico e grande incentivador, por ter me apoiado incansavelmente desde o início do trabalho. A minha esposa Kamila, pela paciência, incentivo e orações. Aos grandes amigos: Breno Totti, Bruno Orlando (*in memoriam*), Fabricio e Marcelo Duarte, pelo grande incentivo e companheirismo ao longo do trabalho. À empresa Lumar Metals, pela oportunidade e incentivo e à instituição UFMG, pela oportunidade e confiança.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS.....	6
LISTAS DE QUADROS	10
LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS	11
NOMENCLATURA	12
RESUMO.....	15
1. INTRODUÇÃO	16
1.1. Objetivos do trabalho	17
1.1.1. Objetivos gerais	17
1.1.2. Objetivos específicos.....	17
1.2. Relevância do trabalho	18
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	19
2.1. Técnicas atuais para corte de materiais metálicos	19
2.2. O processo Oxicorte	21
2.3. Fluxo de calor e reações químicas nos processos de corte	27
2.4. Jato supersônico quente para corte	35
2.5. Ejetor de Gases Quentes Supersônicos – Fundamentos teóricos	39
2.5.1. Características do escoamento supersônico para dimensionamento da tubeira	49
2.5.2. Transferência de calor Jato/chapa e condução na chapa	56
2.6. Fluidodinâmica Computacional.....	58
3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	68
3.1. Discretização das equações	68
3.2. Modelagem da turbulência	70
3.2.1. Modelo $k\varepsilon$	74
3.2.2. Adaptação do modelo de turbulência para jatos supersônicos quentes	76
3.3. Modelagem de escoamentos reativos	79
3.3.1. Chamas sem pré-mistura	79
3.3.2. Chamas pré-misturadas	83
3.3.3. Chamas parcialmente pré-misturada	87
3.4. Incerteza numérica.....	88
4. METODOLOGIA.....	92
4.1. Validação do modelo computacional	93

4.2. Otimização do projeto utilizando CFD.....	99
4.3. Comparativo com maçarico convencional utilizando CFD.....	101
5. RESULTADOS	103
5.1. Validação do modelo numérico	103
5.2. Otimização do projeto utilizando CFD.....	113
5.3. Comparativo com maçarico convencional utilizando CFD.....	120
5.3.1. Potencial de oxigênio	121
5.3.2. Transferencia de calor jato/chapa	123
6. CONCLUSÕES.....	125
6.1. Sugestões de trabalhos futuros	126
ABSTRACT	127
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	128
ANEXO A.....	134
ANEXO B.....	138

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 2.1 - Esquema de funcionamento do processo oxicorte.	23
FIGURA 2.2 - Gráfico percentual de O ₂ x Temperatura.	24
FIGURA 2.3 - Configuração mínima para o oxicorte manual.	25
FIGURA 2.4 - Diferentes formas construtivas de bicos para oxicorte.....	26
FIGURA 2.5 - Medição da zona termicamente afetada no oxicorte.	28
FIGURA 2.6 - Exemplo de um mapa térmico espacial do processo oxicorte.....	28
FIGURA 2.7 - Exemplo de ciclos térmicos para alguns pontos.....	29
FIGURA 2.8 - Comparativo da qualidade de corte entre corte a Plasma e Oxicorte.....	30
FIGURA 2.9 - Comparativo corte de chapas empilhadas, corte a plasma (esq.) e oxicorte (dir.).....	30
FIGURA 2.10 - Comparativo quantidade de escória gerada pelo corte a plasma e oxicorte...31	31
FIGURA 2.11 - Tipos de chama: carburante, neutra e oxidante.	32
FIGURA 2.12 - Distribuição de calor no corte de uma chapa de 15 mm em forma diagramática.....	32
FIGURA 2.13 - Participação do calor transmitido para o metal cortado pela chama de pré- aquecimento e a combustão do Fe em relação a espessura do material.	33
FIGURA 2.14 - Estimativa de custo de investimento e operacional entre os processos oxicorte, corte a plasma e corte a laser.	34
FIGURA 2.15 - Desenho esquemático básico de um EGQS.	36
FIGURA 2.16 - Foto de um motor foguete a Gás Natural em teste no deserto norte-americano.	36
FIGURA 2.17 - Desenho esquemático da perfuração de rochas com jatos supersônicos quentes.	38
FIGURA 2.18 - Esquema de uma câmara de empuxo ou motor foguete.....	39
FIGURA 2.19 - Entrada e saída de um bocal supersônico.....	43
FIGURA 2.20 - Variação isentrópica da massa específica em relação ao número de Mach. ...	45
FIGURA 2.21 - Variação das propriedades do fluxo com a variação A/A*.....	46
FIGURA 2.22 - Comparação do escoamento através de uma tubeira em equilíbrio químico e de um gás caloricamente perfeito.	47
FIGURA 2.23 - Resultado comparativo da simulação de uma tubeira considerando congelado, equilíbrio químico e desequilíbrio químico.....	49

FIGURA 2.24 - Diferentes regimes de escoamento.	50
FIGURA 2.25 - Gráfico comparativo de um bocal com garganta estendida (a) e infinitesimal (b).	51
FIGURA 2.26 - Formação de ondas de choque em um bocal com garganta estendida.	52
FIGURA 2.27 - Condições operacionais de um bocal supersônico: a) sobre-expandido, b) expansão ótima e c) sub-expandido.	52
FIGURA 2.28 - Regiões de temperatura na câmara de combustão quando se usa Filme de Resfriamento.	55
FIGURA 2.29 - Desenho esquemático de um jato colidente com uma placa plana e a identificação das regiões.	56
FIGURA 2.30 - Fluxograma do processo típico de uma análise de CFD.	61
FIGURA 2.31 - Tipos de elementos utilizados em uma malha para aplicação em CFD.	61
FIGURA 2.32 - Balanço de uma grandeza qualquer em um volume de controle.	64
FIGURA 2.33 - Exemplo bidimensional da discretização de um domínio e os esquemas de montagem dos volumes de controle.	65
FIGURA 2.34 - Volume de controle. Em a) exemplo de montagem do volume de controle a partir de elementos triangulares e quadrangular. b) detalhe do volume de controle resultante. c) detalhe de um elemento quadrangular mostrando seus pontos de integração, nós e sub-volumes de controle.	66
FIGURA 3.1 - Sinal turbulento decomposto.	72
FIGURA 3.2 - Ilustração de uma chama sem pré-misura	80
FIGURA 3.3 - Solução de Burke-Schumann para a fração de mistura.	81
FIGURA 3.4 - A solução por equilíbrio químico da combustão Ar-CH ₄ em função da fração de mistura.	82
FIGURA 3.5 - Ilustração de uma chama pré-misturada.	84
FIGURA 3.6 - Ilustração de uma chama parcialmente pré-misturada	88
FIGURA 4.1 - Maçarico convencional, com destaque para o bico modelo 1503-6.	93
FIGURA 4.2 - Dimensões principais da geometria do fluido da região da câmara de combustão e bocal supersônico.	94
FIGURA 4.3 - Desenho representativo de como seria a alteração do modelo de maçarico convencional adaptado para o equipamento em estudo neste trabalho.	94
FIGURA 4.4 - Identificação das regiões do bocal do maçarico supersônico. Observar a região do fluido em estudo.	95
FIGURA 4.5 - Fatia de fluido (22,5°) utilizada nas simulações.	95

FIGURA 4.6 - Três malhas utilizadas nas simulações: (a) Superfina, (b) Fina e (c) Média....	96
FIGURA 4.7 - Identificação das regiões de condições de contorno na primeira parte.	97
FIGURA 4.8 - Gráfico de velocidade de chama laminar Propano-Oxigênio.....	98
FIGURA 4.9 - Identificação das regiões de condições de contorno na segunda parte.....	100
FIGURA 4.10 - Malha utilizada para simulação do maçarico convencional.....	101
FIGURA 5.1 - Gráfico de balanço das equação do <i>software</i> Ansys CFX [®] . Quanto mais próximo de zero, melhor.....	104
FIGURA 5.2 - Gráfico de convergência do <i>software</i> Ansys CFX [®]	105
FIGURA 5.3 - Resultado gráfico de Temperatura, Pressão e Número de Mach de todas as malhas.....	106
FIGURA 5.4 - Gráfico de pressão comparativo do resultado de todas as malhas e o resultado do CEA.	107
FIGURA 5.5 - Gráfico de temperatura comparativo do resultado de todas as malhas e os resultados do CEA.	108
FIGURA 5.6 - Gráfico de entalpia comparativo do resultado de todas as malhas e o resultado do CEA.	109
FIGURA 5.7 - Gráfico do Número de Mach comparativo do resultado de todas as malhas e o resultado do CEA.	109
FIGURA 5.8 - Destaque na região da garganta do gráfico de temperatura comparativo do resultado de todas as malhas e o resultado do CEA.	110
FIGURA 5.9 - Resultados de temperatura na parede e coeficiente de convecção, com destaque para a região da garganta (região mais crítica).....	112
FIGURA 5.10 - Resultado de temperatura para o bocal com filme de resfriamento e convergente a 45°.	113
FIGURA 5.11 - Resultado de temperatura para o bocal com filme de resfriamento e convergente a 30°.	114
FIGURA 5.12 - Resultados de temperatura na parede e coeficiente de convecção, com destaque para a região da garganta (região mais crítica).....	115
FIGURA 5.13 - Contorno da energia cinética turbulenta e Dissipação turbulenta.	116
FIGURA 5.14 – Contorno de densidade limitado para caracterizar o jato supersônico e energia cinética turbulenta.....	116
FIGURA 5.15 - Estrutura de um jato supersônico e sua interface com o ambiente. Mach = 1.8.	117
FIGURA 5.16 - Estrutura de um jato livre subsônico. Re = 105.	117

FIGURA 5.17 – Campo de fração mássica para várias espécies na condição otimizada.....	118
FIGURA 5.18 - Linhas de corrente do escoamento. Destaque para algumas regiões do escoamento e interfaces turbulentas no escoamento.	119
FIGURA 5.19 - Resultado gráfico de Temperatura, Velocidade e Pressão do maçarico convencional.....	121
FIGURA 5.20 - Resultado de Potencial de oxigênio comparativo entre maçarico convencional e supersônico.	122
FIGURA 5.21 - Resultado de coeficiente de convecção comparativo do maçarico convencional e supersônico.	123
FIGURA 5.22 - Resultado de temperatura adjacente à placa comparativo do maçarico convencional e supersônico.	124

LISTAS DE QUADROS

QUADRO 2.1 - Comparativo entre os diversos processos para corte convencionais para corte de materiais metálicos.	20
QUADRO 2.2 - Comparação entre ponto de fusão do metal com seu óxido mais comum.	22
QUADRO 2.3 - Comparativo das variáveis dependes para escoamentos incompressíveis e compressíveis.	42
QUADRO 3.1 - Variáveis utilizadas no modelo $k\epsilon$	75
QUADRO 3.2 - Variáveis utilizadas no modelo $k\epsilon$ adaptado para jatos supersônicos.....	77
QUADRO 3.3 - Constantes utilizadas na equação de dissipação escalar	82
QUADRO 4.1 - Variáveis utilizadas para adequar a biblioteca de combustão do Propano-Oxigênio no <i>software</i> Ansys CFX [®]	98
QUADRO 5.1 - Fração Molar comparativa entre CFD e CEA.....	110
QUADRO 5.2 - Resultados de empuxo das simulações em cada malha e obtidos pelo CEA.	111

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ASME	<i>American Society of Mechanical Engineers</i>
BVM	<i>Burning Velocity Model</i>
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CEA	<i>Chemical Equilibrium with Applications</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CFX	<i>Software comercial de CFD da Ansys</i>
CFX-RIF	<i>Software para geração de bibliotecas PDF</i>
EbFVM	<i>Element-based Finite Volume Method</i>
EGQS	<i>Ejetor de Gases Quentes Supersônicos</i>
GCI	<i>Grid Convergence Index</i>
GLP	<i>Gás Liquefeito do Petróleo</i>
GN	<i>Gás Natural</i>
PDF	<i>Probability Distribution Function</i>
RANS	<i>Reynolds Averaged Navier Stokes</i>
RMS	<i>Residual Mean Square</i>
SST	<i>Shear Stress Transport</i>
TFC	<i>Turbulent Flame Closure</i>
ZTA	<i>Zona termicamente afetada</i>

NOMENCLATURA

Letras Latinas

a	velocidade do som no meio [m/s]
A	Área [m ²]
c	Progresso da reação
\tilde{c}	Média de Favre do progresso da reação
D	Diâmetro [m]
e	Energia interna [J]
E_{sp}	Empuxo específico
E_{vac}	Empuxo no vácuo
F_S	Fator de segurança (modelo erro GCI)
h	Entalpia [J]
I	Incerteza da solução numérica
k	Energia cinética turbulenta [m ² /s ²]
l	Escala de comprimento turbulento
M	Número de Mach
M_T	Número de Mach turbulento
\dot{m}	Vazão mássica [kg/s]
\overline{Nu}	Número de Nusselt médio
p	Ordem do erro utilizada
p_u	Ordem aparente de erro
P	Pressão [kgf/cm ²]
P_{O_2}	Pressão parcial de oxigênio
Pr	Número de Prandtl
Q	Quantidade de movimento [kgf]
q	Razão de refino da malha
r	Posição radial [m]
R	Constante dos gases ideais [J/kg.K]
Re	Número de Reynolds
S	Termo fonte
$ S $	Taxa de cisalhamento média

S_L	Velocidade de chama laminar
S_T	Velocidade de chama turbulenta
t	Tempo [s]
T	Temperatura [K]
U	Velocidade [m/s]
v_{local}	Velocidade local do escoamento [m/s]
\bar{v}	Velocidade média [m/s]
v'	Flutuação da velocidade [m/s]
V	Volume [m ³]
x	Posição no eixo x [m]
Y	Fração mássica
\tilde{Y}	Média de Favre da fração mássica
Z	Fração de mistura
\tilde{Z}	Média de Favre da fração de mistura
\tilde{Z}''^2	Variância da fração de mistura

Letras Gregas

γ	Razões dos calores específicos
ε	Taxa de dissipação da energia cinética turbulenta [m ² /s ³]
λ_u	Difusividade térmica da mistura
μ	Viscosidade dinâmica [Pa.s]
$\bar{\mu}$	Média da viscosidade dinâmica
μ_{O_2}	Potencial de oxigênio
ρ	Massa específica [kg/m ³]
σ_ω	Número de Prandtl turbulento para a frequência da flutuação turbulenta
τ	Compressibilidade [cm ² /kgf]
τ_{ij}	Componentes do tensor tensão de Reynolds
Φ	Escalar Passiva [indefinido]
Φ_m	Valor da variável utilizando malha média
Φ_f	Valor da variável utilizando malha fina
Φ_{sf}	Valor da variável utilizando malha superfina
ν	Viscosidade cinemática do fluido
φ	Razão de equivalência combustível/oxidante

$\varphi_{flam,inf}$	Razão de equivalência do limite de inflamabilidade inferior
$\varphi_{flam,sup}$	Razão de equivalência do limite de inflamabilidade superior
$\tilde{\chi}$	Média de Favre da dissipação média escalar
ω	Frequência da flutuação turbulenta [1/s]
$\overline{\omega}_c$	Termo fonte do fechamento do progresso da reação

Subscrito

0	Relativo à Condição estagnante
b	Relativo aos gases queimados
cr	Relativo ao ponto crítico
e	Relativo ao Equilíbrio químico
eff	Efetiva
f	Fluido
F	Relativo ao combustível
i, j	Sub-índice da notação indicial de Einstein
O	Relativo ao oxidante
num	Relativo ao resultado obtido numericamente com o erro relativo
nw	Adjacente à parede
ref	Relativo à uma condição referencial
s	Relativo à condição Isentrópica
S	Área
st	Relativo à condição estequiométrica da mistura
t	Relativo à Turbulento ou tempo
T	Relativo à Temperatura
tot	Relativo à total
u	Relativo aos gases não queimados
V	Volume
w	Parede

Sobrescrito

* Condição crítica ($M = 1$)

RESUMO

Os processos de corte de materiais metálicos possuem grande importância na cadeia produtiva industrial. Atualmente existem vários processos de corte como Oxicorte, Corte a Plasma, Corte a Laser, Corte a jato d'água. O oxicorte é o processo com menor custo operacional, porém sua qualidade de corte é muito inferior aos outros processos. O presente trabalho tem como objetivo principal o desenvolvimento de oxicorte baseado nas teorias de motores foguete. Como ferramenta de desenvolvimento do projeto, utilizou-se a fluidodinâmica computacional (*software* comercial Ansys CFX[®]). O modelo de turbulência escolhido foi o *ke* adaptado, desenvolvido por ABDUL-HAMID e o de combustão foi o modelo baseado na velocidade de queima (BVM). Os resultados foram validados pelo CEA com grande precisão e se mostraram muito interessantes. A transferência de calor jato/chapa ficou bem localizada no ponto de corte, o que concederá melhor qualidade de corte ao oxicorte.

Palavras chave: Oxicorte, Fluidodinamica computacional, CFX, Turbulência, Combustão.

1. INTRODUÇÃO

A operação de corte tem uma importância muito grande no início da cadeia produtiva industrial. Atualmente a grande maioria das estruturas são realizadas em aço, geralmente, construções soldadas. O sucesso desta etapa é determinante para vários aspectos posteriores como: qualidade, velocidade e custo da junta soldada a ser produzida. A qualidade do corte é de suma importância não só para a soldagem, como também para as peças em que o produto final venha a ser a peça cortada, principalmente na superfície cortada.

Atualmente, os principais métodos empregados para o corte de aços são: oxicorte, corte a plasma, corte a laser, corte a jato d'água, e em menor escala, devido às suas limitações de velocidade e geometria, o corte mecânico. O oxicorte representa hoje o maior volume de aplicação na indústria, sendo maior nas espessuras acima de 35 mm, pois é o mais barato e mais utilizado para aço carbono.

Há muitas décadas o processo de oxicorte não vem sofrendo evoluções consideráveis e aos poucos vem perdendo espaço devido à chegada e evolução de outros processos de corte, como a corte a plasma e corte a laser. O presente trabalho visa desenvolver um novo processo de corte baseado no conceito de motor foguete, mantendo-se o baixo custo do oxicorte e ainda produzindo cortes com qualidades e velocidades semelhantes ao processo de corte com plasma. Tudo isto devido à possibilidade de se regular a mistura gás/combustível para algumas ocasiões operar em temperaturas maiores e outras com maior potencial de oxigênio.

Uma limitação deste processo será a impossibilidade de utilização do acetileno devido à pressão de trabalho necessária durante o processo ser superior ao limite de explosividade deste gás, porém continuará sendo possível utilizar o gás liquefeito do petróleo (GLP) e gás natural (GN).

Tal método de corte de materiais metálicos consiste em apontar um jato supersônico em alta temperatura para a peça. Este método produz elevadas taxas de transferência de calor e quantidade de movimento capaz de fundir e destacar os metais já fundidos da região de

reação, além de poder utilizar chamas oxidantes capazes de reagir também com o próprio metal.

Este trabalho visa o estudo conceitual de um sistema de corte de chapas metálicas usando o princípio de motor foguete. Um bom conceito é necessário para reduzir os elevados custos de construção e testes do sistema proposto e também para prevenir acidentes durante o desenvolvimento.

1.1. Objetivos do trabalho

1.1.1. Objetivos gerais

O desenvolvimento deste trabalho está centrado na compreensão das características pertinentes à complexa fluidodinâmica do escoamento no desenvolvimento de um maçarico com gases supersônicos quentes e seu contato com a chapa de aço, comparando-o aos maçaricos comuns presentes no mercado. Através de experimentos numéricos, envolvendo modelos convencionais e alguns modelos implementados em *softwares* especializados em CFD, objetiva-se coletar resultados para o desenvolvimento de um novo mecanismo para corte de materiais metálicos possibilitando o corte de metais diferentes do aço carbono, como aços inoxidáveis e metais não ferrosos. Para isto trabalhou-se no desenvolvimento de um modelo em CFD mais detalhado, com modelos de combustão mais complexos a base de reações químicas ajustadas, em modelos de turbulência específicos, possibilitando a obtenção de resultados que se assemelham aos disponíveis na literatura.

1.1.2. Objetivos específicos

- Elaborar malha tridimensional refinada que possibilite captar as imperfeições da natureza do escoamento supersônico e reativo;
- Adequar o modelo $k\varepsilon$ padrão para escoamentos supersônicos em altas temperaturas, utilizando o *software* Ansys CFX[®];
- Adequar o banco de dados das reações químicas e do modelo de combustão a valores confiáveis da literatura;
- Comparar a simulação do mecanismo de corte proposto à simulação de um maçarico convencional, em regimes operacionais similares usando gases e vazões típicas destes equipamentos.

1.2. Relevância do trabalho

O presente trabalho possui como principal objetivo o desenvolvimento de um novo conceito de equipamento para corte de materiais metálicos, o qual possua baixo custo (próximo ao custo do oxicorte), porém que seja possibilite cortar uma gama maior de materiais em relação ao oxicorte, e com melhor eficiência de acabamento e velocidade. Sendo assim, abaixo estão listados os principais itens de contribuição deste trabalho:

- Utilizar *softwares* comerciais para desenvolvimento de um novo projeto;
- Aplicar modelos matemáticos previamente desenvolvidos por outros autores no desenvolvimento do trabalho;
- Desenvolver o conceito de um novo equipamento com o intuito de reduzir o custo operacional do corte de materiais metálicos;
- Aplicar conceitos já desenvolvidos na área aeroespacial para o desenvolvimento de equipamentos na indústria;
- Desenvolver o projeto utilizando fluidodinâmica computacional com o intuito de se reduzir riscos de acidentes no desenvolvimento de projetos de forma experimental. Desta forma é possível conhecer detalhes do equipamento e cercar possíveis falhas, antes que estas ocorram;
- Possibilidade de corte de outros materiais metálicos onde o oxicorte não pode ser usado;
- O uso de modelos de turbulência adequados para escoamento supersônico.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta seção é feita uma abordagem inicial sobre o processo de corte aplicado aos materiais metálicos em geral, além de alguns conceitos condizentes aos jatos supersônicos quentes produzidos por motores foguete.

2.1. Técnicas atuais para corte de materiais metálicos

Com a crescente necessidade de se aumentar a produtividade da indústria, ao longo do tempo desenvolveu-se diversos processos para se cortar materiais metálicos, sendo as principais o corte mecânico, o oxicorte, corte a plasma, corte a laser e corte a jato d'água. Dentre todos os processos o corte mecânico é o mais limitado, em função de se inviabilizar com o aumento da espessura. Acima de 35mm o processo oxicorte é o menor custo de investimento e portanto o mais utilizado na indústria para corte de aço carbono. (RAMALHO, 2008)

Em função das características operacionais de cada um dos processos, RAMALHO (2008) os classificou da seguinte forma:

- **Mecânicos:** com a característica de realizarem o corte por cisalhamento ou ainda por remoção de cavaco. Guilhotina e serra de fita são exemplos dessa classe;
- **Através da fusão do metal:** corte através da fusão de uma fina camada do material utilizando-se uma fonte de calor a qual pode ser um arco elétrico, plasma ou maçarico;
- **Através da associação entre a fusão e vaporização:** os processos de corte que se enquadram nessa categoria utilizam o princípio da concentração de energia como característica principal de funcionamento sem levar em consideração a origem da fonte de energia. Estão nessa classificação o corte a laser, jato d'água e algumas variações do processo de corte a plasma;
- **Através de reações químicas:** procedimento de corte que se utiliza de um corte combinado, o qual envolve o aquecimento através de chama e reações exotérmicas, somado à oxidação do metal e posterior expulsão do líquido através de um jato de oxigênio. O exemplo mais conhecido é o oxicorte.

Cada processo possui vantagens e desvantagens, sendo assim, não há um melhor processo no geral, porém para cada situação indica-se a aplicação de um processo diferente. O QUADRO 2.1 resume a característica de cada processo, pelo âmbito global de aplicação, variando-se os valores de 1 (menor valor) a 5 (maior valor), para cada uma das características avaliadas.

QUADRO 2.1 - Comparativo entre os diversos processos para corte convencionais para corte de materiais metálicos.

Característica	Processos			
	Oxicorte	Plasma	Jato de Água	Laser
Espessura cortada	5-1000 mm	0-100 mm	0-100 mm	0-30 mm
Qualidade do corte	3	4	5	5
Nível de deformação	4	3	1	2
Velocidade de corte	1	2	3	5
Investimento inicial	1	3	5	5
Largura de corte	3	5	1	2
Custo de manutenção	1	3	5	5
Materiais cortados	Somente Aço carbon e baixa liga	Apenas materiais condutores elétricos	Todos os materiais	Todos os materiais não reflexivos
Característica do corte	Reto, depende de pressão e vazão do O ₂ de corte, do bico e do maçarico	Com desvio angular, sempre com a largura da sangria menor na saída que na entrada.	Reto, dependente da pressão da água e tipo de abrasivo utilizado.	Reto, dependente da intensidade do feixe que diminui conforme o inverso do quadrado da distância do foco.

FONTE - Adaptado de RAMALHO, 2008

O oxicorte é o processo mais utilizado devido à alta disponibilidade dos acessórios e consumíveis, o que reduz o preço do investimento inicial. Outras vantagens deste processo são facilidade operacional e baixa manutenção o que o coloca a frente dos seus concorrentes. Os outros processos normalmente possuem alto investimento inicial e longos períodos de treinamento para que se possam aproveitar suas principais vantagens, principalmente a qualidade. (RAMALHO, 2008)

Atualmente o processo oxicorte é um processo industrial que está aos poucos sendo substituído por processos de corte cada vez mais modernos, rápidos, porém de custos superiores para implantação e ainda é o mais viável para espessuras maiores. (ANGELI, 2011).

2.2. O processo Oxicorte

No final do século XIX e início do século XX diversos estudos foram realizados sobre a descoberta de gases comburentes e combustíveis e conseqüentemente a busca pela aplicação de cada gás. A primeira patente para utilização do oxigênio para corte de materiais metálicos foi datada em 1888, solicitada por Tomas Fletcher em um trabalho enviado para a Sociedade da Indústria Química de Liverpool. (SLOTTMAN *et al*, 1951, apud RAMALHO, 2008)

Em 1901, uma nova patente foi solicitada na Alemanha por Herman Menne que realizava o corte com lanças de oxigênio. Nesta época, problemas com a segurança do processo fizeram com que sua utilização fosse proibida por lei, porém em 1906 o corte com lança de oxigênio já era empregado nos EUA por Hans Mueller. Este corte, uma variação do oxicorte, é um processo ainda em uso atualmente. Ele consiste de um aquecimento inicial, seguido da alimentação de oxigênio através de um tubo consumível. (RAMALHO, 2008)

Em 1905, Jottrand apresentou sua patente para um maçarico de corte. Anos depois, apareceram os primeiros maçaricos com bicos de corte contendo orifício central para o jato supersônico de oxigênio, forma esta que é utilizada até hoje. (SLOTTMAN *et al*, 1951, apud RAMALHO, 2008)

O principal mecanismo de corte utilizado tanto pelo maçarico quanto pela lança de oxigênio é a oxidação do ferro contido no aço. Este mecanismo ocorre também à temperatura ambiente, porém lentamente. E à medida que a temperatura se eleva, a oxidação acelera, tornando-se praticamente instantânea a 1350°C, o qual é conhecida como a temperatura de oxidação viva. O calor da reação liquefaz o material e realimenta a reação, em seguida o jato de oxigênio expulsa o material já reagido possibilitando o contato com o ferro ainda não oxidado. (RAMALHO, 2008)

As condições básicas para a ocorrência do oxicorte são as seguintes (RAMALHO, 2008):

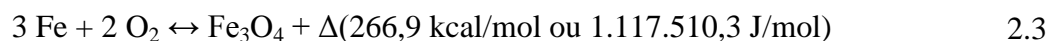
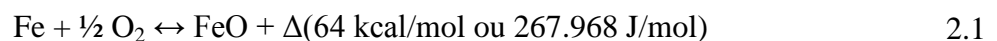
- A temperatura de início de oxidação viva deve ser inferior à temperatura de fusão do metal. O QUADRO 2.2 apresenta o ponto de fusão de vários metais e do óxido mais comumente utilizados;
- A reação deve ser suficiente exotérmica para manter a peça na temperatura de início de oxidação viva;
- Os óxidos formados devem ser líquidos e possuir alta fluidez para que sejam expulsos pelo jato de oxigênio;
- Material deve possuir baixa condutividade térmica.

QUADRO 2.2 - Comparação entre ponto de fusão do metal com seu óxido mais comum.

Metais	Ponto de fusão	Ponto de fusão óxido
Alumínio (Al)	660 °C	2050 °C
Cobre (Cu)	1083 °C	1150 °C
Cromo (Cr)	1890 °C	2275 °C
Ferro (Fe)	1535 °C	1370 °C
Manganês (Mn)	1247 °C	1785 °C
Níquel (Ni)	1453 °C	1985 °C

FONTE: ANGELI (2011)

A oxidação do ferro ocorre devido ao estado metálico instável, tendendo fortemente a se reduzir para o estado de óxido. Durante o processo de corte as principais reações exotérmicas do ferro e suas respectivas quantidades de calor são apresentados pelas equações 2.1, 2.2 e 2.3.(GLIZMANENKO *et al*, 1960)



A temperatura de oxidação viva e o calor gerado são suficientes para liquefazer o material e alimentar uma próxima reação de oxidação do metal. Conforme mostrado pelo QUADRO 2.2

dentre todos os metais, o ferro é o único possível de se cortar com jato de oxigênio, devido ao óxido possuir menor ponto de fusão em relação ao metal. (ANGELI, 2011)

O processo de corte inicia-se somente com a chama oxi-combustível para aquecimento do metal até atingir a temperatura de oxidação viva. Após atingir a temperatura ideal, a válvula de oxigênio para corte é aberta e o operador começa a deslocar a caneta ao longo da área desejada de corte. A FIGURA 2.1 apresenta esquematicamente o processo oxicorte. (ANGELI, 2011)

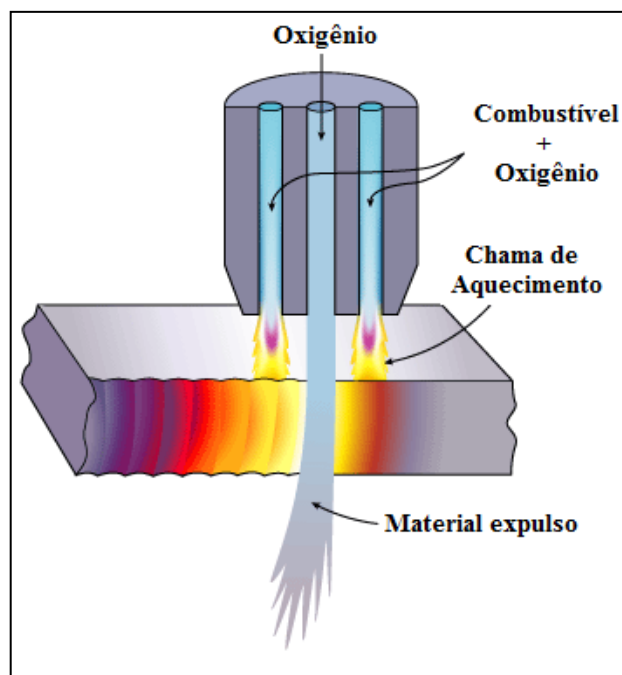


FIGURA 2.1 - Esquema de funcionamento do processo oxicorte.

FONTE: Adaptado de RAMALHO, 2008

Diversos gases combustíveis podem ser utilizados para combustão junto ao oxigênio para formação da chama de aquecimento, os principais são: acetileno, propano, propileno, hidrogênio, GLP e até mesmo mistura de mais de um destes gases. Cada um possui características particulares, influenciando na temperatura da chama, consumo de oxigênio e, conseqüentemente, no custo final do processo. A FIGURA 2.2 demonstra a característica de alguns gases comparando a temperatura adiabática de chama e o volume necessário de O_2 para a combustão (RAMALHO, 2007).

Para que estes gases possam ser conduzidos até a peça a ser cortada, o principal componente é o bico de corte, pois este é o responsável pela saída dos mesmos de maneira constante e sem

turbulências. Existem diversas formas construtivas, visando aproveitar ao máximo o calor gerado. Além do calor da chama, objetiva-se também direcionar o oxigênio principal e em alguns casos o oxigênio de proteção, elevando-se a velocidade de corte. A FIGURA 2.4 representa alguns exemplos existentes para o bico de corte. (RAMALHO, 2007)

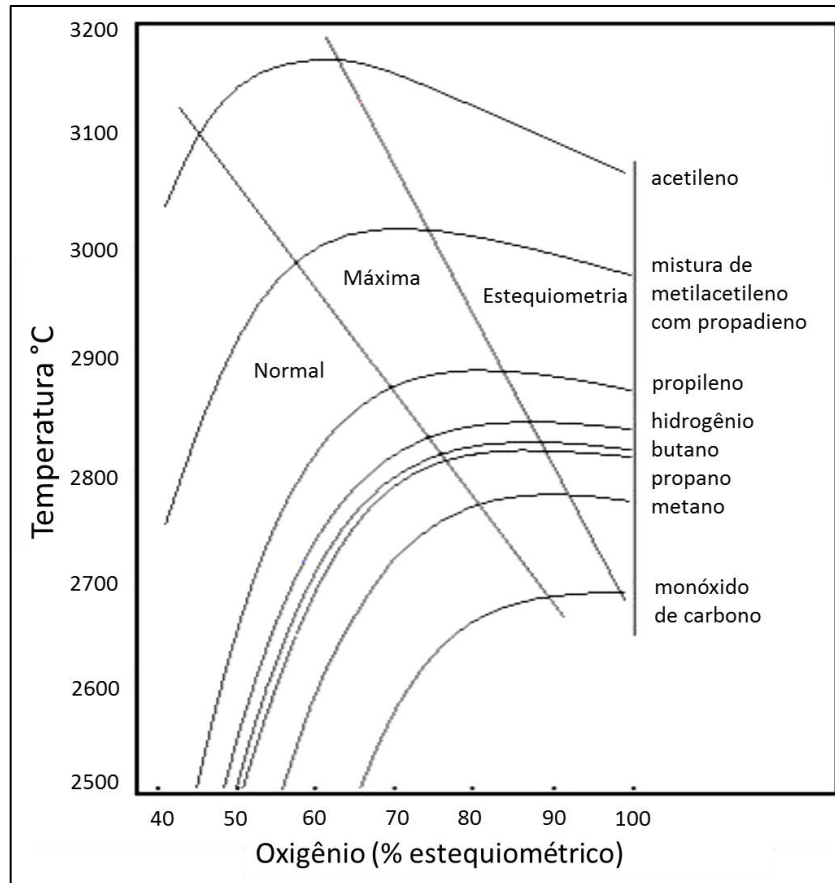


FIGURA 2.2 - Gráfico percentual de O₂ x Temperatura.
 FONTE: RAMALHO, 2008

Por questões comerciais, financeiras, acessibilidade e por possuírem características satisfatórias (chama com alta temperatura e baixo consumo de oxigênio), no Brasil os gases mais comercializados para desempenhar a função de corte e aquecimento são o Acetileno e GLP. (RAMALHO, 2008)

O acetileno possui maior interesse industrial em comparação a outros gases, pois esse possui a maior temperatura de chama (chegando a 3160°C). Isto se deve ao fato de possuir o maior percentual, em peso, de carbono em sua molécula (C₂H₂), em relação a outros gases combustíveis. Outra característica marcante desse gás é o fato da sua estabilidade a temperatura e pressão ambiente. Este gás possui limitação em aplicações que requerem

pressão acima de 1,5 kgf/cm², pois a essa pressão o gás se decompõe explosivamente. (RAMALHO, 2008)

Já, o GLP é um gás composto principalmente por Butano (C₄H₁₀) e Propano (C₃H₈). Ambos são hidrocarbonetos saturados, gerando um gás que é inodoro e incolor para concentrações abaixo de 2% no ar e também cerca de 60% mais pesado que o ar (ANGELI, 2011). Um componente com odor é adicionado ao GLP para a fácil detecção de vazamentos deste gás.

Para funcionamento, o oxicorte necessita de alguns periféricos básicos. A FIGURA 2.3 apresenta uma configuração mínima destes equipamentos, que são também relacionados a seguir (RAMALHO, 2007):

- Um cilindro ou instalação centralizada para o gás combustível;
- Um cilindro ou instalação centralizada para o oxigênio;
- Duas mangueiras de alta pressão para condução dos gases, podendo ser três se utilizar maçarico com entradas separadas para o oxigênio de corte e o de aquecimento;
- Um maçarico de corte;
- Um regulador de pressão para oxigênio, podendo ser dois nos casos de maçarico com 2 entradas de oxigênio;
- Um regulador de pressão para o gás combustível;
- Dispositivos de segurança (válvulas unidirecionais e válvula corta-chama, usada para evitar o retrocesso de chama para dentro da tubulação de alimentação dos gases).

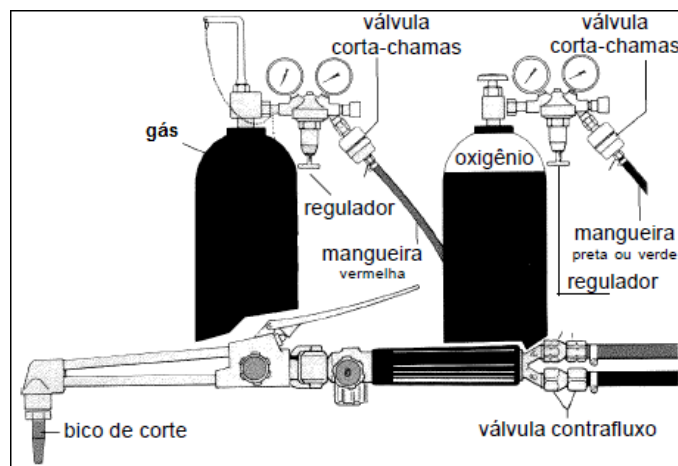


FIGURA 2.3 - Configuração mínima para o oxicorte manual.
FONTE: adaptado de ANGELI, 2011

Dentre todos estes equipamentos, o mais importante é o maçarico de corte. Sua principal função é misturar o gás combustível com o oxigênio de aquecimento para compor a chama com as características desejadas pelo operador para realizar o procedimento necessário. Além dessa função, ainda destaca-se por direcionar o jato de oxigênio de alta velocidade para o bico de corte. (AGOSTINI, 2006)

O bico de corte possui como principal função, separar o oxigênio de aquecimento do corte e, conseqüentemente, direcionar esses gases para a peça a ser cortada através de seus orifícios. A dimensão mais importante para o bico é o diâmetro interno do canal do oxigênio de corte, uma vez que a vazão e velocidade do oxigênio são ajustadas de acordo com a necessidade, através da manipulação da pressão. Sendo assim, a descrição para escolha do bico é realizada pelas dimensões dos orifícios, para atingir a faixa de espessura de material a ser cortada. A FIGURA 2.4 apresenta algumas variações do bico de corte. (RAMALHO, 2007)

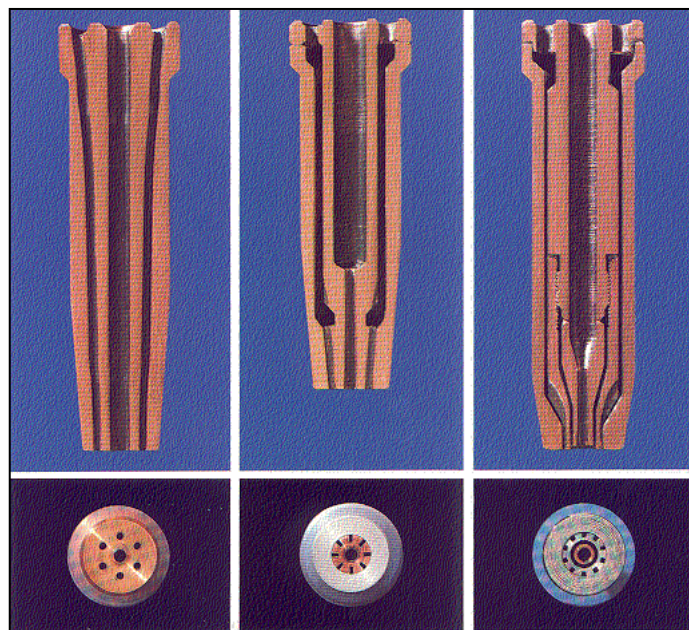


FIGURA 2.4 - Diferentes formas construtivas de bicos para oxicorte.
FONTE: RAMALHO, 2007

Além dos periféricos do oxicorte, diversos outros parâmetros definem a qualidade de corte final, como por exemplo: pressão e vazão dos gases utilizados, composição química e espessura do material a ser cortada, velocidade de avanço do maçarico, grau de concentração do oxigênio de corte, nível de automatização do processo, etc. Todos estes parâmetros definem a espessura do corte realizado, acabamento final da superfície cortada, defeitos e

descontinuidades comuns do processo. Todos estes aspectos são definidos objetivando atingir um ponto ótimo entre a produtividade, rentabilidade e qualidade do processo.

2.3. Fluxo de calor e reações químicas nos processos de corte

O oxicorte é um processo de corte de materiais metálicos, em especial o aço carbono, no qual envolve grande quantidade de energia tanto proveniente da combustão para pré-aquecimento quanto da energia gerada na reação do jato de oxigênio com o material. Além de cortar, o aquecimento causa diversos outros efeitos na região adjacente ao corte, uma vez que esta é submetida a um ciclo de aquecimento e resfriamento, conhecido por ciclo térmico. (RAMALHO, 2008)

Na região aquecida tanto para a soldagem quanto para o corte e suas adjacências é possível a ocorrência dos seguintes fenômenos: transformações de fase do material, reações químicas, crescimento do tamanho de grão, dissolução de precipitados e difusão (KOU (1987) e GRONG (1996) apud RAMALHO, 2008)

Devido às alterações realizadas na estrutura do material cortado, o estudo da variação da temperatura em função do tempo e da distância é a ferramenta que permite determinar, para cada região, quais os fenômenos citados podem ocorrer, como ocorrem e quais as influências e alterações que estes produzirão nas propriedades do material em questão. A FIGURA 2.5 apresenta a imagem de uma foto transversal da região de corte, com destaque para a zona afetada. (RAMALHO, 2008)

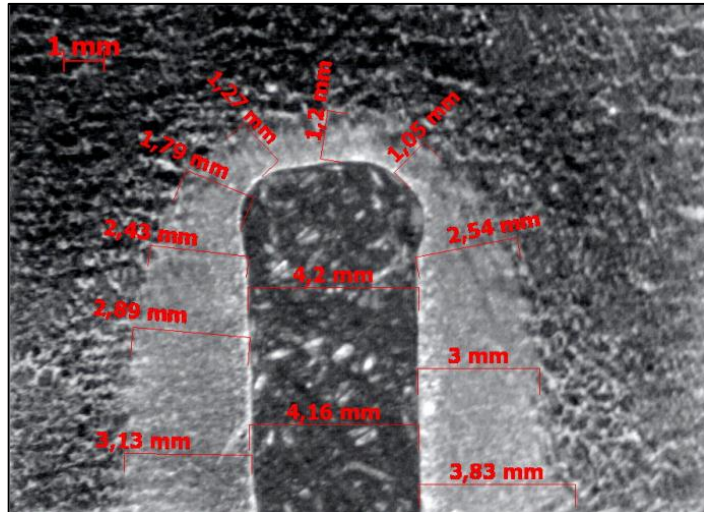


FIGURA 2.5 - Medição da zona termicamente afetada no oxicorte.
 FONTE: RAMALHO, 2008

Ao aquecer um ponto específico de um determinado material pelo processo oxicorte, as regiões vizinhas a este ponto são aquecidas gradativamente, por condução, causando um gradiente térmico definido pela maior temperatura da reação do oxicorte e pela temperatura ambiente. Para exemplificar este problema, a FIGURA 2.6 apresenta um mapa térmico espacial, com as temperaturas máximas atingidas. No entanto este mapa não apresenta a variação da temperatura pelo tempo em cada ponto do mapa.

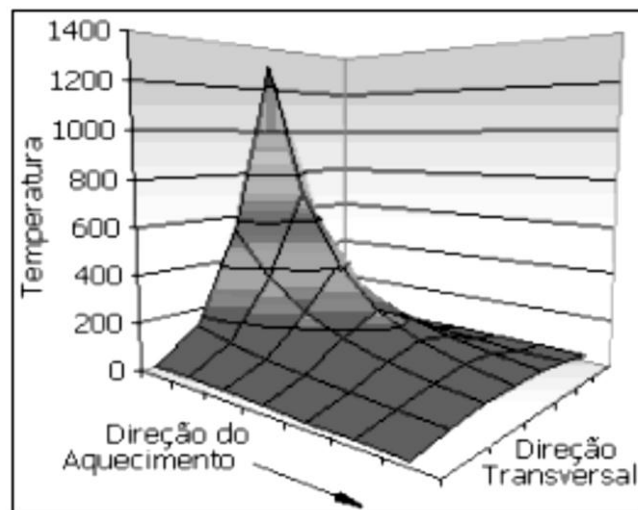


FIGURA 2.6 - Exemplo de um mapa térmico espacial do processo oxicorte.
 FONTE: RAMALHO, 2008

A FIGURA 2.7 apresenta curvas de tempo x temperatura, que determina os ciclos térmicos sofridos em alguns pontos. Ao juntar estas informações para vários pontos no mesmo gráfico, traça-se então a repartição térmica, formada pelos pontos de máxima temperatura.

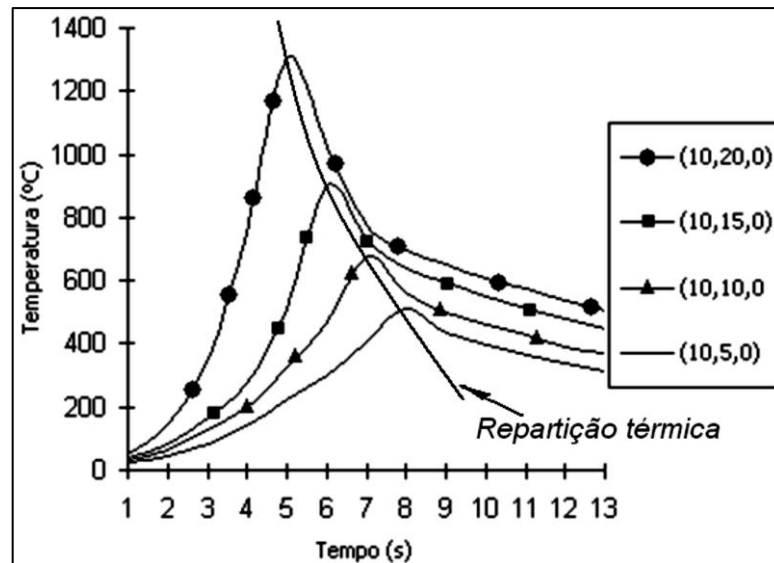


FIGURA 2.7 - Exemplo de ciclos térmicos para alguns pontos.
 FONTE: RAMALHO, 2008

Uma das preocupações ao se cortar metal é o tamanho da zona termicamente afetada (ZTA). O calor intenso modifica a estrutura química do metal, tornando escura a extremidade afetada pelo calor (tonalidade de calor), entortando-o, com potencial para tornar a peça inadequada para operações secundárias de solda até que a extremidade afetada pelo calor seja removida. Independentemente do processo, quanto mais rápido a tocha se mover, menor será a zona afetada pelo calor. Portanto, as velocidades de corte mais rápidas do plasma produzem uma menor zona afetada pelo calor, exigindo menos tempo com operações secundárias de remoção. (BRINE, 2015)

A tonalidade do calor pode, ainda, ser uma preocupação para alguns usuários do oxicorte. Ao contrário do que ocorre com a ZTA, que não pode ser vista, a tonalidade do calor aparece na forma de descoloração do metal. Novamente, as velocidades mais rápidas do corte a plasma resultam em uma área menor de tonalidade de calor. Estas imagens mostram a diferença entre duas peças idênticas de aço-carbono – uma cortada com plasma e a outra com oxicorte. A velocidade menor necessária para concluir o corte a oxicorte resultou em uma área de tonalidade de calor cinco vezes maior em tamanho que a formada na peça cortada a plasma, conforme demonstrado na FIGURA 2.8. (BRINE, 2015)

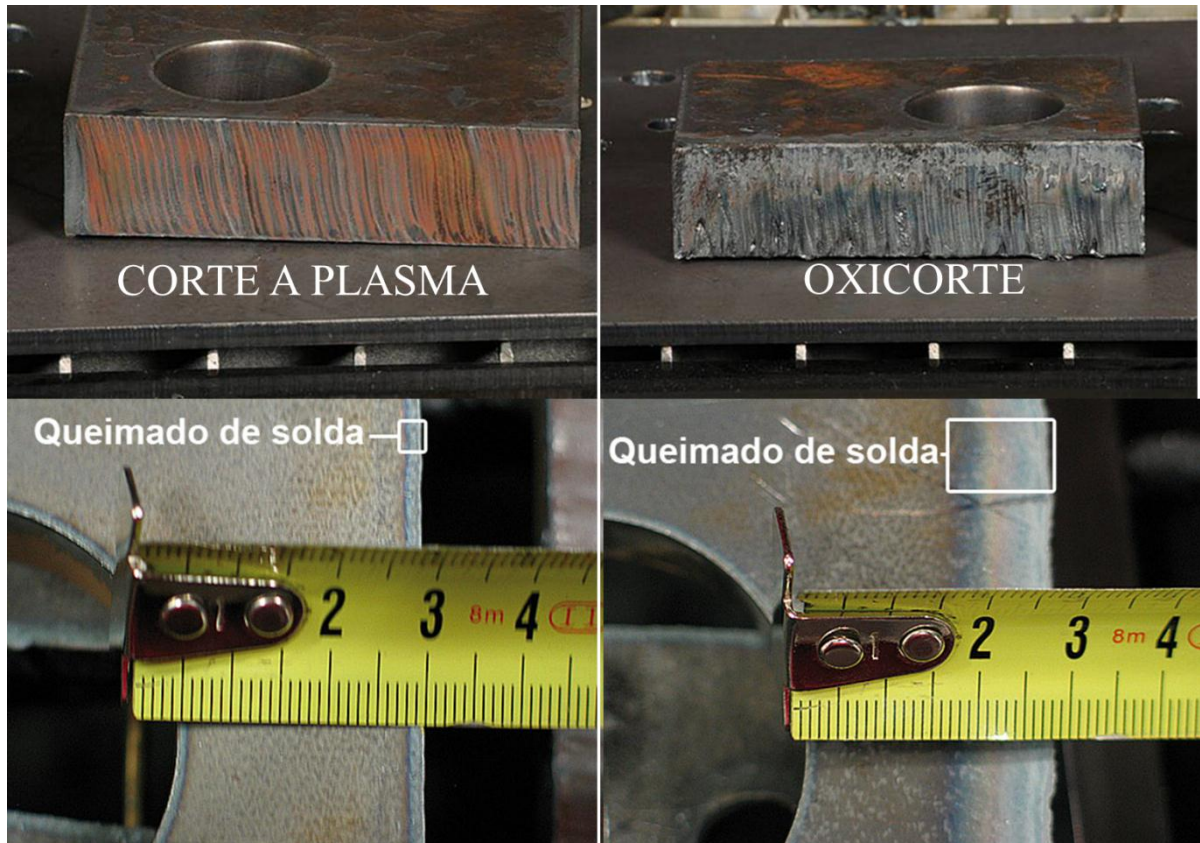


FIGURA 2.8 - Comparativo da qualidade de corte entre corte a Plasma e Oxicorte.
FONTE: BRINE, 2015

O plasma possui maior versatilidade, pois pode cortar uma grande variedade de tipos de metal e espessuras, assim, cortar uma variedade de espessuras é tão fácil quanto trocar chapas de metal, ao invés de ter que trocar todo o sistema de corte. Além disso, o plasma pode fazer um corte chanfrado ou cortar metal expandido ambos difíceis de serem cortados com o oxicorte. A FIGURA 2.9 apresenta o corte de duas chapas sobrepostas, comparando o corte a plasma e oxicorte.



FIGURA 2.9 - Comparativo corte de chapas empilhadas, corte a plasma (esq.) e oxicorte (dir.).
FONTE: BRINE, 2015.

O corte a plasma oferece corte virtualmente isento de escória até determinadas espessuras, que quando excedidas produzem escórias. Mesmo assim, a escória produzida pelo plasma é normalmente de fácil remoção. Primeiro porque tem menos escória, e segundo pelo fato de o plasma produzir uma ZTA mais estreita onde a escória tem menos área quente para aderir. A FIGURA 2.10 apresenta um comparativo da quantidade de escória, entre o corte a plasma e oxicorte.

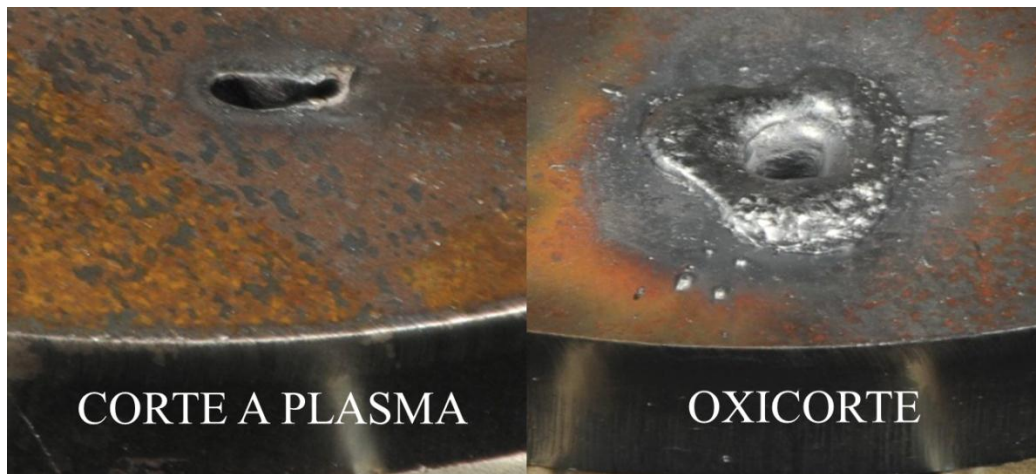


FIGURA 2.10 - Comparativo quantidade de escória gerada pelo corte a plasma e oxicorte.
FONTE: BRINE, 2015.

Observa-se que todos os defeitos originados no processo oxicorte estão relacionados com uma chama de pré-aquecimento difusa, o qual atinge uma região grande na peça a ser cortada. Assim a qualidade obtida em relação à zona afetada pelo calor, a escória e a qualidade do corte fazem com que o processo oxicorte seja inferior à outros processos de corte.

Como já citado previamente, as principais fontes de calor do processo oxicorte são provenientes da chama de pré-aquecimento e da combustão do ferro proveniente do metal cortado (GLIZMANENKO *et al*, 1960). A correta regulagem da chama de pré-aquecimento do oxicorte é fundamental para uma boa qualidade de corte. No processo oxi-combustível o rendimento da chama de pré-aquecimento é citado por KOU (1987) como sendo $0,52 (\pm 0,27)$. A variação é alta, em relação ao valor médio, devido ao fato da vasta gama de regulagem da chama, podendo esta ser oxidante, neutra ou carburante, conforme exemplificado pela FIGURA 2.11.

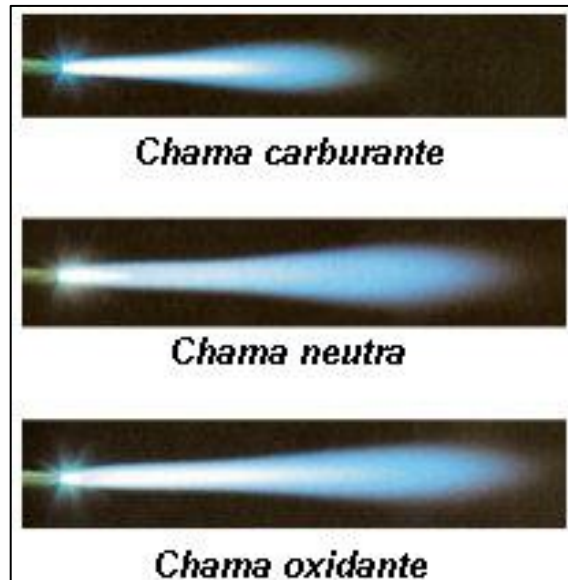


FIGURA 2.11 - Tipos de chama: carburante, neutra e oxidante.

FONTE: RAMALHO, 2008

GLIZMANENKO *et al* (1960) apresenta um resumo de forma diagramática do balanço de calor de um processo de oxicorte para o corte de uma chapa de 15 mm, com velocidade de corte de 0,53 [m/min], utilizando acetileno com vazão de 460 [l/h]; largura de corte de 0,3 [cm] e composição química da escória de 30% de FeO, 50% de Fe₃O₄ e 20% de Fe, conforme apresentado pela FIGURA 2.12.



FIGURA 2.12 - Distribuição de calor no corte de uma chapa de 15 mm em forma diagramática.

FONTE: adaptado de GLIZMANENKO *et al*, 1960

A participação no corte entre a chama de pré-aquecimento e a combustão do ferro, possui relação direta com a espessura de chapa. À medida que a espessura do material aumenta a

participação do calor proveniente da combustão do ferro aumenta, conforme apresentado pela FIGURA 2.13.

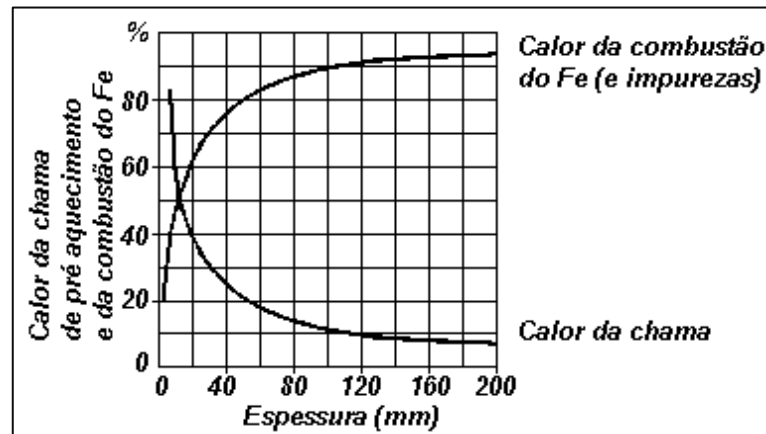


FIGURA 2.13 - Participação do calor transmitido para o metal cortado pela chama de pré-aquecimento e a combustão do Fe em relação a espessura do material.

FONTE: GLIZMANENKO *et al*, 1960

Segundo RAMALHO (2003) a concentração do oxigênio tende a diminuir com o aumento da espessura, uma vez que o processo ao mesmo tempo em que libera calor na reação, libera gases como CO e CO₂ que diminuem a concentração do reagente e conseqüentemente diminuem o oxigênio disponível para a reação no ponto imediatamente abaixo no sentido da espessura. Ou seja, a taxa de oxidação diminui através da espessura em função da, cada vez menor, pureza do reagente em função da, cada vez maior, presença de produtos reagidos. Isto faz com que a quantidade de calor gerado no sentido da espessura não seja constante. O gradiente térmico produz um campo residual de destaque nas peças cortadas, pois ainda não existem estudos conclusivos sobre a direção e intensidade das tensões sofridas pela peça. Alguns autores falam em tensão de compressão e outros em tensão de stress. (RAMASWAMY, 1989)

É possível perceber que o processo oxicorte possui algumas vantagens em relação a outros processos, mas principalmente financeira, conforme se pode ver na FIGURA 2.14, onde é apresentado um comparativo de custo entre os processos oxicorte, corte a plasma e corte a laser. Porém, sua produtividade e qualidade são inferiores a outros processos de corte, como corte a plasma e corte a laser. O desenvolvimento do processo oxicorte, no qual se obtém maior concentração de calor na região de corte pode resultar em uma zona termicamente afetada menor, com menor geração de escória, ou área de adesão da escória. Portanto, a única forma de se desenvolver essas características é através da utilização de um jato supersônico

quente, o qual dispense o uso de um queimador difuso. Regulando-o é possível abranger duas características vitais ao processo oxicorte: concentração do calor na zona a ser cortada e possibilidade de regulagem para uma chama muito oxidante para corte de espessuras maiores. O conceito de motor-foguete é o único que poderia fornecer essas características ao processo. Nos próximos tópicos serão apresentadas as teorias pertinentes para desenvolvimento deste projeto.

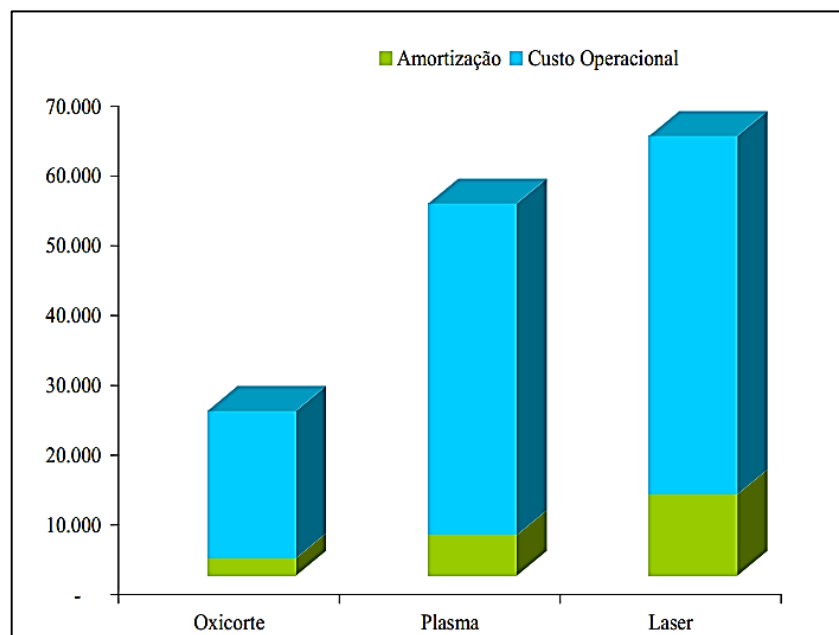


FIGURA 2.14 - Estimativa de custo de investimento e operacional entre os processos oxicorte, corte a plasma e corte a laser.

FONTE: URTADO *et al*, 2008

Lembrando-se que o custo é um tema mais complexo de análise ou classificação principalmente porque está diretamente relacionado com questões de mercado, como nível de concorrência entre os fornecedores de máquinas, formas de financiamento, incentivos para compra agregada com outros produtos, nível de concorrência entre os processos, etc. Estes e outros fatores influenciam diretamente o custo de aquisição de máquinas. Recentemente as máquinas de corte Laser sofreram redução significativa no preço de mercado em função do aumento da concorrência entre os diferentes fornecedores e principalmente pelo avanço tecnológico do corte Plasma. O Plasma também sofreu redução de custos operacionais devido ao avanço tecnológico e principalmente pelo aumento da concorrência entre fornecedores de produtos para este processo. Somente o Oxigênio, com forte tendência de perda de participação de utilização na indústria do corte não sofre tanta mudança tanto no custo de aquisição quanto no de operação. (URTADO *et al*, 2008)

2.4. Jato supersônico quente para corte

A propulsão visa modificar o movimento de um corpo. Para isto três componentes são essenciais: fonte energética, dispositivo conversor de energia e uma massa de ejeção. Os motores foguete são mecanismos de propulsão que transformam a energia armazenada de propelentes (geralmente energia química) em energia cinética, passando por uma fase intermediária de energia térmica, que chegam a temperaturas entre 2750 e 4400 K. A transformação em energia cinética é realizada através da passagem dos gases queimados superaquecidos em um bocal convergente divergente que os aceleram a velocidades supersônicas, gerando assim a quantidade de movimento que impulsiona o veículo. (SUTTON e BIBLARZ, 2001)

Um foguete pode ser definido como um veículo que impulsiona a si mesmo para frente (ou para o alto) através da produção de empuxo (ARAKI, 2007). Desta forma, neste trabalho, por se objetivar estudar e aplicar apenas os produtos gerados pelo motor-foguete, que são os gases quentes a alta velocidade, será chamado de Ejetor de Gases Quentes Supersônicos (EGQS).

Um EGQS típico consiste em três partes principais conhecidas como: injetores, câmara de combustão e bocal supersônico. A câmara de combustão é a região de queima dos combustíveis em alta pressão, ela deve possuir o comprimento suficiente para misturá-la e ocorrer à combustão completa dos gases antes de passarem pelo bocal supersônico. A função do bocal supersônico é converter a energia termoquímica gerada na câmara de combustão em energia cinética. Para isto ele converte o escoamento lento de alta pressão e de alta temperatura para altas velocidades (supersônicas) e baixa pressão. A estrutura física do bocal é composta por uma parte convergente e uma parte divergente, passando por uma área mínima conhecida como garganta e o final da parte divergente é a saída do bocal (BRAEUNIG, 2012). A FIGURA 2.15 apresenta um desenho esquemático de um motor foguete básico.

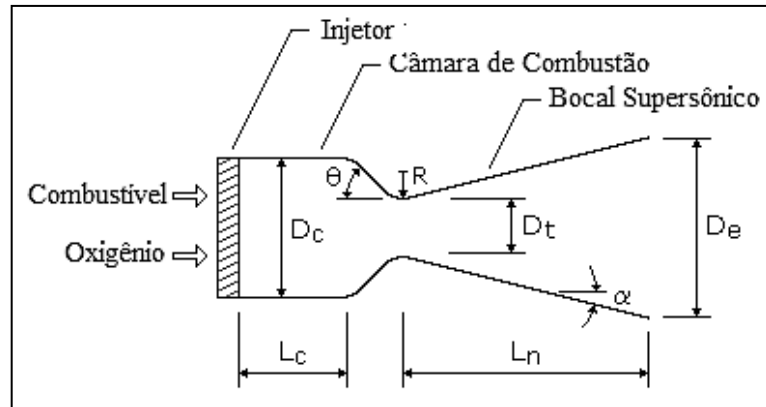


FIGURA 2.15 - Desenho esquemático básico de um EGQS.
 FONTE: BRAEUNIG, 2012

A FIGURA 2.16 apresenta um EGQS de propelentes gasosos (metano + oxigênio líquido) em teste. (BARRY, 2007)

A indústria aeroespacial utiliza o motor foguete para aplicações em lançamentos de foguetes, onde se necessita do maior empuxo possível. No entanto, outros seguimentos têm aplicados o conceito de projeto para desenvolver equipamentos que se beneficiem dos gases quentes ejetados. A perfuração de rochas graníticas é um exemplo, onde o objetivo principal é aproveitar as altas velocidades dos gases em altas temperaturas e apontá-lo para a superfície das rochas, gerando assim elevados coeficientes de transferência de calor com grande energia cinética para expulsar os estilhaços rochosos, realizando assim uma perfuração contínua. (VIEGAS, 2004)



FIGURA 2.16 - Foto de um motor foguete a Gás Natural em teste no deserto norte-americano.
 FONTE: BARRY, 2007

O método consiste em apontar um jato quente para a superfície de uma rocha, a fim de criar tensões térmicas que proporcionam micro fraturas, gerando estilhaços que são expulsos pela energia cinética do jato supersônico, retirando a camada superficial da rocha continuamente e produzindo uma perfuração com alta produtividade. A FIGURA 2.17 apresenta um desenho esquemático da perfuração de rochas utilizando gases quentes supersônicos. O fundamento do método é que rochas com difusividade térmica baixa podem acumular quantidades elevadas de energia, proporcionando altas tensões térmicas no seu interior. Este método de perfuração tem grande eficiência em rochas mais duras, obtendo resultados muito superiores, quando comparado a outros métodos mais convencionais. (VIEGAS, 2004)

Jatos de gases supersônicos quentes, gerados por combustão parecem mais eficientes por proporcionar altos fluxos de calor (entre 1 a 10 MW/m²) ao mesmo tempo em que podem carregar os estilhaços gerados para fora do local. O fenômeno seria auxiliado pela grande quantidade de movimento do jato, resultado das altas velocidades envolvidas no processo, algo que só seria possível através da utilização de um dispositivo similar a um motor foguete (VIEGAS, 2004), neste trabalho chamado de EGQS.

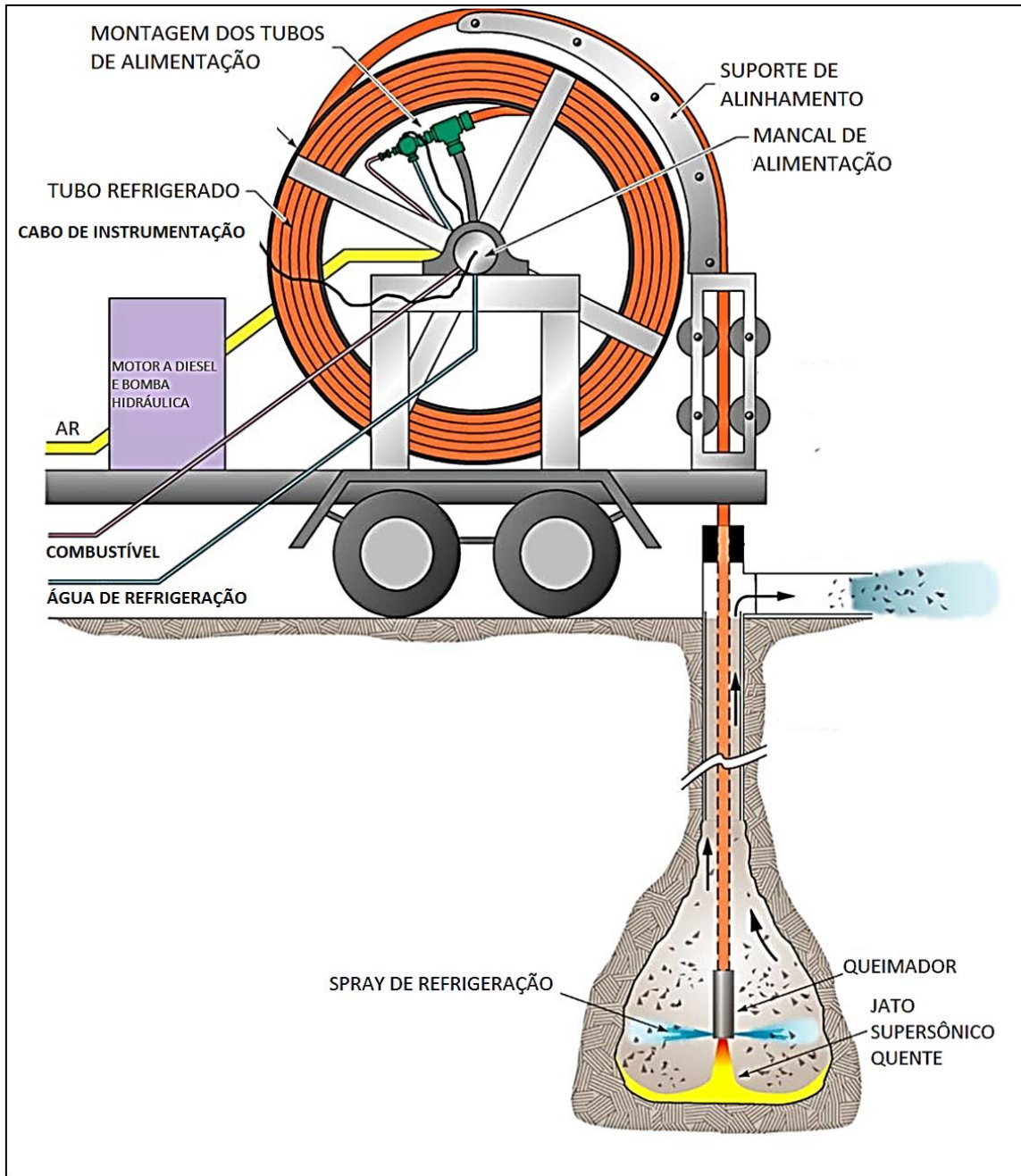


FIGURA 2.17 - Desenho esquemático da perfuração de rochas com jatos supersônicos quentes.
 FONTE: DREESEN e BRETZ, 2003

Utilizando conceito semelhante ao utilizado na perfuração de rocha, é proposto neste trabalho a utilização de gases supersônicos quentes, com excesso ou não de oxigênio. Para isto será utilizado métodos de fluidodinâmica computacional para entender melhor o processo de combustão e a interação entre os gases de exaustão supersônicos com uma superfície plana. No próximo tópico serão apresentados os modelos matemáticos e numéricos utilizados para solução do problema.

2.5. Ejetor de Gases Quentes Supersônicos – Fundamentos teóricos

O mecanismo para produção do jato supersônico é semelhante ao sistema utilizado em motores foguetes. A FIGURA 2.18 apresenta o esquema de uma câmara de empuxo ou motor foguete, para geração do jato supersônico quente. O bocal convergente-divergente (ou tubeira) é responsável pela conversão da energia térmica em energia cinética. É um dos componentes principais dos motos foguetes, composto por uma seção convergente, a garganta (região de menor seção de área) e a seção divergente. (GERMER, 2014)

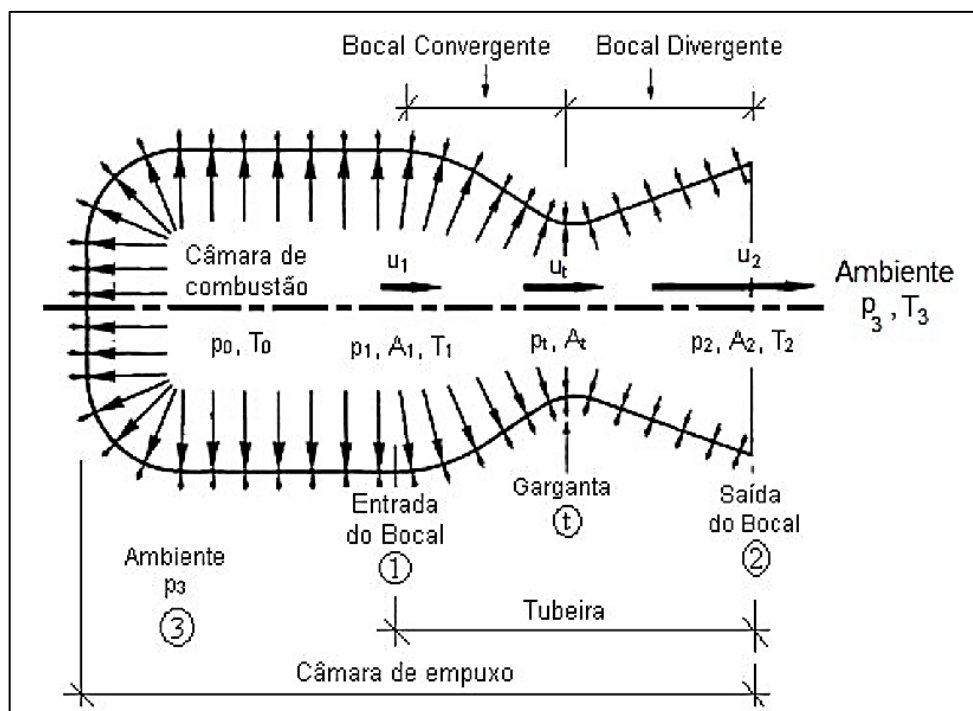


FIGURA 2.18 - Esquema de uma câmara de empuxo ou motor foguete.
 FONTE: adaptado de SUTTON E BIBLARZ (2001) apud GERMER, 2014

Antes da tubeira, há uma região conhecida como câmara de combustão, onde os gases se misturam e entram em combustão, gerando altas energias térmicas. A parte convergente da tubeira liga a câmara de combustão à garganta, onde os gases são acelerados progressivamente. Podendo esta região ter qualquer formato como raio, semiângulo de cone, curva de contorno de parede ou forma de entrada do bocal é satisfatória. (SUTTON E BIBLARZ, 2001)

Na garganta os gases atingem a velocidade sônica. É a seção de menor área da tubeira. Idealiza-se uma região infinitesimal, porém por questões construtivas, pode-se utilizar um pequeno trecho reto. (SUTTON E BIBLARZ, 2001)

Já a seção divergente, que é a região de expansão dos gases, é a região onde se trabalha acima das velocidades sônicas, atingindo assim o regime supersônico. Esta pode ser com formato cônico, parabólico, sino, duplo sino, etc. O formato cônico é o mais utilizado, devido a simplicidade de projeto e fabricação, seu ângulo pode chegar até 18°. (SUTTON E BIBLARZ, 2001)

O conceito de uma tubeira provém da compressibilidade dos gases. Todas as substâncias reais são compressíveis, em maior ou menor intensidade, ou seja, quando submetida à uma variação de pressão, sua massa específica varia. Esta característica é grande para os gases, pequena em líquidos e desprezíveis, mas existente, nos sólidos. A quantidade na qual uma substância pode ser comprimida, em condição isentrópica, é dada por uma propriedade específica chamada por compressibilidade, descrita pela equação 2.4. (ANDERSON, 1984)

$$\tau_s = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dP} \quad 2.4$$

Sendo, $d\rho$ = variação da massa específica;

ρ = massa específica;

τ_s = compressibilidade isentrópica do fluido;

dP = variação da pressão.

Através desta equação pode-se observar que a variação da densidade é diretamente proporcional à variação de pressão no meio, porém dependente da compressibilidade do fluido. Ou seja, para os gases onde a compressibilidade é alta, então para uma dada variação da pressão entre dois pontos do escoamento a variação da massa específica também seria alta.

O estado de estagnação isentrópico é o estado que o fluido teria se sofresse uma desaceleração adiabática e reversível até a velocidade nula. Essa condição é impossível de se acontecer em escoamentos reais, pois neste há presença de choques, atrito e perdas de calor. No entanto,

esta condição favorece o equacionamento devido às simplificações que se tornam possível. (ÇENGEL E BOLES, 2013)

Em condição isentrópica, a velocidade do som (c) pode ser estimada pela equação 2.5, considerando propriedade constante do gás no meio onde a onda do som caminha. Onde o subscrito “s”, indica condição isentrópica. (ÇENGEL E BOLES, 2013)

$$a_s^2 = \left(\frac{\partial P}{\partial \rho} \right)_s = \sqrt{\gamma RT} \quad 2.5$$

Sendo, a_s = velocidade do som no meio, em condição isentrópica (m/s)

γ = Razões dos calores específicos (c_p/c_v);

R = Constante dos gases ideais ($c_p - c_v$);

T = Temperatura;

∂P = Variação da pressão;

$\partial \rho$ = Variação da massa específica.

Quando em escoamentos reativos, quando considerado gases não caloricamente perfeitos, a equação 2.5 sofre alterações devido às variações de composição química e consequente variações na propriedade do gás. A equação 2.6 apresenta a velocidade de som, considerando equilíbrio químico. (ANDERSON, 1982)

$$a_e^2 = \left(\frac{\partial P}{\partial \rho} \right)_s * \left\{ \frac{[1 + (1/P)(\partial e/\partial V)_T]}{[1 - \rho(\partial h/\partial P)_T]} \right\} \quad 2.6$$

Sendo, P = Pressão;

ρ = Massa específica;

$\partial e/\partial V$ = Variação da energia interna em relação ao volume;

$\partial h/\partial P$ = Variação da entalpia em relação à pressão.

Quando o escoamento é tratado como compressível o número de Mach (M), que relaciona a velocidade local do escoamento (v_{local}) com a velocidade do som no meio (c) (equação 2.7) é um importante fator, pois se correlaciona com todas as variáveis termodinâmicas. (ANDERSON, 1984)

$$M \equiv \frac{v_{local}}{a} \quad 2.7$$

Escoamentos incompressíveis consideram-se como variáveis dependentes somente a velocidade e pressão do escoamento e todo equacionamento é baseado nas equações da continuidade e quantidade de movimento (Bernoulli). Por outro lado, em escoamentos compressíveis é necessário considerar a variação da massa específica e temperatura, sendo assim, necessita-se de mais duas equações para que o balanço seja fechado: equação da energia, (primeira e segunda lei da termodinâmica) e equação de estado. A QUADRO 2.3 resume as variáveis e equações utilizadas para o balanço dos escoamentos incompressíveis e compressíveis. (ÇENGEL E BOLES, 2013)

QUADRO 2.3 - Comparativo das variáveis dependes para escoamentos incompressíveis e compressíveis.

Incompressível	Compressível
v_{local} e P	v, P, ρ e T
Eq. da continuidade	Eq. da continuidade
Eq. da quantidade de movimento	Eq. da quantidade de movimento
	1ª e 2ª Leis da Termodinâmica
	Eq. de estado: $P = \rho RT$

FONTE: Adaptado de (ÇENGEL E BOLES, 2013)

Considerando-se gases ideais, que são aqueles em que a energia interna é função somente da temperatura, como consequência, a entalpia e os calores específicos à pressão e volume constante também o são. Substâncias que entram nesta classificação podem ser modeladas pela equação (2.8) de estado dos gases ideais. (ÇENGEL E BOLES, 2013)

$$P = \rho RT \quad 2.8$$

ÇENGEL E BOLES (2013) descrevem a onda de som como uma onda de pressão que provoca uma pequena perturbação que propaga através de um gás, líquido ou sólido, com uma velocidade (v_{local}) e que depende das propriedades do meio. Assim, aplicando o princípio de

conservação de massa para perturbação provocada por esta onda sonora é possível estabelecer uma relação entre a velocidade e a densidade (equação 2.9).

$$\frac{dA}{A} = -\frac{dv}{v_{local}} \times (1 - M^2) \quad 2.9$$

Sendo, dA = Variação da área;

dv_{local} = Variação da velocidade;

A = Área;

v_{local} = Velocidade local do escoamento;

A FIGURA 2.19 apresenta a evolução da velocidade de subsônica a supersônica em relação à área.

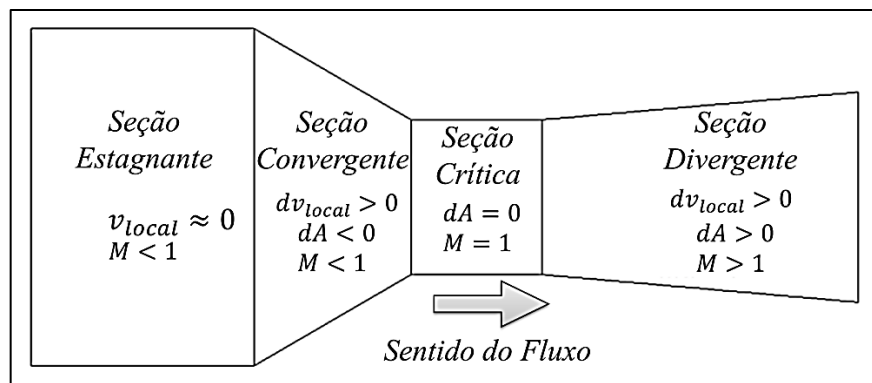


FIGURA 2.19 - Entrada e saída de um bocal supersônico.
 FONTE: adaptado de GUERRA *et al*, 2011

Pela equação da primeira lei da termodinâmica, considerando o estado de estagnação isentrópico, regime permanente e gases ideais, obtém-se a relação expressa pela equação 2.10. (ÇENGEL E BOLES, 2013)

$$h + \frac{v_{local}^2}{2} = h_0 \quad 2.10$$

Sendo, h = entalpia;

$\frac{v_{local}^2}{2}$ = energia cinética;

h_0 = entalpia de estagnação.

Para um gás ideal, que apresenta calor específico constante, a equação 2.10 pode ser reescrita conforme a equação 2.11. (ÇENGEL E BOLES, 2013)

$$v_{local}^2 = 2 \frac{\gamma RT}{\gamma - 1} \left(\frac{T_0}{T} - 1 \right) \quad 2.11$$

A qual pode ser rearranjada conforme a equação 2.12, a qual estabelece uma relação da temperatura de estagnação e a temperatura em outro ponto do escoamento, em relação ao número de Mach. (ÇENGEL E BOLES, 2013)

$$\frac{T_0}{T} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad 2.12$$

Considerando-se um escoamento isentrópico, obtém-se a relação entre ρ , P e T , conforme equação 2.13. (ÇENGEL E BOLES, 2013)

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{\rho_0}{\rho} \right)^\gamma = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad 2.13$$

Tem-se então as relações apresentadas pelas equações 2.14 e 2.15.

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad 2.14$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{1/(\gamma-1)} \quad 2.15$$

Escoamentos compressíveis, quando existe variação da massa específica, a FIGURA 2.20, correlaciona massa específica com o número de Mach, para uma razão de calores específicos (γ) de 1,4.

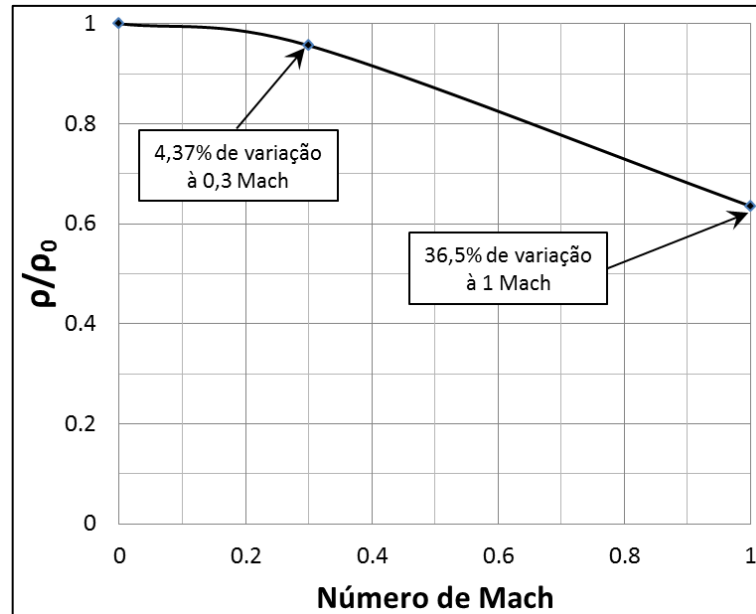


FIGURA 2.20 - Variação isentrópica da massa específica em relação ao número de Mach.

FONTE: ANDERSON, 1984

Pode-se observar que até $M = 0,3$ a massa específica varia menos que 5%, sendo assim, à medida que a velocidade do escoamento aumenta eleva-se a variação da massa específica, sendo considerado compressível somente acima de 0,3 Mach.

Para escoamentos isentrópicos, as equações 2.15, 2.16 e 2.17 apresentam a relação das propriedades na condição de estagnação e na garganta, sendo Mach igual a 1.

$$\frac{T^*}{T_0} = \frac{2}{\gamma + 1} \quad 2.16$$

$$\frac{P^*}{P_0} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad 2.17$$

$$\frac{\rho^*}{\rho_0} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{1/(\gamma-1)} \quad 2.18$$

A descarga por unidade de área pode ser expressa em termos da pressão de estagnação, temperatura de estagnação, número de Mach e propriedades do gás através da equação 2.19 (válida somente para o escoamento isentrópico). (SUTTON E BIBLARZ, 2001)

$$\frac{\dot{m}}{A^*} = \frac{P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \times \frac{M}{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}} \quad 2.19$$

A relação de áreas pode ser calculada pela equação 2.20, sendo possível calcular a área em que o número de Mach é M em relação à área da garganta. (SUTTON E BIBLARZ, 2001)

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad 2.20$$

A FIGURA 2.21 apresenta um gráfico onde se relaciona as variações das propriedades com a relação de áreas em uma tubeira. A condição apresentada é considerada para um gás ideal com $\gamma = 1,4$, em escoamento isentrópico.

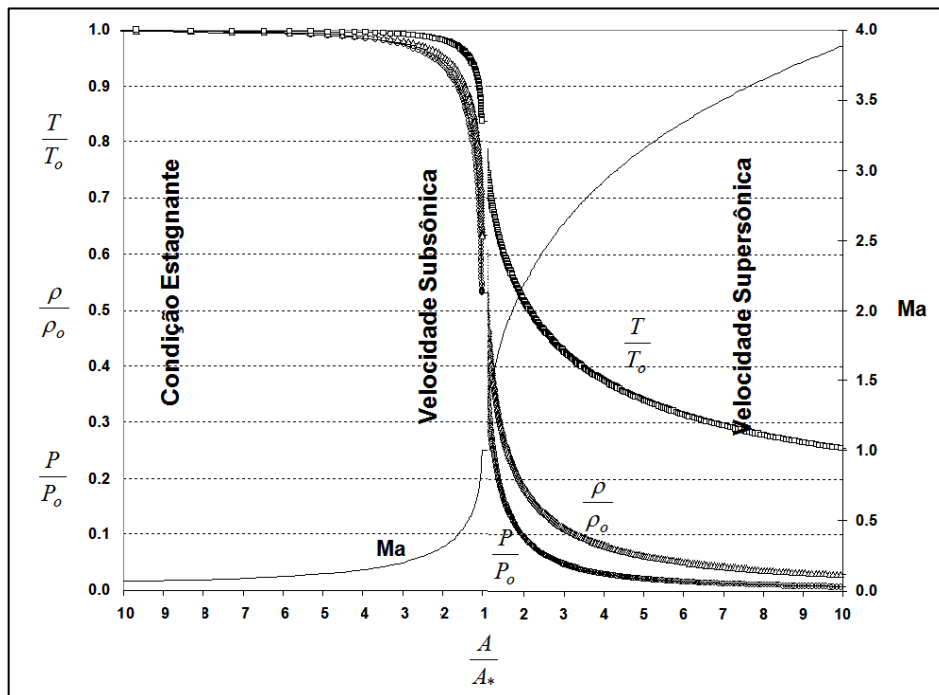


FIGURA 2.21 - Variação das propriedades do fluxo com a variação A/A^* .
 FONTE: MAIA, 2007

Observa-se que todas as propriedades estão relacionadas somente ao número de Mach, se considerado um gás caloricamente perfeito. Em escoamentos reativos com equilíbrio químico, onde não se considera gases caloricamente perfeitos, não se tem função analítica desenvolvida, porém sabe-se que a relação é ampliada para a pressão e temperatura de

estagnação, conforme mostrado pelas equações 2.21, 2.22 e 2.23, e estas só são passíveis de solução numericamente. (ANDERSON, 1982)

$$\frac{A}{A^*} = g_1(P_0, T_0, v_{local}) \quad 2.21$$

$$\frac{T_0}{T} = g_2(P_0, T_0, v_{local}) \quad 2.22$$

$$\frac{P_0}{P} = g_3(P_0, T_0, v_{local}) \quad 2.23$$

Um resultado típico de um escoamento reativo em equilíbrio químico, comparando-o com o escoamento de um gás caloricamente perfeito, através de uma tubeira é apresentado na FIGURA 2.22. Observa-se que se considerado um gás caloricamente perfeito, este subestima a perda de temperatura do escoamento ao passar pela tubeira, em relação ao equilíbrio químico. (ANDERSON, 1982)

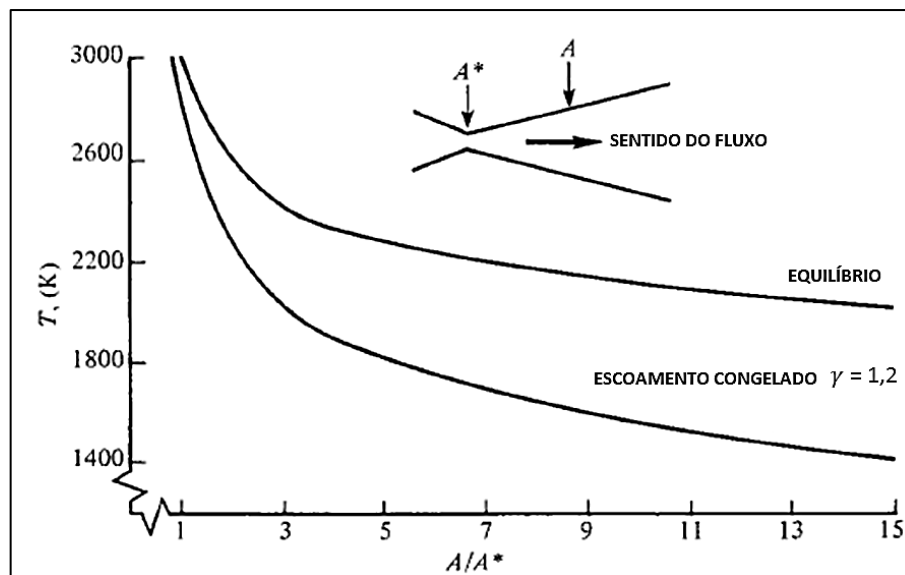


FIGURA 2.22 - Comparação do escoamento através de uma tubeira em equilíbrio químico e de um gás caloricamente perfeito.
FONTE: ANDERSON, 1982

A câmara de combustão é dimensionada de forma tal que a condição de equilíbrio químico seja atingida, porém a temperatura e a pressão do escoamento são alteradas na tubeira. Ao escoar ao longo da tubeira as espécies químicas que compõem a mistura de gases produtos da

combustão, reagem entre si, dissociando-se e recombinando-se conforme as condições de temperatura e pressão. (LAROCA, 2000)

Se a velocidade ao longo do escoamento for muito alta, em comparação com as velocidades das reações químicas, o tempo de permanência dos gases no interior da tubeira é pequeno de maneira que praticamente não há variação da composição química da mistura de gases dentro do bocal. Assim o escoamento é considerado congelado. (LAROCA, 2000)

Para que a condição de equilíbrio seja atingida é necessário que as velocidades das reações químicas sejam extremamente elevadas, e o tempo de permanência na tubeira seja suficiente para que a reação ocorra. (LAROCA, 2000)

Escoamentos congelados e em equilíbrio químico local são situações limites do escoamento reativo em desequilíbrio químico (ou não equilíbrio químico). Nesse último caso as velocidades das reações não são elevadas o bastante para que se atinja o equilíbrio químico local. Além disso, o tempo de permanência dos gases dentro da tubeira é suficiente para que algumas poucas reações aconteçam. (LAROCA, 2000).

A condição de equilíbrio químico sobrestima a energia presente na tubeira, pois para que ela ocorra é necessário um determinado tempo (dependente de cada reação – relacionado à constante da reação) e devido à elevada velocidade do escoamento na tubeira, para que ocorram situações de equilíbrio químico as taxas deveriam ser muito maiores do que realmente são, portanto ocorrem sim algumas reações, mas não ao nível de se conseguir levar o escoamento para a condição de equilíbrio, portanto a condição real de uma tubeira é mais próxima do desequilíbrio químico (ANDERSON, 1982). A FIGURA 2.23 apresenta o resultado comparativo de velocidade e temperatura entre as três condições (congelado, equilíbrio e desequilíbrio) obtidas por LAROCA (2000).

BRAY (1959) propôs que o escoamento reativo em tubeiras com entrada subsônica e saída supersônica pode ser separado em três regiões distintas. Na parte convergente, onde a velocidade é baixa e a temperatura elevada, considera-se que o escoamento está em equilíbrio químico local. Na parte divergente, onde as velocidades são elevadas e as temperaturas baixas, tem-se o escoamento congelado. E, apenas numa pequena faixa da região da garganta, onde o escoamento é transônico, tem-se desequilíbrio químico. Porém em seu trabalho ele

desconsiderou o desequilíbrio químico na garganta, considerando apenas equilíbrio químico até a garganta e a partir desse ponto segue congelado até a saída.

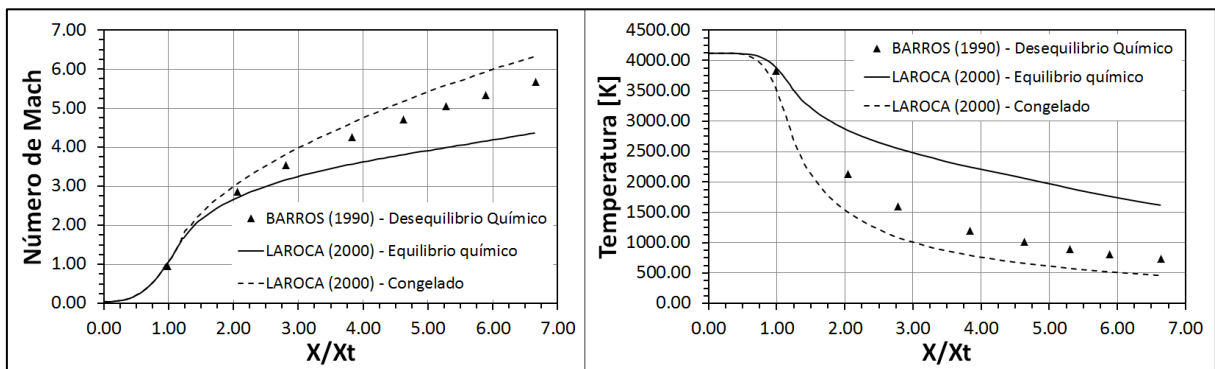


FIGURA 2.23 - Resultado comparativo da simulação de uma tubeira considerando congelado, equilíbrio químico e desequilíbrio químico.

FONTE: LAROCA, 2000

Além das reações envolvidas, outros aspectos que interferem sensivelmente no desempenho de uma tubeira são: ondas de choque, dimensional da tubeira (desde a garganta até a porção divergente) e transferência de calor no motor-foguete.

2.5.1. Características do escoamento supersônico para dimensionamento da tubeira

A medida que o número de Mach aumenta algumas características aparecem no escoamento em função deste número adimensional. Sendo assim, pode-se dividir o escoamento em quatro categorias diferentes utilizando o número de Mach como critério. (ANDERSON, 1984)

- a. Escoamento subsônico - $M < 0.8$
- b. Escoamento Transônico - $0.8 < M < 1.2$
- c. Escoamento supersônico - $1.2 < M < 5.0$
- d. Escoamento Hipersônico - $M > 5.0$

A FIGURA 2.24 representa as linhas de corrente de cada um destes escoamentos. Nota-se que o escoamento compressível subsônico é representado qualitativamente (mas não quantitativamente) como um escoamento incompressível; A FIGURA 2.24a mostra um escoamento subsônico com variações bem suaves na distribuição das linhas de corrente, acompanhando-se todo o perfil do objeto. Já a FIGURA 2.24d e FIGURA 2.24e apresentam o escoamento supersônico com a presença de algumas ondas de choque, as quais realizam o trabalho de "avisar" ao escoamento a presença de objetos para que a velocidade local seja

reduzida possibilitando o contorno do escoamento ao redor do objeto. No entanto em escoamentos transônicos (FIGURA 2.24b e FIGURA 2.24c) a presença das ondas de choque também ocorre, porém com menor intensidade. (ANDERSON, 1984)

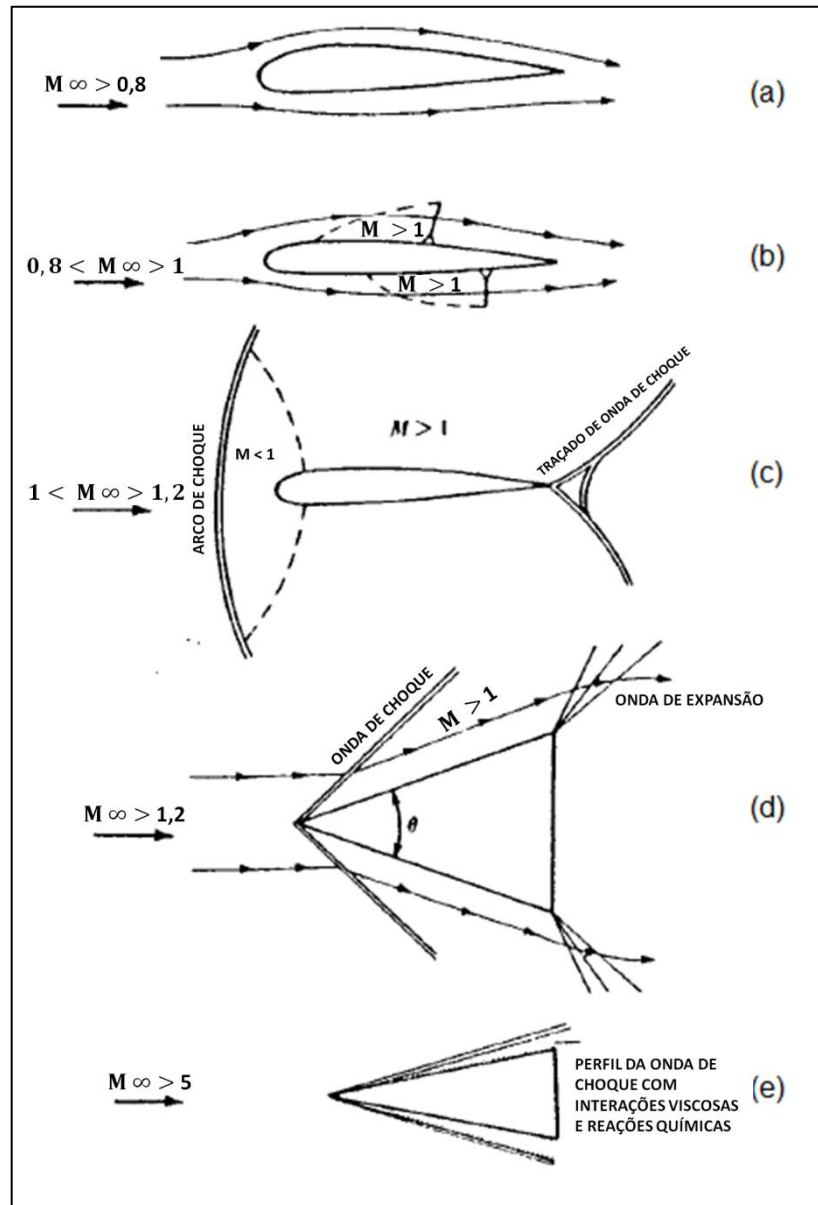


FIGURA 2.24 - Diferentes regimes de escoamento.
 FONTE: adaptado de ANDERSON, 1984

Uma onda de choque é uma região no escoamento extremamente fina (na ordem de 0.0001 mm de espessura), a qual ocorre a mudança de propriedades do escoamento drasticamente. As ondas de choque podem ser classificadas em duas categorias: Oblíquas (menor intensidade, normalmente mantém o escoamento supersônico) e Normal (maior intensidade, escoamento sempre torna-se subsônico). Em ambos os casos, as ondas de choque são quase um processo de compressão explosivo, onde a pressão aumenta substancialmente após a onda de choque,

além da pressão, ocorre também o aumento da densidade, temperatura e entropia, no entanto a pressão total, número de Mach e velocidade diminuem. (ANDERSON, 1984)

Em tuberias isso não é diferente, quando o escoamento passa pela garganta, em condição isentrópica, o número de Mach é igual a um, e logo iniciam-se as formações das ondas de choque. À medida que o escoamento vai acelerando na porção divergente essas podem ocorrer com maior intensidade. Por isso o dimensionamento da tuberia e do seu perfil é objeto de estudo de várias pesquisas, como GUERRA e BARROS *et al* (2011), ANDERSON (1984), BARROS (1993), LAROCA (2000), etc..

Inicialmente o dimensionamento da garganta em relação à descarga necessária, e posteriormente a seção de saída é suficiente para muitos casos de aplicações de tuberia. No entanto, muitas particularidades surgem no escoamento supersônico. O trabalho de GUERRA e BARROS *et al* (2012) comparou via estudo em fluidodinâmica computacional alguns perfis de tuberia, mantendo-se a área da garganta e saída. Identificou-se que a extensão da garganta é fator preponderante para algumas perdas de propriedade do escoamento na tuberia. A FIGURA 2.25 compara o escoamento em uma tuberia com a garganta propositalmente mais estendida (a) com uma infinitesimal (b). Observa-se que o comportamento da infinitesimal (b) é muito similar ao cálculo analítico das propriedades com a variação da área apresentado pela FIGURA 2.21.

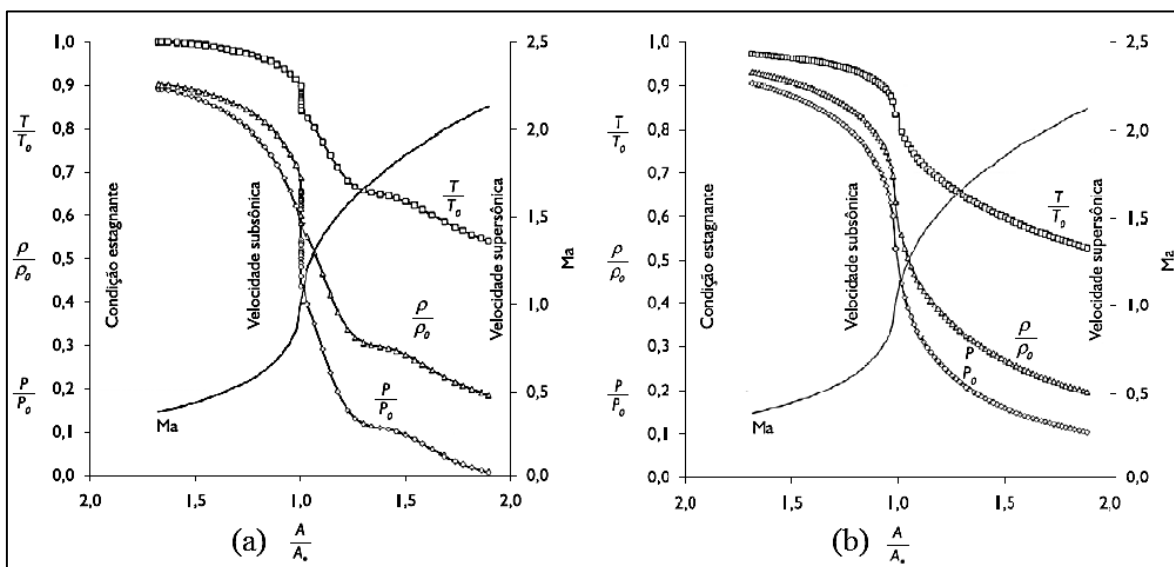


FIGURA 2.25 - Gráfico comparativo de um bocal com garganta estendida (a) e infinitesimal (b).
 FONTE: GUERRA e BARROS *et al* (2011)

A degradação das propriedades ocorrida devido ao alongamento da garganta ocorre devido à formação das ondas de choque, conforme é possível se ver na FIGURA 2.26.

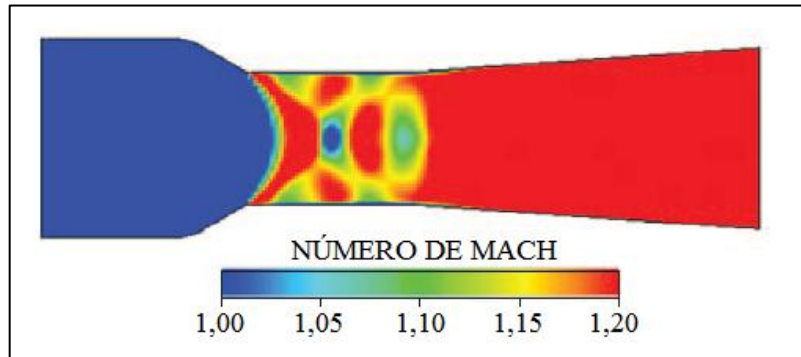


FIGURA 2.26 - Formação de ondas de choque em um bocal com garganta estendida.

FONTE: GUERRA e BARROS *et al* (2011)

Ao começar a desenvolver velocidades supersônicas no divergente, o escoamento começa sofrer formações de ondas de choques mais fortes, à medida que a velocidade se eleva até atingir a saída da tubeira onde se concentram as ondas de choque mais forte, devido à maior velocidade do escoamento. Quando a pressão no final da parte divergente é igual a pressão ambiente e não há onda de choque em seu interior, a tubeira atinge um regime de operação dito de Expansão Ótima (FIGURA 2.27b). Apesar de projetada para trabalhar nesse regime, como a tubeira possui razão de área fixa, e em função da necessidade de se variar as condições de vazão ou de pressão operacionais, duas outras condições operacionais acontecem: Sobre-expandido (FIGURA 2.27a) e Subexpandido (FIGURA 2.27c). (GERMER, 2014)

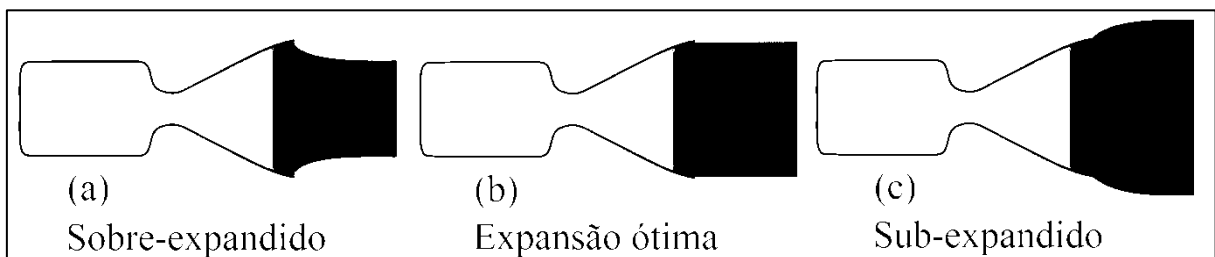


FIGURA 2.27 - Condições operacionais de um bocal supersônico: a) sobre-expandido, b) expansão ótima e c) sub-expandido

FONTE: adaptado de ANDERSON, 1984

Quando em operação na condição Sobre-Expandido, a razão de área da tubeira é maior que a ideal, sendo assim, o escoamento não precisa de toda a extensão do bocal divergente para se expandir. Neste caso podem ocorrer duas situações. A primeira quando a pressão ambiente é

muito maior que a pressão de saída, ocorrendo o descolamento do escoamento na parte divergente. O diâmetro de saída do jato torna-se menor que a seção de saída da tubeira. Se o escoamento é permanente a separação é axialmente simétrica. Na região central, o escoamento ainda é supersônico, mas rodeado por uma região anular de escoamento subsônico. A operação é crítica caso o escoamento volte a colar na parede do bocal, pois neste caso as cargas laterais no bocal tornam-se potenciais de falha. (GERMER, 2014)

A tubeira pode operar no regime Subexpandido, onde a pressão ambiente é menor que a pressão da saída. Neste caso o bocal tem uma razão de área menor que a ideal, ou seja, não tem a extensão suficiente para expansão ótima. O restante da expansão se dará fora do bocal e as ondas de choque normais na saída são substituídas por ondas de expansão, partindo de suas bordas. Os valores dos parâmetros de desempenho são menores que da expansão ótima. (GERMER, 2014)

Na previsão teórica do escoamento no interior de um motor-foguete ou somente da tubeira, as utilizações de diferentes hipóteses (fluido caloricamente perfeito, congelado, em equilíbrio químico ou em desequilíbrio químico) resultam em características consideravelmente distintas. Fazer a simulação usando hipóteses mais próximas às das condições reais do escoamento pode significar uma grande economia na operação de motores-foguete, seja aumentando o desempenho do motor-foguete, diminuindo o seu peso ou, ainda, diminuindo a quantidade de propelentes necessária para uma missão. (LAROCA, 2000)

O trabalho de LAROCA (2000) desenvolveu um modelo computacional capaz de simular: regiões subsônicas, regiões supersônicas e reações químicas em equilíbrio químico e congelado. Porém foi desenvolvido para pares propelentes mais simples H_2-F_2 e H_2-O_2 o qual se envolvem poucas reações e o escoamento apenas unidimensional. Para validação do seu modelo utilizou o programa NASA SP-273 (GORDON E MCBRIDE, 1971), o qual utiliza o modelo matemático capaz de simular escoamentos unidimensionais em equilíbrio químico local e emprega o método da minimização da energia livre de Gibbs para determinar a composição química da mistura de gases. Porém é incapaz de simular modelos bidimensionais e também os que envolvem efeitos viscosos e de troca de calor.

Devido às elevadas temperaturas a que estão sujeitas, principalmente na parte convergente e na região da garganta, a parede do motor foguete deve ser refrigerada. Uma das maneiras de

se efetuar a refrigeração é através da injeção de um filme de fluido, geralmente o próprio combustível, junto à parede. Outro sistema utiliza canais de refrigeração, dispostos axialmente ao longo do bocal, onde, dependendo do projeto, o fluido refrigerante escoar em contra corrente aos gases no interior do bocal. Também nesse caso o combustível pode ser utilizado como refrigerante e, assim, a refrigeração é denominada regenerativa. Em motores-foguetes de empuxo elevado geralmente são empregados esses dois sistemas de refrigeração combinados. (LAROCA, 2000)

Como desvantagens da utilização do método de resfriamento por filme de resfriamento podem ser citadas: a adição de propelente na superfície da parede da câmara de combustão modifica a razão de mistura do par propelente, reduzindo a eficiência do motor; em alguns casos, este método não é suficiente para ser utilizado como único recurso de resfriamento; devido ao filme de resfriamento ser consumido ao longo da câmara de empuxo, não é possível, em alguns casos, o resfriamento de toda a câmara de empuxo, principalmente a garganta, em que ocorre a maior taxa de transferência de calor. (SILVA, 2011)

Para que o material da câmara de empuxo possa resistir às altas temperaturas dos produtos de combustão, organiza-se a mistura dentro da câmara de empuxo de modo a formar regiões de gases com temperaturas decrescentes, na direção do núcleo para a periferia. Para tanto, usualmente, os injetores periféricos possuem razão de mistura mais rica em combustível do que os injetores centrais, proporcionando temperatura de estagnação mais baixa junto à parede. Este comportamento gera regiões, identificadas na FIGURA 2.28, que são: (SILVA, 2011)

1. Núcleo da câmara de combustão, em que as temperaturas variam tipicamente entre 3.500 e 4.000 Kelvin aproximadamente ($T_{\text{Núcleo}}$);
2. Região de mistura entre o fluxo pertencente ao núcleo e a região;
3. *Wall layer* é a região próxima à parede da câmara de combustão com temperaturas que chegam a atingir de 2.300 a 2.800 K aproximadamente ($T_{\text{Periferia}}$);
4. Região denominada Camada Limite, na qual geralmente atingem-se temperaturas entre 1.200 e 1.300 Kelvin (T_{Parede}).

Para escolher e projetar o sistema de refrigeração é importante conhecer as características do escoamento dos gases no bocal, principalmente no que se refere às temperaturas e cargas

térmicas na parede. Desta forma, pode-se determinar, por exemplo, qual é o fluxo de massa do filme de fluido refrigerante suficiente para a refrigeração. Também, na refrigeração regenerativa, pode-se determinar qual deve ser o fluxo de massa e a velocidade do refrigerante e, conseqüentemente, a área da seção transversal dos canais de refrigeração. (LAROCA, 2000)

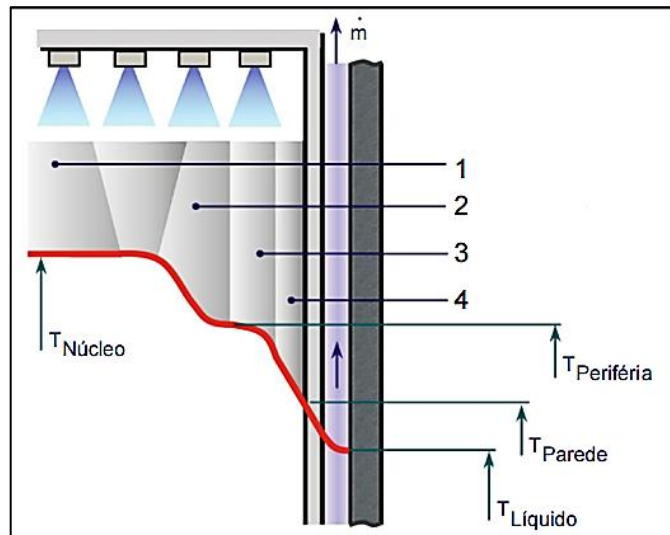


FIGURA 2.28 - Regiões de temperatura na câmara de combustão quando se usa Filme de Resfriamento.
FONTE: SILVA (2011)

O filme de resfriamento é, portanto uma boa solução para problemas de sobreaquecimento nas paredes da câmara de combustão, no entanto os modelos computacionais até então propostos não simularam a condição de resfriamento do filme.

Não se identificou na literatura algum trabalho realizado na simulação de motores foguetes onde se envolve todos os fenômenos presente, desde a injeção do propelente, reagindo-se na câmara de combustão, passando-se pela tubeira e interagindo-se com o ambiente. Por isso é um grande desafio do presente trabalho desenvolver um modelo, utilizando *software* comercial, que simule todos estes aspectos, além da transferência de calor no interior da câmara de combustão, de um equipamento que siga o mesmo princípio de funcionamento do motor foguete.

Foguetes espaciais possuem como objetivo principal de suas tubeiras alcançarem maior empuxo e impulso, no entanto, no presente trabalho o principal foco é conhecer as características jato supersônico gerado pela tubeira e também a interface deste jato com uma

superfície plana. Para isto a teoria explicitada serviu para direcionar o dimensionamento do EGQS, no entanto, a modelagem em fluidodinâmica computacional é a ferramenta de simulação do presente trabalho. Utilizando o pacote comercial Ansys CFX[®], escolhendo os modelos mais adequados de turbulência e combustão para que todas as características do escoamento possam ser capturadas e melhor conhecidas. E também para que em um trabalho futuro experimentos em escala real possam ser executado com segurança e economia.

2.5.2. Transferência de calor Jato/chapa e condução na chapa

Quando um jato de gás é apontado contra uma superfície, este tende a trocar calor com a parede. A taxa total de transferência de calor depende fortemente da maneira pela qual o gás utilizado, cuja temperatura encontra-se entre valores associados com a saída do bocal e a superfície de colisão, é retirado do sistema. Uma situação preferível é aquela que o espaço entre os bocais adjacentes é aberto para o ambiente, permitindo assim um escoamento ascendente contínuo e a descarga direta do gás utilizado. (INCROPERA E DEWITT, 2003)

O fluxo padrão do gás em jatos colidentes, para um único bocal redondo ou para uma única fenda pode ser subdividido em três regiões características (FIGURA 2.29): a região de jato livre, a região de estagnação (ou fluxo estagnado), e a região de fluxo lateral saindo da região de estagnação, também chamado de jato de parede. (INCROPERA E DEWITT, 2003)

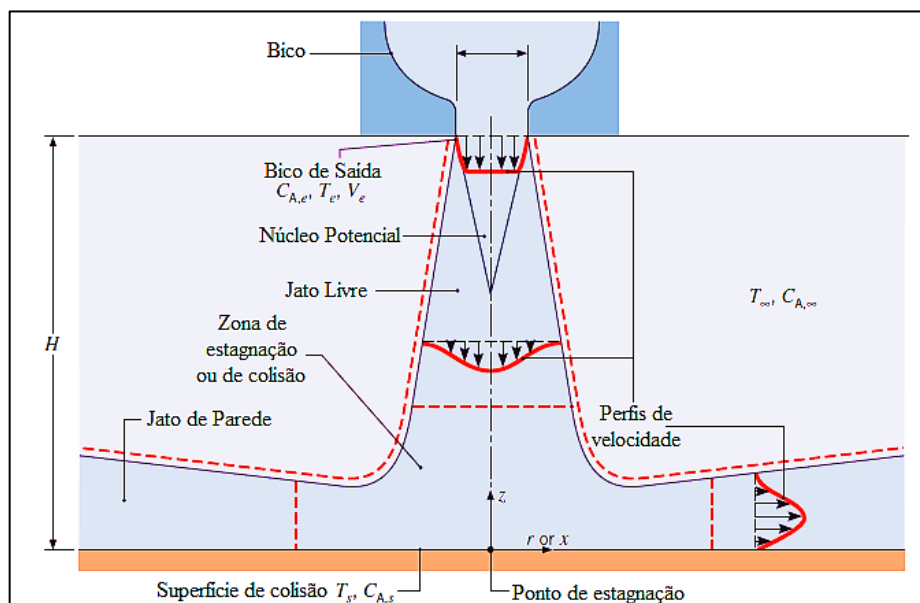


FIGURA 2.29 -Desenho esquemático de um jato colidente com uma placa plana e a identificação das regiões.

FONTE: INCROPERA E DEWITT (2003)

Sendo o número de Reynolds da ordem de magnitude de 10^4 ou maior para a maioria das aplicações práticas, a espessura da camada limite (δ_0) na região de estagnação irá atingir aproximadamente um centésimo do diâmetro do bocal, a equação 2.24 permite estimar o valor da camada limite. (INCROPERA E DEWITT, 2003)

A correlação desenvolvida por MARTIN (1977) para um jato único redondo é expressa pela equação 2.24.

$$\frac{\overline{Nu}}{Pr^{0,42}} = G_{forma} \left(\frac{r}{D}, \frac{H}{D} \right) F_1(Re) \quad 2.24$$

Sendo G_{forma} e F_1 calculados pelas equações 2.25 e 2.26.

$$F_1 = 2Re^{1/2}(1 + 0,005Re^{0,55})^{1/2} \quad 2.25$$

$$G_{forma} = \frac{D}{r} \frac{1 - 1,1D/r}{1 + 0,1(H/D - 6)D/r} \quad 2.26$$

O software Ansys CFX[®] calcula o coeficiente de convecção e a temperatura próxima à parede através das equações 2.27, 2.28 e 2.29. (CFX theory, 2011)

$$q_w = h_c(T_w - T_{nw}) \quad 2.27$$

$$q_w = \frac{Q_w c_p}{Pr_t \bar{u}} \left(T_w - T_f - \frac{Pr_t \bar{u}^2}{2c_p} \right) \quad 2.28$$

$$T_{nw} = T_f + \frac{Pr_t \bar{v}^2}{2c_p} \quad 2.29$$

Sendo:

q_w = Fluxo de calor na parede

h_c = Coeficiente de convecção

T_w = Temperatura na parede

T_{nw} = Temperatura adjacente à parede

T_f = Temperatura do fluido próximo à parede

Q_w = Equação da quantidade de movimento nas proximidades da parede ($Q = \mu_t \partial \bar{u} / \partial y$)

c_p = Calor específico do fluido

Pr_t = Numero de Prandtl turbulento

\bar{v} = Velocidade média no elemento adjacente à parede

2.6. Fluidodinâmica Computacional

Motivado pelo desejo de compreender os efeitos associados ao escoamento de fluidos, o Homem sempre buscou ferramentas que lhe permitissem chegar ao seu objetivo. Em cada época, cada uma com técnicas distintas disponíveis, desenvolveu-se diversos modelos analíticos a partir do da observação dos fenômenos físicos. Entretanto, um modelo analítico de utilização irrestrita é um objetivo, provavelmente, longe de ser alcançado, uma vez que até hoje não há uma solução fechada para o conjunto completo das equações de Navier-Stokes e, por muitos anos à frente, e ainda não se vislumbra alcança-la. (VASCONCELOS, 2011)

Uma técnica amplamente utilizada é a análise experimental, que esbarra nos altos custos, financeiro e temporal, de execução. Assim, aliada aos métodos analíticos e experimentais, cada vez mais as técnicas de solução computacionais vêm sendo utilizada.

A fluidodinâmica computacional (CFD) é o termo geral que se dá à simulação numérica, através da resolução de um conjunto de modelos matemáticos, que descrevam um sistema físico em que haja escoamento. Todavia, fenômenos adicionais também podem ser descritos, como a transferência de energia térmica, cinética de reações químicas ou mudanças de fase. (FLUENT Theory, 2014)

A difusão inicial desta técnica pode ser associada à indústria aeroespacial na década de 1960, quando se passou a contar com o apoio do CFD. Em pouco tempo, outras áreas passaram a investigar e aplicar esta técnica para as mais diversas situações físicas. Atualmente a resolução de problemas de engenharia através da simulação numérica com técnicas de CFD se tornou bastante popular, tanto no meio acadêmico como no industrial. Grandes números de publicações do meio científico assim como a disponibilidade de *softwares*, de código aberto

ou comercial, ajudaram na divulgação e ampliação da base de conhecimentos gerados para CFD. (MALISKA, 2004)

De forma simplificada, 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 com informações bem detalhadas, entre outras. Seu uso também é muito abrangente. A seguir estão algumas das aplicações de CFD em diversas áreas: (MALISKA, 2004)

- 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 CO₂ em áreas urbanas);
- Segurança (Ex: cálculo aerodinâmico em pontes).

Cada técnica disponível seja ela analítica, experimental ou computacional possui tanto pontos fortes como deficiências, porém o ideal é extrair o máximo do que podem oferecer e não é incomum empregar mais de uma delas simultaneamente.

Uma das principais vantagens dos métodos computacionais recai na flexibilidade de alterar condições geométricas e de operação, bem como recriar situações em condições extremas, tóxicas ou possivelmente danosas, sem criar qualquer risco a pessoas ou ao meio ambiente. Por outro lado, uma das limitações do CFD é o poder computacional requerido para descrições realistas de problemas físicos, ou sistemas de escala industrial. Todavia, com o crescente desenvolvimento de processadores aliados a algoritmos cada vez mais robustos, a fluidodinâmica computacional tem desempenhado um papel importante em projetos industriais.

A aplicação de CFD para casos com apenas uma fase, poucas ou nenhuma reação química, alcançou níveis bastante avançado, sendo que as maiorias dos casos foram e são simulados com sucesso (ANDERSON, 1984). Entretanto sistemas multifásicos, reativos, supersônicos, ainda há grandes desafios na correta predição do comportamento.

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.

No presente trabalho, o *software* comercial Ansys CFX[®] foi utilizado. Este *software* utiliza como base a solução das equações que descrevem os processos de movimento, calor e transferência de massa, também conhecida como equação de Navier-Stokes. Essas equações diferenciais parciais foram obtidas no início do século XIX e não têm solução analítica geral conhecida, mas pode ser discretizada e resolvida numericamente. O esquema apresentado na FIGURA 2.30 descreve as etapas necessárias para solução de problemas através do *software* Ansys CFX[®]. (VASCONCELLOS, 2011)

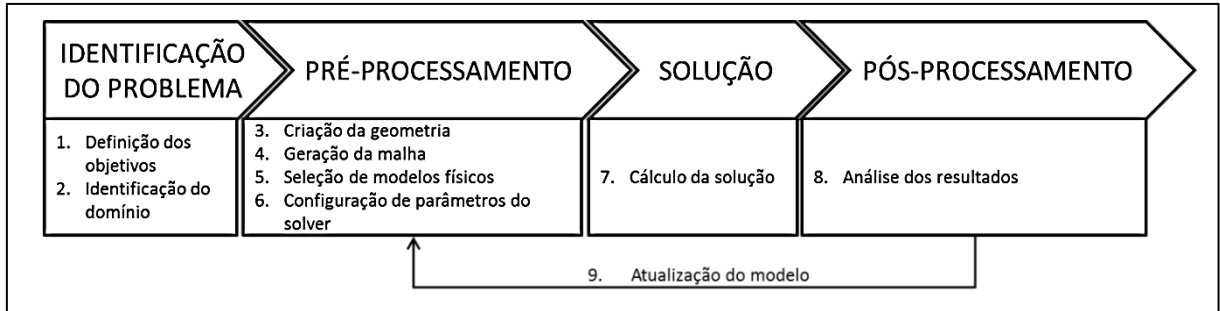


FIGURA 2.30 - Fluxograma do processo típico de uma análise de CFD.

FONTE: adaptado de VASCONCELOS, 2011

O começo da solução de um problema de CFD se inicia pela definição da região de interesse, e, posteriormente, pela confecção de sua geometria. Nesse ponto é importante analisar todas as simplificações que poderão ser realizadas no domínio escolhido, para diminuir ao máximo o seu tamanho e simplificar ao máximo os contornos físicos, de modo a facilitar a etapa da geração de malha (VASCONCELOS, 2011). No Ansys CFX[®], assim como em outros *softwares* de CFD, além dos geradores de geometria existe a opção de importar a geometria de pacotes exclusivos de CAD.

Em seguida, inicia-se a geração de malha, onde é realizada uma discretização do domínio através de pequenos elementos de volume finito. São disponibilizadas ferramentas para melhorar a qualidade e o controle desses elementos como: a escolha dos tipos de elementos utilizados (tetraédricos, prismáticos e hexaédricos, conforme FIGURA 2.31); a faixa de tamanhos desses elementos; regiões com diferentes concentrações de elementos; e progressões de crescimento do tamanho dos elementos (VASCONCELOS, 2011). A malha pode ser considerada como a subdivisão dos volumes de controle, o qual é uma entidade geométrica discreta. Portanto dado um domínio de cálculo, este deve ser discretizado também, e, portanto, geometricamente subdividido. Os pontos de intersecção da malha são denominado *nós*.

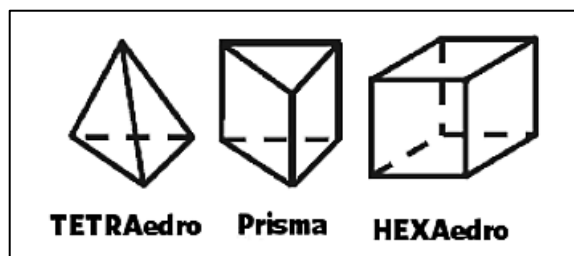


FIGURA 2.31 - Tipos de elementos utilizados em uma malha para aplicação em CFD.

FONTE: VASCONCELOS, 2011

Após a geração da malha, no CFX-Pré, são especificadas para a resolução numérica sistema: as propriedades físicas dos fluidos; os principais modelos e parâmetros envolvidos no escoamento; e as condições iniciais e de contorno.

No CFX-Solver o sistema de equações diferenciais é resolvido através de técnica dos volumes finitos. Os principais passos seguidos são (VASCONCELOS, 2011):

- As equações diferenciais parciais são integradas em todos os volumes de controle da região de interesse. Isto é equivalente a aplicar a lei básica de conservação (massa, quantidade de movimento e energia) para cada volume de controle;
- Essas equações integrais são convertidas para um sistema de equações algébricas através de uma série de aproximações para os termos contidos nas equações integrais;
- O sistema composto pelas equações algébricas é resolvido iterativamente.

Essa aproximação iterativa é requerida por causa da natureza não linear das equações e à medida que a solução se aproxima da solução exata, é dito que o sistema se aproxima da convergência. Para cada iteração, um erro, ou um resíduo, é informado levando em consideração a todas as equações de conservação do escoamento.

Como a solução final se aproxima da solução exata depende de alguns fatores, incluindo o tamanho e formato dos volumes de controle e do tamanho dos resíduos finais. Processos físicos complexos como, por exemplo, a combustão e a turbulência costumam a ser modelados através de recursos empíricos. As aproximações admitidas nesses modelos podem contribuir para as diferenças entre os resultados do CFD e os observados para escoamentos reais. Essas aproximações realizadas sempre devem ser levadas em consideração na avaliação dos resultados obtidos.

No CFX-Post, várias opções encontram-se disponíveis para avaliar os resultados da solução numérica. É possível obter resultados pontuais, vetoriais ou, até mesmo, animações complexas, facilitando assim a compreensão dos fenômenos físicos presentes na simulação, e viabilizando a identificação da veracidade dos resultados obtidos. As principais características desta etapa final da simulação são: a capacidade de visualizar a geometria e a malha; a opção de realizar gráficos de vetores e de contornos; a confecção de gráficos sobre superfícies

tridimensionais; a visualização de linhas de correntes e trajetória de partículas (VASCONCELOS, 2011).

O método de volumes finitos é o mais utilizado em CFD devido a sua habilidade de acomodar qualquer tipo de malha oferecendo com isto uma maior flexibilidade no tratamento de geometrias complexas. (VERSTEEG & MALALASEKERA, 1995)

Nas etapas de preparação do problema e do solver, a escolha dos modelos matemáticos que representem o problema necessita de grande conhecimento teórico e prático acerca do problema. A base teórica do problema solucionado em CFD é iniciada nas equações de Navier-Stokes, posteriormente os restantes dos modelos que simplificam as equações de Navier-Stokes, como os modelos de turbulência, modelos de reações químicas, radiação térmica, etc.

Os mais variados tipos de escoamentos, desde a simples circulação em baixa velocidade de água em um canal até o complexo escoamento hipersônico, com a presença de choques, ao redor de um veículo espacial são regidos por estas mesmas equações, modificando-se apenas as condições de contorno utilizadas. As condições de contorno podem ser de dois tipos, Dirichlet, onde são especificados diretamente valores numéricos de propriedades, como pressão, velocidade ou temperatura, ou Neumann, onde são impostos valores de derivada da propriedade. (VASCONCELOS, 2011)

Muitas são as formas de discretizar as equações regentes, a saber: método das diferenças finitas, método dos volumes finitos, método dos elementos finitos e métodos espectrais. O método dos volumes finitos é o método mais utilizado por códigos comerciais e acadêmicos para solução de problemas de CFD. O *software* Ansys CFX[®] utiliza o Método de Volumes Finitos Baseado em Elementos (EbFVM) para solução das equações diferenciais. (REZENDE, 2008)

O método de volumes finitos foi introduzido na década de 1970 por McDonald, MacCormack e Paullay e na década de 1980 desenvolvido por PATANKAR (1980). Possui como base a discretização diretamente no plano físico, ou seja, a malha que se vê é a mesma onde se aplica o método. O conceito que está por trás deste método envolve a conservação das propriedades envolvidas no cálculo dentro de cada volume de controle. As propriedades são avaliadas nos

centroides dos elementos e utiliza-se interpolação para calcular os valores das propriedades nas faces que delimitam os elementos, gerando assim, uma equação algébrica para cada um dos volumes de controle do domínio. (VASCONCELOS, 2011)

O objetivo agora é compreender melhor o modelo EbFVM. FIGURA 2.32 ilustra o balanço de uma propriedade qualquer em um volume de controle bidimensional quadrangular regular. Como o nome indica, o EbFVM é um método de volumes finitos, embora seja baseado em elementos, um volume de controle continua sendo necessário para integração das equações diferenciais. (REZENDE, 2008)

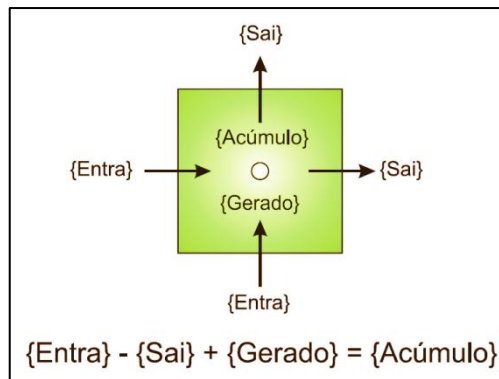


FIGURA 2.32 - Balanço de uma grandeza qualquer em um volume de controle.
FONTE: REZENDE, 2008

A montagem de um volume de controle pode ser de duas formas: *cell vertex* ou *cell center*. Em *cell center* o elemento é o próprio volume de controle, enquanto *cell vertex*, o centro dos volumes de controle são posicionados sobre os nós. A FIGURA 2.33 ilustra a diferença entre as duas formas de montagem do volume de controle. O método EbFVM utiliza a forma *cell vertex*. (REZENDE, 2008)

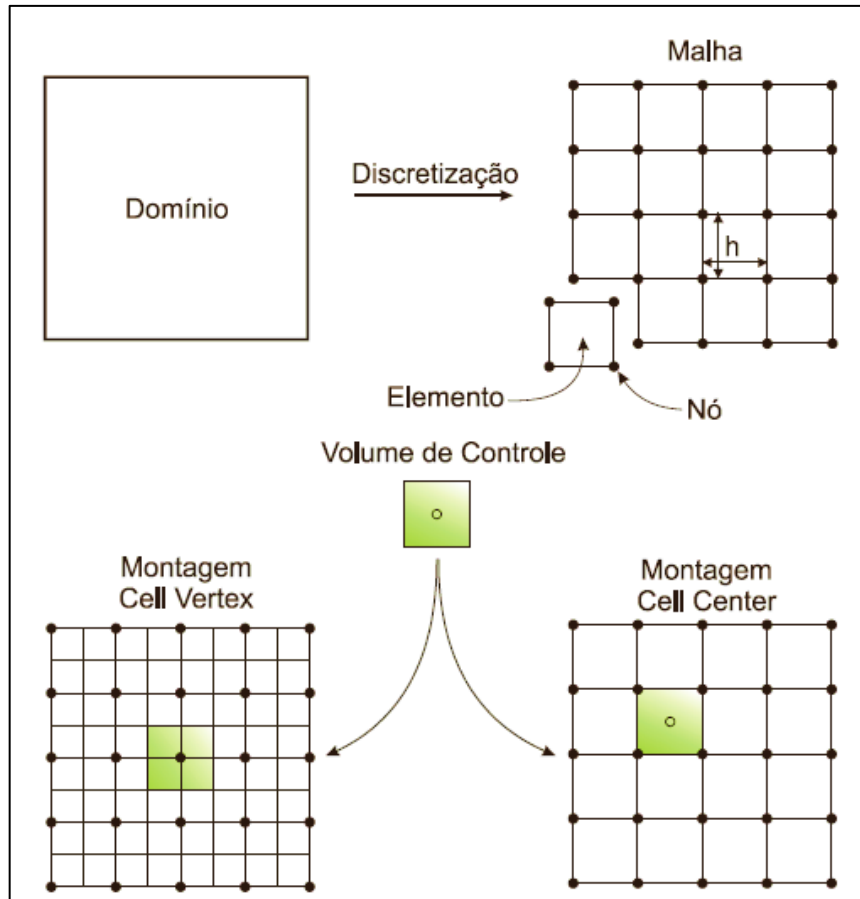


FIGURA 2.33 - Exemplo bidimensional da discretização de um domínio e os esquemas de montagem dos volumes de controle.
 FONTE: REZENDE, 2008

Em uma malha não estruturada a divisão ocorre da mesma forma, e é representado pela FIGURA 2.34. Observe que há uma malha formada por quatro elementos – três triangulares e um quadrangular, e seis nós. Define-se o baricentro de cada elemento (círculo aberto) e então divide-se o elemento em sub-regiões: os sub-volumes de controle iguais em número ao número de nós que definem o elemento, portanto, elementos triangulares possuem três sub-volumes; quadrangulares, quatro; e assim por diante. Assim quando um nó pertence a vários sub-volumes, estes formam um volume de controle em torno do nó. (REZENDE, 2008)

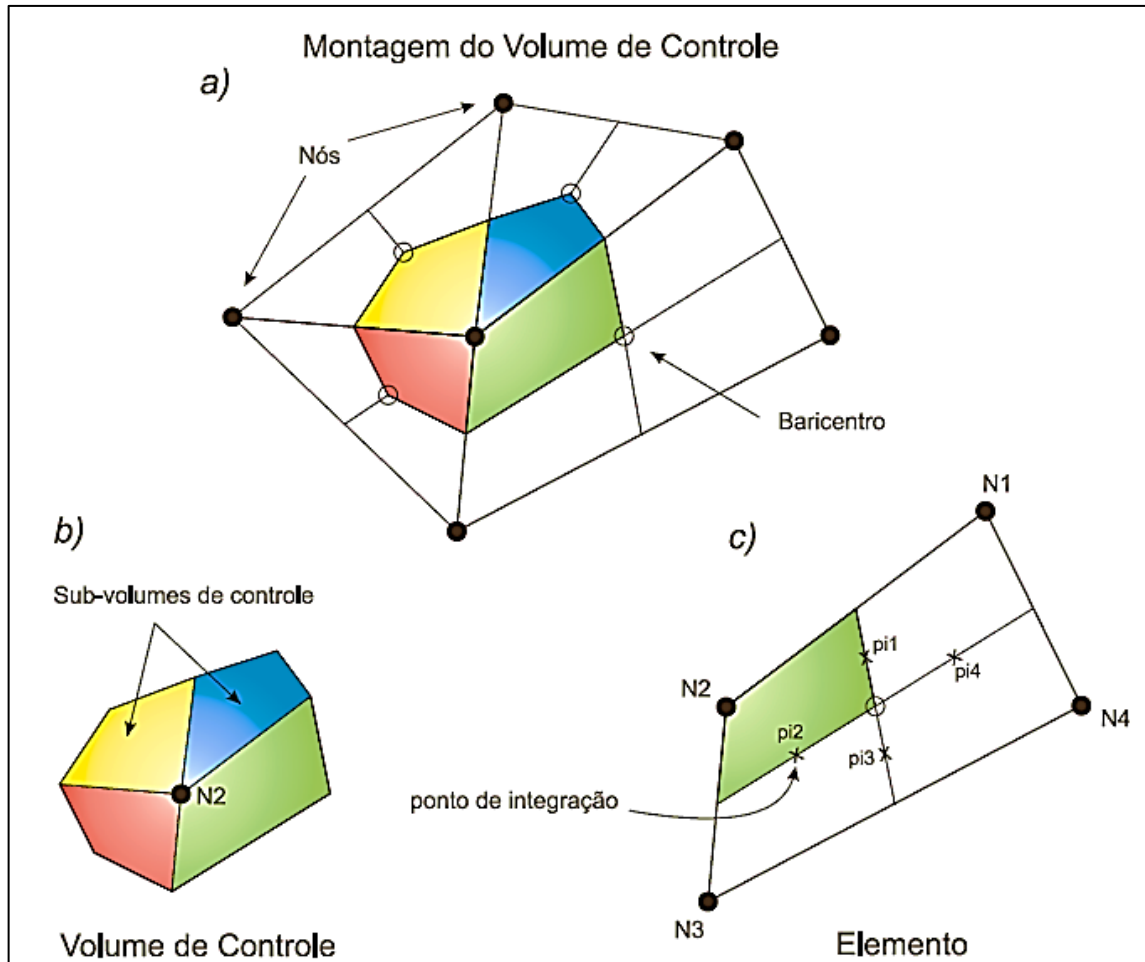


FIGURA 2.34 - Volume de controle. Em a) exemplo de montagem do volume de controle a partir de elementos triangulares e quadrangular. b) detalhe do volume de controle resultante. c) detalhe de um elemento quadrangular mostrando seus pontos de integração, nós e sub-volumes de controle. FONTE: REZENDE, 2008

Este método EbFVM então trás em si uma vantagem em relação ao método de volumes finitos clássico: Observe na FIGURA 2.33, para o caso 2D, a montagem *cell center* permite que se avalie o fluxo em quatro faces com quatro pontos de integração, enquanto o *cell vertex* faz isso em oito faces com oito pontos de integração. Além disso, a área das faces é menor, e uma integração em uma área menor, e uma integração em área menor é muito mais representativa do valor médio do fluxo desta face, portanto, mais preciso. (REZENDE, 2008)

Para analisar a representatividade da solução numérica é necessário avaliar ainda os seguintes conceitos, listados abaixo (FERZIPER *et al*, 1996; VERSTEEG E MALALASEKERA, 1995):

- **Consistência:** a consistência de uma solução é verificada através da diferença entre a equação discretizada e a exata, através do erro de truncamento. Essas diferenças

tendem a desaparecer à medida que espaço da malha ou elemento de volume finito tender a zero;

- **Estabilidade:** o método de solução numérica é estável se não houver aumento dos erros ao longo do processo de solução numérica, ou seja, se os resultados não divergirem;
- **Convergência:** é a propriedade de um método numérico de produzir uma solução que se aproxima da solução exata das equações diferenciais, quando o espaçamento da malha ou o tamanho elemento de volume tender a zero. Um método pode atingir uma solução convergente, mas a solução pode ser dependente da malha, isto é, se a malha mudar a solução muda. Entretanto, existe um tamanho malha mínimo a partir do qual a solução pode ser considerada independente dela;
- **Conservação:** um método iterativo pode convergir para uma solução de duas formas: quando o critério de convergência dos resíduos das equações ou quando atingir um critério de convergência baseado no fechamento do balanço das equações de conservação simuladas;
- **Precisão:** Existem três tipos de erro nas soluções numéricas de problemas de escoamento de fluidos: os erros de modelagem, introduzidos na solução por meio das suposições realizadas nas derivações das equações de transporte, pela simplificação da geometria, do domínio e das condições de contorno; erros de discretização, introduzidos na solução por aproximações do sistema de equações discretizadas; erros de convergência, que são calculados pela diferença entre as soluções iterativas e exatas dos sistemas de equações algébricas. É essencial controlar e estimar erros de convergência e discretização antes de julgar a validade dos modelos de fenômenos físicos;
- **Viabilidade da solução:** deve-se ter modelos projetados especificamente para resolução de alguns fenômenos muito complexos como, por exemplo, para turbulência, combustão, e escoamento multifásico, a fim de que os resultados tenham significado físico, e alcancem soluções convergentes.

3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo é apresentada a modelagem matemática aplicada para a realização dos experimentos numéricos. Nela, abordam-se as equações que governam o fenômeno da fluidodinâmica de escoamentos reativos, supersônicos e interações com paredes. Apresenta-se, ainda, um estudo revisado sobre o fenômeno da turbulência e a particularidade de um modelo adaptado para escoamentos supersônicos a altas temperaturas.

Discutir-se-á também a metodologia e critérios utilizados na execução e análise de convergência do problema.

3.1. Discretização das equações

O processo da discretização passa pela integração das equações diferenciais em sua forma conservativa sobre o volume de controle. Com base no Teorema de Gauss, algumas integrais de volume podem ser representadas como integrais de superfície, no caso, a superfície do volume de controle. Assim, faz-se o balanço da conservação de diversas grandezas como: da massa, quantidade de movimento, energia, espécies químicas, etc... Assim o escalar passivo representa qualquer outra necessidade de balanço em um volume de controle.

Desenvolvendo-se os princípios de conservação de massa, chega-se à equação da conservação de massa ou da equação da continuidade. A segunda lei de Newton fornece os subsídios necessários para se chegar à equação e conservação de quantidade de movimento. Por último, deriva-se a primeira lei da termodinâmica para que se possa estabelecer a equação de conservação de energia. No caso particular de escoamentos compressíveis, considera-se também a equação de estado ($P = \rho RT$). (VASCONCELOS, 2011)

A equação (3.1) da conservação de massa:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0 \quad 3.1$$

A equação (3.2) da conservação da quantidade de movimento:

$$\frac{\partial(\rho U_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j U_i)}{\partial x_j} = -\frac{P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_{U_i} \quad 3.2$$

A equação (3.3) da escalar passiva.

$$\frac{\partial(\rho \Phi)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \Phi)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_{eff} \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right) \right] + S_{\Phi} \quad 3.3$$

Integrando-se o volume de controle e considerando que a região de integração não muda com o tempo, por Gauss e Leibniz obtêm-se as equações 3.4, 3.5 e 3.6. (REZENDE, 2008)

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV + \int_S \rho U_j dn_j = 0 \quad 3.4$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho U_i dV + \int_S \rho U_i U_j dn_j = - \int_S P dn_j + \int_S \mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) dn_j + \int_V S_{U_i} dV \quad 3.5$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \Phi dV + \int_S \rho U_i \Phi dn_j = \int_S \Gamma_{eff} \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right) dn_j + \int_V S_{\Phi} dV \quad 3.6$$

Onde V representa o volume de integração, S a superfície de integração e dn_j a componente diferencial de superfície orientada de acordo com o vetor normal unitário à superfície apontando para fora. Estas integrais representam o somatório dos fluxos que atravessam cada uma das superfícies do volume de controle, ndS . (REZENDE, 2008)

Os termos volumétricos (acúmulo e fontes) são aproximados de forma discreta pelos seus valores específicos em cada sub-volume de controle, enquanto os fluxos são aproximados sobre cada elemento diferencial de superfície sobre o ponto de integração (pi), sendo este valor considerado representativo da média dos fluxos que atravessam o elemento diferencial de superfície. As integrais então representam o somatório de todas estas contribuições. A discretização temporal usa uma aproximação de Euler regressiva de 1ª ordem. Apesar desta formulação implícita ser robusta, conservativa e estável, é uma aproximação de um acentuado gradiente na coordenada de tempo, como o que ocorre de forma muito semelhante a funções de interpolação *upwind* de 1ª ordem dos termos advectivos. Uma aproximação de 2ª ordem

(*high resolution*) debela difusão numérica e está sujeita a oscilações numéricas, o que pode criar resultados não físicos. Pode-se ganhar em precisão, porém perde-se em estabilidade. A equação 3.7, representa esta situação, onde o superescrito ⁰ representa o nível de tempo anterior. (REZENDE, 2008)

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \Phi dV \approx \frac{V}{\Delta t} \left[\frac{3}{2} (\rho \Phi) - 2 (\rho \Phi)^0 + \frac{1}{2} (\rho \Phi)^{00} \right] \quad 3.7$$

O uso de passos de tempo e malhas com espaçamento adequado é que são responsáveis pela estabilidade do problema.

Nas fronteiras do volume de controle, a variação da propriedade é interpolada através da expansão de Taylor, (ou outras formas melhor descritas por MALISKA, 2004), ou funções de forma. Funções de forma ou função de peso são funções que descrevem como uma determinada propriedade varia dentro de cada elemento, sendo contínuas e diferenciáveis dentro do mesmo. Elas são escritas em função do sistema de referência local do elemento. As funções podem ser de vários tipos, com uma literatura vasta sobre o assunto. No manual do *software* Ansys CFX[®] explicitas as funções que são utilizadas pelo *software*, sendo essas trilineares e que dependem da forma geométrica dos elementos utilizados. (REZENDE, 2008)

3.2. Modelagem da turbulência

A maioria dos escoamentos encontrados em aplicações práticas de engenharia e na natureza possui altos números de Reynolds, apresentando comportamento de natureza turbulenta. Os escoamentos compressíveis, por apresentarem altas velocidades, também são caracterizados como de natureza turbulenta. (VERSTEEG E MALALASEKERA, 1995)

Não há uma definição de turbulência, mas podem-se identificar algumas características dos escoamentos denominados turbulentos, como: Irregularidade, Difusividade, Vórtices e Mistura.

A modelagem obtida através de modelos de turbulência, que é baseada nas propriedades médias do escoamento ou das maiores escalas de turbulência, pode gerar as principais informações da turbulência envolvida. Com isso, o procedimento de solução numérica se

torna mais viável, do ponto de vista computacional, para a solução de sistemas de escoamentos mais complexos.

Quando se realiza o tratamento de escalas de tempo maiores que as escalas das flutuações turbulentas, a turbulência exibe propriedades médias. Essa característica permite a utilização do conceito de tensão de Reynolds (Reynolds, 1895) para a solução deste tipo de casos, que englobam a maioria dos problemas de escoamentos industriais. Essa abordagem consiste na definição de qualquer propriedade do escoamento através da soma de uma quantidade média e outra de flutuação turbulenta, conforme equação 3.8, sendo o ponto de partida para os modelos de turbulência: (CFX Theory, 2011)

$$\Phi = \bar{\Phi} + \Phi' \quad 3.8$$

Onde, Φ é o valor da variável em um instante t , $\bar{\Phi}$ é a sua média temporal e Φ' é a flutuação turbulenta num dado instante de t . Decompondo a velocidade (equação 3.9), na forma vetorial, pelo mesmo procedimento:

$$v = \bar{v} + v' \quad 3.9$$

Onde \bar{v} é o valor médio da velocidade calculado sobre um grande número de flutuações, conforme equação 3.10. Essas flutuações devem ser obtidas num período de tempo pequeno o suficiente para captar as mudanças na função, mas grande o suficiente para se captar os períodos das flutuações. Deste modo, a média temporal da velocidade será dada por:

$$\bar{v} = \frac{1}{t_0} \int_{t-t_0/2}^{t+t_0/2} v(s) ds \quad 3.10$$

Na FIGURA 3.1, é exibida uma curva que ilustra o comportamento da flutuação da velocidade em um escoamento turbulento.

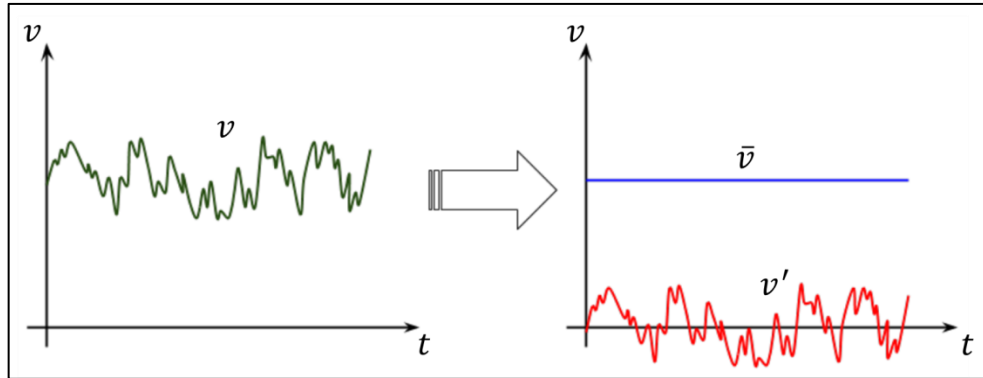


FIGURA 3.1 - Sinal turbulento decomposto.
 FONTE: adaptado de CFX theory, 2011

Tomando-se a média temporal das equações da continuidade, da quantidade de movimento (conhecidas também por RANS – *Reynolds Averaged Navier-Stokes*), e do transporte escalar, ocorrendo num elemento de fluido obtêm-se as equações da continuidade e quantidade de movimento. (CFX Theory, 2011)

A equação 3.11 apresenta a equação da continuidade com a média de Reynolds.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_j) = 0 \quad 3.11$$

Onde o primeiro termo representa a mudança da massa específica no tempo e o segundo representa o transporte líquido convectivo de massa através das fronteiras do volume de controle infinitesimal considerado. A variável ρ representa a massa específica do fluido.

A equação 3.12 apresenta a equação da quantidade de movimento com a média de Reynolds.

$$\rho \frac{\partial (\bar{u}_i)}{\partial t} + \rho \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}_i}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} + \rho \overline{u_j' u_i'}) + S_M \quad 3.12$$

Onde τ_{ij} é o tensor viscosidade (ou tensor específico de Reynolds), conforme apresentado na equação 3.13.

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad 3.13$$

Cabe salientar que nenhuma simplificação foi realizada para obter a equação 3.12, apenas aplicado à decomposição de Reynolds e manipular as equações fundamentais de maneira a obter solução para as médias de velocidade e pressão, porém surgiu-se um termo adicional ($-\rho \overline{u_j' u_i'}$) o qual não foi possível desacoplar a variável flutuante.

O termo adicional representa a média no tempo das tensões causadas pelas flutuações turbulentas no escoamento. Esse termo é conhecido como tensor de tensões turbulentas de Reynolds, ou simplesmente, tensor de Reynolds. O aparecimento desse termo traz, para o problema da solução dos campos médios, seis incógnitas adicionais envolvendo produtos e flutuações (seis porque o tensor é simétrico) para as quais não se tem equações adicionais para a solução. Ou seja, temos mais incógnitas do que equações, o sistema não está fechado, o que necessita de modelos de turbulência para resolver. (CFX Theory, 2011)

Boussinesq (1877) propõe que a tensão turbulenta seja representada por um modelo similar a tensão de origem molecular, sendo assim o termo $\rho \overline{u_j' u_i'}$, o qual possui seis incógnitas pode ser reduzido para apenas uma, conforme a equação 3.14. A hipótese de Boussinesq foi generalizada por Kolmogorov (1942) e atualmente é amplamente utilizada em modelagem de escoamentos turbulentos. (CFX Theory, 2011)

$$\tau'_{ij} = \rho \overline{u_j' u_i'} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad 3.14$$

Logo a equação do balanço da quantidade de movimento linear com a média de Reynolds e hipótese de Boussinesq é escrito conforme a equação 3.15.

$$\rho \frac{\partial (\bar{u}_i)}{\partial t} + \rho \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = - \frac{\partial \bar{P}_i}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right) + S_M \quad 3.15$$

Outro autor que contribuiu para a modelagem da turbulência foi Prandtl (1925) o qual introduz o modelo de comprimento de mistura e uma maneira direta de se calcular a viscosidade turbulenta. O qual é possível modelar o termo μ_t (viscosidade turbulenta) conforme a equação 3.16. (CFX Theory, 2011)

$$\mu_t = \frac{1}{2} \rho l_{mistura} v_{mistura} \quad 3.16$$

Os modelos de turbulência baseado em duas equações ($k\varepsilon$, $k\omega$ e SST) utilizam como base o desenvolvimento do equacionamento a solução para esta equação. Com a energia cinética turbulenta, é possível aproximar o termo da viscosidade turbulenta através da equação 3.17.

$$\mu_t = constante \cdot \rho k l \quad 3.17$$

Onde k é a energia cinética turbulenta. O fechamento das equações consiste em se ter uma quantidade de equações igual ao número de variáveis desconhecidas. As equações diferenciais utilizadas para fechar o sistema definem o tipo de modelo de turbulência.

As informações fornecidas nas próximas seções irão abranger os modelos de turbulência diferenciais de duas equações: $k\varepsilon$, $k\omega$ e SST (o qual é um modelo híbrido dos outros dois).

3.2.1. Modelo $k\varepsilon$

É um modelo muito importante e um dos mais utilizados em problemas de engenharia, por ser bastante estável e robusto numericamente. O modelo apresenta vantagens por ser um modelo simples que necessita somente de condições iniciais e de contorno para sua aplicação. Possui um excelente desempenho na maioria dos escoamentos relevantes na indústria, e, além disso, é o modelo mais validado com dados experimentais e industriais. (VERSTEEG E MALALASEKERA, 1995)

Este modelo, desenvolvido LAUNDER E SPALDING (1974), quantifica os efeitos da turbulência através da inclusão de duas novas equações diferenciais para as variáveis de energia cinética turbulenta κ e de dissipação de energia turbulenta ε . A energia cinética turbulenta é o ponto de partida deste modelo, e é definida em relação às flutuações das componentes da velocidade, como pode ser visto na equação 3.18. A dissipação de energia turbulenta é uma variável que aparece como termo de destruição na equação do transporte da dissipação (equação 3.19). Estas são as principais equações do modelo $k\varepsilon$, e sua dedução pode ser encontrada em VERSTEEG E MALALASEKERA (1995) e (VASCONCELOS, 2011).

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_j k}{\partial x_j} = \tau'_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \rho \varepsilon \quad 3.18$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_j \varepsilon}{\partial x_j} = C_{\varepsilon 1} \tau'_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \frac{\varepsilon}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad 3.19$$

A viscosidade turbulenta que é definida em relação a uma escala de comprimento, representativas das grandes escalas da turbulência, que são definidas em função dos parâmetros k e ε , conforme equação 3.20.

$$\mu_t = \rho C_\mu (k^2 / \varepsilon) \quad 3.20$$

As constantes presentes nas equações anteriores são utilizadas como padrão pelo *software* Ansys CFX[®], conforme apresentado na QUADRO 3.1.

QUADRO 3.1 - Variáveis utilizadas no modelo $k\varepsilon$

Variáveis	$C_{\varepsilon 1}$	$C_{\varepsilon 2}$	σ_k	σ_ε	C_μ
Faixa de Valores	1,44	1,92	1,00	1,30	0,09

FONTE: VERSTEEG E MALALASEKERA, 1995

Considera-se uma turbulência isotrópica, sendo impróprio para a simulação de escoamentos circulares mais complexos (com anisotropia), já que superestima a tensão turbulenta, prevendo de forma errada as velocidades tangenciais e axiais de um escoamento. Com isso, pode apresentar um baixo desempenho para os seguintes cenários (GOMEZ, 2008):

- Escoamento na presença de curvatura de linhas de corrente;
- Escoamento sob a ação de gradientes de pressão muito grandes;
- Escoamentos com regiões de separação;
- Jatos;
- Escoamentos sob ação de campos de forças.

Observa-se que o modelo $k\varepsilon$ padrão não é recomendado para dois elementos que estão presentes no escoamento deste trabalho, que são: escoamento sob a ação de gradientes de

pressão muito grandes e jatos. Sendo assim, para resolver um problema transônico é necessário adaptar o modelo $k\varepsilon$ padrão para um modelo que seja adequado a situações de grandes gradientes de pressão (transônico), temperatura e velocidade. A próxima seção apresenta o equacionamento da adaptação do modelo $k\varepsilon$.

3.2.2. Adaptação do modelo de turbulência para jatos supersônicos quentes

Quando se está modelando escoamentos supersônicos, o modelo $k\varepsilon$ padrão não possui precisão para reproduzir os efeitos da compressibilidade. Desta forma, as constantes presente no modelo padrão foram obtidas para escoamentos subsônicos e assim, não representam escoamentos supersônicos. Portanto, diferentes modificações são propostas para resolver escoamentos compressíveis. HEINZ (2003) propôs um modelo que modificasse a constante da viscosidade turbulenta presente na equação 3.20.

$$C_\mu = 0,07 \exp(-0,4M_t) \quad 3.21$$

$$M_t = \frac{|S|l}{c} \quad 3.22$$

Onde, $|S|$ = taxa de cisalhamento média

l = escala de comprimento turbulento

c = velocidade do som

Esta correção obteve bons resultados para jatos supersônicos com a mesma temperatura do ambiente, ao utiliza-la para jatos com temperaturas diferentes do ambiente, houve grandes divergências.

ABDOL-HAMID *et al* (2004) realizou um trabalho então o qual um jato supersônico quente fosse então inserido em uma atmosfera fria, obtendo os melhores resultados quando comparado a outros modelo, conforme pode-se ver em seu trabalho. Já ALAM *et al* (2010) realizou um estudo com o jato supersônico frio entrando em um ambiente quente, modificando apenas as constantes do modelo de ABDOL-HAMID *et al* (2004).

Assim como HEINZ (2003), ABDOL-HAMID *et al* (2004) propôs uma modificação no termo C_μ para contabilizar os efeitos de flutuação de temperatura elevada. Dados experimentais de

temperatura total de escoamentos de bocais supersônicos axissimétricos, previamente estudados, foram utilizados para derivar as equações e coeficientes da modificação.

Acrescentou-se ao termo da constante da viscosidade turbulenta um termo de correção para a temperatura total, conforme equações 3.23 e 3.24.

$$C_\mu = 0.09C_t \quad 3.23$$

$$C_t = \left[1 + \frac{C_1 T_g^m}{1 + C_2 f(Ma_t)} \right] \quad 3.24$$

Sendo as constantes C_1 , C_2 e m , são dependentes de cada caso de escoamento supersônico. ABDOL-HAMID *et al* (2004) e ALAM *et al* (2010), sugerem valores diferentes, conforme apresentado no QUADRO 3.2. No presente trabalho utilizou os valores sugeridos por ALAM *et al* (2010), pois estes apresentaram maior consistência matemática dos resultados.

QUADRO 3.2 - Variáveis utilizadas no modelo $k\varepsilon$ adaptado para jatos supersônicos

Variáveis	C_1	C_2	m
ALAM <i>et al</i> , 2010	1,2	1,0	0,6
ABDOL-HAMID <i>et al</i> , 2004	24,33	24,33	3,00

FONTE: ALAM *et al*, 2010 e ABDOL-HAMID *et al*, 2004

A função T_g pode ser estimada pela equação 3.25. Observa-se que é o tempo dependente do gradiente da Temperatura total (T_{tot}), normalizados pelas escalas de comprimento da turbulência local, conforme equação 3.26.

$$T_g = \nabla(T_{tot})(k^{3/2}/\varepsilon)/T_{tot} \quad 3.25$$

$$\nabla(T_{tot}) = \sqrt{\left(\frac{\partial T_{tot}}{\partial x_i}\right)^2} \quad 3.26$$

E ainda a função relacionada ao número de Mach do escoamento, onde determina a presença o limite de compressibilidade do escoamento, através das equações 3.27 e 3.28.

$$f(M_t) = (M_t^2 - M_{t,0}^2)H(M_t - M_{t,0}) \quad 3.27$$

$$M_t = \frac{\sqrt{2k}}{c} \quad 3.28$$

Quando, $f(M_t) = 0$ não há correção para a compressibilidade e a função degrau $H(x)$, sendo $M_{t,0} = 0.1$, que determina o início da compressibilidade do escoamento.

SAEGELER *et al* (2012) sugere a aplicação desta modificação ao modelo SST, a fim de se obter melhores aproximações próximas à parede. Para tal sugere que alguns termos das equações 3.25, sejam adequados ao modelo SST, conforme apresentado na equação 3.29. Sendo o termo de dissipação da energia cinética turbulenta conforme a equação 3.30.

$$T_g = \nabla(T_t)(k^{1/2}/(\beta * \omega))/T_t \quad 3.29$$

$$\varepsilon = \beta * k\omega \quad 3.30$$

A viscosidade turbulenta adaptada é calculada pela equação 3.31.

$$\mu_t = \frac{C_t \rho a_1 \varepsilon}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad 3.31$$

No entanto, a equação 3.31, sendo necessários alguns ajustes na equação de dissipação padrão do modelo SST, conforme a equação 3.32.

$$\begin{aligned} \frac{D(\rho\omega)}{Dt} = & k_2 \frac{\rho}{\mu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} C_t - \rho \beta_2 \omega^2 + \rho \beta^* \omega^2 M_t^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\bar{\mu} + \sigma_{\omega 2} \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] \\ & + 2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{C_t}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad 3.32$$

Em seu trabalho SAEGELER *et al* (2012) comparou e constatou que a adaptação realizada no modelo SST apresenta melhor acurácia, em relação ao Modelo de ABDOL-HAMID *et al* (2004), devido as adequações da camada limite do escoamento. No entanto, devido à

limitação de se adequar equações base em *softwares* comerciais, com o Ansys CFX[®], o modelo de ABDUL-HAMID *et al* (2004) foi adotado neste trabalho.

3.3. Modelagem de escoamentos reativos

Praticamente todos os escoamentos industriais apresentam reações químicas (ex: corrosão de um duto, combustão, catalisação, etc...), no entanto, considera-se a reação em dinâmica dos fluidos computacional quando estas provocam mudanças consideráveis nos campos característicos do escoamento. As reações químicas podem ser de combustão, polimerização, acidificação e gaseificação. (BACCHI, 2011)

Dentre todos os escoamentos reativos, a combustão é a mais estudada e conseqüentemente a que apresenta a maior quantidade de modelos, devido ao seu caráter peculiar e por apresentar um maior número de aplicações industriais dentre os escoamentos reativos. A combustão pode ser resumida como uma seqüência de reações químicas exotérmicas entre um combustível e um oxidante, na fase gasosa, acompanhado da liberação de calor e conversão de espécies químicas. Dois termos importantes no estudo da combustão é a chama e a frente de chama. A chama é a parte de gases quentes visível, que emite calor. Frente de chama ou zona de reação é uma pequena região onde ocorrem reações químicas. (BACCHI, 2011)

Para modelar a combustão em CFD é preciso compreender como o combustível e o oxidante se dispõe no domínio. Três formas básicas da chama são possíveis de se estudar em *softwares* CFD, que são: Chama sem pré-mistura, Chama pré-misturada e Chama parcialmente pré-misturada.

3.3.1. Chamas sem pré-mistura

A chama sem pré-mistura ocorre quando o combustível e o oxidante entram na zona de reação através de fluxos separados. A FIGURA 3.2 apresenta uma ilustração para esta situação. (FLUENT Theory, 2011)

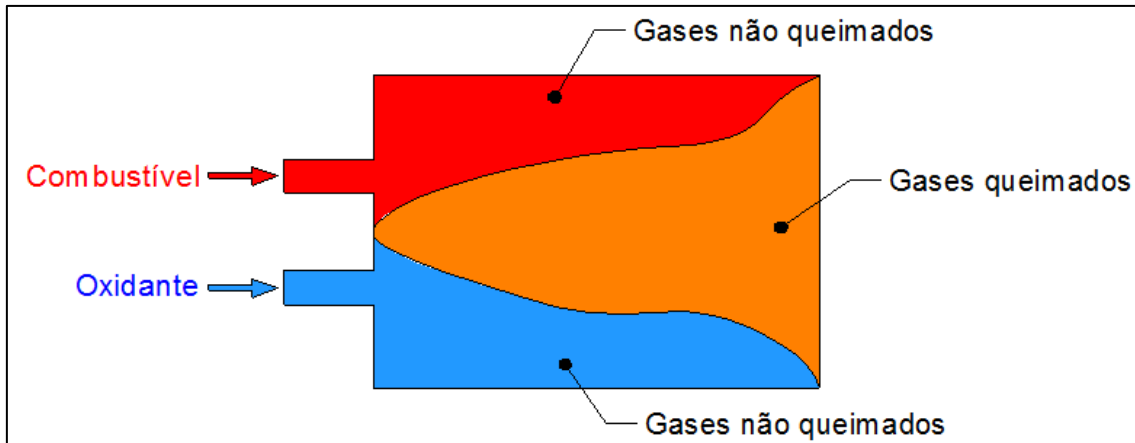


FIGURA 3.2 - Ilustração de uma chama sem pré-mistura
 FONTE: Adaptado de BACHI, 2011

A formulação para este caso pode ser reduzida à um conceito básico de fração de mistura (Z), ou seja, a medida que o combustível e o oxidante se mistura acontece a combustão. (FLUENT Theory, 2011)

Em 1928, Burke e Schumann apresentaram um modelo simplificado para o processo de combustão difusiva, também conhecido como superfície de chama; Este modelo utiliza a hipótese de química rápida, permitindo que a concentração das espécies e energia possam ser escritas como funções lineares da fração de mistura (Z), que é a razão da fração mássica de combustível pela fração mássica da soma de combustível e oxidante, a qual pode ser calculada pela equação 3.33. (PETERS, 2004)

$$Z = \frac{Y_F}{Y_O + Y_F} \quad 3.33$$

Sendo, Y_F é a fração mássica de combustível e Y_O a fração mássica de oxidante.

Assumindo difusividades e calores específicos médios da mistura para todas as espécies químicas a equação da conservação da fração de mistura pode ser derivada somando todas as equações de conservação das espécies ($D_i = D$), a equação do balanço das frações mássicas dos elementos químicos, é conforme a equação 3.34. (CFX theory, 2011)

$$\frac{\partial(\rho Z)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho Z)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho D \frac{\partial(Z)}{\partial x_j} \right) \quad 3.34$$

A iso-superfície $Z = Z_{st}$ determina a localização da estequiometria da mistura. Assim, é possível calcular Y_F e Y_O , através das equações 3.35 e 3.36, sendo possível plotar o gráfico da FIGURA 3.3, para a solução de Burke-Schumann. (CFX theory, 2011)

$$Y_F = Y_{F,1} \frac{Z - Z_{st}}{1 - Z_{st}}, \quad Y_O = 0 \text{ para } Z \geq Z_{st} \quad 3.35$$

$$Y_O = Y_{O,2} \left(1 - \frac{Z}{Z_{st}}\right), \quad Y_F = 0 \text{ para } Z \leq Z_{st} \quad 3.36$$

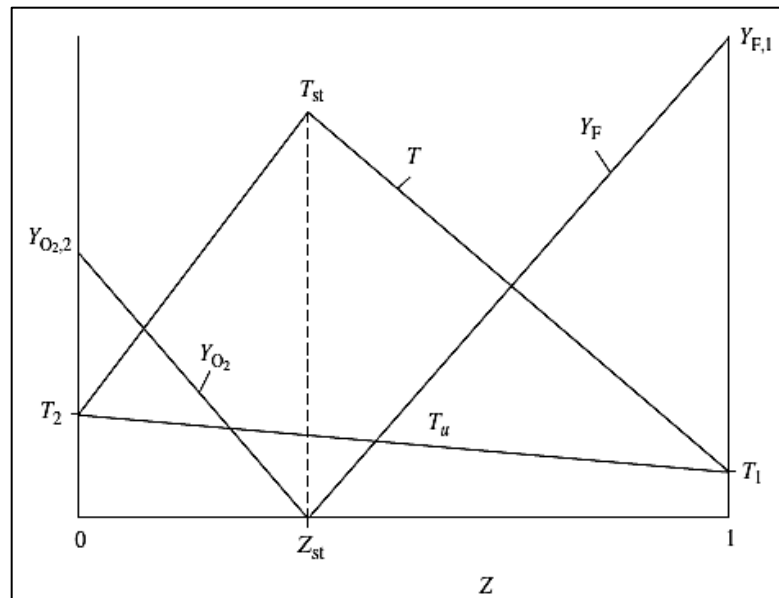


FIGURA 3.3 - Solução de Burke-Schumann para a fração de mistura.
FONTE: PETERS, 2004.

Este gráfico calculado considerando equilíbrio químico pode ser visto na FIGURA 3.4 para a mistura Ar-CH4.

A equação que resolve a média de Favre da fração de mistura em um escoamento turbulento é apresentada pela equação 3.37. Já a informação estatística da variância da fração de mistura é apresentada pela equação 3.38, o qual possui estrutura muito próxima da equação da média de Favre da fração de mistura, porém adicionada de mais dois termos à direita, os quais correspondem a produção e a dissipação da variância, respectivamente. (CFX theory, 2011)

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{Z})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{Z})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\bar{\mu} + \frac{\mu_t}{\sigma_Z} \right) \frac{\partial \tilde{Z}}{\partial x_j} \right\} \quad 3.37$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{Z}''^2)}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Z}''^2)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\bar{\mu} + \frac{\mu_t}{\sigma_{\tilde{Z}''^2}} \right) \frac{\partial \tilde{Z}''^2}{\partial x_j} \right\} + 2 \frac{\mu_t}{\sigma_Z} \left(\frac{\partial \tilde{Z}}{\partial x_j} \right)^2 - \bar{\rho} \tilde{\chi} \quad 3.38$$

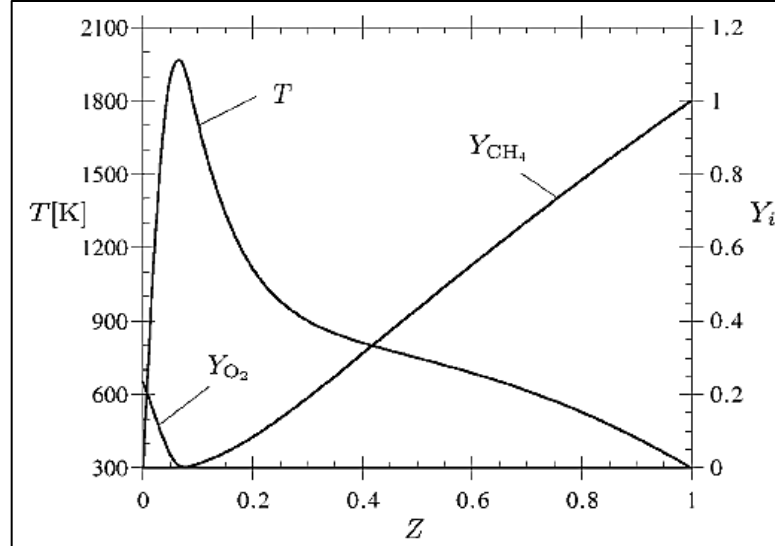


FIGURA 3.4 - A solução por equilíbrio químico da combustão Ar-CH₄ em função da fração de mistura.

FONTE: PETERS, 2004

Em escoamentos turbulentos, a taxa da dissipação escalar (χ) é calculada empiricamente pela equação 3.39, o qual inclui os efeitos da tensão e flutuações da fração de mistura, como padrão o *software* Ansys CFX[®] utiliza as constantes conforme apresentado no QUADRO 3.3. (CFX theory, 2011)

$$\tilde{\chi} = C_\chi \frac{\tilde{\epsilon}}{\bar{k}} \tilde{Z}''^2 \quad 3.39$$

QUADRO 3.3 - Constantes utilizadas na equação de dissipação escalar

Variáveis	σ_Z	$\sigma_{\tilde{Z}''^2}$	C_χ
Faixa de Valores	0,9	0,9	2,0

FONTE: CFX Theory, 2011

A composição média do fluido no escoamento é calculada através da função apresentada pela equação 3.40, a qual é uma função da fração de mistura, da variância da fração de mistura e da taxa de dissipação escalar. Com estes valores, realiza-se uma busca em uma biblioteca PDF (função de distribuição de probabilidade da chama), a qual fornecerá os valores médios de fração mássica das espécies. A biblioteca é calculada, considerando equilíbrio químico,

previamente através do *software* CFX-RIF, para cada par combustível/oxidante, a um dado nível de pressão, temperatura de entrada e fração de mistura. (CFX theory, 2011)

$$\tilde{Y}_i = \tilde{Y}_i(\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2, \tilde{\chi}_{st}) = \int_0^1 Y_i(Z, \tilde{\chi}_{st}) \cdot P_{\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2}(Z) \partial Z \quad 3.40$$

Sendo, a função $P_{\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2}(Z)$ no *software* Ansys CFX[®] calculada considerando ser uma função beta-PDF (função de probabilidade), conforme apresentado pela equação 3.41, 3.42 e 3.43.

$$P_{\tilde{Z}, \tilde{Z}''^2}(Z) = \frac{Z^{a-1}(1-Z)^{b-1}}{\int_0^1 \psi^{a-1}(1-\psi)^{b-1} d\psi} \quad 3.41$$

$$a = \tilde{Z} \left(\frac{Z(1-\tilde{Z})}{\tilde{Z}''^2} - 1 \right) \quad 3.42$$

$$b = (1-\tilde{Z}) \left(\frac{Z(1-\tilde{Z})}{\tilde{Z}''^2} - 1 \right) \quad 3.43$$

O modelo de Burke e Schumann, descrito acima, pode ser usado para chamas difusivas (sem pré-mistura). (CFX theory, 2011)

3.3.2. Chamas pré-misturadas

Outra formulação básica são as chamas pré-misturadas, onde o oxidante e o combustível entram no domínio através do mesmo fluxo, já misturados a nível molecular. A reação de combustão é mais difícil de ser modelada computacionalmente, pois é necessário conhecer maiores detalhes a cerca da combustão, apresenta-se para solução deste problema o conceito de variável de progresso da reação (c). A FIGURA 3.5 apresenta uma ilustração da combustão de chamas pré-misturadas. (Fluent THEORY, 2011)

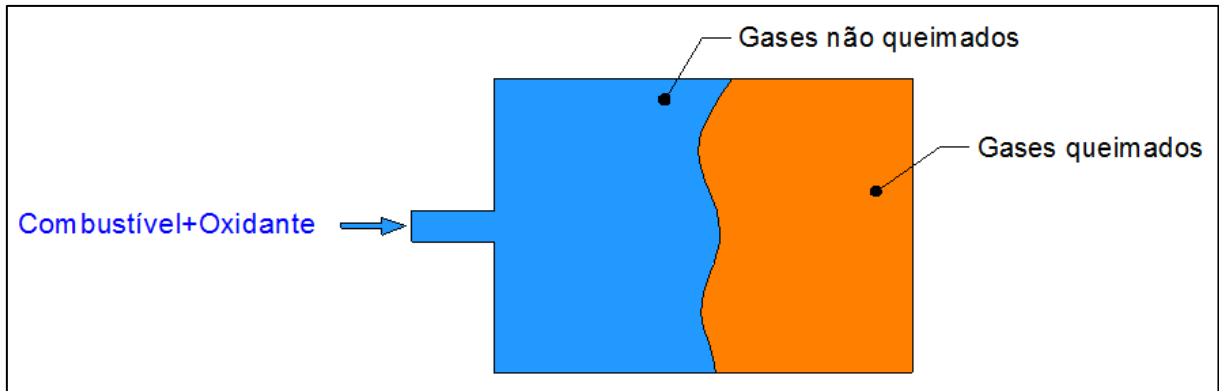


FIGURA 3.5 - Ilustração de uma chama pré-misturada
 FONTE: Adaptado de BACHI, 2011

O progresso da reação é indicado pela variável, c , onde $c = 0$ corresponde aos gases não queimados e $c = 1$ aos gases completamente queimados, e a variação entre 0 a 1 corresponde ao progresso da reação. Logo, a média da variável do progresso da reação, \tilde{c} , é a probabilidade instantânea e local que o gás tenha reagido, assim calcula-se a composição química do gás através da equação 3.44.

$$\tilde{Y}_i = (1 - \tilde{c})\tilde{Y}_{i,n\grave{a}o\ queimado} + \tilde{c}\tilde{Y}_{i,queimado} \quad 3.44$$

A variável do progresso da reação é calculado resolvendo a equação de transporte 3.45.

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{c})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{x}_j\tilde{c})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\rho}D + \frac{\mu_t}{\sigma_c} \right) \frac{\partial \tilde{c}}{\partial x_j} \right] + \bar{\omega}_c \quad 3.45$$

O *software* Ansys CFX[®] utiliza como padrão o número de Schmidt (σ_c) igual a 0.9.

O modelo conhecido por *Turbulent Flame Closure* (TFC) realiza então o fechamento da equação de transporte 3.45, através da equação 3.46. (ZIMONT, 2000)

$$\bar{\omega}_c = \bar{S}_c - \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\bar{\rho}D) \frac{\partial \tilde{c}}{\partial x_j} \right) \quad 3.46$$

Sendo possível calcular \bar{S}_c através da equação 3.47, sendo $\bar{\rho}_u$ a densidade da mistura não queimada. Esta equação também engloba o termo difusivo que realiza a conversão das

espécies pela energia, no entanto o transporte turbulento é um processo convectivo, o qual é modelado utilizando a aproximação do coeficiente de difusão. (ZIMONT, 2000)

$$\bar{S}_c = \bar{\rho}_u S_T |\nabla \tilde{c}| \quad 3.47$$

O termo que completa o modelo é S_T o qual corresponde a velocidade de chama turbulenta, podendo este termo ser quantificado experimentalmente. A modelagem de chama turbulenta foi desenvolvida por diversos pesquisadores, dentre estes existe a correlação de Zimont o qual a equação 3.48 apresenta o fechamento do modelo. (ZIMONT, 2000).

$$S_T = A G u'^{3/4} S_L^{1/2} \lambda_u^{-1/4} l_t^{1/4} \quad 3.48$$

Sendo como padrão $A=0.5$ para a maioria dos gases (0.6 para chama H_2/Ar). O fator de estiramento da chama, G , calculado pela equação 3.49, o qual quantifica a redução na velocidade da chama devido à grande capacidade de dissipação da energia cinética turbulenta. Este efeito é modelado estatisticamente pela dissipação de energia turbulenta, ε , até um valor crítico, ε_{cr} . Para $\varepsilon > \varepsilon_{cr}$, ocorre a extinção dos flamelets e para $\varepsilon < \varepsilon_{cr}$, o efeito de estiramento é extinto completamente.

$$G = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left[-\frac{1}{\sqrt{2}\sigma} \left(\ln \frac{\varepsilon_{cr}}{\varepsilon} \right) + \frac{\sigma}{2} \right] \quad 3.49$$

Sendo, a função $\operatorname{erfc}(x)$, conhecida como função erro complementar o qual é complementar à função erro de Gauss, e $\sigma = \mu_{str} \ln(l_t/\eta)$ é o desvio padrão da distribuição da dissipação de energia turbulenta, ε , com μ_{str} sendo um termo modelado empiricamente ($\mu_{str} = 0.28$, como padrão). (CFX theory, 2011)

O termo λ_u é a difusividade térmica da mistura não queimada. O modelo de fechamento é completado pelas equações 3.50 (modelo do nível de flutuações da velocidade), 3.51 (escala do comprimento turbulento) e 3.52 (escala do comprimento de Kolmogorov). (CFX theory, 2011)

$$u' = \sqrt{\frac{2}{3}k} \quad 3.50$$

$$l_t = \frac{k^{3/2}}{\varepsilon} \quad 3.51$$

$$\eta = \frac{\nu^{3/4}}{\varepsilon^{1/4}} \quad 3.52$$

A taxa de dissipação crítica, ε_{cr} , pode ser calculada por um gradiente de velocidade específico, g_{cr} , e a viscosidade cinemática do fluido, ν , conforme a equação 3.53.

$$\varepsilon_{cr} = 15\nu g_{cr}^2 \quad 3.53$$

Para escoamentos turbulentos o valor de g_{cr} deve ser determinado empiricamente, no entanto para uma turbina a gás queimando a mistura CH_4/Ar , recomenda-se um valor entre 6.000 [s^{-1}] a 10.000 [s^{-1}], sendo o valor de 10.000 [s^{-1}] padrão do *software* Ansys CFX[®]. (CFX Theory, 2011)

O último termo é a velocidade de chama laminar, S_L , o qual está relacionado à mistura oxidante/combustível, e é definida como a velocidade relativa de frente de chama. A velocidade relativa para o fluido queimado será maior proporcional à expansão dos gases, conforme equação 3.54. (CFX Theory, 2011)

$$S_L^{burnt} = S_L \rho_u / \rho_b. \quad 3.54$$

A velocidade da chama laminar é relativa ao combustível, à razão de equivalência, à temperatura de pré-aquecimento e à pressão. Em combustões pré-misturadas a temperatura de pré-aquecimento e a pressão são fatores muito importante, e que estão relacionados à razão de equivalência, ou seja, é necessário definir os limites de inflamabilidade. (CFX Theory, 2011)

A correlação com a razão de equivalência foi desenvolvida por METGHALCHI E KECK (1982), o qual a base é um valores de referencia da velocidade de chama laminar multiplicado pelas dependências de pré-aquecimento e pressão, conforme apresentado pela equação 3.55.

$$S_L = S_L^0 \left(\frac{T_u}{T_{ref}} \right)^\alpha \left(\frac{p}{p_{ref}} \right)^\beta \quad 3.55$$

Os expoentes α e β , são polinômios quadráticos relacionados à dependência da temperatura e pressão, respectivamente, conforme apresentados pelas equações 3.56 e 3.57.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \varphi + \alpha_2 \varphi^2 \quad 3.56$$

$$\beta = \beta_0 + \beta_1 \varphi + \beta_2 \varphi^2 \quad 3.57$$

Para se calcular o valor da velocidade de chama laminar de referencia, S_L^0 , utiliza-se uma função de decaimento quadrático, sendo S_{max}^0 a velocidade de chama laminar máxima, e φ_{max} o correspondente da razão de equivalência, e então referenciados a um coeficiente de decaimento quadrático, C_{decay} , conforme apresentado na equação 3.58. (CFX Theory, 2011)

$$S_L^0 = S_{max}^0 - C_{decay}(\varphi - \varphi_{max}) \quad 3.58$$

A função quadrática possui a validade a uma determinada faixa de razão de equivalência, $\varphi_{flam,inf} \leq \varphi \leq \varphi_{flam,sup}$. Os dados para obtenção da velocidade laminar de chama podem ser obtidos através da literatura.

3.3.3. Chamas parcialmente pré-misturada

As chamas parcialmente pré-misturadas ocorre quando não há uniformidade na mistura combustível-oxidante ou há uma segunda zona de mistura. A FIGURA 3.6 apresenta uma ilustração dessa situação.

Neste caso, a modelagem em CFD é uma combinação da chama sem pré-mistura e da chama pré-misturada, ou seja, os modelos de chama parcialmente pré-misturada resolvem a equação de transporte do progresso da chama (c) para determinar a posição da frente de chama, e também resolvem a equação de transporte da fração de mistura (Z) e sua variância. (FLUENT Theory, 2011)

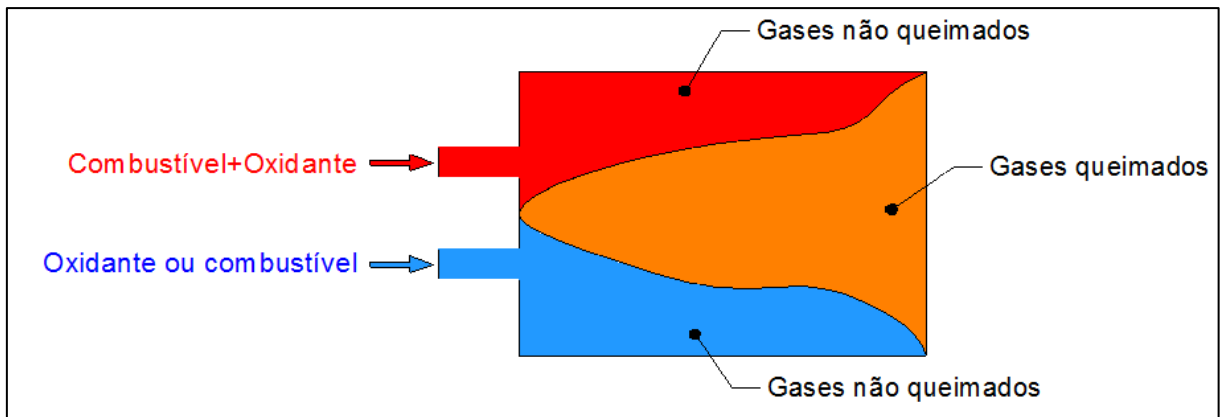


FIGURA 3.6 - Ilustração de uma chama parcialmente pré-misturada
 FONTE: Adaptado de BACCHI, 2011

A densidade ponderada dos escalares médios são calculados por uma função densidade de probabilidade (PDF), a equação 3.59 apresenta o caso para a função da composição química.

$$\tilde{Y}_i = \int_0^1 \int_0^1 Y_i(Z, c) P(Z, c) dZ dc \quad 3.59$$

O modelo de velocidade de queima (BVM – *Burning Velocity Model*) é o modelo parcialmente pré-misturado utilizado pelo *software* Ansys CFX[®].

No presente trabalho o modelo BVM foi utilizado pois trata-se de um escoamento com pré-mistura ou parcialmente pré-misturado. A biblioteca PDF foi gerada pelo *software* CFX-RIF, e os valores de velocidade de chama laminar, ajustados conforme SINGER *et al* (1955) e a dependência de pressão e temperatura conforme MACHADO (2012).

3.4. Incerteza numérica

Os resultados numéricos obtidos em CFD geralmente não são os resultados exatos das equações governantes, existindo alguns erros embutidos. Podendo este ser: erros de truncamento (E_T), de iteração (E_n), de arredondamento (E_π) e de programação (E_P). Cada um desses erros entra na solução numérica podendo ter magnitudes e sinais diferentes, se anulando ou não. Desta forma, o erro de uma solução numérica (E), para uma variável de interesse genérica (Φ), pode ser calculado pela equação 3.60.

$$E(\Phi) = E(E_T, E_n, E_\pi, E_p) \quad 3.60$$

Os erros de arredondamento são devidos à representação finita dos números reais. Não podem ser evitados, mas podem ser reduzidos através da utilização de precisão dupla ou quádrupla, porém podem aumentar com o refino da malha. (MARCHI, 2001)

Erros de programação estão relacionados a falhas na geração e/ou no uso do programa computacional gerado (FERZIGER E PÈRIC, 1996).

Os processos iterativos usados na solução numérica geram os erros de iteração. As iterações podem ser interrompidas ao atingir algum número limite de iterações, ou algum critério de parada pré-estabelecido. Para qualquer um dos casos haverá algum erro envolvido. A forma de reduzi-lo é iterando até atingir o erro da máquina. (FERZIGER E PÈRIC, 1996)

E finalmente o erro de truncamento, devido à utilização de funções de interpolação não exatas para aproximação dos valores e dos fluxos das propriedades nas faces dos volumes de controle (usando o método de volumes finitos). Como as equações discretizadas são representadas por aproximações truncadas da equação diferencial, a solução não será exata, ou seja, não irá satisfazer a equação diferencial. Esta diferença é o erro de truncamento. A estimativa deste erro pode ser feita a priori através da expansão em série de Taylor em torno de um ponto (MALISKA, 2004). Ao refinar a malha o erro de truncamento é reduzido, tendendo a zero assim que o tamanho do elemento de malha tenda a zero (MARCHI, 2001).

Considerando que os erros de programação, arredondamento e iteração podem ser reduzidos de forma a se tornarem pouco significativos, o erro de discretização tem como fonte somente o erro de truncamento.

O erro da solução numérica (E) pode ser obtido com relação à solução exata, porém poucos casos em CFD possuem a solução exata do problema. Recorre-se aos estimadores de erros, sendo conhecido como incerteza da solução numérica (I). A norma ASME V&V (2009) afirma que estimar erro e estimar incerteza são atividades relacionadas, mas não equivalentes, sendo comum a confusão. Uma estimativa de erro é obtida para fornecer uma melhora no resultado do cálculo. Por exemplo, se o resultado de um cálculo do coeficiente de transferência de calor em determinada malha é “ f ” e o erro estimado é “ E ”, então um valor

melhorado (mais próximo do valor verdadeiro é “ $f - E$ ”). Por outro lado, uma incerteza estimada ($I_{x\%}$) é obtida para dar uma confirmação de que o intervalo “ $f \pm I_{x\%}$ ”, caracteriza uma faixa dentro da qual o valor verdadeiro de “ f ”, provavelmente esteja, com probabilidade de $x\%$.

Há dois tipos de estimativas do erro de discretização: *a priori* e *a posteriori*. O objetivo de uma estimativa *a priori* é obter a ordem assintótica da equação diferencial discretizada. Já os estimadores do erro *a posteriori* são usados para estimar efetivamente a magnitude do erro de discretização, sendo o mais comum àqueles que utilizam múltiplas malhas. (ALVES, 2010)

Existem três tipos de ordem de convergência para soluções numéricas: teórica, aparente e assintótica. A ordem de convergência da solução numérica é um parâmetro que influencia diretamente o uso do estimador de Richardson, cujo objetivo é estimar o erro de discretização ou avaliar a incerteza de soluções numéricas. As ordens são assim definidas: (ALVES, 2010)

- A **ordem teórica** é obtida a partir da análise da discretização do modelo matemático empregada, usando, por exemplo, a série de Taylor.
- A **ordem aparente** é calculada com base em três soluções numéricas obtidas em três malhas diferentes; (método utilizado neste trabalho)
- A **ordem assintótica** é o valor para o qual converge a ordem aparente quando a malha é refinada.

A incerteza da solução pode ser calculada através do estimador de Richardson através da equação 3.61.

$$I_{RI}(\Phi_f) = \frac{\Phi_{sf} - \Phi_f}{q^p - 1} \quad 3.61$$

Sendo, q é a razão de refino da malha, p é a ordem do erro utilizada, podendo ser a ordem assintótica ou aparente. Considerando h_g e h_f os tamanhos dos elementos das malhas grossa e fina, respectivamente, tem-se que a razão de refino é dada pela equação 3.62, sendo recomendado pela ASME V&V (2009) que este valor seja superior a 1,3 e ter o mesmo valor em todas as direções.

$$q = \frac{h_g}{h_f} \quad 3.62$$

MARCHI (2001) sugere o uso do estimador convergente, o qual usa o conceito de ordem aparente (p_u) do erro. Essa ordem do erro de discretização permite verificar, a posteriori, se à medida que o tamanho de malha tende a zero, essa ordem do erro tende à ordem assintótica. Para sua obtenção são necessárias três soluções numéricas, uma na malha superfina Φ_{sf} , ou na malha fina Φ_f e ainda mais uma em malha média Φ_m . Sendo o refino (q) constante, a ordem aparente pode ser calculada pela equação 3.63.

$$P_u = \frac{\log \left[\frac{\Phi_f - \Phi_m}{\Phi_{sf} - \Phi_f} \right]}{\log[q]} \quad 3.63$$

Já o estimador de incerteza GCI (Grid Convergence Index), proposto por ROACHE (1994), faz a estimativa multiplicando o módulo do estimador de Richardson por um fator de segurança obtido empiricamente. Este fator tem o objetivo de transformar a estimativa de erro em uma estimativa de incerteza de probabilidade 95%, ou seja, há 95% de chance da solução exata estar dentro da zona de incerteza. A incerteza estimada GCI, na ordem aparente pode ser estimada pela equação 3.64. (MARCHI, 2001)

$$U_{GCI}(\Phi_f) = F_S \frac{\Phi_{sf} - \Phi_f}{q^{p_u} - 1} \quad 3.64$$

Sendo F_S é igual a 3 se utilizar apenas duas malhas, ou 1,25 se forem utilizadas 3 ou mais malhas, a solução numérica é então expressa pela equação 3.65.

$$\Phi_{num} = \Phi_f \pm U_{GCI}(\Phi_f) \quad 3.65$$

O estimador GCI, na ordem aparente, foi utilizado no presente trabalho, pois foi considerado como o mais confiável dos estimadores atuais para erros de discretização por MARCHI e HACKE (2006).

4. METODOLOGIA

No capítulo 2 foi apresentada a revisão bibliográfica referente aos métodos atuais de corte, e um pouco sobre bocais supersônicos utilizados em foguetes. Já o capítulo 3 foi separado para apresentar os modelos computacionais, e alguns ajustes, que são necessários para calcular numericamente um escoamento de um motor foguete, utilizando ferramentas comerciais de CFD, como o Ansys CFX[®].

O foco principal deste capítulo é apresentar a metodologia para desenvolvimento de uma nova tecnologia de corte de materiais metálicos utilizando ferramentas comerciais de CFD. Esta tecnologia se baseia na otimização do aproveitamento energético e cinético em relação ao maçarico convencional, através da utilização do conceito de motores foguetes. Este mecanismo foi utilizado por VIEGAS (2004) para corte de rochas duras, no entanto, em seu trabalho as temperaturas são baixas em relação às necessárias para corte de materiais metálicos. Além disso, outra vertente é a possibilidade de se utilizar chamas oxidantes capazes de reagirem com o metal de corte, produzindo assim energia similar ao maçarico convencional, somada ao melhor aproveitamento energético, o que produzirá um equipamento com melhor potencial de desenvolvimento.

A estrutura básica deste trabalho é desenvolvido em três etapas:

1. Validação do modelo numérico – Com o intuito de se verificar se os modelos propostos estão, qualitativamente, coerentes;
2. Otimização do projeto utilizando ferramenta CFD – Para a validação é utilizado uma condição utópica de escoamento, devido à capacidade de extração de calor dos materiais, nesta etapa o objetivo é alcançar limites possíveis de serem utilizados em experimentos futuros;
3. Comparar com o maçarico convencional utilizando CFD – Para verificar comparativamente os resultados alcançados com a nova tecnologia em relação ao equipamento convencional já existente.

4.1. Validação do modelo computacional

Para validação do modelo computacional, é necessário se comparar os resultados da simulação, com algum banco de dados confiável e já testado anteriormente. Para isso, seguindo-se a metodologia utilizada por LAROCA (2000) e BARROS (1993), utilizar-se-á o *software* CEA (Chemical Equilibrium with Applications) (GORDON E MCBRIDE, 2004), que é uma evolução do programa computacional NASA SP-273, desenvolvido por GORDON E MCBRIDE (1976).

É possível calcular através do *software* CEA, considerando equilíbrio químico e escoamento congelado, assim como fizeram em seus trabalhos LAROCA (2000) e BARROS (1993), que desenvolveu ainda um modelo considerando desequilíbrio químico.

Como ponto de partida inicial, foi escolhido aleatoriamente um modelo de maçarico convencional, e que seja comumente utilizado na indústria. O modelo escolhido foi o bico CT-1503 da Harris-Brastak, onde se possui como as faixas de vazões operacionais de 6~10 Nm³/h para o Oxigênio e 0,3 a 0,4 Nm³/h do Propano. Sendo assim, a vazão de Propano e Oxigênio utilizado no trabalho foi de 0,345 Nm³/h (0,000188 kg/s) e 1.727 Nm³/h (0,000685 kg/s) (em condição estequiométrica) e 3,957 Nm³/h (0,001570 kg/s) (para chama oxidante). O bico de corte é representado pela FIGURA 4.1. (HARRIS-BRASTAK, 2015)



FIGURA 4.1 - Maçarico convencional, com destaque para o bico modelo 1503-6.
FONTE: Autor

O próximo passo é o dimensionamento do equipamento, utilizando-se os valores de vazão similares ao bico CT-1503. Considerando-se a pressão na câmara de combustão a 6,12 kgf/cm², a uma vazão mássica de 0,000874 kg/s, sendo a temperatura estagnante de 3331,35 K, estimada pelo *software* CEA (ANEXO A), obteve-se que:

- A área da garganta: $3,14 \text{ mm}^2$ ou diâmetro de $2,0 \text{ mm}$;
- Área da saída: $5,41 \text{ m}^2$ ou diâmetro de $2,6 \text{ mm}$ (Razão área da saída: $1,72$).

Já a câmara de combustão foi superdimensionada, a fim de evitar falhas de apagamento da combustão, nada se impede que seja objeto de estudo futuro. A geometria apresentada na FIGURA 4.2 apresenta as dimensões básicas da região fluida obtidos.

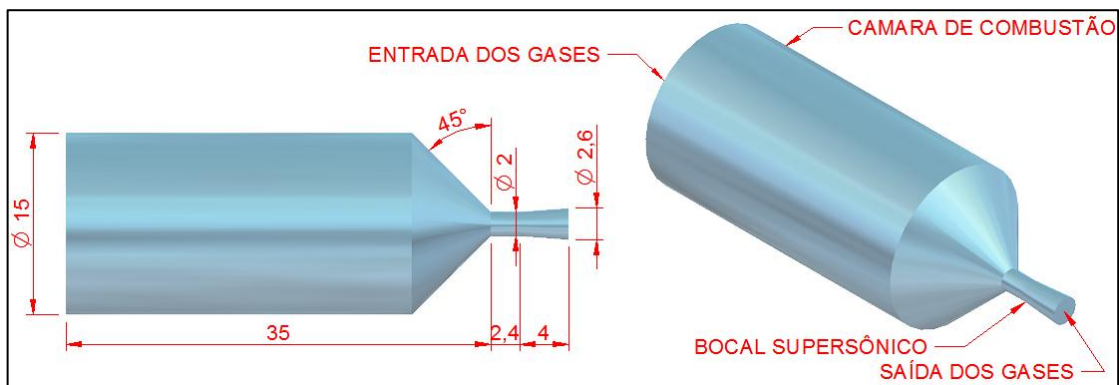


FIGURA 4.2 - Dimensões principais da geometria do fluido da região da câmara de combustão e bocal supersônico.

FONTE: Autor

Com o intuito melhorar o entendimento, a FIGURA 4.3 apresenta à esquerda um maçarico de corte convencional, e à direita uma hipótese da peça que substituiria o bico de corte convencional pela tecnologia em desenvolvimento.

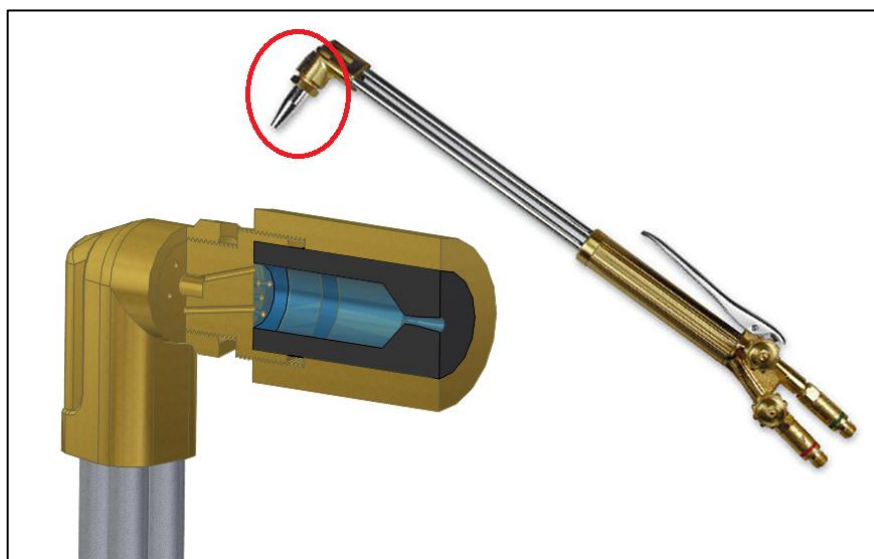


FIGURA 4.3 - Desenho representativo de como seria a alteração do modelo de maçarico convencional adaptado para o equipamento em estudo neste trabalho.

FONTE: Autor

Já para realização das simulações computacionais, estendeu-se o domínio a ser estudado até o entorno da interceptação do jato produzido pelo EGQS com a chapa a ser cortada. Assim é possível conhecer o comportamento do jato supersônico quente produzido, desde a combustão no interior da câmara de combustão, sua passagem pela tubeira, seu desenvolvimento no ambiente externo até o choque com a chapa. A FIGURA 4.4 mostra em azul o domínio considerado nas simulações computacionais.

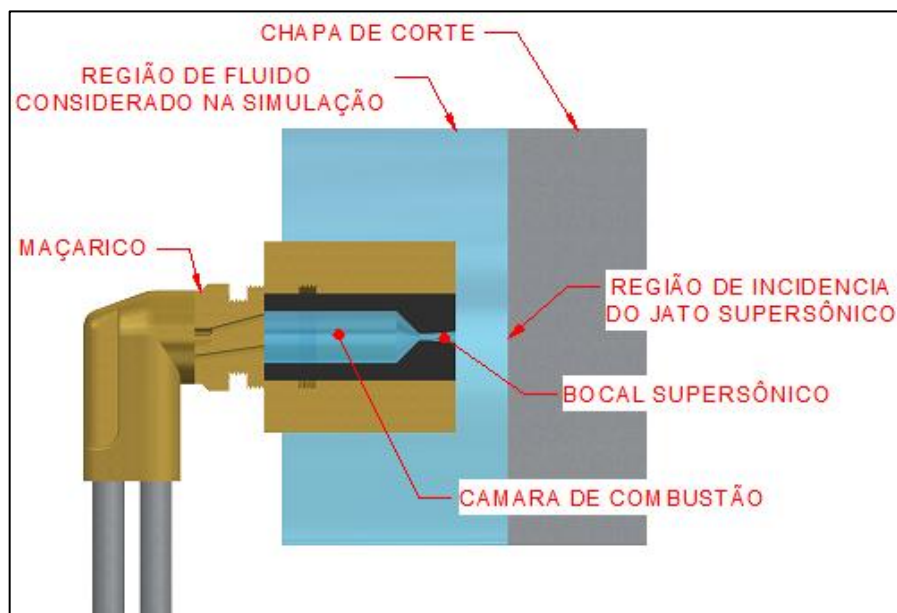


FIGURA 4.4 - Identificação das regiões do bocal do maçarico supersônico. Observar a região do fluido em estudo.
FONTE: Autor

Para reduzir o custo computacional, como este domínio é axissimétrico, apenas uma fatia de $22,5^\circ$ (1/16 da geometria total) é considerada, conforme mostrado pela FIGURA 4.5. Desta forma, todos os valores inseridos na geometria devem ser proporcionais à fatia utilizada.

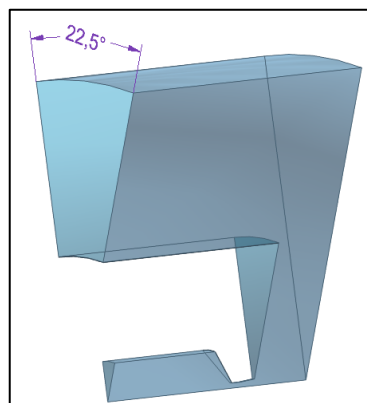


FIGURA 4.5 - Fatia de fluido ($22,5^\circ$) utilizada nas simulações.
FONTE: Autor

Para simulações computacionais envolvendo escoamentos supersônicos é necessário que a malha seja pequena ao ponto de detectar as ondas de choque presente no escoamento, e esta quanto mais fina, maior é a intensidade das ondas detectadas, e mais próximas da realidade são encontradas. Neste caso, três malhas, totalmente hexaédricas, foram geradas considerando razão de refino de 1,3, sendo uma superfina (Φ_{sf}), uma fina (Φ_f) e uma média (Φ_m), para que seja possível estimar a incerteza numérica relacionada à discretização da geometria. A FIGURA 4.6 apresenta as três malhas geradas.

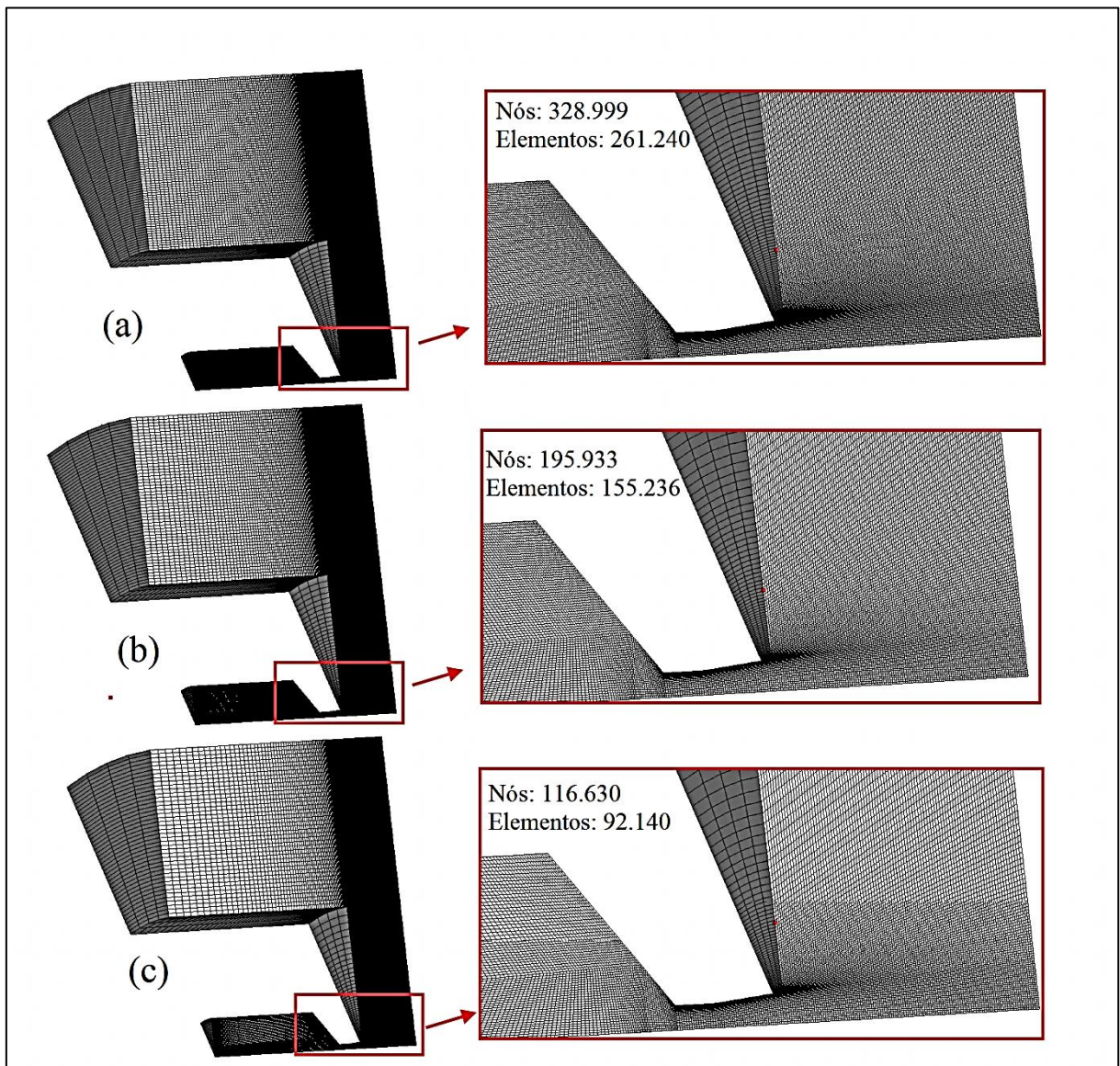


FIGURA 4.6 - Três malhas utilizadas nas simulações: (a) Superfina, (b) Fina e (c) Média.

FONTE: Autor

A FIGURA 4.7 apresenta as regiões para que seja configurada as condições de contorno no domínio.

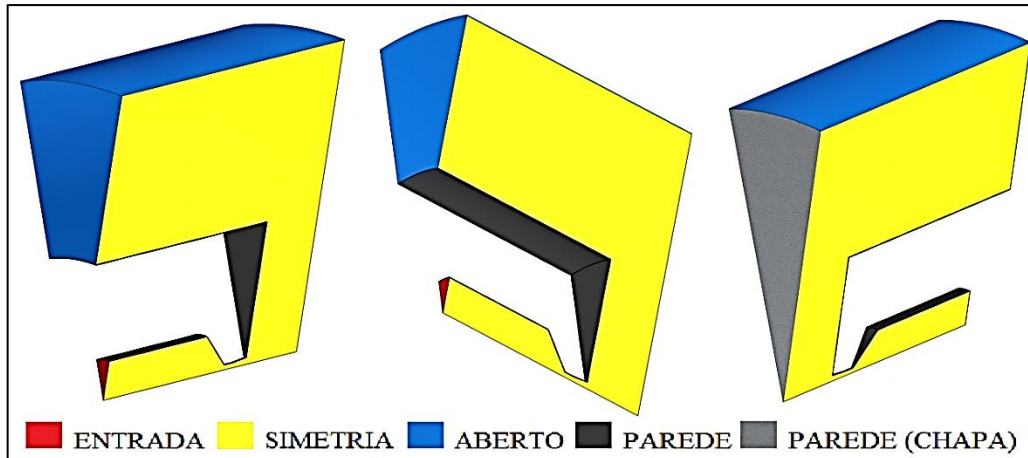


FIGURA 4.7 - Identificação das regiões de condições de contorno na primeira parte.

FONTE: Autor

Na entrada do escoamento foi configurada a vazão de $6,843e-05$ kg/s, o qual corresponde a soma da vazão de oxigênio mais vazão do propano multiplicados por 1/16, com fração de mistura de 0,216, mistura estequiométrica. A temperatura na entrada foi à temperatura ambiente de 30 °C, sendo gases não queimados.

Na região considerada aberto, tentou-se reproduzir um ambiente que estava em torno do bocal de corte, portanto no *software* foi considerado aberto a uma pressão ambiente, temperatura de 100 °C gases frescos, caso houvesse alguma sucção do ambiente externo, foi considerado como ar (21% O₂ + 79% N₂), também sendo gases frescos.

Nas regiões de parede foi simplificado como fluxo de calor adiabático e sem escorregamento nas superfícies.

Já nas regiões de simetria, utilizou-se a função de interface com periodicidade rotacional, conectando-se automaticamente um lado ao outro. Essa condição assume que todo o fluxo que sair de um lado estará entrando do outro, ou seja, permite haver escoamento tangencial.

O domínio do escoamento foi considerado totalmente fluido, com a opção de energia total para transferência de calor, o modelo de turbulência foi o $k\epsilon$ modificado conforme proposto por ABDUL-HAMID *et al* (2004), com os coeficientes conforme apresentados no QUADRO 3.2. Já o modelo de combustão foi o Modelo de velocidade de queima turbulenta (BVM), considerando a reação do Propano com Oxigênio, com a biblioteca gerada pelo *software*

CFX-RIF, considerando o oxigênio como oxidante e o propano como combustível e a queima sendo realizada a 6,12 kgf/cm² de pressão. No entanto os dados da velocidade de chama laminar foram ajustados, conforme os valores sugeridos por SINGER *et al* (1955) e a dependência da pressão e temperatura ajustadas conforme o trabalho de MACHADO (2012).

A FIGURA 4.8 apresenta o gráfico que compara a velocidade de chama laminar do Propano, Etano e Metano queimados com oxigênio puro. Através deste gráfico foi possível calcular os valores de decaimento quadrático para a combustão do par Propano-Oxigênio. Assim obteve-se o valor de 3,7667 m/s para a velocidade de queima máxima, para a razão de equivalência de 0,8851 e o coeficiente de decaimento de -6,4242 m/s. Com limites de inflamabilidade de 0,30 a 1,42.

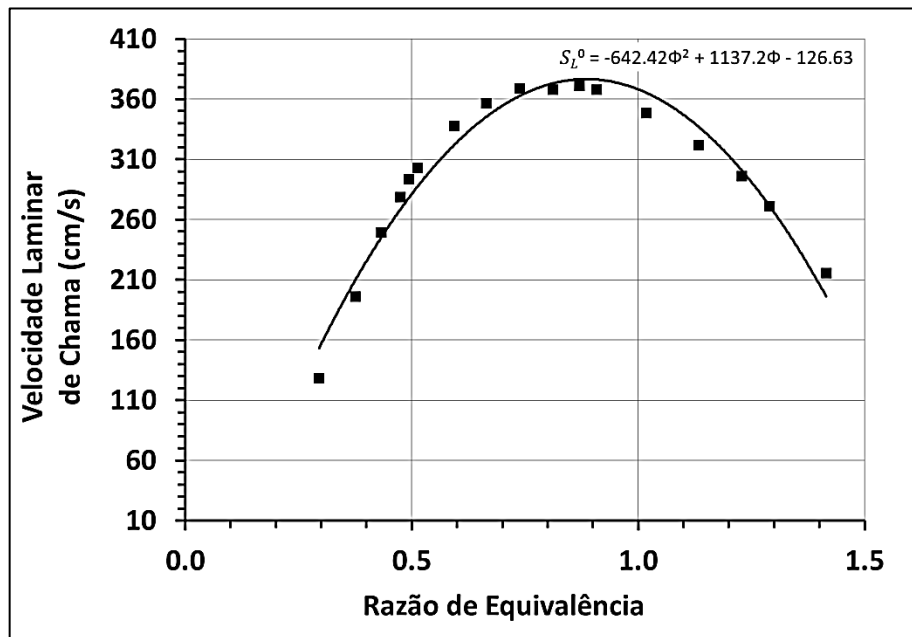


FIGURA 4.8 - Gráfico de velocidade de chama laminar Propano-Oxigênio
 FONTE: SINGER *et al* (1955)

O QUADRO 4.1 apresenta um resumo dos valores utilizados para adequação da velocidade de chama laminar.

QUADRO 4.1 - Variáveis utilizadas para adequar a biblioteca de combustão do Propano-Oxigênio no *software* Ansys CFX[®]

Variáveis	Faixa de Valores
S_{max}^0	3,7667 [m/s]
C_{decay}	-6,4242 [m/s]

φ_{max}	0,8851
$\varphi_{flam,inf}$	0,30
$\varphi_{flam,inf}$	1,42
α_0	2,88
α_1	-0,88
α_2	0,00
β_0	-0,22
β_1	0,22
β_2	0,00

FONTE: Adaptado de SINGER *et al* (1955)

Assim, foram rodadas, no mínimo, 40000 iterações considerando regime de estado estático, com passo de tempo físico de $1e-005$ [s], o qual alcançaria 0,4 segundos de tempo físico, suficiente para estabilizar o escoamento. O esquema de solução foi o *High Resolution*. O principal critério de convergência foram os valores de *Imbalance* e RMS. O *imbalance* representa o balanço do escoamento, quanto mais próximo de zero, mais fechado encontram-se os cálculos de balanço.

4.2. Otimização do projeto utilizando CFD

Para a segunda etapa das simulações utilizou-se a mesma geometria, malha (superfina), e os mesmos modelos matemáticos já descritos no item 4.1 referente à primeira etapa de simulações. No entanto para utilização do filme de resfriamento, foi modificada as condições de contorno na entrada do domínio.

O filme de resfriamento no presente estudo utiliza-se somente oxigênio, e foi distribuída conforme apresentado pela FIGURA 4.9. Como se pode ver na entrada, nas proximidades da parede entra somente oxigênio puro (representada em verde), com vazão de $7.4585e-05$ kg/s. Já na região central entra uma mistura de Propano + Oxigênio com fração de mistura de 0.33 e vazão de $3.53298e-05$ kg/s (representado em vermelho na FIGURA 4.9). Somando-se as duas vazões tem-se uma vazão total de $1,0099148e-04$ kg/s, o que é cerca de 50% maior que a vazão utilizada na validação do modelo. Em função do excesso de oxigênio (fração de mistura de 0,107), de acordo com o CEA, a temperatura na câmara de combustão cairia para 3035,33 K (ANEXO B). Sendo assim, a pressão estimada de trabalho seria em torno de 10,2 kgf/cm².

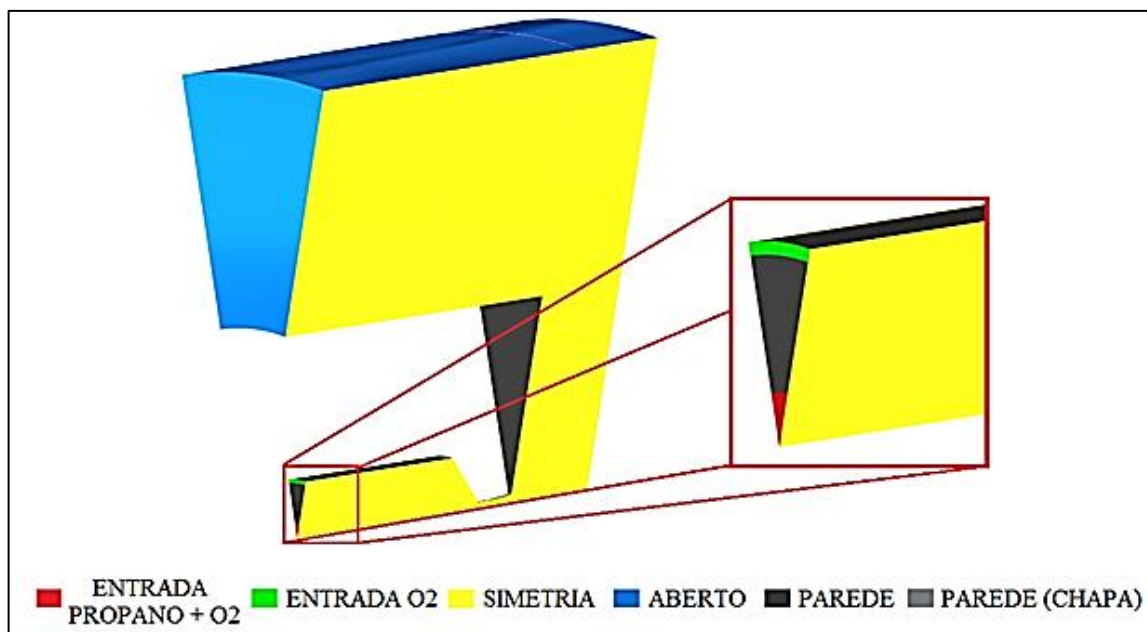


FIGURA 4.9 - Identificação das regiões de condições de contorno na segunda parte.

FONTE: Autor

Desta forma, a única modificação no modelo computacional, além da condição de contorno de entrada, foi o recálculo no CFX-RIF da tabela utilizando a pressão de 10 kgf/cm² para este caso.

O excesso de oxigênio possui dois objetivos, o primeiro resfriar as proximidades da parede da câmara de combustão com sem a presença de uma mistura em combustão. E o segundo, possuir um gás queimado com sobra de oxigênio à elevada temperatura com o intuito de oxidar o Ferro contido no aço a ser cortado. Isto porque conforme descrito no item 2.3, o calor proveniente da reação do oxigênio com o Ferro presente no aço é o principal responsável pela energia necessária no corte em espessuras acima de 25 mm.

Segundo SILVA (2011) o filme de resfriamento (film cooling) é realizado com a presença de apenas um dos componentes da reação para que o material da câmara de combustão possa resistir às altas temperaturas dos produtos de combustão. Desta forma organiza-se a mistura dentro da câmara de combustão de modo a formar regiões de gases com temperaturas decrescentes, na direção do núcleo (entre 3000 a 4000 K) para a periferia (entre 1500 a 2500K).

Sendo assim, caso a presença do Filme de resfriamento não seja suficiente para alcançar estas temperaturas, a geometria da câmara de combustão necessita ser alterada, para evitar que os gases quentes cheguem à proximidade das paredes.

4.3. Comparativo com maçarico convencional utilizando CFD

O modelo de maçarico convencional possui como estrutura básica de funcionamento um jato supersônico central frio, e um queimador axissimétrico ao redor do jato frio. O queimador possui como principal função o pré-aquecimento da peça a ser cortada até que esta chegue ao ponto de oxidação viva da peça. Não se encontrou na literatura nenhum trabalho que tenha simulado computacionalmente um maçarico convencional, para que fosse utilizado como comparativo para a tecnologia em desenvolvimento.

Sendo assim, foi necessário simular computacionalmente o maçarico convencional do modelo CT-1503. Assim, não se validou o modelo computacional a valores experimentais, sendo assim não se espera que os resultados sejam quantitativamente comparados, somente qualitativamente.

Para isso, as vazões de operação da simulação são idênticas às utilizadas no item 4.2, onde no queimador aplicaram-se as vazões da região de centro e no oxigênio supersônico a vazão utilizada no filme de resfriamento. A FIGURA 4.10 apresenta a geometria e malha utilizada na simulação.

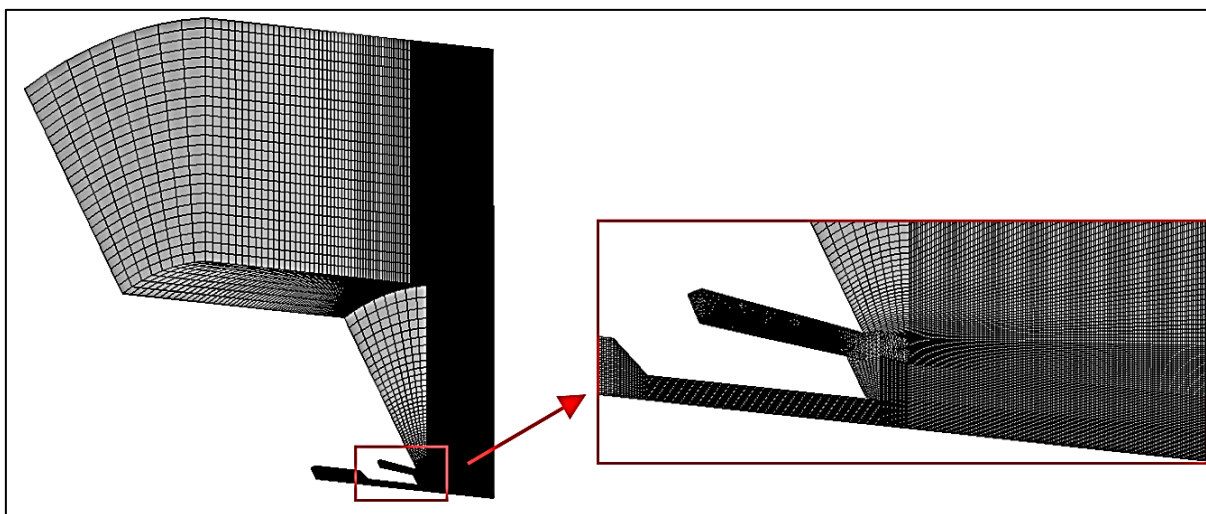


FIGURA 4.10 - Malha utilizada para simulação do maçarico convencional.
FONTE: Autor

O modulo queimador do maçarico modelo CT-1503 possui 12 furos, em formato triangular, sendo assim o domínio da simulação contemplou apenas um dos furos, o que resultou em 30° da geometria total, sendo 1/12 do círculo total.

Os modelos de combustão foram mantidos, alterando apenas a biblioteca PDF da combustão, o qual foi recalculado pelo *software* CFX-RIF considerando a combustão à pressão ambiente.

5. RESULTADOS

Os capítulos 2 e 3 apresentaram a motivação e embasamento teórico utilizados para condução do presente trabalho, já o capítulo 4 teve como foco principal o desenvolvimento da metodologia para desenvolvimento do presente trabalho. Sendo assim, no presente capítulo, serão apresentados os resultados obtidos no estudo, seguindo a metodologia anteriormente apresentada.

5.1. Validação do modelo numérico

Para realizar as simulações foi utilizado um computador com dois processadores físicos Xeon X5690 @3,46 GHz com 24 núcleos de processamento, e 48 Gb de ram. Cada simulação levou em média de 150 horas para ser realizada. As FIGURA 5.1 e FIGURA 5.2 apresentam as curvas de *imbalance* e resíduos das propriedades alcançados com a malha superfina. Para o *imbalance*, quanto mais próximo de zero, mais fechados estão os balanços de entrada e saída no domínio. Já para os resíduos quanto menor melhor, observa-se que os resíduos estão todos tendendo a ficarem menores que 10^{-5} , menos o progresso da reação.

A FIGURA 5.3 os resultados gráficos comparativo das malhas média, fina e superfina das propriedades de Pressão, Temperatura e Número de Mach. Apesar do crescimento da malha, não é possível notar diferenças visuais nos campos das propriedades, isto porque apesar do engrossamento da malha, desde a malha média, é possível capturar informações bem detalhadas como ondas de choque presente no escoamento supersônico.

Mesmo que não seja possível notar diferenças visuais nos campos de propriedade, elas sofrem alterações, as próximas análises farão um comparativo traçando-se um gráfico dos valores obtido na linha de centro para cada propriedade relevante do escoamento. É possível adiantar que quanto mais fina a malha, maior a intensidade das ondas de choque capturada, mais se aproxima da intensidade real da onda de choque. Logo na malha superfina os valores nas ondas de choque são os mais próximos da realidade.

Outra informação muito relevante é que o *software* CFX-RIF realizada a montagem da biblioteca PDF para uma dada pressão, calculada em equilíbrio químico. No entanto, os

modelos de combustão não são preparados para o regime supersônico, e não aceita variações de pressão. Sendo assim, o escoamento é calculado em equilíbrio químico no interior da câmara de combustão, e ao atingir velocidades e pressões diferentes, este passa a ser congelado, portanto espera-se que os resultados estão em maior acordo ao regime congelado, e deverão seguir a teoria explicitada na seção 2.5 do presente trabalho. Os resultados obtidos serão comparados aos calculados pelo *software* CEA (GORDON E MCBRIDE, 2004) tanto para regime congelado quanto para o equilíbrio químico.

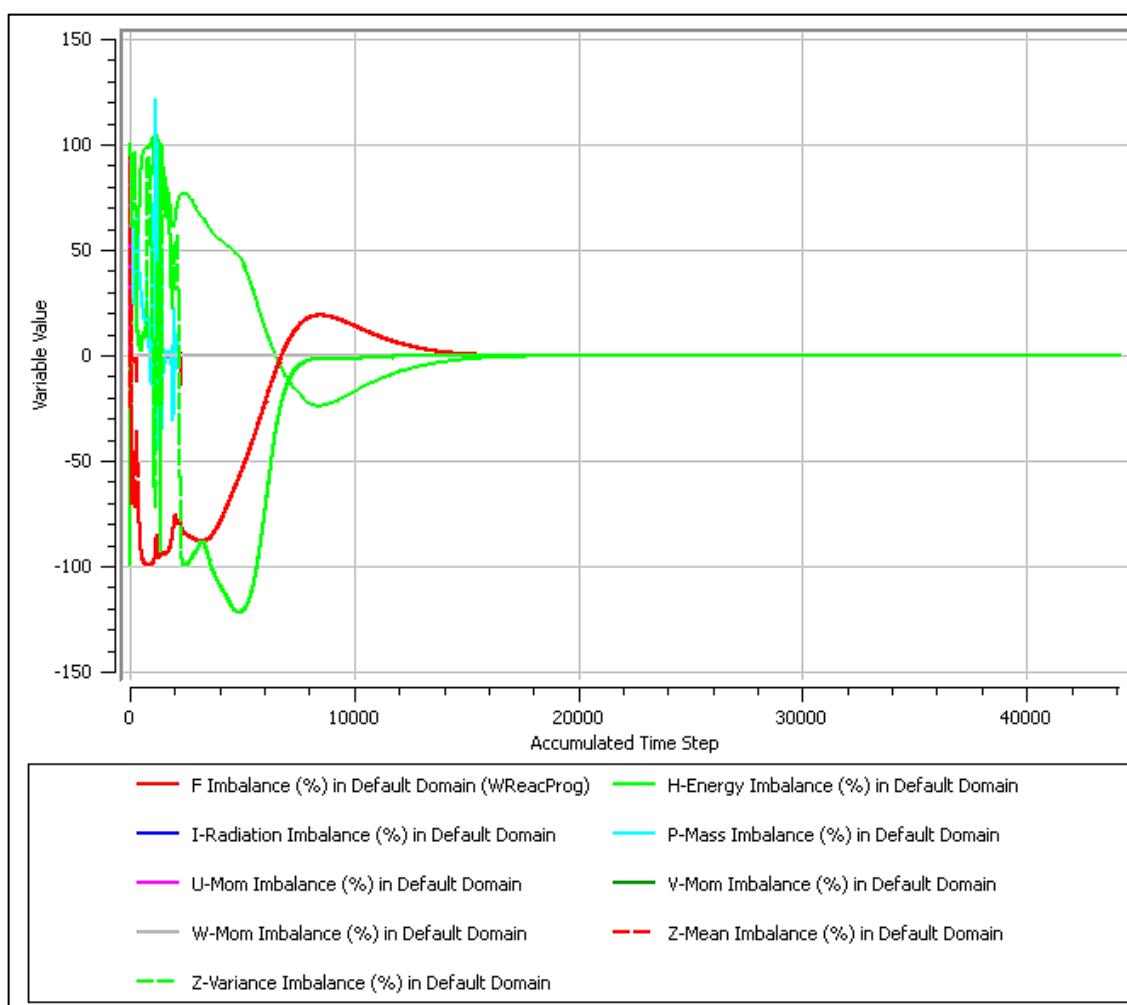


FIGURA 5.1 - Gráfico de balanço das equações do *software* Ansys CFX®. Quanto mais próximo de zero, melhor.

FONTE: Autor

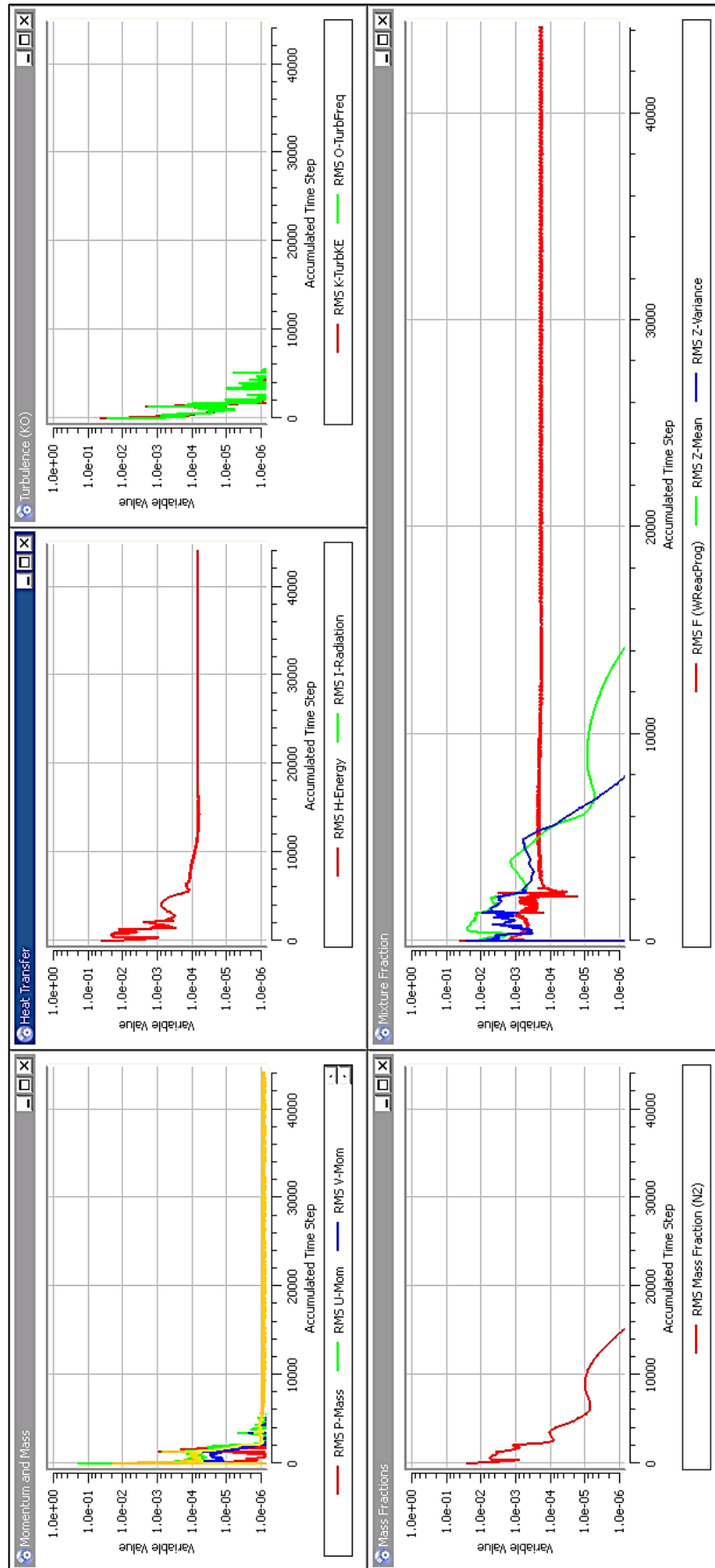


FIGURA 5.2 - Gráfico de convergência do software Ansys CFX®.
 FONTE: Autor

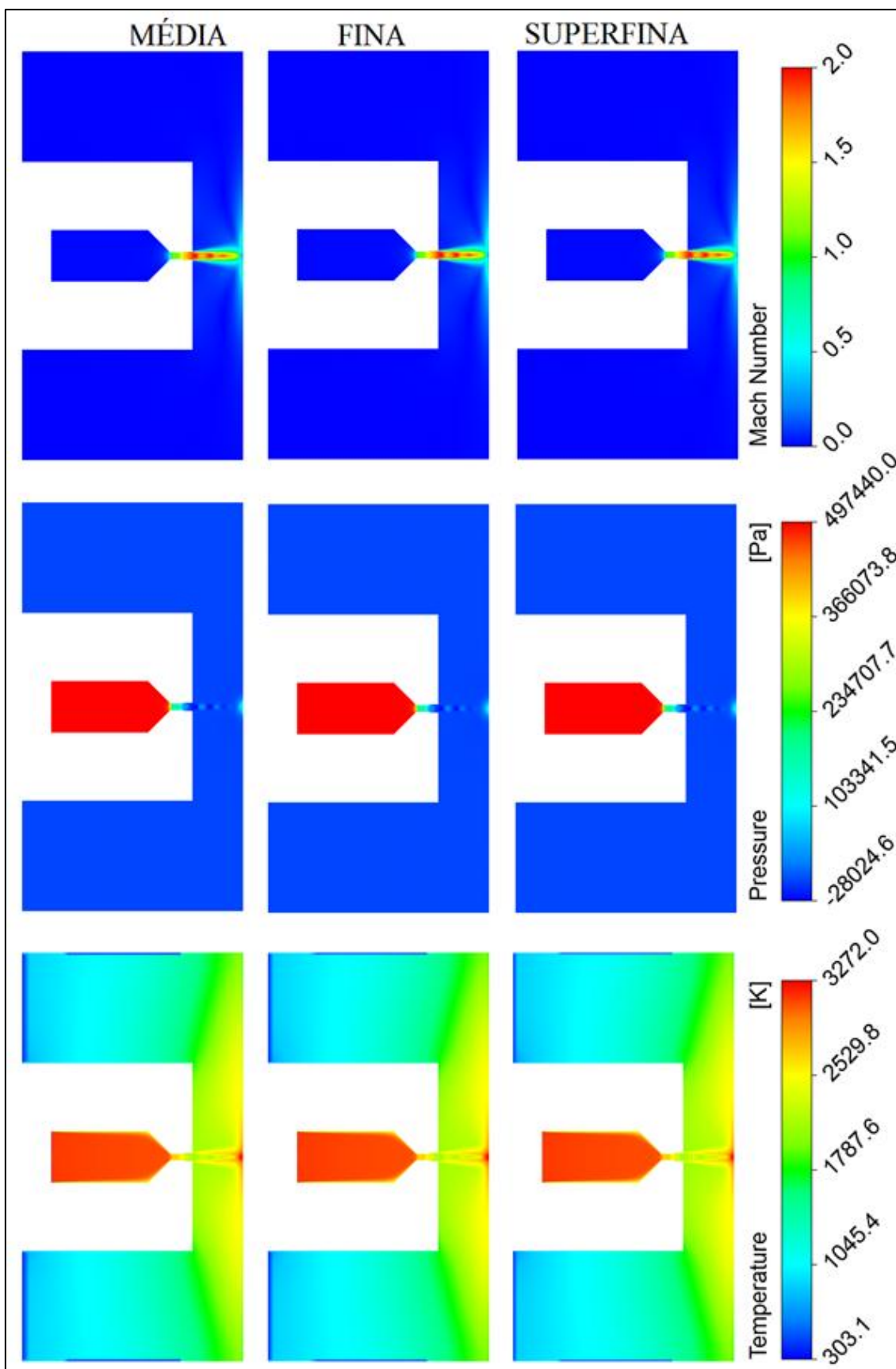


FIGURA 5.3 - Resultado gráfico de Temperatura, Pressão e Número de Mach de todas as malhas.
FONTE: Autor

A FIGURA 5.4 apresenta um gráfico comparativo da Pressão na linha de centro do escoamento desde o início da câmara de combustão até a saída da tubeira. Neste comparativo incluiu-se os valores obtidos pelo *software* CEA considerando tanto escoamento congelado, quanto equilíbrio químico. Observa-se que na região da Câmara de combustão houve grande precisão no resultado obtido em CFD para todas as malhas, com diferença de aproximadamente 0,2% de diferença. Não havendo grandes diferenças no equilíbrio químico e congelado obtido pelo CEA.

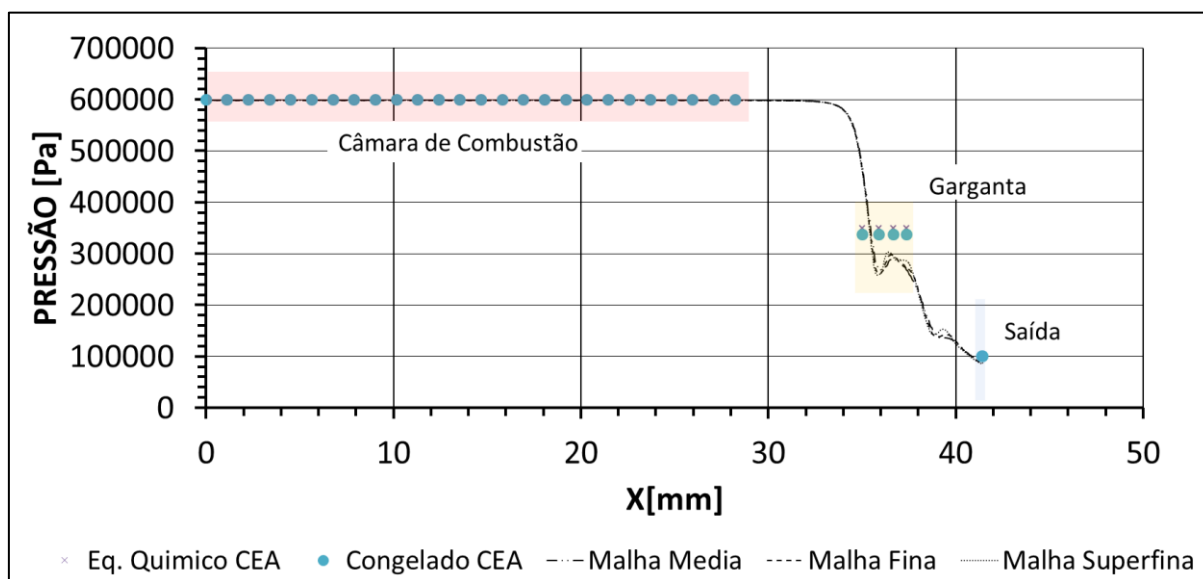


FIGURA 5.4 - Gráfico de pressão comparativo do resultado de todas as malhas e o resultado do CEA.

FONTE: Autor

Já na região da garganta observa-se um comportamento em conformidade ao apresentado no trabalho de GUERRA e BARROS *et al* (2012) onde comparou-se diversas geometrias de bocal, e estendeu-se em uma delas o comprimento da garganta para identificar os efeitos dela na perturbação do regime transônico. Conforme se pode ver na FIGURA 2.25 o comparativo de um bocal com garganta estendida (a) e infinitesimal (b), isto ocorre devido à formação das ondas de choque na garganta, quando esta não é infinitesimal conforme apresentado pela FIGURA 2.26. Como se pode ver o comportamento é similar ao obtido no presente trabalho.

A FIGURA 5.5 apresenta o resultado comparativo da temperatura. Observa-se que o resultado obtido pelo modelo em CFD foram temperaturas menores que os valores obtidos pelo CEA. Esta diferença pode ter sido causada pela diferença de domínio, pois o modelo do CEA é unidimensional, enquanto a simulação é realizada tridimensionalmente, e isto faz com que o calor seja dissipado para todas as direções, tanto em forma de convecção como em radiação.

No entanto há uma diferença apresentada quando considerado congelado ou equilíbrio químico pelo CEA. Os resultados do modelo em CFD foram mais aproximados ao resultados considerando escoamento congelado, devido ao modelamento em CFD não considerar equilíbrio químico em escoamentos sônicos e supersônicos. A diferença na câmara de combustão é muito similar à diferença na saída da tubeira.

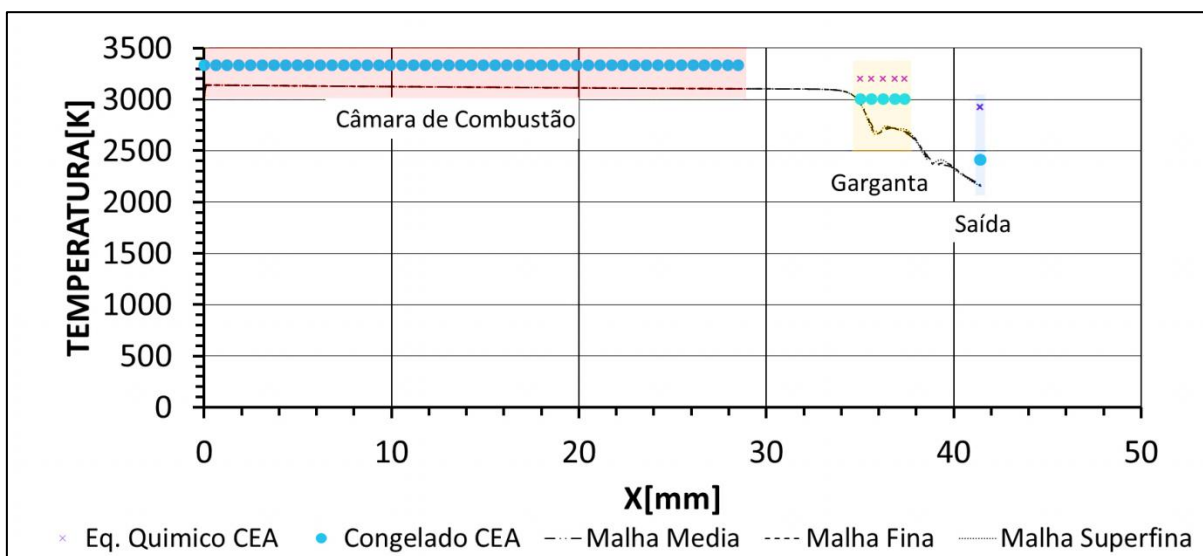


FIGURA 5.5 - Gráfico de temperatura comparativo do resultado de todas as malhas e os resultados do CEA.
 FONTE: Autor

A entalpia (FIGURA 5.6) foi totalmente proporcional ao gráfico da pressão, no entanto, mostrando o efeito da diferença entre o escoamento unidimensional (calculado pelo CEA) e o escoamento tridimensional (simulação), onde houve uma perda progressiva na região da câmara de combustão.

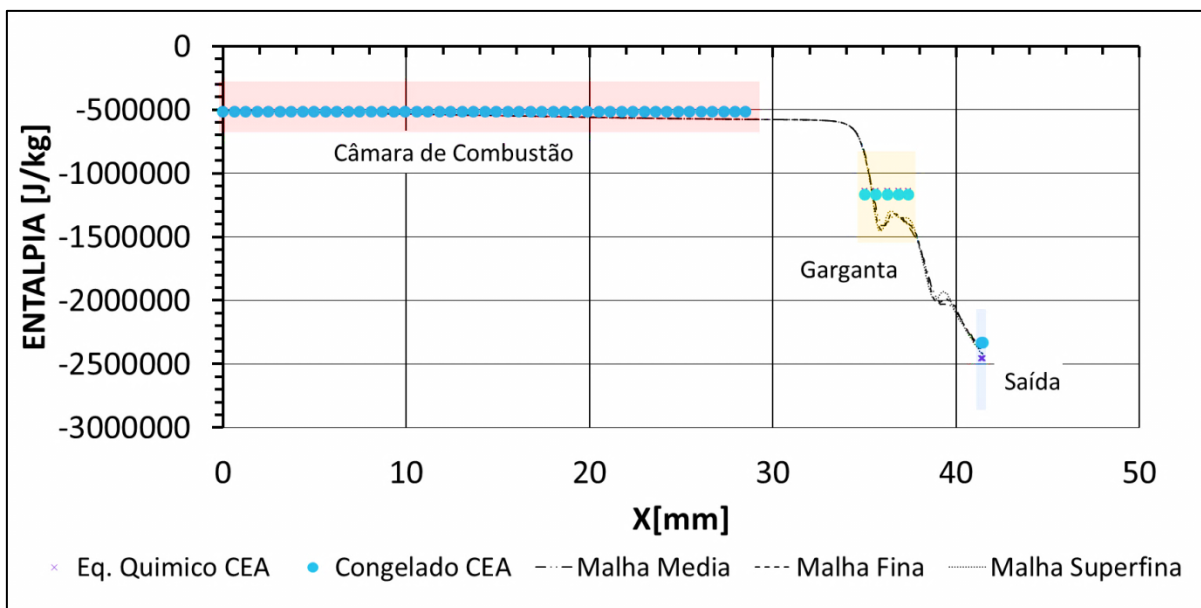


FIGURA 5.6 - Gráfico de entalpia comparativo do resultado de todas as malhas e o resultado do CEA.

FONTE: Autor

Outro valor que foi bem reproduzido pelo modelo em CFD, foi o Número de Mach, conforme se pode ver na FIGURA 5.7.

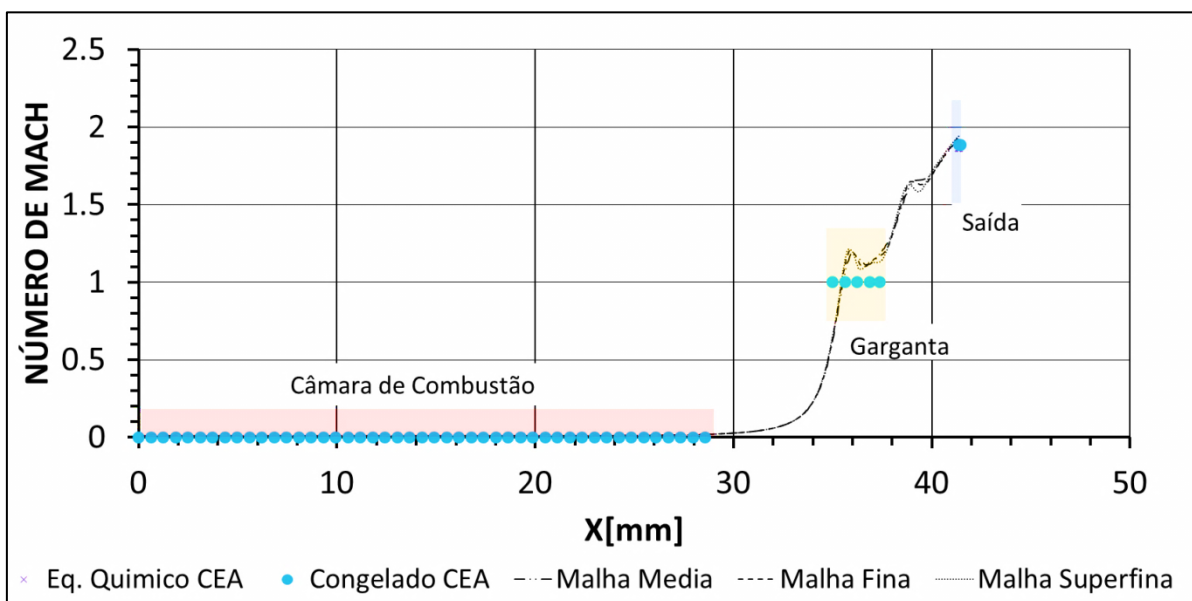


FIGURA 5.7 - Gráfico do Número de Mach comparativo do resultado de todas as malhas e o resultado do CEA.

FONTE: Autor

Conforme é possível observar o comportamento global dos resultados obtidos pelas três malhas foram semelhantes, no entanto o comportamento localizado sofreu algumas alterações, conforme apresentado pela FIGURA 5.8, onde se ampliou o gráfico do Número de Mach na região do bocal supersônico. Observa-se que na maioria se sobrepõem, porém algumas regiões apresentam certo distanciamento, o qual é resultado das ondas choque presente no

escoamento. Entende-se que à medida que se refina a malha, consegue-se captar melhor a intensidade das ondas de choque, por isso a linha que representa a malha superfina, apresenta maior inclinação, seguida da malha fina, até que a malha média apresenta maior suavização no escoamento.

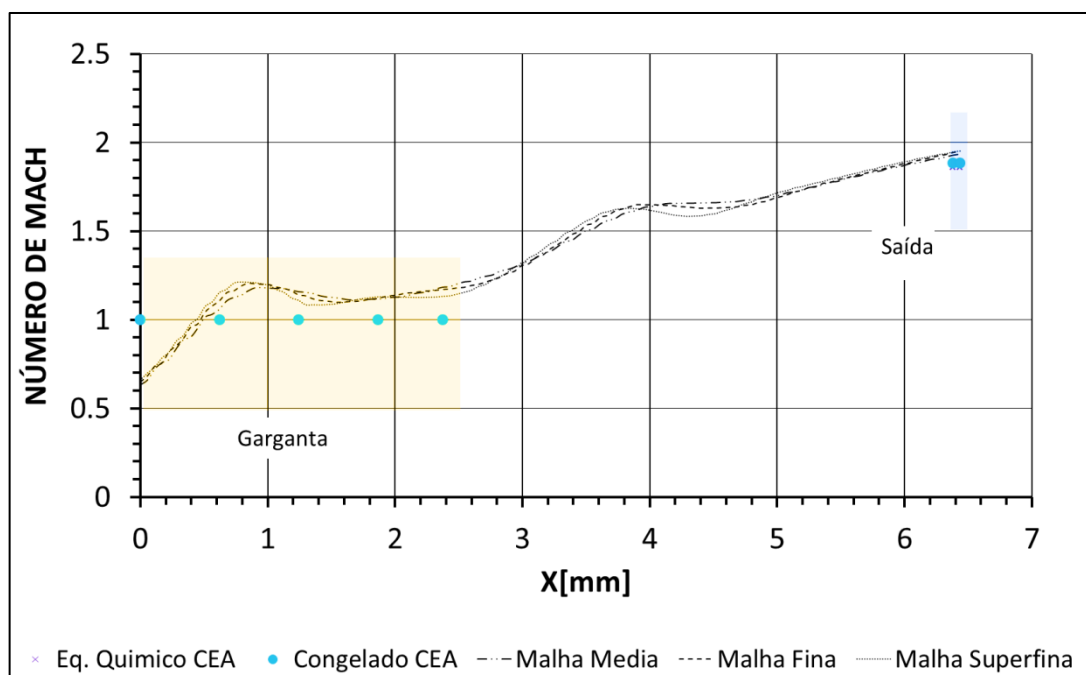


FIGURA 5.8 - Destaque na região da garganta do gráfico de temperatura comparativo do resultado de todas as malhas e o resultado do CEA.

FONTE: Autor

A composição química na câmara de combustão apresentou poucas diferenças comparando-se os resultados obtidos pelo CEA e CFD, conforme se pode ver no QUADRO 5.1. As maiores diferenças foram encontradas nas espécies intermediárias da combustão.

QUADRO 5.1 - Fração Molar comparativa entre CFD e CEA.

	CEA	CFX	Diferença	
CO	0.195	0.205	-0.010	5%
CO ₂	0.147	0.132	0.015	-11%
H	0.038	0.046	-0.008	18%
HO ₂	0,000	0,000	0,000	0%
H ₂	0.055	0.057	-0.003	4%
H ₂ O	0.332	0.319	0.013	-4%
H ₂ O ₂	0,000	0,000	0,000	0%
O	0.039	0.045	-0.007	14%
OH	0.103	0.099	0.004	-4%
O ₂	0.091	0.096	-0.005	5%

FONTE: Autor

Para se calcular a incerteza numérica nas simulações, calculou-se o empuxo gerado pelos bocais, obtendo-se os valores apresentado pelo QUADRO 5.2, incluindo os valores obtidos no *software* CEA, onde o E_{sp} é referente ao empuxo específico, e o E_{vac} no vácuo, o empuxo é calculada multiplicando-se o impulso pela vazão mássica do bocal.

QUADRO 5.2 - Resultados de empuxo das simulações em cada malha e obtidos pelo CEA.

Fonte	Empuxo gerado pelo Bocal[N]
Simulação malha superfina	2,7647
Simulação malha fina	2,7641
Simulação malha média	2,7629
CEA Isp	2,3502
CEA Ivac	2,9494

FONTE: Autor

Através dos valores apresentados é possível calcular a incerteza numérica envolvida na simulação, conforme apresentado abaixo.

$$p_u = \frac{\log \left[\frac{2,7641 - 2,7629}{2,7647 - 2,7641} \right]}{\log[1,3]} = 2,6419$$

$$I_{GCI,p_u}(\Phi_f) = 1,25 * \frac{2,7647 - 2,7641}{1,3^{2,6419} - 1} = 0,00074$$

$$I_{GCI,p_u}(\Phi_m) = 1,25 * \frac{2,7641 - 2,7629}{1,3^{2,6419} - 1} = 0,00148$$

Logo o resultado numérico é apresentado conforme apresentado abaixo, seguindo-se a estimativa GCI, o qual é mais conservadora.

$$\Phi_{num} = 2,7647 \pm 0,00074$$

Caso a simulação seja realizada com malha média o resultado será:

$$\Phi_{num} = 2,7641 \pm 0,00148$$

O valor encontra-se dentro dos limites apresentados pelo *software*, onde o mínimo seria aquele apresentado pela força do impulso na pressão ambiente, e o máximo seria a força do impulso gerada no vácuo.

O modelo matemático se mostrou coerente com os valores esperados, porém não há material que suporte o fluxo de calor gerado internamente, conforme se pode ver na FIGURA 5.9, sendo assim artifícios é necessário para viabilizar a construção do equipamento e então suportar os calores gerados internamente. A segunda etapa das simulações foi realizada para otimização do projeto, com o intuito de reduzir o aporte térmico sofrido pelas paredes do maçarico supersônico.

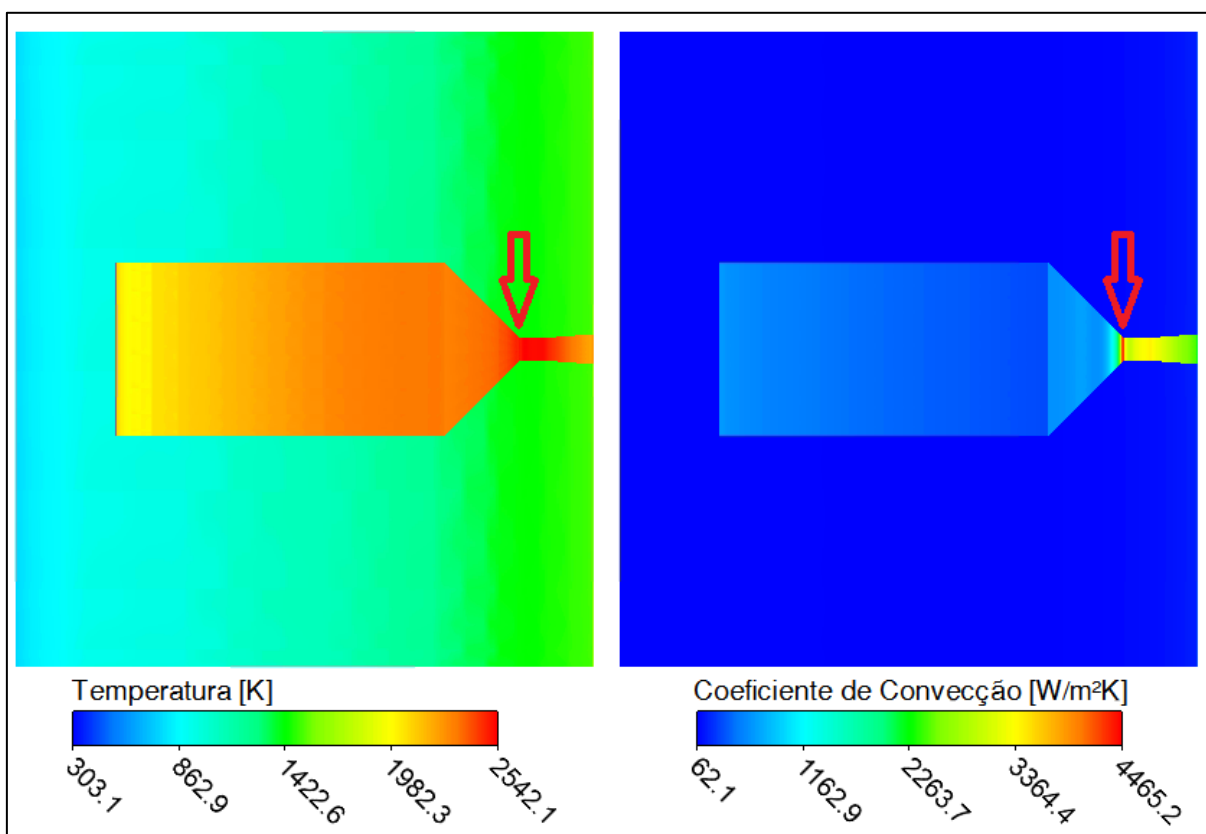


FIGURA 5.9 - Resultados de temperatura na parede e coeficiente de convecção, com destaque para a região da garganta (região mais crítica).

FONTE: Autor

O ponto indicado pela seta em vermelho na FIGURA 5.9 é a região mais crítica, pois nele está o maior coeficiente de convecção e temperatura na parede, portanto é o ponto onde é necessário reduzir o aporte térmico. Sendo assim, a próxima seção apresenta os resultados do

estudo realizado para reduzir este aporte térmico a níveis operacionais para um equipamento industrial.

5.2. Otimização do projeto utilizando CFD

Utilizando do modelo já validado quando comparado a uma biblioteca já testada por outros autores, nesta seção é apresentado os resultados aplicando-se o modelo para otimização da geometria e dos fluxos internos na câmara de combustão até atingir níveis operacionais para um equipamento industrial.

Mantendo-se a mesma geometria da seção anterior, modificando apenas a entrada do domínio, conforme explicado na seção 4.2, a FIGURA 5.10 apresenta o resultado do campo de temperatura com o filme de resfriamento. É possível observar que de fato houve redução da temperatura nas proximidades da parede, porém não o suficiente para refrigerar todo o comprimento da câmara de combustão.

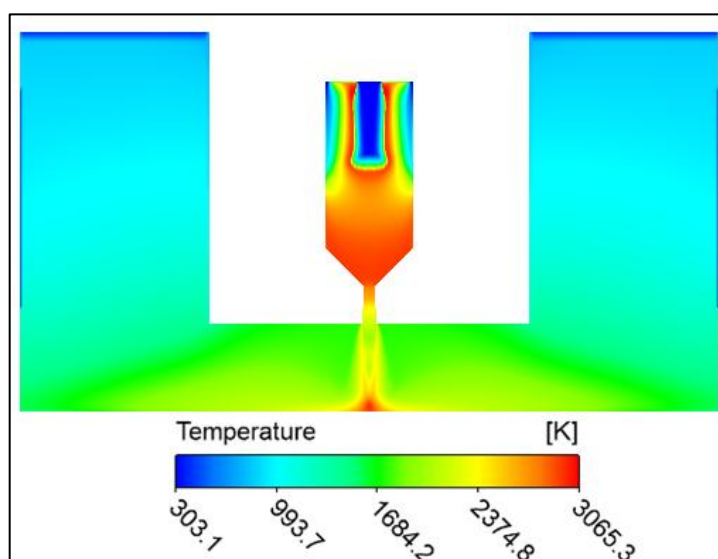


FIGURA 5.10 - Resultado de temperatura para o bocal com filme de resfriamento e convergente a 45°.

FONTE: Autor

Desta forma, foi necessário modificar a geometria, porém mantendo os mesmos modelo em CFD, para reduzir a temperatura no interior da câmara de combustão. Reduziu-se o ângulo convergente de 45° para 30°, o qual eliminaria a região mais quente apresentada na simulação anterior. A FIGURA 5.11 presente o resultado com a geometria alterada.

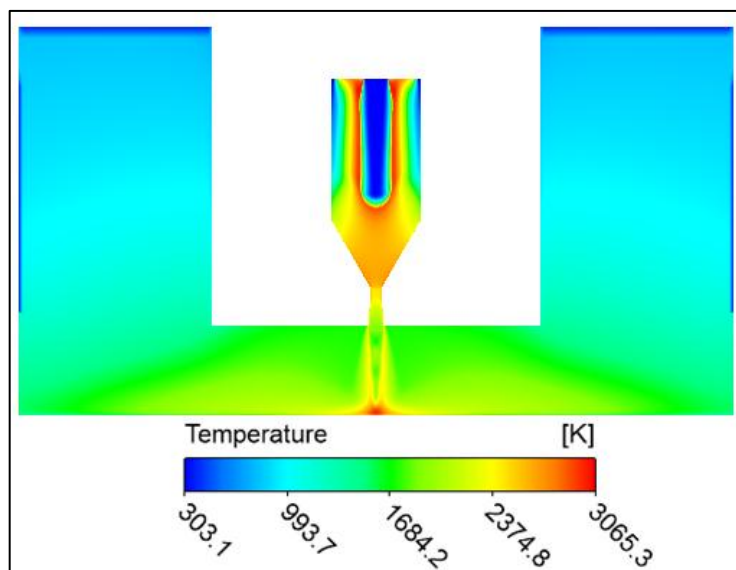


FIGURA 5.11 - Resultado de temperatura para o bocal com filme de resfriamento e convergente a 30°.

FONTE: Autor

Observa-se no campo de temperatura que a temperatura nas proximidades da parede no interior da câmara de combustão caiu consideravelmente, aproximando-se dos valores sugeridos por SILVA (2011), em torno de 2000K. O filme de resfriamento ficou mais alongado, melhorando assim sua eficiência. A zona de reação também foi alongada consideravelmente, em função da redução do tamanho da câmara de combustão.

Para verificar se o aporte térmico próximo à parede da câmara de combustão houve melhora, a FIGURA 5.12 apresenta os resultados na parede e coeficiente de convecção para o bocal com filme de resfriamento e Temperatura na parede, comparando-o aos resultados apresentados na FIGURA 5.9.

Com a queda da temperatura na câmara de combustão em função da redução do ângulo convergente, o impulso gerado pelo bocal caiu para 2,73 [N], o que não comprometeria o funcionamento do bocal supersônico. O filme de resfriamento se mostrou uma ferramenta eficiente e crucial na refrigeração da câmara de combustão, sem ela seria muito difícil conseguir refrigerar o equipamento a um nível que permita operar por períodos mais longos, e ainda assim o equipamento reduziu em apenas 1,4% o momento gerado.

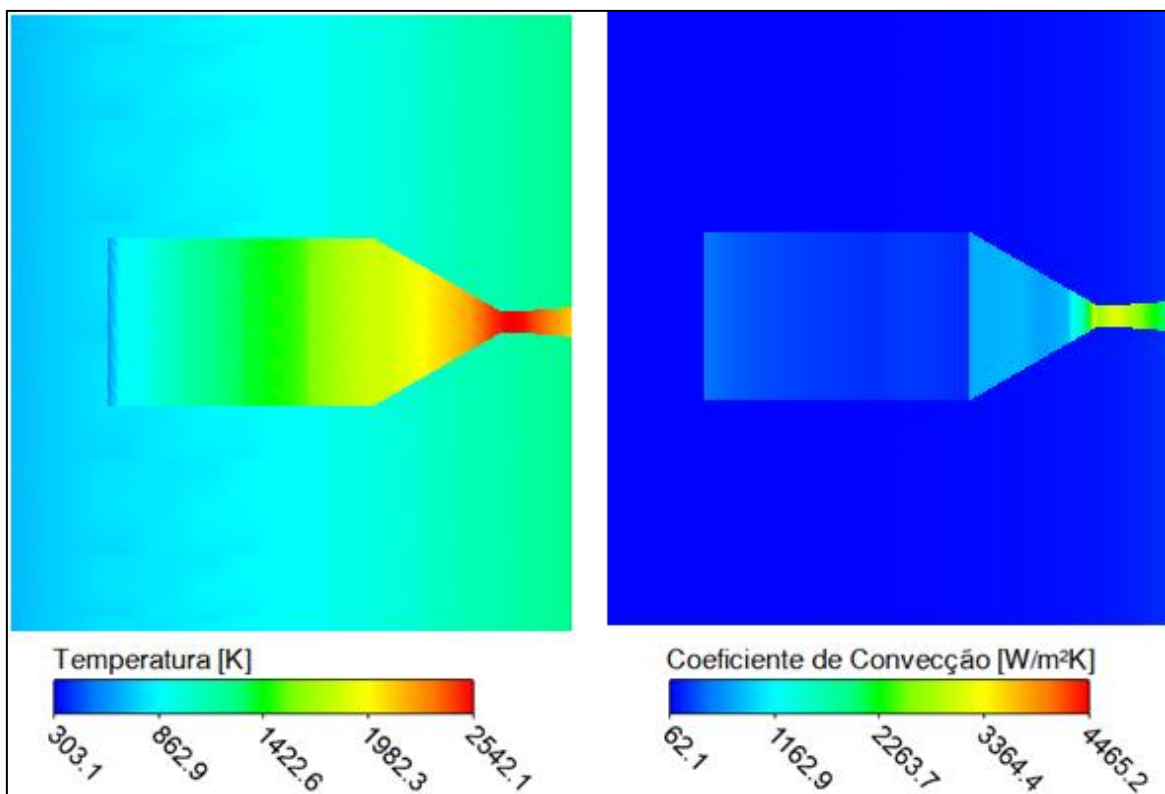


FIGURA 5.12 - Resultados de temperatura na parede e coeficiente de convecção, com destaque para a região da garganta (região mais crítica).

FONTE: Autor

Observa-se que a temperatura nas proximidades da parede ao longo da câmara de combustão caiu consideravelmente (em relação à FIGURA 5.9), no entanto a garganta do bocal ainda continuou à apresentar temperaturas elevadas, o qual só seria possível contornar com um sistema de refrigeração à água eficiente.

Observa-se na FIGURA 5.13, onde é apresentado o contorno de energia cinética turbulenta e dissipação turbulenta, que a turbulência é gerada e grandemente dissipada na interface do jato supersônico e ar ambiente, fazendo com que o fluido estagnado seja arrastado/infiltrado pelo jato supersônico, que conseqüentemente perde sua velocidade, e aumenta o fluxo de massa. Outro ponto que gera e dissipa turbulência é o local de choque do jato/placa, onde gera uma região estagnante.

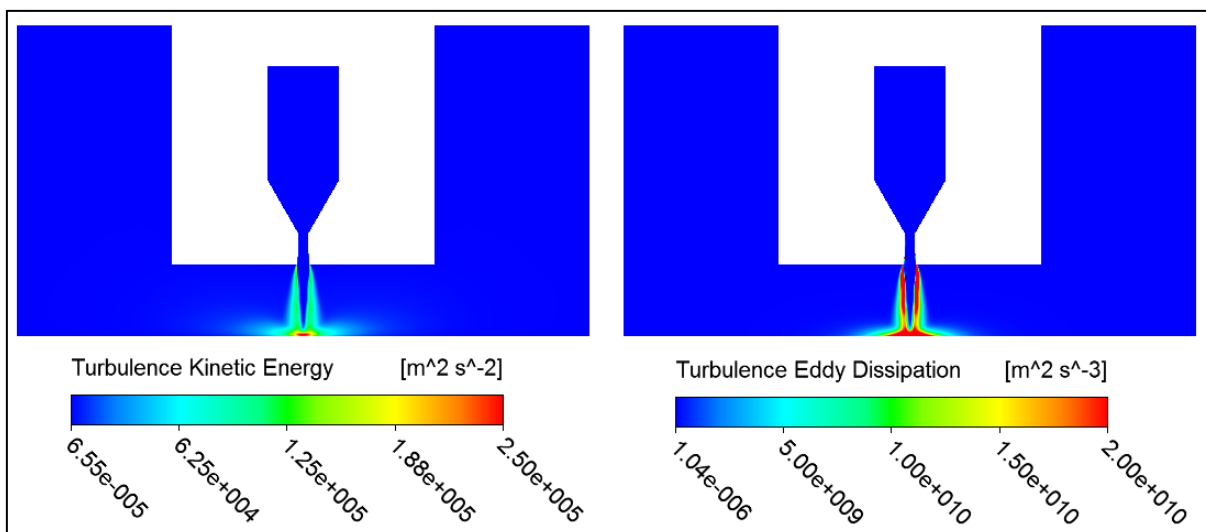


FIGURA 5.13 - Contorno da energia cinética turbulenta e Dissipação turbulenta.

FONTE: Autor

Este comportamento pode ser observado novamente na FIGURA 5.14, onde é mais fácil observar que a energia cinética turbulência é originada na interface do jato supersônico e em maior intensidade no local de choque do jato/chapa. Este comportamento é similar ao apresentado na FIGURA 5.15, onde apresenta uma shadowgrafia de um jato supersônico, o qual se destacou os vórtices turbulentos (onde se concentram a energia turbulenta).

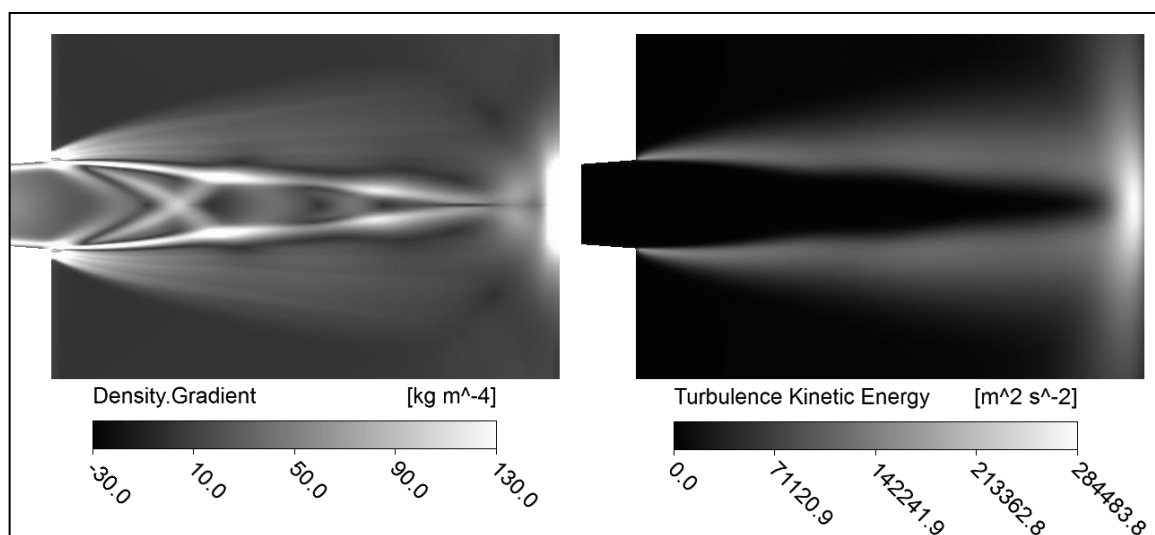


FIGURA 5.14 – Contorno de densidade limitado para caracterizar o jato supersônico e energia cinética turbulenta.

FONTE: Autor

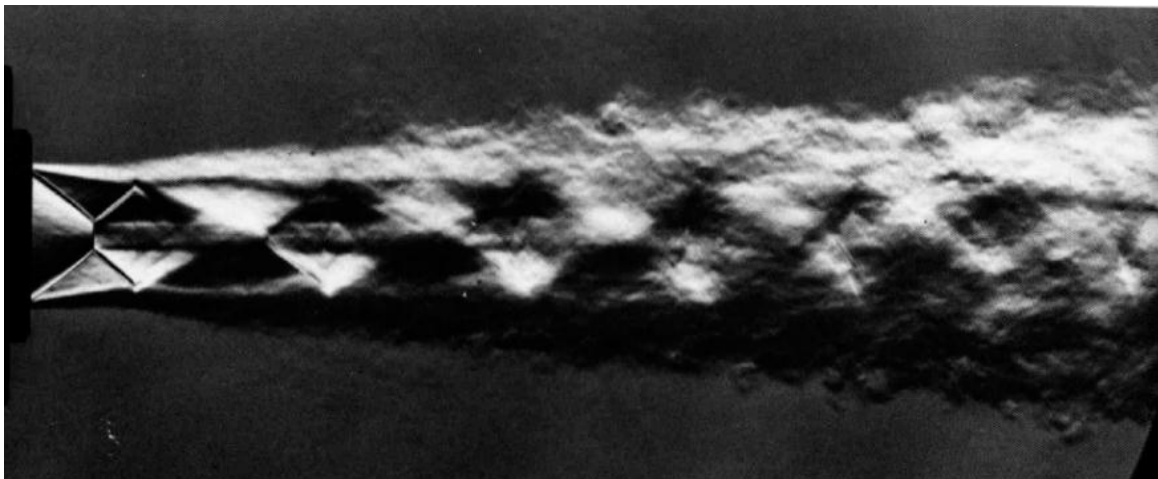


FIGURA 5.15 - Estrutura de um jato supersônico e sua interface com o ambiente. Mach = 1.8.
FONTE: DYKE, 1988

Observe na FIGURA 5.16, um comparativo para um jato subsônico, o quanto a energia cinética turbulenta está presente no núcleo do jato.

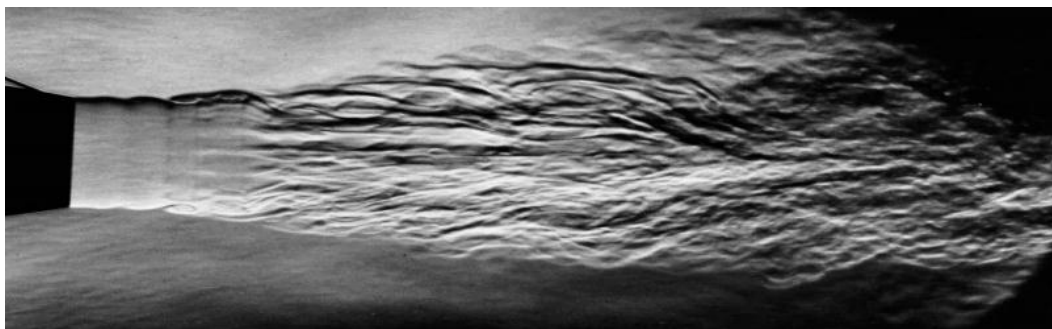


FIGURA 5.16 - Estrutura de um jato livre subsônico. Re = 105.
FONTE: DYKE, 1988

Na interface jato/ambiente, o regime do escoamento volta a ser subsônico, e é nesta região onde os elementos que não haviam sido completamente queimados no interior da câmara de combustão, voltam a ser queimados. A FIGURA 5.17 apresenta o resultado do campo de distribuição da fração mássica de várias espécies químicas, o qual é possível notar que a combustão foi quase completamente realizada no interior da câmara de combustão, saindo um volume de oxigênio considerável, que será capaz de reagir com o metal a ser cortado.. Outro fator interessante, é que nas proximidades de choque do jato/chapa, a fração mássica de oxigênio está em torno de 0,4. O propano é totalmente consumido até uma determinada região ainda dentro da câmara de combustão, porém a combustão não foi completa.

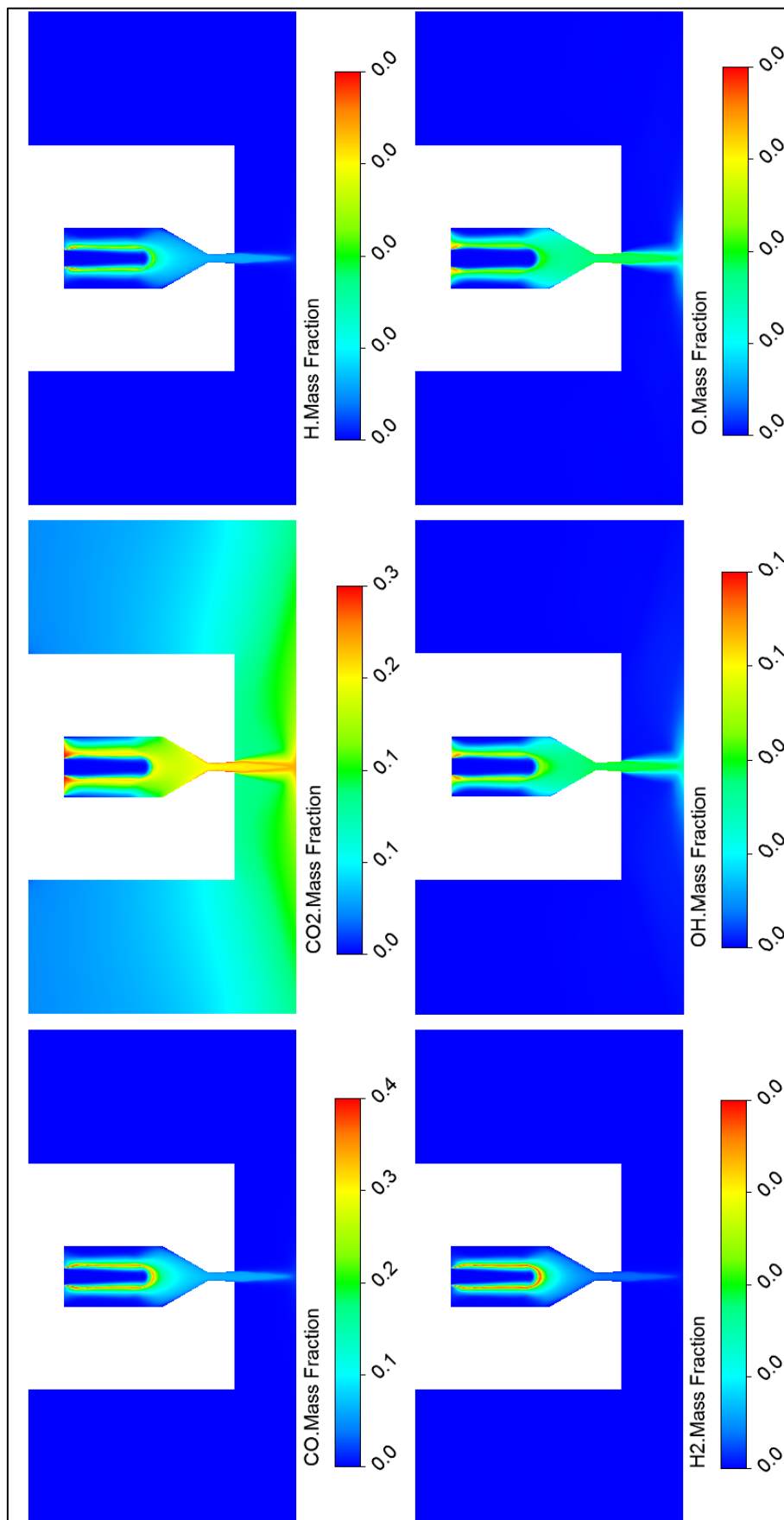


FIGURA 5.17 – Campo de fração mássica para várias espécies na condição otimizada.

FONTE: Autor

A combustão foi completada assim que se iniciou a mistura com o ambiente, e pelo excesso de oxigênio no escoamento a combustão se completou exatamente na interface jato/ambiente.

A FIGURA 5.18 apresenta os vetores de velocidade do escoamento. É destacada na imagem, através de linhas sólidas, a região de interface jato/ambiente, observa-se nas ampliações (b) e (c) o quanto o jato supersônico aspira o ar ambiente, causando inclusive um grande vórtice (b). Já no interior da câmara de combustão, o escoamento tende a ser direcionado para o bocal de saída, no entanto, os fluxos de mistura (central) e de oxigênio para o filme de resfriamento se atraem até se coalescerem.

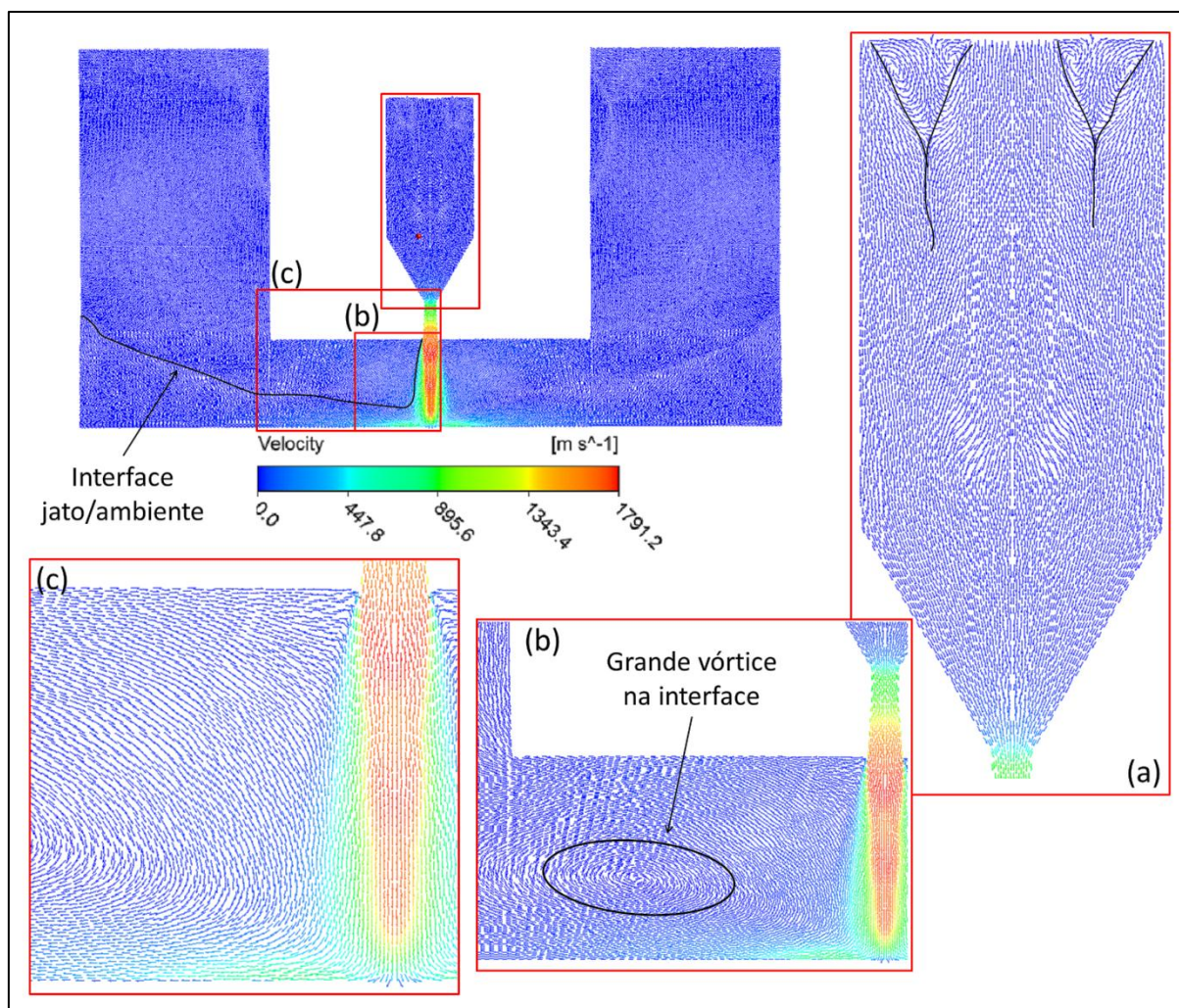


FIGURA 5.18 - Linhas de corrente do escoamento. Destaque para algumas regiões do escoamento e interfaces turbulentas no escoamento.

FONTE: Autor.

Algumas características importantes no escoamento foram apresentadas e discutidas na presente seção. Observou-se que o modelo de turbulência apresentou coerência nas regiões de

energia cinética turbulenta e dissipação turbulenta. As linhas de corrente apresentaram algumas características interessantes no escoamento, e que interferem diretamente no regime de combustão. Outro ponto a ser destacado é a necessidade de se ter o filme de resfriamento no escoamento, onde se conseguiu atingir temperaturas aceitáveis nas proximidades do material.

A ferramenta de CFD se mostrou grande aliada ao desenvolvimento de novos projetos, onde se é possível estimar falhas e corrigi-las antes de se fabricar um protótipo, como por exemplo, uma pequena alteração no ângulo convergente (45° para 30°) resultou em uma redução considerável na temperatura próxima a parede, sem perdas significativas de empuxo.

Na próxima seção o maçarico supersônico será comparado ao maçarico convencional. Para isto será conduzida uma nova etapa de simulações para simular o maçarico convencional, permitindo compara-lo numericamente.

5.3. Comparativo com maçarico convencional utilizando CFD

A tecnologia para corte de materiais metálicos foi desenvolvida e dimensionada, porém para conhecer e comparar com o maçarico convencional esta seção possui suma importância pois é onde será comparado as duas tecnologias e suas diferenças. Como informado na metodologia, o objetivo principal dessa seção é comparar qualitativamente as duas tecnologias. As simulações do maçarico convencional foram realizadas, com os mesmos modelos, e vazões apresentados na seção de metodologia. O tempo computacional necessário foi similar às simulações anteriores realizadas. Sendo assim, para conhecer melhor as características do maçarico convencional é apresentado na FIGURA 5.19 os resultados do campo de temperatura, pressão e velocidade.

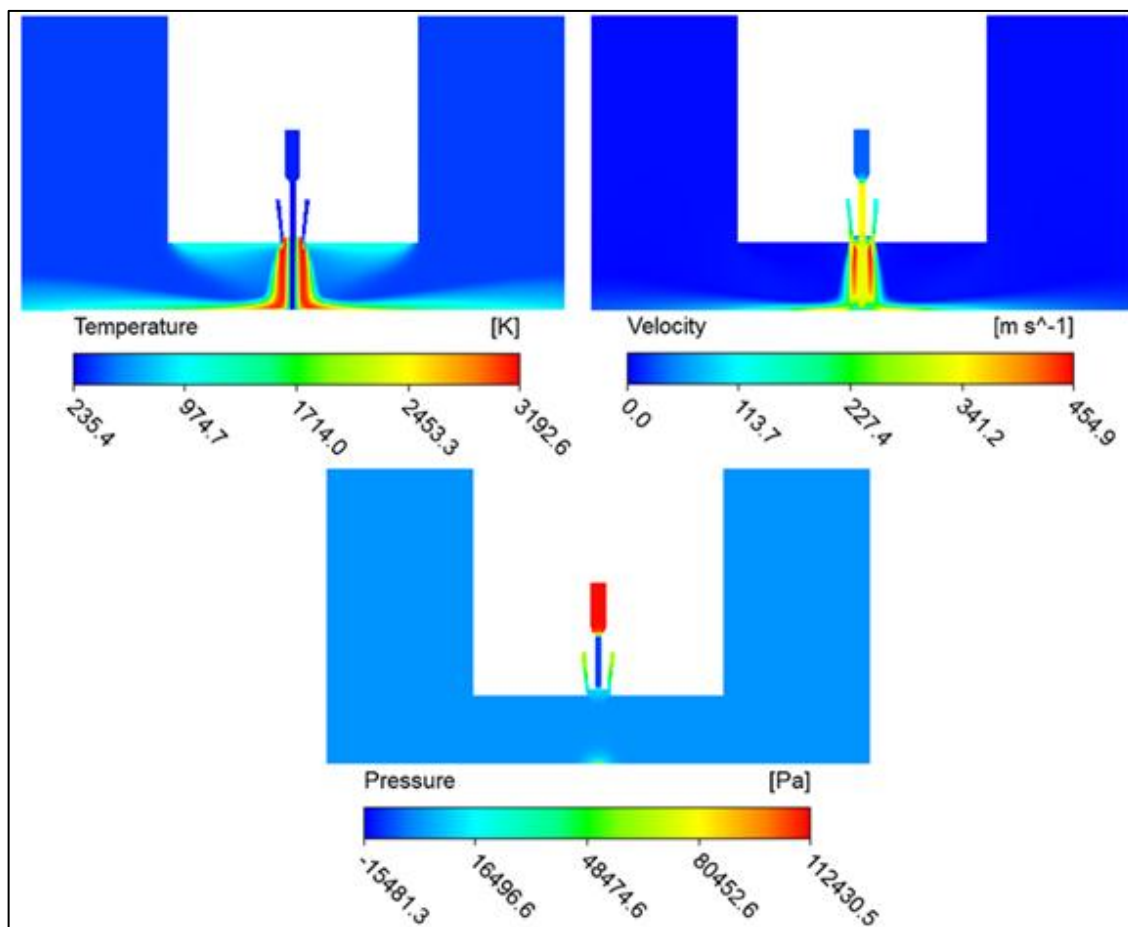


FIGURA 5.19 - Resultado gráfico de Temperatura, Velocidade e Pressão do maçarico convencional.
 FONTE: Autor

Para comparar o maçarico convencional com o maçarico supersônico, será realizado a comparação dos campos de Potencial de oxigênio e da transferência de calor Jato/Chapa.

5.3.1. Potencial de oxigênio

O Potencial de oxigênio representa a energia contida na presença do oxigênio livre para que este possa realizar o trabalho de reação com os outros elementos, até que este atinja o estado de equilíbrio e não reaja mais com outros elementos. A equação 5.1 é utilizada para calcular o potencial de oxigênio. (LUCIO, 1981)

$$\mu_{O_2} = RT \ln P_{O_2} \quad 5.1$$

Sendo, R é a constante universal dos gases ideais, T a temperatura local e P_{O_2} a pressão parcial do oxigênio, onde é considerada a fração molar de oxigênio.

Assim o potencial de oxigênio pode ser comparado entre os dois equipamentos, pois há uma compensação entre a temperatura e a fração molar de oxigênio local. No maçarico convencional a presença de oxigênio é abundante no ponto de corte, porém a temperatura é mais baixa, enquanto no maçarico supersônico a temperatura já é maior, enquanto a fração molar de oxigênio é reduzida. A FIGURA 5.20 apresenta o comparativo entre o potencial de oxigênio entre os dois equipamentos.

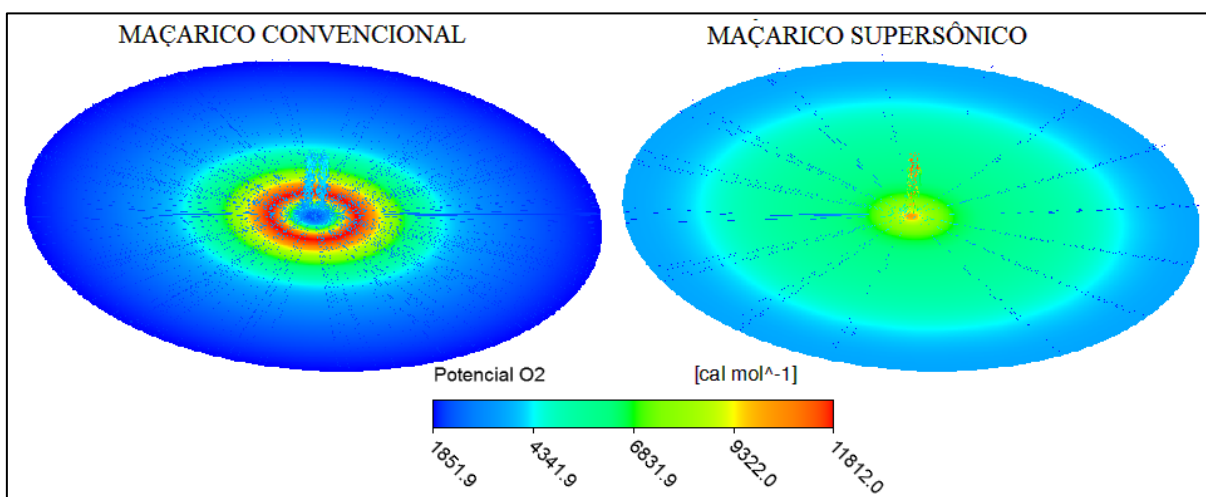


FIGURA 5.20 - Resultado de Potencial de oxigênio comparativo entre maçarico convencional e supersônico.
FONTE: Autor.

Observa-se que o maior potencial de oxigênio no maçarico convencional afasta-se do centro do jato, isso ocorre devido ao jato de oxigênio ser frio, mesmo que seja extremamente puro. Pode haver um erro neste campo, pois não foi considerada a deformação que acontece no momento de realizar o corte, ou seja, esse potencial de oxigênio muito elevado na periferia do corte pode estar errado, acredita-se que o potencial de oxigênio do maçarico convencional seja muito inferior ao maçarico supersônico devido à temperatura da chama. Observa-se no maçarico supersônico que a tendência seja concentrar o potencial de oxigênio no ponto de corte, função de ser a região possuir a maior temperatura do escoamento, mesmo que esta possua uma redução na disponibilidade de oxigênio.

Espera-se que seja possível manter níveis de oxidação similares ao maçarico convencional, porém caso não seja possível, um ponto interessante do maçarico supersônico é a possibilidade de se modular as vazões de gases e oxigênio, assim, é possível reduzir ou elevar o grau de oxigênio do jato supersônico central conforme a necessidade.

5.3.2. Transferencia de calor jato/chapa

A equação de MARTIN (1977) não abrange nenhuma das situações em estudo neste trabalho, pois o queimador em torno do jato principal altera consideravelmente o comportamento do jato no maçarico convencional, enquanto no maçarico supersônico o jato supersônico quente supera os limites recomendados. No entanto é possível observar que o coeficiente de transferência de calor, o qual é diretamente proporcional ao número de Nusselt é uma relação do numero de Reynolds e uma função geométrica do Jato. Assim quando aumentamos a velocidade do jato, a tendência é que o coeficiente de convecção entre o jato e a placa plana também se eleve, comportamento este que pode ser observado nos resultados das simulações (FIGURA 5.21).

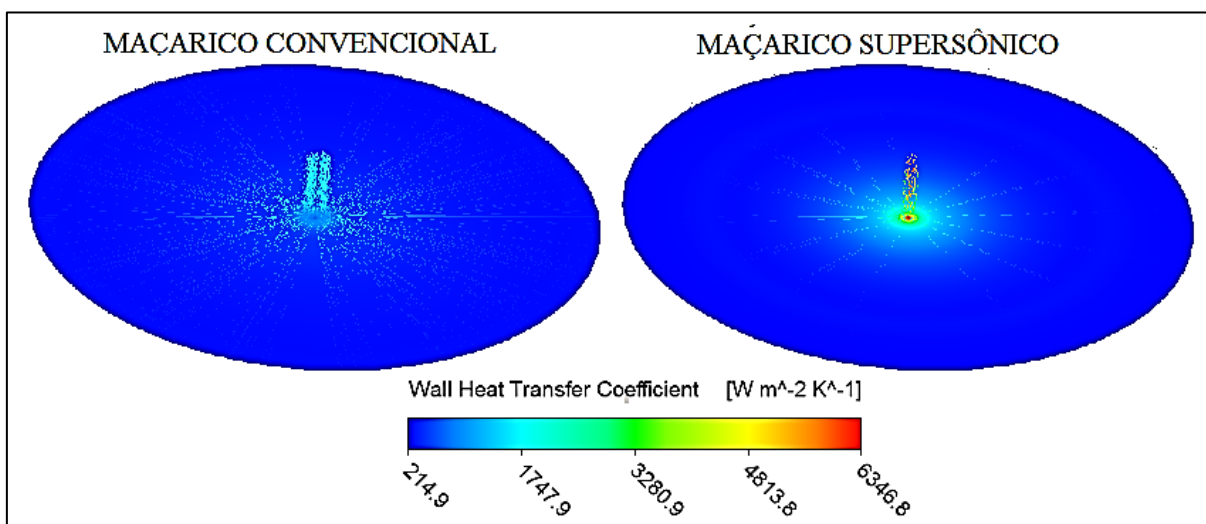


FIGURA 5.21 - Resultado de coeficiente de convecção comparativo do maçarico convencional e supersônico.
FONTE: Autor

Observa-se que o coeficiente de transferência de calor do maçarico supersônico é entre 6 a 10 vezes maior do que os valores praticados no maçarico convencional, e concentrado no ponto central do jato. Outro valor muito importante é a temperatura do gás nas proximidades da chapa, conforme apresentado pela FIGURA 5.22.

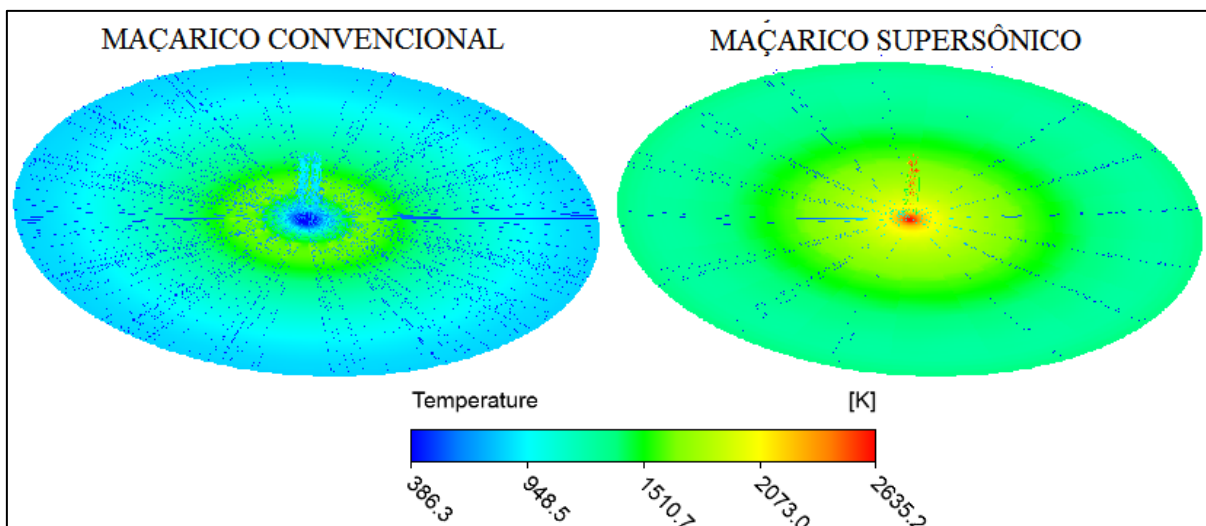


FIGURA 5.22 - Resultado de temperatura adjacente à placa comparativo do maçarico convencional e supersônico.

FONTE: Autor

Observa-se que o jato supersônico quente proporcionou ao maçarico supersônico um ponto muito concentrado de temperatura elevada (coincidente ao maior coeficiente de convecção), o que permitida um auxílio do calor proveniente dos gases no auxílio do corte. Com valores tão elevados de temperatura e coeficiente de convecção, espera-se um melhor aproveitamento da energia gerada da combustão para auxiliar o processo de corte, visto que o potencial de oxigênio se manteve similar ao maçarico convencional.

Portanto, as características obtidas no jato supersônico quente se aproximam do processo de corte a plasma, o qual se possui grande concentração de temperatura no núcleo do corte. Porém a possibilidade de regular a chama para que esta seja muito oxidante concede ao processo desenvolvido neste trabalho a versatilidade e baixo custo do oxicorte. Dados experimentais serão fundamentais para validação da teoria trabalhada neste trabalho, porém as simulações computacionais se mostraram uma ferramenta excelente para o desenvolvimento de um novo método de corte, baseado no oxicorte com a aplicação de conceitos de um motor foguete.

6. CONCLUSÕES

Com base nos materiais e métodos utilizados, chegou-se à algumas conclusões:

- A fluidodinâmica computacional se mostrou grande aliada no desenvolvimento de projetos, reduzindo os custos, riscos e principalmente elevando-se o conhecimento de detalhes no escoamento, onde experimentalmente seriam extremamente difíceis de serem notados;
- Necessita-se de malhas finas para que detalhes possam ser visualizados no escoamento supersônico. Observou-se que quanto mais fina a malha, maior é a captura das intensidades das ondas de choque;
- O modelo de turbulência $k\varepsilon$ adaptado desenvolvido por ABDOL-HAMID *et al* (2004) apresentou resultados concernentes ao esperado, sendo este satisfatório;
- A utilização do modelo de combustão de velocidade de queima turbulenta (BVM) foi muito interessante, pois com ele foi possível estimar a frente de chama com certa precisão, e então manipular o tamanho da câmara de combustão para que esta tivesse o tamanho ideal, sem afetar o desempenho do equipamento;
- Mesmo utilizando modelos de combustão detalhada, a convergência do problema foi muito satisfatória;
- As simulações computacionais apresentaram incertezas numéricas bastante aceitáveis, quando comparada à variações presente no processo oxicorte (composição de gases, incerteza medidores de vazão, regulagem de válvulas, etc.);
- A utilização da garganta com trecho reto afeta o desempenho do bocal supersônico devido a formação de ondas de choque;
- O filme de resfriamento é uma ótima ferramenta para que se obtenham temperaturas aceitáveis nas proximidades da parede. Sem ele seria quase impossível desenvolver uma refrigeração suficiente para um equipamento com tempos operacionais maiores;
- O convergente com 30° se mostrou melhor quando comparado ao de 45° , pois assim se reduziu a região de temperatura crítica na câmara de combustão;
- A região de energia cinética turbulenta estimada pela simulação computacional vai de encontro à região de um jato supersônico real;
- De acordo com os resultados comparativos entre o maçarico convencional e maçarico supersônico, viu-se que os problemas existentes no maçarico convencional (formação

de escória, corte irregular, grande extensão da zona termicamente afetada) serão resolvidos pelo equipamento desenvolvido neste trabalho;

- A fração de oxigênio no corte é fator preponderante para a eficiência de corte do maçarico convencional, no entanto, a maior temperatura concentrada na região de corte do maçarico supersônico faz com que o potencial de oxigênio seja compensado;
- A modelagem fluidodinâmica utilizada para se estimar a diferença de transferência de calor jato/chapa, obtendo-se valores entre 6 a 10 vezes superior para o jato supersônico quente, o que resultará em maior velocidade de corte;
- A temperatura na região de impacto do jato se concentrou na região de corte, reduzindo o efeito difuso presente no oxicorte convencional. Isto faz com que o processo do maçarico supersônico se assemelhe ao processo de corte a plasma. Porém, é vital que procedimentos experimentais sejam realizados para validar os valores obtidos computacionalmente.

6.1. Sugestões de trabalhos futuros

- Validar experimentalmente as simulações em CFD realizadas no presente trabalho;
- Melhorar o modelo de combustão para operar em regime equilíbrio químico e não equilíbrio químico;
- Implementar e testar o modelo de turbulência proposto por SAEGELER *et al* (2012);
- Validar com o uso de termo-câmera o campo de temperatura durante o processo de corte, comparando o maçarico supersônico e convencional;
- Dimensionar o equipamento para várias faixas operacionais;
- Desenvolver uma refrigeração eficaz para o bico do maçarico supersônico, pensando na escala industrial;
- Realizar experimentos em grandes espessuras, e outros materiais.

ABSTRACT

The processes to cutting metals materials have great importance in industrial production chain. Nowadays have a large number of cutting processes known as Oxycutting, Plasma cutting, Laser cutting and Water Jet cutting. The oxycutting process has the less operational cost, however the quality of the cutting is too poor than other process. This job has as the main goal the development of an oxycutting process, incremented by Rocket's Theory. Using as development tool, the computational fluid dynamics (the commercial software Ansys CFX[®]). The turbulence model choose was the $k\varepsilon$ adaptation to hot supersonic flow, developed by ABDUL-HAMID et al (2004) and the combustion model was the Burning Velocity Model (BVM). The results were validated by CEA software with great precision. The heat transfer by jet/plate was localized in cutting point, what probability will have a better cutting quality than oxycutting.

Keywords: Oxycutting, Computational Fluid Dynamics, CFD, Turbulence, Combustion

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- 1 ABDOL-HAMID, K.; MASSEY, S. J.; ELMILIGUI, A. **Temperature corrected turbulence model for high temperature jet flow.** Transactions of ASME. Vol 126. 844-850. 2004.
- 2 AGOSTINI, M. H.. **Processos de corte industriais.** 126f. Dissertação. Escola de Engenharia de Piracicaba, 2006.
- 3 ALAM, M.; NASER, J.; BROOKS, G. **Computational fluid dynamics simulation of supersonic oxygen jet behavior at Steelmaking Temperature.** Metallurgical and materials transactions B. Vol. 21B. 636-645. 2010
- 4 ALVES, A. C. **Verificação de soluções numéricas da equação de laplace 2D com malhas triangulares e múltiplas extrapolações de richardson.** Tese. Universidade Federal do Paraná, Curitiba. 2010.
- 5 ANDERSON, J. D. **Modern compressible flow.** 1 ed. New York: McGRAW Hill, 1982.
- 6 ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics.** 1 ed. New York: McGRAW Hill, 1984.
- 7 ANGELI, L. L. P. **Comparação de características do processo de corte a plasma com o oxicorte.** Monografia. Escola de engenharia de Piracicaba. 77p. 2011.
- 8 ANSYS CFX Release 14.0. Theory Guide. **User's guide.** ANSYS. 2011
- 9 ANSYS Fluent Release 14.0. Theory Guide. **User's guide.** ANSYS. 2011
- 10 ARAKI, L. K. **Verificação de Soluções Numéricas de Escoamentos Reativos em Motores-Foguete.** 224f. Tese. Universidade Federal do Paraná. Curitiba. 2007.

- 11 ASME. V&V 20-2009. **ASME Standard for Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics and Heat Transfer** . American Society of Mechanical Engineers.
- 12 BACCHI, R. D. A., **Escoamentos Reativos e Combustão: Fundamentos e Modelagem Computacional**. Rio de Janeiro : ESSS, 2011.
- 13 BARROS, J. M. **Escoamento reativo em desequilíbrio químico em bocais convergente-divergente**. Dissertação. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. 214p. 1993
- 14 BARRY, P. **Methane Blast**. 2007. Disponível em: < http://science1.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2007/04may_methaneblast/>. Acesso em 08 junho 2013.
- 15 BRAEUNING, R. A. **Rocket Propulsion**. 2012. Disponível em: <<http://www.braeunig.us/space/index.htm>>. Acesso em 04 maio 2013.
- 16 BRAY, K. N. C. **Atomic recombination in a hypersonic wind tunnel nozzle**. Journal of Fluid Mechanics. Vol. 6. p. 1-32. 1959
- 17 BRINE, E. **Benefícios do corte a plasma versus oxicorte**. Disponível em <http://www.cimm.com.br/portal/artigos/12183-beneficios-do-corte-a-plasma-versus-oxicorte>. Acesso em 15 maio 2015.
- 18 ÇENGEL, Y. A., BOLES, M. A. **Termodinâmica**. 7 ed. McGraw Hill. 2013.
- 19 DREESEN, D; BRETZ, R. Coiled-Tubing-Deployed Hard Rock Thermal Spallation Cavity Maker. 2003. Disponível em http://www.netl.doe.gov/File%20Library/Research/Oil-Gas/ST02FE15_Phase1_Final.pdf. Acesso em 07 dezembro 2014.
- 20 DYKE, M. V. **An album of fluid motion**. 4th edition. USA. 1988.
- 21 FERZIPER, J. H., PÉRIC, M. **Computational Methods for Fluid Dynamics**. Springer. Berlim. 1996.

- 22 GERMER, E. M., **Avaliação do efeito da geometria da seção convergente em tuberias de motor-foguete**. Tese. Universidade Federal do Paraná. 207p. 2014.
- 23 GLIZMANENKO, D. E.; YEVSEYEV, G. **Gas welding and cutting**. Moscou: Peace Publishers, 1960. 430 p.
- 24 GOMEZ, D. A. **Análise do escoamento compressível de gás natural em espaços anulares com restrições para a elevação de Petróleo**. Dissertação. Universidade Federal do Rio de Janeiro. 2008. 142p.
- 25 GRONG, O. **Heat flow and temperature distribution in Welding**. Metallurgical modeling of welding. 2nd ed. Inglaterra. 112p. 1996.
- 26 GORDON, S.; MACBRIDE, B. J. **Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shock and Chapman-Jouguet detonations**. Washington, D. C.: NASA, 1976. (NASA SP-273)
- 27 GUERRA, M. S. L; BARROS, J. M.; MAIA, B. T; NASCIMENTO, L. M.; TAVARES, R. T. **Mathematical simulation of blow through supersonic nozzles**. AISTech 2011.
- 28 HARRIS-BRASTAK. **Bicos de corte CT-1503**. Disponível em: http://www.harris-brastak.com.br/produtos/equipamentos/bicos-de-corte-e-goivagem/item/bico-de-corte-ct-1503?category_id=13. Acessado em 10/06/2015)
- 29 HEINZ. **A model for the reduction of the turbulent energy redistribution by compressibility**. Physics of Fluids, vol. 15, no. 11, pp. 3580-3583, 2003.
- 30 INCROPERA, F. P.; DEWITT, D. P. **Fundamentos de Transferência de Calor e de Massa**. 5. ed. Rio de Janeiro: LTC-Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2003.
- 31 KOU, S. **Heat flow during welding**. Welding metallurgy. EUA. Ed. John Willey & Sons. P29-59. 1987.
- 32 LAROCA, F. **Solução de escoamentos reativos em bocais de expansão usando o método dos volumes finitos**. Dissertação. 113p. Universidade Federal de Santa Catarina. 2000

- 33 LAUNDER, B.E.; SPALDING, D.B. **The numerical computation of turbulent flows.** Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1974.
- 34 LÚCIO, A. – Físico-Química Metalúrgica (1ª e 2ª Partes). UFMG, 677p., Belo Horizonte, 1981.
- 35 MACHADO, G. B. **Metologias para desenvolvimento de combustíveis e determinação da velocidade de propagação de chama em motores de ignição por centelha.** Tese. Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro. 297p. 2012.
- 36 MAIA, B. T. **Efeito da configuração do bico da lança na interação jato-banho metálico em convertedor LD.** Dissertação. Universidade Federal de Minas Gerais. 155p. 2007
- 37 MALISKA, C. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional - 2** Edição. 2004
- 38 MARCHI, C. H. **Verificação de soluções numéricas unidimensionais em dinâmica dos fluídos.** Tese. Universidade Federal de Santa Catarina. Florianópolis. 2001.
- 39 MARCHI, C. H., HACKE, O. **Solução numérica de problema termoelástico com estimativa do erro de discretização.** ENCIT - ABCM, Curitiba. 2006.
- 40 MARTIN, H.; **Heat and Mass Transfer between Impinging Gas Jets and Solid Surfaces**, in J. P. Hartnett and T. F. Irvine, Jr., Eds., Advances in Heat Transfer, Vol.13, Academic Press, New York, 1977.
- 41 METGHALCHI, M.; KECK, J. C. **Burning Velocities of Air with Methanol, Isooctane and Indolene at High Pressures and Temperatures.** Combustion and Flame Vol. 48.191-210. 1982
- 42 PATANKAR, SUHAS, V. (1980), **Numerical Heat Transfer and Fluid Flow.** Hemisphere
- 43 PETERS, N. **Turbulent Combustion.** Cambridge University Press. 2004

- 44 RAMALHO, J. P. **Oxicorte: Estudo da transferência de calor e modelamento por redes neurais artificiais de variáveis do processo**. 2008. 129 f. Tese (Doutorado em Engenharia Metalúrgica e de Materiais) - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2008.
- 45 RAMALHO, J. P. **Processo Oxicorte**. São Paulo. 2007. Disponível em: <<http://www.infosolda.com.br/images/Downloads/Artigos/corte/processo-oxicorte.pdf>>. Acesso em 05 junho 2013.
- 46 RAMALHO, J. P.; BRANDI, S. D. **A imprecisão da equação de Rosenthal no processo oxicorte**. São Paulo. 2003. Disponível em: <<http://bt.fatecsp.br/system/articles/239/original/27.pdf>>. Acesso em 05 agosto 2014.
- 47 RAMASWAMY, M. T., **Heat affected zone studies of thermally cut structural steels**. 130f. Dissertação. Indian Institute of Science, Bangalore (India), 1989.
- 48 RESENDE, R. V. P., Modelagem matemática e desenvolvimento de metodologia computacional para a simulação numérica do escoamento bifásico de ar e ferro-gusa em canal de corrida de Alto-Forno. Dissertação. Universidade Federal de Santa Catarina. 193p. 2008.
- 49 ROACHE, P. J. **Perspective: A method for uniform reporting of grid refinement studies**. J. Fluids Eng. Vol. 106. p. 405-413. 1994
- 50 SAEGELER, S.; LIESER, J.; MUNDT C. **Improved modelling of vortical mixing for the simultion of efficient propulsion systems**. ICAS. 2012.
- 51 SILVA, L. A. **Investigação da distribuição do filme de resfriamento em um motor-foguete à propulsão líquida**. J. Aerosp.Technol. Manag., São José dos Campos, Vol.3, No.2, pp. 171-178, May-Aug., 2011
- 52 SINGER, J. M.; COOK, E. B.; Grumer, J. **Burning velocities by the Bunsen-burner method : I, hydrocarbon-oxygen mixtures at one atmosphere : II, hydrocarbon-air mixtures at subatmospheric pressures**. Gas dynamics symposium. 1955.

- 53 SLOTTMAN, G. V.; ROPER, E. H. **Historical Review**. In: Oxygen Cutting. New York: Editora McGRAW-HILL, 1951.
- 54 SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets**. 7 ed. New York: John Wiley & Sons. Inc., 2001.
- 55 URTADO, E.; LIMA, E.; BAINO, F. **Comparativo entre a produtividade e custo operacional dos processos térmicos oxicorte, plasma e laser, para cortar o material aço carbono entre espessuras de 6 à 25mm**. Conferencia de Tecnologia de Soldagem e Inspeção. 2008.
- 56 VASCONCELOS, D. B. **Introdução à mecânica dos Fluidos Computacional**. Rio de Janeiro : ESSS, 2011.
- 57 VERSTEEG, H. K., MALALASEKERA, W. **An Introduction to computational fluid dynamics**. 1995. Harlow: Pearson Education Limited
- 58 VIEGAS, F. L. **Perfuração de Rochas por Jato Supersônico Quente**. 145 f. Dissertação. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2004.
- 59 Zimont, V. L. **Gas premixed combustion at high turbulence. Turbulent Flame closure combustion model**. Experimental thermal and fluid Science. 179-186. 2000.

ANEXO A

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 87.0 PSIA

CASE =

REACTANT	MOLES	ENERGY	TEMP
	KJ/KG-MOL	K	
FUEL C3H8	1.0000000	-105056.359	293.000
OXIDANT O2	2.0000000	-151.235	293.000

O/F= 3.64000 %FUEL= 21.551724 R, EQ. RATIO= 0.996797 PHI, EQ. RATIO= 0.996797

	CHAMBER	THROAT	EXIT
Pinf/P	1.0000	1.7191	6.0000
P, BAR	6.0000	3.4902	1.0000
T, K	3331.35	3197.51	2922.81
RHO, KG/CU M	5.0631-1	3.1169-1	1.0113-1
H, KJ/KG	-517.17	-1141.29	-2456.52
U, KJ/KG	-1702.22	-2261.07	-3445.36
G, KJ/KG	-40555.4	-39570.9	-37584.6
S, KJ/(KG)(K)	12.0186	12.0186	12.0186
M, (1/n)	23.373	23.742	24.576
(dLV/dLP)t	-1.06537	-1.06166	-1.05305
(dLV/dLT)p	2.2292	2.2115	2.1473
Cp, KJ/(KG)(K)	10.2997	10.4061	10.4475
GAMMA _s	1.1189	1.1147	1.1065

SON VEL,M/SEC	1151.5	1117.3	1046.0
MACH NUMBER	0.000	1.000	1.883

PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At	1.0000	1.7484	
CSTAR, M/SEC		1723.0	1723.0
CF	0.6484	1.1430	
Ivac, M/SEC		2119.5	2471.5
Isp, M/SEC		1117.2	1969.4

MASS FRACTIONS

*CO	0.23401	0.22091	0.18986
*CO2	0.27759	0.29819	0.34699
COOH	0.00001	0.00000	0.00000
*H	0.00163	0.00145	0.00109
HO2	0.00016	0.00011	0.00005
*H2	0.00473	0.00442	0.00374
H2O	0.25572	0.26399	0.28136
H2O2	0.00001	0.00001	0.00000
*O	0.02659	0.02304	0.01620
*OH	0.07474	0.06747	0.05231
*O2	0.12481	0.12040	0.10841

* THERMODYNAMIC PROPERTIES FITTED TO 20000.K

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN
COMPOSITION

Pin = 87.0 PSIA

CASE =

	REACTANT	MOLES	ENERGY	TEMP
		KJ/KG-MOL	K	
FUEL	C3H8	1.0000000	-105056.359	293.000
OXIDANT	O2	2.0000000	-151.235	293.000

O/F= 3.64000 %FUEL= 21.551724 R,EQ.RATIO= 0.996797 PHI,EQ.RATIO= 0.996797

	CHAMBER	THROAT	EXIT
Pinf/P	1.0000	1.7830	6.0000
P, BAR	6.0000	3.3651	1.0000
T, K	3331.35	3005.21	2409.99
RHO, KG/CU M	5.0631-1	3.1478-1	1.1665-1
H, KJ/KG	-517.17	-1168.44	-2333.12
U, KJ/KG	-1702.22	-2237.47	-3190.42
G, KJ/KG	-40555.4	-37286.9	-31297.8
S, KJ/(KG)(K)	12.0186	12.0186	12.0186
M, (1/n)	23.373	23.373	23.373
Cp, KJ/(KG)(K)	2.0087	1.9844	1.9252
GAMMA _s	1.2152	1.2184	1.2267
SON VEL, M/SEC	1200.0	1141.3	1025.5
MACH NUMBER	0.000	1.000	1.858

PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At	1.0000	1.6161
CSTAR, M/SEC	1670.1	1670.1
CF	0.6833	1.1411
Ivac, M/SEC	2078.0	2355.6
Isp, M/SEC	1141.3	1905.8

MASS FRACTIONS

*CO	0.23401	*CO2	0.27759	COOH	0.00001
*H	0.00163	HO2	0.00016	*H2	0.00473
H2O	0.25572	H2O2	0.00001	*O	0.02659
*OH	0.07474	*O2	0.12481		

* THERMODYNAMIC PROPERTIES FITTED TO 20000.K

ANEXO B

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 145.0 PSIA

CASE =

REACTANT	MOLES	ENERGY	TEMP
	KJ/KG-MOL	K	
FUEL C3H8	1.0000000	-105056.359	293.000
OXIDANT O2	2.0000000	-151.235	293.000

O/F= 8.33000 %FUEL= 10.718114 R, EQ. RATIO= 0.435575 PHI, EQ. RATIO= 0.435575

	CHAMBER	THROAT	EXIT
Pinf/P	1.0000	1.7825	10.000
P, BAR	10.000	5.6102	1.0000
T, K	3035.33	2739.55	1998.88
RHO, KG/CU M	1.1469 0	7.1288-1	1.7415-1
H, KJ/KG	-259.58	-738.64	-1904.22
U, KJ/KG	-1131.53	-1525.62	-2478.43
G, KJ/KG	-29869.5	-27463.2	-21403.4
S, KJ/(KG)(K)	9.7551	9.7551	9.7551
M, (1/n)	28.943	28.943	28.943
Cp, KJ/(KG)(K)	1.6306	1.6083	1.5338
GAMMA _s	1.2139	1.2175	1.2305
SON VEL, M/SEC	1028.8	978.8	840.6
MACH NUMBER	0.000	1.000	2.158

PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At	1.00000	2.2093
CSTAR, M/SEC	1433.1	1433.1
CF	0.6830	1.2655
Ivac, M/SEC	1782.8	2130.2
Isp, M/SEC	978.8	1813.6

MASS FRACTIONS

*CO	0.03089	*CO2	0.27239	*H	0.00015
HO2	0.00026	*H2	0.00040	H2O	0.14986
H2O2	0.00001	*O	0.01489	*OH	0.03839
*O2	0.49277				

* THERMODYNAMIC PROPERTIES FITTED TO 20000.K