

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA  
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

MARIELLE DE OLIVEIRA

ANÁLISE NUMÉRICA DE PARÂMETROS DE PROJETO PARA BOCAL  
SUPERSÔNICO UTILIZADO EM APLICAÇÕES AEROESPACIAIS

Joinville

2017

MARIELLE DE OLIVEIRA

ANÁLISE NUMÉRICA DE PARÂMETROS DE PROJETO PARA BOCAL  
SUPERSÔNICO UTILIZADO EM APLICAÇÕES AEROESPACIAIS

Trabalho apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Catarina como parte dos requisitos para a obtenção do título de Engenheiro Aeroespacial.

Orientadora: Dr. Talita Sauter Possamai.

Joinville

2017

ANÁLISE NUMÉRICA DE PARÂMETROS DE PROJETO PARA BOCAL  
SUPERSÔNICO UTILIZADO EM APLICAÇÕES AEROESPACIAIS

MARIELLE DE OLIVEIRA

Esta Monografia foi julgada e aprovada como requisito parcial para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro de Joinville.

Joinville (SC), 01 de dezembro de 2017.

Banca Examinadora:

---

Dr. Talita Sauter Possamai  
Presidente/Orientador (a)

---

Dr. Renato Oba  
Coorientador

---

Dr. Eduardo De Carli da Silva  
Membro

---

Dr. Vinicius Malatesta  
Membro

## AGRADECIMENTOS

A Deus, por estar sempre presente em minha vida iluminando e fortalecendo para conseguir superar as dificuldades. À minha mãe Maristela, por ser minha primeira inspiração e por ter me incentivado a sempre buscar o melhor de mim. À minha avó Mira, pelo incentivo, por seu amor incondicional e pelas palavras de conforto nos momentos mais difíceis. Ao meu pai Marco e minha avó Maria, pelo apoio e preocupação. Ao meu namorado Leandro, por estar sempre ao meu lado com carinho e paciência, por ter sido meu professor particular durante a graduação e por ser um engenheiro completo e ter me ajudado a solucionar os problemas que surgiram ao longo deste trabalho. Ao meu irmão Marcos e sua família, por me apoiarem e incentivarem a nunca desistir. À minha irmã de coração Letícia, por todo o apoio, ajuda e carinho e principalmente por sempre estar ao meu lado fazendo da sua família a minha também. À minha orientadora Talita Possamai, por me incentivar a desenvolver trabalhos de pesquisa nesta área, por sua dedicação, por sua paciência, pelos seus conselhos e por compartilhar seus conhecimentos. Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais e ao meu supervisor de estágio Aguinaldo M. Serra Jr, por compartilhar do seu conhecimento e por auxiliar no desenvolvimento deste trabalho contribuindo com os dados experimentais que foram utilizados. Espero ter a oportunidade de realizarmos mais trabalhos juntos, pois sei que ainda tenho muito a aprender. Aos funcionários da BTSA em especial a Joana, por me apoiarem durante o desenvolvimento deste trabalho. Ao meu coorientador Renato Oba, por compartilhar seus conhecimentos e pela oportunidade de bolsa de pesquisa em que aprendi a trabalhar com os softwares que foram utilizados no desenvolvimento deste trabalho. À Professora Silvia Taglialha, por ter me dado a primeira oportunidade como monitora dentro da Universidade. À Professora Vanessa Lima, pelo apoio nas últimas etapas deste trabalho. Aos Professores Claudimir Carminatti e Derce Recouvreux, por terem sido os meus primeiros orientadores de Iniciação Científica e me inspirarem a continuar desenvolvendo novos trabalhos. A todos os colegas de turma, funcionários e demais professores da UFSC pelo apoio diário, carinho e dedicação. Agradeço em especial ao meu avô Nicolau (in memoriam), por ter sido o meu primeiro professor e sempre me incentivar a ser feliz acima de tudo.

## RESUMO

O presente trabalho investigou a construção de uma metodologia para o dimensionamento da seção divergente de bocais supersônicos utilizando perfis cônico e sino com base no desempenho a ser desenvolvido pelo sistema propulsivo. Para isso, foram realizadas duas abordagens numéricas considerando o escoamento dentro do bocal invíscido, isentrópico e compressível. A primeira utilizou a teoria clássica de equacionamento quase-unidimensional corrigida por coeficientes experimentais e a segunda foi desenvolvida utilizando um modelo bidimensional onde o cálculo do escoamento foi realizado integralmente através do Método de Volumes Finitos (MVF). A teoria clássica é recomendada por muitos autores por determinar com acurácia os parâmetros geométricos de bocais supersônicos com base no empuxo requerido a ser produzido, porém, esta abordagem não consegue estimar o comportamento do escoamento dentro do bocal que é diferente para cada tipo de perfil utilizado na seção divergente do mesmo. Por outro lado, o MVF permite interpretar o comportamento do escoamento para os diferentes perfis que foram analisados, por ser um método numérico que transforma as equações diferenciais em algébricas através da ideia física da conservação das propriedades em nível de volumes elementares e por resolver o sistema de equações que governam o escoamento com uma abordagem mais conservativa. A função de interpolação espacial adotada para calcular as propriedades em cada célula do volume de controle e em suas interfaces utilizou um modelo robusto de Upwind de segunda ordem onde os resultados foram obtidos após o escoamento estar em regime permanente. A comparação entre as abordagens numéricas permitiu realizar a verificação da metodologia proposta, e para realizar a validação da mesma, foram utilizados os dados dos testes de qualificação do motor bipropelente de 200 N desenvolvido e qualificado pelo departamento de Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), em duas diferentes configurações.

**Palavras-chave:** Bocais Supersônicos. Seção divergente. Perfis cônico e sino. Teoria clássica quase-unidimensional. Método de Volumes Finitos.

## ABSTRACT

The present work investigated the construction of a methodology for design the divergent section of supersonic nozzles using conical and bell profiles based on the performance to be developed by the propulsive system. In this regard, two numerical approaches were performed considering the flow inside the nozzle is inviscid, isentropic and compressible. The first approach used the classical theory of quasi-one-dimensional equation corrected by experimental coefficients and the second was developed using a two-dimensional model, where the flow calculation was performed integrally through the Finite Volume Method (FVM). The classical theory is recommended by many authors to determinate with accuracy the geometric parameters of supersonic nozzles based on the required thrust to be produced, however, this approach cannot estimate the flow behavior inside the nozzle that is different for each type of profile used in the divergent section. On the other hand, the FVM allows to interpret the behavior of the flow for the different profiles analyzed, because it is a numerical method that transforms the differential equations in algebras through the physical idea of the conservation of the properties in a level of elementary volumes and by solving the system of equations that govern the flow with a more conservative approach. The spatial interpolation function used to calculate the properties in each cell of the control volume and in its interfaces used a robust second-order Upwind model, the results were obtained after the flow was in a permanent regime. The comparison between the numerical approaches allowed to perform the verification of the proposed methodology, and to carry out the validation, the data tests of the 200 N bipropellant engine developed and qualified by the Department of Spatial Engineering and Technology of the National Institute for Space Research were used in two different configurations.

**Keywords:** Supersonic nozzles. Divergent section. Conical and bell profiles. Classic quasi-one-dimensional theory. Finite Volumes Method.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Diferentes classes de dispositivos de propulsão motor foguete. ....	25
Figura 2 – Princípio de funcionamento de motor foguete de pequeno empuxo, sistema de controle de atitude da Space Shuttle. ....	28
Figura 3 – Princípio de funcionamento de motor foguete de grande empuxo RS-25, motor principal da Space Shuttle. ....	29
Figura 4 – Princípio de funcionamento de motor-foguete genérico utilizando propelente sólido. ....	30
Figura 5 – Princípio de funcionamento de um propulsor eletrotérmico arcjet. ....	31
Figura 6 – Princípio de funcionamento do propulsor eletromagnético de configuração VASIMR motor VX-200. ....	32
Figura 7 – Princípio de definição do empuxo para um foguete de massa ( $m$ ) voando a velocidade ( $V_0$ ) em um ambiente a pressão ( $P_a$ ), com velocidade de exaustão dos gases ( $V_e$ ) e pressão de exaustão dos gases de ( $P_e$ ). ....	34
Figura 8 – Comparação entre os tipos de escoamentos unidimensional e quase-unidimensional. ....	37
Figura 9 – Relação entre os parâmetros de escoamento para o bocal supersônico. ....	40
Figura 10 – Parâmetros de escoamento nas diferentes seções do bocal supersônico. ....	41
Figura 11 – Variação de parâmetros (temperatura ( $T$ ), pressão ( $P$ ), velocidade ( $V$ ) e número de Mach ( $M$ )) dos gases em um bocal supersônico. ....	44
Figura 12 – Motor foguete simplificado ....	45
Figura 13 – Bocal Convergente-Divergente onde o Ponto 1 indica a entrada do bocal e o ponto 2 a saída do mesmo com suas devidas pressões ( $P$ ), temperaturas ( $T$ ), velocidade de gases ( $V$ ) e área ( $A$ ). O subíndice $t$ indica a garganta onde o número de Mach ( $M$ ) atinge o valor unitário. ....	46
Figura 14 - Esboços simplificados do comportamento dos gases de exaustão de três bocais de motores-foguete típicos para um veículo lançador de três estágios. ....	47
Figura 15 - Ilustração do motor S44 em corte. ....	48

Figura 16 – Diferentes configurações de bocal supersônico. ....	49
Figura 17 – Dados experimentais para determinar o comprimento da seção divergente em função da razão de expansão para diferentes tipos de bocais.....	51
Figura 18 – Principais parâmetros geométricos para os diferentes perfis de bocais supersônicos. ....	54
Figura 19 – Parâmetros geométricos para determinar o contorno do perfil sino. ....	55
Figura 20 – Dados experimentais de comparação entre diferentes tipos de bocais supersônicos e seus comprimentos. ....	55
Figura 21 – Dados experimentais utilizados para determinar os ângulos de inclinação da parábola do perfil sino. ....	56
Figura 22 – Fator de correção geométrico para o perfil sino.....	57
Figura 23 – Volume de controle elementar e suas faces. ....	58
Figura 24 – Célula centrada 2D-plana de um volume finito com a superfície externa da unidade normal para uma malha estruturada.....	60
Figura 25 – Vista espacial da geometria da seção divergente obtida para o perfil cônico com meio ângulo de 21 graus e empuxo de 5000 N teórico. ....	75
Figura 26 – Vistas 2D da seção divergente obtida considerando o empuxo real.....	76
Figura 27 – Vista espacial da geometria da seção divergente obtida para o perfil cônico com meio ângulo de 15 graus e empuxo de 5000 N teórico. ....	77
Figura 28 – Geometria e condições de contorno aplicadas utilizando o FLUENT para o perfil cônico de meio ângulo de 21 graus.....	78
Figura 29 – Malha de 39900 elementos quadriláteros de volumes finitos.....	79
Figura 30 – Comportamento da pressão no bocal de perfil cônico. ....	80
Figura 31 – Distribuição da pressão estática no bocal de perfil cônico. ....	80
Figura 32 – Comportamento da temperatura no bocal de perfil cônico.....	81
Figura 33 – Distribuição da velocidade em função do número de Mach dentro do bocal de perfil cônico .....	82
Figura 34 – Distribuição da velocidade em magnitude dentro do bocal de perfil cônico .....	82



Figura 35 – Distribuição da densidade dentro do bocal supersônico de perfil cônico. .....	83
Figura 36 – Vista espacial da geometria da seção divergente obtida para o perfil sino. .....	86
Figura 37 – Vistas 2D da geometria da seção divergente obtida para o perfil sino...86	
Figura 38 – Geometria e condições de contorno aplicadas utilizando o FLUENT para o perfil sino de 68%. .....	87
Figura 39 – Malha de 37300 elementos quadriláteros de volumes finitos. .....	88
Figura 40 – Comportamento da pressão no bocal de perfil sino 68%. .....	89
Figura 41 – Distribuição da pressão estática no bocal de perfil sino 68%. .....	89
Figura 42 – Comportamento da temperatura no bocal de perfil sino 68%. .....	90
Figura 43 – Distribuição da velocidade em função do número de Mach dentro do bocal de perfil sino 68%. .....	91
Figura 44 – Distribuição da velocidade em magnitude dentro do bocal de perfil sino 68%. .....	91
Figura 45 – Distribuição da densidade dentro do bocal supersônico de perfil sino 68%. .....	92
Figura 46 – Corte transversal do motor bipropelente de 200 N revestido de nióbio..	94
Figura 47 – Imagem real do motor bipropelente de 200 N revestido de nióbio. ....	95
Figura 48 – Banco de Testes com Simulação de Altitude – BTSA. .....	95
Figura 49 – Resultados obtidos através da rotina em MATLAB para o motor bipropelente de 200 N de nióbio. .....	97
Figura 50 – Vista 2D da geometria obtida através da rotina em MATLAB para o motor bipropelente de 200 N de nióbio. .....	97
Figura 51 – Geometria e condições de contorno aplicadas utilizando o FLUENT para o bocal de perfil sino 78%. .....	99
Figura 52 – Malha de 36135 elementos quadriláteros para o bocal de perfil sino 78%. .....	100
Figura 53 – Comportamento da pressão no bocal de perfil sino 78%. .....	101

Figura 54 – Distribuição da pressão estática no bocal de perfil sino 78%.....	101
Figura 55 – Comportamento da temperatura no bocal de perfil sino 78%. ....	102
Figura 56 – Distribuição da velocidade em função do número de Mach dentro do bocal de perfil sino 78%.....	103
Figura 57 – Distribuição da velocidade em magnitude dentro do bocal de perfil sino 78%. ....	103
Figura 58 – Distribuição da densidade dentro do bocal supersônico de perfil sino 78%. ....	104
Figura 59 – Corte transversal do motor bipropelente de 200 N em nova configuração. ....	105
Figura 60 – Imagem real do motor bipropelente de 200 N em nova configuração. .	106
Figura 61 – Geometria obtida através da rotina em MATLAB para o motor bipropelente 200 N em nova configuração.....	107
Figura 62 – Geometria e condições de contorno aplicadas utilizando o FLUENT para o bocal de perfil sino 66%. ....	108
Figura 63 – Malha de 44254 elementos de volumes finitos bocal de perfil sino 66%. ....	109
Figura 64 – Comportamento da pressão no bocal de perfil sino 66%. ....	109
Figura 65 – Distribuição da pressão estática no bocal de perfil sino 66%.....	110
Figura 66 – Comportamento da temperatura no bocal de perfil sino 66% ....	110
Figura 67 – Distribuição da velocidade em função do número de Mach dentro do bocal de perfil sino 66%.....	111
Figura 68 – Distribuição da velocidade em magnitude dentro do bocal de perfil sino 66%. ....	112
Figura 69 – Distribuição da densidade dentro do bocal de perfil sino 66%. ....	112

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Fontes de energia para diferentes sistemas propulsivos.....	24
Tabela 2 – Sistemas propulsivos da Space Shuttle. ....	26
Tabela 3 – Comparação de impulso específico ( $I_{sp}$ ), velocidade de saída dos gases de exaustão ( $V_e$ ), fluxo de massa no bocal ( $\dot{m}$ ) e potência entre as diferentes configurações de sistema propulsivos do tipo motor-foguete.....	36
Tabela 4 – Fator de correção para bocais de perfil cônico em função do meio ângulo da seção divergente. ....	50
Tabela 5 – Dados experimentais utilizados para determinar o comprimento do bocal de perfil cônico. ....	67
Tabela 6 – Dados experimentais utilizados para determinar o comprimento do bocal de perfil sino.....	68
Tabela 7 – Dados experimentais utilizados para determinar o comprimento do bocal de perfil cônico de referência. ....	69
Tabela 8 – Dados experimentais utilizados para determinar o fator de correção geométrico do bocal de perfil sino.....	71
Tabela 9 – Comparação entre a velocidade na saída do bocal ( $V_e$ ), fluxo de massa ( $\dot{m}$ ), área da garganta ( $A_t$ ), velocidade na garganta ( $v_t$ ) e razão de expansão ( $\epsilon$ ) calculadas entre a rotina desenvolvida em MATLAB e dados da literatura.....	74
Tabela 10 – Resultados e comparação para o modelo numérico invíscido, compressível, 2D-plano e o teórcio quase-1D para o perfil cônico. ....	84
Tabela 11 – Resultados e comparação para o modelo numérico invíscido compressível 2D-plano e o teórcio quase-1D para o perfil sino 68%.....	93
Tabela 12 – Parâmetros geométricos do propulsor bipropelente de 200 N de nióbio. ....	94
Tabela 13 - Dados dos ensaios de qualificação do motor bipropelente de 200 N de nióbio.....	96
Tabela 14 – Parâmetros geométricos obtidos através da rotina de cálculo em MATLAB para o propulsor bipropelente de 200 N de nióbio.....	98

Tabela 15 – Comparação dos dados obtidos com os experimentais. ....	98
Tabela 16 – Comparação entre os parâmetros obtidos pela metodologia e os dados reais do propulsor bipropelente de 200 N de nióbio. ....	99
Tabela 17 – Resultados e comparação para o modelo numérico invíscido compressível 2D-plano e o experimental para o motor bipropelente de 200 N de nióbio. ....	104
Tabela 18 – Parâmetros geométricos do propulsor bipropelente de 200 N em nova configuração. ....	106
Tabela 19 – Dados dos ensaios de qualificação do motor bipropelente de 200 N em nova configuração. ....	107
Tabela 20 – Resultados e comparação para o modelo numérico invíscido compressível 2D-plano e o experimental para o motor bipropelente de 200 N em nova configuração. ....	113
Tabela 21 – Resultados para as simulações com diferentes refinamentos de malha para o bocal supersônico de perfil cônico com meio ângulo de 21 graus. ....	120
Tabela 22 – Resultados para as simulações com diferentes refinamentos de malha para o bocal supersônico de perfil sino 68% ....	121
Tabela 23 – Resultados para as simulações com diferentes refinamentos de malha para o motor INPE bipropelente 200 N de nióbio perfil sino 78%.....	122
Tabela 24 – Resultados para as simulações com diferentes refinamentos de malha para o motor INPE bipropelente 200 N perfil sino 66% ....	123

## LISTA DE ABREVIações

ABDI – Agência Brasileira de Desenvolvimento Industrial.

AEB – Agência Espacial Brasileira.

AUSM - Advection Upstream Splitting Method.

BTSA – Banco de Testes com Simulação de Altitude.

CFD - Computational Fluid Dynamics.

ETE – Engenharia e Tecnologia Espacial.

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais.

MMH – Monometil-hidrazina.

MVF – Método de Volumes Finitos.

PION – Propulsor Iônico.

PHALL – Propulsor à plasma de efeito Hall.

PMM – Plataforma Multimissão.

PPT – Pulsed Plasma Thruster.

RF – Ondas de rádio frequência.

SCD – Satélite de Coleta de Dados.

SSR – Satélite de Sensoriamento Remoto.

UDMH – Dimetilhidrazina assimétrica.

VLM – Veículo Lançador de Microssatélites.

VLS – Veículo Lançador de Satélites.

VASIMR – Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket.

## LISTA DE SÍMBOLOS

$a$	Velocidade do som local.
$A_e$	Área da saída da seção divergente.
$a_t$	Velocidade do som na garganta.
$A_t$	Área da garganta.
$A$	Área de seção transversal.
$C_F$	Coefficiente de empuxo teórico.
$c_p$	Calor específico a pressão constante.
$c_v$	Calor específico a volume constante.
$d_t$	Diâmetro da garganta.
$d_e$	Diâmetro da saída.
$\epsilon$	Razão de expansão.
$F$	Empuxo fornecido.
$F_N$	Empuxo teórico.
$g$	Aceleração da gravidade na terra.
$h_0$	Entalpia de estagnação.
$h$	Entalpia local.
$I_t$	Impulso total.
$I_{sp}$	Impulso específico.
$k$	Razão de mistura global.
$L_{\text{sino}}$	Comprimento da seção divergente para o perfil sino.
$L_{\text{cônico}}$	Comprimento da seção divergente para o perfil cônico.
$\dot{m}$	Fluxo de massa.
$M_w$	Massa molecular.

$M$	Número de Mach.
$\theta_i$	Ângulo do início do contorno.
$\theta_e$	Ângulo do final do contorno.
$P_a$	Pressão ambiente.
$P_c$	Pressão na câmara de combustão.
$P_e$	Pressão na saída da seção divergente.
$P_t$	Pressão na garganta.
$P_0$	Pressão de estagnação.
$r_e$	Raio da saída da seção divergente.
$r_t$	Raio da garganta.
$R$	Constante específica de gás ideal.
$R_u$	Constante universal de gás ideal.
$T_0$	Temperatura de estagnação.
$T_t$	Temperatura na garganta.
$T_c$	Temperatura da câmara de combustão.
$V_e$	Velocidade na saída da seção divergente.
$v_t$	Velocidade local na garganta.
$v$	Velocidade local.
$v_t$	Velocidade local na garganta.
$\alpha$	Half angle.
$\gamma$	Razão de calores específicos.
$\vartheta$	Volume específico.
$\vartheta_t$	Volume específico na garganta.
$\lambda$	Fator de correção geométrico perfil cônico.
$\lambda_{\text{Sino}}$	Fator de correção geométrico perfil sino.

## SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO .....	17
1.1 OBJETIVOS GERAIS.....	22
1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	22
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	23
2.1 CLASSIFICAÇÃO DOS SISTEMAS PROPULSIVOS.....	23
2.2 PROPULSÃO TÉRMICA.....	26
2.2.1 Propulsão líquida.....	27
2.2.2 Propulsão sólida.....	29
2.3 PROPULSÃO ELÉTRICA.....	30
2.3.1 Propulsores eletrotérmicos.....	30
2.3.2 Propulsores eletroestáticos.....	31
2.3.3 Propulsores eletromagnéticos.....	32
2.4 MODELO DE FUNCIONAMENTO DOS SISTEMAS PROPULSIVOS DO TIPO MOTOR FOGUETE.....	33
2.4.1 Empuxo e definições fundamentais.....	33
2.4.2 Relações termodinâmicas aplicadas ao estudo de bocais supersônicos.....	37
2.4.3 Modelo teórico de motor-foguete ideal que utilizam o bocal supersônico.....	43
2.4.4 Classificação do bocal de acordo com a expansão dos gases.....	46
2.4.5 Diferentes configurações de bocais supersônicos.....	48
2.5 ABORDAGEM NUMÉRICA PARA ANÁLISE DE BOCAIS SUPERSÔNICOS....	57
2.5.1 Verificação e Validação.....	62
3 METODOLOGIA.....	63
3.1 DETERMINAÇÃO DOS PARÂMETROS GEOMÉTRICOS.....	64
3.1.1 Determinação dos parâmetros geométricos para o perfil cônico.....	64
3.1.2 Determinação dos parâmetros geométricos para o perfil sino.....	68
3.2 SIMULAÇÃO NUMÉRICA.....	71
4 RESULTADOS .....	73
4.1 VERIFICAÇÃO DA METODOLOGIA PARA O PERFIL CÔNICO.....	73
4.1.1 Etapa de verificação da rotina MATLAB utilizando dados sugeridos por Sutton e Biblarz (2001).....	74
4.1.2 Etapa de verificação utilizando o MVF para o perfil cônico.....	78



4.1.3 Estimativa do Empuxo e comparação dos resultados.....	83
4.2 VALIDAÇÃO E VERIFICAÇÃO DA METODOLOGIA PARA O PERFIL SINO....	85
4.2.1 Etapa de verificação utilizando dados da literatura sugeridos por Sutton e Biblarz (2001).....	85
4.2.2 Etapa de verificação utilizando o MVF para o perfil sino.....	87
4.2.3 Estimativa do empuxo e comparação dos resultados para o perfil sino 68% .....	92
4.2.4 Etapa de validação utilizando os dados experimentais do propulsor bipropelente de 200 N revestido de nióbio.....	94
4.2.5 Estimativa do empuxo e comparação dos resultados para o perfil Sino 78% .....	104
4.2.6 Etapa de validação para o propulsor bipropelente de 200 N de seção divergente mais longa.....	105
4.2.7 Estimativa do empuxo e comparação dos resultados para o perfil Sino 66% .....	113
5 CONCLUSÃO.....	114
REFERÊNCIAS.....	116
APÊNDICE A - Testes de convergência de malha perfil cônico.....	120
APÊNDICE B - Testes de convergência de malha perfil sino 68% .....	121
APÊNDICE C - Testes de convergência de malha motor INPE bipropelente de 200 N de empuxo configuração de perfil sino 78%.....	122
APÊNDICE D - Testes de convergência de malha motor INPE bipropelente de 200 N de empuxo configuração de perfil sino 66%.....	123

## 1 INTRODUÇÃO

O interesse do Brasil em inserir-se no universo da tecnologia espacial tem origem ainda na década de 1940. Apesar disso, apenas na década de 1960, o Programa Espacial Brasileiro foi criado (BRASIL, 2010).

Em 1967, o primeiro foguete de sondagem totalmente desenvolvido no Brasil, o Sonda I é lançado, seguido do Sonda II, em 1970. Cabe destacar que, nessa primeira fase, o programa estava subordinado à aliança estratégica com os EUA (BRITES et al., 2016). Todavia, a partir do governo do General Médici, o Brasil passou a fortalecer sua inserção autônoma (VIZENTINI, 2004).

Ainda na década de 1970, o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) é instituído com a responsabilidade de desenvolver pesquisas nas áreas de espaço e ciências atmosféricas. Além disso, foi assinado um acordo de compra de tecnologia para o desenvolvimento de foguetes de sondagem que possibilitaram a continuidade dos projetos do Sonda II, dos quais foram lançados 61 veículos, sendo que o último ocorreu em agosto de 1996. E então o desenvolvimento do Sonda III, que teve seu primeiro lançamento em 1976 e seu último voo em maio de 2002. O Sonda III realizou voos importantes para o desenvolvimento tecnológico e científico nacional, ao transportar experimentos do INPE e de parceiros internacionais (PALMERIO, 2016).

Paralelo aos projetos Sondas, ainda na década de 1970, estavam sendo desenvolvidos os projetos de satélites no Brasil: o Satélite de Sensoriamento Remoto (SSR) e o Satélite de Coleta de Dados (SCD). O SSR-1 acabou evoluindo para o projeto do Satélite Amazônia-1, o primeiro satélite construído a partir da Plataforma Multimissão (PMM), estrutura inovadora desenvolvida pelo INPE, capaz de se adaptar aos propósitos de diferentes missões e, assim, reduzir custos de projetos espaciais. Este satélite tem lançamento previsto para 2018 (INPE, 2017a).

Já o SCD-1 é considerado o primeiro satélite brasileiro que foi desenvolvido pelo INPE, e ainda está em operação. Esse satélite mantém a retransmissão de informações ambientais para o monitoramento das bacias hidrográficas, marés, meteorologia, planejamento agrícola, estudos sobre mudanças climáticas e desastres naturais, entre outras aplicações, desde 1993 (INPE, 2017b).

O lançamento do SCD-1, colocou o Brasil entre as nações que efetivamente dominam o ciclo completo de uma missão espacial, desde sua concepção, até o final de sua operação em órbita.

A experiência com os foguetes de sondagem foi útil para o início do desenvolvimento do primeiro Veículo Lançador de Satélites (VLS-1) e para que o Brasil pudesse se tornar autônomo na tecnologia de lançadores de satélites. O projeto surgiu das diretrizes da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB), visando à colocação em órbita das famílias de satélites SCD e SSR (PALMERIO, 2016).

No ano passado a Agência Brasileira de Desenvolvimento Industrial (ABDI) assinou um convênio com o Centro para a Competitividade e Inovação do Cone Leste Paulista (Cecomp) para elaboração de um Programa de Fortalecimento da Cadeia Produtiva Aeroespacial Brasileira. O objetivo é ampliar a participação das empresas nacionais no mercado mundial de manufatura e serviços a partir da dinamização, atualização tecnológica e inserção internacional da cadeia produtiva do Brasil. Segundo a ABDI o setor aeroespacial brasileiro tem tido destaque no cenário econômico produtivo mundial (ABDI, 2016).

Atualmente, a Agência Espacial Brasileira (AEB) está desenvolvendo o Veículo Lançador de Microsatélites (VLM), uma espécie de foguete adaptado a pequenos satélites, que está projetado para o final de 2018 (AEB, 2016).

E como desafio a ser vencido, existe também a proposta da 1ª Missão Brasileira de Espaço Profundo, a missão *Áster*, que deverá ser a primeira missão brasileira de exploração espacial. Sua meta é ambiciosa, orbitar um asteroide triplo e descer no maior deles. O Brasil já desenvolve os propulsores iônicos. Em especial, estão em estado avançado de desenvolvimento dois deles, o Propulsor Iônico (PION) e o Pused Plasma Thruster (PPT), no INPE. Outro, o Propulsor à plasma por efeito Hall (PHALL), está sob responsabilidade da Universidade de Brasília. Os três serão adaptados para a missão *Áster* (MACAU et al., 2012).

Segundo a AEB Notícias (2014), diversos aspectos técnicos e científicos envolvendo a missão *Áster* foram apresentados e discutidos por pesquisadores de várias instituições, que ressaltaram a importância em unir esforços para apoiar iniciativas como essa, que elevam os níveis de excelência e tecnologia no país.

Diante desse cenário, de familiarizar-se com o desenvolvimento de novas tecnologias espaciais, destaca-se a importância das pesquisas direcionadas aos projetos de diferentes veículos de uso espacial destinados a conquista do espaço.

Analisando os veículos espaciais, tais como foguetes de sondagem, veículos lançadores, satélites e sondas espaciais, o sistema de propulsão é o mecanismo fundamental que todos os veículos utilizam para gerar empuxo. Este sistema é projetado em diferentes configurações e magnitudes, de acordo com a missão a ser realizada pelo veículo espacial.

De acordo com Salles et al. (2005), em satélites esse sistema é utilizado em missões de injeção, transferência, manutenção de órbitas e no controle da atitude, sendo sua vida útil dependente do desempenho desses sistemas. Em função da missão a ser cumprida pelo satélite, pode-se utilizar vários tipos de sistemas micropropulsivos, tais como, elétricos, gás frio, propelentes sólidos, monopropelentes e bipropelentes líquidos.

O INPE possui um banco de testes para qualificação desses sistemas no Centro Espacial de Cachoeira Paulista, único na América Latina. Esse banco pode testar propulsores monopropelentes e bipropelentes líquidos. Sistemas monopropelentes utilizam a hidrazina anidra como combustível que é decomposta em um leito catalítico, produzindo gases quentes que são expandidos pelo bocal convergente-divergente. Sistemas bipropelentes utilizam um combustível, monometil-hidrazina (MMH) ou a dimetilhidrazina assimétrica (UDMH) e um oxidante, geralmente o tetróxido de nitrogênio, esses propelentes formam um par hipergólico, e são utilizados em quase todas as missões espaciais de satélites (SALLES; SERRA JR, 2008).

Inaugurado em 1999, o Banco de Testes com Simulação de Altitude (BTSA) tem por finalidade principal testar e qualificar propulsores utilizados em várias manobras espaciais, necessárias para o posicionamento e manutenção das órbitas de satélites e plataformas espaciais (INPE, 2012).

O bocal supersônico é o dispositivo do sistema de propulsão que produz empuxo pelo princípio da Terceira Lei de Newton. Com objetivo de entender o comportamento do escoamento ao longo do bocal, é possível dividi-lo em três seções principais, a seção subsônica convergente, a garganta e a seção supersônica divergente. Essa divisão é apropriada devido aos diferentes efeitos que cada parte tem na determinação do empuxo desenvolvido pelo motor foguete, e porque diferentes métodos de análise devem ser usados na determinação do campo de escoamento nessas três regiões (RAO, 1961).

É sabido que existem diferentes perfis de bocais supersônicos que são utilizados de acordo com o objetivo do sistema propulsivo e por essa razão é necessário saber determinar quais são os principais parâmetros de projetos de cada um destes perfis, e quando cada um se torna vantajoso de ser utilizado.

Em relação à seção divergente do bocal, atualmente existem diferentes configurações de bocais supersônicos, tais como o de perfil cônico e o de perfil de contorno, também chamado de perfil sino, outros modelos ainda estão em fase de desenvolvimento, como é o caso do tipo plug. Baseado no fato de que o formato da seção divergente do bocal é uma característica importante para todos os motores que produzem empuxo por meio de ejeção de gases, Rao (1958) desenvolveu uma metodologia para a determinação da forma ótima da seção divergente de bocais supersônicos de perfil sino.

De acordo com Sutton e Biblarz (2001), o perfil cônico foi o primeiro a ser desenvolvido e ainda é utilizado em alguns sistemas propulsivos. O perfil sino é mais utilizado na atualidade pois é conhecido por ter melhor performance, ou seja, produz o mesmo empuxo que um perfil cônico com meio ângulo da seção divergente de 15 graus, porém com comprimento menor, otimizando a quantidade de massa inerte do sistema.

Para o perfil cônico, conforme o ângulo da seção divergente aumenta, o comprimento do bocal diminui, aumentando a área de saída do bocal e a divergência do fluxo, resultando em perdas associada à diminuição da magnitude da velocidade na direção axial, comprometendo de forma significativa a eficiência do motor. O método utilizado para projetar corretamente o contorno de um bocal supersônico deve determinar o comprimento mínimo, considerando um fluxo isentrópico sem choque. Se o contorno for feito mais curto do que o comprimento mínimo, choques poderão se desenvolver dentro do bocal dependendo da condição de operação do mesmo (ANDERSON, 2003).

Allman e Hoffman (1981) mostraram que as perdas de desempenho associadas as seções divergentes de perfil cônicos podem ser reduzidas pelo uso de seções divergente com contornos que direcionam o fluxo de volta para a direção axial o contorno parabólico se mostrou eficiente para este fim.

Estudos sobre a geometria ideal para a seção divergente de bocais supersônicos, modelos unidimensionais, testes estáticos em bancadas e códigos computacionais foram realizados ao longo das últimas décadas, com o objetivo de aprimorar o conhecimento sobre a fenomenologia do escoamento, comparar e analisar o desempenho de diversos tipos e tamanhos de motores-foguete (ARRINGTON et al., 1996; CAMPBELL; FARLEY, 1960; ALLMAN; HOFFMAN, 1981; ARAKI, 2007). A determinação das propriedades do escoamento dentro de um bocal supersônico é desenvolvida com base no conhecimento do escoamento dos gases em seu interior. As características desse escoamento podem ser determinadas através de análise experimental ou de uma previsão teórica, ou ainda, ambas combinadas (RADTKE, 2014).

As análises experimentais de bocais supersônicos utilizados em motores-foguete normalmente são realizadas em bancadas de teste estático sob condições atmosféricas ou em câmaras de vácuo que simulam as condições do espaço e as propriedades do fluxo dentro do bocal são determinadas através de sensores, estes experimentos geralmente envolvem um custo bastante elevado (SALLES; SERRA JR, 2008).

A previsão teórica de um escoamento é feita usualmente resolvendo-se um sistema de equações diferenciais parciais, composto pelas equações de conservação da massa, da quantidade de movimento linear e da energia. Com a solução dessas equações é possível obter os campos de velocidade, densidade, temperatura e pressão do fluido. Em casos particulares, pode-se obter uma solução analítica utilizando o modelo matemático do Método das Características.

Entretanto, em muitas aplicações práticas o escoamento dispõe de características que não admitem simplificações adequadas para permitir uma solução desse tipo, como exemplo, no caso de geometrias complexas. Portanto, a forma mais adequada para fazer uma previsão teórica é solucionar numericamente as equações que modelam o escoamento (LOROCA, 2000).

Entre os métodos numéricos utilizados na resolução de problemas de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), um dos mais empregados é o Método de Volumes Finitos (MVF). A escolha de tal método deve-se principalmente a sua robustez e às suas características conservativas (MALISKA, 2010).

Este método consiste em realizar um balanço da propriedade para cada volume elementar, a fim de obter a equação aproximada. Tal método é utilizado neste trabalho através do software comercial FLUENT da ANSYS para determinar as condições do escoamento no interior do bocal supersônico, bem como seu desempenho.

O projeto inadequado desse tipo de dispositivo pode comprometer a missão espacial e por essa razão, estudar e conhecer suas peculiaridades é de fundamental importância para a engenharia aeroespacial.

## 1.1 OBJETIVOS GERAIS

A evolução das ferramentas de simulação e métodos de fabricação, que transformaram a indústria automotiva e de aeronaves nas décadas de 1990 e 2000 tem igualmente transformado o campo de propulsão espacial. Dentre as principais áreas de melhoria destaca-se a redução de custo e tempo de viagens espaciais que pode ser alcançada através do aumento do desempenho em termos do empuxo e impulso específico (CAISSO et al., 2009).

Futuras explorações espaciais exigirão aumento na fração de carga útil e redução da massa do sistema. Ou seja, maximizar o desempenho de motores-foguete é um importante objetivo de projeto. A Maximização do empuxo pode ser alcançada através da otimização da geometria do bocal supersônico (ARRINGTON et al., 1996).

O projeto de motores-foguete requer que muitos parâmetros sejam otimizados para alcançar a mais efetiva configuração. Simulações numéricas têm contribuído significativamente na redução do tempo de duração do desenvolvimento de projetos, eliminando ensaios experimentais e o processo de tentativa e erro, que empregavam um tempo dispendioso no passado (CAISSO et al., 2009).

Dentro deste contexto, o objetivo geral deste trabalho é apresentar uma metodologia para a determinação dos parâmetros de projeto da seção divergente de bocais supersônicos considerando dois diferentes perfis cônico e sino e quantificar a diferença entre as estimativas de empuxo obtidas através da teoria clássica de dimensionamento (equacionamento quase-1D corrigida por coeficientes experimentais), método numérico de volumes finitos e dados experimentais.

## 1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Como objetivos específicos deste trabalho estão:

- a) Desenvolver e validar código em MATLAB para determinar os perfis cônico e sino da seção divergente de bocais supersônicos de acordo com a razão de expansão necessária para fornecer o empuxo requerido;
- b) Desenvolver um modelo numérico baseado no método de volumes finitos para simulação de bocais supersônicos para os perfis cônico e sino a fim de verificar o empuxo produzido pela geometria do bocal fornecida pela rotina MATLAB;
- c) Comparar os resultados encontrados entre o modelo numérico obtido em CFD e os dados experimentais do motor de 200 N testado e qualificado pelo INPE;

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo são brevemente apresentados os diferentes sistemas propulsivos mais empregados atualmente nas mais diversificadas missões do cenário aeroespacial.

Como base teórica para este trabalho, também serão apresentados os conceitos teóricos fundamentais relacionados ao empuxo e as teorias utilizadas para interpretar o escoamento, bem como os principais parâmetros de projeto necessários para a análise dos diferentes perfis da seção divergente de um bocal supersônico.

### 2.1 CLASSIFICAÇÃO DOS SISTEMAS PROPULSIVOS

Segundo Sutton e Biblarz (2001), a propulsão de forma genérica é compreendida como sendo o ato de mudar o movimento de um corpo. Os diferentes mecanismos de propulsão fornecem uma força que move os corpos que estão inicialmente em repouso, alterando a sua velocidade através da ejeção de matéria, ou são responsáveis por vencer o atrito e manter os corpos em movimento. A propulsão à jato é um meio de locomoção pelo qual uma força de reação é transmitida a um dispositivo pelo impulso da matéria ejetada.

A propulsão do tipo motor foguete é uma classe de propulsão a jato, em que toda a matéria que será expulsada para produzir o empuxo é inicialmente armazenada no dispositivo. A propulsão do tipo duto é uma classe de propulsão a jato que engloba diferentes tipos de motores, tais como: turbojet, ramjet, scranjet, entre outros chamados de air-breathing engines. Estes dispositivos de propulsão a duto utilizam principalmente o meio circundante (ar) como fluido de trabalho, juntamente com algum combustível armazenado, ou seja, não necessitam armazenar o oxidante.

Com relação a fonte de energia para estabelecer o funcionamento destes dispositivos, de acordo com Sutton e Biblarz (2001), para a propulsão foguete é muito utilizada atualmente a energia térmica fornecida através das reações químicas envolvidas nos processos de combustão ou por eletricidade. Também já foram utilizadas no passado a energia térmica fornecida por radiação solar e por reação nuclear. A fonte de energia



necessária é escolhida conforme a aplicação do motor foguete, que pode variar de acordo com a missão de projeto proposta.

A Tabela 1 demonstra as diferentes fontes de energia existentes para os diferentes sistemas propulsivos. A Figura 1 demonstra de forma mais discretizada os diferentes tipos de energia utilizadas para o sistema propulsivo do tipo motor foguete.

Tabela 1 – Fontes de energia para diferentes sistemas propulsivos.

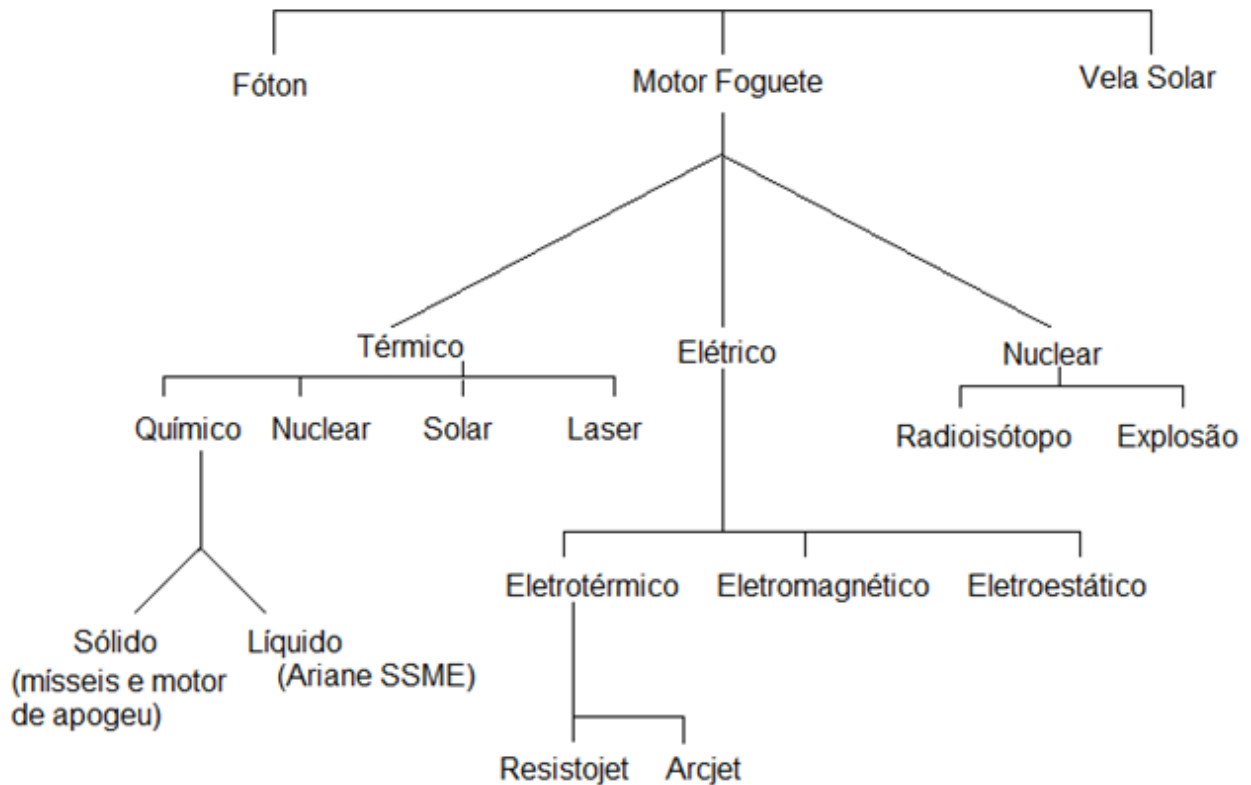
Dispositivo de Propulsão	Fonte de Energia			Propelente ou Fluido de trabalho
	Química	Nuclear	Solar	
Turbojato	D/P	TFD		Combustível + ar
Turbo-ramjet	TFD			Combustível + ar
Ramjet (combustível de hidrocarbonetos)	D/P	TFD		Combustível + ar
Ramjet (H <sub>2</sub> resfriado)	TFD			Hidrogênio + ar
Motor foguete (químico)	D/P	TFD		Propelente armazenado
Motor foguete (elétrico)	D/P	TFD	D/P	Propelente armazenado
Motor foguete (fissão nuclear)		TFD		H <sub>2</sub> armazenado
Motor foguete (fusão nuclear)		TFND		H <sub>2</sub> armazenado
Motor foguete (aquecimento solar)			TFD	H <sub>2</sub> armazenado
Motor foguete (fóton)		TFND		Ejeção de Fóton

D/P: desenvolvido e/ou considerado realizável; TFD: viabilidade técnica já foi demonstrada, mas o desenvolvimento é incompleto; TFND: viabilidade técnica ainda não foi demonstrada.

Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 2).

Na Tabela 1, observa-se que os sistemas propulsivos mais utilizados para propulsão aeroespacial do tipo duto, são os das classes de turbojet e ramjet. Em quanto que do tipo motor foguete os mais utilizados são os das classes de propulsão química e elétrica.

Figura 1 – Diferentes classes de dispositivos de propulsão motor foguete.



Fonte: Adaptado de Fortescue et al. (2003, p. 170).

Tendo em vista que este trabalho tem como objetivo analisar os sistemas propulsivos direcionados as missões espaciais, a seguir será comentado de forma mais detalhada sobre as diferentes configurações que pertencem às três principais classes de propulsão motor foguete, propulsão térmica e elétrica. Ao conhecer sobre as diferentes classes de motor foguete, será possível verificar que o bocal supersônico é integrado a grande maioria dos sistemas propulsivos e a escolha do mesmo leva em consideração a quantidade de empuxo requerida.

A Tabela 2 indica valores referenciais de empuxo para os diferentes sistemas propulsivos citados.

Tabela 2 – Sistemas propulsivos da Space Shuttle.

Seção do Veículo	Sistema Propulsivo	Propelente	Empuxo [N]	Missão
Shuttle orbiter	Space Shuttle motor principal (3)	H <sub>2</sub> e O <sub>2</sub> líquidos	1670000 (cada) ao nível do mar; 2100000 (cada) no vácuo;	Prover sustentação do veículo para sair do solo e acelerar até atingir a velocidade da órbita desejada.
	Space Shuttle motor de manobra (2)	MMH e NTO (1*)	27000 (cada) no vácuo	Realizar manobras para inserir o veículo na órbita correta.
	Space Shuttle Sistema de controle de atitude propulsores primários (38) propulsores de ajuste fino (6)	MMH e NTO (1*)	3870 (cada) primários; 106,8 (cada) ajuste fino;	Ajuste do controle de atitude durante inserção do veículo na órbita, correções orbitais, rendezvous e reentrada.
Motor foguete sólido	Space Shuttle boosters Anexado ao tanque externo (2)	(*2)	14700 x 10 <sup>3</sup> (cada)	Atingir velocidades de cerca de 5500 km/h

1\* MMH – Monometil Hidrazina e NTO – Tetróxido de Nitrogênio;

2\* 70% Perclorato de Amônia; 16% alumínio; 12% pasta de ácido Polibutadieno; 2% agente de cura epóxi;

Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 19).

## 2.2 PROPULSÃO TÉRMICA

De acordo com Sutton e Biblarz (2001), o principal tipo de propulsão térmica é a que provém dos processos químicos, chamado de Chemical Rocket Propulsion.

A energia de uma reação de combustão de alta pressão utilizando propelente, geralmente um combustível e um oxidante, permite o aquecimento dos gases oriundos dos processos de combustão a temperaturas muito elevadas. Estes gases subsequentemente são expandidos através de um bocal supersônico, que faz com que estes, sejam acelerados para altas velocidades.

De acordo com o estado físico do propelente, existem diferentes classes de propulsão de motor foguete químicos, apresentados brevemente na sequência.

### **2.2.1 Propulsão líquida**

Segundo Palmerio (2016), os motores-foguete que utilizam a propulsão líquida tipicamente necessitam de tanques de alta pressão para armazenamento do propelente, bem como de turbobombas ou gases pressurizados, válvulas e sistema de controle para manipular o mesmo. Os sistemas que são alimentados por gases pressurizados são utilizados principalmente em sistemas propulsivos de pequeno empuxo empregados no controle de atitude de veículos espaciais, como por exemplo os satélites, estes, muitas vezes utilizam mais de uma câmara de empuxo por motor. Os sistemas de motor-foguete líquido alimentados por turbobombas são tipicamente utilizados em aplicações que necessitam de empuxos mais elevados, como no caso dos veículos lançadores. Na câmara de empuxo, o propelente reage para formar gases quentes, que por sua vez são acelerados e ejetados a alta velocidade através do bocal supersônico.

Ainda, de acordo com Sutton e Biblarz (2001), o sistema de um motor foguete a propulsão líquida é reconhecido por ter maior precisão quando comparado ao de propulsão sólida, pois pode ser acionado conforme a necessidade durante a missão. De acordo com o tipo de propelente líquido estes podem ser classificados em:

#### **a) Monopropelente**

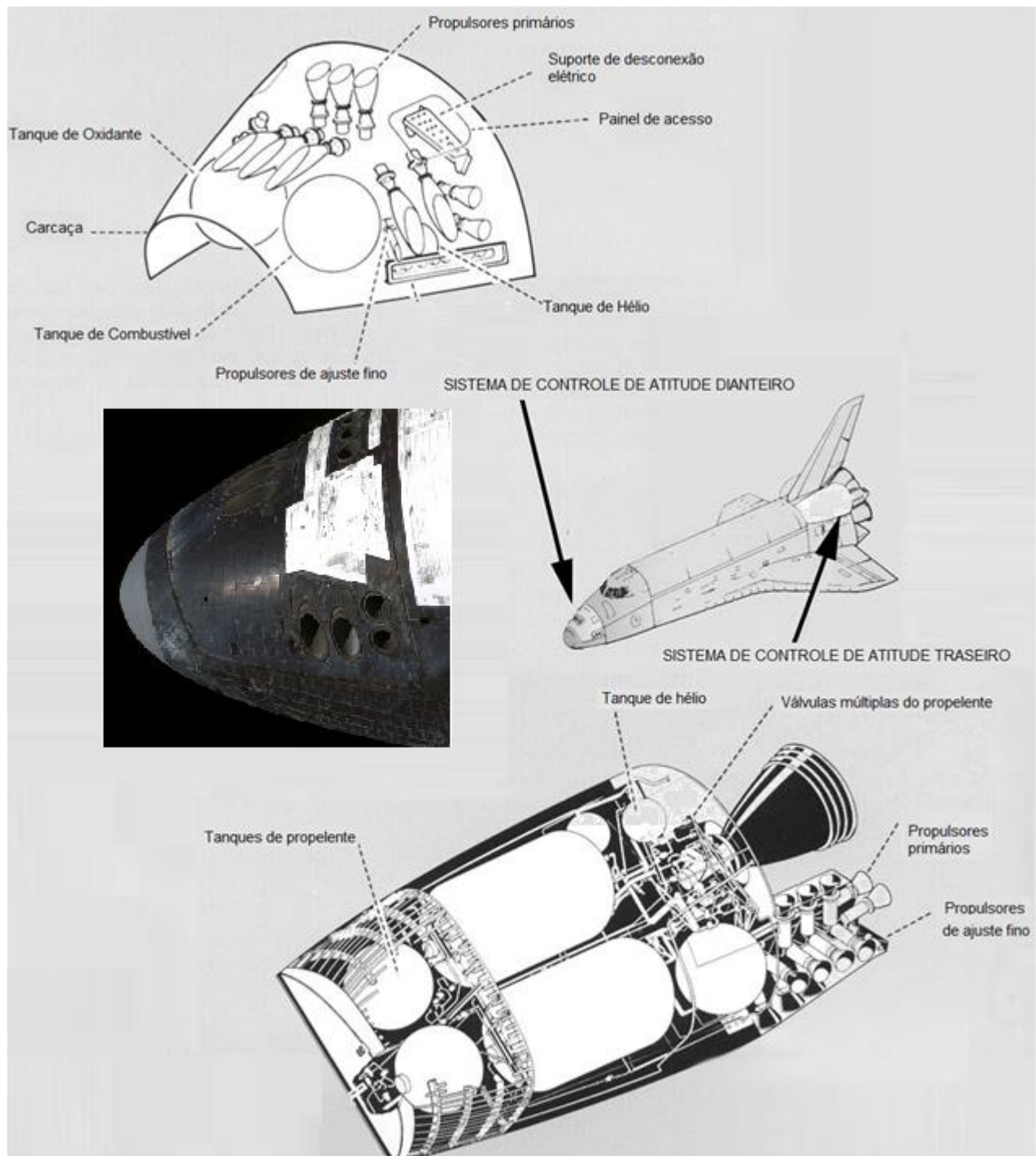
O monopropelente é um único líquido que contém tanto espécies oxidantes quanto de combustível. Normalmente ele se decompõe em gás quente quando é devidamente catalisado.

#### **b) Bipropelente**

O bipropelente líquido consiste em um agente oxidante líquido, como por exemplo, oxigênio líquido e um agente combustível líquido como por exemplo, querosene.

Na Figura 2 é possível observar um desenho esquemático que representa o princípio de funcionamento de um sistema propulsivo que utiliza propelente líquido de pequeno empuxo.

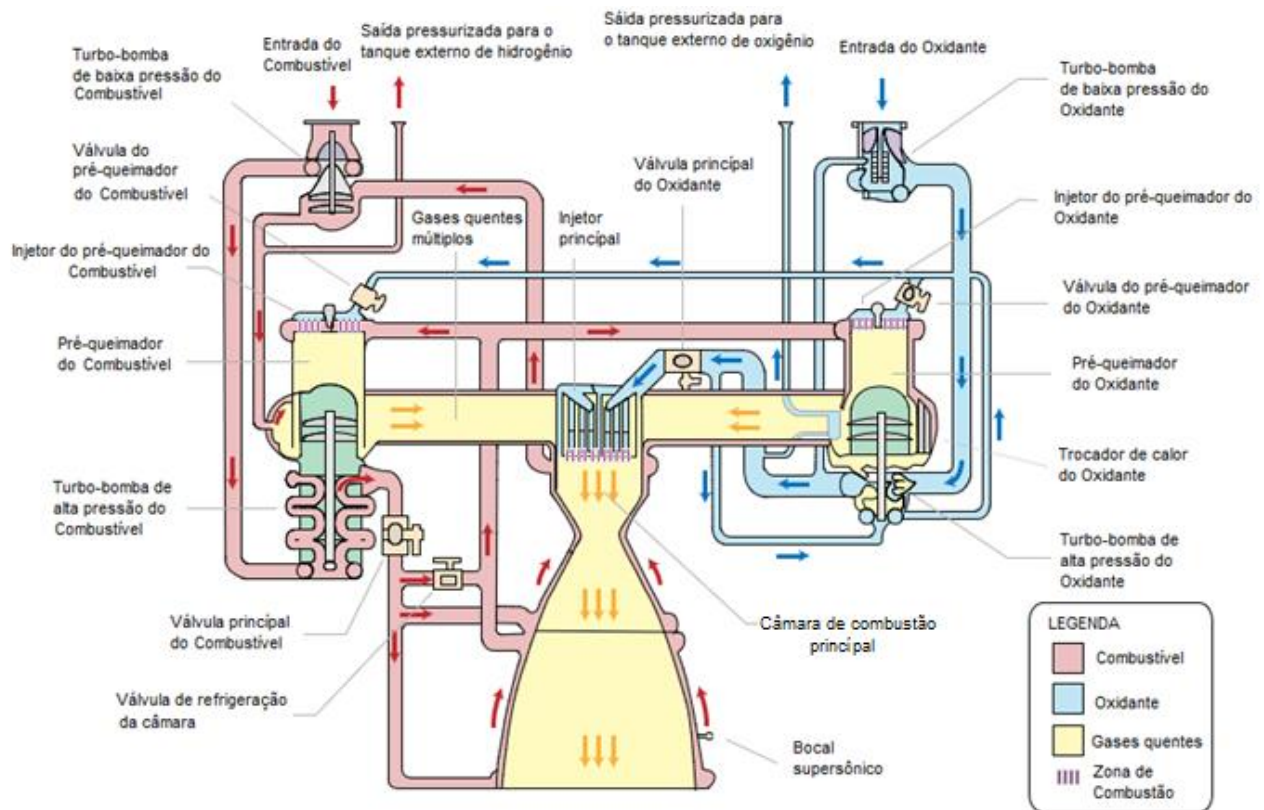
Figura 2 – Princípio de funcionamento de motor foguete de pequeno empuxo, sistema de controle de atitude da Space Shuttle.



Fonte: Adaptado de Huang e Huzel (1992, p. 374) e NASA (1976).

A Figura 3 demonstra a mesma classe desse sistema propulsivo, que é utilizada em missões que requerem maior quantidade de empuxo.

Figura 3 – Princípio de funcionamento de motor foguete de grande empuxo RS-25, motor principal da Space Shuttle.



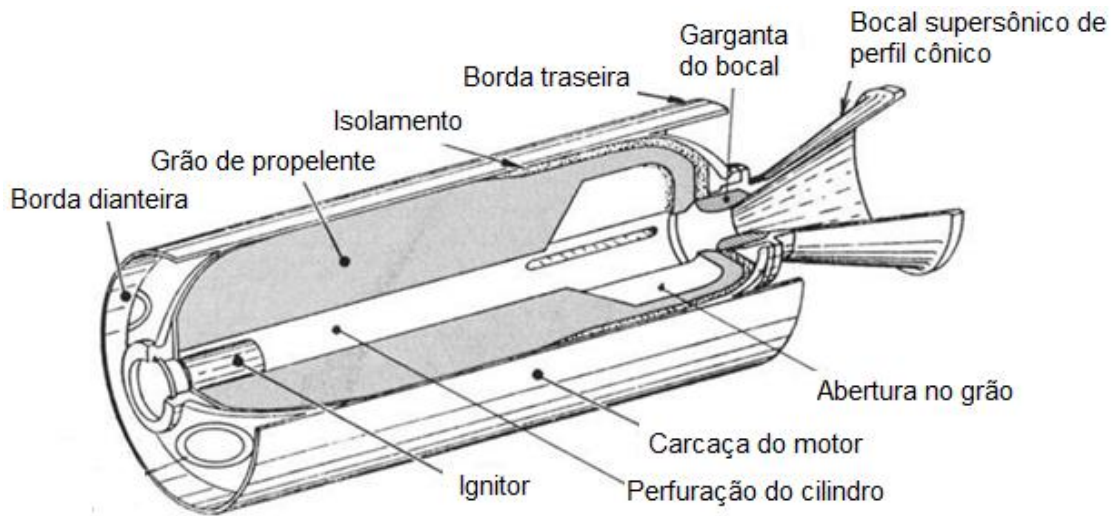
Fonte: Adaptado de Huang e Huzel (1992, p. 379).

No caso deste tipo de motor é notável a necessidade de turbomáquinas, tais como, turbobombas e válvulas de alta precisão para realizar o funcionamento adequado do motor, sendo por esta razão considerado mais complexo.

## 2.2.2 Propulsão sólida

Nos motores foguete em que o propelente é sólido, o armazenamento é um pouco diferente, não são necessários tanques de armazenamento nem mesmo sistemas de alimentação ou válvulas. O propelente a ser ignitado é contido dentro da câmara de combustão. A carga propulsora sólida é chamada de grão e contém todos os elementos químicos para uma queima completa. Uma vez que ignitado, geralmente a queima ocorre suavemente a uma taxa pré-determinada por todas as superfícies internas expostas do grão. O gás quente resultante do processo de combustão flui através do bocal supersônico para transmitir empuxo. Uma vez que seja ignitado, a combustão ocorre de forma ordenada até que todo o propelente seja consumido. A Figura 4 abaixo mostra o princípio de funcionamento desta classe de motor-foguete.

Figura 4 – Princípio de funcionamento de motor-foguete genérico utilizando propelente sólido.



Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 9).

## 2.3 PROPULSÃO ELÉTRICA

De acordo com Sutton e Biblarz (2001), esta tecnologia atualmente é uma realidade, existem inúmeros propulsores elétricos presentes em satélites e em sondas espaciais de missão deep-space.

As pesquisas nesta área iniciaram nas décadas de 50, juntamente com os propulsores a reação química, porém, só começaram a ser utilizadas nas décadas de 90 quando a disponibilidade de quantidades suficientemente grande de potência elétrica começou a estar presente nos veículos espaciais.

Segundo Jahn (1968), as diferentes configurações de propulsores elétricos podem ser divididas em 3 grandes classes: eletrotérmicos, eletroestáticos e eletromagnéticos.

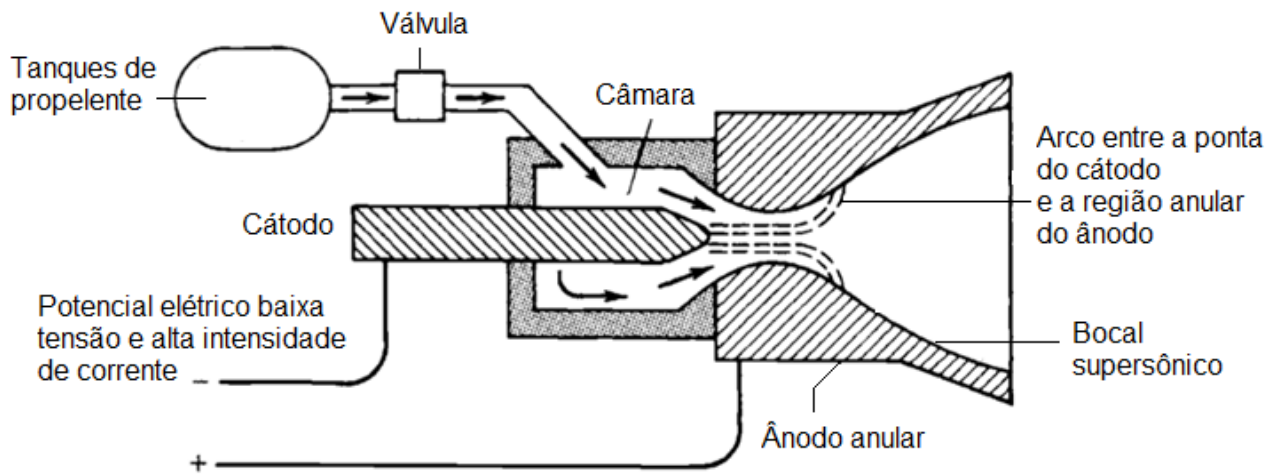
### 2.3.1 Propulsores eletrotérmicos

Neste dispositivo o propelente é aquecido eletricamente transformando-se em plasma que é expandido termodinamicamente através do bocal supersônico, seus principais modelos existentes são arcjet e resistojet. A faixa de empuxo obtida é de 0,01N a 0,5 N, com velocidades de escape de 1000 a 5000 m/s.

Na Figura 5 é apresentada a configuração de um propulsor arcjet.



Figura 5 – Princípio de funcionamento de um propulsor eletrotérmico arcjet.



Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 12).

### 2.3.2 Propulsores eletroestáticos

Segundo Jahn (1968), nesta configuração ocorre a aceleração de partículas não neutras, ou seja, carregadas, também chamadas de íons, através de campos eletrostáticos. Propulsores eletroestáticos de forma simplificada utilizam a força de Coulomb:

$$\vec{F} = \frac{1}{4\pi\epsilon_0} \frac{q_1 q_2}{r^2} \quad (1)$$

Esta configuração está disponível em diferentes modelos de propulsores atualmente, tais como, Gridded Electrostatic Ion Thruster, Hall Effect entre outros, este é um modelo de propulsor que pode gerar empuxo sem necessitar do bocal supersônico.

Segundo a NASA (2008), nesta configuração de propulsor, campos elétricos são utilizados para aceleração das partículas que fornecem movimento ao veículo.

Uma vez que os íons são gerados em uma região de alto valor positivo e o potencial da grade do acelerador é negativo, os íons são atraídos para a grade do acelerador e são induzidos para fora da câmara de descarga através das aberturas, criando milhares de jatos de íons. O fluxo de todos os jatos de íons juntos é chamado de feixe de íons e é o que determina o empuxo do propulsor. A velocidade de exaustão dos íons no feixe é baseada na tensão aplicada ao sistema. Enquanto a velocidade máxima de um foguete químico é limitada pela capacidade térmica do bocal supersônico, a velocidade máxima do propulsor iônico é limitada pela tensão aplicada.



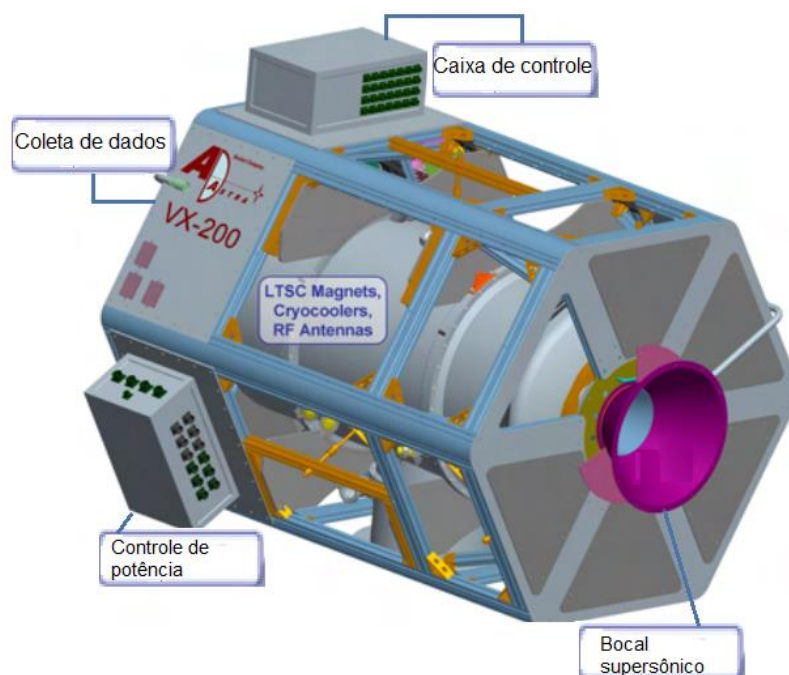
### 2.3.3 Propulsores eletromagnéticos

Neste modelo a aceleração é conseguida pela interação de campos elétricos e magnéticos dentro de um plasma. Propulsores eletromagnéticos por sua vez, utilizam a força de Lorentz:

$$\vec{F} = q(\vec{E} + \vec{V} \times \vec{B}) \quad (2)$$

Para esta situação existem pelo menos 3 situações particulares, na primeira, a relação entre os campos é campo magnético uniforme e campo elétrico nulo. Na segunda situação, ambos, campo magnético e campo elétrico são uniformes e para a terceira condição, o campo magnético é constante no tempo, mas depende do espaço (NOTAS DE AULA EDUARDO DE CARLI, 2016). Esta configuração também apresenta diversos modelos, alguns estão em fase de desenvolvimento experimental, são estes, Pulsive Inductive Thruster, Magnetoplasmadynamic, Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket (VASIMR®), entre outros. Alguns destes modelos utilizam o bocal supersônico para acelerar o plasma, como por exemplo a configuração do propulsor VASIMR®, a Figura 6 representa esta configuração.

Figura 6 – Princípio de funcionamento do propulsor eletromagnético de configuração VASIMR motor VX-200.



Fonte: Adaptado de Cassady et al. (2010).

De acordo com as informações disponibilizadas pela Adastra (2015), o motor com a configuração VASIMR® pode utilizar gases como argônio, xênon ou hidrogênio. O gás é injetado em um tubo rodeado por um ímã e uma série de dois acopladores de ondas de rádio frequência (RF). Os acopladores tornam o gás frio em um plasma superaquecido e o bocal supersônico magnético do motor-foguete converte o movimento térmico de plasma em um jato direcionado, ou seja, neste caso o bocal é utilizado para converter o movimento orbital de íons em uma quantidade de movimento linear útil.

Esta configuração é capaz de processar uma grande quantidade de energia, o que significa que pode gerar uma maior quantidade de empuxo. Promete transferir cargas úteis da Terra para a Lua e até mesmo missões tripuladas para outros planetas. Um dos principais desafios no desenvolvimento do motor VASIMR® está no fornecimento de energia para que ele seja acionado. Um propulsor elétrico de alta potência requer muita eletricidade, e atualmente ainda é um desafio gerar isso no espaço (ADASTRA ROCKET COMPANY, 2015).

## 2.4 MODELO DE FUNCIONAMENTO DOS SISTEMAS PROPULSIVOS DO TIPO MOTOR FOGUETE

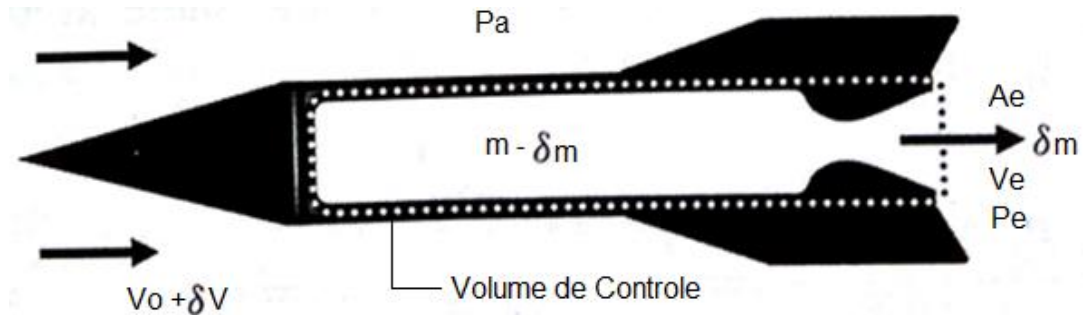
Nos itens anteriores, foi possível compreender que existem diferentes configurações de sistemas propulsivos utilizados para a propulsão do tipo motor foguete. A principal diferença entre as configurações está relacionada com as diferentes fontes de energia utilizada para ativar o funcionamento do motor.

Neste item, serão avaliados os parâmetros necessários para compreender o processo de propulsão, ou seja, gerar o empuxo desejado. Do ponto de vista físico este processo está presente em todas as classes já vistas, ainda que as fontes de energia utilizadas para acionar o motor sejam diferentes.

### 2.4.1 Empuxo e definições fundamentais

Para determinar a equação geral do empuxo, de acordo com Ward (2010), é possível considerar um foguete genérico de massa ( $m$ ) se movendo com velocidade ( $V_0$ ) em um instante de tempo ( $t$ ) conforme a demonstrado na Figura 7:

Figura 7 – Princípio de definição do empuxo para um foguete de massa ( $m$ ) voando a velocidade ( $V_0$ ) em um ambiente a pressão ( $P_a$ ), com velocidade de exaustão dos gases ( $V_e$ ) e pressão de exaustão dos gases de ( $P_e$ ).



Fonte: Adaptado de Ward (2010, p. 61).

Da Lei de Conservação do Momento Linear temos:

$$\sum F = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{VC} \rho \vec{V} dV + \iint_{SC} \vec{V} (\rho \vec{V} \cdot dA), \quad (3)$$

onde  $\rho$  é a densidade,  $\vec{V}$  é o vetor velocidade e  $A$  é a área de seção transversal. Considerando a reação dos gases expelidos através do bocal supersônico no instante de tempo ( $t$ ), o momento linear ( $p$ ) produzido no foguete é:

$$p = m \cdot V_0 \quad (4)$$

Considerando um pequeno intervalo de tempo seguinte:

$$p + \delta p = (m - \delta m)(V_0 + \delta V) + \delta m(V_0 - V_e) \quad (5)$$

$$p + \delta p = mV_0 + m\delta V - V_e\delta m \quad (6)$$

Todavia a mudança no momento linear após um pequeno espaço de tempo é:

$$\delta p = m\delta V - V_e\delta m \quad (7)$$

Da Segunda Lei de Newton:

$$F = \frac{dp}{dt} = m \frac{dV_0}{dt} - V_e \frac{dm}{dt}, \quad (8)$$

onde  $F$  é força,  $m$  é a massa e  $V_e$  é a velocidade média de exaustão dos gases.

Negligenciando a gravidade e o arrasto, as forças externas agindo no volume de controle são:

$$F = A_e(P_e - P_a), \quad (9)$$

onde  $A_e$  é a área de seção transversal da saída do bocal supersônico,  $P_e$  é a pressão estática na saída do bocal e  $P_a$  é a pressão do ambiente. Relacionando as Equações (8) e (9):

$$m \frac{dV_o}{dt} - V_e \frac{dm}{dt} = A_e(P_e - P_a) \quad (10)$$

O empuxo é definido segundo Ward, (2010):

$$\text{Thrust} \equiv FN = m \frac{dV_o}{dt} \quad (11)$$

De acordo com Palmerio (2016), a integração das pressões interna e externa atuantes sobre o foguete produz a expressão da força de empuxo apresentada a seguir:

$$FN = V_e \dot{m} + A_e(P_e - P_a), \quad (12)$$

onde  $FN$  é o empuxo teórico e  $\dot{m}$  é a vazão mássica dos gases.

Sendo assim, é possível perceber que o empuxo é composto de duas parcelas, a primeira decorre da vazão de massa dos gases associada à sua velocidade média de escape que produz a principal parcela do empuxo; e a segunda deve-se ao desequilíbrio entre a pressão estática dos gases na saída do bocal supersônico e a pressão fora do bocal, pressão ambiente. Essa parcela tem pequena magnitude, se comparada à primeira, mas é importante pois é referente a choques causados na saída dos gases de exaustão do bocal.

O impulso total ( $It$ ) por sua vez como sugerido por Sutton e Biblarz (2001), pode ser compreendido como a força de empuxo que varia com o tempo. Para realizar uma manobra é necessário saber qual o impulso total deve ser fornecido ao sistema, dado por:

$$It = \int_0^{tb} FN dt, \quad (13)$$

onde  $tb$  é o tempo de queima. Considerando que o empuxo é constante e desconsiderando-se os efeitos transientes, é possível reescrever o impulso total:

$$It = FN \cdot tb \quad (14)$$

Já o Impulso Específico ( $I_{sp}$ ) é um parâmetro utilizado para comparar o quanto é energético um propelente e suas combinações. Um número maior significa melhor desempenho, sendo definido como o empuxo por peso do propelente que está em escoamento na superfície da terra:

$$I_{sp} \equiv \frac{FN}{\dot{m}g}, \quad (15)$$

onde  $g$  é a aceleração da gravidade de referência, na terra ( $g = 9.81 \frac{m}{s^2}$ ).

A Tabela 3 demonstra uma comparação entre valores típicos de Impulso Específico para os diferentes tipos de propulsão motor-foguete.

Tabela 3 – Comparação de impulso específico ( $I_{sp}$ ), velocidade de saída dos gases de exaustão ( $V_e$ ), fluxo de massa no bocal ( $\dot{m}$ ) e potência entre as diferentes configurações de sistema propulsivos do tipo motor-foguete.

Tipo de Propulsão	$I_{sp}$ [s]	$V_e$ [m/s]	$\dot{m}$ [kg/s]	Potência de entrada [kW]
Química	300	2940	0,0340	294
Nuclear	800	7840	0,0128	787
Eletrotérmica (Arcjet)	600	5880	0,0170	588
Eletroestática (Íon)	2000	19600	0,0051	1959

Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 39).

De acordo com Palmerio (2016), as tecnologias de propulsão química podem produzir alto empuxo com uma baixa relação massa do propulsor/empuxo. Já propulsores de alto impulso específico produzem baixíssimo empuxo, da ordem de 0,01 N que é o caso dos propulsores elétricos.

Portanto, o projeto de motores-foguete consiste no melhor compromisso entre os parâmetros propulsivos, sua massa estrutural e a curva de empuxo desejada para sua aplicação a um veículo de uso espacial.

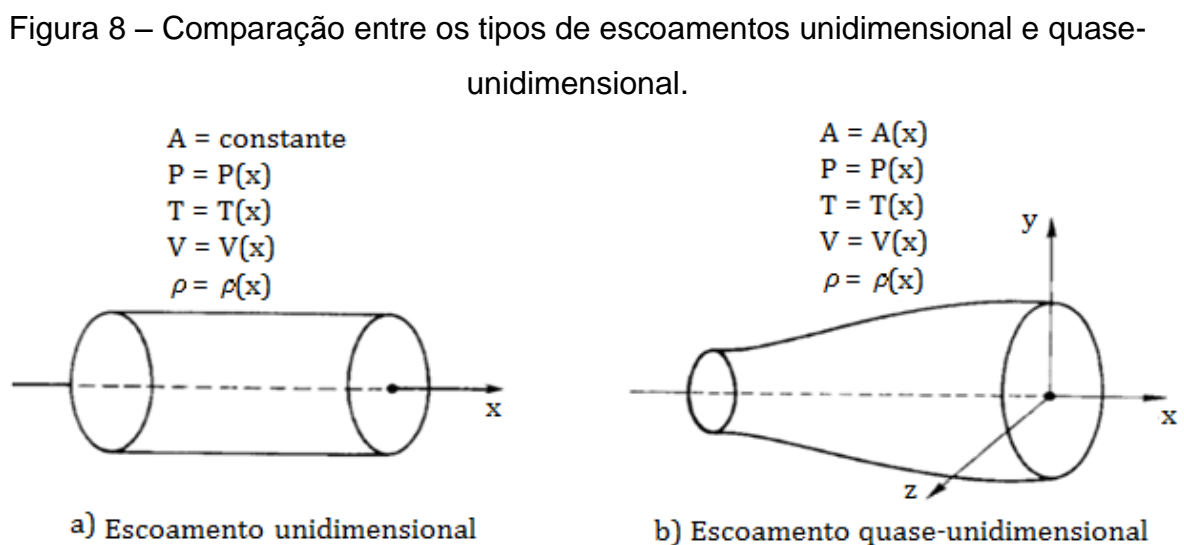
#### 2.4.2 Relações termodinâmicas aplicadas ao estudo de bocais supersônicos

As relações termodinâmicas dos processos que ocorrem dentro de um bocal supersônico, fornecem as ferramentas matemáticas necessárias para calcular o desempenho e determinar os principais parâmetros de projeto dos sistemas propulsivos do tipo motor foguete que utilizam a expansão termodinâmica de um gás para gerar empuxo. Sutton e Biblarz (2001) sugerem que a primeira abordagem a ser utilizada para determinar o processo de expansão no bocal é através do método de escoamento invíscido e isentrópico, ou seja, deve-se considerar um processo adiabático no qual o escoamento é acelerado e ocorre a conversão da energia térmica em cinética.

De acordo com Anderson (2003) e Sutton e Biblarz (2001), as equações que descrevem o escoamento em um bocal convergente-divergente, podem ser aproximadas pela teoria de escoamento quase-unidimensional.

Neste tipo de escoamento, considera-se a variação da área do dispositivo gradual e apenas na direção  $x$ . As variações de fluxo e propriedades do escoamento nas direções  $y$  e  $z$  são desprezadas. Isso equivale a assumir que as propriedades são uniformes em cada seção em  $x$ .

A Figura 8 demonstra uma comparação entre os tipos de escoamentos unidimensional e quase-unidimensional.



Fonte: Adaptado de Anderson (2003).

O princípio da conservação da energia pode ser aplicado ao escoamento dentro do bocal assumindo um processo adiabático, sem trabalho de eixo e sem atrito, ou seja, processo reversível, no qual, a mudança de entropia do fluxo é zero. Sendo assim, o fluido de trabalho atende os requisitos de um gás ideal, o escoamento dentro de um bocal supersônico é considerado isentrópico e a entalpia total é constante. A seguir, as seguintes relações termodinâmicas são aplicadas:

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2} = \text{constante}, \quad (16)$$

onde  $h_0$  é a entalpia total ou de estagnação,  $h$  representa a entalpia ou energia térmica local e  $v$  a velocidade local do escoamento.

Ou seja, a conservação da energia para um escoamento isentrópico entre duas seções diferentes, denotadas pelos números 1 e 2, pode ser descrita através da seguinte equação:

$$h_1 - h_2 = \frac{1}{2}(v_2^2 - v_1^2) = c_p(T_1 - T_2), \quad (17)$$

onde  $c_p$  é o calor específico a pressão constante e  $T_1$  é a temperatura estática local da seção 1,  $T_2$  é a temperatura estática local da seção 2 e  $v$  é a velocidade média local em cada uma das regiões do escoamento.

O princípio da conservação da massa pode ser representado pela equação da continuidade escrita em termos da área de seção transversal, da velocidade e do volume específico:

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \equiv \dot{m} = \frac{Av}{\vartheta}, \quad (18)$$

onde  $\dot{m}_1$  é a vazão mássica local da seção 1,  $\dot{m}_2$  é a vazão mássica local da seção 2,  $A$  é a área local de seção transversal do bocal e  $\vartheta$  é o volume específico local do fluido de trabalho.

Sendo a equação de estado para gás ideal em uma dada seção do escoamento:

$$P_1 \vartheta_1 = RT_1, \quad (19)$$

onde  $P_1$  é a pressão estática local da seção 1 e  $R$  é a constante específica dos gases presentes no fluido de trabalho.

A constante específica dos gases ( $R$ ), é definida através da seguinte relação:

$$R = \frac{R_u}{M_w}, \quad (20)$$

onde  $R_u$  é a constante universal dos gases ideais ( $R_u = 8314,3 \frac{\text{J}}{\text{kg mol K}}$ ) e  $M_w$  é a massa molecular média dos gases presentes no fluido de trabalho.

Já a relação de temperatura para as duas seções pode ser escrita da seguinte forma:

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\vartheta_2}{\vartheta_1}\right)^{\gamma-1}, \quad (21)$$

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} \text{ sendo } c_p \equiv \left(\frac{dh}{dT}\right)_p \text{ e } c_v \equiv \left(\frac{du}{dT}\right)_v$$

onde  $\gamma$  é a razão de calores específicos,  $c_v$  é o calor específico a volume constante,  $P_2$  é a pressão estática local da região 2.

A velocidade do som para gases ideais independe da pressão e varia com a temperatura, conforme é descrito pela seguinte relação:

$$a = \sqrt{\gamma RT}, \quad (22)$$

onde  $a$  é a velocidade do som local. E a pressão de estagnação é descrita pela seguinte relação:

$$P_0 = P \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, \quad (23)$$

onde  $M$  é o número de Mach. O número de Mach é um parâmetro de fluxo adimensional que é utilizado para definir a proporção da velocidade local do escoamento em relação a velocidade local do som e determinar as condições do escoamento, dado por:

$$M = \frac{v}{a} \quad (24)$$

Se  $M > 1$  o escoamento é dito supersônico, para  $M < 1$ , o escoamento é dito subsônico e para a situação que  $M = 1$  o escoamento é dito sônico. Também é possível descrever a temperatura de estagnação em função do número de Mach relacionando as equações anteriores.



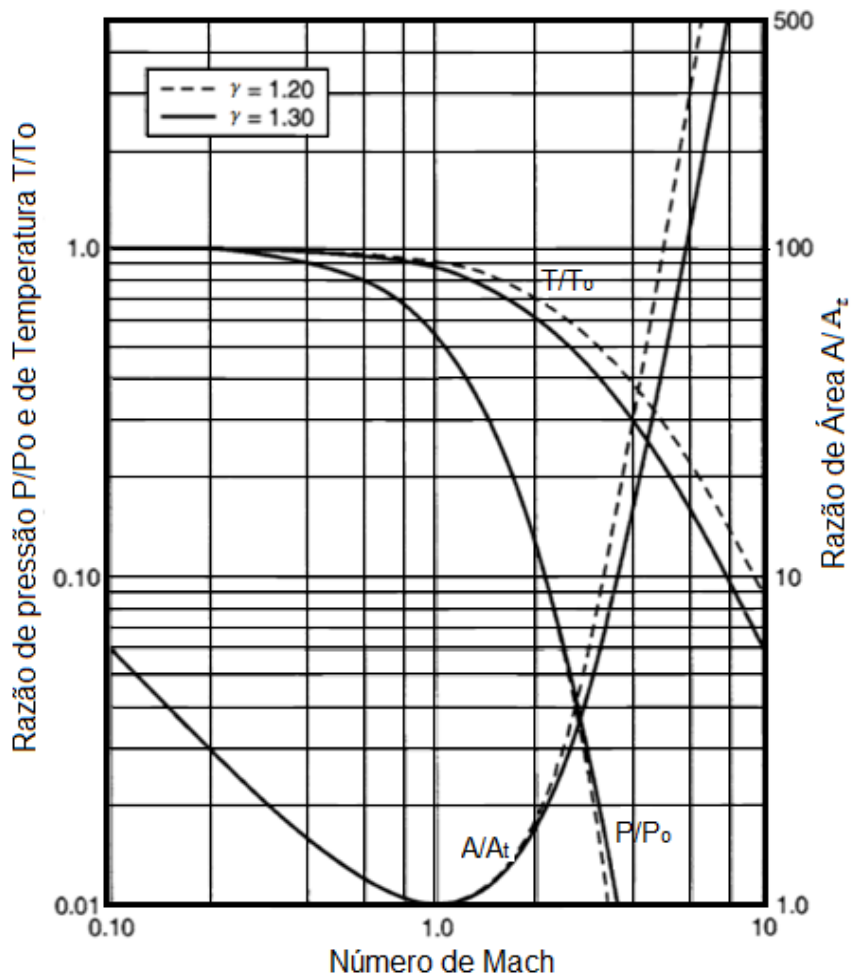
$$T_0 = T \left[ 1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2 \right], \quad (25)$$

onde  $T_0$  é a temperatura de estagnação e  $T$  é a temperatura estática local. Utilizando as equações anteriores é possível determinar uma razão de área expressa em termos do número de Mach relacionando dois pontos quaisquer do bocal:

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \sqrt{\frac{\left( 1 + \left[ \left( \gamma - \frac{1}{2} \right) M_2^2 \right] \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{\left( 1 + \left[ \left( \gamma - \frac{1}{2} \right) M_1^2 \right] \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (26)$$

A Figura 9 demonstra graficamente a influência da razão de calor específico ( $\gamma$ ), do número de Mach, da razão de área, temperatura e pressão para diferentes condições do escoamento, sendo este sônico, subsônico e supersônico.

Figura 9 – Relação entre os parâmetros de escoamento para o bocal supersônico.



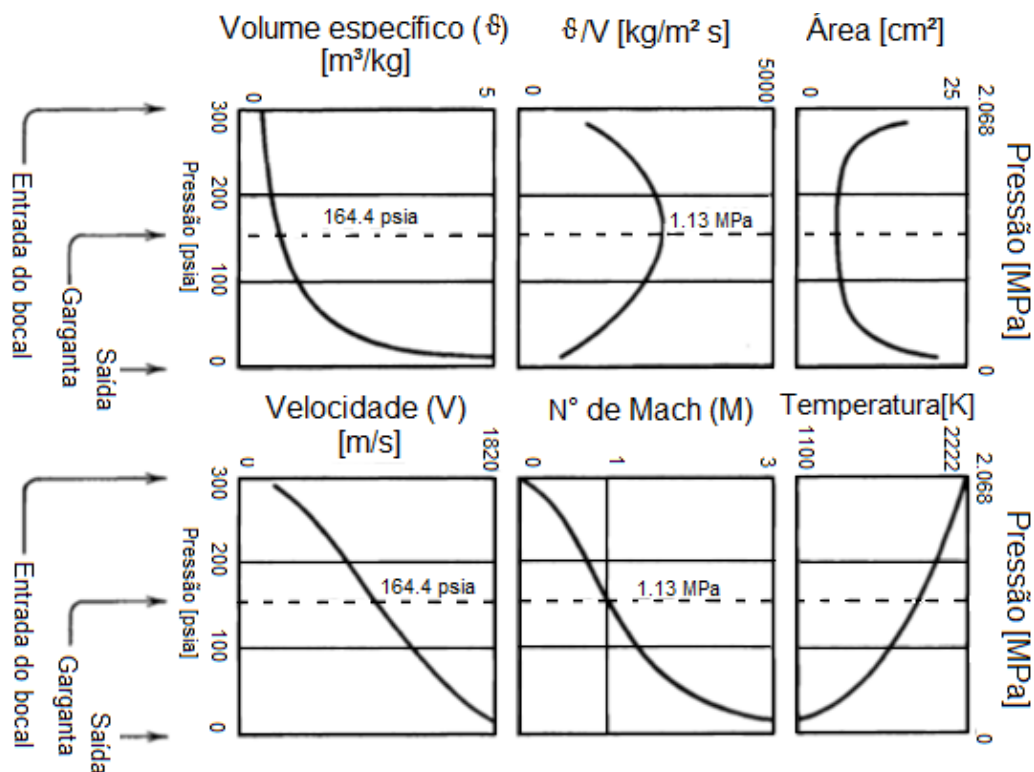
Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 51).

No gráfico representado pela Figura 9 é importante observar que na seção convergente onde o escoamento é subsônico, as variações com a razão de calores de específicos são muito pequenas podendo ser negligenciável. Entretanto, na seção divergente a relação de área aumenta rapidamente e o escoamento passa a ser significativamente influenciado por este parâmetro, ao ponto que a relação de temperatura também apresenta variações ainda consideráveis, a relação de pressão já não tem influência significativa.

#### a) Condições de Escoamento na Garganta

A partir da equação da continuidade é possível compreender o que ocorre com o escoamento na seção convergente, na garganta e na seção divergente. A razão de volume específico pela velocidade é inversamente proporcional a área. Ou seja, quando a área na seção convergente diminui essa relação aumenta, até atingir seu máximo na seção de área mínima que é chamada de garganta, inicialmente a velocidade aumenta em uma taxa maior que o volume específico, todavia, na seção divergente o volume específico passa a aumentar a uma taxa maior, fazendo com que a razão passe a diminuir à medida que a área aumenta. Isso pode ser observado na Figura 10:

Figura 10 – Parâmetros de escoamento nas diferentes seções do bocal supersônico.



Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001).

A razão entre a área de saída da seção divergente e a área da garganta é chamada de razão de expansão, dado por:

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t}, \quad (27)$$

onde  $A_e$  é a área de seção transversal da saída do bocal e  $A_t$  é a área de seção transversal da região da garganta. Para que o bocal supersônico opere adequadamente, o fluxo máximo de gás por unidade de área deve ocorrer na garganta onde existe uma relação de pressão de gás única que é apenas uma função da razão de calores específicos (SUTTON; BIBLARZ, 2001). Para determinar essa relação basta substituir o número de Mach igual a 1 na Equação 28:

$$P_0 = P \left[ 1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (28)$$

$$\frac{P_t}{P_1} = \left[ 2/(\gamma + 1) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}, \quad (29)$$

onde  $P_t$  é a pressão estática na região da garganta. A pressão da garganta para qual o fluxo de massa isentrópico é máximo é chamada de pressão crítica. Os valores típicos desta razão de pressão crítica variam entre 0,53 e 0,57. A condição de fluxo supersônico pode ser alcançada somente se a pressão crítica prevalecer na garganta, ou seja, se a razão entre a pressão na saída e na entrada ( $P_2/P_1$ ) for inferior a razão da pressão crítica.

Todavia, a pressão de entrada do bocal é muito próxima da pressão de estagnação da câmara, exceto em câmaras de combustão estreitas, onde há uma queda apreciável na pressão da região do injetor (SUTTON; BIBLARZ, 2001). Para o ponto de pressão crítica pode-se determinar o volume específico e a temperatura utilizando as seguintes relações:

$$\vartheta_t = \vartheta_1 \left[ (\gamma + 1)/2 \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (30)$$

$$T_t = 2T_1/(\gamma + 1). \quad (31)$$

onde  $\vartheta_t$  é o volume específico e  $T_t$  é a temperatura na região da garganta.

A velocidade na região da garganta é dada por:

$$v_t = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} R T_1} \cong a_t = \sqrt{\gamma R T}, \quad (32)$$

onde  $v_t$  é a velocidade média do escoamento na garganta e  $a_t$  é a velocidade do som nesta região. Todavia, a temperatura na entrada do bocal é muito próxima da temperatura da câmara de combustão que pode ser estimada por meio da temperatura de chama adiabática, a estimativa da temperatura na entrada do bocal depende dos subprodutos da reação do propelente escolhido (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

### 2.4.3 Modelo teórico de motor-foguete ideal que utilizam o bocal supersônico

Esta teoria aplica-se aos sistemas propulsivos com princípio de funcionamento térmico, ou seja, que utilizam processos químicos ou elétricos, para obter um fluido de trabalho com comportamento de gás ideal, em alta temperatura, ou qualquer outro sistema de propulsão que use a expansão de um gás como mecanismo propulsor para a ejeção da matéria a alta velocidade (SUTTON; BIBLARZ, 2001). As simplificações que serão consideradas a seguir, de forma genérica, são adequadas para a obtenção de soluções simples e úteis para etapas de projetos iniciais de diferentes configurações de sistemas propulsivos do tipo motor-foguete, para a propulsão térmica, oriunda dos processos químicos, o desempenho real medido geralmente está entre 1 e 6% abaixo do valor ideal calculado. O modelo de funcionamento ideal de um motor-foguete que utiliza o bocal supersônico para gerar empuxo é aquele para a qual as seguintes considerações são válidas:

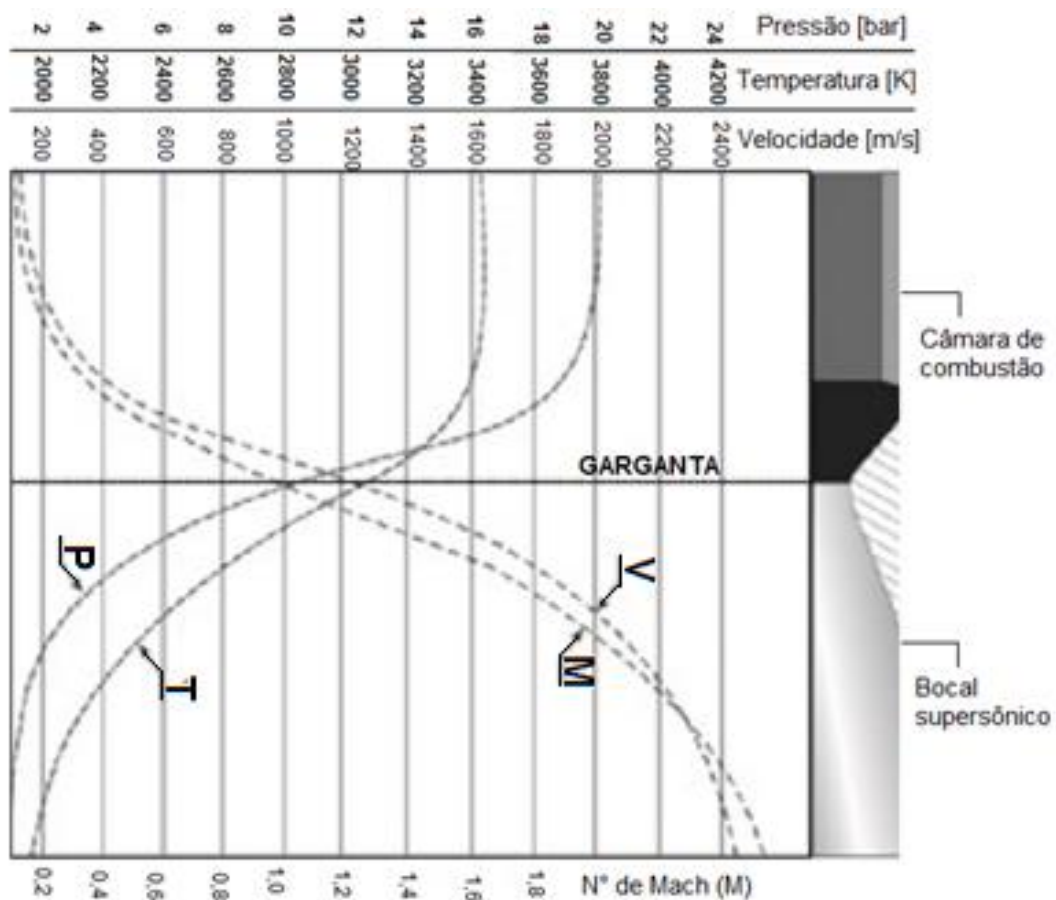
1. O fluido de trabalho é homogêneo;
2. Todas as espécies contidas no fluido de trabalho são gasosas;
3. O fluido de trabalho obedece à lei de gás ideal;
4. Não há transferência de calor através das paredes do foguete;
5. Não há fricção apreciável e todos os efeitos da camada limite são negligenciados;
6. Não há ondas de choque ou descontinuidades no fluxo no bocal;
7. A expansão do fluido de trabalho é uniforme e estável, sem vibração. Os efeitos transientes (ou seja, iniciar e desligar) são de duração muito curta e podem ser negligenciados;
8. O gás de exaustão na saída do bocal tem velocidade axial;
9. A velocidade do gás, a pressão, a temperatura e a densidade são todas uniformes em qualquer seção normal do bocal;

10. Para propulsão química o equilíbrio químico é estabelecido dentro da câmara de combustão, ou seja, a composição do gás ao longo do comprimento do bocal é constante;

11. Os propelentes armazenados estão à temperatura ambiente. E para propelentes criogênicos considera-se que estes, estão em seus pontos de ebulição.

De acordo com Sutton e Biblarz (2001), durante uma expansão no bocal isentrópico, a pressão decai substancialmente, a temperatura absoluta decai um pouco menos e o volume específico aumenta, aumentando a velocidade dos gases de exaustão que na garganta atingem a condição de escoamento sônico  $M=1$ . Quando a velocidade local se aproxima de zero, a temperatura e a pressão locais irão aproximar-se da pressão e da temperatura de estagnação. Sendo assim, em uma câmara de combustão, onde a velocidade do gás é pequena, a pressão de combustão local é essencialmente igual à pressão de estagnação. A Figura 11 demonstra este comportamento.

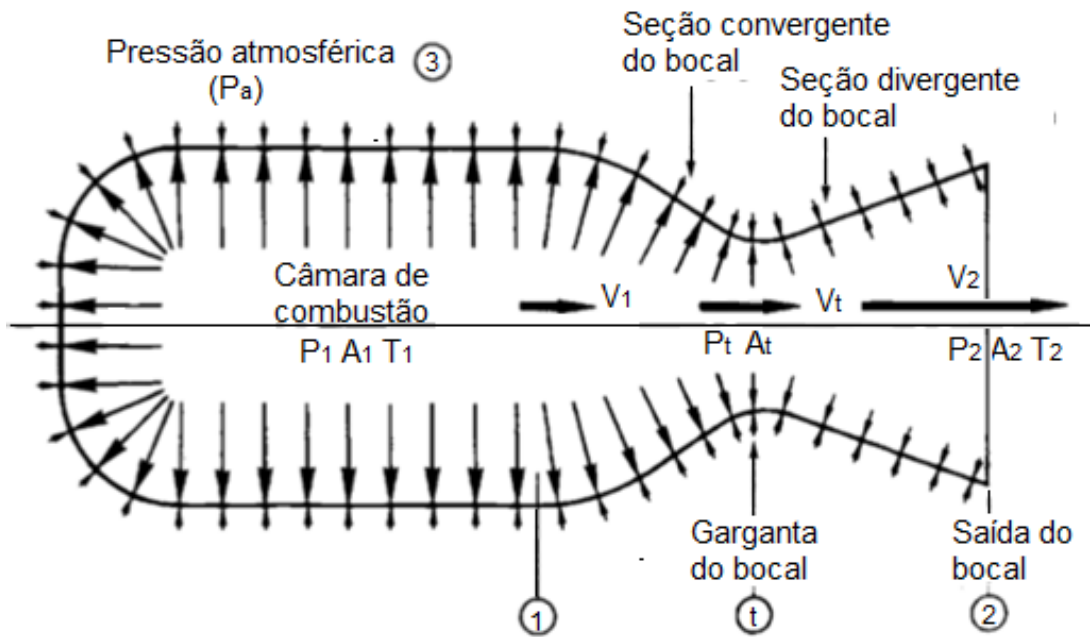
Figura 11 – Variação de parâmetros (temperatura (T), pressão (P), velocidade (V) e número de Mach (M)) dos gases em um bocal supersônico.



Fonte: Adaptado de Palmerio (2016, p. 162).

A Figura 12 representa de forma simplificada as duas principais etapas do motor foguete ideal, ou seja, a câmara de combustão e bocal supersônico. A câmara é onde os processos para fornecer energia térmica para o gás ocorrem, enquanto que o bocal supersônico é onde ocorre a expansão deste gás que será ejetado a altas velocidades.

Figura 12 – Motor foguete simplificado



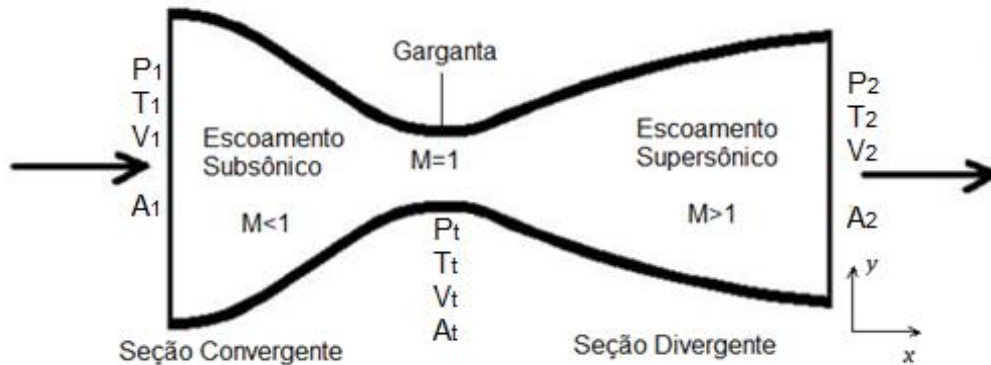
Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 33).

É importante observar que o equilíbrio de pressão nas paredes interiores da câmara e do bocal não é uniforme. A pressão interna do gás (indicada pelo comprimento das setas) é mais alta na câmara e diminui constantemente ao longo do comprimento do bocal até atingir a pressão de saída (região 2), já a pressão externa (região 3) é uniforme.

O bocal supersônico, também chamado de bocal convergente-divergente, é composto por três principais regiões, a seção convergente, a garganta e a seção divergente.

A Figura 13 demonstra as três regiões, de acordo com Anderson (2003), esta configuração é conhecida por bocal de Laval, em homenagem a Carl G. P. de Laval que foi o primeiro a utilizar esta configuração de bocal em suas turbinas a vapor no final do século XIX.

Figura 13 – Bocal Convergente-Divergente onde o Ponto 1 indica a entrada do bocal e o ponto 2 a saída do mesmo com suas devidas pressões (P), temperaturas (T), velocidade de gases (V) e área (A). O subíndice t indica a garganta onde o número de Mach (M) atinge o valor unitário.



Fonte: Autora (2017).

Segundo Palmerio (2016), um parâmetro importante para relacionar as condições de escoamento no bocal é o coeficiente de empuxo. Este é adimensional e pode ser definido pela seguinte relação:

$$C_F = \frac{FN}{A_t P_1} \quad (33)$$

O coeficiente de empuxo mede a eficiência do escoamento dos gases no bocal supersônico, indicando se ele está ou não adaptado às condições ambientes de operação.

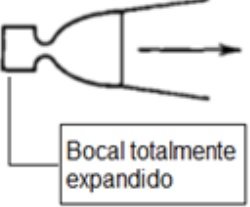
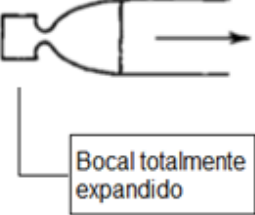
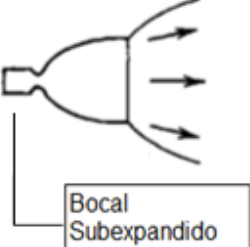
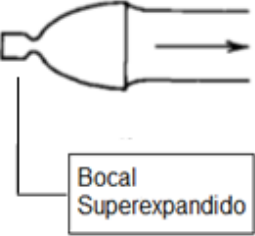
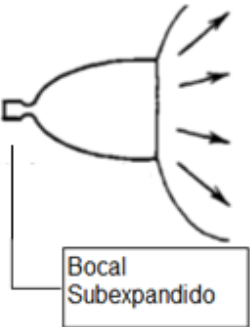
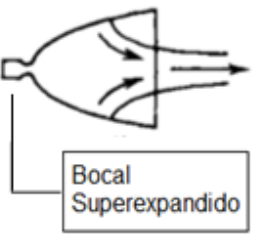
#### 2.4.4 Classificação do bocal de acordo com a expansão dos gases

Um bocal é dito subexpandido, quando descarrega o fluido a uma pressão estática de saída maior que a pressão estática externa porque a área de saída é muito pequena para uma proporção de área ótima. Sendo assim, a expansão do fluido é incompleta dentro do bocal e continua a ocorrer na parte externa.

Em um bocal superexpandido, o fluido atinge uma pressão de saída mais baixa que a pressão externa, pois possui uma área de saída muito grande para uma proporção de área ótima. Enquanto que o bocal totalmente expandido possui uma relação de área ótima permitindo que a pressão de saída do fluido seja igual à pressão externa (SUTTON E BIBLARZ, 2001).

A Figura 14 demonstra as diferentes classificações do bocal em relação aos diferentes tipos de expansão dos gases na saída do bocal e a variação da altitude, ou seja, variação das condições de pressão na saída do bocal para um veículo lançador de satélites típico de três estágios.

Figura 14 - Esboços simplificados do comportamento dos gases de exaustão de três bocais de motores-foguete típicos para um veículo lançador de três estágios.

Estágio	$A_z/A_t$	Comportamento durante o Voo	Altitude [km]	$I_{sp}$ [s]	Comportamento ao nível do mar (teste em bancada estática)	Altitude [km]	$I_{sp}$ [s]
1° Estágio (booster)	6		0	267		0	267
2° Estágio	10		24	312		0	254
3° Estágio	40		100	334		0	245

Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 73).

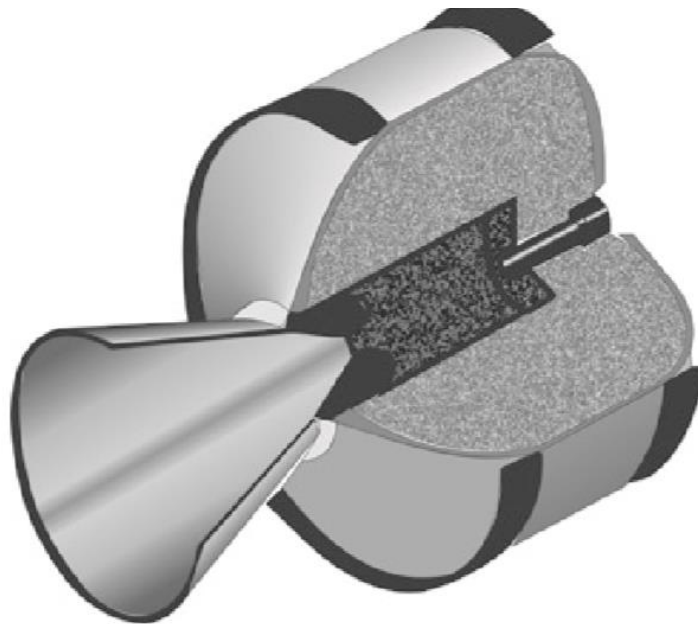
Quando disparado nas condições do nível do mar, o bocal da terceira etapa com a maior proporção de área sofre separação de escoamento acarretando em uma grande perda de desempenho (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

No caso de motores que só vão atuar no vácuo, procura-se projetar um divergente que anule a pressão estática dos gases na saída do bocal. Na prática, é difícil obter tal resultado, sendo uma das razões o grande diâmetro de saída. O diâmetro é limitado pela



geometria do foguete. Por outro lado, para obter o maior diâmetro possível, é preciso acomodar o divergente de maior comprimento. Um exemplo de solução para isso é o bocal submerso, este, entra parcialmente na câmara do motor. O motor S44, desenvolvido para o VLS-1, utiliza esse recurso (PALMERIO, 2016). A Figura 15 demonstra a imagem do motor S44.

Figura 15 - Ilustração do motor S44 em corte.



Fonte: Palmerio (2016, p. 169).

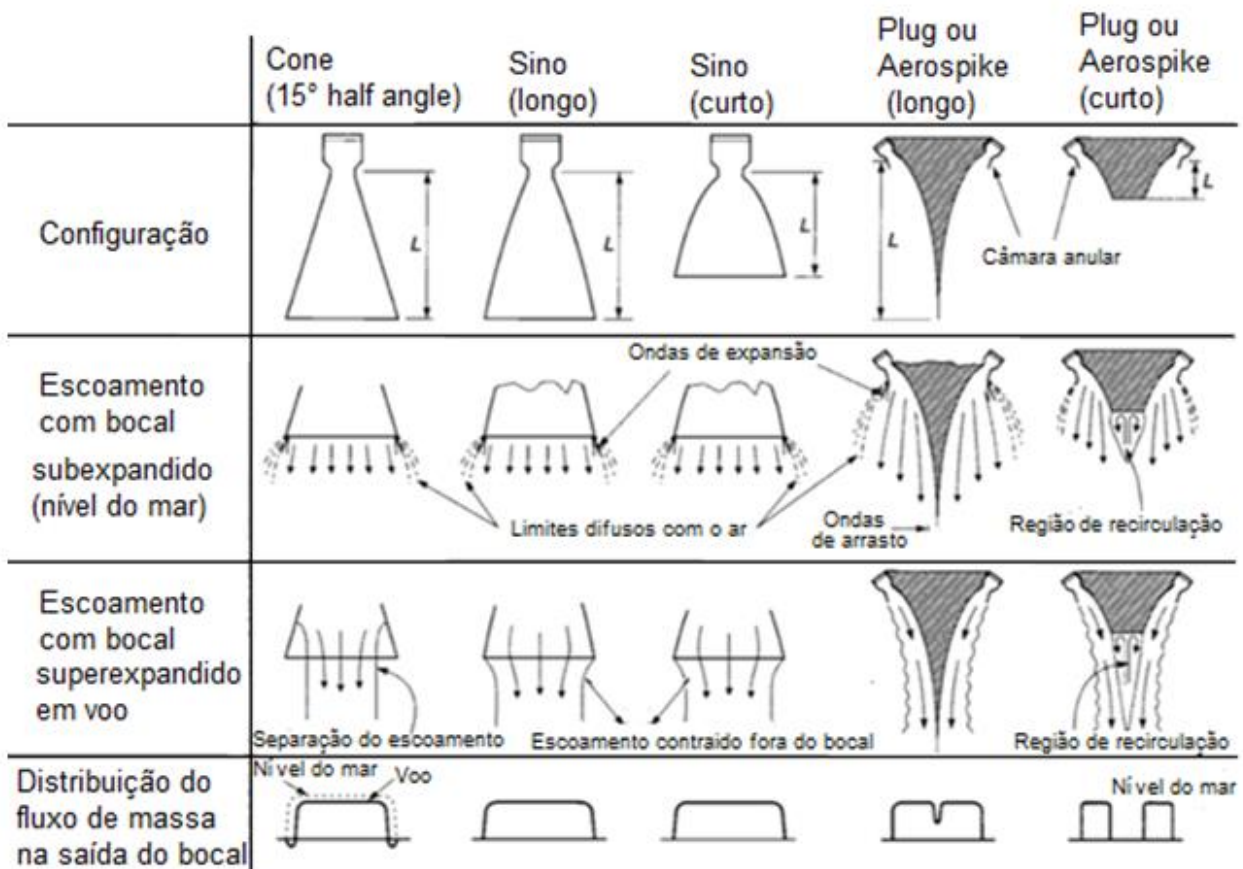
Segundo Palmerio (2016), motores foguetes utilizados em estágios inferiores operam em largas faixas de altitude, quando é utilizado um bocal supersônico de razão de expansão constante, é necessário calcular a altitude ótima para a qual se deve projetar o bocal. Portanto, antes de atingir aquela altitude, o motor trabalha superexpandido. Ao ultrapassar aquele ponto, o motor trabalha subexpandido e no ponto de projeto opera totalmente expandido que é a sua condição de operação ótima pressão na saída do bocal praticamente igual a pressão do ambiente fora do bocal.

#### **2.4.5 Diferentes configurações de bocais supersônicos**

Várias configurações de bocais supersônicos estão disponíveis atualmente e são caracterizados por suas diferentes geometrias e desempenho. Em relação ao projeto destes dispositivos, de acordo com Sutton e Biblarz (2001), a seção convergente não

representa dificuldades para alcançar alto desempenho. O fluxo subsônico nesta seção pode ser facilmente acelerado. O contorno da região da garganta também não é uma região extremamente crítica em relação ao desempenho. Os gradientes de pressão são altos nessas duas regiões e o fluxo irá aderir às paredes. A principal diferença nas diferentes configurações de bocal é encontrada na seção divergente de fluxo supersônico. Seis diferentes configurações são demonstradas na Figura 16.

Figura 16 – Diferentes configurações de bocal supersônico.



Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 76).

Os três primeiros esboços mostram bocais de perfis cônicos e em forma de sino. Os outros dois, têm um corpo central dentro do bocal fornecendo uma excelente compensação de altitude durante o funcionamento do dispositivo. Embora estes últimos dois tenham sido testados em laboratórios, até os dias atuais nenhum deles voou em um veículo espacial (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

## a) Bocal supersônico de perfil cônico

De acordo com Sutton e Biblarz (2001), esta é a configuração mais antiga e talvez a mais simples. É relativamente fácil de fabricar e ainda é usado atualmente em muitos projetos. Para este tipo de perfil um fator de correção teórico é aplicado ao momento linear na saída do bocal ideal de perfil cônico.

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha), \quad (34)$$

onde alfa é um parâmetro denominado meio ângulo da seção divergente ou apenas, half angle, este parâmetro se refere a metade do ângulo de abertura da seção divergente. E lambda é o fator de correção teórico, a variação do fator geométrico com relação a alfa é mostrada na Tabela 4:

Tabela 4 – Fator de correção para bocais de perfil cônico em função do meio ângulo da seção divergente.

Bocal cônico (half angle, $\alpha$ [°])	Fator de correção ( $\lambda$ )
0	1,0000
2	0,9997
4	0,9988
6	0,9972
8	0,9951
10	0,9924
12	0,9890
14	0,9851
15	0,9830
16	0,9806
18	0,9755
20	0,9698
22	0,9636
24	0,9567

Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 78).

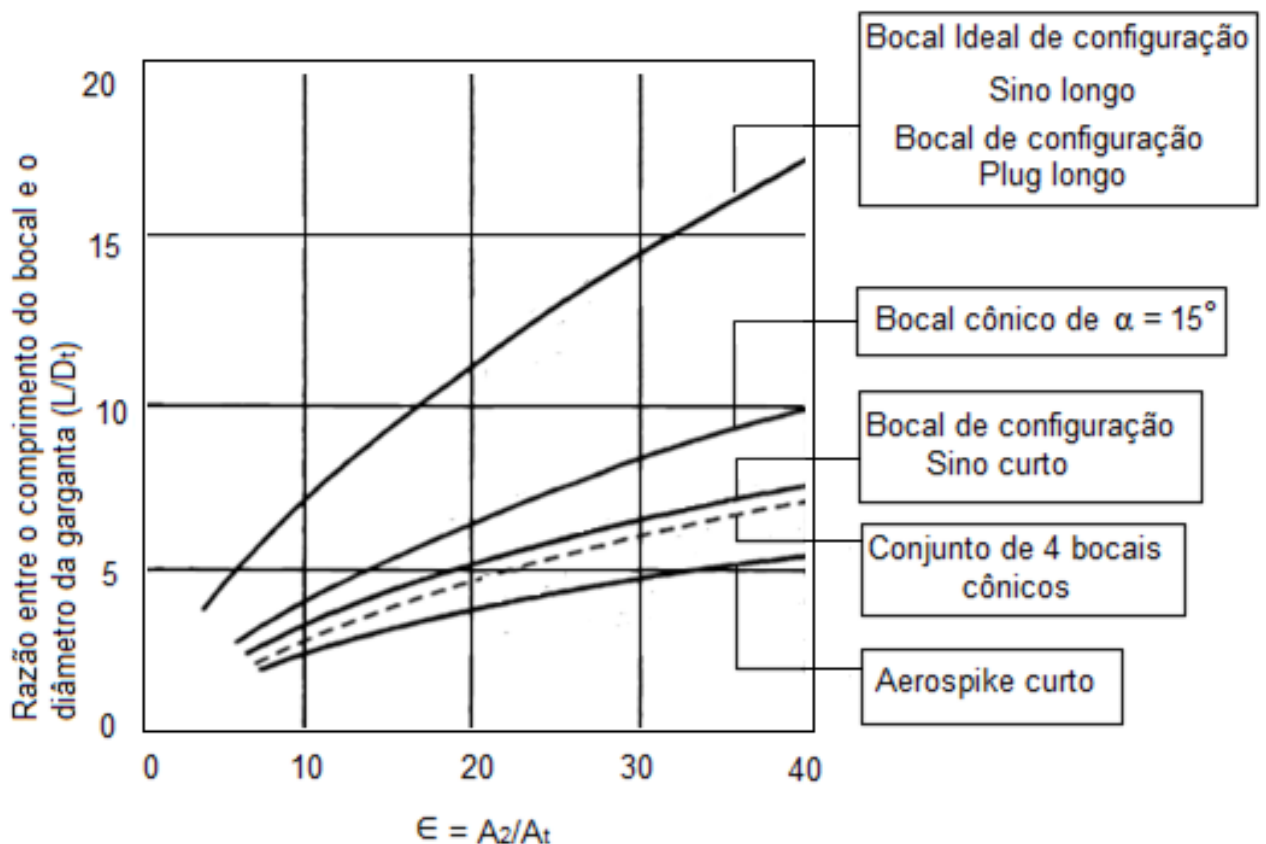
Na Tabela 4 é possível observar que quando o fator geométrico é igual a 1, o bocal é considerado ideal. Enquanto que para um bocal com half angle de 15 graus, o

momento de saída e, portanto, a velocidade real de exaustão dos gases será de 98,3% da velocidade média ideal.

É importante observar que o fator de correção se aplica apenas para o primeiro termo da equação geral do empuxo, ou seja, não é aplicado para o termo que representa o empuxo de pressão. Quanto menor for o ângulo de divergência do bocal, maior é o seu comprimento e o empuxo na direção axial, todavia, o bocal longo tem uma penalidade em relação a massa do sistema propulsivo, resultando em uma maior complexidade do projeto, enquanto, ângulos de divergência grandes resultam em bocais mais curtos e perda de desempenho, por esta razão o estudo dos parâmetros de projeto de bocais supersônicos é essencial para garantir o desempenho e realização da missão proposta.

A Figura 17 apresenta dados experimentais empregados para a definição do comprimento de bocais de perfil cônico que foram utilizados para determinar o comprimento do bocal de perfil cônico (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

Figura 17 – Dados experimentais para determinar o comprimento da seção divergente em função da razão de expansão para diferentes tipos de bocais.



Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 77).

De acordo com Rao (1961), Allman e Hoffman (1981), o perfil cônico ainda é muito utilizado para missões que necessitam de empuxo pequeno devido a sua facilidade de fabricação. Entretanto em alguns casos seu desempenho se torna inaceitável devido a grande divergência de fluxo. Estas perdas podem ser reduzidas pelo uso de seções divergentes com contornos que direcionam o fluxo de volta para a direção axial. Contornos parabólicos em forma de sino são comumente utilizados para esse fim.

#### b) Bocal Supersônico de perfil sino

O bocal com perfil em sino é provavelmente a forma de bocal mais comum atualmente. Neste perfil o ângulo de inclinação do contorno logo após a região da garganta varia em uma faixa de 20 a 50 graus, como nesta região ocorre a inversão do comportamento da pressão rapidamente, o contorno sofre uma inversão gradual da inclinação de modo que, na saída, o ângulo de divergência seja pequeno. Isso é possível pois atrás da garganta a alta pressão relativa, o grande gradiente de pressão e a rápida expansão do fluido de trabalho não permitem a separação do escoamento nesta região, a menos que existam descontinuidades no contorno do bocal (ANDERSON, 2003).

A expansão dos gases em um bocal de perfil sino é mais eficiente do que em um cônico de razão de áreas e comprimento semelhantes, porque o contorno da parede é projetado para minimizar as perdas (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

De acordo com o comportamento do escoamento, uma mudança na direção de um escoamento supersônico de um gás em expansão só pode ser alcançada através de ondas de expansão. Segundo Sutton e Biblarz (2001), uma onda de expansão ocorre em uma superfície fina, onde a velocidade do fluxo aumenta e muda ligeiramente a direção do fluxo, e onde a pressão e a temperatura caem.

Estas superfícies onduladas estão em um ângulo oblíquo ao fluxo. À medida que o gás passa pela garganta do bocal, ele sofre uma série dessas ondas de expansão com essencialmente nenhuma perda de energia. Entretanto, quando o fluxo de gás é girado na direção oposta ocorrem ondas de compressão oblíquas que são responsáveis por causar uma pequena perda de energia. Por esta razão é muito importante determinar cuidadosamente o contorno da parede do perfil sino. É possível equilibrar as ondas de expansão e as ondas de compressão oblíquas e minimizar a perda de energia através de uma análise que utiliza como ferramenta matemática o Método das Características (ANDERSON, 2003).

Rao (1958) determinou o perfil sino ótimo de um bocal supersônico resolvendo o escoamento invíscido e isentrópico pelo Método das Características. Para tanto, assumiu que o fluxo de massa, a pressão ambiente e o comprimento da seção divergente do bocal eram conhecidos. Experimentalmente ele obteve um aumento significativo de desempenho reportando um incremento de até 2,3% no coeficiente de empuxo da seção divergente otimizada em relação a uma seção divergente cônica de mesmo comprimento e razão de área, porém, obteve apenas 82,7% do máximo empuxo atribuído a uma tubeira ideal cujo comprimento é livre e o desempenho é máximo.

O comprimento da seção divergente de um bocal de perfil sino geralmente é determinado através de uma fração do comprimento de uma seção divergente de perfil cônico de referência que possui meio ângulo de 15 graus na parede da seção divergente. Ou seja, um bocal de seção divergente de perfil sino de 80% tem um comprimento (distância entre o plano da garganta e o plano de saída) que é 20% menor do que um bocal de perfil cônico de referência que possui a mesma razão de áreas.

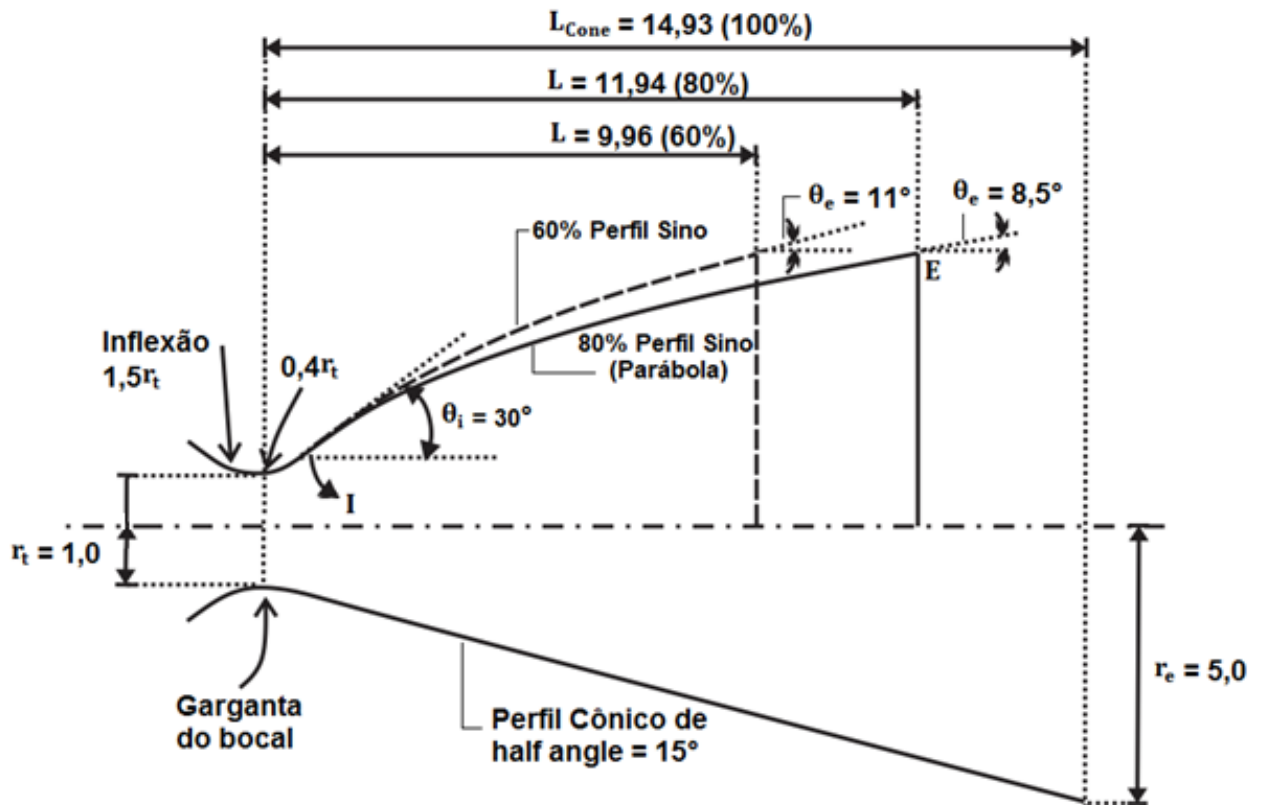
Ainda no mesmo trabalho, Rao (1958) mostrou que a variação do comprimento da seção divergente ou da razão entre calores específicos tem efeito considerável na forma do perfil ótimo. Observou também que a comparação do coeficiente de empuxo indica que as vantagens do perfil sino ótimo são maiores quanto maior for a razão de área.

O método de Rao tem sido utilizado em muitos estudos de diferentes classes de motores-foguete com uma grande variedade de resultados (RADTKE, 2014).

Em um estudo realizado por Campbell e Farley (1960), três bocais supersônicos foram otimizados pelo método de Rao e foram comparados a um bocal supersônico de perfil cônico de referência. Todos os bocais supersônicos utilizados foram projetados com raio na garganta de 0,06 m e razão de área entre 10 e 25. Os valores do empuxo obtidos pelos bocais otimizados foram maiores que os obtidos com o bocal de perfil cônico em todos os casos.

A Figura 18 demonstra os parâmetros de projeto utilizados para determinar os diferentes tipos de perfis de bocais supersônicos.

Figura 18 – Principais parâmetros geométricos para os diferentes perfis de bocais supersônicos.

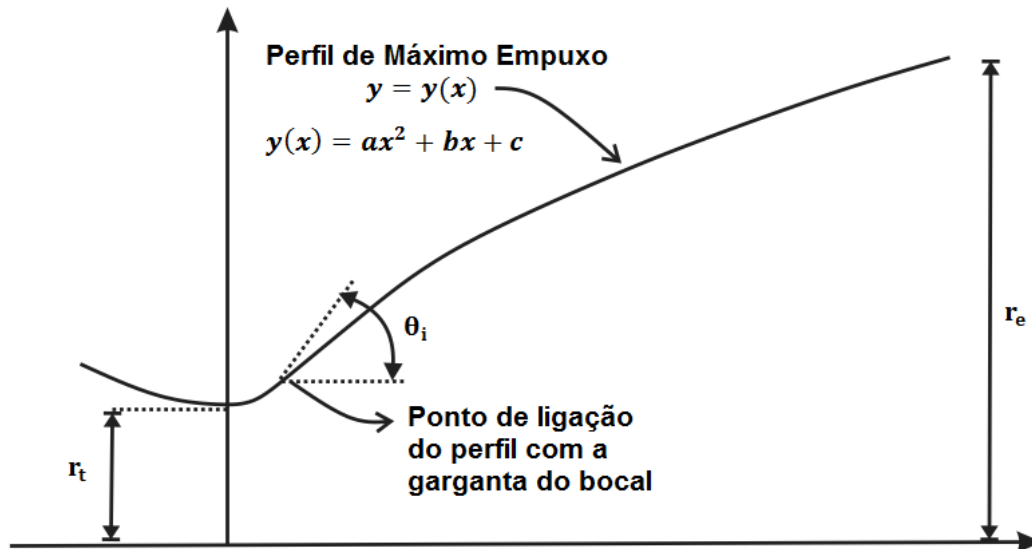


Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 80).

De acordo com Sutton e Biblarz (2001) e Allman e Hoffman (1981), os dados experimentais mostram que a parábola é uma boa aproximação para a curva de contorno do perfil sino. A Figura anterior mostra que a parábola é tangente com um ângulo no início do contorno  $\theta_i$  no ponto I e tem um ângulo de saída  $\theta_e$  no ponto E, bem como, um comprimento L que deve ser corrigido para a curva TI. Essas condições permitem que a parábola seja determinada por simples análise geométrica.

Na Figura 19 estão demonstrados os parâmetros geométricos que são utilizados para determinar o contorno do perfil sino.

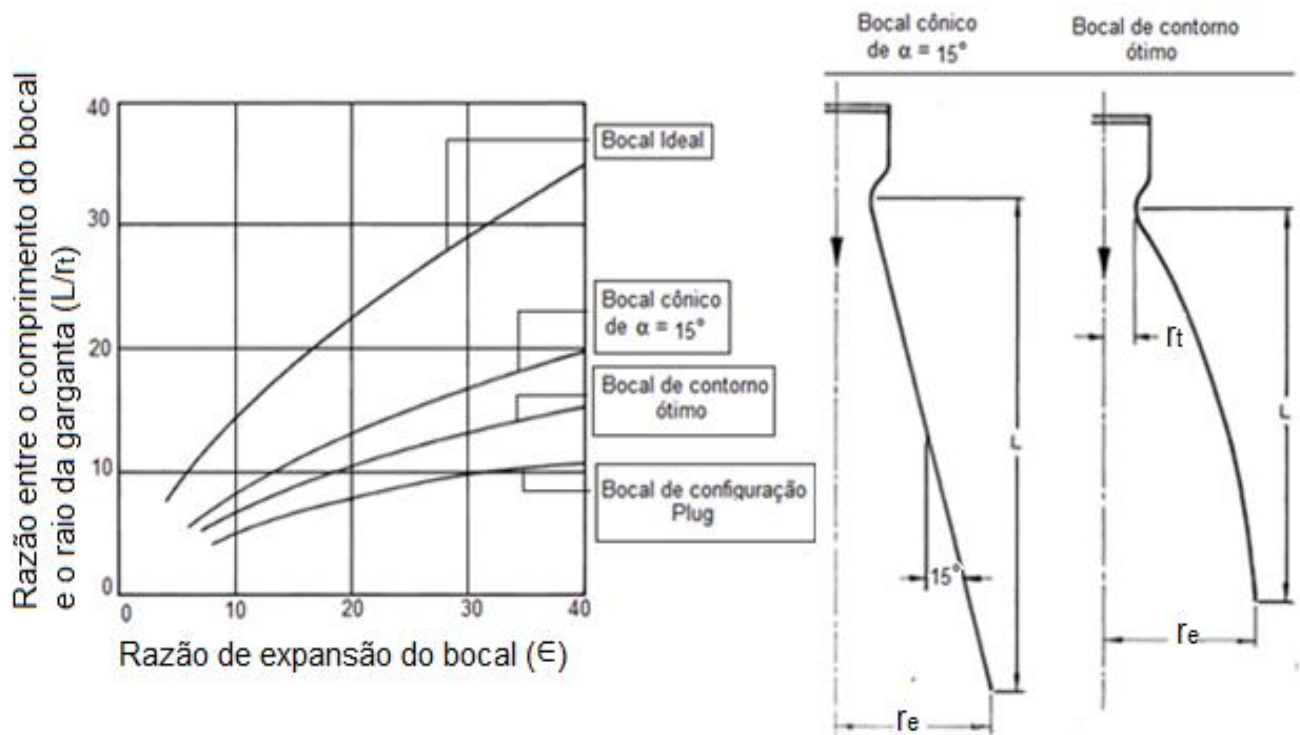
Figura 19 – Parâmetros geométricos para determinar o contorno do perfil sino.



Fonte: Adaptado de Allman e Hoffman (1981).

Na Figura 20 estão apresentados os dados experimentais utilizados para determinar o comprimento do bocal de perfil sino e o comprimento do bocal de perfil cônico de referência, relacionando o comprimento da seção divergente do bocal com a razão de expansão e o raio da garganta.

Figura 20 – Dados experimentais de comparação entre diferentes tipos de bocais supersônicos e seus comprimentos.



Fonte: Adaptado de Rao (1961, p. 1489).

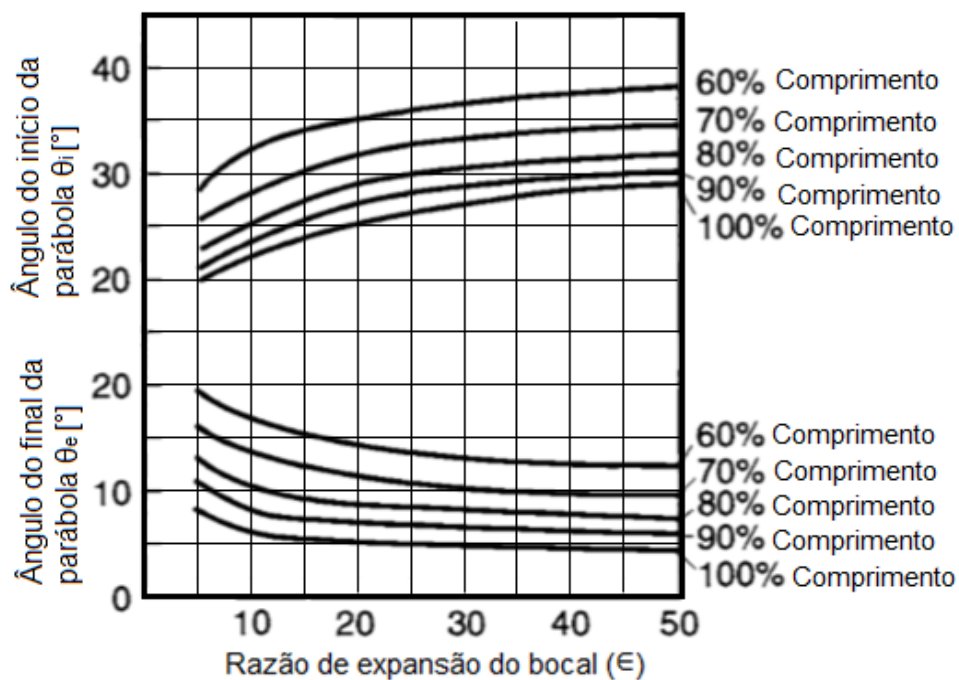


Onde  $L$  se refere ao comprimento da seção divergente,  $r_t$  ao raio da garganta e  $r_e$  ao raio da saída do bocal.

A principal diferença entre os tipos de perfis pode ser compreendida através do desempenho de cada um, pois o objetivo do projeto é construir um motor que gere uma alta velocidade de exaustão dos gases na saída do bocal sem necessitar de um bocal tão longo, bocais mais curtos como é o caso dos que utilizam perfil sino, reduzem a massa inerte do veículo e por esta razão tendem a ser mais vantajosos.

Na Figura 21 estão apresentados os dados experimentais que podem ser usados para determinar os ângulos do contorno relacionando a razão de expansão e o comprimento de bocais de perfil sino (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

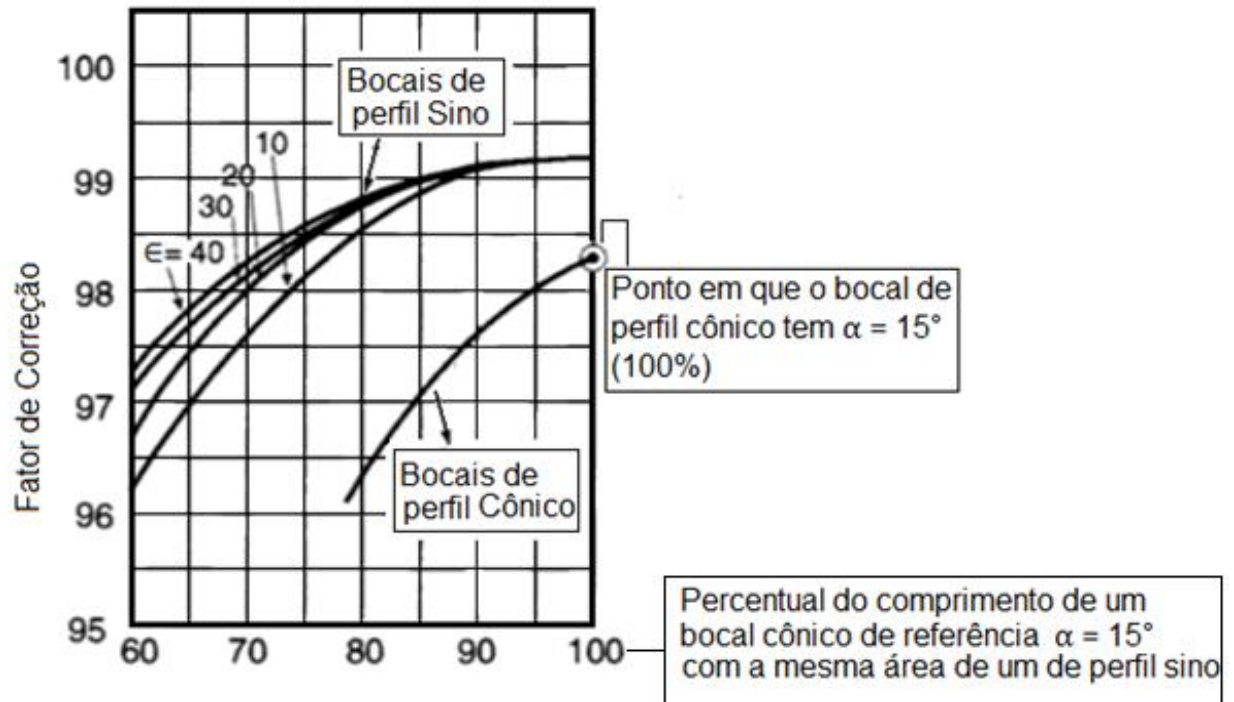
Figura 21 – Dados experimentais utilizados para determinar os ângulos de inclinação da parábola do perfil sino.



Fonte: Sutton e Biblarz (2001, p. 80).

Na Figura 22 é apresentado como é determinado o fator de correção geométrico para o perfil sino relacionando a razão de expansão do bocal e o seu respectivo comprimento.

Figura 22 – Fator de correção geométrica para o perfil sino.



Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 80).

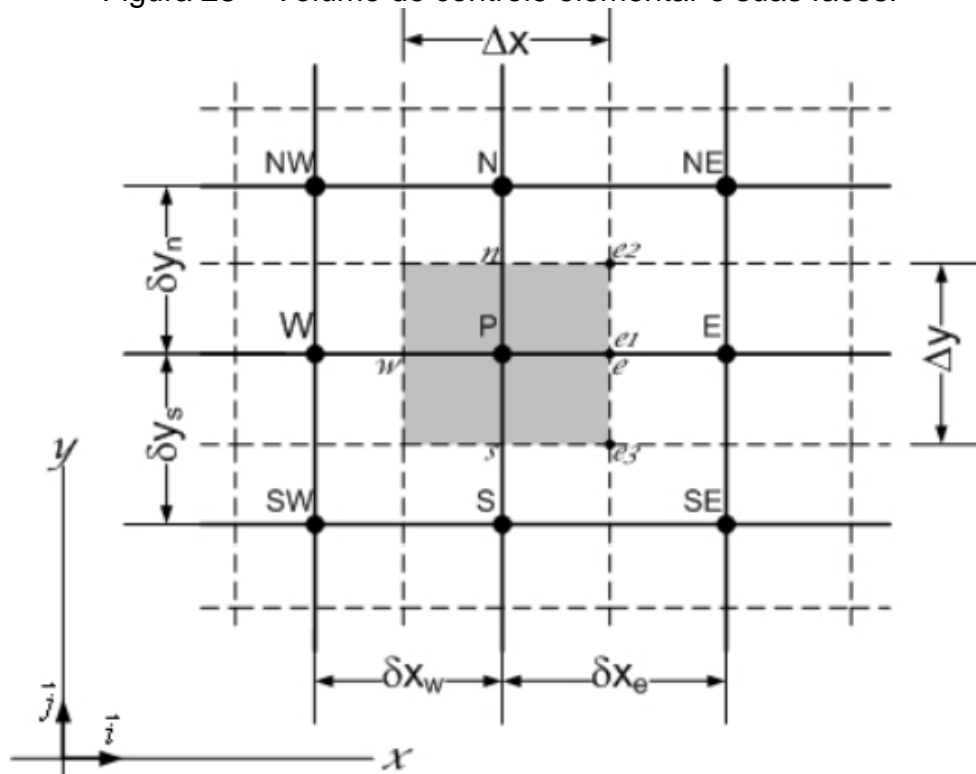
No gráfico anterior representado pela Figura 22 é possível observar a curva do perfil cônico de referência e as curvas para os perfis do tipo sino de diferentes comprimentos e razões de expansão.

## 2.5 ABORDAGEM NUMÉRICA PARA ANÁLISE DE BOCAIS SUPERSÔNICOS

A Dinâmica dos Fluidos Computacional (Computational Fluid Dynamics - CFD) é uma ferramenta matemática que resolve numericamente as equações diferenciais governantes do escoamento empregando processamento computacional. Atualmente como consequência da evolução da capacidade de processamento dos computadores esta ferramenta tem sido mais utilizada, principalmente por conseguir prever os campos de velocidade e pressão de diferentes tipos de escoamentos, incluindo os compressíveis, com grande precisão e confiabilidade de maneira mais rápida que um estudo experimental sendo muito aplicado em pesquisas na engenharia. Dentre os métodos numéricos utilizados na resolução de problemas de CFD, um dos mais empregados é o Método de Volumes Finitos (MVF).

O MVF é um método numérico que transforma as equações diferenciais em algébricas, através da ideia física da conservação das propriedades em nível de volumes elementares. Na figura 23 é apresetado o modelo de volume de controle adotado na discretização das equações.

Figura 23 – Volume de controle elementar e suas faces.



Fonte: Adaptado de Maliska (2010).

Onde a face oeste é representada por 'W', a face leste por 'E', a norte por 'N' e a face sul por 'S'. Todas as equações que descrevem o escoamento são integradas sobre o volume de controle 'P' utilizando um esquema de discretização espacial e temporal.

Para um escoamento invíscido, compressível e bidimensional (2D-plano) as equações de conservação da massa, energia e quantidade de movimento linear quando simplificadas para estas considerações, resultam nas equações de Euler, ambas são obtidas através da equação genérica de transporte na forma conservativa dada por:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \Psi) + \nabla \cdot (\rho \vec{V} \Psi) = \nabla \cdot \mathbf{J} + f, \quad (35)$$

onde  $\Psi$  é a grandeza a ser transportada pode ser de natureza escalar ou vetorial,  $\nabla$  é o operador diferencial que representa o divergente e  $\rho$  a densidade da grandeza  $\Psi$ , as variáveis  $\mathbf{J}$  e  $f$  estão relacionadas a fluxos difusivos e fontes/sumidouros relativos ao

transporte de  $\Psi$ . Para o problema fluido-termodinâmico associado ao escoamento dentro do bocal supersônico o termo fonte/sumidouro é considerado nulo para um problema bidimensional, sendo assim as seguintes equações da conservação são dadas por:

a) Conservação da massa,  $\Psi$  é igual a 1,  $J$  e  $f$  são iguais a zero:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{v} = 0 \quad (36)$$

b) Conservação da quantidade de movimento linear:

$$\frac{\partial(\rho \vec{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla P + \rho \vec{g} + \vec{F}, \quad (37)$$

onde  $P$  é a pressão estática,  $\rho \vec{g}$  e  $\vec{F}$  são as forças de corpo gravitacional e as forças externas que foram representadas pela Equação 12.

c) Conservação da Energia:

$$\frac{\partial(\rho e_m)}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho e_m + P)) = -\nabla \cdot \left( \sum_j h_i J_j \right), \quad (38)$$

onde  $e_m$  é a energia total por unidade de massa que consiste na soma da energia interna e a cinética. O termo  $(P + \rho e_m)$  pode ser interpretado como sendo a entalpia total  $h$ .

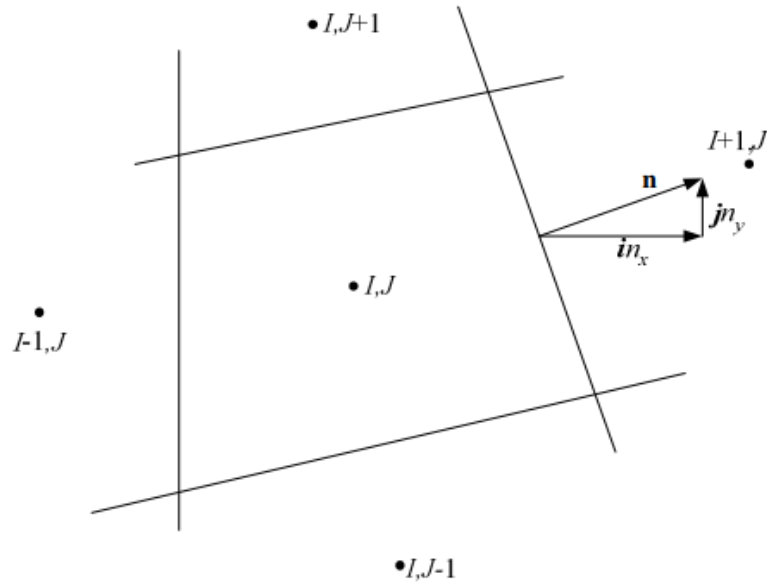
Em um escoamento compressível para fechar o sistema de equações uma equação de estado é necessária, logo para um gás perfeito pode-se utilizar a equação de estado de gás ideal dada por:

$$P = \rho RT, \quad (39)$$

onde  $R$  é a constante específica dos gases,  $\rho$  é a densidade e  $T$  é a temperatura absoluta já descritos no Item 2.4.2.

Como sugerido por Kalita (2012), é possível discretizar as equações da conservação que descrevem o escoamento dentro do bocal supersônico através do MVF com abordagem de malha estruturada com células centradas para o escoamento 2D, invíscido, compressível que é governado pelas equações de Euler. Na Figura 24 é apresentado o modelo do método numérico.

Figura 24 – Célula centrada 2D-plana de um volume finito com a superfície externa da unidade normal para uma malha estruturada.



Fonte: Adaptado de Kalita (2012).

A eficiência do método utilizado para discretizar as equações (MVF) como uma ferramenta matemática irá depender do tipo de função de interpolação que se é adotada para definir as características do modelo numérico. Entende-se por função de interpolação, ou esquema numérico, o meio utilizado para se expressar o valor da incógnita do problema, e de sua derivada normal nas faces dos volumes de controle que são utilizados para discretizar o domínio de cálculo (MARCHI, 1993).

De acordo com os trabalhos de Kalita (2012) e Zha (2004) que resolveram numericamente problemas semelhantes, as análises do escoamento supersônico invíscido negligenciam o efeito da viscosidade no fluxo e são apropriadas para aplicações com elevados números de Reynolds as análises forneceram uma boa aproximação com custo computacional relativamente baixo quando um modelo Upwind robusto foi utilizado para discretizar as equações de Euler. Para alcançar eficiência e precisão, foi utilizado em ambos os trabalhos o esquema numérico de Upwind de segunda ordem chamado de Advection Upstream Splitting Method (AUSM). O esquema tem um modelo numérico baseado em células centradas e se mostrou eficiente para determinar os campos de pressões e velocidades para escoamentos invíscidos em bocais supersônicos para ambas as regiões de escoamento (subsônica e supersônica).

É importante notar que no MVF de célula centrada, os valores médios das variáveis conservadas são armazenados nos centróides das células e os termos de fluxo, podem ser expressos como funções das variáveis conservadas e devem ser avaliados nas interfaces das células.

Os resultados de Kalita (2012) mostraram que este esquema é mais eficiente e promove maior acurácia dos resultados quando uma malha estruturada não uniforme é utilizada com um refino maior na região da garganta. Mais detalhe sobre a formulação do esquema numérico AUSM estão apresentados no trabalho de Zha (2004).

De acordo com Wada (1997) que utilizou o esquema numérico AUSM para estudo dos fenômenos de ondas de choque onde o objetivo era detectar discontinuidades no escoamento, o método de discretização tem maior eficiência quando a discretização temporal é feita utilizando a formulação implícita acoplada, ou seja, os termos convectivos são avaliados no tempo desconhecido ( $n + 1$ ), onde as variáveis desconhecidas são determinadas através da solução simultânea das equações, mais detalhes sobre a formulação estão disponíveis no trabalho de White e Anderson (1982) que aplicaram o modelo de discretização implícita acoplada ao método para solucionar as equações de Euler para um escoamento compressível quase-1D em diferentes regimes de velocidade.

Outro ponto importante na discretização das equações é o modelo numérico adotado para calcular os gradientes, estes, são necessários não só para a construção de valores de um escalar nas faces das células, mas também para o cálculo dos termos de difusão secundária e derivados da velocidade. O gradiente de uma determinada variável é usado para discretizar os termos de convecção e difusão nas equações de conservação do escoamento. De acordo com Michalcová e Kotrasová (2012), o gradiente ( $\nabla\Phi$ ), onde  $\Phi$  é uma variável, pode ser calculado de três maneiras: Green-Gauss Cell-Based, Green-Gauss Node-based e Last Squares Cell-Based. Para os problemas em que a geometria tem simetria o modelo baseado na abordagem Last Squares Cell-Based se mostrou bastante eficaz. Mais detalhes sobre esta abordagem estão disponíveis no trabalho de Michalcová e Kotrasová (2012).

### 2.5.1 Verificação e Validação

De acordo com Roy (2005), a verificação é compreendida utilizando como ferramenta a matemática computacional para abordar a acurácia da solução numérica para um dado modelo, enquanto que a validação utiliza a física para abordar se um dado modelo é adequado e representa adequadamente o fenômeno físico.

O teste mais indicado para fazer a verificação de código computacional é o teste da ordem de acurácia este determina se o erro de discretização é reduzido na proporção esperada. Para o método de volumes finitos, a ordem de acurácia formal é obtida pela análise do erro de truncamento. O esquema Upwind de segunda ordem é considerado um esquema em que os níveis de difusão numérica são menores, normalmente defini-se a ordem de um esquema como a ordem de truncamento da função de interpolação em relação a série de Taylor (MARCHI, 1993). Uma abordagem para realizar a verificação é a comparação dos resultados de um código com os resultados de outro código para um mesmo modelo (ROY, 2005). Enquanto que para validação os resultados obtidos através da solução numérica são comparados com os testes experimentais para as mesmas condições da simulação.

### 3 METODOLOGIA

Conforme discutido anteriormente, o presente trabalho tem como objetivo principal a comparação quantitativa de estimativas teóricas de empuxo para bocais convergente-divergente com dados reais experimentais.

O primeiro passo do trabalho foi desenvolver uma rotina em MATLAB para o projeto geométrico de bocais de perfil cônico e sino com base no empuxo desejado, considerando a teoria de escoamento invíscido, isentrópico, quase-unidimensional e as correções experimentais comentadas no Capítulo 2.

A rotina de cálculo foi essencial para determinar os parâmetros da geometria da seção divergente, pois, como já comentado no Item 2.4.5, a seção convergente e a região da garganta não representam dificuldades para alcançar o alto desempenho.

Inicialmente para realizar a validação da metodologia desenvolvida utilizou-se dados disponibilizados por Sutton e Biblarz (2001) em um exemplo da literatura para determinar o parâmetro da razão de expansão para o bocal de acordo com o empuxo que deveria ser produzido pelo sistema. A partir da razão de expansão, foram determinados os demais parâmetros geométricos necessários para determinar o perfil da seção divergente. Foram determinados dois diferentes perfis, tipo cone e sino.

Após a validação da rotina MATLAB, o perfil geométrico obtido na mesma, foi empregado para a montagem dos casos de simulação numérica, no qual utilizou-se o software comercial FLUENT da ANSYS. A simulação numérica tem como objetivo permitir constatar qual perfil obtém a melhor aproximação com relação a metodologia utilizada para projetar a geometria do contorno além de permitir comparar qual geometria de perfil oferece melhor desempenho para a mesma missão.

Por último, realizou-se para o perfil sino, uma comparação utilizando os dados experimentais do propulsor bipropelente de 200 N em duas diferentes configurações, desenvolvido pelo departamento de Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE) do INPE. Os dados utilizados foram retirados do relatório de ensaios campanha B200N-26 e do relatório de revisão crítica de projeto de engenharia - RCP2.



### 3.1 DETERMINAÇÃO DOS PARÂMETROS GEOMÉTRICOS

A rotina de cálculo implementada utilizando o software MATLAB, teve como principal objetivo determinar a geometria da seção divergente do bocal supersônico para os diferentes perfis em análise, considerando a condição de expansão ótima do escoamento no bocal e a teoria de motor foguete ideal sugerida por Sutton e Biblarz (2001) que foi comentada no item 2.4.3.

#### 3.1.1 Determinação dos parâmetros geométricos para o perfil cônico

De acordo com a missão proposta é necessário informar o empuxo requerido para a condição de operação ótima, ou seja, a pressão na saída do bocal é igual a pressão do ambiente e o segundo termo da equação geral do empuxo pode ser desconsiderado. Todavia, é importante saber a altitude em que se deseja que o bocal esteja operando totalmente expandido, além disso, as propriedades termodinâmicas do fluido de trabalho tais como, razão de calor específicos, pressão e temperatura na entrada do bocal.

Como sugerido por Sutton e Biblarz (2001) e Malina (1940), o empuxo fornecido pelo perfil cônico deve ser corrigido através do fator de correção teórico, pois, mesmo que a velocidade de saída de um bocal cônico seja essencialmente igual ao valor unidimensional correspondente à razão da área, as direções de fluxo não são todas axiais e, portanto, há uma diminuição do empuxo devido à divergência do fluxo.

Malina (1940) mostrou que para o perfil cônico, na saída do bocal a quantidade de movimento linear associada ao escoamento é igual ao valor calculado a partir da teoria de escoamento quase-unidimensional multiplicado por um fator que representa a razão entre a quantidade de movimento linear dos gases em um bocal com um ângulo da seção divergente finito e a quantidade de movimento linear na saída de um bocal ideal com todos os gases fluindo na direção axial. Como apresentado no Capítulo 2:

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + (\cos(\alpha))) \quad (40)$$

Para determinar o valor do fator de correção geométrico foi necessário determinar o meio ângulo da seção divergente (half angle).

Para isso considerou-se um chute inicial para este parâmetro de 15 graus e realizou-se o processo iterativo entre as equações demonstradas a seguir a fim de

determinar a inclinação da reta da seção divergente que resultasse em um menor comprimento, o processo foi calculado até o erro ser menor que 0,001.

$$\alpha = \tan^{-1}((r_e - r_t)/L) \frac{360}{2\pi} \quad (41)$$

O empuxo fornecido para o sistema é obtido corrigindo o empuxo teórico, ou seja:

$$F = FN \lambda, \quad (42)$$

onde F é o empuxo fornecido e FN é o empuxo teórico determinado pela Equação (12) apresentada no Capítulo 2, desconsiderando o segundo termo da equação (termo de pressão) pelas razões já comentadas, é possível obter a seguinte relação:

$$FN = \dot{m} V_e \quad (43)$$

$$V_e = \frac{FN}{\dot{m}} \quad (44)$$

$$V_e = \sqrt{\frac{2 \gamma}{\gamma - 1} R T_1 \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}, \quad (45)$$

onde a propriedade com subíndice '1' se refere a entrada do bocal e o subíndice 'e' se refere a saída do bocal.

De acordo com Sutton e Biblarz (2001), considerando a propulsão química, os valores para a pressão e a temperatura do fluido de trabalho, podem ser aproximadas para as condições da câmara de combustão, ou seja, a temperatura e pressão na entrada do bocal são iguais a temperatura e pressão da câmara de combustão que são parâmetros escolhidos no início do projeto, a temperatura na câmara de combustão irá depender dos subprodutos do propelente que variam de acordo com a razão de mistura de combustível e oxidante. Em alguns casos para uma primeira análise a temperatura da câmara de combustão pode ser estimada por meio da teoria da temperatura de chama adiabática. A razão de pressão entre a pressão na saída e a pressão na entrada do bocal pode ser determinada da seguinte forma:

$$\frac{P_e}{P_1} = \frac{P_3}{P_1} \quad (46)$$

onde o subíndice '3' indica a região de fora do bocal. Utilizando as relações termodinâmicas vistas no Capítulo 2, item 2.4.2 é possível reescrever o fluxo de massa em função das propriedades do escoamento:

$$\dot{m} = A_t P_c \gamma \frac{\sqrt{[2/(\gamma + 1)]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}}{\sqrt{\gamma R T_c}}, \quad (47)$$

onde o subíndice 'c' nas propriedades indica as condições da câmara de combustão do motor foguete. É possível determinar a pressão na saída do bocal pois a mesma deve ser igual a pressão do ambiente, bem como a velocidade dos gases de exaustão através da equação da continuidade pois o empuxo teórico é um dado de entrada. Sendo assim é possível determinar a seguinte relação de áreas:

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (48)$$

O inverso desta relação de áreas é chamada de razão de expansão conforme demonstrado pela Equação (27).

Dessa forma é possível determinar o raio na saída do bocal considerando uma seção transversal de área circular:

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\pi r_e^2}{\pi r_t^2} \quad (49)$$

$$r_e = r_t \sqrt{\epsilon} \quad (50)$$

onde  $r_e$  é o raio de saída do bocal e  $r_t$  é o raio da garganta. Para determinação do meio ângulo da seção divergente utilizou-se a relação de tangente dada por:

$$\alpha = \tan^{-1}((r_e - r_t)/L) \frac{360}{2\pi} \quad (51)$$

Para determinar o comprimento, foram utilizados os dados experimentais disponibilizados por Sutton e Biblarz (2001), na Figura 17, sendo assim:

$$L = \frac{L}{D_t} \times D_t, \quad (52)$$

onde  $L$  é o comprimento da seção divergente do bocal e  $D_t$  é o diâmetro da garganta que foi determinado pela rotina MATLAB considerando a área de uma seção transversal circular para a região.

E a razão entre o comprimento e o diâmetro foi obtido utilizando o valor da razão de expansão calculada através da rotina.

Foi necessário realizar uma interpolação com os dados experimentais retirados do gráfico demonstrado pela Figura 17. Como sugerido por Cai et al. (2007), a interpolação foi feita utilizando uma spline cúbica, esta é uma técnica de interpolação que utiliza uma curva que é definida matematicamente por dois ou mais pontos de controle. Os dados utilizados foram retirados do gráfico e estão demonstrados na Tabela 5:

Tabela 5 – Dados experimentais utilizados para determinar o comprimento do bocal de perfil cônico.

$\frac{L}{D_t}$	2.857	3.75	5	6.607	7.143	9.107	10
$\epsilon = \frac{A_e}{A_t}$	6.154	10	14.616	20	26.154	32.30	40

Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001).

Para determinar o valor do diâmetro na garganta foi necessário calcular o volume específico e a velocidade do escoamento desta região, bem como, na saída do bocal para então determinar a área da seção transversal de cada uma das regiões e verificar se a razão de pressão crítica estava sendo respeitada. Após determinar o raio de saída, o raio da garganta e o comprimento do bocal para o empuxo corrigido, o perfil foi facilmente desenhado utilizando um polinômio do primeiro grau.

$$r(x) = ax + b, \quad (53)$$

onde  $r(x)$  é a função do primeiro grau,  $a$  é o coeficiente angular da função e  $b$  o coeficiente linear. Quando  $x$  é igual a 0, é o início da seção divergente e  $y = r_t$ :

$$r(0) = a(0) + b = r_t \quad (54)$$

Sendo assim o coeficiente linear do perfil:

$$b = r_t$$

Para o ponto em que  $x$  é igual a  $L$ , é o final da seção divergente e  $r(L) = r_e$ , logo, é possível determinar o coeficiente angular para o perfil dado por:

$$r(L) = a(L) + r_t = r_e \quad (55)$$

$$a = \frac{r_e - r_t}{L}$$

Obtendo os coeficientes do polinômio foi possível determinar a geometria do perfil cônico através de uma reta.

### 3.1.2 Determinação dos parâmetros geométricos para o perfil sino

Para a determinação dos parâmetros geométricos do perfil sino, de maneira análoga ao perfil cônico foi necessário informar o empuxo requerido para a condição de operação ótima, ou seja, é importante saber a altitude em que se deseja que o bocal esteja operando totalmente expandido, além disso, as propriedades termodinâmicas do fluido de trabalho tais como, razão de calor específicos, pressão e temperatura na entrada do bocal.

A etapa de cálculo para determinar a razão de expansão do bocal bem como a área da seção transversal da garganta e área de saída do bocal foi realizada utilizando as mesmas equações usadas para o perfil cônico demonstradas no item anterior em que se baseou na teoria de escoamento invíscido e isentrópico quase-unidimensional.

Para determinar o comprimento do bocal, foram utilizados os dados fornecidos por Rao (1961), representados pelo gráfico da Figura 20. Os dados utilizados estão representados na Tabela 6:

Tabela 6 – Dados experimentais utilizados para determinar o comprimento do bocal de perfil sino.

$\frac{L}{r_t \sin \alpha}$	6,2	8,3	10,5	11,8	13	14	15
$\epsilon = \frac{A_e}{A_t}$	10	15	20	25	30	35	40

Fonte: Adaptado de Rao (1961).

Como sugerido por Rao (1961), após determinar a razão de expansão e determinar o comprimento do bocal para o perfil sino, foi possível determinar o comprimento em percentual tendo como referência o comprimento do perfil cônico com meio ângulo de 15 graus.

Para isso foi necessário determinar o comprimento do bocal cônico de referência interpolando os dados experimentais demonstrados por Rao (1961) que estão representados na Figura 20, a interpolação novamente foi realizada utilizando uma spline.

Sendo assim:

$$L_{\text{sino}} = \frac{L}{d_{t_{\text{sino}}}} d_t \quad (56)$$

$$L_{\text{sino}} [\%] = \frac{L_{\text{sino}}}{L_{\text{cônico}}} \cdot 100 \quad (57)$$

Na Tabela 7 estão demonstrados os dados que foram utilizados para determinar o comprimento do bocal cônico de referência:

Tabela 7 – Dados experimentais utilizados para determinar o comprimento do bocal de perfil cônico de referência.

$\frac{L}{Rt_{\text{sino}}}$	8	10,8	13	14,7	16,8	18	19,8
$\epsilon = \frac{A_e}{A_t}$	10	15	20	25	30	35	40

Fonte: Adaptado de Rao (1961).

Após determinar as áreas da garganta e da saída do bocal através da razão de áreas, foi possível obter o comprimento da seção divergente. Utilizando os parâmetros obtidos foi necessário escolher uma função para determinar o contorno do perfil, como mostrado por Rao (1961), diversos métodos já foram testados para descrever o contorno do perfil sino, como por exemplo o método das características, como este é um método complexo, Allman e Hoffman (1981) mostraram que aproximar o contorno do perfil sino através de uma parábola é eficiente e prático para uma primeira aproximação, como foi demonstrado pela Figura 19, sendo assim:

$$r(x) = ax^2 + bx + c, \quad (58)$$

onde  $r(x)$  é a função do segundo grau,  $a$ ,  $b$  e  $c$  são os coeficientes da função que necessitam ser determinados. Para a região da garganta temos que  $x$  é igual a 0, ou seja, é o início da seção divergente, logo  $r(0)$  é igual ao raio da garganta:

$$r(0) = a(0)^2 + b(0) + c = r_t \quad (59)$$

$$c = r_t$$

Para o final da seção divergente  $x$  é igual a  $L$ , ou seja, no comprimento final da seção divergente temos que  $r(L)$  é igual ao raio de saída:

$$r(L) = a(L)^2 + b(L) + r_t = r_e \quad (60)$$

$$a = \frac{r_e - b(L) - r_t}{L^2}$$

E para determinar o ângulo de inclinação do início do contorno foi derivada a função e substituiu-se  $x$  igual a 0:

$$r(x)' = 2ax + b \quad (61)$$

$$r(0)' = 2a(0) + b = \theta_i \quad (62)$$

$$b = \theta_i ,$$

onde  $r(x)'$  é a derivada da função. Obtendo todos os coeficientes para o polinômio do segundo grau foi possível determinar o contorno da seção divergente. O ângulo de saída do contorno, foi determinado graficamente utilizando os dados demonstrados pela Figura 21 utilizando a razão de expansão e o comprimento percentual do bocal de perfil sino.

Assim como para o perfil cônico é preciso determinar o fator de correção geométrico associado ao contorno do perfil. De acordo com Rao (1961), o fator de correção geométrico para o perfil sino é semelhante ao de perfil cônico, considerando que o perfil sino foi aproximado para um polinômio de segundo grau o fator de correção foi determinado graficamente através dos dados disponibilizados por Sutton e Biblarz (2001), demonstrados pela Figura 22. Foi necessário aproximar os valores da razão de expansão maiores de 40 para a curva de razão de expansão igual a 40, como a variação entre as curvas é muito pequena à medida que o valor da razão de expansão aumenta, foi possível realizar a aproximação.

Para determinar numericamente o valor do fator de correção de acordo com o comprimento percentual do bocal de perfil sino e a sua respectiva razão de expansão, foi realizada uma interpolação com os dados experimentais do gráfico e utilizou-se novamente o método da spline.

Na Tabela 8, estão demonstrados os dados experimentais utilizados para determinar o fator de correção:

Tabela 8 – Dados experimentais utilizados para determinar o fator de correção geométrico do bocal de perfil sino.

L [%]	60	65	70	75	80	85	90	95	100
$\epsilon \geq 40$ $\lambda_{\text{Sino}} =$	97,3	97,35	98,3	98,6	98,8	99	99,2	99,25	99,25
$\epsilon \geq 30$ $\lambda_{\text{Sino}} =$	97,15	97,2	98,2	98,5	98,75	99	99,2	99,25	99,25
$\epsilon \geq 20$ $\lambda_{\text{Sino}} =$	96,75	97,5	98	98,4	98,7	99	99,2	99,25	99,25
$\epsilon \geq 10$ $\lambda_{\text{Sino}} =$	96,25	97	97,6	98,2	98,55	98,8	99,2	99,25	99,25

Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2001, p. 80).

Determinando o fator de correção adequado, foi possível determinar o empuxo produzido pelo dispositivo de perfil sino.

De maneira análoga ao perfil cônico, o empuxo fornecido para o sistema é obtido corrigindo o empuxo teórico, ou seja:

$$F = FN \lambda_{\text{Sino}} \quad (63)$$

onde  $F$  é o empuxo fornecido e  $FN$  é o empuxo teórico determinado pela Equação (12) apresentada no Capítulo 2, desconsiderando o segundo termo da equação (termo de pressão) pelas razões já comentadas e  $\lambda_{\text{Sino}}$  é o fator de correção geométrico.

### 3.2 SIMULAÇÃO NUMÉRICA

Para transformar o sistema de equações diferenciais parciais, composto pela equação de conservação de massa, da quantidade de movimento linear e de energia, em equações algébricas capazes de serem calculadas numericamente o presente trabalho adotou o Método de Volumes Finitos (MVF) de células centradas como sugerido por Maliska (2010) por ser um método eficiente e conservativo.

O esquema numérico utilizado foi baseado na formulação de modelos que empregam uma formulação adequada a qualquer regime de velocidades de modo que o campo de velocidades é obtido para todo o escoamento (e não somente para a região supersônica) como mostrado no Item 2.5 do Capítulo 2.



Inicialmente as equações da conservação foram simplificadas para o problema em análise, ou seja, um escoamento 2D-plano, invíscido e compressível e então foram discretizadas através do MFV.

A função de interpolação espacial adotada para calcular as propriedades em cada célula do volume de controle e em suas interfaces foi escolhida com base nos trabalhos de Kalita (2012) e Zha (2004) onde foi utilizado um modelo robusto de Upwind de segunda ordem chamado AUSM. O método AUSM resolveu iterativamente as equações governantes do escoamento utilizando a abordagem implícita acoplada e os resultados foram obtidos após o escoamento estar em regime permanente.

Para possibilitar o uso da função de interpolação escolhida foi utilizada uma malha estruturada não uniforme, como sugerido por Kalita (2012) a discretização do domínio na direção axial ( $x$ ) foi determinada para obtenção de uma maior concentração de volumes próximo à garganta a fim de se obter maior precisão dos resultados nesta região, onde há grande variação das variáveis de interesse. E para calcular os gradientes o modelo matemático adotado Last Squares Cell-Based foi com base no trabalho de Michalcová e Kotrasová (2012), que obtiveram bons resultados para escoamentos supersônicos com geometrias que apresentavam simetria, como é o caso do bocal supersônico.

Para a implementação da abordagem numérica foi utilizado o software comercial FLUENT da ANSYS. A metodologia foi desenvolvida de acordo com as recomendações do Manual do Usuário (2014), na qual para todos os casos foram realizadas as seguintes etapas:

1. Construção da Geometria 2D através dos dados fornecidos pela rotina em MATLAB.
2. Construção da malha de volumes finitos.
3. Configuração do modelo de equações necessárias através dos esquemas numérico que foram descritos.
4. Obtenção dos resultados para as propriedades do escoamento.
5. Refino da malha e comparação dos resultados obtidos até atingir a convergência para as variáveis de interesse.

## 4 RESULTADOS

Nesta seção são apresentados os resultados de verificação para os dois perfis e de validação para o perfil sino. O objetivo da verificação foi utilizar um software comercial mais complexo para verificar se a solução matemática aproximada utilizando as simplificações da teoria de escoamento invíscido e isentrópico quase-unidimensional se aproxima da solução bidimensional onde o cálculo do escoamento é realizado integralmente através do método de volumes finitos.

Já a técnica da validação teve como objetivo realizar uma comparação com dados experimentais obtidos através dos testes de qualificação do motor bipropelente de 200 N do INPE e os dados obtidos através da simulação numérica para determinar se a metodologia abordada pode ser utilizada para interpretar o comportamento físico real do sistema e se a geometria obtida através da rotina MATLAB consiste com as necessidades do projeto.

### 4.1 VERIFICAÇÃO DA METODOLOGIA PARA O PERFIL CÔNICO

A fim de verificar a rotina de cálculo que foi utilizada para obtenção dos parâmetros geométricos do perfil cônico, foram utilizados dois procedimentos. O primeiro foi utilizar os dados de um exemplo disponível por Sutton e Biblarz (2001) para verificar se a razão de áreas estava sendo calculada corretamente. A segunda etapa constituiu em utilizar o valor da razão de áreas para determinar o comprimento do bocal e o meio ângulo da seção divergente para então realizar a simulação numérica.

#### 4.1.1 Etapa de verificação da rotina MATLAB utilizando dados sugeridos por Sutton e Biblarz (2001)

De acordo com dados disponibilizados por Sutton e Biblarz (2001) no exemplo 3.3, procura-se determinar a razão de expansão de um bocal supersônico que necessita produzir um empuxo de 5000 N com as seguintes condições de operação:

- Condição de operação ótima à 25 km de altitude;
- Pressão de estagnação na câmara de combustão = 2.068 [MPa];
- Temperatura de estagnação na câmara de combustão = 2800 [K];
- Razão de calor específicos = 1.30;
- Constante específica do fluido de trabalho = 355.4 [J/kg.mol];

De acordo com os dados disponível no apêndice 2 do livro do autor tem-se que a pressão ambiente a 25 km de altitude equivale a 0.002549 MPa. Utilizando a rotina de cálculo através do software MATLAB foi possível calcular os principais parâmetros de escoamento necessários para determinar a razão de expansão do bocal. A Tabela 9 demonstra os valores determinados por Sutton e Biblarz (2001) e os valores determinados pela rotina.

Tabela 9 – Comparação entre a velocidade na saída do bocal ( $V_e$ ), fluxo de massa ( $\dot{m}$ ), área da garganta ( $A_t$ ), velocidade na garganta ( $v_t$ ) e razão de expansão ( $\epsilon$ ) calculadas entre a rotina desenvolvida em MATLAB e dados da literatura.

	$V_e$ [m/s]	$\dot{m}$ [kg/s]	$A_t$ [cm <sup>2</sup> ]	$v_t$ [m/s]	$\epsilon$
Rotina de cálculo	2605	1.8538	13	1060.6	44.183
Sutton e Biblarz (2001)	2605	1.919	13.87	1060.6	44.16

Fonte: Autora (2017).

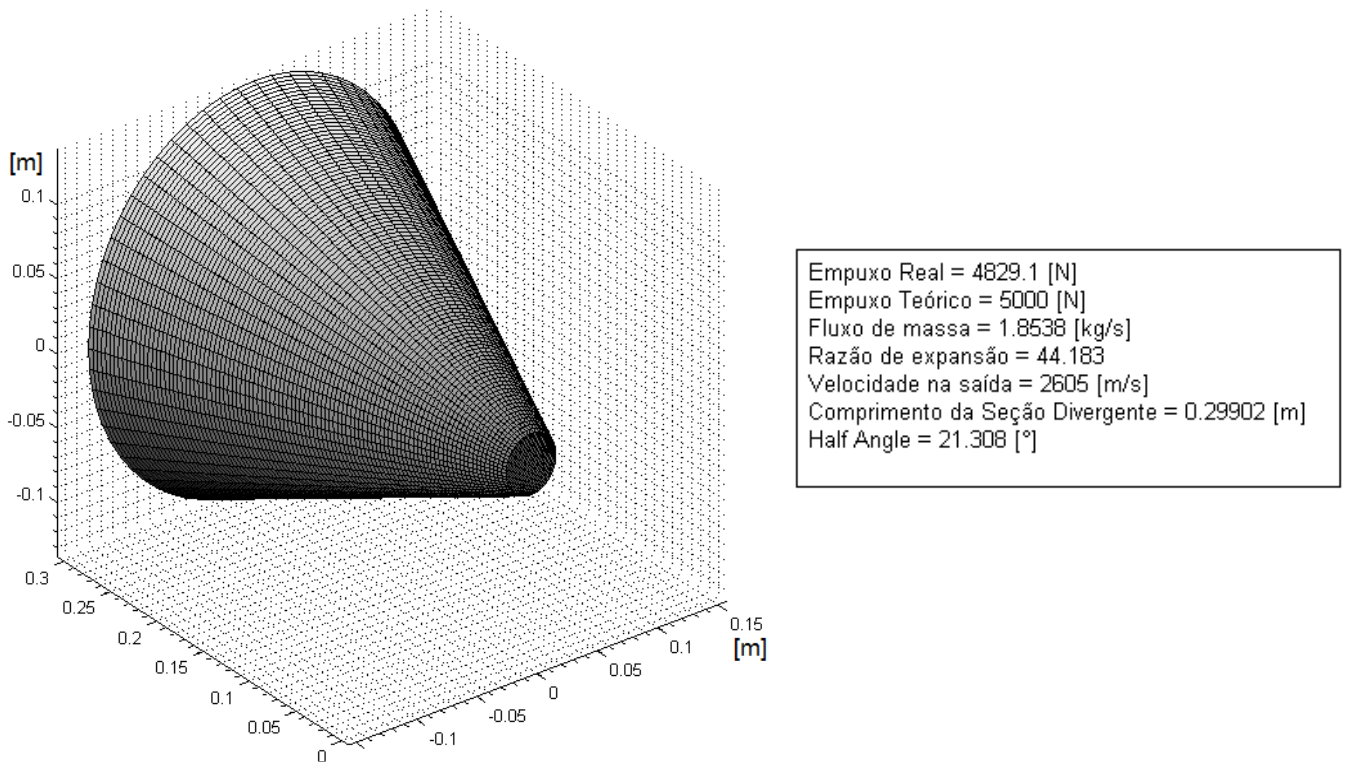
Comparando os valores obtidos através da rotina com os disponibilizados por Sutton e Biblarz (2001), é possível constatar que a rotina de cálculo obtém corretamente o parâmetro de razão de expansão para o bocal, bem como, os demais parâmetros do escoamento. O valor da razão de expansão foi utilizado para determinar os parâmetros

geométricos necessários para determinar a configuração da seção divergente do bocal de perfil cônico através da metodologia demonstrada no item 3.1.1.

As figuras 25 e 26 foram obtidas através da rotina em MATLAB e nelas estão apresentados os principais parâmetros geométricos e os valores de empuxo teórico e real para o perfil cônico de acordo com os dados de entrada sugeridos por Sutton e Biblarz (2001) no exemplo da literatura.

Figura 25 – Vista espacial da geometria da seção divergente obtida para o perfil cônico com meio ângulo de 21 graus e empuxo de 5000 N teórico.

### Conic Nozzle 21°



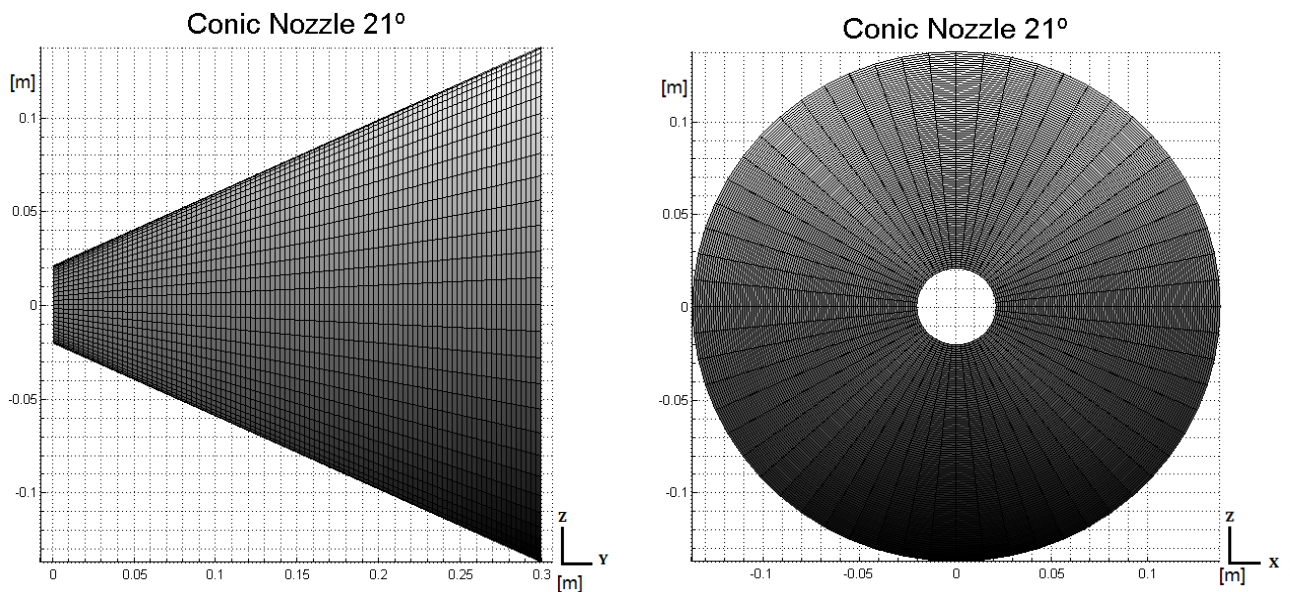
Fonte: Autora (2017).

Na Figura 25 é possível observar que o empuxo produzido pelo perfil é de 4829 N ou seja, ao aplicar o fator de correção geométrico associado ao perfil cônico o empuxo produzido pelo sistema é aproximadamente 3% menor do que o empuxo teórico.

De acordo com Sutton e Biblarz (2001), como já comentado no item 2.4.3, para a propulsão térmica, o desempenho real medido geralmente está entre 1 e 6% abaixo do valor ideal calculado, sendo assim, o valor de empuxo real obtido através do fator de correção geométrico do perfil cônico está dentro da faixa esperada.

Para gerar 4829 N de empuxo o comprimento mínimo da seção divergente, de acordo com dados retirados da Figura 26, é de aproximadamente 29,9 cm, a área da garganta é de 13 cm<sup>2</sup> e a área da saída 574,4 cm<sup>2</sup>. Na Figura 26 estão demonstradas as vistas 2D da geometria obtida através da rotina de cálculo considerando o empuxo teórico corrigido.

Figura 26 – Vistas 2D da seção divergente obtida considerando o empuxo real.



Fonte: Autora (2017).

Segundo Anderson (2003), o comprimento mínimo para a seção divergente é um parâmetro importante em relação ao perfil escolhido pois se o contorno for feito mais curto do que o comprimento mínimo choques podem se desenvolver dentro do bocal.

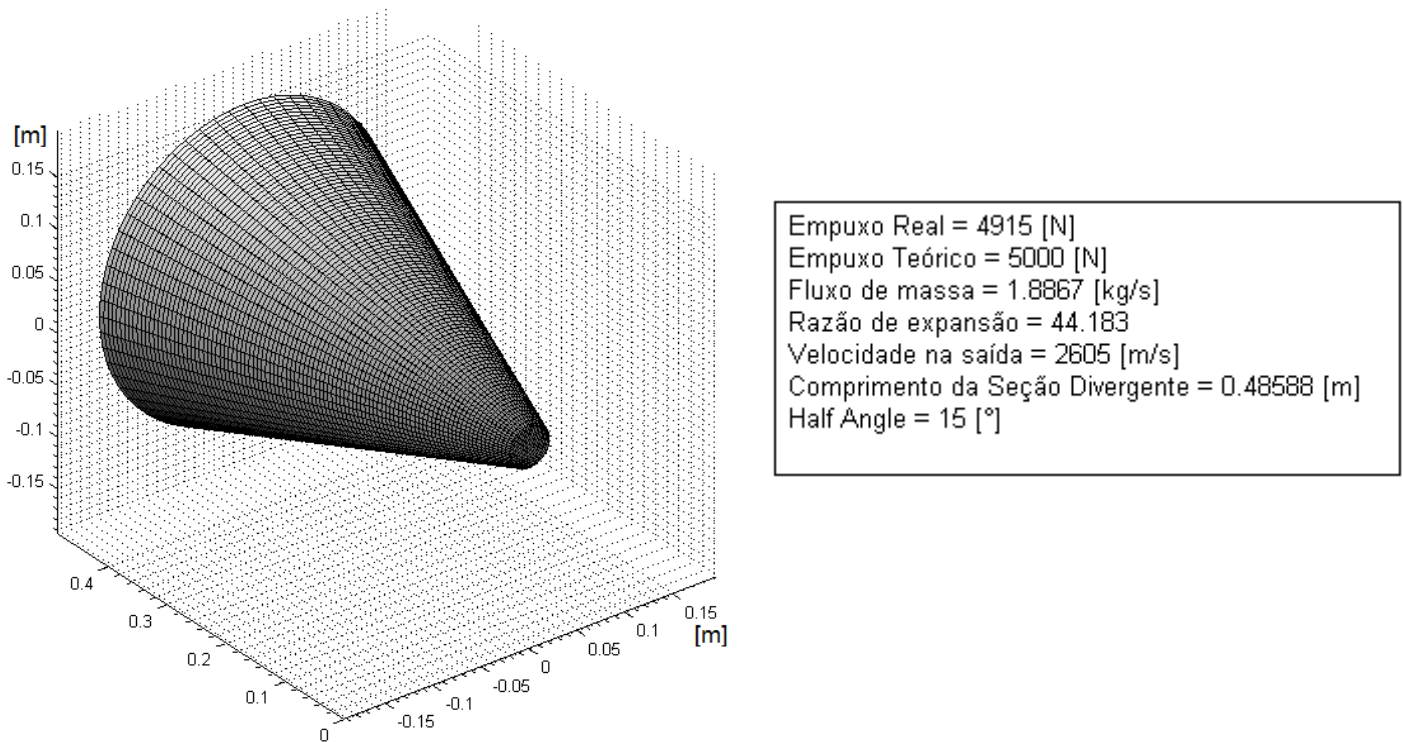
Para um mesmo empuxo a ser produzido pode existir diferentes configurações de perfil cônico onde a relação entre a inclinação da reta e o comprimento mínimo do bocal variam. A teoria de escoamento invíscido e isentrópico quase-unidimensional não determina o contorno adequado do bocal, mas sim a relação adequada entre as propriedades como consequência da variação da área em relação à direção do fluxo.

A fim de realizar uma comparação utilizou-se a razão de expansão de 44.183, bem como as mesmas condições iniciais sugerida no exemplo anterior para determinar o perfil cônico de referência (considerado aqui como perfil com meio ângulo de divergência de 15 graus). O comprimento mínimo da seção divergente para o perfil cônico de referência de acordo com a Figura 27 é de aproximadamente 48,58 cm, a área da garganta é de 13 cm<sup>2</sup> e a área da saída 574,4 cm<sup>2</sup>.

Na Figura 27 estão apresentados os resultados obtidos:

Figura 27 – Vista espacial da geometria da seção divergente obtida para o perfil cônico com meio ângulo de 15 graus e empuxo de 5000 N teórico.

### Conic Nozzle 15°



Fonte: Autora (2017).

É possível perceber que as perdas são menores pois, o empuxo real é cerca de 98.3% do empuxo teórico, todavia o comprimento da seção divergente aumentou em 38,5%, o que implica em uma maior quantidade de massa inerte para o sistema. Sendo assim é necessário analisar adequadamente qual é a melhor escolha de projeto de acordo com a missão a ser realizada, mas geralmente para as missões espaciais a massa inerte do sistema é um fator dominante na escolha dos sistemas propulsivos (RAO, 1958).

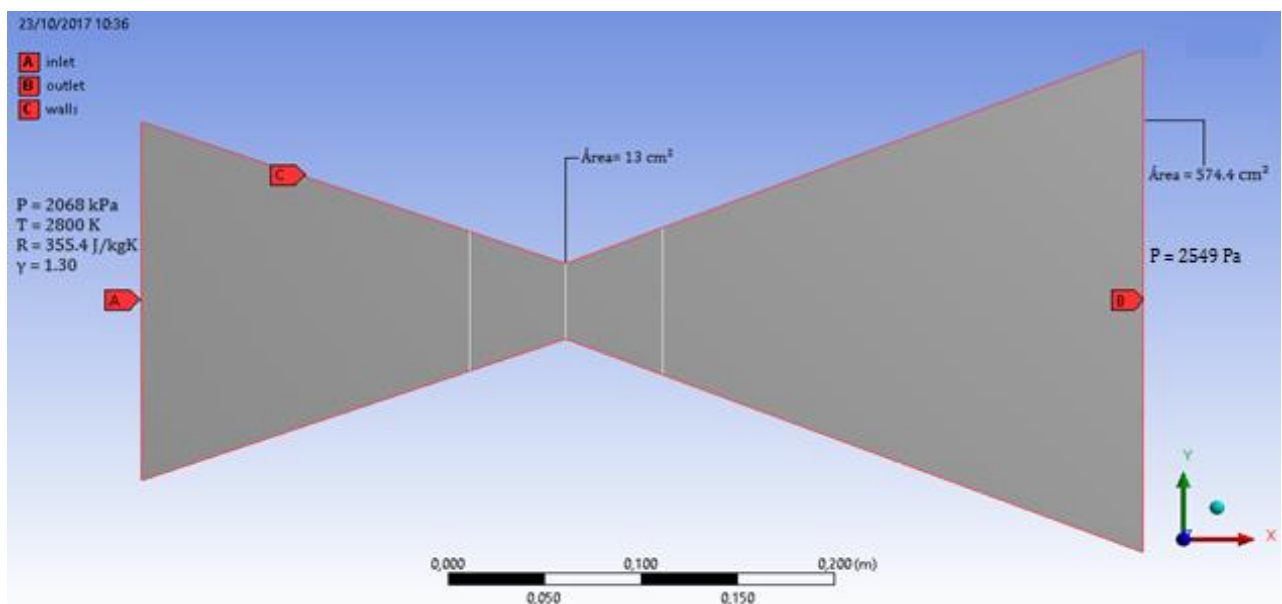
#### 4.1.2 Etapa de verificação utilizando o MVF para o perfil cônico

Para realizar a verificação da metodologia de obtenção dos parâmetros geométricos do perfil cônico em que se utilizou a teoria de escoamento invíscido e isentrópico quase-1D e determinou-se o contorno à partir de um polinômio do primeiro grau, foi utilizado o método de volumes finitos através do software FLUENT.

Considerou-se o bocal associado a menor quantidade de massa inerte, ou seja, escolheu-se a geometria de perfil cônico com meio ângulo de 21 graus.

A Figura 28 demonstra a geometria construída no FLUENT a partir dos pontos fornecidos pela rotina de cálculo em MATLAB. Nesta Figura também estão demonstradas as condições de contorno consideradas.

Figura 28 – Geometria e condições de contorno aplicadas utilizando o FLUENT para o perfil cônico de meio ângulo de 21 graus.



Fonte: Autora (2017).

A pressão e temperatura de estagnação na entrada foram prescritas como 2068 kPa e 2800 K. A razão de calor específicos é de 1,30 e a constante específica do fluido de trabalho de 355,4 J/kgK. Na saída a pressão absoluta é 2549 Pa, e para as paredes considerou-se o escoamento invíscido e adiabático.

A seção convergente foi modelada segundo as recomendações de Sutton e Biblarz (2001), considerando um meio ângulo de aproximadamente 19° e um comprimento



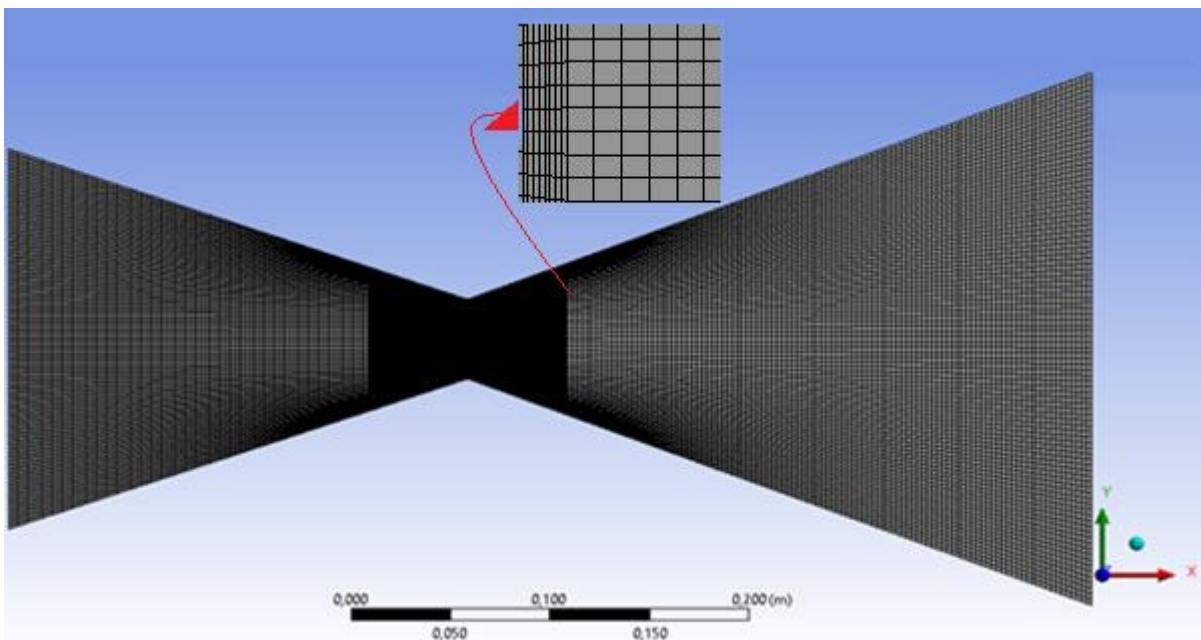
de 0.2197 metros para que fosse possível atingir a condição sônica na garganta. Porém estes parâmetros poderiam ser diferentes, a única condição é respeitar a relação de pressão crítica na garganta.

Com relação a malha estruturada não uniforme de elementos quadriláteros, foram testados 6 refinamentos distintos, os refinamentos foram de 12000 elementos, 16800, 22400, 32300, 39900 e 48300 elementos, em todos estes, como sugerido por Kalita (2012) a discretização do domínio na direção axial 'X' foi determinada para obtenção de uma maior concentração de volumes próximo à garganta a fim de se obter maior precisão dos resultados nesta região.

Buscou-se a convergência do valor de todas as variáveis com um erro de 0,00001. A convergência em relação ao refinamento foi obtida com a malha de 39900 elementos para maiores detalhes pode-se verificar o Apêndice A onde estão demonstrados os resultados da simulação para cada refinamento de malha.

Na Figura 29 é apresentada a malha de 39900 elementos.

Figura 29 – Malha de 39900 elementos quadriláteros de volumes finitos.

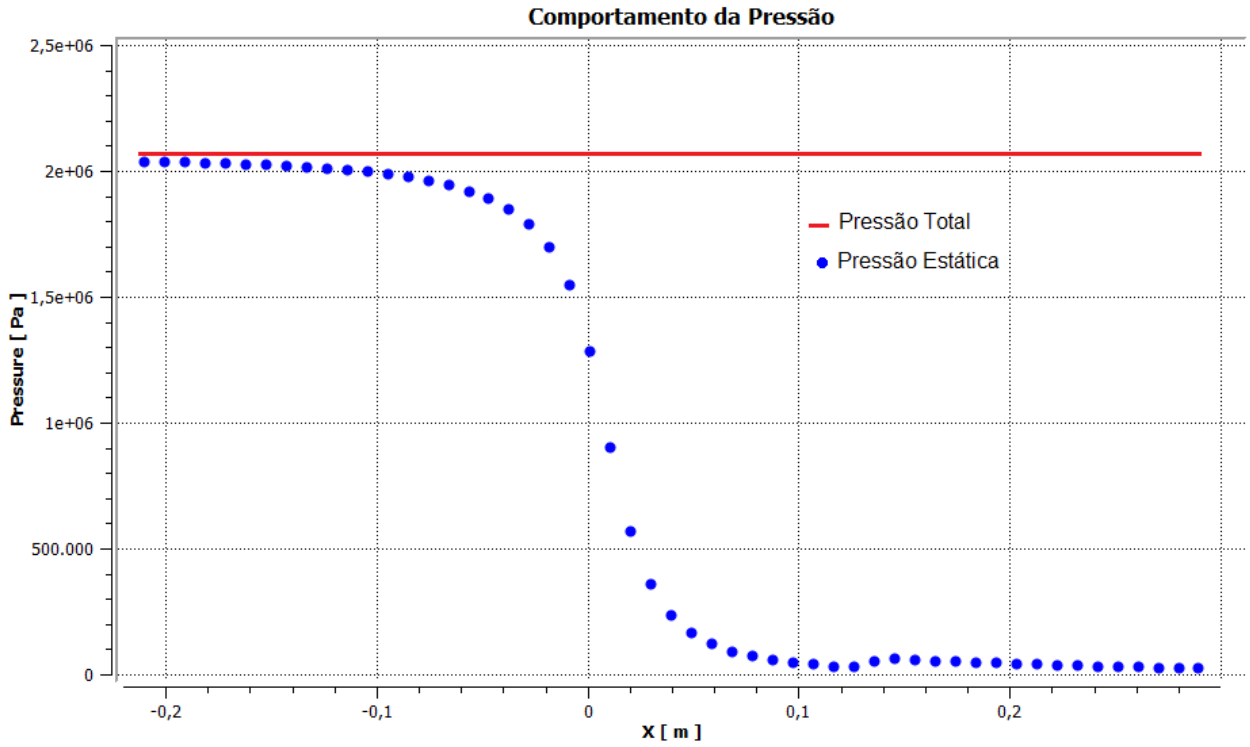


Fonte: Autora (2017).

Nas figuras 30 e 31 estão demonstrados os resultados para o comportamento da pressão e na figura 32 para a temperatura ao longo do bocal, representado no eixo "X".

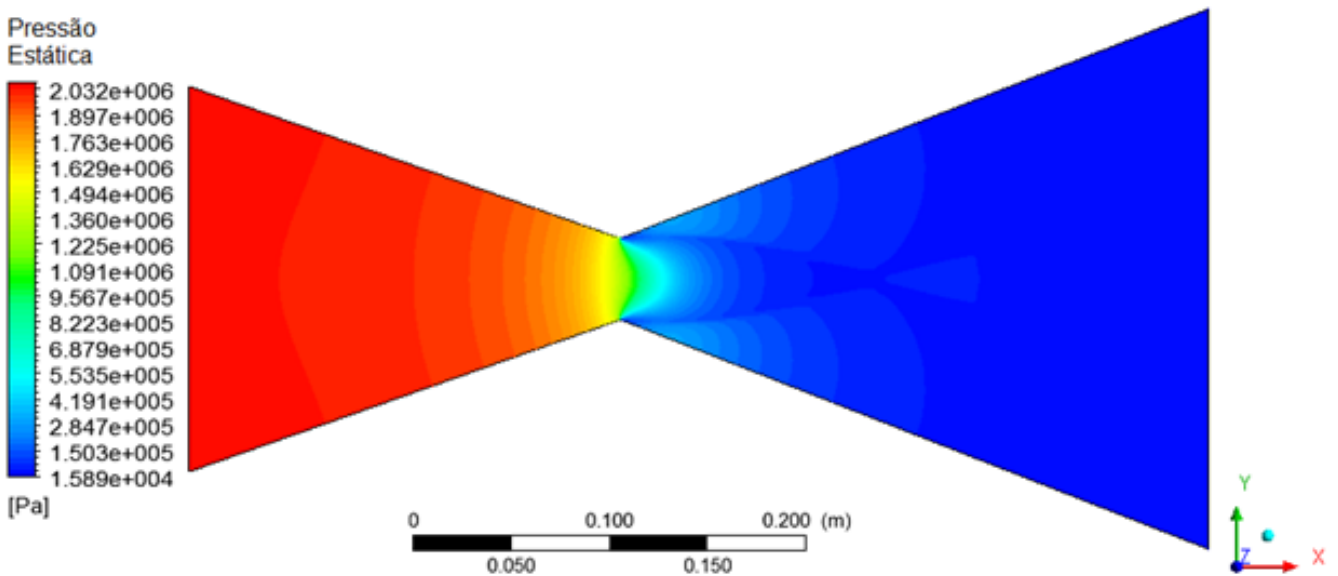


Figura 30 – Comportamento da pressão no bocal de perfil cônico.



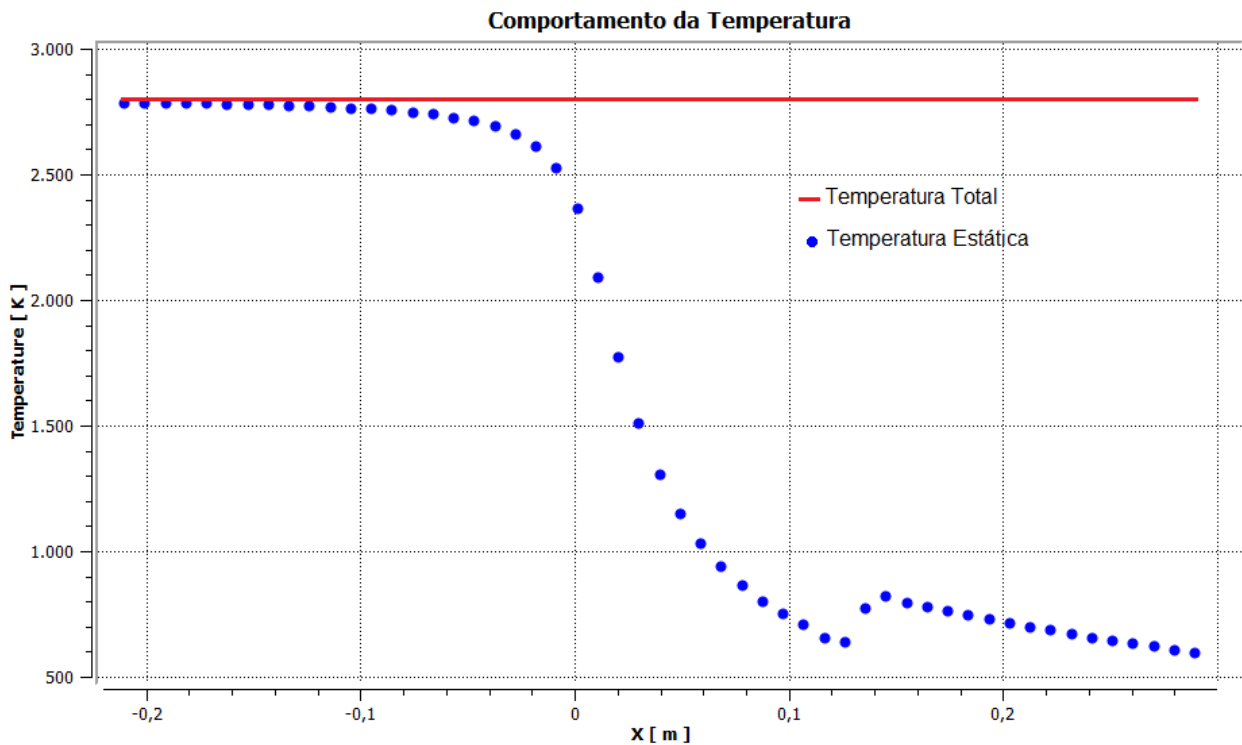
Fonte: Autora (2017).

Figura 31 – Distribuição da pressão estática no bocal de perfil cônico.



Fonte: Autora (2017).

Figura 32 – Comportamento da temperatura no bocal de perfil cônico.



Fonte: Autora (2017).

É possível observar que como esperado, a pressão e a temperatura de estagnação do escoamento mantiveram-se constantes ao longo do comprimento do bocal devido a consideração de bocal isentrópico. Sendo a garganta do bocal localizado na posição zero do eixo 'X', a seção convergente na porção negativa do eixo 'X' e a seção divergente na porção positiva do eixo 'X'. A curva de pressão e temperatura estática tem um comportamento esperado de queda até 0,12 metros do comprimento da seção divergente, momento em que tanto a pressão quanto a temperatura apresentam uma pequena subida na curva, sendo mais acentuada no comportamento da temperatura. Esse comportamento também foi demonstrado por Radtke (2014) e Kalita (2012), de acordo com estes autores este fenômeno ocorre devido a necessidade de o escoamento corrigir a direção de propagação quando o bocal está operando subexpandido e ocorre o encontro das ondas de expansão no eixo de simetria do bocal causando um rápido aumento das propriedades neste ponto.

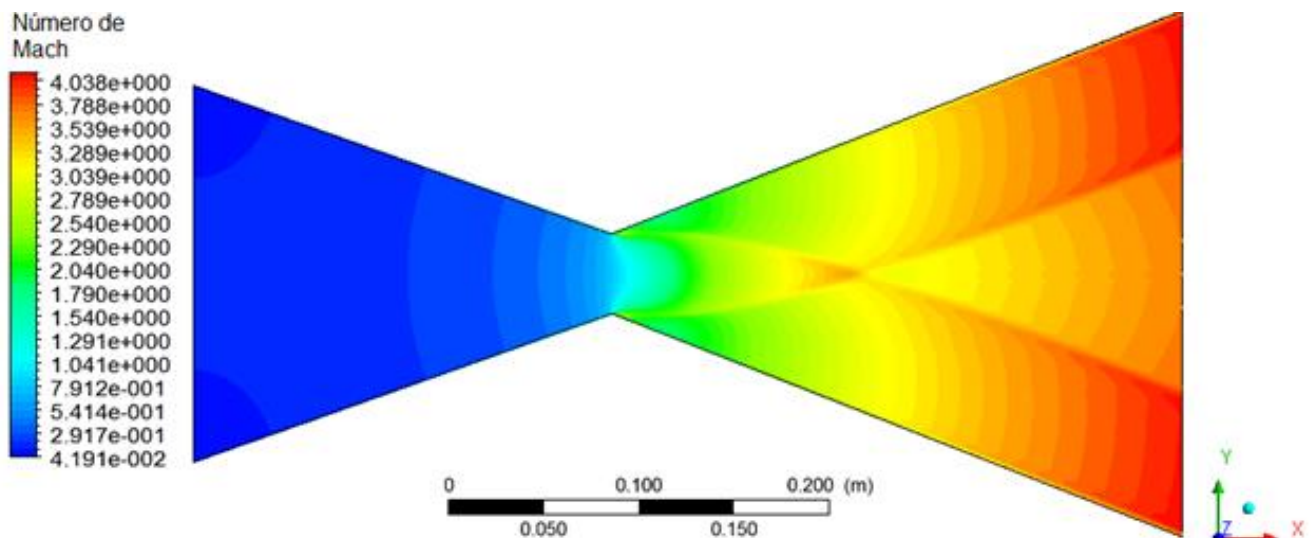
De acordo com Malina (1940) e Anderson (2003) que estudaram o comportamento do escoamento subexpandido em bocais supersônicos este fenômeno ocorre quando o comprimento da seção divergente é menor do que o comprimento mínimo e o fluido continua a se expandir fora do bocal pois a pressão na saída do bocal é muito maior do

que a pressão do ambiente, ou seja, neste caso pode se considerar que a razão de expansão do bocal é menor do que a razão de expansão ótima.

Nas Figura 33 e 34, é apresentado o comportamento da velocidade em função do número de Mach e em função da magnitude. Nestas imagens é possível observar o momento de encontro das ondas de expansão no eixo de simetria do bocal.

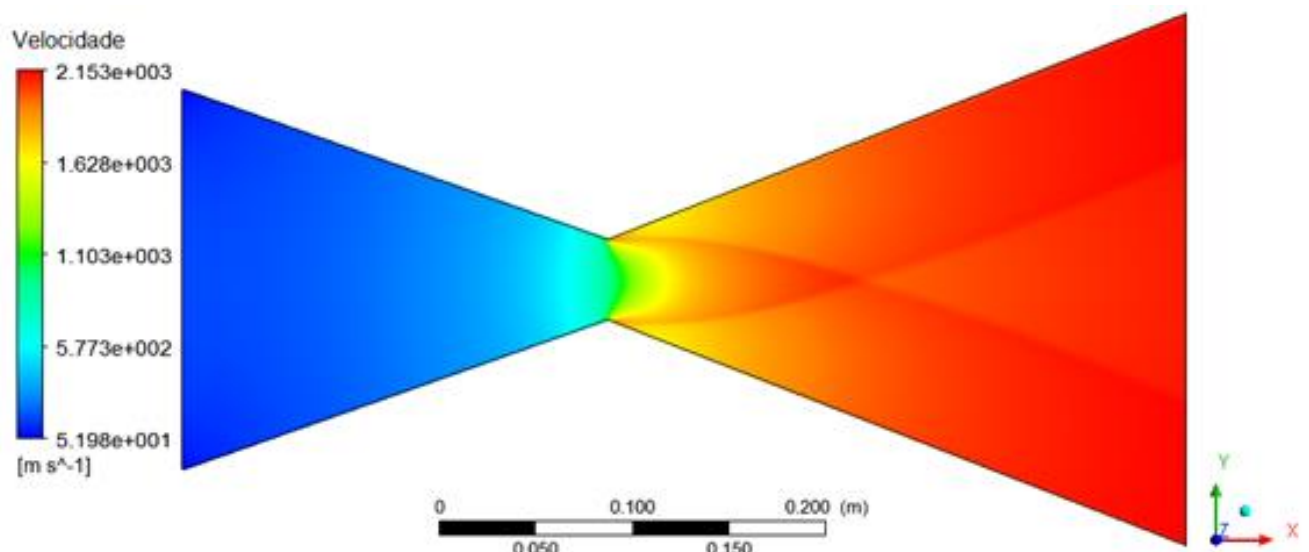
Ainda na Figura 33 é possível observar que na região da garganta o escoamento atinge Mach=1 o que identifica que o escoamento atingiu a condição de escoamento sônico nesta região, respeitando a relação de pressão crítica.

Figura 33 – Distribuição da velocidade em função do número de Mach dentro do bocal de perfil cônico.



Fonte: Autora (2017).

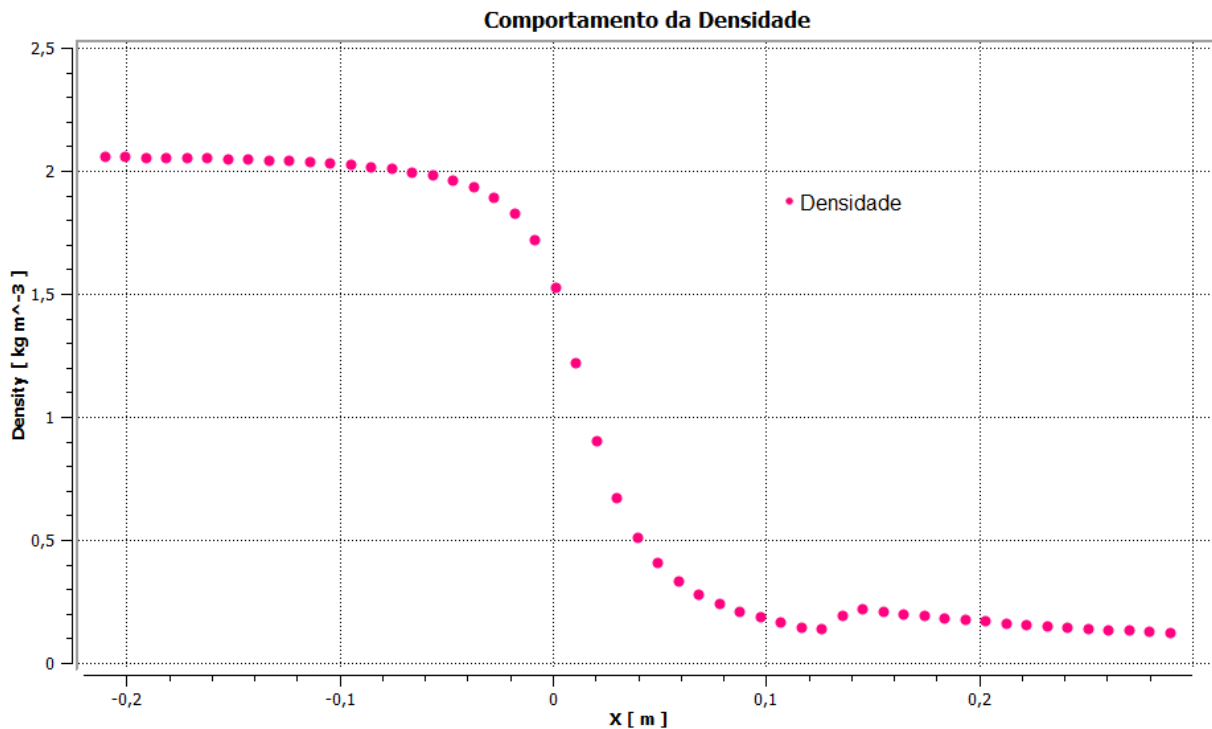
Figura 34 – Distribuição da velocidade em magnitude dentro do bocal de perfil cônico.



Fonte: Autora (2017).

Na Figura 35 é possível observar a variação da densidade. O comportamento da densidade apresentado foi adequado pois por ser o inverso do volume específico a medida que o gás sofre expansão e a velocidade aumenta consequentemente a densidade diminui para que o fluxo de massa dentro do bocal de perfil cônico se mantenha constante.

Figura 35 – Distribuição da densidade dentro do bocal supersônico de perfil cônico.



Fonte: Autora (2017).

Novamente é possível observar no comportamento da densidade a rápida variação ocorrendo uma pequena subida na curva em aproximadamente 0,12 metros da seção divergente por consequência do encontro das ondas de expansão neste ponto.

#### 4.1.3 Estimativa do Empuxo e comparação dos resultados

Utilizando a equação geral do empuxo (Equação 12) e a equação da vazão mássica (Equação 18) é possível determinar o empuxo utilizando os dados obtidos pela simulação numérica que estão demonstrados na Tabela 10:

Tabela 10 – Resultados e comparação para o modelo numérico invíscido, compressível, 2D-plano e o teórcio quase-1D para o perfil cônico.

Variável	Simulação numérica	Rotina de cálculo (Modelo Quase-1D)	Erro relativo [%]
Velocidade na saída [m/s]	2153,4	2605	20
Densidade na saída [kg/m <sup>3</sup> ]	0,0149	0,01239	16
Vazão mássica [kg/s]	1,8430	1,8538	0,5
Pressão na saída [Pa]	15891,45	2549	83
Empuxo [N]	4735,1	4829,1	1,98

Fonte: Autora (2017).

Abaixo está apresentada a equação utilizada para determinar o erro relativo.

$$ERRO_{\text{relativo}} = \left| \frac{\text{Variável}_{\text{RealSimulação}} - \text{Variável}_{\text{RealMATLAB}}}{\text{Variável}_{\text{RealSimulação}}} \right| \cdot 100 \quad [\%] \quad (64)$$

Sendo assim é possível constatar que o maior erro relativo está associado à pressão estática da saída do bocal isso ocorre porque no modelo teórico é feita a consideração de que o bocal está totalmente expandido, e na realidade como mostrado pela simulação numérica nesta altitude a pressão na saída do bocal é cerca de seis vezes maior do que a pressão ambiente fora do bocal e portanto o bocal está operando subexpandido.

Foi possível constatar que ainda que a velocidade na saída do bocal seja diferente em ambos os casos a vazão mássica se conservou. E a consideração adotada no modelo teórico para pressão na saída do bocal igual a pressão atmosférica mostrou-se adequada pois, ainda que a pressão estática determinada numericamente tenha sido bem diferente, a determinação do empuxo obteve um erro relativo de apenas 2%, o que permite constatar que a abordagem quase-1D é eficiente para determinar o perfil cônico da seção divergente de bocais supersônicos. Entretanto o modelo teórico não consegue estimar o comportamento do escoamento dentro do bocal o aparecimento do encontro das ondas de expansão só foi percebido através da simulação numérica.

## 4.2 VALIDAÇÃO E VERIFICAÇÃO DA METODOLOGIA PARA O PERFIL SINO

A fim de validar a rotina de cálculo que foi utilizada para obtenção dos parâmetros geométricos do perfil sino, foram considerados os dados do mesmo exemplo disponível por Sutton e Biblarz (2001) utilizado na metodologia associada ao perfil cônico, e então de maneira análoga a anterior para realizar a verificação da metodologia utilizou-se os parâmetros geométricos obtidos para realizar a simulação numérica utilizando o software FLUENT da ANSYS. Posteriormente foi realizada a validação da metodologia utilizando os dados experimentais coletados durante a qualificação do propulsor bipropelente de 200 N de empuxo desenvolvido em duas diferentes configurações pelo departamento de Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE) do INPE.

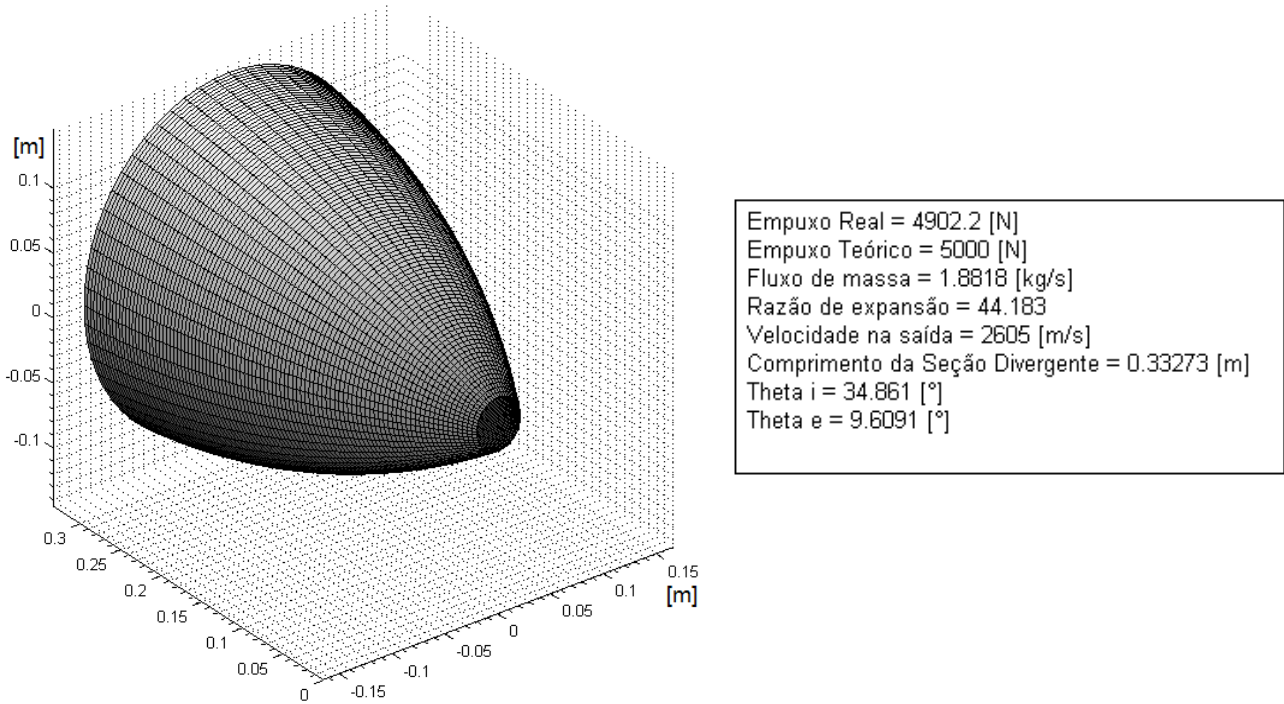
### 4.2.1 Etapa de verificação utilizando dados da literatura sugeridos por Sutton e Biblarz (2001)

Como visto no item 4.1.1, Tabela 9, a rotina de cálculo construída através da metodologia escolhida determina de maneira adequada a razão de expansão do bocal necessária para produzir o empuxo requerido. Utilizando a metodologia demonstrada no item 3.1.2, foi possível obter os seguintes resultados para a seção divergente de perfil sino em que se utilizou um polinômio do segundo grau como método de aproximação para determinar o contorno.

As figuras 36 e 37 foram obtidas através da rotina em MATLAB e nelas estão apresentados os principais parâmetros geométricos para o perfil sino de acordo com os dados de entrada sugeridos por Sutton e Biblarz (2001) no exemplo da literatura.

Como é possível observar na Figura 36, para produzir um empuxo de 4902,2 N cerca de 98% do empuxo teórico, o bocal de perfil sino necessita de um comprimento de aproximadamente 68% do comprimento do bocal de perfil cônico de referência para obter o mesmo desempenho, ou seja, para gerar 4902,2 N de empuxo o bocal de perfil sino necessita de um comprimento mínimo de seção divergente de 33,3 cm, área da garganta de 13 cm<sup>2</sup> e a área da saída 574,4 cm<sup>2</sup>.

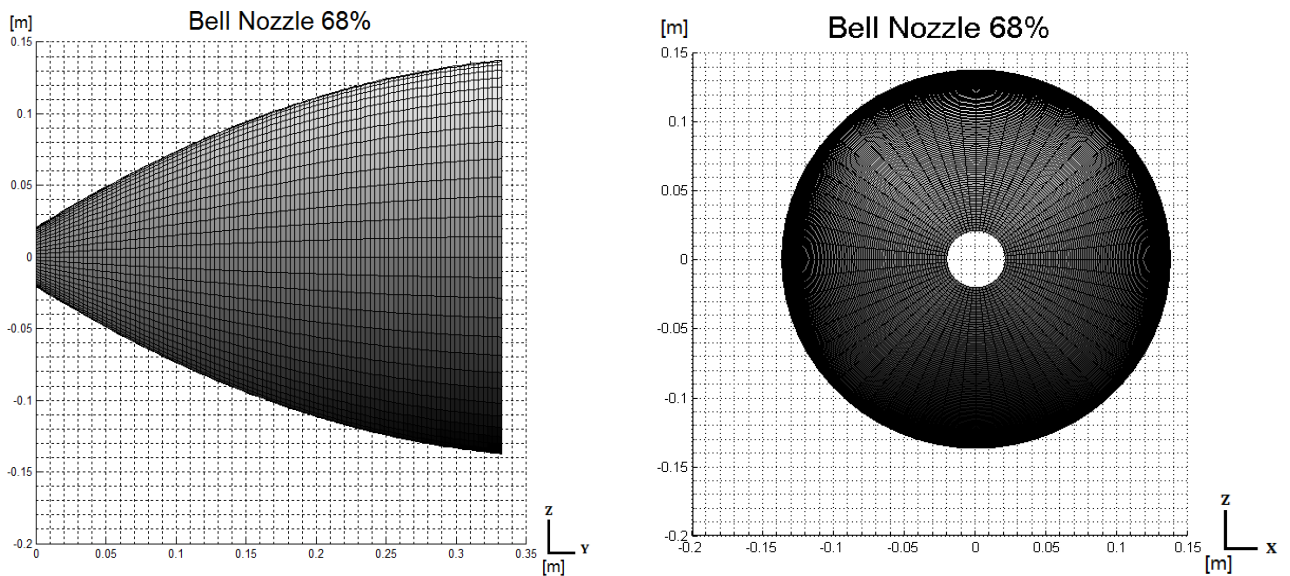
Figura 36 – Vista espacial da geometria da seção divergente obtida para o perfil sino.  
**Bell Nozzle 68%**



Fonte: Autora (2017).

Na Figura 37 estão demonstradas as vistas 2D da geometria obtida através da rotina de cálculo.

Figura 37 – Vistas 2D da geometria da seção divergente obtida para o perfil sino.



Fonte: Autora (2017).

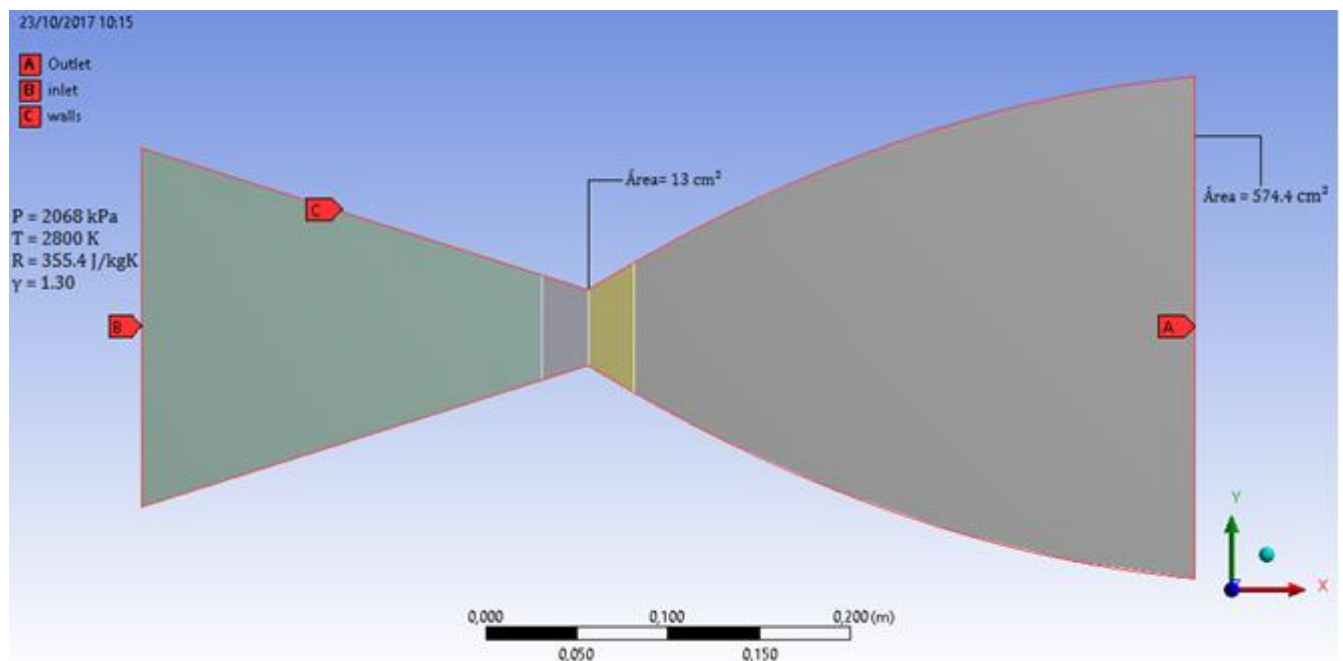
Segundo Allman e Hoffman (1981), diferente do perfil cônico que é possível determinar mais de uma configuração, para o perfil de contorno tipo sino, os parâmetros ( $\theta_i$  e  $r_e$ ) determinam uma configuração única para o bocal.

#### 4.2.2 Etapa de verificação utilizando o MVF para o perfil sino

Para realizar a verificação da metodologia de obtenção dos parâmetros geométricos do perfil sino em que se utilizou a teoria de escoamento invíscido e isentrópico quase-unidimensional para o cálculo do escoamento e determinou-se o contorno à partir de um polinômio do segundo grau, foi utilizado o Método de Volumes Finitos através do software FLUENT.

A Figura 38 demonstra a geometria construída no FLUENT a partir dos pontos fornecidos pela rotina de cálculo em MATLAB. Nesta Figura também estão demonstradas as condições de contorno consideradas; pressão e temperatura de estagnação na entrada de 2068 kPa e 2800 K, a razão de calor específicos de 1,30 e a constante específica do fluido de trabalho de 355,4 J/kgK. Na saída a pressão absoluta do ambiente de 2549 Pa, e para as paredes considerou-se o escoamento invíscido e adiabático.

Figura 38 – Geometria e condições de contorno aplicadas utilizando o FLUENT para o perfil sino de 68%.



Fonte: Autora (2017).



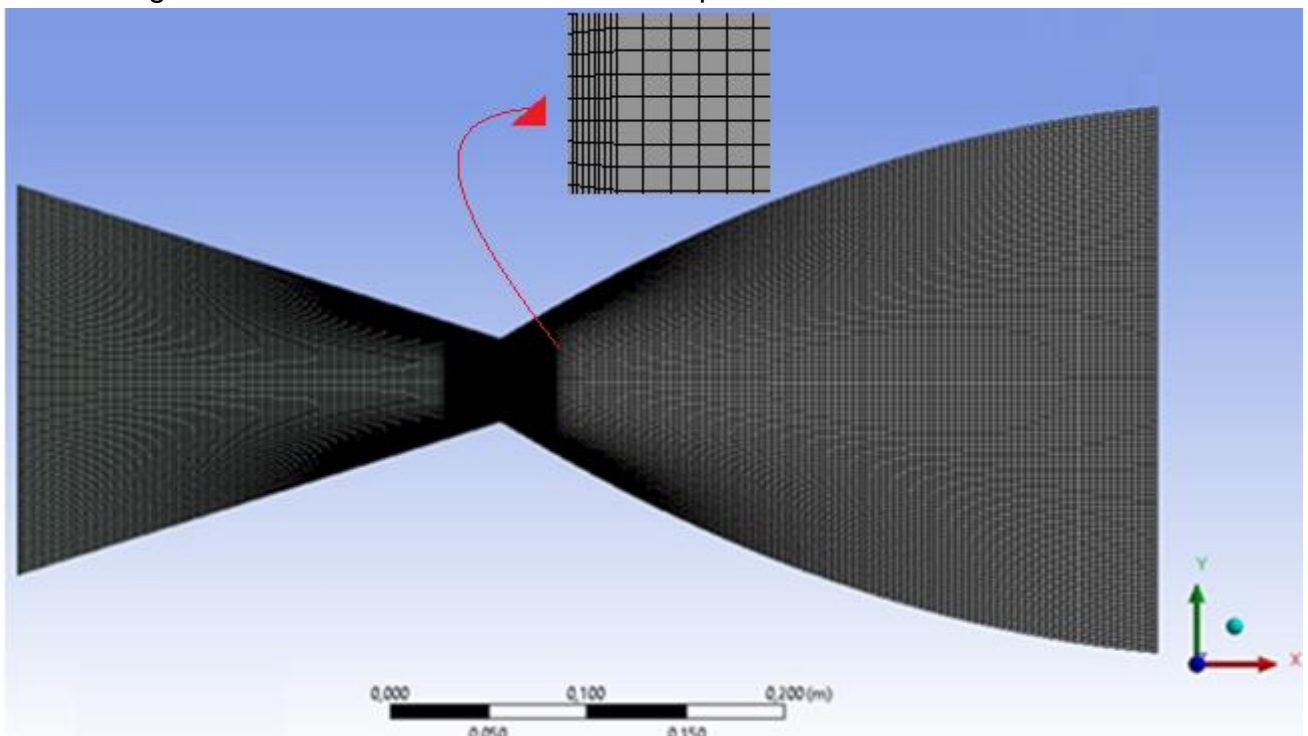
Analogamente como foi realizado para a simulação feita do perfil cônico, a seção convergente foi modelada segundo as recomendações de Sutton e Biblarz (2001) para que fosse possível atingir a condição sônica na garganta sendo assim, as dimensões da seção convergente não são de fato importantes para esta análise.

Com relação a malha estruturada não uniforme de elementos quadriláteros, foram testados 6 refinamentos distintos, 12900 elementos, 18105, 23600, 30060, 37300 e 45650 elementos. Novamente a discretização do domínio na direção axial 'X' foi determinada para obtenção de uma maior concentração de volumes próximo à garganta a fim de se obter maior precisão dos resultados nesta região.

Buscou-se a convergência do valor de todas as variáveis com um erro de 0,00001. A convergência em relação ao refino foi obtida com a malha de 37300 elementos para maiores detalhes pode-se verificar o Apêndice B onde estão demonstrados os resultados da simulação para cada refino de malha.

Na Figura 39 é apresentada a malha de 37300 elementos.

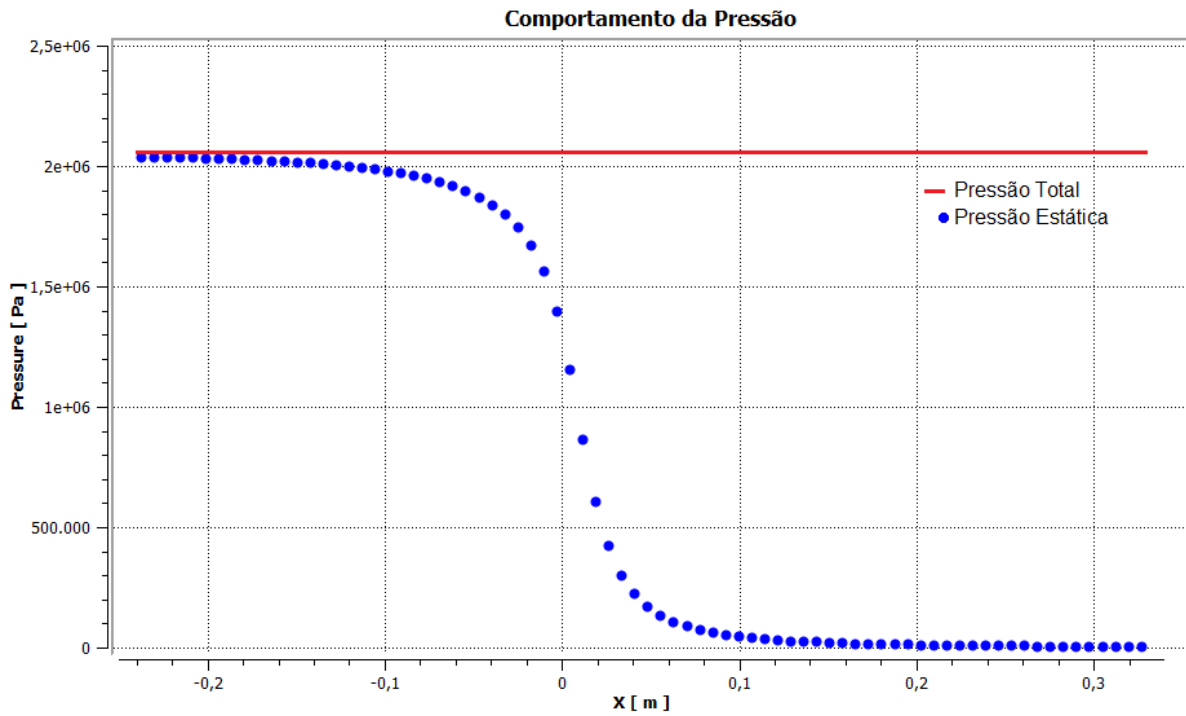
Figura 39 – Malha de 37300 elementos quadriláteros de volumes finitos.



Fonte: Autora (2017).

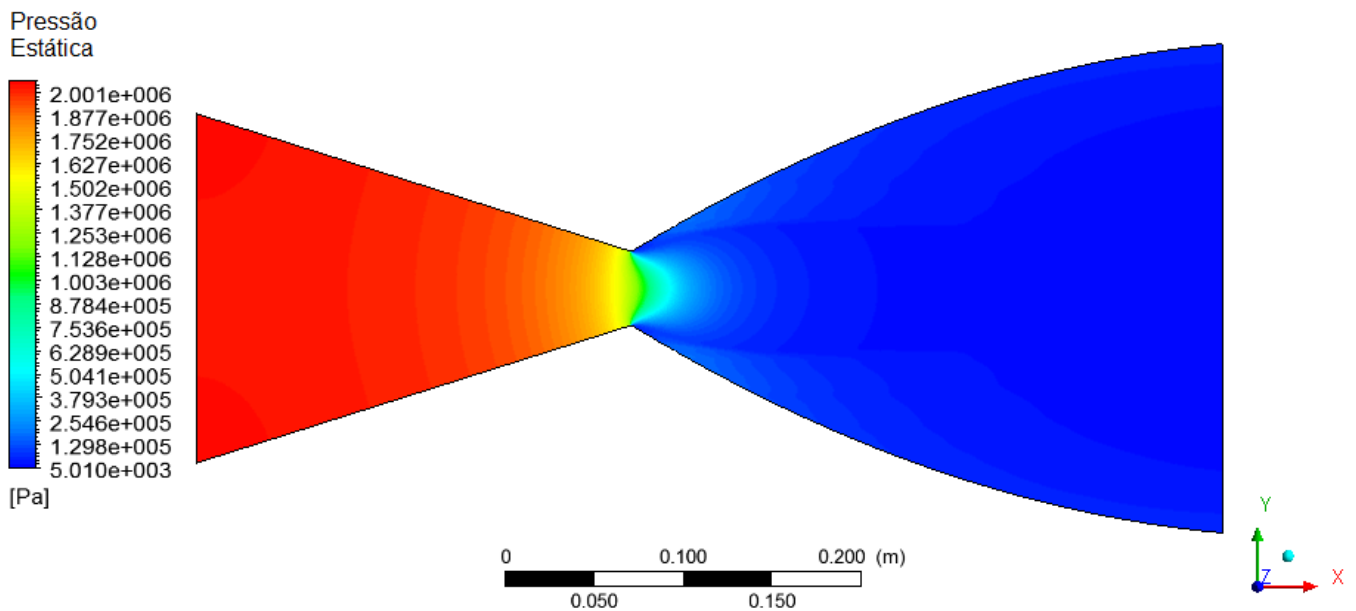
Nas figuras 40 e 41 estão demonstrados os resultados para o comportamento da pressão e na figura 42 para a temperatura ao longo do bocal, representado no eixo "X".

Figura 40 – Comportamento da pressão no bocal de perfil sino 68%.



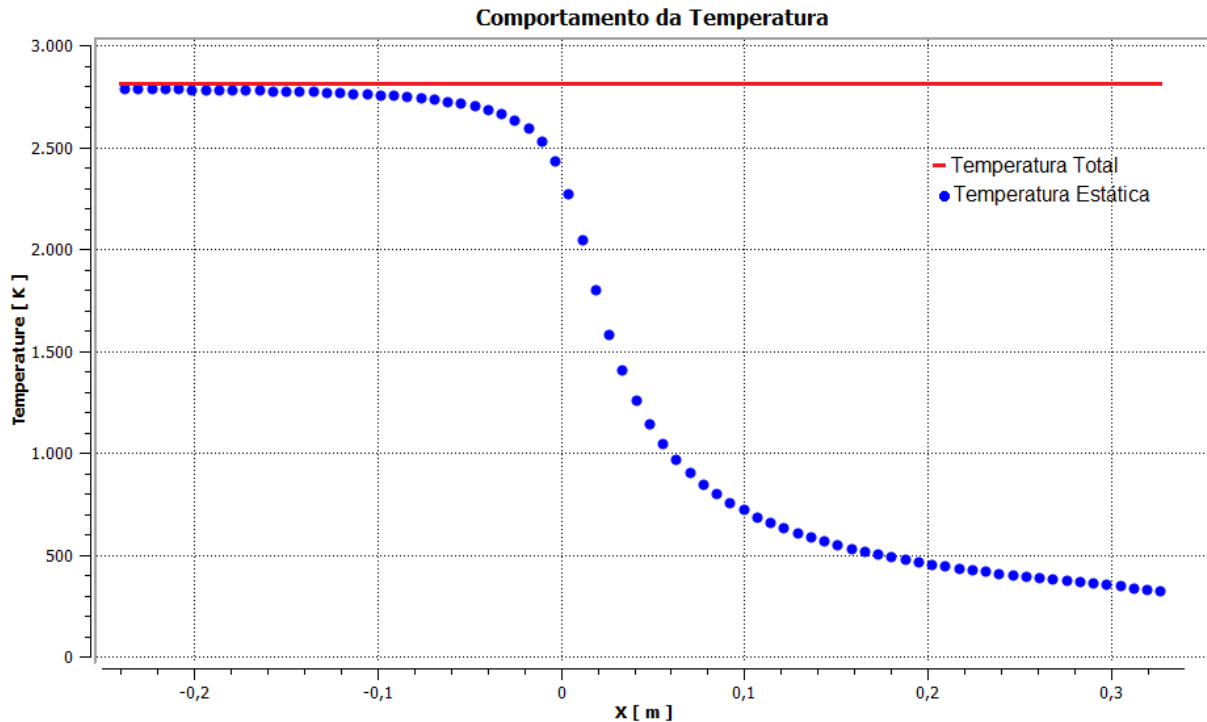
Fonte: Autora (2017).

Figura 41 – Distribuição da pressão estática no bocal de perfil sino 68%.



Fonte: Autora (2017).

Figura 42 – Comportamento da temperatura no bocal de perfil sino 68%.



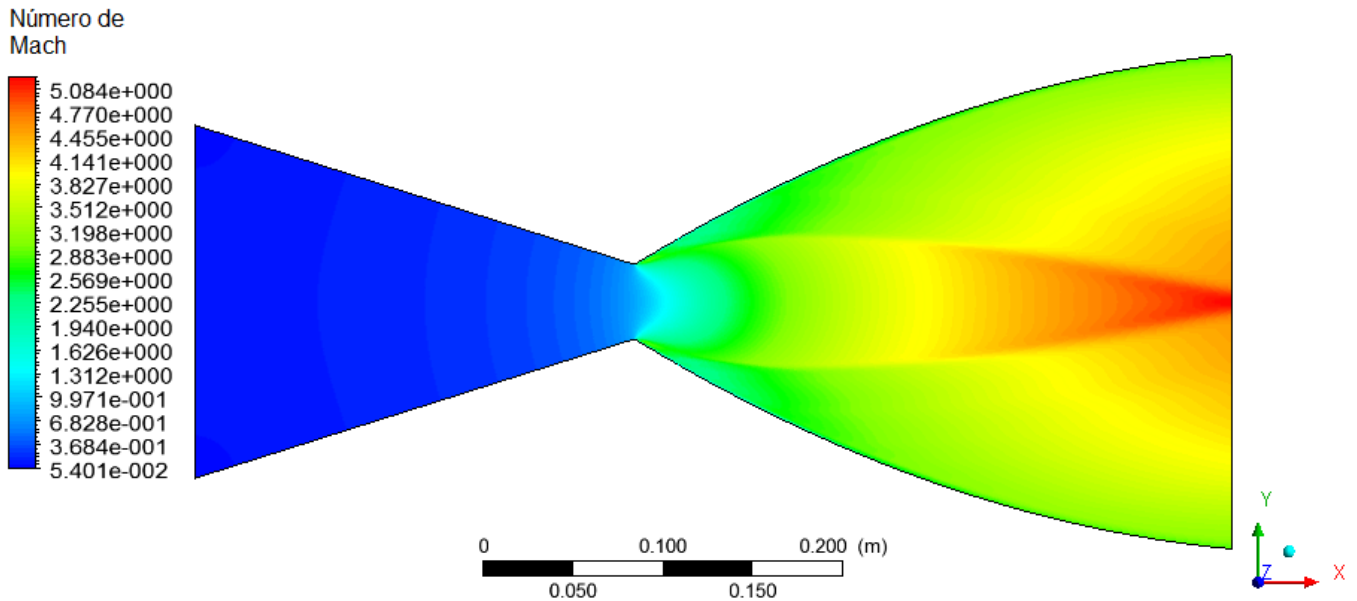
Fonte: Autora (2017).

É possível observar que como esperado, a pressão e a temperatura de estagnação do escoamento mantiveram-se constantes ao longo do comprimento do bocal. A curva de pressão e temperatura estática tem um comportamento esperado de queda suave e constante ao longo do bocal e não apresentam a leve subida na curva causada pelo encontro das ondas de expansão no eixo de simetria como ocorreu para o perfil cônico.

Nas Figura 43 e 44, é apresentado o comportamento da velocidade em função do número de Mach e em função da magnitude, nestas imagens é possível observar que o encontro das ondas de expansão não ocorre dentro do bocal ocorrendo próximo ao término da seção divergente. Isso ocorre de acordo com Radtke (2014) por conta da mudança no perfil de contorno da seção divergente e consequente mudança no perfil de propagação do escoamento. Para o perfil sino esta característica implica na redução das perdas associadas ao escoamento, melhorando o desempenho do bocal supersônico.

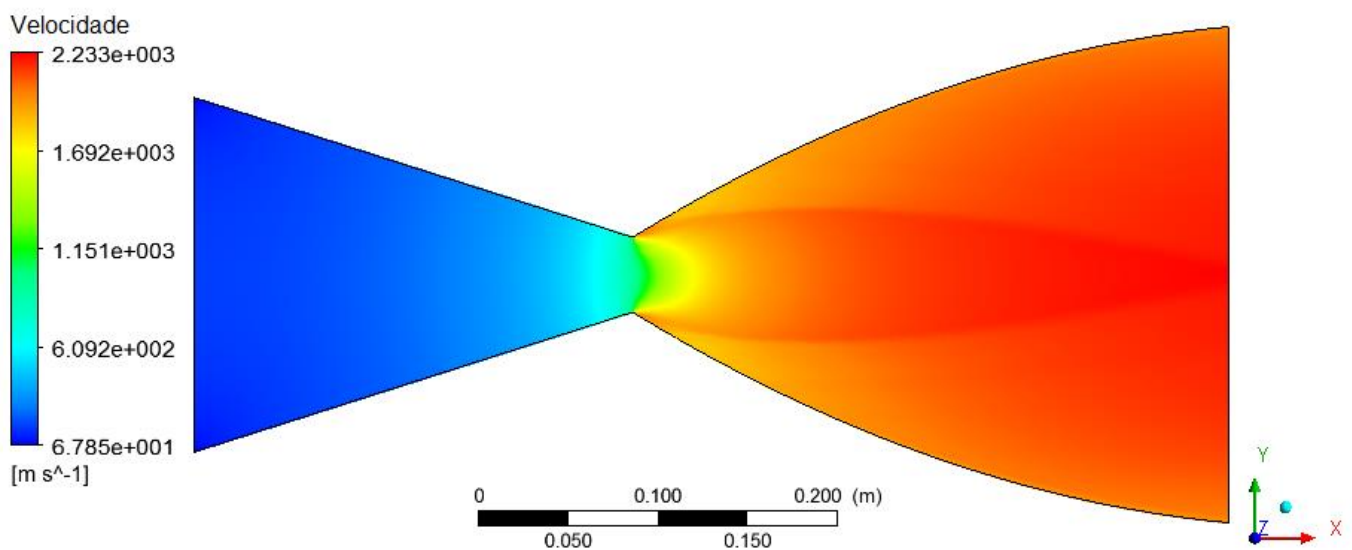
Ainda na Figura 43 é possível observar que na região da garganta (posição zero do eixo 'X') o escoamento atinge Mach=1 o que identifica que o escoamento está na condição de escoamento sônico nesta região, respeitando a relação de pressão crítica.

Figura 43 – Distribuição da velocidade em função do número de Mach dentro do bocal de perfil sino 68%.



Fonte: Autora (2017).

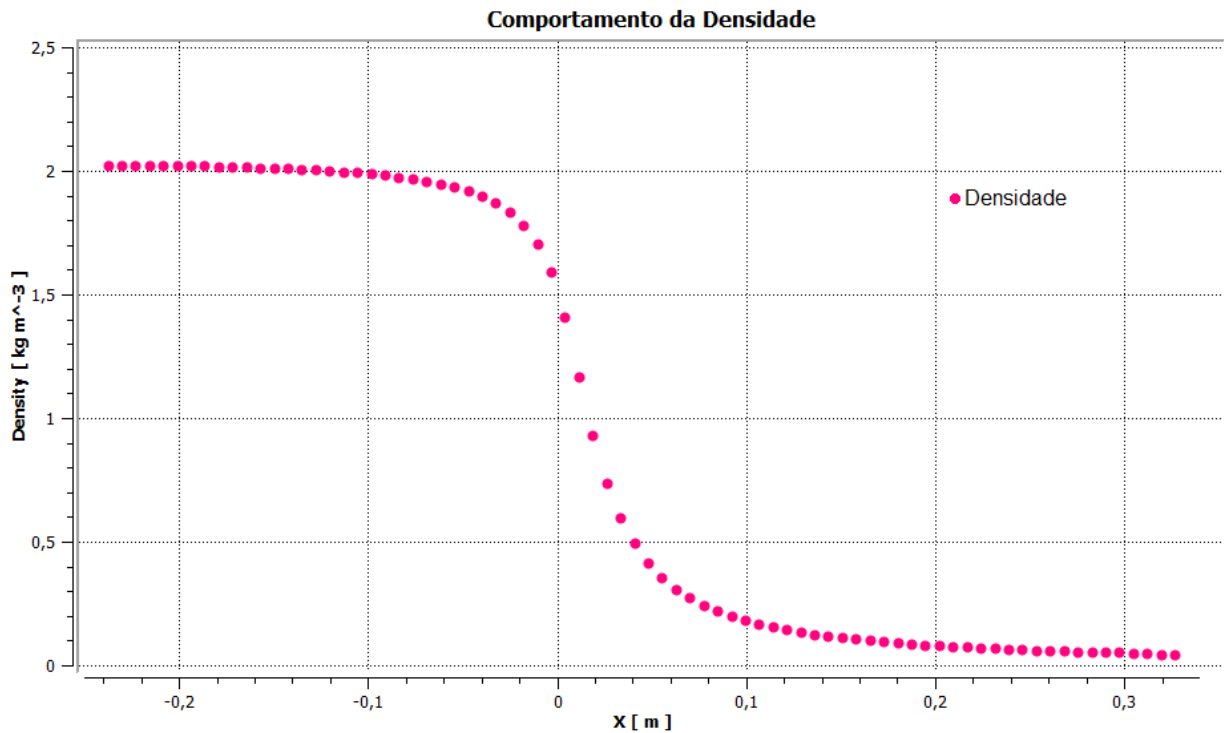
Figura 44 – Distribuição da velocidade em magnitude dentro do bocal de perfil sino 68%.



Fonte: Autora (2017).

Na Figura 45 é possível observar a variação da densidade. O comportamento da densidade apresentado foi adequado pois por ser o inverso do volume específico a medida que o gás sofre expansão e a velocidade aumenta consequentemente a densidade diminui para que o fluxo de massa dentro do bocal de perfil sino se mantenha constante.

Figura 45 – Distribuição da densidade dentro do bocal supersônico de perfil sino 68%.



Fonte: Autora (2017).

Novamente não foi observado no comportamento da densidade a repentina variação da propriedade causada pelo encontro das ondas de expansão.

#### 4.2.3 Estimativa do empuxo e comparação dos resultados para o perfil Sino 68%

Utilizando a equação geral do empuxo (Equação 12) e a equação da vazão mássica (Equação 18) é possível determinar o empuxo utilizando os dados obtidos pela simulação numérica que estão demonstrados na Tabela 11.

Tabela 11 – Resultados e comparação para o modelo numérico invíscido compressível 2D-plano e o teórcio quase-1D para o perfil sino 68%.

Variável	Simulação numérica	Rotina de cálculo (Modelo Quase-1D)	Erro relativo [%]
Velocidade na saída [m/s]	2233,404	2605	16
Densidade na saída [kg/m <sup>3</sup> ]	0,01653	0,0259	56
Vazão mássica [kg/s]	2,1196	1,8818	11
Pressão na saída [Pa]	5010,319	2549	49
Empuxo [N]	4875,30	4902,2	0,55

Fonte: Autora (2017).

Abaixo está apresentada a equação utilizada para determinar o erro relativo.

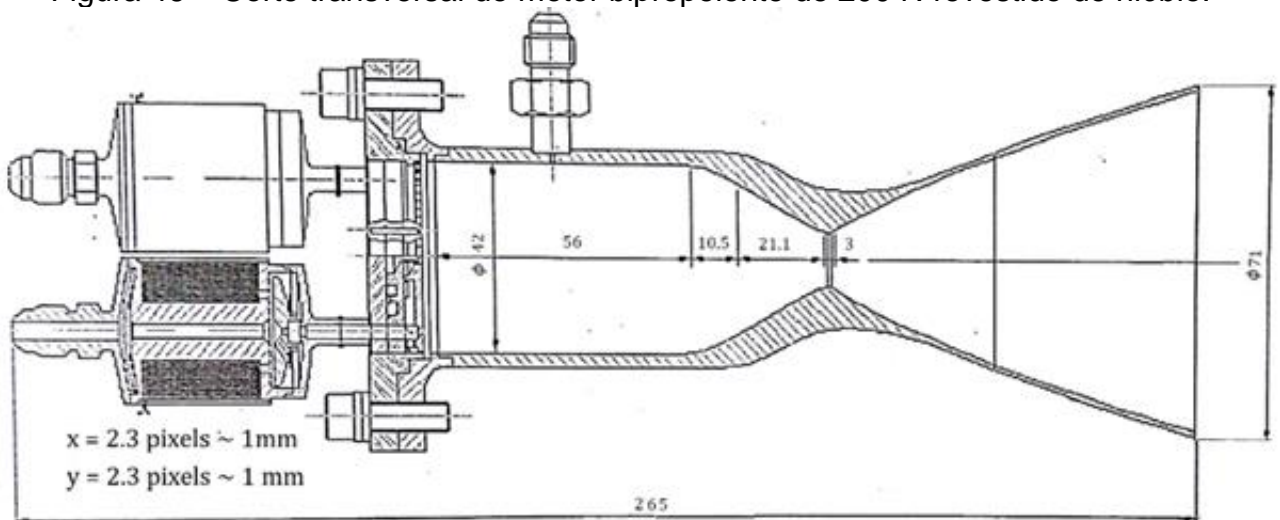
$$ERRO_{\text{relativo}} = \left| \frac{\text{Variável}_{\text{RealSimulação}} - \text{Variável}_{\text{RealMATLAB}}}{\text{Variável}_{\text{RealSimulação}}} \right| \cdot 100 \quad [\%] \quad (65)$$

Sendo assim é possível constatar que o maior erro relativo esta associado à estimativa da densidade na saída do bocal, mas ainda assim a vazão mássica praticamente se conservou, também é encontrado um erro relativo significativo associado a pressão estática da saída do bocal como já comentado, no modelo teórico não é levado em consideração o comprimento do bocal e é feita a consideração de que o mesmo está totalmente expandido, e no modelo real, como mostrado pela simulação numérica nesta altitude a pressão na saída do bocal é cerca de duas vezes maior do que a pressão ambiente. Utilizando este contorno para determinar o perfil, a pressão na saída foi reduzida, o comprimento da seção divergente aumentou e o escoamento ficou mais próximo de atingir a expansão completa dentro do bocal. Para este perfil é possível observar que ocorreu um melhor equilíbrio entre as ondas de expansão e as ondas de compressão oblíquas minimizando as perdas de energia. Foi possível constatar que a consideração adotada no modelo teórico para pressão na saída do bocal igual a pressão atmosférica mostrou-se adequada pois, ainda que a pressão estática determinada numericamente tenha sido diferente, a determinação do empuxo obteve um erro relativo menor que 1%.

#### 4.2.4 Etapa de validação utilizando os dados experimentais do propulsor bipropelente de 200 N revestido de nióbio

De acordo com Salles e Serra Jr (2008), o motor bipropelente líquido de 200 N, pode ser utilizado em várias missões espaciais tais como, controle de rolamento de veículos lançadores de satélites, manobras de aquisição e transferência de órbitas, controle de atitude de satélites, propulsão de sondas e veículos espaciais. Na Figura 46 é possível observar uma representação gráfica da geometria do motor.

Figura 46 – Corte transversal do motor bipropelente de 200 N revestido de nióbio.



Fonte: Relatório De Ensaio Campanha - B200N-26 (2007).

Na imagem anterior é possível observar os diferentes parâmetros geométricos do bocal supersônico bipropelente de 200 N. Na Tabela 12 encontram-se os parâmetros do motor que foram retirados do relatório de ensaios B200N-26:

Tabela 12 – Parâmetros geométricos do propulsor bipropelente de 200 N de nióbio.

Comprimento da seção divergente [cm]	Área da garganta [cm <sup>2</sup> ]	Área da saída [cm <sup>2</sup> ]	Razão de Expansão	$\theta_i$ [°]	$\theta_e$ [°]
8,4	1,13	39,59	35	32,9	8,2

Fonte: Adaptado de Relatório de Ensaio B200N-26 (2007).

Segundo Salles e Serra Jr (2008), motores-foguete que utilizam propelentes líquidos que são utilizados para missões espaciais devem ser qualificados através de



testes em câmaras de vácuo que simulam as condições de espaço, pois o seu desempenho é fundamental para o sucesso da missão. Na Figura 47, está demonstrada a imagem real do propulsor sem o sistema injetor de propelente.

Figura 47 – Imagem real do motor bipropelente de 200 N revestido de nióbio.



Fonte: Autora (2017).

Os ensaios de qualificação do motor foram realizados no BTSA onde foi utilizada uma câmara de vácuo para simular as condições do ambiente de uma altitude de 130 km.

A Figura 48 mostra uma fotografia do banco de testes utilizado nos ensaios que é situado no INPE unidade de Cachoeira Paulista no estado de São Paulo.

Figura 48 – Banco de Testes com Simulação de Altitude – BTSA.



Fonte: Salles e Serra Jr (2008, p.2).



De acordo com a tabela de condições atmosféricas disponibilizada por Sutton e Biblarz (p. 730, 2001) os ensaios de qualificação do motor foram realizados considerando uma pressão atmosférica de aproximadamente 0,00125 Pa.

Dentro da câmara de testes o propulsor de 200 N foi instrumentado com quatro sensores de temperatura na câmara de combustão, quatro na parte do divergente da tubeira, uma medida de pressão na câmara além das medidas de vazão e pressão de injeção dos propelentes. O motor é integrado a uma balança de empuxo para se medir a força desenvolvida durante os ensaios (SALLES; SERRA JR, 2008).

As condições iniciais e os dados obtidos através dos testes a quente estão demonstrados na Tabela 13.

Tabela 13 - Dados dos ensaios de qualificação do motor bipropelente de 200 N de nióbio

Nº de Ensaio	$P_c$ [MPa]	$T_c$ [K]	$k$	$\gamma$	Tempo de funcionamento [s]	Empuxo [N]	$I_{sp}$ [s]
B200N-00-01	0,9	2100	1,14	1,28	5	163,78	259,88
B200N-01-01	1	2100	1,14	1,28	10	179,86	261,79

Fonte: Adaptado de Salles e Serra Jr (2008, p.3).

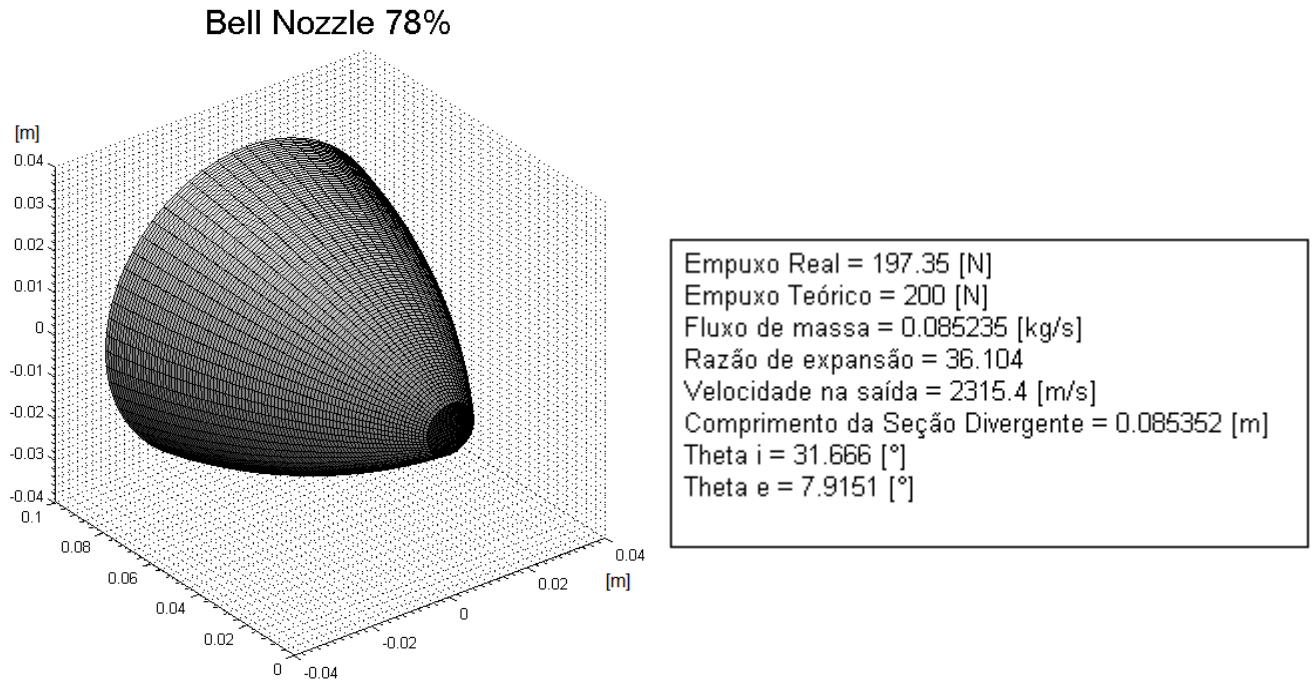
Destes parâmetros  $P_c$  e  $T_c$  são a pressão e a temperatura na câmara de combustão,  $\gamma$  é a razão de calores específicos e  $k$  significa razão de mistura global do propulsor e é obtido através da seguinte relação:

$$k = \left( \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_{fuel}} \right), \quad (66)$$

onde  $\dot{m}_{ox}$  é a vazão mássica de oxidante e  $\dot{m}_{fuel}$  a de combustível. Este parâmetro é que determina a temperatura da câmara de combustão bem como a razão de calor específicos do fluido de trabalho, como sugerido por Salles e Serra Jr (2008) é em consequência da razão de mistura adotada que a temperatura dentro da câmara de combustão normalmente é mais baixa do que a temperatura de chama adiabática, para que o aço que compões a estrutura da câmara não atinja seu ponto de fusão. Este modelo para o propulsor bipropelente de 200 N foi um modelo adaptado para testar um novo material onde foi utilizado um aço revestido com nióbio, a fim de que o bocal resistisse a temperaturas mais elevadas que as típicas de 1300 – 1100 °C para motores metálicos sem refrigeração.

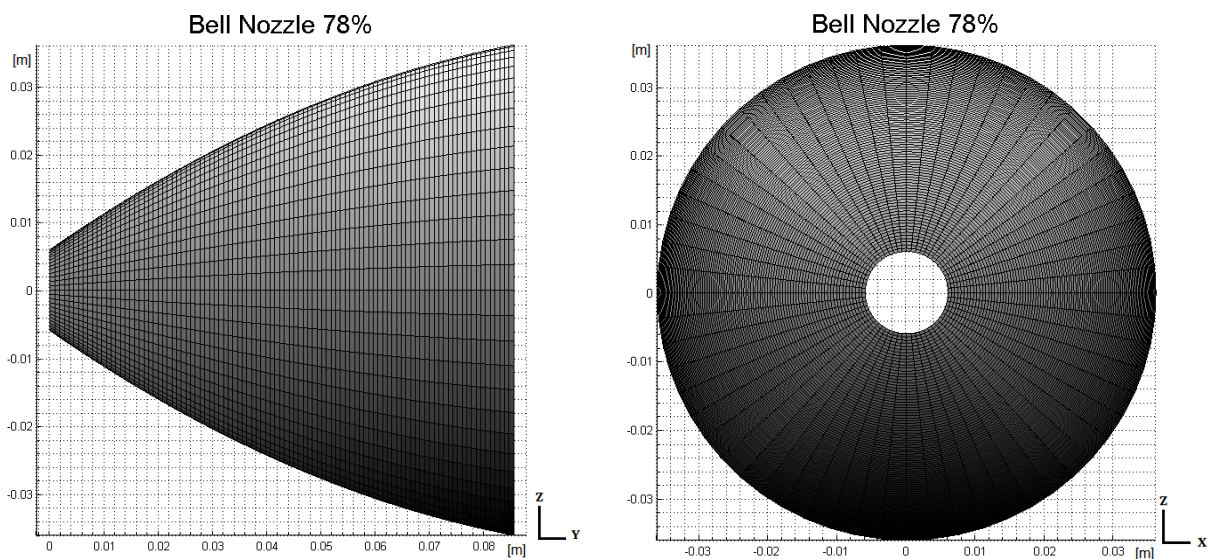
Utilizando as mesmas condições que foram consideradas na realização do ensaio B200N-01-01, utilizou-se a rotina em MATLAB para determinar a geometria do bocal supersônico, considerando o perfil sino, as Figura 49 e 50 demonstram os resultados que foram obtidos:

Figura 49 – Resultados obtidos através da rotina em MATLAB para o motor bipropelente de 200 N de níbio.



Fonte: Autora (2017).

Figura 50 – Vista 2D da geometria obtida através da rotina em MATLAB para o motor bipropelente de 200 N de níbio.



Fonte: Autora (2017).

Através da rotina em MATLAB, considerando os mesmos parâmetros determinados pela missão do motor bipropelente de 200 N do ensaio B200N-01-01, foi possível obter os seguintes parâmetros geométricos demonstrados na Tabela 14.

Tabela 14 – Parâmetros geométricos obtidos através da rotina de cálculo em MATLAB para o propulsor bipropelente de 200 N de nióbio.

Comprimento da seção divergente 'L' [cm]	Área da garganta [cm <sup>2</sup> ]	Área da saída [cm <sup>2</sup> ]	Razão de Expansão	$\theta_i$ [°]	$\theta_e$ [°]
8,53	1,13	40,7	36	31,7	7,9

Fonte: Autora (2017).

Ainda que os parâmetros geométricos obtidos através da rotina sejam satisfatórios quando comparados aos do propulsor bipropelente de 200 N, o empuxo real produzido pelo propulsor dos dados experimentais é 179,86 N, enquanto que o empuxo teórico estimado através da teoria de escoamento quase-1D, invíscido, compressível corrigido apenas pelo fator geométrico fornece um empuxo de 197,35 N.

Como já constatado nos casos anteriores, o empuxo teórico determinado pela teoria de escoamento invíscido e isentrópico quase-1D corrigido apenas pelo fator geométrico superestima o empuxo real. A Tabela 15 apresenta uma comparação entre os dados geométricos obtidos pela rotina e os dados reais do propulsor.

Tabela 15 – Comparação dos dados obtidos com os experimentais.

	Empuxo Produzido [N]	Área da garganta [cm <sup>2</sup> ]	Área da saída [cm <sup>2</sup> ]	Razão de Expansão	'L' do divergente [cm]	$\theta_i$ [°]	$\theta_e$ [°]
Teórico quase-1D	197,35	1,13	40,07	36	8,53	31,7	7,91
Ensaio B200N-01-01	179,86	1,13	39,59	35	8,4	32,9	8,2

Fonte: Autora (2017).

Onde a equação do erro relativo é dada por:

$$ERRO_{\text{relativo}} = \left| \frac{\text{Propriedade}_{\text{RealExperimental}} - \text{Propriedade}_{\text{RealMetodologia}}}{\text{Propriedade}_{\text{RealExperimental}}} \right| \cdot 100 \quad [\%] \quad (67)$$

A Tabela 16 demonstra o erro relativo associado a cada parâmetro determinado pela metodologia.

Tabela 16 – Comparação entre os parâmetros obtidos pela metodologia e os dados reais do propulsor bipropelente de 200 N de nióbio.

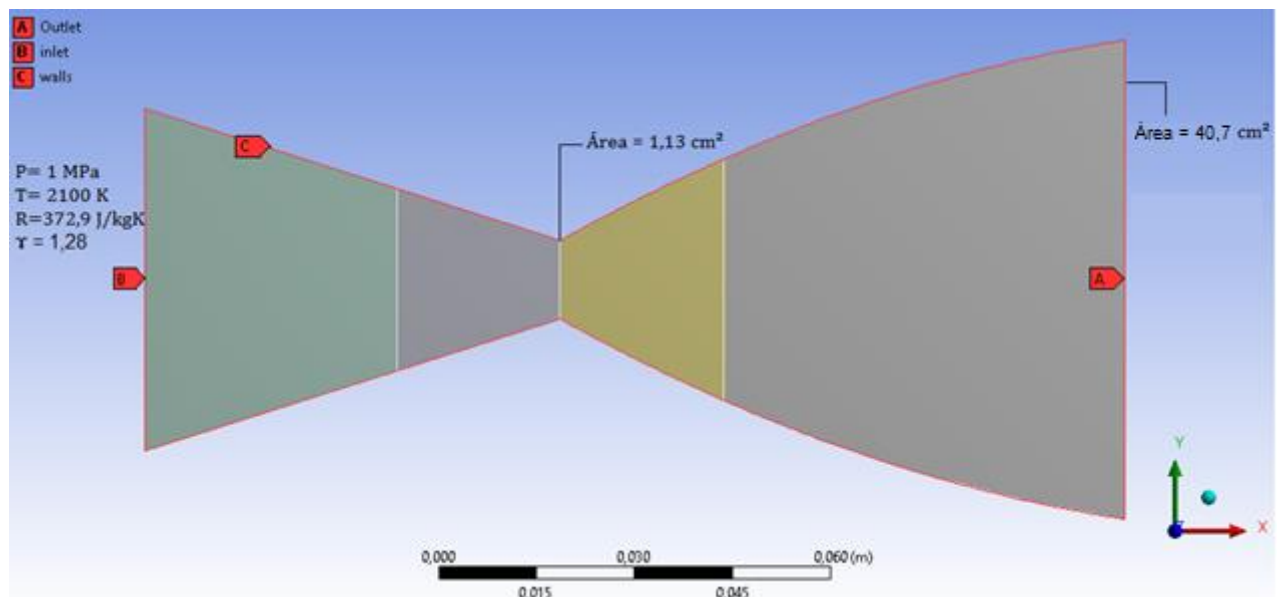
	Empuxo Produzido [N]	Área da garganta [cm <sup>2</sup> ]	Área da saída [cm <sup>2</sup> ]	Razão de Expansão	'L' do divergente [cm]	$\theta_i$ [°]	$\theta_e$ [°]
Erro relativo	9,7%	0	1,21%	2,8%	1,54%	3,5%	3,5%

Fonte: Autora (2017).

Sendo assim, para determinar o empuxo real, seguiu-se a metodologia proposta e utilizou-se os parâmetros geométricos obtidos através da rotina em MATLAB para importar a geometria para o FLUENT, e então realizar a verificação do empuxo fornecido pela configuração utilizando a simulação numérica.

A Figura 51 demonstra a geometria construída no FLUENT e as condições de contorno consideradas.

Figura 51 – Geometria e condições de contorno aplicadas utilizando o FLUENT para o bocal de perfil sino 78%.

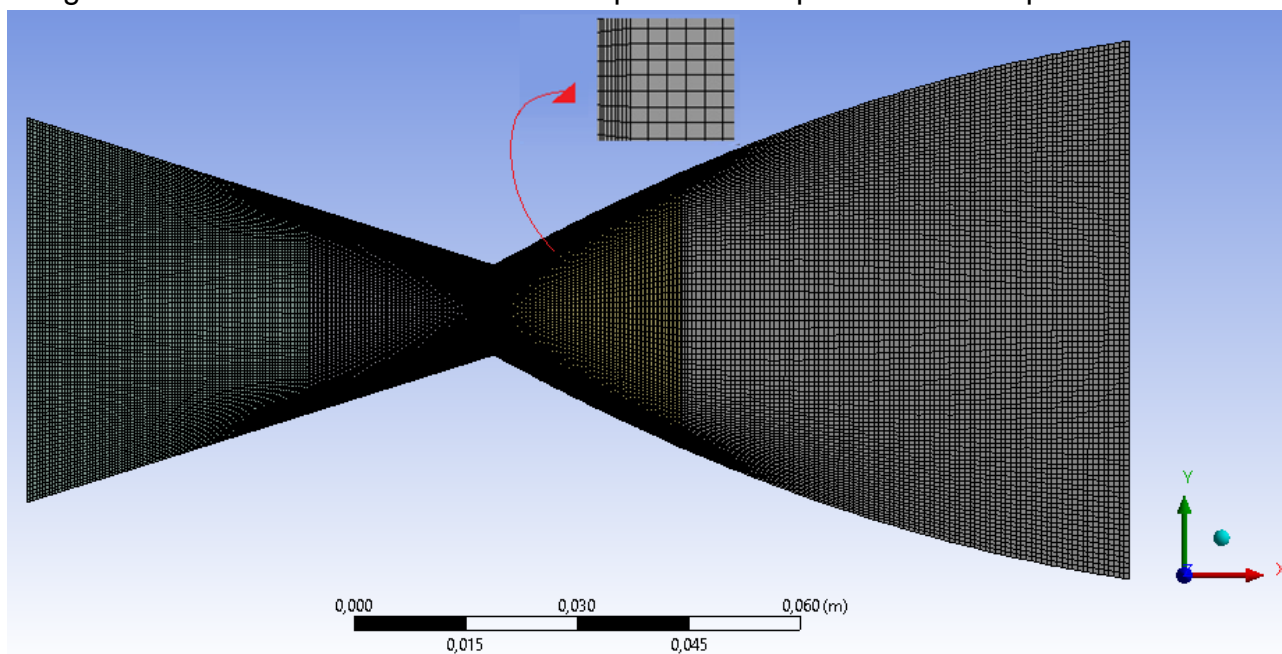


Fonte: Autora (2017).

A pressão e temperatura de estagnação na entrada são 1 MPa e 2100 K, a razão de calor específicos é 1,28 e a constante específica do fluido de trabalho é 372,9 J/kgK. Na saída a pressão estática do ambiente é de 0,00125 Pa, e para as paredes considerou-se o escoamento invíscido e adiabático. A seção convergente foi modelada segundo as recomendações da metodologia pois estava de acordo com a geometria proposta pelo motor, a qual foi possível atingir a condição de escoamento sônico na garganta. Com relação a malha estruturada não uniforme de elementos quadriláteros, foram testados 3 refinamentos distintos, 28836 elementos, 36135 e 44036, iniciou-se o processo de estudo de convergência de malha utilizando o refinamento para qual se atingiu convergência no caso anterior, onde como sugerido por Kalita (2012), a discretização do domínio na direção axial 'X' foi determinada para obtenção de uma maior concentração de volumes próximo à garganta.

Buscou-se a convergência do valor de todas as variáveis com um erro de 0,00001. A convergência em relação ao refinamento foi obtida com a malha de 36135 elementos. Para maiores detalhes pode-se verificar o Apêndice C. Na Figura 52 é apresentada malha de 36135 elementos.

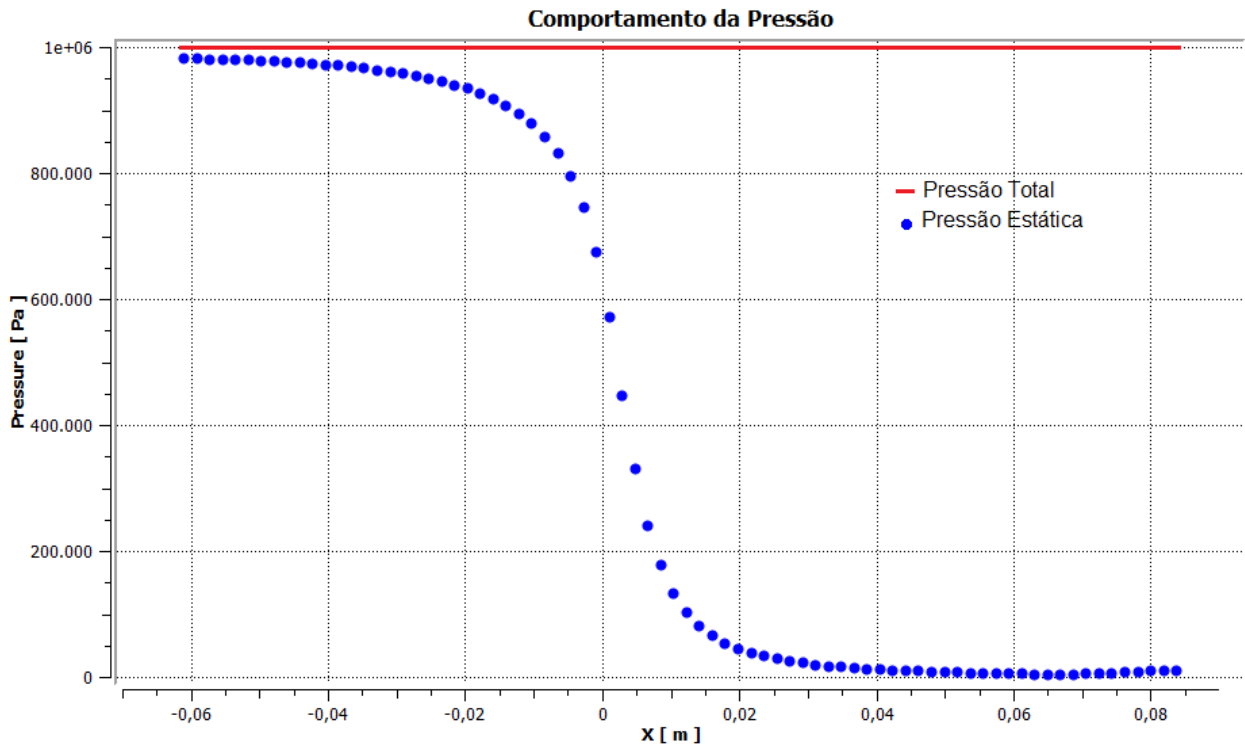
Figura 52 – Malha de 36135 elementos quadriláteros para o bocal de perfil sino 78%.



Fonte: Autora (2017).

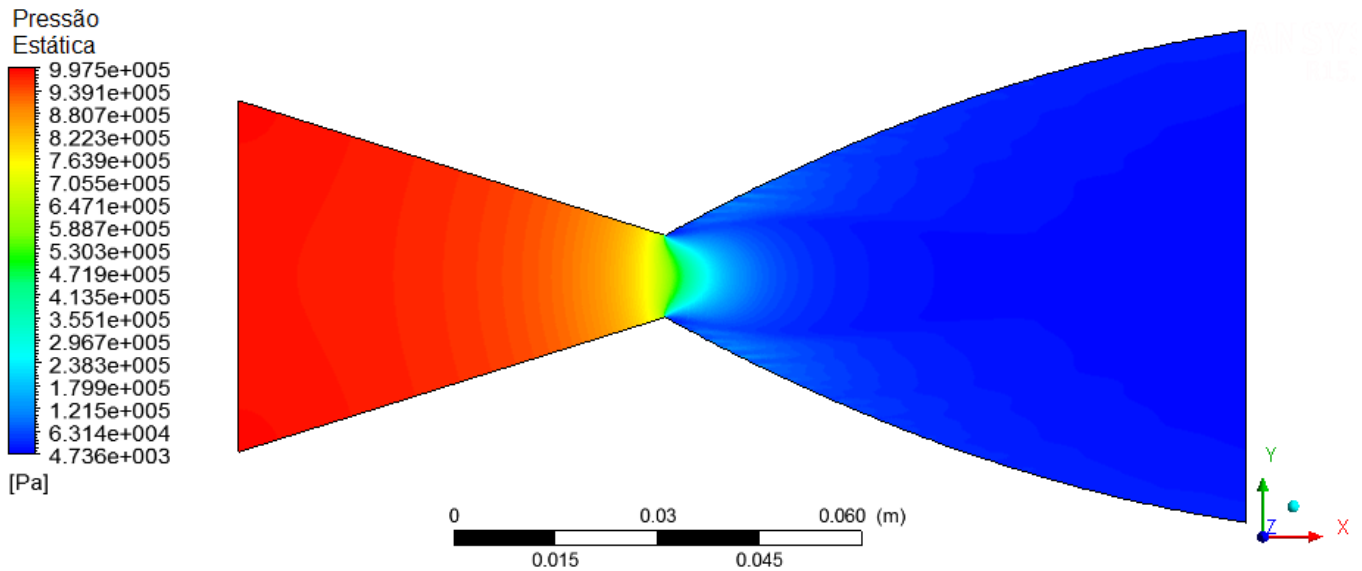
Nas figuras 53 e 54 estão demonstrados os resultados para o comportamento da pressão e a figura 55 para a temperatura ao longo do bocal, representado no eixo "X".

Figura 53 – Comportamento da pressão no bocal de perfil sino 78%.



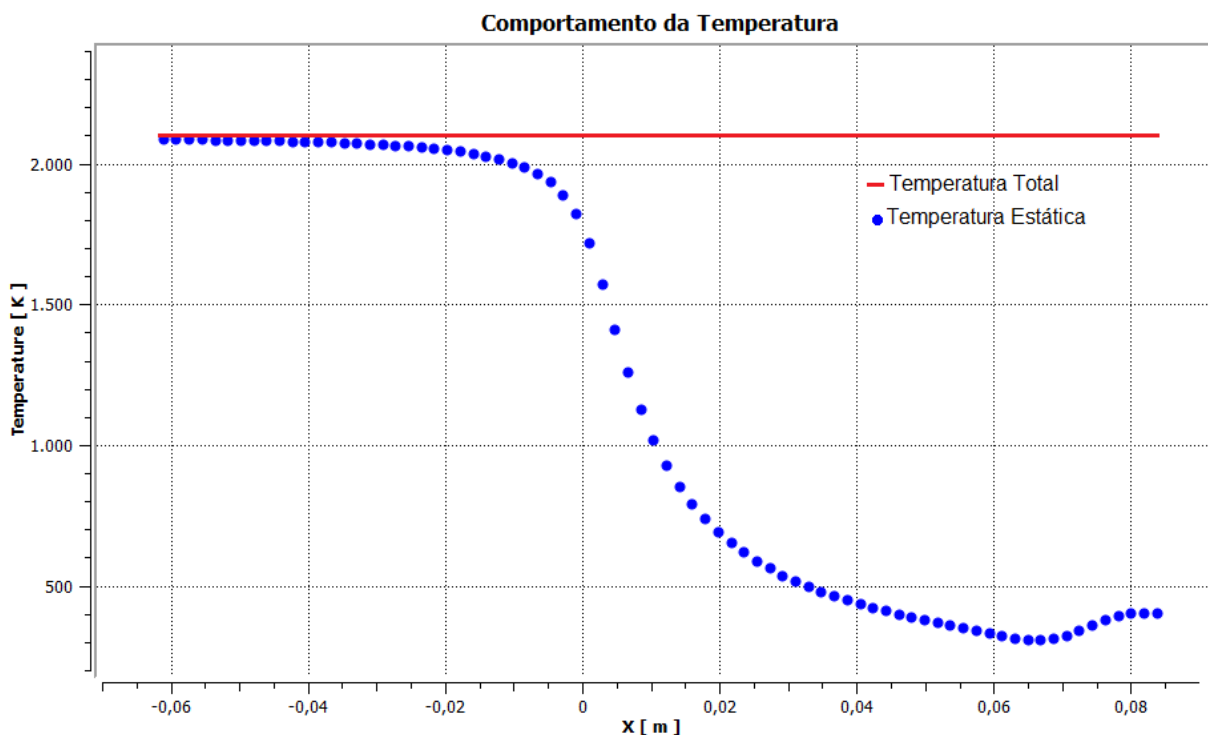
Fonte: Autora (2017).

Figura 54 – Distribuição da pressão estática no bocal de perfil sino 78%.



Fonte: Autora (2017).

Figura 55 – Comportamento da temperatura no bocal de perfil sino 78%.

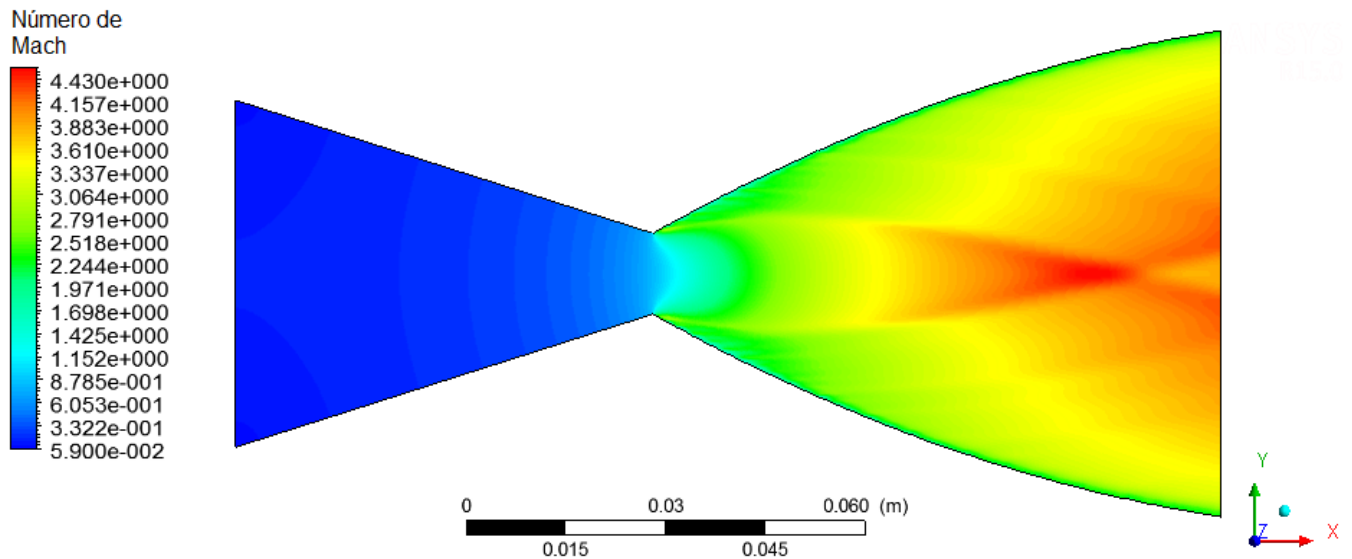


Fonte: Autora (2017).

É possível observar que como esperado, a pressão e a temperatura de estagnação do escoamento mantiveram-se constantes ao longo do comprimento do bocal. A curva de pressão e temperatura estática têm um comportamento esperado de queda até 0,0725 metros do comprimento da seção divergente, momento em que tanto a pressão quanto a temperatura apresentam uma pequena subida na curva, sendo a curva mais acentuada no comportamento da temperatura. Esse comportamento é o mesmo que foi observado no Item 4.1.2, este fenômeno ocorre quando o bocal está operando subexpandido e ocorre o encontro das ondas de expansão no eixo de simetria da seção divergente pois de acordo com Anderson (2003), o comprimento desta seção é menor do que o comprimento mínimo e o escoamento continua a se expandir fora do bocal, esse comportamento reduz o desempenho do dispositivo pois a expansão externa não exerce força sobre as paredes do bocal e portanto, esta energia que não é convertida em empuxo é perdida. Nas Figura 56 e 57, é apresentado o comportamento da velocidade em função do número de Mach e em função da magnitude, nestas imagens é possível observar o ponto de encontro das ondas de expansão que ocorre quase no término da seção divergente em aproximadamente 0,0725 metros. Ainda na Figura 56 é possível observar que na região da garganta o escoamento atinge a condição sônica (Mach=1).

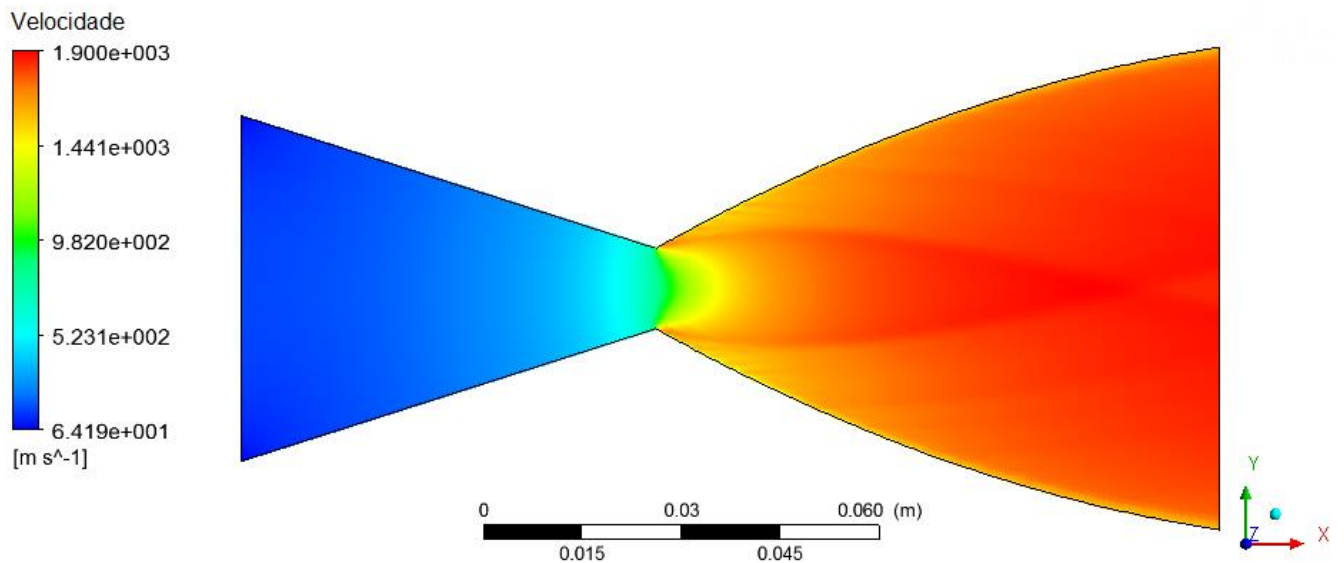


Figura 56 – Distribuição da velocidade em função do número de Mach dentro do bocal de perfil sino 78%.



Fonte: Autora (2017).

Figura 57 – Distribuição da velocidade em magnitude dentro do bocal de perfil sino 78%.

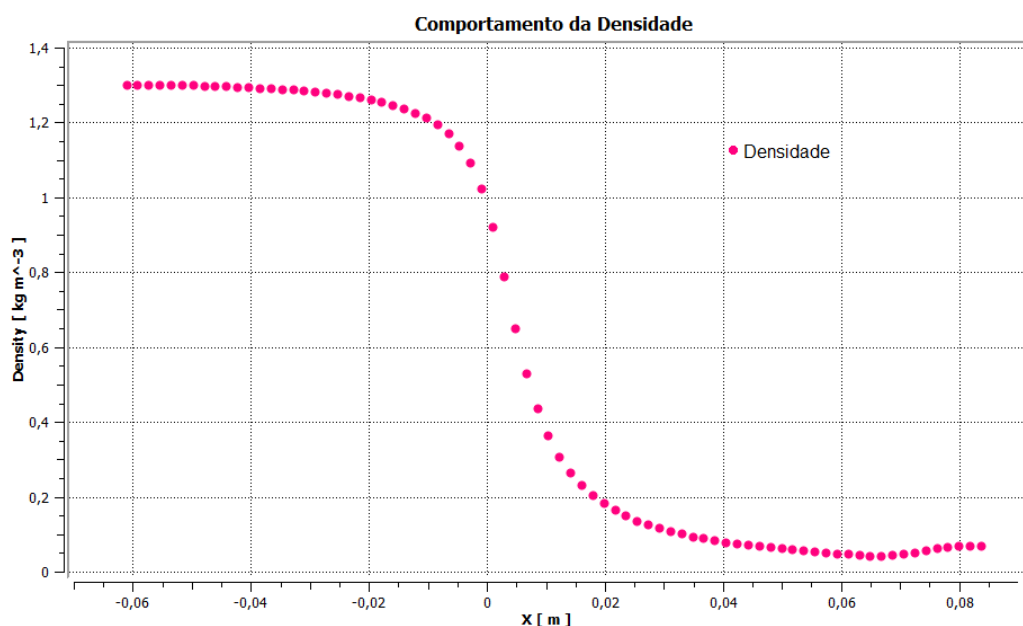


Fonte: Autora (2017).

Na Figura 58 é possível observar a variação da densidade. O comportamento da densidade apresentado foi adequado pois por ser o inverso do volume específico a medida que o gás sofre expansão e a velocidade aumenta consequentemente a densidade diminui para que o fluxo de massa dentro do bocal de perfil sino se mantenha constante.



Figura 58 – Distribuição da densidade dentro do bocal supersônico de perfil sino 78%.



Fonte: Autora (2017).

Novamente é possível observar no comportamento da densidade o mesmo fenômeno que apareceu para a temperatura e a pressão, ocorrendo uma pequena subida na curva em aproximadamente 0,0725 metros da seção divergente por consequência do encontro das ondas de expansão nesta região.

#### 4.2.5 Estimativa do empuxo e comparação dos resultados para o perfil Sino 78%

Utilizando a equação geral do empuxo (Equação 12) e a equação da vazão mássica (Equação 18) é possível determinar o empuxo utilizando os dados obtidos pela simulação numérica que estão demonstrados na Tabela 11:

Tabela 17 – Resultados e comparação para o modelo numérico invíscido compressível 2D-plano e o experimental para o motor bipropelente de 200 N de nióbio.

Variável	Simulação numérica	Teste Experimental	Erro relativo [%]
Velocidade na saída [m/s]	1899,79	2303,3	17,5
Vazão mássica [kg/s]	0,08593	0,069722	23
Empuxo [N]	182,53	179,86	1,48

Fonte: Autora (2017).

Abaixo está apresentada a equação utilizada para determinar o erro relativo.

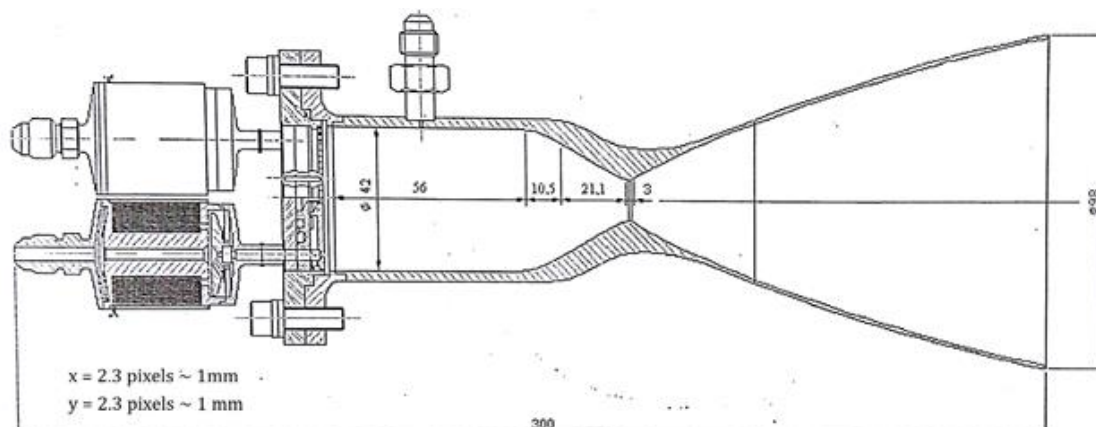
$$\text{ERRO}_{\text{relativo}} = \left| \frac{\text{Variável}_{\text{RealExperimental}} - \text{Variável}_{\text{RealSimulação}}}{\text{Variável}_{\text{RealExperimental}}} \right| \cdot 100 \quad [\%] \quad (68)$$

Sendo assim é possível analisar que o maior erro relativo esta associado a estimativa da vazão mássica, mas ainda assim a determinação do empuxo foi consistente. Comparando os resultados experimentais do motor bipropelente de 200 N com os dados numéricos foi possível constatar que a metodologia desenvolvida é adequada.

#### 4.2.6 Etapa de validação para o propulsor bipropelente de 200 N de seção divergente mais longa

O propulsor bipropelente de 200 N desenvolvido pelo INPE nas configurações anteriores, tinha como propósito testar uma liga metálica de aço com nióbio, por esta razão sua configuração adaptada não atingiu o valor nominal de empuxo, produzindo apenas 179,86 N. Com o objetivo de desenvolver uma versão do propulsor bipropelente de 200 N que atingisse o empuxo nominal requerido pela missão o INPE desenvolveu uma configuração utilizando uma seção divergente um pouco mais longa usinada em uma liga metálica de Inconel. O propulsor desenvolvido tem como aplicação atuar como motor de apogeu para circularização de órbita de satélites geoestacionários, ou manobras orbitais de plataformas espaciais (HINCKEL et al., 2002). Na Figura 59, é possível observar uma representação gráfica da geometria do motor com a configuração do motor bipropelente de seção divergente mais longa.

Figura 59 – Corte transversal do motor bipropelente de 200 N em nova configuração.



Fonte: Relatório de ensaios de revisão crítica de projeto de engenharia - RCP2 (2001).

Na imagem anterior é possível observar que o bocal de expansão tem um perfil parabólico com um ângulo de abertura inicial de  $35,8^\circ$  e um ângulo de saída de  $10^\circ$  (HINCKEL et al., 2002). Este motor foi qualificado pelo BTSA em 2001 e de acordo com o relatório de ensaios de revisão crítica de projeto de engenharia - RCP2, (2001) o motor atingiu até 200,4 N de empuxo com tempo de duração de 5 segundos.

Na Figura 60 é apresentada a imagem real do propulsor que está acoplado ao sistema injetor de propelente.

Figura 60 – Imagem real do motor bipropelente de 200 N em nova configuração.



Fonte: Autora (2017).

A Tabela 18 apresenta os dados do motor bipropelente em nova configuração com a seção divergente mais longa.

Tabela 18 – Parâmetros geométricos do propulsor bipropelente de 200 N em nova configuração.

Comprimento da seção divergente [cm]	Área da garganta [cm <sup>2</sup> ]	Área da saída [cm <sup>2</sup> ]	Razão de Expansão	$\theta_i$ [°]	$\theta_e$ [°]
11,9	1,13	72.38	64	35,8	10

Fonte: Relatório de ensaios de revisão crítica de projeto de engenharia - RCP2 (2001).

Os ensaios de qualificação do motor novamente foram realizados no BTSA onde foi utilizada a câmara de vácuo para simular as condições do ambiente de uma altitude de 130 km que corresponde a uma pressão de aproximadamente 0,00125 Pa.

As condições iniciais e os dados obtidos através dos testes a quente estão demonstrados na Tabela 19.

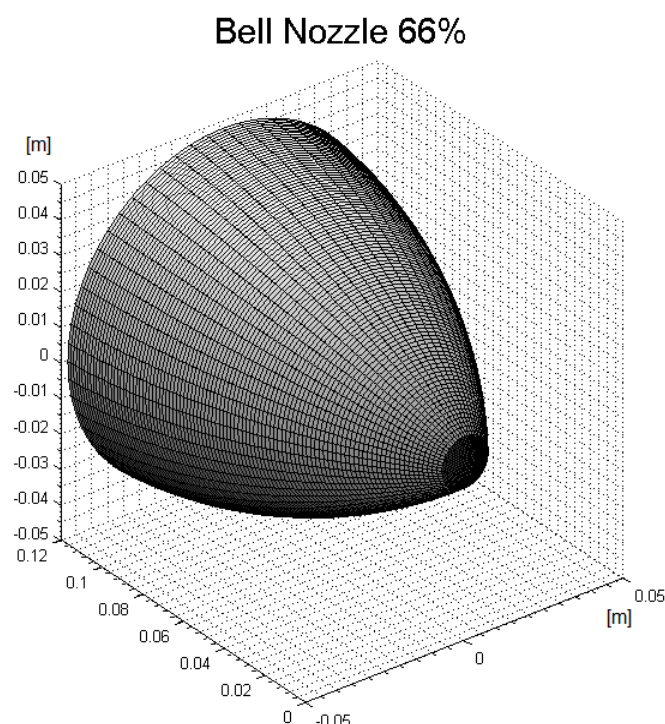
Tabela 19 – Dados dos ensaios de qualificação do motor bipropelente de 200 N em nova configuração.

N° de Ensaio	$P_c$ [MPa]	$T_c$ [K]	$k$	$\gamma$	Tempo de funcionamento [s]	Empuxo [N]
3	1	2100	1,16	1,26	5	200,4

Fonte: Adaptado de Hinckel et al. (2002).

Com o objetivo de analisar o comportamento do escoamento dentro do motor bipropelente de 200 N que atingiu o empuxo nominal, utilizou a metodologia desenvolvida que foi utilizada nos casos anteriores. Na figura 61 é apresentada a geometria para a seção divergente do propulsor de 200 N de seção divergente mais longa.

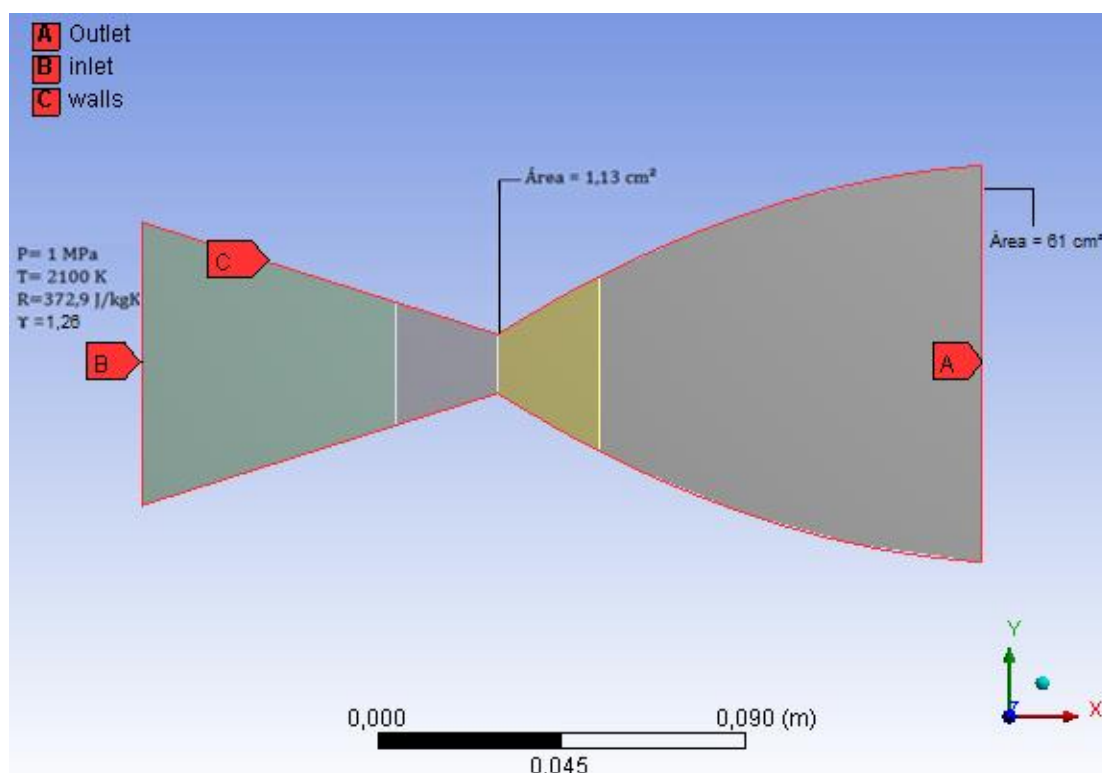
Figura 61 – Geometria obtida através da rotina em MATLAB para o motor bipropelente 200 N em nova configuração.



Fonte: Autora (2017).

Sendo assim, para determinar o empuxo real e análise do escoamento, seguiu-se a metodologia proposta e utilizou-se os parâmetros geométricos obtidos através da rotina em MATLAB para importar a geometria para o FLUENT, e então realizar a verificação do empuxo fornecido pela configuração utilizando a simulação numérica. A Figura 62 demonstra a geometria construída no FLUENT e as condições de contorno consideradas.

Figura 62 – Geometria e condições de contorno aplicadas utilizando o FLUENT para o bocal de perfil sino 66%.

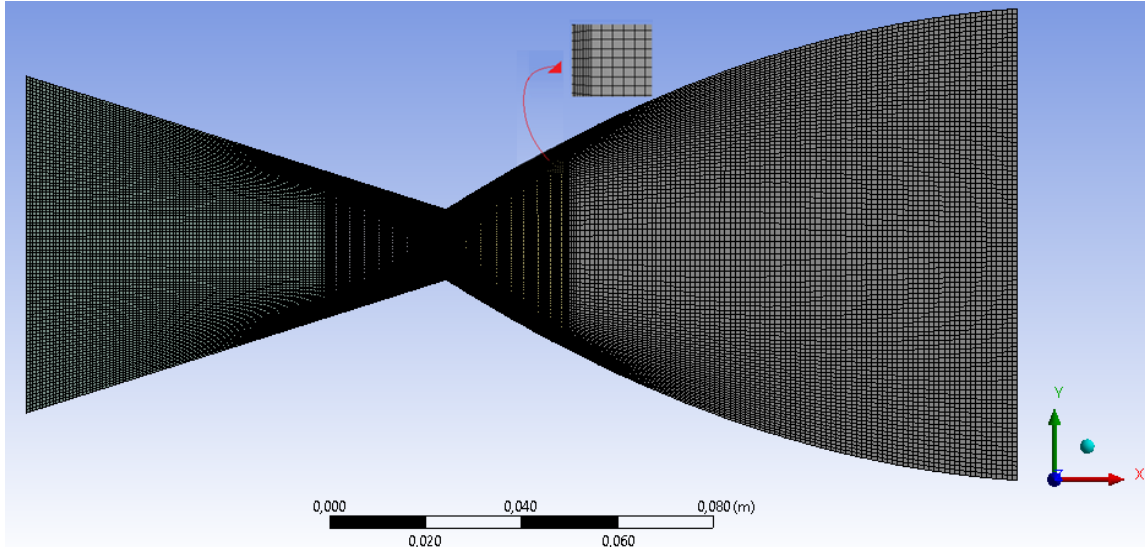


Fonte: Autora (2017).

Pressão e temperatura de estagnação na entrada de 1 MPa e 2100 K, razão de calor específicos de 1,26 e constante específica do fluido de trabalho de 372,9 J/kgK, na saída a pressão absoluta do ambiente de 0,00125 Pa, e para as paredes considerou-se o escoamento invíscido e adiabático. A seção convergente foi modelada segundo as recomendações da metodologia pois estava de acordo com a geometria proposta pelo motor bipropelente de 200 N, para o qual foi possível atingir a condição sônica na garganta. Com relação a malha estruturada não uniforme de elementos quadriláteros foram testados 3 refinamentos distintos, 29103 elementos, 36333 e 44254, iniciou-se o processo de estudo de convergência de malha utilizando o refinamento para qual se atingiu convergência no caso anterior, onde como sugerido por Kalita (2012), a discretização do domínio na

direção axial 'X' foi determinada para obtenção de uma maior concentração de volumes próximo à garganta. Buscou-se a convergência do valor de todas as variáveis com um erro de 0,00001. A convergência em relação ao refino foi obtida com a malha de 44254 elementos. Para maiores detalhes pode-se verificar o Apêndice D. Na Figura 63 é apresentada a malha de 44254 elementos.

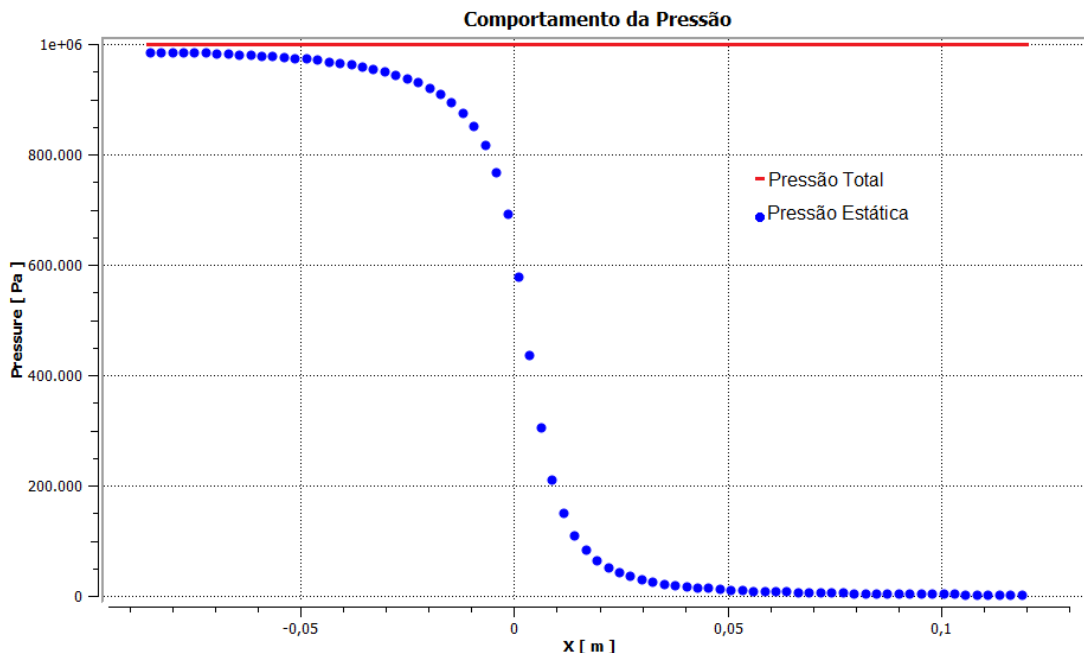
Figura 63 – Malha de 44254 elementos de volumes finitos bocal de perfil sino 66%.



Fonte: Autora (2017).

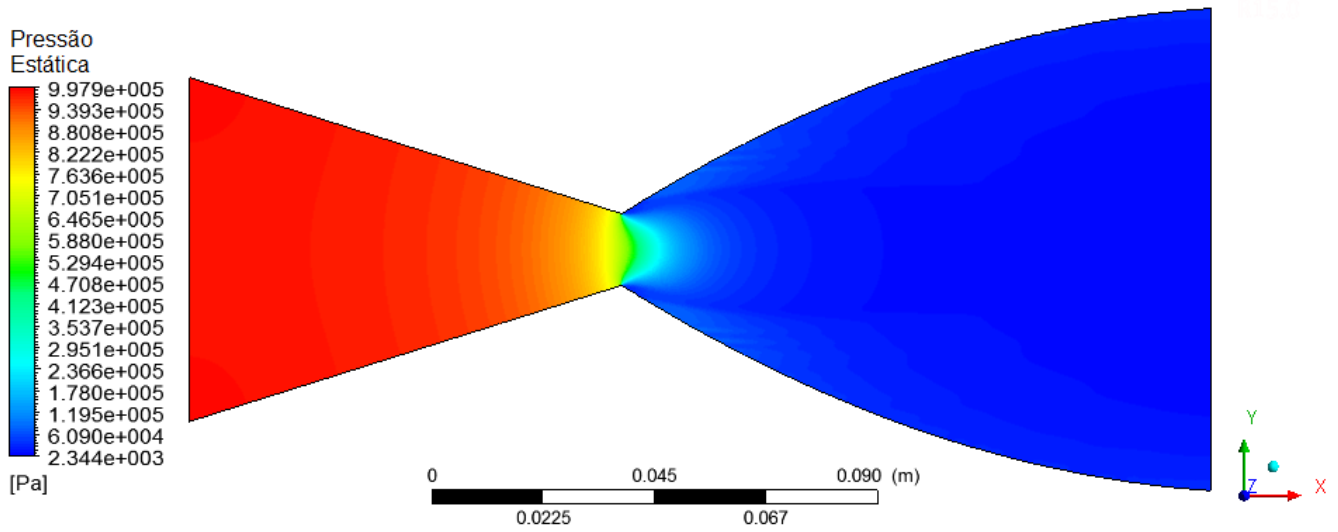
Nas Figuras 64 e 65 estão demonstrados os resultados para o comportamento da pressão e na Figura 66 para a temperatura ao longo do bocal.

Figura 64 – Comportamento da pressão no bocal de perfil sino 66%.



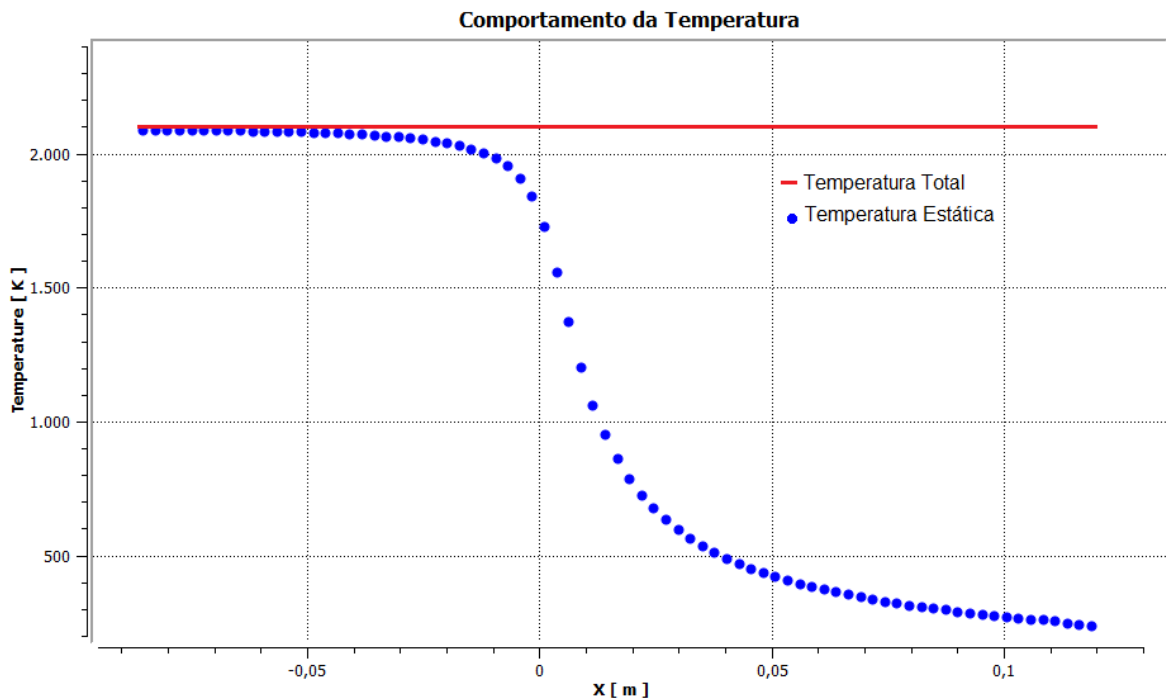
Fonte: Autora (2017).

Figura 65 – Distribuição da pressão estática no bocal de perfil sino 66%.



Fonte: Autora (2017).

Figura 66 – Comportamento da temperatura no bocal de perfil sino 66%.



Fonte: Autora (2017).

É possível observar que como esperado, a pressão e a temperatura de estagnação do escoamento mantiveram-se constantes ao longo do comprimento do bocal. A curva de pressão e temperatura estática tem um comportamento esperado de queda suave e constante ao longo do bocal e não apresentam a leve subida na curva causada

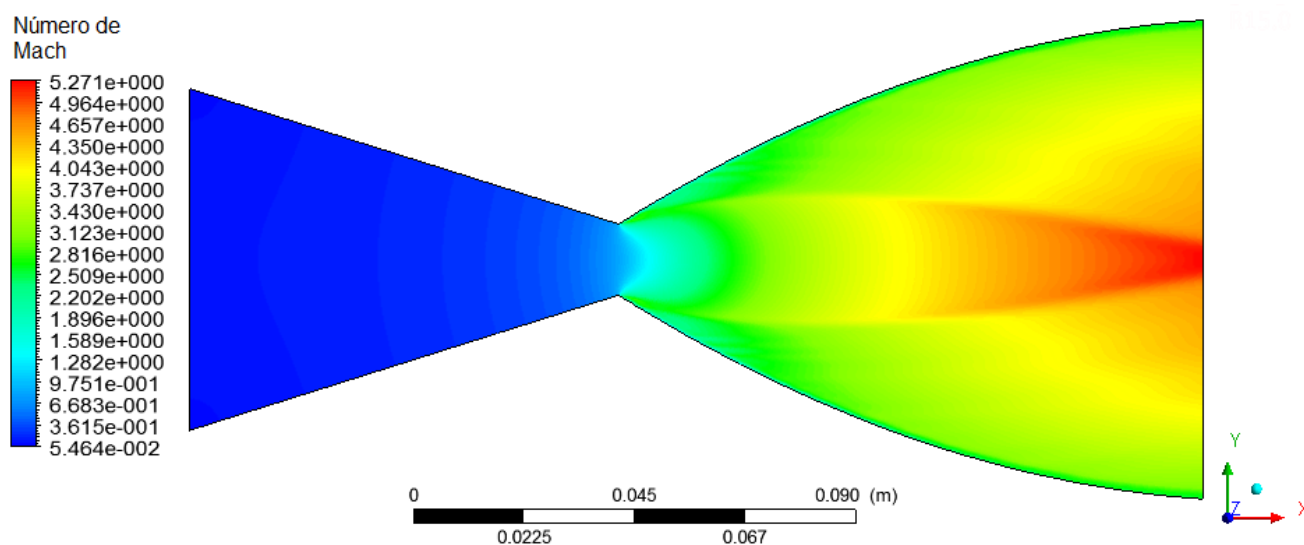


pelo encontro das ondas de expansão no eixo de simetria como ocorreu para o motor bipropelente de 200 N de nióbio. Como demonstrado por Andersom (2003) à medida que o comprimento da seção divergente foi aumentado nesta configuração o escoamento ficou mais próximo de atingir a expansão completa dentro do bocal. Utilizando esta configuração é possível observar que ocorreu um melhor equilíbrio entre as ondas de expansão e as ondas de compressão oblíquas minimizando as perdas de energia e aumentando o empuxo produzido pelo dispositivo. Nesta configuração a pressão na saída do bocal foi reduzida por conta de a razão de expansão estar mais próxima da razão de expansão ótima.

Nas Figura 67 e 68, é apresentado o comportamento da velocidade em função do número de Mach e em função da magnitude, nestas imagens é possível observar que o encontro das ondas de expansão não ocorre dentro do bocal ocorrendo próximo ao término da seção divergente. Ainda é possível observar uma mudança no perfil de propagação, como mostrado por Radtke (2014) este comportamento é caracterizado pelo contorno do perfil.

Ainda na Figura 67 é possível observar que na região da garganta o escoamento atinge a condição sônica (Mach=1) o que identifica que a relação de pressão crítica nesta região foi respeitada.

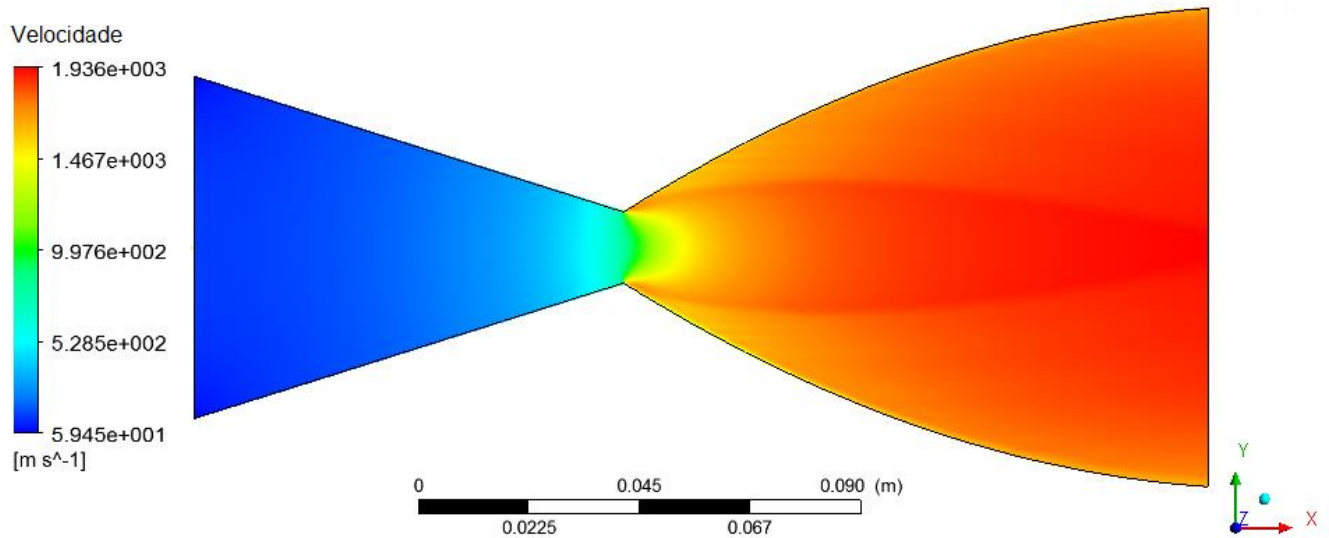
Figura 67 – Distribuição da velocidade em função do número de Mach dentro do bocal de perfil sino 66%.



Fonte: Autora (2017).



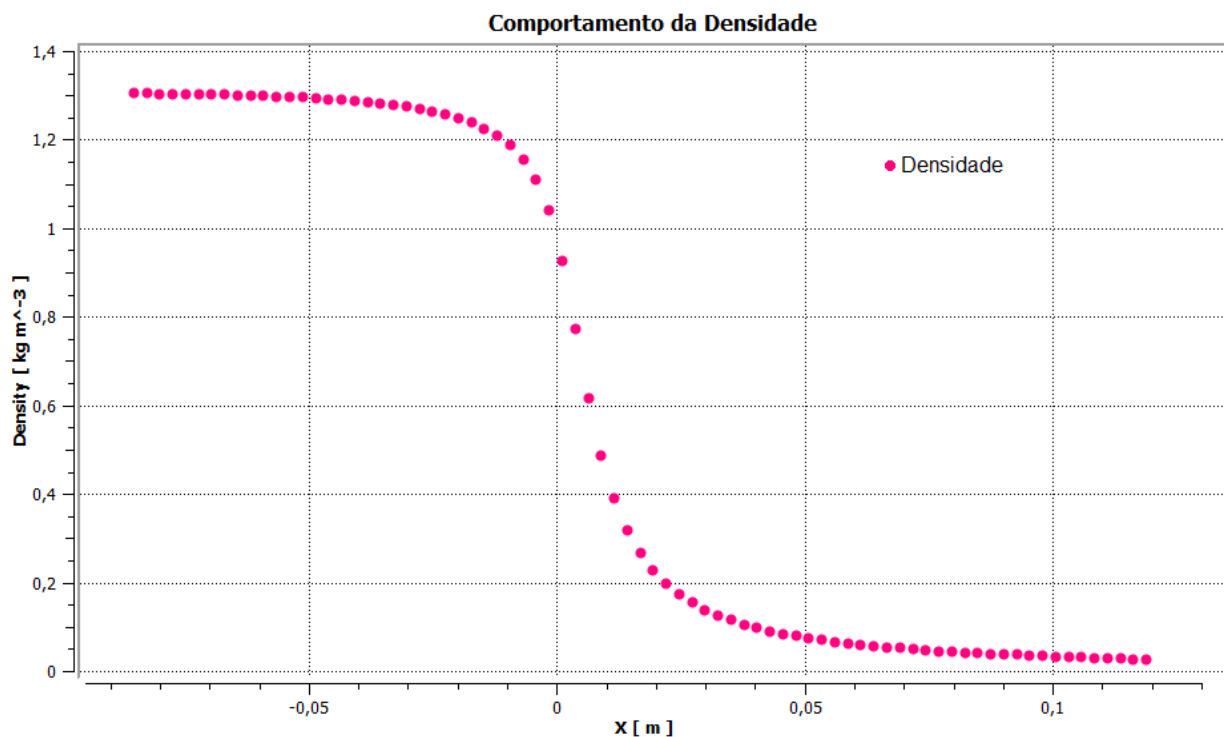
Figura 68 – Distribuição da velocidade em magnitude dentro do bocal de perfil sino 66%.



Fonte: Autora (2017).

Na Figura 69 é possível observar a variação da densidade. O comportamento da densidade apresentado foi adequado pois por ser o inverso do volume específico a medida que o gás sofre expansão e a velocidade aumenta consequentemente a densidade diminui para que o fluxo de massa dentro do bocal de perfil sino se mantenha constante.

Figura 69 – Distribuição da densidade dentro do bocal de perfil sino 66%.



Fonte: Autora (2017).

Novamente não foi observado no comportamento da densidade a repentina variação da propriedade causada pelo encontro das ondas de expansão.

#### 4.2.7 Estimativa do empuxo e comparação dos resultados para o perfil Sino 66%

Utilizando a equação geral do empuxo (Equação 12) e a equação da vazão mássica (Equação 18) é possível determinar o empuxo utilizando os dados obtidos pela simulação numérica que estão demonstrados na Tabela 20:

Tabela 20 – Resultados e comparação para o modelo numérico invíscido compressível 2D-plano e o experimental para o motor bipropelente de 200 N em nova configuração.

Variável	Simulação numérica	Teste Experimental	Erro relativo [%]
Velocidade na saída [m/s]	1936	2600,3	25
Vazão mássica [kg/s]	0,09791	0,07026	39
Empuxo [N]	203,8	200,4	2

Fonte: Autora (2017).

Abaixo está apresentada a equação utilizada para determinar o erro relativo.

$$ERRO_{\text{relativo}} = \left| \frac{\text{Variável}_{\text{RealExperimental}} - \text{Variável}_{\text{RealSimulação}}}{\text{Variável}_{\text{RealExperimental}}} \right| \cdot 100 \quad [\%] \quad (69)$$

Sendo assim é possível analisar que o maior erro relativo esta novamente associado a estimativa da vazão mássica, mas ainda assim a determinação do empuxo foi adequada com um erro relativo de 2%. Comparando os resultados experimentais do motor bipropelente de 200 N de seção divergente mais longa com os dados numéricos foi possível constatar que a metodologia desenvolvida é adequada. A diferença na velocidade de saída entre as simulações numéricas em CFD e os dados experimentais pode ser resultado das considerações simplificativas da simulação como geometria 2D, modelo invíscido e isentrópico, quando na realidade os dados esperimentais consideram um bocal com perda de calor e tridimensional.

## 5 CONCLUSÃO

A metodologia desenvolvida provou-se eficiente para determinar a geometria da seção divergente de bocais supersônicos de uso espacial para os perfis cônico e sino. Entretanto a teoria clássica teve uma melhor aproximação na determinação da geometria de acordo com o empuxo real requerido para o perfil sino em que o erro relativo foi menor que 1% enquanto para o perfil cônico foi de 2%.

Foi possível constatar que como sugerido por Rao (1958) a diminuição do empuxo de um bocal cônico é principalmente devido à divergência do fluxo tornando-se maior com o aumento do meio ângulo da seção divergente que está associado à redução do comprimento do bocal. De acordo com o exemplo sugerido pela literatura onde o bocal deveria produzir um empuxo teórico de 5000 N, utilizando um perfil cônico com meio ângulo de 21 graus foi possível produzir um empuxo de 4829 N com um comprimento de seção divergente de 29,9 centímetros e para o perfil cônico com meio ângulo de 15 graus foi possível produzir um empuxo de 4915 N com um comprimento da seção divergente de 48,6 centímetros.

Para a mesma missão proposta pelo exemplo da literatura, de acordo com os dados da simulação numérica o bocal supersônico de perfil sino produziu um empuxo cerca de 4% maior do que o bocal de perfil cônico. Este resultado já era esperado pois como mostrado por Allman e Hoffman (1981) as perdas de desempenho associadas as seções divergentes de perfil cônico podem ser reduzidas pelo uso de seções divergente de perfil sino, em que o contorno parabólico direciona o fluxo de volta para a direção axial.

Para a análise do escoamento compressível, invíscido e isentrópico dentro do bocal, a teoria clássica quase-1D se mostrou eficiente para determinar os parâmetros de projeto do bocal de acordo com o empuxo requerido, todavia, o comportamento do escoamento dentro do dispositivo só pode ser analisado através da abordagem numérica desenvolvida através do MVF em um modelo 2D-plano. Para as diferentes abordagens a determinação do empuxo obteve um erro relativo máximo de 2%, porém apenas com a abordagem em CFD foi possível observar que para alguns casos ondas de expansão se encontraram no eixo de simetria da seção divergente do bocal.

O ponto de encontro das ondas de expansão resultou em todos os casos na variação repentina das propriedades. E este fenômeno ocorreu nos casos em que o bocal estava subexpandido e o comprimento da seção divergente era menor do que o comprimento mínimo, sendo assim, o fluido continuou a se expandir fora do bocal resultando na diminuição do desempenho do sistema propulsivo. Este comportamento foi observado na configuração do motor bipropelente de 200 N do INPE de seção divergente mais curta (de nióbio). À medida que o comprimento da seção divergente aumentou, a expansão do fluido dentro do bocal ficou mais próxima de uma expansão completa, isso ocorre como consequência da diminuição da pressão estática na saída do bocal, e um melhor equilíbrio entre as ondas de expansão e as ondas de compressão oblíquas minimizando as perdas de energia. Esse comportamento foi observado no motor bipropelente de 200 N do INPE de seção divergente mais longa.

Na metodologia desenvolvida neste trabalho foram analisadas diferentes configurações de bocais supersônicos de acordo com a missão a ser realizada. Como sugestão para trabalhos futuros poderiam ser analisados modelos de otimização para estas configurações. Segundo Allman e Hoffman (1981), para o perfil de contorno tipo sino, os parâmetros ( $\theta_i$  e  $r_e$ ) determinam uma configuração única para o bocal e estão sendo pesquisados modelos matemáticos que buscam através de intervalos permitidos entre estes dois parâmetros, determinar o conjunto particular de valores que produz o empuxo máximo para o bocal.

Outro ponto importante a ser considerado é a análise do escoamento considerando o modelo viscoso, uma análise mais precisa do comportamento das ondas de expansão, de compressão oblíqua e de choque só são conseguidas através do estudo da interação destes fenômenos com a camada limite na parede do bocal.

## REFERÊNCIAS

- ADASTRA ROCKET COMPANY. **VASIMR® - The variable specific impulse magnetoplasma rocket**. 2015. Disponível em:  
<<http://www.adastrarocket.com/aarc/VASIMR>>. Acesso em: 18 set. 2017.
- AGÊNCIA BRASILEIRA DE DESENVOLVIMENTO INDUSTRIAL - ABDI. **Reforço para o setor aeroespacial**. 2016. Disponível em:  
<[http://www.abdi.com.br/Paginas/noticia\\_detalhe.aspx?i=620](http://www.abdi.com.br/Paginas/noticia_detalhe.aspx?i=620)>. Acesso em: 03 set. 2017.
- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **AEB Quer exportar veículos lançadores de microssatélites**. 2016. Disponível em:  
<<http://www.aeb.gov.br/aeb-quer-exportar-veiculos-lancadores-de-microssatelites/>>. Acesso em: 03 set. 2017.
- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Missão Áster busca ampliar parcerias e financiamento**. 2014. Disponível em:  
<<http://www.aeb.gov.br/missao-aster-busca-ampliar-parcerias-e-financiamento/>>. Acesso em: 20 set. 2017.
- ALLMAN, J. G.; HOFFMAN, J. D. Design of Maximum Thrust Nozzle Contours by Direct Optimization Methods. **AIAA JOURNAL**, v. 19, p.750-751, 1981.
- ANDERSON, J. D. Jr. **Modern compressible flow**. 3 ed. New York: McGraw-Hill, 2003.
- ARAKI, L. K. Verificação de soluções numéricas de escoamentos reativos em motores-foguete. **Tese de doutorado**, Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2007.
- ARRINGTON, L. A.; REED, B. D.; RIVERA JR., A. A performance comparison of two small rocket nozzles. **Technical Memorandum of National Aeronautics and Space Administration, NASA TM-107285, AIAA-96-2582**, 1996.
- BRASIL. Câmara dos deputados. **Política espacial brasileira – Parte I e II**. 2010. Disponível em:  
<<http://www2.camara.leg.br/a-camara/altosestudios/arquivos/politica-espacial>>. Acesso em: 03 set. 2017.
- BRITES, P. V. P. et al. O Programa Espacial Brasileiro e os Impactos para a Defesa Nacional no século XXI. In: XIII Congresso Acadêmico sobre Defesa Nacional. **Anais...** Rio de Janeiro, v. 13. Escola Naval, 2016. Disponível em:  
<[http://www.defesa.gov.br/arquivos/ensino\\_e\\_pesquisa/defesa\\_academia/cadn/artigos/XIII\\_cadn/o\\_programa\\_espacial\\_brasileiro\\_e\\_os\\_impactos\\_para\\_a\\_defesa\\_nacional](http://www.defesa.gov.br/arquivos/ensino_e_pesquisa/defesa_academia/cadn/artigos/XIII_cadn/o_programa_espacial_brasileiro_e_os_impactos_para_a_defesa_nacional)>. Acesso em: 03 set. 2017.
- BANCO DE TESTES COM SIMULAÇÃO DE ALTITUDE. Laboratório Associado de Combustão e Propulsão INPE. **Banco de testes com simulação de altitude**. 2016. Disponível em:  
<<http://www.lcp.inpe.br/instalacoes/btsa/index.php>>. Acesso em: 03 set. 2017.
- HUANG, D. H.; HUZEL D. K. Design of Liquid-Propellant Space Engines. **AIAA Book**, p.373-388, 1992.

CAI, G. et al. Performance prediction and optimization for liquid rocket engine nozzle. **AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY**, v. 11, n. 2-3, p. 155–162, 2007.

CAISSO, P. et al. A liquid propulsion panorama. **ACTA ASTRONAUTICA**, v. 65, n. 11-12, p. 1723–1737, 2009.

CAMPBELL, C. E.; FARLEY, J. M. Performance of several conical convergent-divergent rocket-type exhaust nozzles. **Technical note of national aeronautics and space administration, NASA TN D-467**, 1960.

CASSADY D. L. et al. VASIMR® Performance Results. **AIAA JOURNAL**, v 48, p.1-19, jun. 2010. Disponível em: <[http://adastrarocket.com/AIAA-2010-6772-196\\_small.pdf](http://adastrarocket.com/AIAA-2010-6772-196_small.pdf)>. Acesso em: 5 nov. 2017.

FORTESCUE, P.; STARK, J.; SWINERD G. **Spacecraft systems engineering**. 3 ed. The Atrium, Southern Gate, England: John Wiley & Sons, 2003.

HINCKEL, J. et al. Desenvolvimento de um Propulsor Bipropelente com Empuxo de 200 Newton. IX Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciências Térmicas. **Anais...** Caxambu. ENCIT, 2002.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **INPE testa o primeiro subsistema de propulsão nacional para satélite**. 2012. Disponível em: <[http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod\\_Noticia=2937](http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=2937)>. Acesso em: 03 set. 2017.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **Primeiro satélite brasileiro completa 24 anos em operação**. 2017b. Disponível em: <[http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod\\_Noticia=4384](http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=4384)>. Acesso em: 20 set. 2017.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **INPE lança site do satélite Amazonia-1**. 2017a. Disponível em: <[http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod\\_Noticia=4433](http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=4433)>. Acesso em: 20 set. 2017.

JAHN, R. **Physics of Electric Propulsion**. 1 ed. New York: McGraw-Hill, 1968.

KALITA, P.; DASS, K. Aspects of Computation of 2D Planar and Axisymmetric High-Speed Flows through Nozzles. **International Congress on Computational Mechanics and Simulation – ICCMS**. Hyderabad, dez. 2012.

LAROCA, F. Solução de escoamentos reativos em bocais de expansão usando o método de volumes finitos. **Dissertação de mestrado**, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2000.

MACAU, E. et al. Missão Áster. **Ciência Hoje**, v. 50, n. 298, p. 20-25, nov. 2012. Disponível em: <[http://www.inpe.br/noticias/namidia/img/clip05112012\\_08.pdf](http://www.inpe.br/noticias/namidia/img/clip05112012_08.pdf)>. Acesso em: 20 set. 2017.

MALINA, F. J. Characteristics of the Rocket Motors Unit Based on the Theory of Perfect Gases. **California Institute of Technology**, v. 230, p. 433-454, 1940.

MALISKA, C. R. **Transferência de calor e mecânica dos fluidos computacional**. 2. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2010.

MANUAL DO USUÁRIO 2014 - **Tutorial ansys**. Out. 2014. Disponível em: <<https://confluence.cornell.edu/display/SIMULATION/FLUENT++Compressible+Flow+in+a+Nozzle>>. Acesso em: 02 out. 2017.

- MARCHI, H. C. High Order Schemes for de the Solution of Flui Flows without Numerical Dispersion. **RBCM Journal**, v. 15, n.3, p. 231-249, 1993.
- MICHALCOVÁ, V.; KATROSOVÁ, K. Influence of Numerical Diffusion on Exactness Calculation in Software Fluent. **Bulletin of the Transilvania University of Brasov**, v. 5, n.1, p. 99-106, 2012.
- NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. NASA **Ion thruster modern ion thrusters use inert gases for propellant**. 2008. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/ion/overview/overview.htm> >. Acesso em: 18 set. 2017.
- NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. NASA **Space Shuttle**. Scientific and Technical Information Office NASA, 1976. Disponível em: <<https://history.nasa.gov/SP-407/part3.htm>>. Acesso em: 06 out. 2017.
- NOTAS DE AULA – **Propulsão Aeroespacial III**. 2016. Disponibilizadas por Eduardo De Carli da Silva, Dr. Professor da Universidade Federal de Santa Catarina, Departamento de Engenharias da Mobilidades, Campus Joinville – SC, Brasil.
- PALMERIO, A. F. **Introdução à tecnologia de foguetes**. 2 ed. São José dos Campos, SP: SindCT, 2017. Disponível em:<<http://www.sindct.org.br/files/livrofoguetes.pdf>>. Acesso em: 20 set. 2017.
- RADTKE, J. J. Otimização da Geometria da Seção Divergente de Tubeiras de Motores-Foguete. **Tese de doutorado**, Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2014.
- RAO, G. V. R. Recent Development in Rocket Nozzle Configurations. **ARS Journal**. v. 31, n. 11, p. 1488-1494, 1961.
- RAO, G. V. R. Exhaust nozzle contour for optimum thrust. **JET PROPULSION**, v. 28, n. 6, p. 377–382, 1958.
- RELATÓRIO DE ENSAIOS CAMPANHA - B200N-26. **Banco de Testes com Simulação de Altitudes**. BTSA/Laboratório Associado de Combustão e Propulsão. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2007.
- RELATÓRIO DE ENSAIOS DE REVISÃO CRÍTICA DE PROJETO DE ENGENHARIA - RCP2. **Banco de Testes com Simulação de Altitudes**. BTSA/Laboratório Associado de Combustão e Propulsão. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2001.
- ROY, C. Review of code and solution verification procedures for computational simulation. **JOURNAL OF COMPUTATIONAL PHYSICS**, v. 205, n. 1, p. 131–156, 2005.
- SALLES, C. E. R. et al. Sistemas Propulsivos para Satélites: Desenvolvimento e Qualificação. ENQUALAB. **Anais...** Jun. 2005. Disponível em: <<https://www.researchgate.net/publication/43654716>>. Acesso em: 06 out. 2017.
- SALLES, C. E. R.; SERRA JR, A. M. Medidas de Desempenho e Análise Térmica de um Propulsor Bipropelente de 200N de Empuxo. V Congresso de Engenharia Mecânica – CONEM. **Anais...** Ago. 2008.
- SUTTON, G.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 7 ed. New York: John Wiley & Sons, 2001.
- VIZENTINI, P. G. F. **A Política Externa do Regime Militar Brasileiro**. Porto Alegre: Editora UFRGS, 2004.

WARD, Thomas. **Aerospace Propulsion Systems**. 1 ed. Malaysia: John Wiley & Sons, 2010.

WADA, Y.; LIOU, M. S. Na Accurate and Robust Flux Splitting Scheme for Shock and Contact Discontinuities. **SIAM Journal**, v. 18, n.3, p. 633-657, 1997.

WHITE, M. E.; ANDERSON, J D; Application of MacCormack's Implicit Method to Quasi-One-Dimensional Nozzle Flows, AIAA JOURNAL, 3rd Joint Thermophysics Fluids, Plasma and Heat Transfer Conference, St. Louis, Missouri, 1982.

ZHA, G. C.; HU, Z. Calculation of Transonic Internal Flows Using an Efficient High-Resolution Upwind Scheme. **AIAA JOURNAL**, v.42, n.2, p. 205-214, 2004.

ZHA, G. C.; BILGEN, E. Numerical Solutions of Euler Equations by Using a New Flux Vector Splitting Scheme. **INTERNATIONAL JOURNAL FOR NUMERICAL METHODS IN FLUIDS**, v. 17, p. 115-144, 1993.



## APÊNDICE A - Testes de convergência de malha perfil cônico

A seguir estão demonstrados os resultados obtidos para a convergência de malha estruturada não uniforme de volumes finitos quadriláteros obtidos através do software comercial FLUENT da ANSYS.

Tabela 21 – Resultados para as simulações com diferentes refinamentos de malha para o bocal supersônico de perfil cônico com meio ângulo de 21 graus.

Variável	1200 elementos	16800 elementos	22400 elementos	32300 elementos	39900 elementos	48300 elementos
Velocidade na saída [m/s]	2150,554	2151,671	2152,15	2153,19	2153,37	2153,42
Pressão na saída [Pa]	16271,25	16187,83	15973,24	15899,91	15891,45	15890,47
Vazão mássica [kg/s]	1,8380	1,8387	1,8429	1,8430	1,8430	1,8430
Empuxo [N]	4740,91	4739,69	4737,28	4735,23	4735,08	4735,09

Fonte: Autora (2017).

## APÊNDICE B - Testes de convergência de malha perfil sino 68%

A seguir estão demonstrados os resultados obtidos para a convergência de malha estruturada não uniforme de volumes finitos quadriláteros obtidos através do software comercial FLUENT da ANSYS.

Tabela 22 – Resultados para as simulações com diferentes refinamentos de malha para o bocal supersônico de perfil sino 68%.

Variável	12900 elementos	18105 elementos	23600 elementos	30060 elementos	37300 elementos	45630 elementos
Velocidade na saída [m/s]	2227,168	2228,39	2230,808	2232,93	2233,404	2233,428
Pressão na saída [Pa]	5626,603	5505,604	5262,398	5151,607	5010,319	5009,88
Vazão mássica [kg/s]	2,0989	2,1096	2,1137	2,1156	2,1196	2,1196
Empuxo [N]	4851,38	4870,84	4871,12	4873,48	4875,30	4875,32

Fonte: Autora (2017).

**APÊNDICE C - Testes de convergência de malha motor INPE bipropelente de 200N de empuxo configuração de perfil sino 78%**

A seguir estão demonstrados os resultados obtidos para a convergência de malha estruturada não uniforme de volumes finitos quadriláteros obtidos através do software comercial FLUENT da ANSYS.

Tabela 23 – Resultados para as simulações com diferentes refinamentos de malha para o motor INPE bipropelente 200 N de nióbio perfil sino 78%.

Variável	28836 elementos	36135 elementos	44036 elementos
Velocidade na saída[m/s]	1898,749	1899,79	1899,939
Pressão na saída [Pa]	4820,679	4735,997	4698,771
Vazão mássica [kg/s]	0,08512	0,08593	0,08601
Empuxo [N]	181,24	182,53	182,537

Fonte: Autora (2017).

**APÊNDICE D - Testes de convergência de malha motor INPE bipropelente de 200N de empuxo configuração de perfil sino 66%**

A seguir estão demonstrados os resultados obtidos para a convergência de malha estruturada não uniforme de volumes finitos quadriláteros obtidos através do software comercial FLUENT da ANSYS.

Tabela 24 – Resultados para as simulações com diferentes refinamentos de malha para o motor INPE bipropelente 200 N perfil sino 66%.

Variável	29103 elementos	36333 elementos	44254 elementos
Velocidade na saída[m/s]	1936,327	1935,434	1935,69
Pressão na saída [Pa]	2345,261	2344,728	2344,7
Vazão mássica [kg/s]	0,09795	0,09791	0,09791
Empuxo [N]	203,77	203,80	203,82

Fonte: Autora (2017).