

**Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Curso de Engenharia**

**ANÁLISE DO FLUXO NA TUBEIRA DE UM FOGUETE
DURANTE O PROCESSO DE ABLAÇÃO**

**Autor: Márcia Aline Ribeiro Silva
Orientador: PhD. Olexiy Shynkarenko**

**Brasília, DF
2018**



MÁRCIA ALINE RIBEIRO SILVA

**ANÁLISE DO FLUXO NA TUBEIRA DE UM FOGUETE DURANTE O PROCESSO
DE ABLAÇÃO**

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

Orientador: PhD. Olexiy Shynkarenko

**Brasília, DF
2018**

CIP – Catalogação Internacional da Publicação*

Silva, Márcia A. R.

Análise do fluxo na tubeira de um foguete durante o processo de ablação / Márcia Aline Ribeiro Silva.
Brasília: UnB, 2018. 69 p. : il. ; 29,5 cm.

Monografia (Graduação) – Universidade de Brasília
Faculdade do Gama, Brasília, 2018. Orientação: PhD. Olexiy
Shynkarenko.

1. Tubeira. 2. Erosão. 3. Onda de choque I. Shynkarenko,
Olexiy. II. Análise do fluxo na tubeira de um foguete durante o
processo de ablação.

CDU Classificação



ANÁLISE DO FLUXO NA TUBEIRA DE UM FOGUETE DURANTE O PROCESSO DE ABLAÇÃO

Márcia Aline Ribeiro Silva

Monografia submetida como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial da Faculdade UnB Gama - FGA, da Universidade de Brasília, em 29/06/2018 apresentada e aprovada pela banca examinadora abaixo assinada:

Prof. PhD: Olexiy Shynkarenko, UnB/ FGA
Orientador

Prof. PhD: Domenico Simone, UnB/ FGA
Membro Convidado

Prof. PhD: Jungpyo Lee, UnB/ FGA
Membro Convidado

Brasília, DF
2018

Esse trabalho é dedicado aos meus pais, meu irmão, meus avós, minha madrinha e meus amigos por todo carinho e apoio ao longo dessa caminhada.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, por tantas graças concedidas ao longo da minha vida. Aos meus pais Márcio e Magali por toda a paciência e apoio em todos os momentos difíceis e por sempre me fazerem buscar um futuro através dos estudos. Ao meu irmão Leonardo, por sempre ter sido um exemplo para mim e incentivando sempre a buscar mais. A minha família, especialmente aos meus avós Milza e Jesus, tios e primos que sempre torceram pelo meu sucesso. A minha madrinha Meire, que sempre acompanhou de perto minhas vitórias.

Aos meus amigos de longa data do colégio JK, Roberta, Douglas e Estéfanny. Amigos do Sigma, Jéssica, Andressa, Mariana, Thais, Ana Raquel, Ingrid e Bruna. Aos amigos que tive a oportunidade de conhecer na UnB, Kamila, Isabela, Júlia, Letícia, Juliana e Caio que sempre estavam ao meu lado para celebrar minhas vitórias e me ajudar a superar as dificuldades. Aos meus amigos e colegas do curso de Engenharia Aeroespacial, sou grata por toda ajuda que eles me concederam ao longo do curso juntos e por me incentivarem sempre.

Ao meu professor orientador Olexiy Shynkarenko e ao professor Domenico Simone, por todo o incentivo e conhecimento transmitido em sala de aula e nas orientações que foram de suma importância para o desenvolvimento deste trabalho e a todos os professores e servidores da Universidade de Brasília que contribuíram para essa conquista.

O insucesso é apenas uma oportunidade para
recomeçar com mais inteligência.
Henry Ford.

RESUMO

O motor de desaceleração para a plataforma orbital SARA, projetado pelo laboratório de propulsão híbrida da universidade de Brasília precisa passar por testes estáticos em bancadas de teste experimentais, a fim de verificar o seu funcionamento. Conforme os testes foram sendo realizados, foi observado que a tubeira do motor sofre desgastes, principalmente na parte da garganta, onde é mais visível esse fenômeno. Este fenômeno é conhecido como ablação e possui um efeito negativo nos motores de foguete híbrido e se torna um fator que dificulta o avanço da propulsão híbrida, pois prejudica a performance do motor. Outro fenômeno que está presente durante os testes do motor, são ondas de choque no interior da tubeira, o que também prejudica a performance como também o material da tubeira, pois a onda de choque causa estresses térmicos no ponto onde ela ocorre. Portanto este trabalho tem como objetivo estudar o fluxo no interior da tubeira, diante desses fenômenos que ocorrem durante os testes em solo. Para isso foram realizadas simulações para se obter a descrição completa do fluxo na tubeira com ondas de choque e foi estabelecido um método capaz de prever a erosão no material da tubeira. A reação heterogênea entre o carbono sólido da superfície e as espécies oxidantes contidas no gás resultando da combustão, tais como H_2O , CO_2 , OH , O e O_2 , é a principal causa da erosão. Essas reações consomem o carbono sólido oxidando em CO_g . Os resultados obtidos utilizando o modelo termoquímico de erosão utilizado são comparados com os resultados experimentais, obtidos analisando as partes do motor utilizadas em testes. Foi possível observar que os resultados entre as observações experimentais e o modelo teórico são próximos com a maior taxa de erosão ocorrendo na garganta com valores próximos de 0.13mm/s. A espécie oxidante que mais influência no resultado final da erosão é o H_2O , resultado que concorda com outros estudos nesta área. Além disso como previsto para esse tipo de operação, com a simulação numérica foi possível observar a presença de uma onda de choque no interior da parte divergente da tubeira. Os testes experimentais revelam que a onda de choque provoca a falha do material da tubeira, por conta das elevadas temperaturas. A mudança provocada na geometria por conta da erosão do material, provocam também mudanças no fluxo, em que após 41s de funcionamento do motor, a onda de choque na tubeira aparece próxima a garganta da tubeira e os valores de pressão e velocidade são reduzidos.

Palavras-chave: Tubeira. Erosão. Onda de choque. Reações heterogêneas. Simulação numérica.

ABSTRACT

The deceleration motor for the SARA orbital platform, designed by the hybrid propulsion laboratory of the University of Brasilia, must undergo static tests on experimental test benches in order to verify its operation. As the tests were carried out, it was observed that the engine nozzle suffers with recession of the surface, especially in the part of the throat, where the phenomenon is more visible. This phenomenon is known as ablation, has a negative effect on hybrid rocket engines, and becomes a factor that hinders the advancement of hybrid propulsion as it affects engine performance. Another phenomenon that is present during engine tests is the presence of shock waves inside the nozzle, which also affect the performance as well causes damages in the material of the nozzle, because the shock wave causes thermal stresses at the point where it occurs. Therefore, this work has the objective to study the flow inside the nozzle, in face of these phenomena that occur during the soil tests. For this, simulations were performed to obtain the complete description of the flow in the nozzle with shock waves and a method was established to predict erosion in the nozzle material. The heterogeneous reaction between the surface solid carbon and the oxidant species contained in the gas resulting from the combustion, such as H_2O , CO_2 , OH , O and O_2 , is the main cause of erosion. These reactions consume the solid carbon and oxidize it in CO_g . The results obtained using the thermochemical erosion model are compared with the experimental results obtained by analyzing the motor parts used in the tests. It was possible to observe that the results between the experimental observations and the theoretical model are similar with the highest erosion rate occurring in the throat with values close to 0.13mm/s. The oxidizing species that most influence in the final erosion result is H_2O , a result that agrees with other studies in this area. In addition, as predicted for this type of operation, with the numerical simulation it was possible to observe the presence of the shock wave inside the divergent part of the nozzle. Experimental tests show that the shock wave causes the nozzle material to fail because of the high temperatures but does not influence the erosion results by the thermochemical model. The change in geometry due to material erosion also causes changes in the flow, in which after 41s of engine operation, the shock wave in the nozzle appears near the throat of the nozzle and the values of pressure and velocity are reduced.

Keywords: Nozzle. Erosion. Shock wave. Heterogeneous Reactions. Numerical simulation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: TUBEIRA DO MOTOR DE FOGUETE. Fonte: Site NASA-Rocketry Image Gallery.....	18
Figura 2: Escoamento no interior da tubeira com presença de onda de choque normal. Fonte: Olson & Lele, 2011, p 17.	20
Figura 3: Vista de um foguete híbrido, com detalhes da seção transversal do fuel grain, e da tubeira na saída do motor. Fonte: (SUTTON e Biblarz 2001) e (Daily 2017)	22
Figura 4: Taxa de transferência de calor por convecção entre os gases resultantes da combustão e as paredes da tubeira. Fonte: (Thakre 2008).	23
Figura 5: Tipos de exaustão da tubeira de um motor, no caso de operação de design ($P_e=P_a$), tubeira overexpanded ($P_e<P_a$) e tubeira underexpanded ($P_e>P_a$). Fonte: Site Space Exploration.	24
Figura 6: Difusividade térmica do grafite (A) e do compósito de carbono na direção X Y em função da temperatura. Fonte: (Narsai 2016) [A] e (Luo, et al. 2004) [B].....	26
Figura 7: Processos que ocorrem no interior na tubeira de um motor de foguete durante o escoamento do gases resultante da combustão. Fonte: (Thakre 2008).....	27
Figura 8: Processo de remoção do material da parede da tubeira pela reação heterogênea entre a espécie O(g) e o Carbono sólido na superfície. Fonte: (Hastings e Garrett 1996).	29
Figura 9: Design do motor. (Andrianov, et al., 2015)	36
Figura 10: Vista em corte da lateral da tubeira.....	36
Figura 11: Tubeiras em aço 403L e em compósito. Fonte: (Andrianov, et al. 2015).....	37
Figura 12: Geometria com seções nomeadas (a) e detalhe da tubeira (b) para simulação fluxo não-isentrópico.	38
Figura 13: Malha para a simulação de fluxo não-isentrópico.	38
Figura 14: Pressão estática da simulação para fluxo não-isentrópico.	41
Figura 15: Contorno de Mach para o fluxo não-isentrópico	42
Figura 16: Contorno de pressão absoluta do fluxo não-isentrópico.	42
Figura 17: Contorno de temperatura para o fluxo não isentrópico.....	43
Figura 18: Interação onda de choque camada limite. Fonte: Anderson, 2007, p. 1037.	44
Figura 19: Detalhe da onda de choque resultante da simulação numérica.	44
Figura 20: Forma do jato de exaustão dos gases da tubeira com onda de choque para contorno de Mach (A) e contorno de temperatura (B).....	45
Figura 21: Distância entre a garganta e o ponto em que ocorre a separação e no ponto da onda de choque normal.....	45
Figura 22: Curva de pressão na saída (P_a) e na linha central da tubeira.	46
Figura 23: Curva do valor médio de Mach resultado da simulação para o fluxo não-isentrópico.	46
Figura 24: Curvas da razão entre os valores médios temperatura e temperatura total da simulação para o fluxo não isentrópico.	47
Figura 25: Curvas da razão entre os valores médios de pressão e pressão total da simulação para o fluxo não isentrópico.	47
Figura 26: Razão entre Pressões na linha central do fluxo não-isentrópico resultado da simulação.	47
Figura 27: Esquema da bancada de teste estático do motor de desaceleração para a plataforma SARA.	48
Figura 28: Momento do início da queima da tubeira.....	48
Figura 29: Detalhe da onda de choque para o contorno de temperatura próxima a parede.....	49
Figura 30: Geometria tridimensional com o corte correspondente à posição de queima da tubeira.	50
Figura 31: Distância da garganta ao ponto onde se inicia a queima da tubeira.....	50

Figura 32: Vista seccionada do interior da tubeira do motor do SARA identificando os materiais que a compõem.	51
Figura 33: Perfil de temperatura ao longo da tubeira	53
Figura 34: Perfil de Pressão ao longo da tubeira.	53
Figura 35: Fração molar das espécies oxidativas H ₂ O, CO ₂ , O ₂ , OH e O.....	54
Figura 36: Resultado da taxa de erosão da superfície em cada posição na tubeira.	55
Figura 37: Taxas de consumo de carbono pelas espécies H ₂ O, CO ₂ , OH e o consumo total..	55
Figura 38: (A) esquemático da tubeira indicando o sentido em que as fotos da garganta da tubeira foram tiradas, nesse caso a vista é da parte convergente da tubeira. (B) Seção transversal da garganta da tubeira antes do teste, após 12 s de teste, após 24 s e após 41s de teste.	56
Figura 39: (A) esquemático da tubeira indicando o sentido em que as fotos da garganta da tubeira foram tiradas, nesse caso a vista é da parte divergente da tubeira. (B) Seção transversal da garganta da tubeira antes do teste, após 12 s de teste, após 24 s de teste e após 41s de teste.	56
Figura 40: Esquemático das posições, indicadas pela letra M, onde foi medido o diâmetro das tubeiras utilizadas nos testes em solo do motor híbrido.	57
Figura 41: Curvas que representam o raio da tubeira após os testes de 12s, 24s e 41s.....	58
Figura 42: Taxa de erosão do nozzle insert obtidos a partir de dados experimentais.	59
Figura 43: Curva comparando os resultados da taxa de erosão obtidos pelo método teórico utilizando o modelo de ablação e pelos dados obtidos experimentalmente.	59
Figura 44: Comparação entre o perfil da tubeira original e o perfil da tubeira após 41s de testes, devido a erosão da superfície.....	60
Figura 45: Geometria construída para a tubeira com as novas dimensões segundo os resultados da Fig. (44).	61
Figura 46: Malha gerada para a simulação da tubeira com a nova geometria.....	61
Figura 47: Curvas do número de Mach para a geometria resultante da erosão da tubeira.	62
Figura 48: Curvas da temperatura estática para a geometria resultante da erosão da tubeira. .	63
Figura 49: Curvas da pressão total para a geometria resultante da erosão da tubeira.	63
Figura 50: Curvas da temperatura estática (A) e de velocidade (B) para que seja visualizada a forma do jato de exaustão da tubeira com a nova geometria.....	63
Figura 51: Curva da variação do valor médio de Mach ao longo da tubeira com nova geometria.	64
Figura 52: Curva da razão entre a temperatura local e a temperatura total na tubeira com nova geometria.	64
Figura 53: Curva da razão entre pressão absoluta local e pressão total ao longo da tubeira com nova geometria.	64
Figura 54: Curvas do número de Mach para a simulação realizada com o perfil original da tubeira (sem erosão) e com a nova geometria (com erosão)	65
Figura 55: Curvas do valor da Pressão absoluta para a simulação realizada com o perfil original da tubeira (sem erosão) e com a nova geometria (com erosão)	65

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Dados dos parâmetros utilizados na equação de Arrhenius para as reações heterogêneas na superfície da tubeira.	30
Tabela 2: Valores das constantes do modelo de turbulência k- ϵ	32
Tabela 3: Propriedades termodinâmicas da tubeira.	37
Tabela 4: Dimensões da tubeira.....	37
Tabela 5: Parâmetros da malha para a simulação do fluxo não-isentrópico do SARA.....	39
Tabela 6: Valores para o controle da solução.....	41
Tabela 7: Equações para o cálculo da taxa de consumo do carbono em cada reação heterogênea do carbono sólido com a espécie oxidante.	52
Tabela 8: Dados experimentais do raio das tubeiras utilizadas em testes em solo com o motor.	57
Tabela 9: Resultados da taxa de erosão obtido a partir dos dados experimentais.	58

LISTA DE SIGLAS

A	Área transversal	mm ²
B	Fator pré-exponencial	-
C _p	Calor específico a pressão constante	J/(kg.K)
E _a	Energia de ativação	Kcal/mol
e	Energia interna específica	J/kg
F	Vetor de forças externas aplicadas sobre o fluxo	N
g	Aceleração da gravidade	m/s ²
k _c	Condutividade térmica	W/(m.K)
k	Taxa constante de reação da equação de Arrhenius	-
\dot{m}	Consumo do reagente nas reações heterogêneas	Kg/(m ² .s)
M	Número de Mach	-
P	Pressão	Pa
\dot{q}	Taxa de fluxo de calor	W/m ²
R	Constante universal dos gases	J/(K.mol)
\dot{s}	Taxa de erosão	mm/s
u	Velocidade	m/s
x	Fração molar de espécie	-
Letras Gregas		
ρ	Densidade	kg/m ³
γ	Razão entre calores específicos	-
α	Difusividade Térmica	W.m ² /J
τ	Tensão de cisalhamento	kg/(m.s)
μ	Coefficiente de viscosidade	N.s/m ²
Sobrescrito e Subscrito		
a	Condições ambientes	
e	Saída da tubeira	
0	Condições totais	
*	Condições na garganta da tubeira	

i Espécie oxidativa
w Parede da tubeira

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	18
1.1. OBJETIVOS GERAIS	20
1.1.1. Objetivos específicos	21
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	22
2.1. PROCESSOS QUÍMICOS E FÍSICOS NA TUBEIRA DE UM FOGUETE ..	22
2.2. MATERIAIS UTILIZADOS EM MOTORES DE FOGUETE HÍBRIDO	25
2.3. PROCESSO DE ABLAÇÃO NA TUBEIRA DE MOTORES DE FOGUETE	27
2.4. REAÇÕES HETEROGÊNEAS NA SUPERFÍCIE DA TUBEIRA	28
2.5.1. Modelo	31
2.5.2. Métodos de solução	32
2.5.3. Condições iniciais e contorno	34
2.5.4. Malha	35
3. ANÁLISE TEÓRICA DO FLUXO NA TUBEIRA	36
3.1. SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO FLUXO NO INTERIOR DA TUBEIRA DO	
MOTOR DA PLATAFORMA SARA	37
3.1.1. Resultados e Discussão.....	41
3.1.2. Validação dos resultados	48
4. MODELO TERMOQUÍMICO DE ABLAÇÃO NA TUBEIRA DO MOTOR DA	
PLATAFORMA SARA	51
4.1.1. Metodologia e Resultados.....	53
4.1.2. Resultados Experimentais de Erosão	55
5. SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO FLUXO NA TUBEIRA COM GEOMETRIA FINAL	
DEVIDO A RECESSÃO DA SUPERFÍCIE DA TUBEIRA	60
6. CONCLUSÃO	66
7. REFERÊNCIAS	68

1. INTRODUÇÃO

O motor de um foguete é um conjunto complexo, composto por vários elementos, com o objetivo de gerar o empuxo necessário para levar o veículo à órbita de destino. Entre os seus componentes pode-se citar os tanques que armazenam os combustíveis, injetores, câmara de combustão e a parte final do motor onde se localiza a tubeira. A tubeira é uma parte essencial, pois possui a função de acelerar os gases resultantes da combustão, convertendo a energia contida no gás em energia cinética, graças à geometria convergente-divergente da tubeira, gerando o empuxo do foguete. De forma simplificada, o escoamento no interior da tubeira é caracterizado pelo fluido que segue na parte convergente até a garganta, local onde possui o menor diâmetro de seção transversal e nesse ponto atinge valor de Mach 1, sônico, depois segue para a parte divergente onde continua se expandindo. Nesta parte a temperatura e pressão do gás diminuem enquanto a velocidade do gás aumenta até a saída da tubeira (Anderson 2007, 684). Em vista disso, é importante um estudo para se determinar a geometria e parâmetros corretos da tubeira do motor, para que esta atenda aos requisitos do projeto a fim de se obter os valores determinados de velocidade, pressão, temperatura e outras propriedades de fluxo na saída do motor. Na Figura 1) é possível observar a elevada temperatura que a tubeira atinge, principalmente próximo a garganta, onde a transferência de calor entre o gás e a superfície é máxima (Narsai 2016).

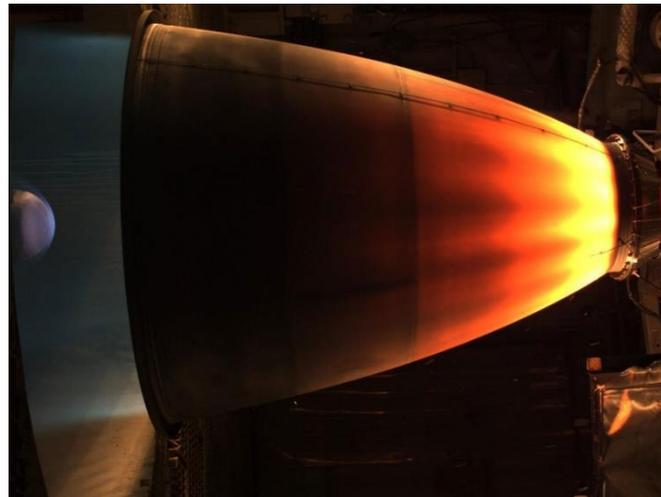


Figura 1: Tubeira do motor de foguete. Fonte: Site NASA-Rocketry Image Gallery.

Enquanto o gás resultante da combustão percorre a tubeira, as suas paredes sofrem com as condições de elevada temperatura e pressão, dessa forma vão se desgastando ao longo do tempo. Esse fenômeno é conhecido como ablação, ou seja, a erosão do material de proteção térmica devido ao elevado aquecimento. Esse fenômeno também ocorre durante a reentrada de

veículos espaciais, devido ao aquecimento aerodinâmico (Gomes 2006). A consequência da erosão na tubeira do foguete, é a remoção do material da sua parede, fazendo com que a área da seção transversal aumente com o tempo. Muitos estudos teóricos foram feitos nessa área e foi encontrado que a erosão ocorre em sua maioria na garganta, devido a elevada transferência calor local (Zhao, et al. 2015) e (Bianchi e Nasuti 2010). Com isso a performance do motor é prejudicada, já que a razão entre as áreas da saída e da garganta (A_e/A_t) é diferente da razão ideal designada para o foguete. Por isso é importante o estudo desse fenômeno a fim de prever a taxa de erosão sofrida pela tubeira e determinar as mudanças que irão ocorrer em sua geometria e os efeitos na performance do motor. Com isso pode-se adotar mudanças para diminuir a taxa de erosão e não prejudicar o desempenho da missão.

O objeto de estudo deste trabalho é o satélite de reentrada atmosférica SARA, originalmente é um projeto em desenvolvimento pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço que é uma plataforma para testes em micro gravidade operando em órbita baixa circular de 300 km de altitude onde os experimentos serão realizados por aproximadamente 10 dias. No momento de retorno à Terra, deve-se acionar um retro motor, desacelerando o satélite para que este possa sair da órbita circular e induzindo a reentrada na Terra e ao final pousar em segurança, com auxílio de paraquedas (CCS-AEB 2015). Com o auxílio financeiro da Agência Espacial Brasileira (AEB), o Grupo de Propulsão Híbrida da UnB (*Hybrid Propulsion Team*) dentro do Laboratório de Propulsão Química, desenvolveu um protótipo do SARA com o diferencial de utilizar um motor híbrido, para que pudessem ser feitos testes a fim de qualificar esse tipo de motor para essa aplicação. O motor foi projetado para atuar a elevadas altitudes, ou seja, ambiente de baixa pressão. A tubeira do motor foi então designada para atuar nessas condições de operações, chamadas de condição de design em que atendidos esses requisitos, o motor possui maior eficiência gerando maior energia com poucas perdas para o ambiente externo (Anderson 2007).

Para a validação do protótipo construído, vários testes em solo devem ser realizados, mas a diferença de atmosfera de onde será testada com a atmosfera para a qual foi designada, influi diretamente na eficiência e na estrutura do fluxo no motor, pois idealmente a tubeira deve apresentar pressão da saída igual à pressão do ambiente externo. No caso de teste em solo, não são atendidas as condições de design, e a diferença de pressão é responsável pelo aparecimento de ondas de choque no interior da parte divergente da tubeira. A onda de choque causa instabilidades no escoamento, como aumento de pressão, temperatura e entropia do fluido, o que leva, naquele ponto onde ela ocorre, sofrer com elevadas cargas térmicas e de pressão

(Anderson 2007). Então estudar os efeitos da onda de choque, prever a sua localização, distribuição térmica e efeitos sobre eficiência do motor a fim de definir e projetar materiais ideais para a aplicação e auxiliar em testes, além da importância para os resultados e validação desse novo modelo do motor da plataforma SARA.

A Figura (2) ilustra o fluxo em uma tubeira com ondas de choque.



Figura 2: Escoamento no interior da tubeira com presença de onda de choque normal. Fonte: Olson & Lele, 2011, p 17.

Este trabalho tem como objetivo, a partir de abordagem numérica, analisar o escoamento no interior da tubeira do motor híbrido do SARA para ao final comparar com os testes experimentais realizados pelo grupo de propulsão e verificar algoritmos computacionais e realizar correções para a construção de modelos em virtude de processos não lineares do escoamento. Após definir o comportamento do fluxo na tubeira em testes em solo, encontrar um modelo que descreva o processo de ablação da tubeira do motor do SARA nas condições de operação, comparar os resultados com os resultados experimentais, para verificar as mudanças que ocorrem no fluxo, ou seja, as mudanças nas propriedades termodinâmicas (temperatura, pressão, densidade e velocidade) devido à recessão da superfície da tubeira, causada pelo processo de ablação.

1.1. OBJETIVOS GERAIS

O objetivo geral deste trabalho é a definição de um modelo capaz de avaliar a erosão da superfície da tubeira do satélite de reentrada SARA, por conta do transporte de gases com elevada temperatura em seu interior. Para isso, serão feitas análises analíticas e numéricas para a determinação de parâmetros do fluido, tais como determinação da posição da onda choque, valores de pressão, temperatura, velocidade e efeitos na camada limite com a interação com a onda de choque. Com base nesses resultados, será montado um método capaz de avaliar a taxa de recessão da parede da tubeira com base nos valores de temperatura, pressão encontrados pelos métodos analíticos e numéricos.

1.1.1. Objetivos específicos

O trabalho será dividido em quatro partes principais.

1. Revisão da literatura, com foco nos conteúdos que envolvem os processos químicos e físicos que ocorrem no interior da tubeira, o fenômeno de ablação na tubeira, materiais utilizados em aplicações espaciais.
2. Cálculos numéricos do fluxo no interior da tubeira do motor do SARA a partir da simulação da estrutura do escoamento no interior da tubeira da plataforma SARA e validar os resultados obtidos com os testes experimentais realizados com motor.
3. Definir o modelo capaz de descrever a taxa em que a parede da tubeira é removida durante a combustão do motor a fim de encontrar a geometria final da tubeira após 41s de teste.
4. Realizar cálculo numérico do fluxo no interior da tubeira do motor do SARA considerando o efeito da erosão na tubeira, ou seja, realizar a simulação utilizando a forma final do perfil da tubeira por conta do desgaste sofrido pela ablação. Ao final comparar os resultados obtidos da simulação do fluxo com a geometria original do motor (item 3) com o resultado da simulação com a geometria final da tubeira ao final do processo de combustão.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. PROCESSOS QUÍMICOS E FÍSICOS NA TUBEIRA DE UM FOGUETE

O motor do SARA é um motor híbrido, ou seja, um propelente está no estado líquido e o outro propelente no estado sólido. Este tipo de combinação é vantajoso, pois torna a sua produção mais barata e simples além de ser mais seguro, no que diz respeito ao armazenamento dos propelentes, e permite o controle do empuxo do veículo, entre outras vantagens. A Figura 3) mostra a seção de um foguete híbrido, onde é possível ver o tanque de armazenamento do oxidante líquido, o *fuel grain*, onde o combustível sólido é armazenado, em uma geometria que forma portas de combustão (em detalhe na Fig. (Figura 3)), por onde o gás pressurizado do oxidante passa dando início a combustão e por último a tubeira do motor (SUTTON e Biblarz 2001).

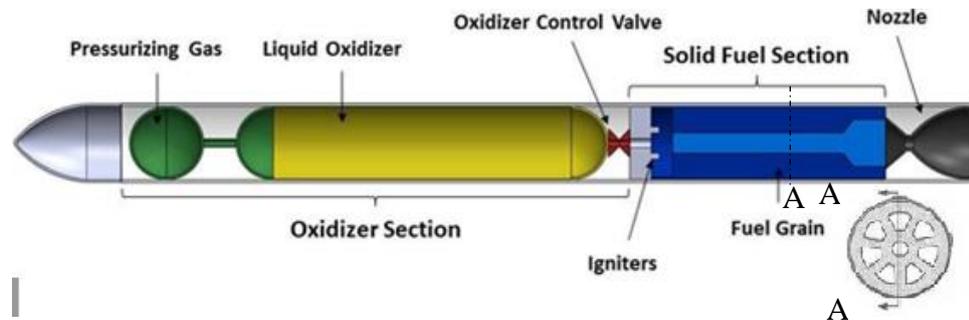


Figura 3: Vista de um foguete híbrido, com detalhes da seção transversal do fuel grain, e da tubeira na saída do motor. Fonte: (SUTTON e Biblarz 2001) e (Daily 2017)

Durante a operação do motor, os gases resultantes da combustão entre os propelentes, seguem para a tubeira, onde serão acelerados devido a sua geometria convergente-divergente. Assim o gás é expandido na parte convergente, até chegar na garganta, local de menor diâmetro da tubeira e pela conservação de massa dado por:

$$\rho u A = \rho^* u^* A^* \quad (1)$$

Assim mantendo a densidade (ρ) constante, reduzindo a área transversal (A) pelo qual o fluido passa, a velocidade (u) aumenta. Neste local a velocidade do fluxo é sônica, ou seja, número Mach igual a 1. A velocidade do fluido, vem da elevada energia interna dos gases resultantes da combustão, que são convertidos em energia cinética ao longo da tubeira. Neste local, a transferência de calor entre os gases e as paredes da tubeira é máxima, assim como mostra a Fig. (4) (Thakre 2008).

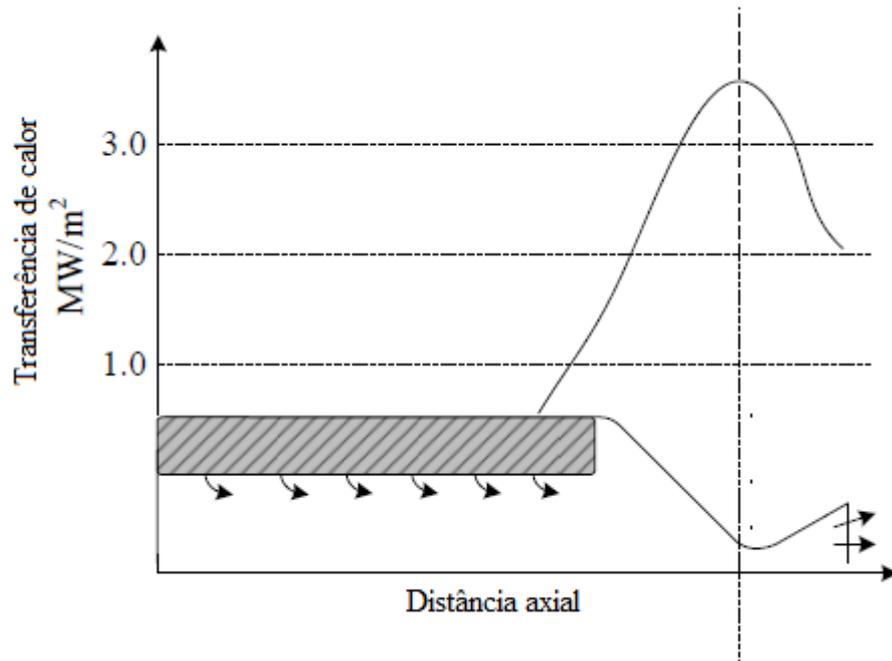


Figura 4: Taxa de transferência de calor por convecção entre os gases resultantes da combustão e as paredes da tubeira. Fonte: (Thakre 2008).

Após passar pela garganta, os gases seguem para a parte divergente da tubeira, onde ao final dessa parte, os gases são liberados no ambiente externo. Nessa seção os gases são expandidos e conseqüentemente adquirem mais velocidade até encontrar a saída do motor, onde o empuxo é gerado por reação, segundo a 3ª Lei de Newton (Anderson 2007).

Na saída do motor, idealmente, a pressão da saída do motor deve ser igual a pressão do ambiente externo ($P_e = P_a$) para que não haja perda de energia. Caso o motor esteja operando em condições diferentes da citada anteriormente, surgem ondas de choque em seu interior para ajustar as propriedades do fluxo e essa condição de igualdade entre as pressões internas e externas. Entretanto isso afeta a performance do motor, pois gera um desequilíbrio entre as forças resultantes na saída do motor, havendo perda de energia. Neste último caso, pode-se ocorrer que a tubeira seja *overexpanded* caso a pressão na saída da tubeira seja menor que a pressão ambiente ($P_e < P_a$), ou a tubeira pode ser *underexpanded* caso a pressão na saída seja maior que a pressão ambiente ($P_e > P_a$) (Anderson 2007). Os dois casos possuem em comum a presença de uma onda de choque, podendo aparecer no interior da parte divergente da tubeira, ou logo após a saída da tubeira. A Figura 5) compara os três tipos de situações descritas anteriormente, mostrando os efeitos no jato de exaustão em cada situação.

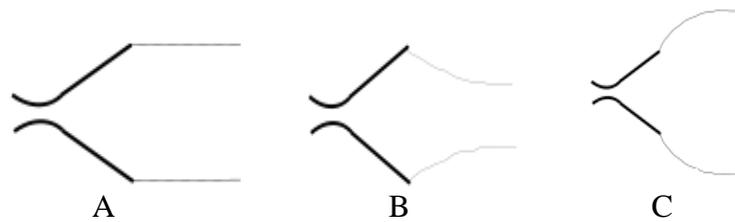


Figura 5: Tipos de exaustão da tubeira de um motor, no caso de operação de design ($P_e = P_a$), tubeira overexpanded ($P_e < P_a$) e tubeira underexpanded ($P_e > P_a$). Fonte: Site Space Exploration.

Além de mudarem a forma do jato de exaustão do motor, a onda de choque causa mudanças rápidas no fluxo, assim após a onda de choque, a temperatura e a pressão aumentam enquanto a velocidade diminui. O local em que a onda ocorre sofre com estresses térmicos, por conta dessas mudanças e podendo levar a da estrutura no local (Anderson 2007).

O motor do SARA é projetado para atuar em ambiente espacial com operação ideal em ambiente com valor de pressão igual a 0.05atm, quando são realizados testes em solo, a pressão ambiente igual a 1atm faz com haja o desequilíbrio entre as pressões, fazendo com que apareça uma onda de choque no interior da parte divergente da tubeira. Neste trabalho, a estrutura do fluxo no interior da tubeira do motor da plataforma SARA será estudada, no caso de operação em testes em solo para que seja observado os efeitos da onda de choque nos parâmetros que caracterizam o fluxo.

2.1.1. Design e Equações da tubeira de um motor

O estudo analítico do fluxo no interior do foguete, se dá por um conjunto de equações capazes de descrever as propriedades tais como temperatura, pressão e velocidade, com base nos valores dessas propriedades na entrada da tubeira e sabendo-se os valores da área da seção transversal da tubeira. As equações abaixo representam a razão entre a pressão em um ponto qualquer na tubeira sobre a pressão na entrada, a razão entre a temperatura em um ponto qualquer na tubeira sobre a temperatura na entrada da tubeira, e a razão entre áreas em função do número de Mach, respectivamente (Anderson 2007).

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$\frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-1} \quad (3)$$

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{(\gamma + 1)}{(\gamma - 1)}} \quad (4)$$

O fluido na tubeira é considerado compressível, por conta da elevada velocidade que ele atinge durante a sua expansão, assim os efeitos da compressibilidade do fluido não podem ser desconsiderados nesse caso (Anderson 2007). Outra propriedade do fluido no interior da tubeira é a sua viscosidade, ou seja, durante o escoamento há um atrito entre o fluido e a superfície, fazendo com que o fluido desacelere nesse local, chamada de camada limite. Fora da camada limite o fluido se mantém com mesma temperatura e velocidade que a *freestream*. Considerando estes dois efeitos, as equações de conservação de massa, da quantidade de movimento e de energia, respectivamente, que descrevem a cinética do fluxo, são dadas pelas Eq. (5), (6) e (7) (Anderson 2007).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{V} = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \mathbf{V}) = -\nabla P + \rho g + F \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \rho \frac{D \left(e + \frac{V^2}{2} \right)}{Dt} = & \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k_c \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_c \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_c \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \nabla \cdot P \mathbf{V} + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} \\ & + \frac{\partial(u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(u\tau_{zx})}{\partial z} + \frac{\partial(v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(v\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(v\tau_{zy})}{\partial z} + \frac{\partial(w\tau_{xz})}{\partial x} \\ & + \frac{\partial(w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(w\tau_{zz})}{\partial z} \end{aligned} \quad (7)$$

Em que v representa as componentes de velocidade em x , y e z , $\mathbf{V} = ui + vj + wk$, ρg indica as forças gravitacionais e F as forças se campo. K_c é a constante de condução de calor e τ é a tensão de cisalhamento dada pela Eq. (8).

$$\tau = \mu \frac{dv}{dn} \quad (8)$$

2.2. MATERIAIS UTILIZADOS EM MOTORES DE FOGUETE HÍBRIDO

Nas seções anteriores, pode ser visto que a tubeira do motor de um foguete deve suportar elevadas cargas térmicas, pois o gás resultante da combustão entre os propelentes, contém uma elevada energia térmica e assim apresenta elevada temperatura e pressão. Há casos de a temperatura do gás alcançar valores próximos de 3000°C ou maiores. Portanto, deve ser feito um estudo acerca do material ideal para manufaturar as peças do motor capazes de suportar elevadas temperaturas, levando em consideração também a leveza e preço do material. Ao longo do desenvolvimento de novos motores, foi considerando o uso de materiais como o

Grafite e o Compósito de Carbono, por possuírem baixa densidade aliada com boa resistência a elevadas temperaturas e tensões (Bianchi e Nasuti 2010). Ambos são constituídos basicamente de carbono.

O Grafite é bastante utilizado para produzir algumas partes do motor, por suportar elevadas temperaturas, assim pode estar presente em parte na câmara de combustão, na região da garganta, para garantir uma boa proteção térmica ao veículo. O compósito de carbono também é utilizado na garganta do motor, e também para produzir partes divergentes da tubeira. Além da condutividade térmica (k) do material, é importante avaliar a sua difusividade térmica (α), dada pela seguinte equação:

$$\alpha = k_c / \rho C_p \quad (9)$$

Em que C_p é o calor específico do material e ρ a densidade. Essa razão não traz a informação a respeito de como o calor é dissipado pelo material, mas é relacionado com a velocidade que o material atinge o equilíbrio térmico. Caso α seja baixo, o material se assemelha a um isolante, pois as elevadas temperaturas não chegam a penetrar a fundo o material (Dante 2015). A Figura (6) mostra da curva de α pela temperatura.

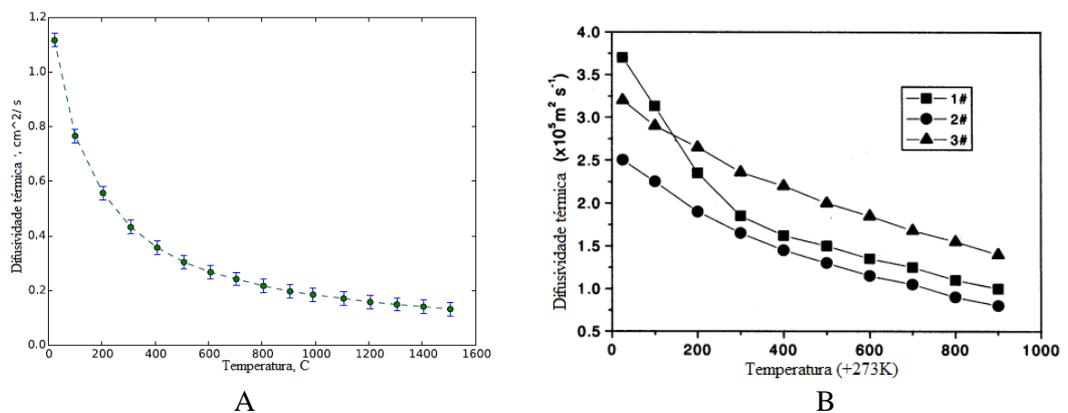


Figura 6: Difusividade térmica do grafite (A) e do compósito de carbono na direção X Y em função da temperatura. Fonte: (Narsai 2016) [A] e (Luo, et al. 2004) [B].

Portanto enquanto os dois materiais atingem elevadas temperaturas, o valor de α diminui, portanto a elevadas temperaturas se assemelha a um material isolante. A densidade do grafite é aproximadamente de 2000 kg/m³ (Thakre e Yang 2007) e a densidade do compósito de carbono é aproximadamente de 1800 kg/m³ (Ke-Zhi, et al. 2011).

2.3. PROCESSO DE ABLAÇÃO NA TUBEIRA DE MOTORES DE FOGUETE

Os materiais empregados na construção do motor de um foguete, possuem boas propriedades térmicas, assim como foi visto na seção anterior. Esses materiais suportam temperaturas até 4000 K (Thakre, 2008). Apesar dessas propriedades, é possível observar que a parede da tubeira é desgastada conforme os gases escoam no seu interior. Esse fenômeno é conhecido como ablação, onde há a erosão do material protetor do motor do foguete. A Figura (7) esquematiza os processos químicos e físicos no interior da tubeira, que levam ao desgaste do material.

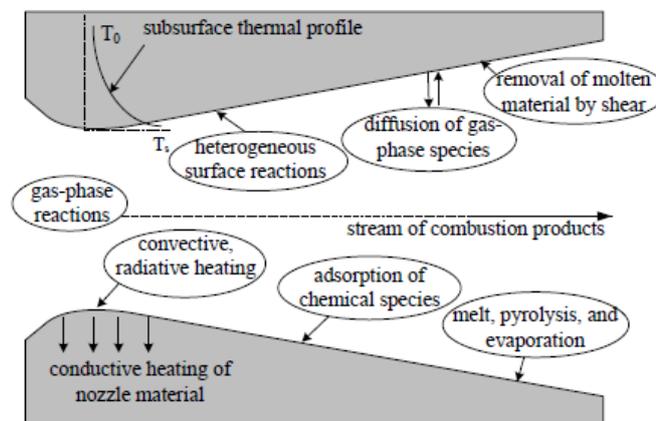


Figura 7: Processos que ocorrem no interior na tubeira de um motor de foguete durante o escoamento dos gases resultante da combustão. Fonte: (Thakre 2008).

Há várias causas para que a erosão ocorra, como pode ser observado na Figura anterior, entre elas pode-se citar o impacto de partículas sólidas, a difusão de espécies oxidativas na superfície da tubeira e também reações heterogêneas entre essas espécies e o material da superfície. Normalmente partículas sólidas estão presentes quando se utiliza um propelente metalizado com a presença de Al_2O_3 , mas sua contribuição é muito pequena e causa maior erosão na parte convergente da tubeira. Assim, a principal causa da erosão na tubeira de um foguete é graças as reações heterogêneas, citadas anteriormente. Conforme as reações ocorrem na superfície, um gradiente de concentração de espécies se forma na camada limite, favorecendo a difusão das espécies oxidantes na superfície da tubeira. Dessa forma a erosão também pode ser causada pela difusão das espécies, dependendo da taxa de difusão das espécies pela camada limite. Normalmente esses dois últimos fenômenos ocorrem simultaneamente, mas o que vai realmente controlar a erosão da superfície, é a que retorna o menor valor da taxa de erosão. Assim, quando a taxa de erosão causada pelas reações heterogêneas for menor, diz-se que é uma *kinetic-limited erosion* em que há uma baixa taxa de difusão na superfície e uma baixa taxa de reação. O caso contrário é denominado como *diffusion-limited erosion*, em que

as reações heterogêneas ocorrem tão rapidamente que a taxa de erosão é avaliada apenas pela taxa de difusão das espécies. Em geral este último caso é predominante apenas em elevadas temperaturas, normalmente acima de 2500 K. O motor estudado nesse trabalho, só apresenta tal temperatura na entrada tubeira, enquanto no restante da tubeira, as temperaturas são menores. Assim pode-se considerar que a taxa de erosão da tubeira do SARA é apenas *kinetic-limited*, ou seja, são predominantemente causadas pelas reações heterogêneas na superfície da tubeira (Thakre 2008).

Estes processos se tornam mais críticos na garganta da tubeira, pois como mostra a Figura 4), a taxa de transferência de calor nesta parte é máxima, assim as reações heterogêneas se tornam mais reativas e causando mais desgaste a esse material. Outros fatores que influenciam na taxa de erosão, são a temperatura, concentração das espécies no fluxo e pressão na câmara de combustão. Estudos mostram que quanto maior a pressão na entrada na tubeira, maiores são as taxas de erosão. A concentração das espécies na entrada na tubeira, também causam o mesmo efeito (Thakre 2008). Nos motores de foguete líquidos e sólidos ocorre a mistura uniforme entre o combustível e o oxidante, no caso do motor híbrido essa mistura não ocorre da mesma forma, consequentemente motores híbridos possuem mais espécies oxidativas presentes no gás resultante da combustão (Zhao, et al. 2015). Assim como há maior concentração de espécies, motores híbridos apresentam maiores taxas de erosão quando se compara com motores líquidos ou sólidos.

2.4. REAÇÕES HETEROGÊNEAS NA SUPERFÍCIE DA TUBEIRA

Na seção anterior foi definido que as reações heterogêneas são a principal causa da erosão no motor de um foguete, portanto nesta seção serão apresentados os mecanismos dessas reações a fim de auxiliar na construção no modelo termoquímico de ablação. Após o início da ignição do motor, os propelentes entram em contato e dá-se início a combustão. O gás resultante da combustão possui elevada temperatura e pressão. Além dessas propriedades, o gás resultante da combustão é composto por várias espécies químicas, em sua maior parte sendo espécies oxidativas, sendo esta uma característica de motores híbridos (Zhao, et al. 2015). Conforme o gás é expandido ao longo da tubeira, as espécies oxidativas se difundem até alcançarem a superfície. O fato de estarem em um ambiente de elevada pressão e temperatura, faz com que haja o aumento da reatividade entre as espécies gasosas e as partículas sólidas da parede. Essas reações, conhecidas como reações heterogêneas, consomem o material da parede da tubeira e causam a recessão da superfície (Zhao, et al. 2015), (Thakre 2008).

Como visto anteriormente, os principais materiais utilizados em motores de foguete são grafite e compósito de carbono. Assim, uma tubeira fabricada por algum desses materiais, possui em sua superfície basicamente carbono sólido, que irá reagir com as espécies oxidantes. As principais espécies oxidativas que causam a oxidação do carbono sólido em $\text{CO}_{(g)}$ são: H_2O , CO_2 , O_2 , OH e O . A Figura (8) ilustra o mecanismo da reação heterogênea entre a espécie O e o carbono sólido na parede.

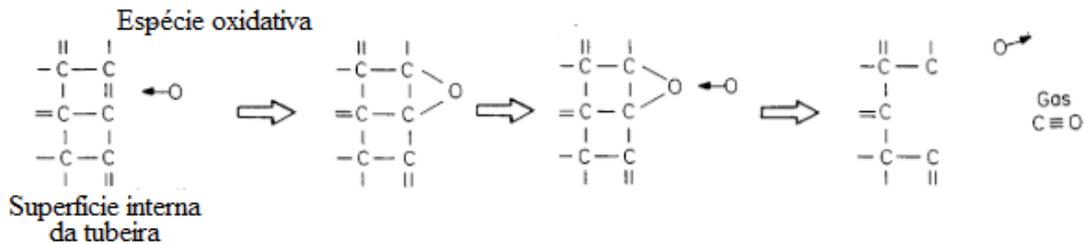
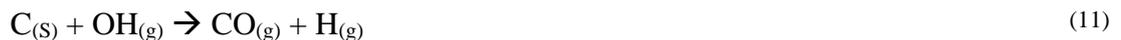
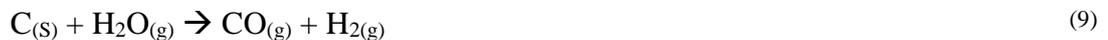


Figura 8: Processo de remoção do material da parede da tubeira pela reação heterogênea entre a espécie $\text{O}_{(g)}$ e o Carbono sólido na superfície. Fonte: (Hastings e Garrett 1996).

Neste processo é possível concluir que as reações que resultem em $\text{CO}_{(g)}$ como produto, são que as que mais degradam o material da superfície e se tornam mais reativas com elevadas temperaturas. As reações semi-globais entre o carbono e as espécies oxidativas citadas são:



De acordo com a teórica da cinética química, pode-se encontrar a velocidade em que as reações ocorrem, em termos da taxa que o produto é formado, ou em termos da taxa em que o reagente é consumido. A taxa constante da reação, pode ser expressa em termos da temperatura do sistema pela equação de Arrhenius (Thakre 2008):

$$k_i = B_i T^b e^{\left(\frac{-E_a}{RT}\right)} \quad (14)$$

Em que B é o fator pré-exponencial, E_a é a energia de ativação e ambos possuem valores definidos para cada reação. T é a temperatura do sistema em Kelvin, R é constante universal dos gases e o subscrito i indica a reação do carbono sólido com a espécie i . No caso das reações

heterogêneas que ocorrem na superfície da tubeira, a temperatura do sistema é a temperatura na parede da tubeira, denotada por T_w , assim a equação de Arrhenius para essas reações fica:

$$k_i = A_i T_w^b e^{(-E_i/RT_w)} \quad (15)$$

Os parâmetros e constantes relacionadas as equações mencionadas anteriormente são listados na Tabela (1).

Tabela 1: Dados dos parâmetros utilizados na equação de Arrhenius para as reações heterogêneas na superfície da tubeira.

Reação (i)	B_i	b	E_i (kcal/mol)
$C_{(s)} + H_2O_{(g)} \rightarrow CO_{(g)} + H_2_{(g)}$	480000 (kg/m ² s atm ^{0.5})	0.0	68.8
$C_{(s)} + CO_{2(g)} \rightarrow 2 CO_{(g)}$	9000 (kg/m ² s atm ^{0.5})	0.0	68.1
$C_{(s)} + OH_{(g)} \rightarrow CO_{(g)} + H_{(g)}$	361 (kg K ^{0.5} /m ² s atm)	-0.5	0.0
$C_{(s)} + \frac{1}{2} O_{2(g)} \rightarrow CO_{(g)}$	1)2400 (kg/m ² s atm ^{0.5})	0.0	30.0
	2)21.3(kg/m ² s atm ^{0.5})	0.0	-4.1
	3)0.535 (kg/m ² s atm ^{0.5})	0.0	15.2
	4)1.81x10 ⁷ (kg/m ² s atm ^{0.5})	0.0	97.0
$C_{(s)} + O_{(g)} \rightarrow CO_{(g)}$	665 (kg K ^{0.5} /m ² s atm)	-0.5	0.0

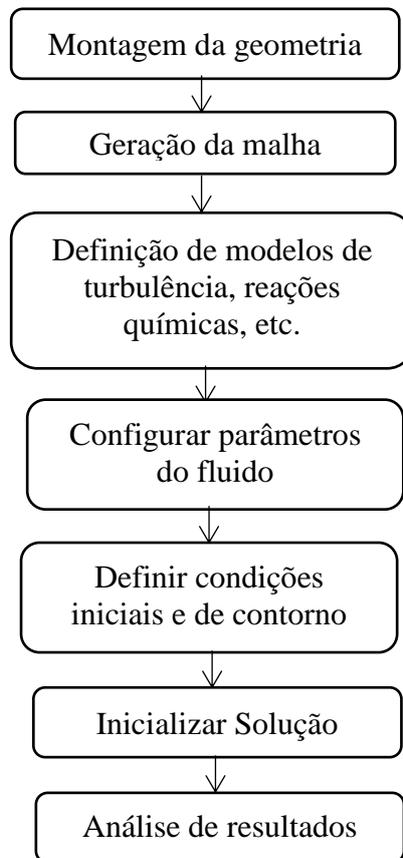
Fonte: (Neoh, Howard e Sarofim 1981), (Rosner, e Allendorf s.d.), (Bonnetain, e Hoynant 1965) e (Nagle e Strickland-Constable 1962).

Com base nesses dados, o modelo final para determinar a erosão na tubeira do motor híbrido da plataforma de reentrada SARA poderá ser definido.

2.5. MODELOS DE SIMULAÇÃO NUMÉRICA

A realização da simulação numérica é importante, pois permite uma análise detalhada do escoamento em questão. Neste trabalho foi utilizado o software comercial ANSYS Fluent 18.0 para a simulação numérica do escoamento da tubeira axissimétrica. As equações utilizadas para resolver os problemas envolvendo escoamento em um determinado volume, são não lineares. Para que elas possam ser resolvidas, deve-se realizar uma discretização do modelo em várias células, onde as equações se tornam algébricas e podem ser resolvidas utilizando algoritmos conhecidos (ANSYS 18).

A simulação computacional é realizada seguindo os seguintes passos (Andersson, et al. 2012, 5)



Detalhes sobre alguns passos serão dados nas próximas subseções.

2.5.1. Modelo

Baseado nas informações disponíveis no documento próprio do programa, o software ANSYS Fluent resolve as equações de Navier Stokes, conservação de massa e equação da energia, caso o fluido seja compressível com ou sem transferência de calor, utilizando equações que já foram mostradas anteriormente (ANSYS 18). As equações são resolvidas, baseadas na equação de Navier Stokes com médias de Reynolds (RANS), que decompõe as variáveis em uma parte devido à média e outra devido as flutuações (Blazek 2001), ao qual deve ser adicionado o tipo de fluido para fechar a solução da equação. Para o caso não viscoso, são utilizadas as Equações de Euler e para o caso laminar, um termo de difusão molecular é adicionado a essas equações (Balabel, et al. 2009). Caso seja turbulento, será utilizado o modelo de duas equações $k-\varepsilon$, em que k é a energia cinética turbulenta representando as flutuações de

velocidade e a variável ε representa a dissipação da energia cinética turbulenta e podem ser calculadas pelas Eq. (16) e (17).

$$\frac{\rho(\rho k)}{\rho t} + \nabla \cdot (\rho U k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon \quad (16)$$

$$\frac{\rho(\rho \varepsilon)}{\rho t} + \nabla \cdot (\rho U \varepsilon) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} P_\varepsilon) \quad (17)$$

Em que μ_t é a viscosidade turbulenta, definida por (Heuert & Khatchatourian, 2007, p.2).

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (18)$$

Os termos $C_{\varepsilon 1}$, $C_{\varepsilon 2}$, σ_k , σ_ε são constantes definidas, mostradas na Tab. (2) e o termo P_k é a taxa de produção de turbulência por conta das forças viscosas, dado por

$$P_k = \mu_t \nabla U (\nabla U + \nabla U^T) - \frac{2}{3} (\nabla U) (3\mu_t \nabla U + \rho k) + P_{kb} \quad (19)$$

Tabela 2: Valores das constantes do modelo de turbulência k- ε

Constante	Valor
$C_{\varepsilon 1}$	1,44
$C_{\varepsilon 2}$	1,92
σ_k	1,0
σ_ε	1,217
C_μ	0,09

Fonte: (Pedroni 2016)

E com isso a solução das equações RANS pode ser realizada, utilizando o método de volumes finitos. Nesse método, o domínio é dividido em volumes de controle, ou células, definindo uma malha. Nos nós de cada célula, são avaliadas as equações na forma integral (Blazek 2001).

2.5.2. Métodos de solução

Os métodos de solução da simulação computacional, envolvem os modelos adotados para a solução das equações que definem o modelo e descrevem o escoamento. O software ANSYS Fluent disponibiliza dois tipos de solucionadores das equações, o *Pressure-Based* e o *Density-Based*. Os dois métodos utilizam a equação do momento para determinar a velocidade do escoamento.

A solução baseada na densidade resolve as equações de continuidade, momento e energia simultaneamente e as equações adicionais, como para turbulência, são resolvidas em sequência utilizando os valores obtidos das equações anteriores. A equação da energia conecta as variáveis de densidade e pressão pela equação do estado, enquanto a densidade é calculada pela equação da continuidade, a pressão é calculada por aquela equação. As equações são não lineares e devem ser linearizadas para serem resolvidas, há dois algoritmos para a linearização: implícito ou explícito. O modo implícito calcula o valor da incógnita utilizando uma relação que inclui valores conhecidos e desconhecidos das células vizinhas, assim o sistema de equações deve ser resolvido simultaneamente pois as incógnitas aparecem em mais de uma equação. O modo explícito utiliza apenas valores conhecidos das células vizinhas nas equações para encontrar a incógnita do sistema, assim cada equação é resolvida sequencialmente. Portanto, implicitamente, os valores das incógnitas de velocidade, pressão e temperatura são calculados ao mesmo tempo, enquanto que explicitamente, uma incógnita por vez.

A solução baseada na pressão utiliza as equações da continuidade e de momento para derivar uma equação de correção da pressão (Poisson), para encontrar a conservação de massa a partir do valor do campo de velocidade corrigida com o valor da pressão calculado. Há dois algoritmos para a solução dessas equações, Segregado e acoplado. O segregado as equações são resolvidas para cada variável uma por vez e o acoplado as equações para cada variável ao mesmo tempo, ou seja, simultaneamente de maneira acoplada. Percebe-se que nesta abordagem, não se resolve a equação da energia acoplada as equações. Cada abordagem é mais adequada para um determinado tipo de problema, sendo que para simulações envolvendo fluxo de baixa velocidade e incompressíveis é mais adequado o uso da abordagem baseada na pressão, pois como a densidade não depende da temperatura, não depende da equação da energia e assim ela é resolvida a parte, sem estar acoplada à equação de momento e continuidade. Enquanto que para fluidos compressíveis supersônicos e hipersônicos é mais adequado a solução pela densidade, em que as equações da energia e momento são acopladas e resolvidas juntas (ANSYS 18).

A discretização das equações para uma determinada variável, utiliza os esquemas de *Upwind*, que interpola o valor das variáveis em questão das células vizinhas para obter o valor na face da célula (Taillandier 2006). Há quatro tipos, primeira ordem, segunda ordem, *Power Law* e *QUICK*. Para obter resultados mais precisos, utiliza-se discretização de primeira ou segunda ordem. Em certos casos, é recomendado iniciar a solução com primeira ordem e depois alterar para a segunda, pois com primeira ordem possui melhor convergência. Os dois últimos

são mais adequados para fluxos rotacionais. Quando se utiliza o *density-based*, é aconselhável para fluidos compressíveis com ondas de choques, utilizar a segunda ordem no caso bidimensional ou *QUICK* no caso tridimensional (ANSYS 18).

2.5.3. Condições iniciais e contorno

As condições iniciais e de contorno, são importantes para delinear o problema, sendo que as condições iniciais definem as propriedades no momento inicial do processo ($t=0$) (Blazek 2001). As condições de contorno, definem a entrada e saída do sistema, com os seus respectivos valores de pressão, temperatura, velocidade, podendo-se escolher o tipo mais adequado para melhor descrever o sistema a fim de encontrar uma solução com boa convergência e resultados precisos. As condições de contorno disponíveis são mostradas abaixo (ANSYS 18).

1. *Velocity inlet*: define velocidade utilizada para calcular pressão e fluxo de massa. Pode ser utilizado para fluidos compressíveis e incompressíveis, porém é mais indicado para incompressível.
2. *Pressure Inlet*: Define pressão total na entrada. Para fluidos compressíveis (*input* de Pressão total) e incompressíveis (*Input* de pressão estática).
3. *Mass Flow inlet*: Define valor de fluxo de massa, permite calcular a pressão total que varia ao longo do processo para manter o fluxo de massa constante, apropriado para fluxo compressível.
4. *Pressure outlet*: Define a pressão estática/*gauge* do fluxo na saída, e possui melhor convergência que *outflow*.
5. *Pressure far field*: Define propriedades do fluxo, temperatura, pressão e Mach, no infinito.
6. *Outflow*: define local de saída do fluxo, quando não se sabe valores das propriedades.

Além da entrada e saída do sistema, são definidos os contornos de parede, simetria e eixo. Para condições de contorno para a parede, há alguns tipos disponíveis, como parede com condições térmicas, com rugosidade, com velocidade rotacional ou translacional. Para fluidos viscosos, a condição de não deslizamento é colocada como padrão. Caso o volume a ser analisado é simétrico, pode-se utilizar as condições de *Symmetry* ou *Axis boundary*, colocadas na linha de centro, para reduzir o custo do cálculo computacional, em que só é realizado os

cálculos em um pedaço da geometria que pode ser espelhado nesses eixos para obter a solução completa.

2.5.4. Malha

Há dois tipos de malhas, estruturada e não-estruturada. A malha estruturada possui a características das células serem numeradas seguindo uma sequência, em que os nós de cada célula são relacionados aos nós das células vizinhas, podendo ser facilmente encontrada a sua posição. Já a malha não-estruturada não enumera células, apenas conhece a sua posição pois elas são memorizadas. Esses tipos afetam a solução do problema e o modo em que é gerada. A geração da malha, conhecida como *meshing*, é um passo importante, pois afeta a precisão da solução se não for escolhida uma malha apropriada para o problema. Normalmente, quanto maior o número de células, ou seja, quanto mais fina for a malha, melhor é resultado, mas em certos casos este não é o modo mais adequado, pois resulta em um maior gasto de tempo computacional (Taillandier 2006).

Outro fator que afeta a qualidade da malha é a geometria de cada célula, no caso do escoamento em duas dimensões, pode assumir geometria quadricular ou triangular. A complexidade da geometria vai definir qual tipo de célula é melhor para o problema, no caso de geometrias mais simples, uma malha quadricular é suficiente para resolver o problema. O *meshing* do ANSYS Fluent, possui ferramentas capazes de adaptar a malha de modo mais adequado para o problema. Utilizando a ferramenta de *face meshing*, pode-se definir o tipo de contorno que a célula daquela face irá assumir, quadricular ou triangular. A ferramenta *sizing*, define o tamanho de cada célula ou quantas divisões serão realizadas na face ou nas linhas que contornam a geometria, podendo haver vários tamanhos de célula dentro do domínio. Assim pode-se obter malhas mais finas em regiões críticas e malhas mais grossas em regiões que não necessita de muito detalhamento. Isso também reduz o trabalho computacional. É importante que não haja espaços vazios entre as células, que e que de preferência apresentem linhas paralelas à direção do fluxo (ANSYS 18).

3. ANÁLISE TEÓRICA DO FLUXO NA TUBEIRA

A análise teórica deste trabalho se inicia com a simulação numérica do fluxo no interior da tubeira do motor do SARA durante o teste em solo, a fim de obter a descrição das propriedades do fluxo como também a onda de choque gerada por conta da diferença de pressão entre a saída e o ambiente. Alguns dados como a geometria do motor e algumas propriedades termodinâmicas são dados a seguir. O design do motor projetado pela equipe de Propulsão Química da UnB é mostrado na Fig. (9).

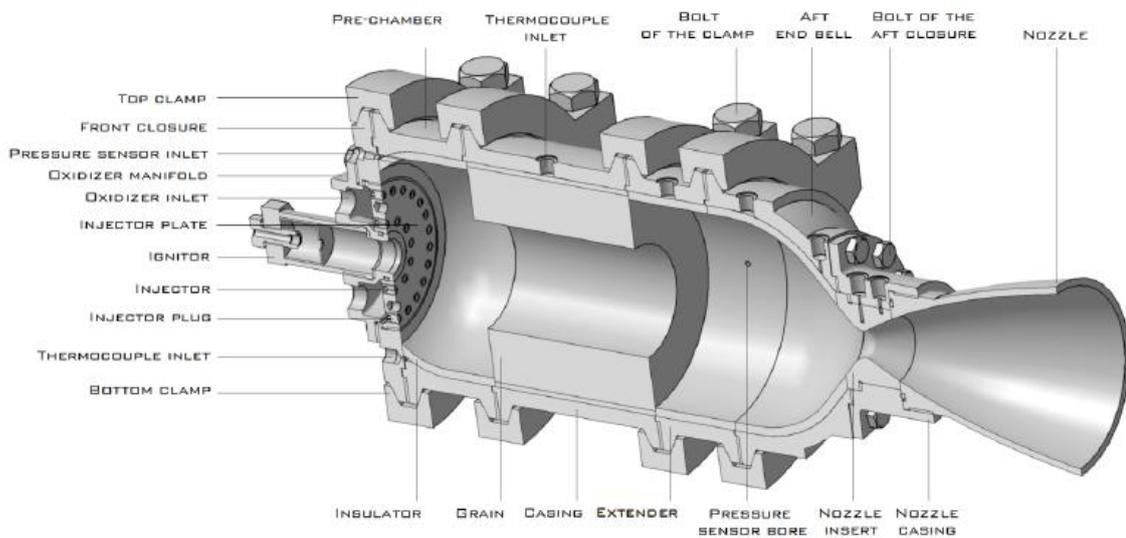


Figura 9: Design do motor. Font: (Andrianov, et al., 2015)

A Figura (10) é a vista em corte da tubeira do motor, com as medidas do diâmetro da garganta, entrada e saída da seção transversal, comprimento total do reservatório até a saída e comprimento da garganta até a saída da tubeira.

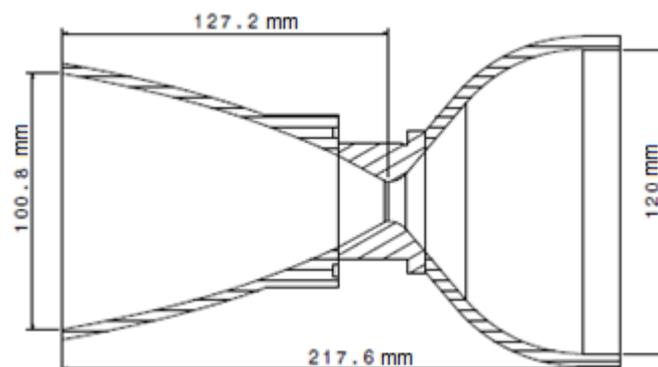


Figura 10: Vista em corte da lateral da tubeira.

Baseado nas dimensões da Fig. (10), foram construídos dois modelos de tubeira, um produzido em aço 304L e outro em compósito de fibra de carbono como mostra a Fig. (11).



Figura 11: Tuberias em aço 403L e em compósito. Fonte: (Andrianov, et al. 2015).

A Tabela (3) traz informações sobre as condições do fluxo, correspondentes com as propriedades termodinâmicas na entrada da tubeira, resultantes dos processos de combustão e calculado pelo método característico utilizando o software RPA, para a operação do motor em condições ambiente do teste em solo (Andrianov, et al. 2015).

Tabela 3: Propriedades termodinâmicas da tubeira.

Propriedade	Valor
Pressão total entrada	4.25MPa
Temperatura total entrada	3225.2K
Fluxo de massa entrada	0,437kg/s
Pressão estática na saída	102345Pa

Fonte: Elaborado pelo autor.

Algumas informações sobre as dimensões da tubeira são dadas na Tab. (4).

Tabela 4: Dimensões da tubeira.

Dimensão	Valor [mm ²]
Área seção transversal entrada	11310,0
Área seção transversal garganta	191,13
Área seção transversal saída	7980,1
Razão de expansão (A_e/A^*)	41,75

Fonte: Elaborado pelo autor.

3.1. SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO FLUXO NO INTERIOR DA TUBEIRA DO MOTOR DA PLATAFORMA SARA

A simulação numérica foi realizada no software ANSYS Fluent 18.0. Foram feitas análises para o fluxo não isentrópico na tubeira, ou seja, para o fluxo com a presença de onda de choque.

Testes em solo realizados com a tubeira, servirão de base para a comparação do estudo teórico com os resultados experimentais.

A geometria utilizada foi importada dos desenhos em CAD das peças que compõe o motor e criou-se uma superfície a partir do interior da tubeira. Algumas alterações foram realizadas para melhor visualizar os efeitos da onda de choque e a interação do fluxo com o ambiente externo. Para isso, foi criada uma geometria externa a tubeira, que também irá auxiliar nos cálculos, para que o escoamento se expanda corretamente pela região externa. A geometria final é mostrada na Fig. (12) com os respectivos nomes de cada seção.

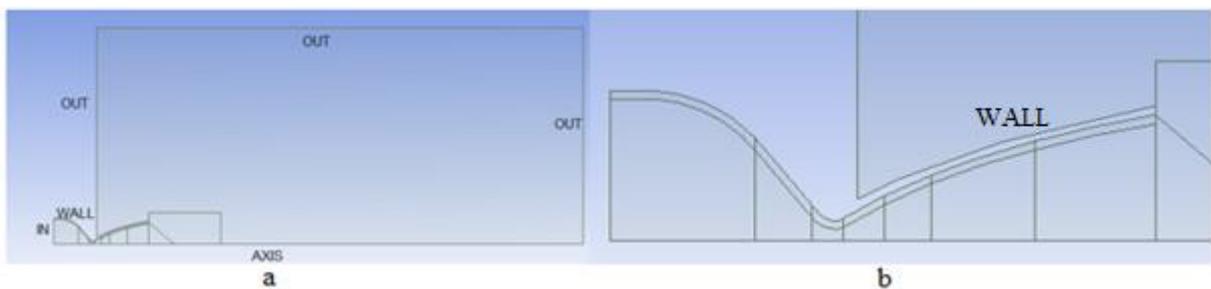


Figura 12: Geometria com seções nomeadas (a) e detalhe da tubeira (b) para simulação fluxo não-isentrópico.

A parte da geometria estendida acima da tubeira, tem a função de reduzir efeitos de reentrada do fluxo que criam regiões de recirculação próximas à saída da. A tubeira foi dividida em regiões e foi utilizado a ferramenta de *edge sizing* para definir número de divisões em cada linha das faces. A malha gerada para essa simulação é mostrada na Fig. (13) e os parâmetros da malha são mostrados na Tab. (5), tais como número de células e valor de y^+ .

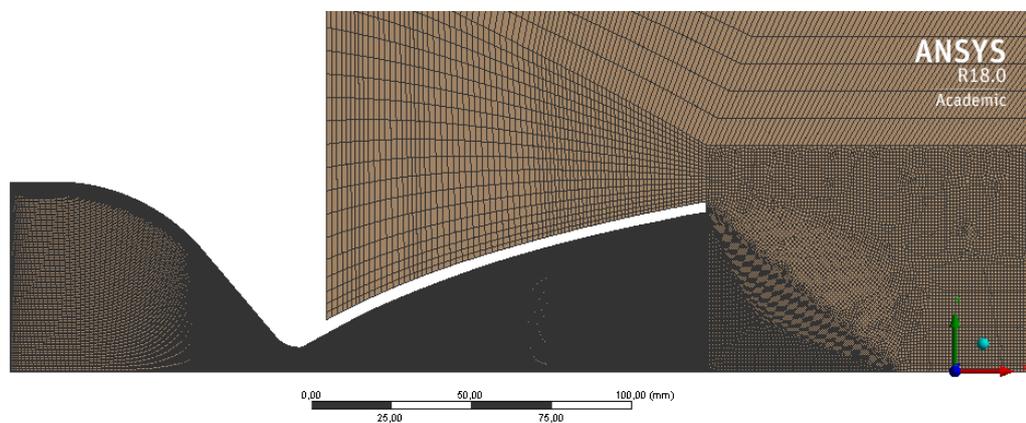


Figura 13: Malha para a simulação de fluxo não-isentrópico.

Tabela 5: Parâmetros da malha para a simulação do fluxo não-isentrópico do SARA.

Parâmetro	Valor
y^+	23,1145
Número de células na camada limite	14.756
Número de células outras faces na tubeira	48.076
Número de células total	116.729

Fonte: Elaborado pelo autor.

A simulação numérica do fluxo não-isentrópico na tubeira, baseia-se nos valores das condições iniciais dos testes estáticos do motor em solo com a pressão ambiente igual a 1atm, como pode ser visto na Tab. (3).

A simulação realizada neste trabalho é apenas dedicada ao fluxo na tubeira, desconsiderando então a simulação da combustão entre os propelentes na câmara de combustão. Para que o fluxo que percorre a tubeira nesta simulação possua as mesmas características dos gases resultantes da combustão, foi utilizado o software RPA que permite prever a performance do motor, de acordo com a sua geometria, propelentes, pressão total na câmara de combustão realizando os cálculos da combustão do motor especificado. Por fim obtém-se as propriedades do gás resultante da combustão a partir de cálculos realizados pelo RPA, como a pressão, temperatura, viscosidades, espécies químicas entre outros. A partir desse resultado, pode-se criar no ANSYS Fluent, um fluido que contém estas propriedades, fazendo com que o gás que percorre a tubeira na simulação possua as mesmas propriedades do gás resultante da combustão. Para isso, “Ar” é definido como o fluido nos materiais do Fluent. O “Ar” é então editado para incorporar as propriedades do gás, definindo suas propriedades como um fluido compressível com gás ideal para a sua densidade. Para o valor de c_p e da condutividade térmica, foi definido uma equação polinomial para descrever a variação de seus valores de acordo com a variação de temperatura e a viscosidade e o peso molecular, com base nos resultados dos cálculos de combustão realizados no software RPA e são definidos com os valores mostrados:

- Viscosidade: 10^{-4} kg/m·s;
 - Peso molecular: 29,1627 kg/kmol;
 - $c_p(T) = \begin{cases} 1406,2 & T \in [273; 1311,4] \\ -99950x + 324,6x^2 - 0,4323x^3 + & \\ 3,109 \cdot 10^{-4}x^4 - 1,31 \cdot 10^{-7}x^5 + 3,3259 \cdot 10^{-11}x^6 - & \text{(J/kg·K)} \\ 4,451 \cdot 10^{-15}x^7 + 2,578 \cdot 10^{-19}x^8 & T \in (1311,4; 3226] \end{cases}$
 - Condutividade térmica
- $$\lambda(T) = \begin{cases} 0,0998 & T \in [273; 1311,4] \\ -0,002252x + 8,294e - 05x^2 - & \\ 3,928 \cdot 10^{-9}x^3 & T \in (1311,4; 3226] \end{cases} \text{(W/m·K)}$$

Além do “Ar”, foi adicionado aos materiais do Fluent as espécies O₂ e N₂. Essas espécies são importantes, pois o ar atmosférico é composto por 21% de O₂, 78% de N₂ e 1% de outras espécies e assim a condição de contorno na saída é melhor descrita como o ambiente externo a tubeira, podendo melhor observar a interação do fluxo do interior da tubeira, com o ar atmosférico na saída. Para isso, as espécies são fixadas na saída com fração molar de 0.21 para o O₂ e 0.79 para o N₂.

As condições iniciais são definidas na

Tabela 3) e são aplicadas nas condições de contorno. As condições de contorno aplicadas na seção de entrada (*IN*) e na saída (*OUT*) são, respectivamente, *pressure inlet* e *pressure outlet*, em que foram determinadas as seguintes condições iniciais

- Pressão total de entrada: 4,25MPa;
- Pressão estática de entrada: 0Pa;
- Temperatura de entrada: 3225,16K;
- Fração molar de O₂ na entrada: 0;
- Fração molar de N₂ na entrada: 0;
- Pressão estática de saída: 0Pa;
- Pressão de operação: 101325Pa;
- Temperatura de saída: 300K.

- Fração molar de O_2 na entrada: 0.21;
- Fração molar de N_2 na entrada: 0.79.

Por fim, foi utilizado o modelo de turbulência $k-\varepsilon$ e método de solução *density-based*, formulação implícita com discretização de segunda ordem. Os controles da solução são definidos na Tabela 6).

Tabela 6: Valores para o controle da solução

Courant number	0.5
Turbulent kinetic energy	0.8
Turbulent dissipation rate	0.8
Turbulent viscosity	0.8
Solid	0.8

A solução foi inicializada, utilizando a *standart initialization*, com valores de pressão, velocidade axial, velocidade radial, parâmetros de turbulência, fração molar de O_2 e N_2 e temperatura iguais a 100000Pa, 10m/s, 0m/s, $1m^2/s^2$, $1m^2/s^2$, 0.21, 0.79 e 300K, respectivamente.

3.1.1. Resultados e Discussão

Foram realizadas aproximadamente 90 mil interações e os resultados são mostrados abaixo.

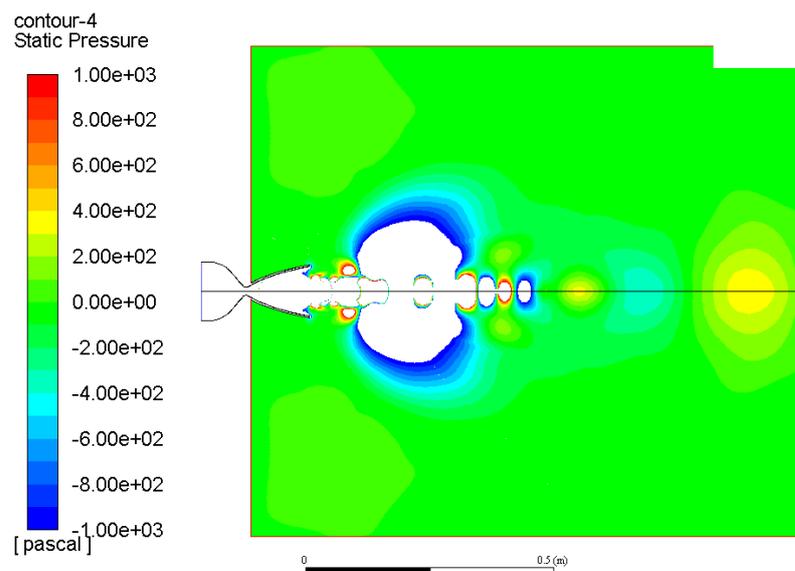


Figura 14: Pressão estática da simulação para fluxo não-isentrópico.

A Figura (14) mostra os contornos de pressão estática, trazendo a informação de que a geometria externa a tubeira possui pressão igual a pressão ambiente em sua maior parte, representada pela cor verde e referente ao valor 0, pois a pressão estática é a diferença entre a pressão local e a pressão de operação, que foi definida com o valor de P_a . Com base nesse resultado, há garantia de que os gases da tubeira irão expandir até encontrar a saída a 1atm e consequentemente a onda de choque irá aparecer, assim como mostra na Fig. (15).

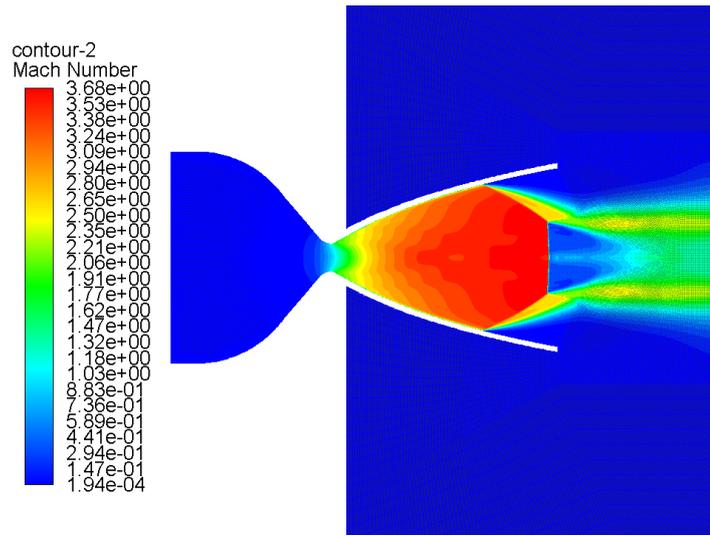


Figura 15: Contorno de Mach para o fluxo não-isentrópico

Os resultados de temperatura e pressão absoluta são mostradas nas Fig. (16) e (17).

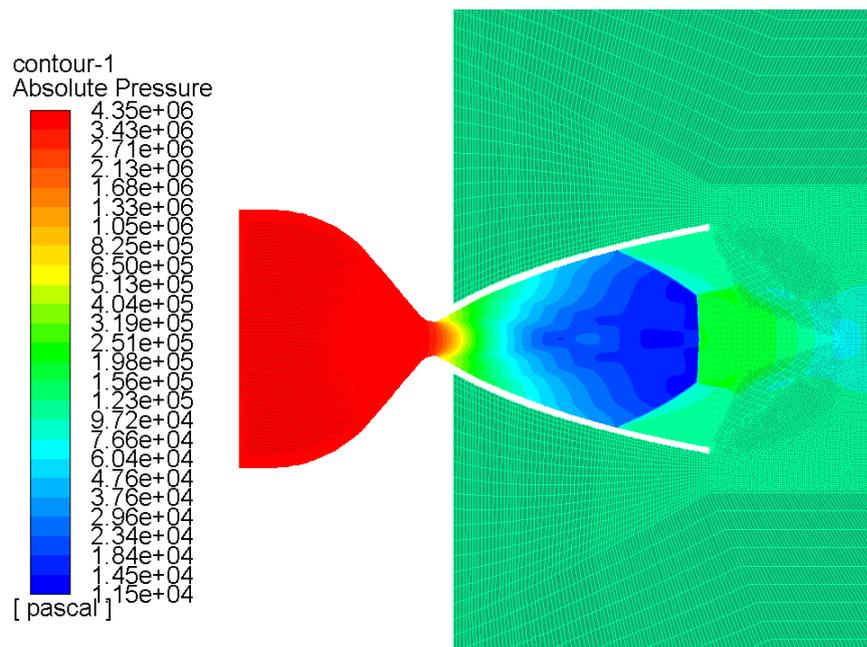


Figura 16: Contorno de pressão absoluta do fluxo não-isentrópico.

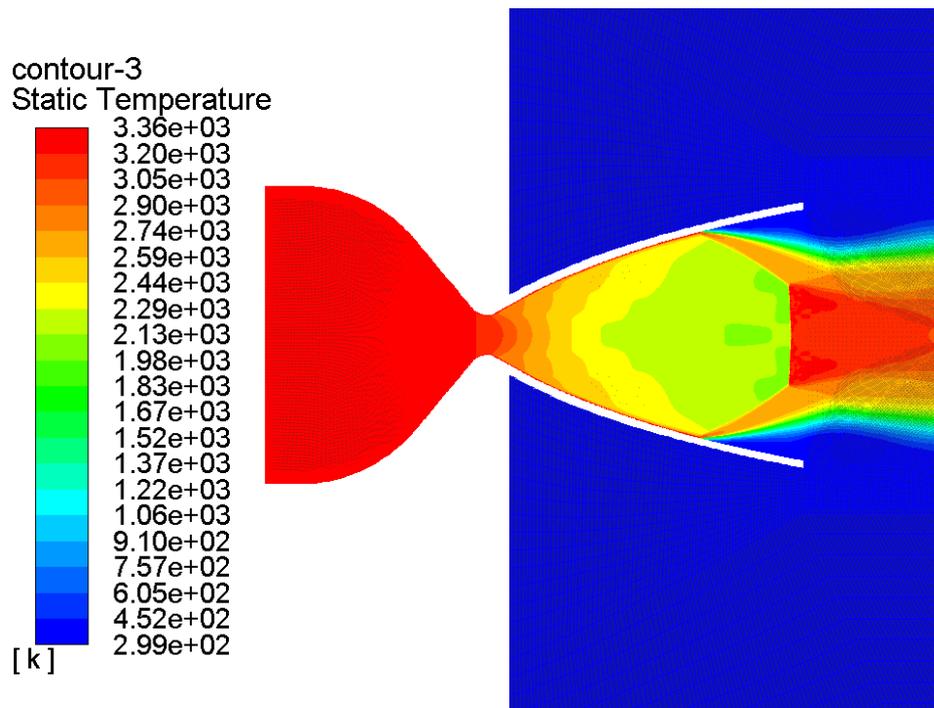


Figura 17: Contorno de temperatura para o fluxo não isentrópico

Nas imagens acima, é possível observar a presença da onda de choque no interior da tubeira, confirmando a previsão de que no caso de testes em solo do SARA, o motor não opera nas condições ideais onde deveria se expandir até pressão ambiente igual a 5000Pa. No entanto deve operar para se expandir em um ambiente com pressão igual a 101235Pa e assim a tubeira é *overexpanded* e a onda de choque surge. Além da onda de choque normal, há a presença também de uma onda de choque oblíqua próxima as paredes da tubeira. A onda de choque ao interagir com a camada limite, causa a separação do fluido. Isso ocorre, pois, a presença da camada limite irá modificar a interface entre a onda de choque e a superfície do corpo, pois ao longo do comprimento da onda há grande variação de energia o que leva a elevação da pressão no local. O coeficiente de pressão adverso ao entrar em contato com a camada limite subsônica, faz com que ela se separe da superfície naquele ponto (Anderson 2007). Como resultado, o escoamento é desviado ao encontrar a camada limite dilatada, assim outra onda de choque, chamada de onda de choque induzida, surge por conta do efeito de fluxo de rampa, como indicado na Fig. (18).

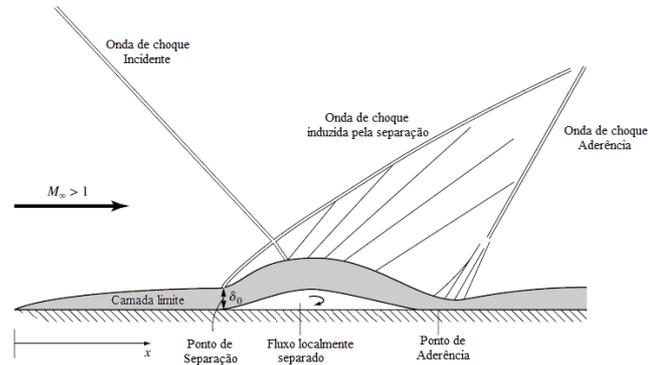


Figura 18: Interação onda de choque camada limite. Fonte: Anderson, 2007, p. 1037.

Portanto, no caso dos resultados desta simulação, a onda de choque causou a separação do fluido fazendo com que a onda apresentasse forma de onda lambda, mostrada em detalhe na Fig. (19) e se mantém separada até a saída da tubeira (Hunter 1998).

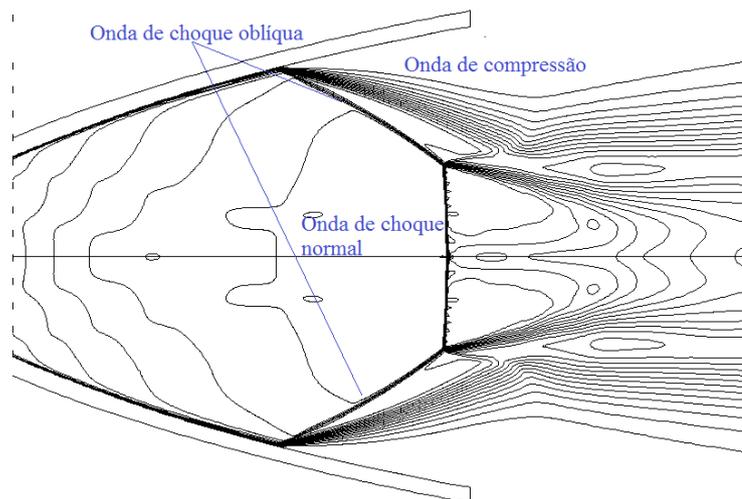


Figura 19: Detalhe da onda de choque resultante da simulação numérica.

A onda de compressão é resultante da reflexão da onda oblíqua ao encontrar com a camada limite dilatada (Délery & Bur, 2000, p.3). Outra consequência da onda de choque é a forma que os gases assumem na exaustão da tubeira, assim como referenciado na seção 1.1, que apresentam forma diferente que a exaustão em condição de design. A Figura (20) mostra esse efeito, onde pode-se observar que a separação do fluxo da camada limite, faz com que os gases de exaustão se desviem para o centro da tubeira, ao invés de seguirem normais à área de seção da saída da tubeira.

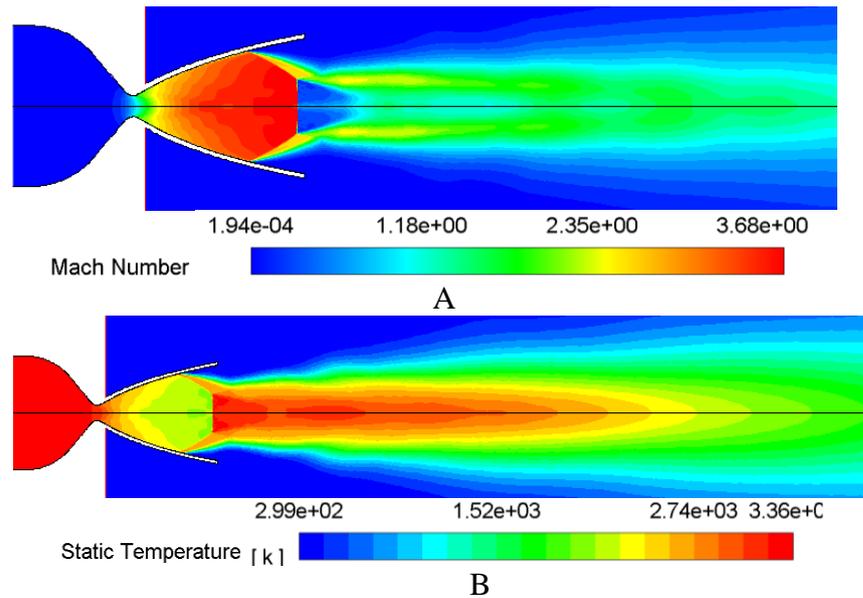


Figura 20: Forma do jato de exaustão dos gases da tubeira com onda de choque para contorno de Mach (A) e contorno de temperatura (B).

Por fim, a localização da onda de choque normal é mostrada na Fig. (21), junto com a informação da posição em que ocorre a separação do fluido, medidos a partir da garganta e da entrada da tubeira.

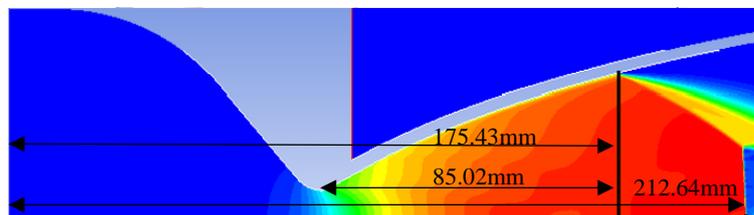


Figura 21: Distância entre a garganta e o ponto em que ocorre a separação e no ponto da onda de choque normal.

As curvas da variação das propriedades de Mach, pressão e velocidade em função da posição, mostram os valores médios das respectivas propriedades em cada ponto ao longo do eixo x , calculado pelo próprio programa. A Figura (22) traz a informação dos valores de pressão na tubeira medidas ao longo da linha central e é comparado com a curva do valor da pressão na saída, que corresponde à P_a .

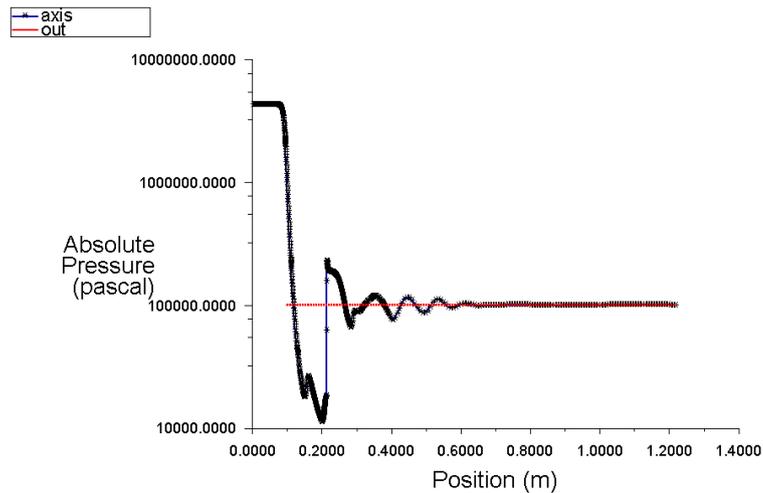


Figura 22: Curva de pressão na saída (P_a) e na linha central da tubeira.

Com base no gráfico acima, é possível observar que a pressão se torna próxima do valor da pressão P_a , aproximadamente em 300mm. Portanto os gráficos que contêm os resultados podem ser plotados com o eixo x na faixa de 0 até 300 mm, pois valores posteriores a esse limite não apresentam grande variação. As Figuras (23), (24) e (25) apresentam as curvas dos valores médios do número de Mach, da razão entre as Temperaturas e da razão entre as Pressões em cada seção transversal da tubeira, em função do comprimento x . A curva que apresenta os valores da pressão na linha central ao longo da tubeira, dada na Fig. (26), é plotada para melhor visualização do efeito da onda de choque normal nas suas propriedades, cuja posição a partir do início da tubeira, que corresponde à entrada, é de 214,4 mm

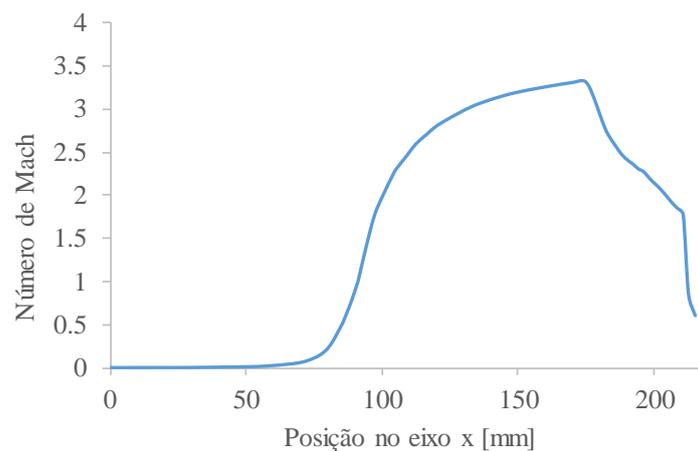


Figura 23: Curva do valor médio de Mach resultado da simulação para o fluxo não-isentrópico.

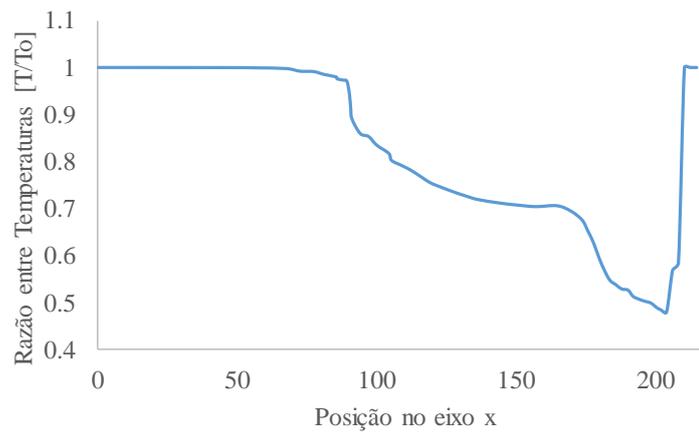


Figura 24: Curvas da razão entre os valores médios temperatura e temperatura total da simulação para o fluxo não isentrópico.

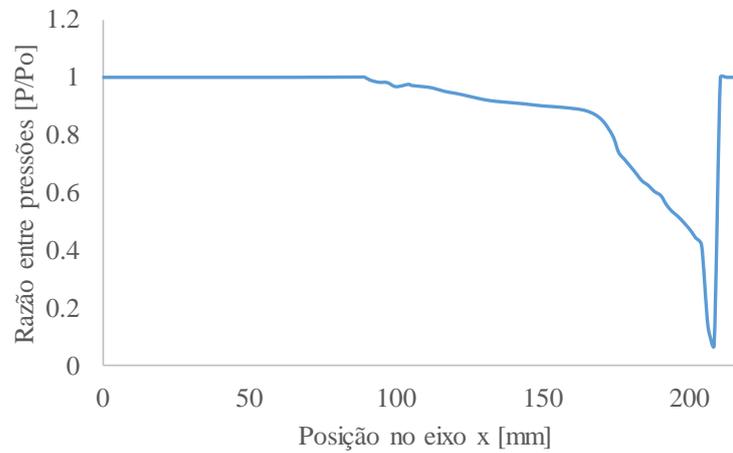


Figura 25: Curvas da razão entre os valores médios de pressão e pressão total da simulação para o fluxo não isentrópico.

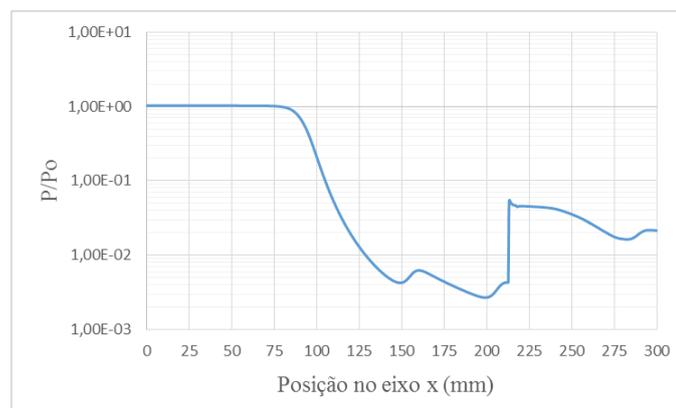


Figura 26: Razão entre Pressões na linha central do fluxo não-isentrópico resultado da simulação.

As curvas das Figuras anteriores, mostram como a onda de choque afeta as propriedades do fluido. Os efeitos começam a ser observado próximos a 180 mm onde a velocidade diminui,

e próximo a 210mm é possível observar que a temperatura e pressão aumentam instantaneamente o que caracteriza a onda de choque.

3.1.2. Validação dos resultados

A validação da simulação numérica, foi realizada utilizando como referência os resultados do teste realizado com a tubeira feita em compósito de fibra de carbono, sem proteção térmica, realizado no dia 15/05/2017. A Figura (27) mostra o esquema da bancada de teste montada com a tubeira de compósito conectada. Pelo o fato de não haver proteção térmica, o teste resultou na queima total da tubeira, o que foi importante para os resultados deste trabalho, pois ao analisar o vídeo do teste, pode-se observar o momento e o local em que a queima se inicia, mostrado na Fig. (28).



Figura 27: Esquema da bancada de teste estático do motor de desaceleração para a plataforma SARA.



Figura 28: Momento do início da queima da tubeira

O local onde se inicia a chama, corresponde ao local em que o fluxo se separa da parede do corpo. Esse fenômeno ocorre, pois neste ponto há aumento da temperatura próxima à parede, como mostrado no contorno de temperatura em detalhe na Fig. (29), onde as cores quentes equivalem a maior intensidade dessa propriedade. Sendo assim, a onda gera uma região de alta temperatura próxima a ela, mesmo que a temperatura propriamente na parede seja próxima de 300K, fazendo com que a estrutura não suporte a carga térmica e inicia a queima naquela posição.

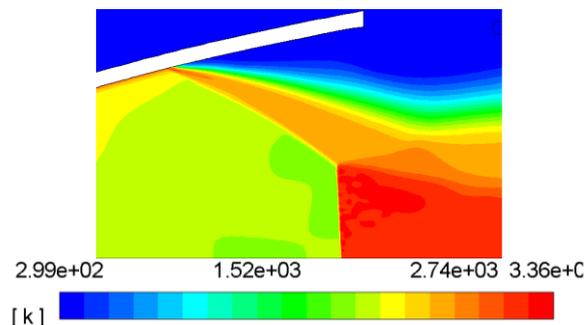


Figura 29: Detalhe da onda de choque para o contorno de temperatura próxima a parede.

Portanto a metodologia adotada para verificar o local exato em que a queima ocorre, foi a partir da geometria tridimensional gerada no software CATIA da tubeira, ajustar a sua posição a fim de que esteja em angulação similar à angulação da tubeira nas imagens do teste e determinar a posição da separação equivalente na peça tridimensional construída. Com as peças na mesma posição, foram feitos cortes em formato retangular na geometria tridimensional, com origem na saída da tubeira até um ponto de teste na sua parte divergente, até encontrar um corte em que era possível notar o início da chama, como mostra a Figura 3030).



Figura 30: Geometria tridimensional com o corte correspondente à posição de queima da tubeira.

Com a posição do corte definido, a geometria da tubeira foi colocada em visão frontal e foi medida distância entre a garganta e o ponto em que o corte se inicia, que corresponde ao ponto em que o fluxo se separa da parede, mostrada na figura abaixo.

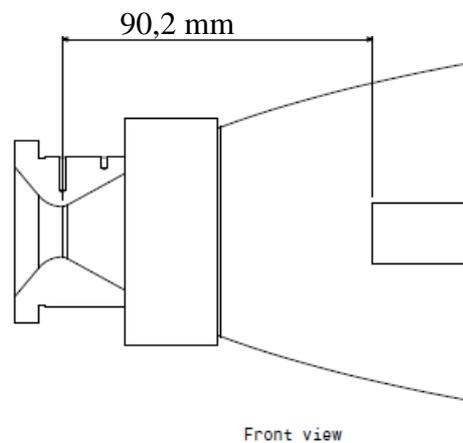


Figura 31: Distância da garganta ao ponto onde se inicia a queima da tubeira.

Dessa maneira, pode-se comparar o valor da distância do ponto de separação medido a partir da garganta, obtido pela simulação numérica e pelos resultados experimentais, tais que:

$$x_{separação,simulação} = 85,02 \text{ mm}$$

$$x_{separação,experimental} = 96,20 \text{ mm}$$

Os valores encontrados são próximos o que valida o resultado encontrado, em que a diferença pode se dever ao fato de que o fluido utilizado na simulação, não representa o fluido

real, mas apenas uma modelagem do fluido ideal para se assemelhar as condições encontradas na realidade.

4. MODELO TERMOQUÍMICO DE ABLAÇÃO NA TUBEIRA DO MOTOR DA PLATAFORMA SARA

Na seção 2.4 foram descritas as reações heterogêneas que ocorrem na superfície da tubeira, que são a principal causa da recessão da parede da tubeira. A tubeira do motor SARA possui a geometria mostrada na Fig. (32), com os respectivos materiais identificados em cada parte.

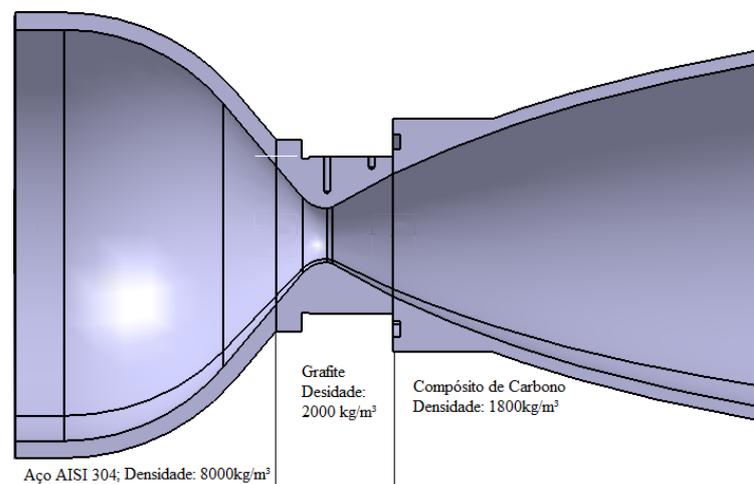


Figura 32: Vista seccionada do interior da tubeira do motor do SARA identificando os materiais que a compõem.

Com base na Fig. (33) a garganta da tubeira é confeccionada utilizando grafite como material e a parte divergente da tubeira é confeccionada utilizando compósito de carbono, ambos são materiais que possuem em sua constituição basicamente ligações entre carbono (C-C), assim serão utilizadas as reações heterogêneas mostradas na seção 2.4. Foi visto que a constante calculada pela equação de Arrhenius (Eq. 14 e 15), define uma taxa constante da reação. Com ela é possível encontrar a taxa em que o reagente está sendo consumido, no caso a taxa que o Carbono presente na superfície da tubeira está sendo consumido, a partir das equações presentes na Tab. (7), definidas para cada espécie oxidativa.

Tabela 7: Equações para o cálculo da taxa de consumo do carbono em cada reação heterogênea do carbono sólido com a espécie oxidante.

Reação (<i>i</i>)	$\dot{m}_{i,c}$
$C_{(s)} + H_2O_{(g)} \rightarrow CO_{(g)} + H_2_{(g)}$	$k_{H_2O} \cdot P_{H_2O,w}^{0.5}$
$C_{(s)} + CO_{2(g)} \rightarrow 2 CO_{(g)}$	$k_{CO_2} \cdot P_{CO_2,w}^{0.5}$
$C_{(s)} + OH_{(g)} \rightarrow CO_{(g)} + H_{(g)}$	$k_{OH} \cdot P_{OH}$
$C_{(s)} + \frac{1}{2} O_{2(g)} \rightarrow CO_{(g)}$	$\frac{k_1 p_{O_2} Y}{1 + k_2 p_{O_2}} + k_3 P_{O_2} (1 - Y)$
	Em que $Y = \left[1 + \frac{k_4}{k_3 P_{O_2}} \right]^{-1}$
$C_{(s)} + O_{(g)} \rightarrow CO_{(g)}$	$k_{OH} \cdot P_O$

Em que $\dot{m}_{i,c}$ é a taxa em que o carbono é consumido, em (kg/m²s), na reação heterogênea com a espécie oxidante *i*. k_i é a taxa constante da reação com a espécie *i*, *n* é a ordem da reação heterogênea e as constantes k_1 , k_2 , k_3 , k_4 e k_5 são calculadas com base nas constantes da Tabela 1) para a espécie O₂. $P_{i,s}$ é a pressão parcial da espécie oxidante *i* na superfície da tubeira, calculada pela seguinte equação:

$$P_i = P \cdot x_i \quad (20)$$

Em que *P* é a pressão total, em atm, na tubeira e x_i é a fração molar da espécie *i*. Resolvendo as equações da Tab. (7) para todas as espécies oxidativas e somando os resultados, obtém-se então a taxa total de consumo do carbono sólido na parede da tubeira, devido as reações heterogêneas com as espécies H₂O, CO₂, O₂, OH e O, ou seja, a taxa total é:

$$\dot{m}_c = \dot{m}_{H_2O} + \dot{m}_{CO_2} + \dot{m}_{O_2} + \dot{m}_{OH} + \dot{m}_O \quad (21)$$

A taxa de erosão da superfície (\dot{s}), em mm/s, pode ser então calculada por:

$$\dot{s} = \frac{\dot{m}_c}{\rho_c} \quad (22)$$

Em que ρ_c é a densidade do material da parede da tubeira. Portanto o modelo de ablação que irá ser adotado neste trabalho, permite que calculando as taxas das reações heterogêneas que dependem da temperatura, pressão, concentração das espécies no campo de escoamento no interior da tubeira e das propriedades do material da tubeira, pode-se determinar a taxa em que o material da parede é consumido com o tempo (Thakre, 2008). Assim é possível prever a mudança da geometria da tubeira, devido ao processo de ablação, ao final do processo de combustão no motor.

4.1.1. Metodologia e Resultados

As equações que definem o campo de escoamentos foram resolvidas pela simulação numérica realizada na seção 3.1, e os resultados mostram como as propriedades do fluxo, tais como velocidade, pressão e temperatura, variam ao longo da tubeira. Os valores de temperatura e pressão resultantes da simulação, serão utilizados para os cálculos da equação de Arrhenius e da taxa de consumo de carbono (Eq. 21) e os valores da fração molar de cada espécie são obtidos pelo software RPA, que resolve problemas da combustão do motor em análise e ao final dá os resultados das propriedades termodinâmicas do fluxo no motor, assim como a concentração das espécies no gás resultante da combustão.

As Fig. (28) e (29) mostram a variação dos valores de temperatura e pressão em função da posição na tubeira, referentes ao valor médio em pontos da seção transversal da tubeira, de acordo com os resultados obtidos da simulação do campo de escoamento na tubeira.

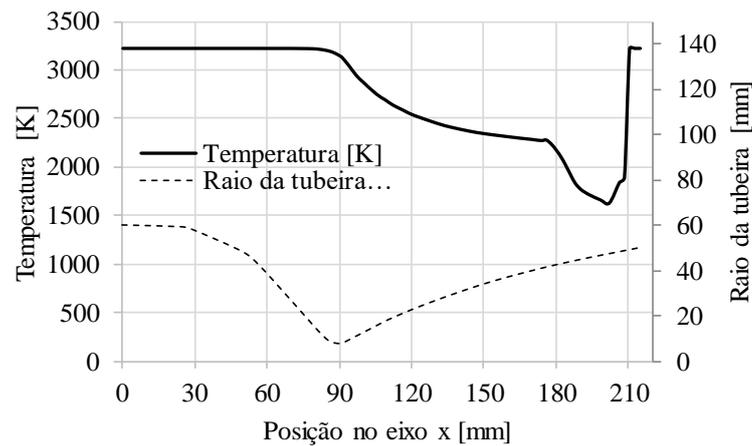


Figura 33: Perfil de temperatura ao longo da tubeira

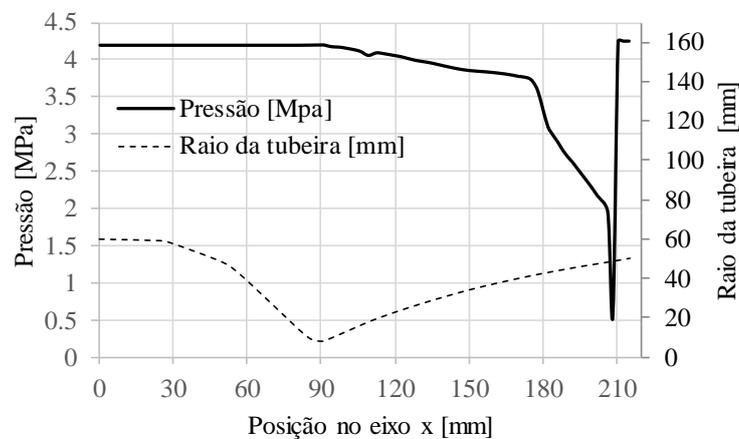


Figura 34: Perfil de Pressão ao longo da tubeira.

A figura (35) mostra a variação da fração molar das espécies oxidativas, determinadas pelo software RPA, sendo a concentração o valor médio da concentração das espécies na seção transversal da tubeira.

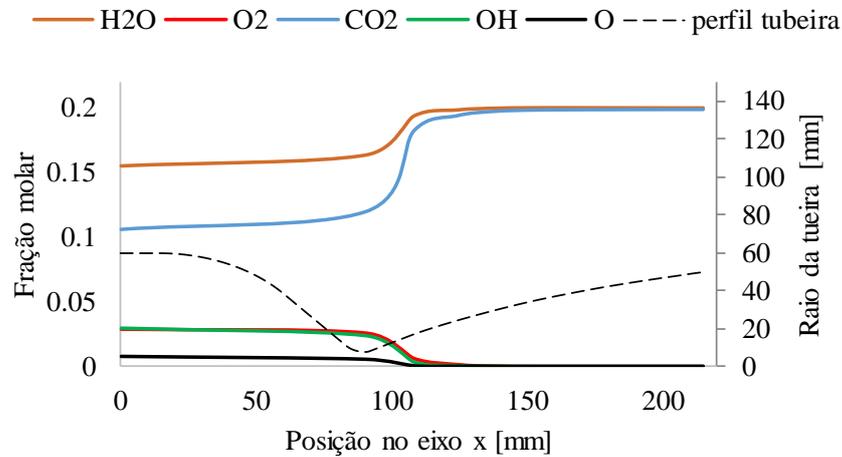


Figura 35: Fração molar das espécies oxidativas H₂O, CO₂, O₂, OH e O.

Analisando a figura acima, pode-se notar que as concentrações de H₂O e CO₂ são muito maiores do que as outras espécies, cuja concentração chega a zero. Assim, com o intuito de reduzir os cálculos, será desconsiderada a reação heterogênea com a espécie oxidativa O e O₂, pois suas concentrações são baixas ao longo de toda a tubeira. Sendo assim apenas serão realizados os cálculos das taxas de reação e erosão, levando em consideração apenas as espécies: H₂O, CO₂ e OH.

Utilizando o software MATLAB, as equações de Arrhenius, as equações da taxa de consumo presentes na Tab. (1) e a erosão final da tubeira, são resolvidas em cada posição x da tubeira e associada a aquela posição são utilizados os valores de temperatura e pressão encontrados na simulação do fluxo na tubeira para resolver as equações citadas, de acordo com as curvas nas Fig. (Figura 33) e Figura 34).

Após aplicar a metodologia descrita anteriormente, a Fig. (36) mostra o resultado da taxa de erosão da superfície da tubeira do motor analisado. Com a presença da onda de choque na tubeira, há o aumento da temperatura e da pressão após a onda normal, o que faz com que haja um pico de erosão próximo à posição em 210 mm da posição na tubeira. Essa taxa de erosão junto com o estresse térmico sofrido pelo material por conta da onda de choque, faz com que o material falhe naquele local. Portanto o modelo termoquímico aplicado neste trabalho é eficiente para prever a erosão na garganta da tubeira, quanto também o efeito da onda de choque na taxa de erosão.

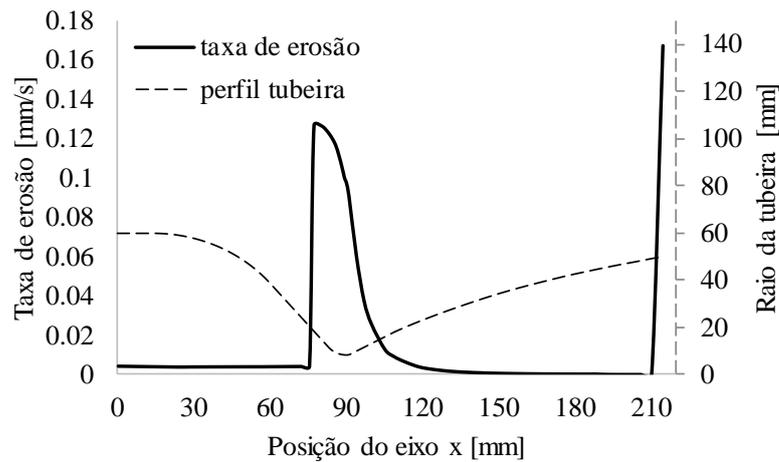


Figura 36: Resultado da taxa de erosão da superfície em cada posição na tubeira.

A Figura 37 mostra o efeito de cada espécie nas taxas de reação, onde pode-se observar que a espécie que mais influência na taxa de erosão da superfície da tubeira é o H_2O .

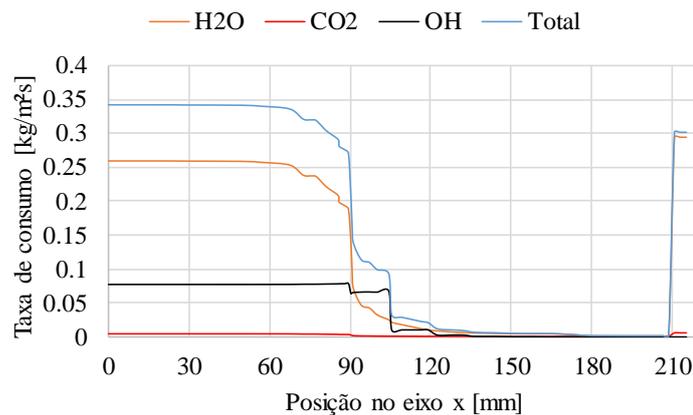


Figura 37: Taxas de consumo de carbono pelas espécies H_2O , CO_2 , OH e o consumo total.

4.1.2. Resultados Experimentais de Erosão

Foram realizados vários testes com motor híbrido desenvolvido pelo grupo de Propulsão Híbrida da UnB. Nesses testes pode ser observado a erosão sofrida na garganta da tubeira, durante a duração do teste. Isso pode ser visto, observando a figura abaixo, que mostra o estado do *nozzle insert* da tubeira fabricada em grafite, após 12 segundos de teste, 24 segundos de teste e 41 segundos de teste.

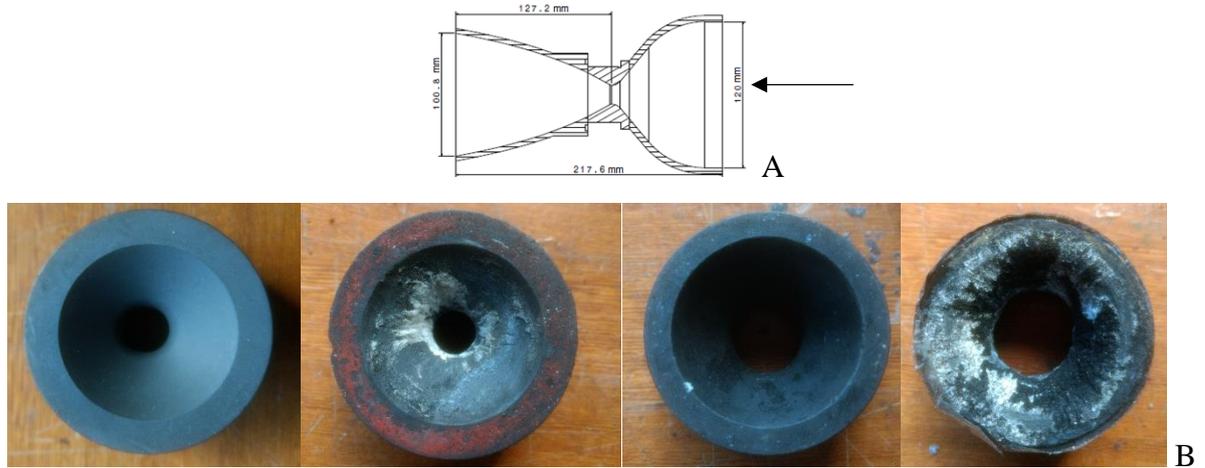


Figura 38: (A) esquemático da tubeira indicando o sentido em que as fotos da garganta da tubeira foram tiradas, nesse caso a vista é da parte convergente da tubeira. (B) Seção transversal da garganta da tubeira antes do teste, após 12 s de teste, após 24 s e após 41 s de teste.

A figura abaixo representa ainda a seção transversal da garganta das tuberias utilizadas nos testes, mas com vista a partir da saída da tubeira, assim como mostra no esquemático na Figura (33).

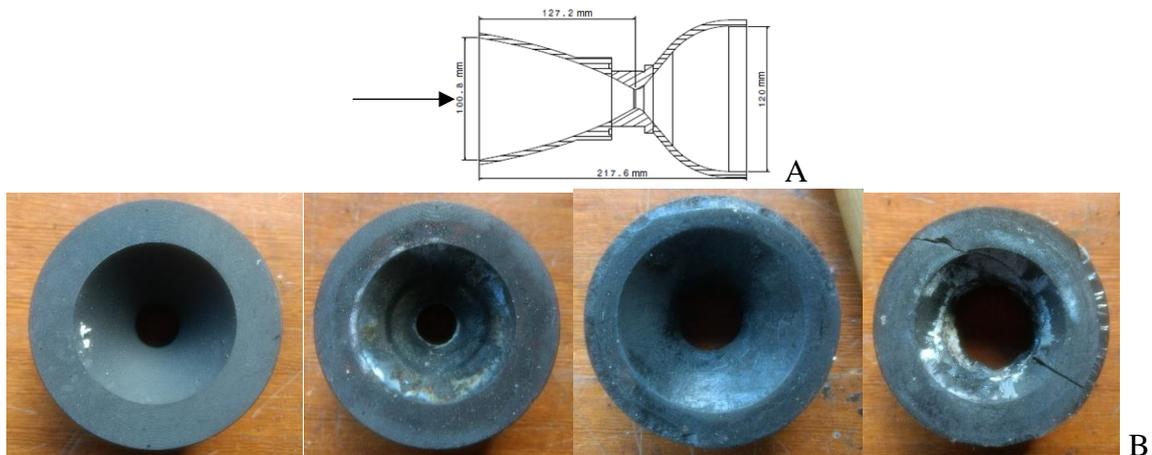


Figura 39: (A) esquemático da tubeira indicando o sentido em que as fotos da garganta da tubeira foram tiradas, nesse caso a vista é da parte divergente da tubeira. (B) Seção transversal da garganta da tubeira antes do teste, após 12 s de teste, após 24 s de teste e após 41 s de teste.

Pode-se observar nas figuras anteriores, o aumento do diâmetro da garganta da tubeira conforme é utilizada nos testes, confirmando a presença do processo de ablação que deteriora o material em que é produzido a tubeira. Foi medido o diâmetro das três tuberias utilizadas nos testes a fim de observar a mudança da geometria causada pelo processo de ablação durante a combustão no motor nos testes. As medidas foram tiradas nas mesmas posições em cada tubeira, assim como esquematizado na Fig. (40).

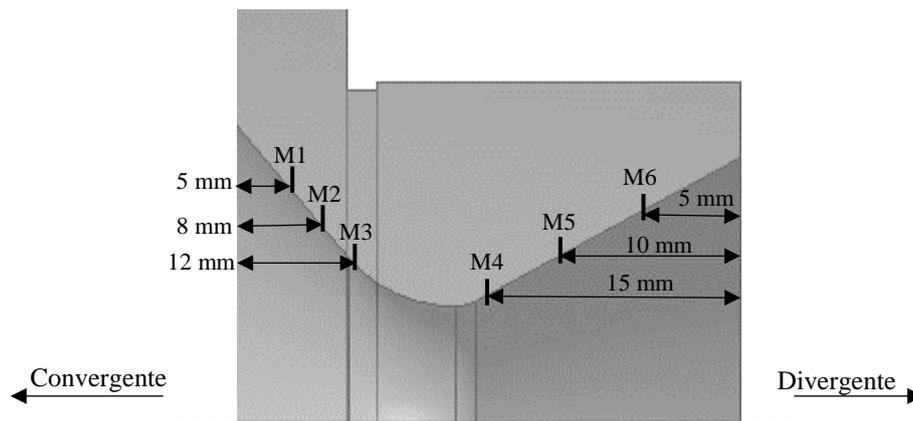


Figura 40: Esquemático das posições, indicadas pela letra M, onde foi medido o diâmetro das tubeiras utilizadas nos testes em solo do motor híbrido.

Foram obtidas as medidas para as quatro tubeiras, incluindo a que não foi utilizada em teste possuindo a geometria original, e as essas informações são mostradas na Tabela abaixo, considerando a geometria axissimétrica, sendo assim mostrados o valor do raio da geometria em cada ponto medido conforme a Fig. (40).

Tabela 8: Dados experimentais do raio das tubeiras utilizadas em testes em solo com o motor.

Posição	Raio Original [mm]	Raio para 12 s [mm]	Raio para 24 s [mm]	Raio para 41 s [mm]
M1	14.23	14.23	14.82	15.78
M2	11.65	11.39	11.53	14.74
M3	8.54	9.47	9.54	13.48
M4	10.7	8.70	10.3	12.36
M5	12.84	11.48	12.22	12.72
M6	15.07	14.62	15.27	15.13

Plotando os valores obtidos em função da posição, pode-se obter a variação da geometria com o tempo por conta do processo de ablação na tubeira, como pode ser observado na Fig. (41), para a geometria axissimétrica.

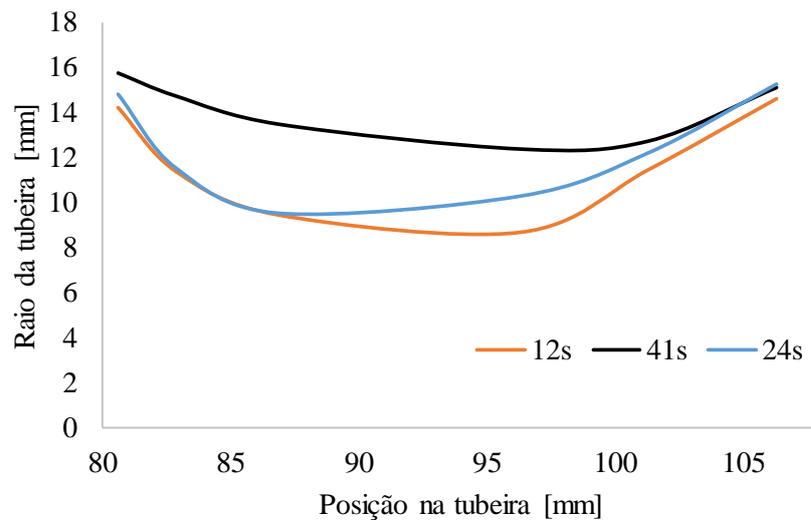


Figura 41: Curvas que representam o raio da tubeira após os testes de 12s, 24s e 41s.

Essa é uma aproximação da real dimensão e pode possuir alguns erros, pois as medidas foram tiradas manualmente, portanto podem existir erros de medição associados a esse tipo de medição. Sabendo a forma da geometria original da tubeira e a geometria final após 41s de teste, é possível determinar a diferença entre o raio inicial e final da tubeira e determinar a taxa de variação do raio no intervalo de tempo de duração do teste. Com isso é possível obter a taxa de erosão da tubeira, com base em dados experimentais. Esses dados estão na Tab. (9).

Tabela 9: Resultados da taxa de erosão obtido a partir dos dados experimentais.

Posição	Raio original [mm]	Raio final ($\Delta t=41s$) [mm]	Diferença [mm]	Taxa de erosão [mm/s]
M1	14.232	15.785	1.553	0.03788
M2	11.6471	14.745	3.0979	0.07556
M3	8.54154	13.48	4.93846	0.12045
M4	10.7	12.36	1.66	0.04049
M5	12.84	12.72	-0.12	-0.0029
M6	15.0691	15.13	0.06091	0.00149

O valor negativo da diferença entre os raios na posição M5 pode ser devido a erros no momento da medição, por terem sido medidos manualmente, portanto esse ponto foi desconsiderado no momento de plotar a curva da taxa de erosão em função da posição no eixo x . Com base nos resultados obtidos da taxa de erosão utilizando os dados experimentais, a curva da Fig. (42), mostra a taxa de erosão ao longo do comprimento da tubeira, da parte do *nozzle insert*.

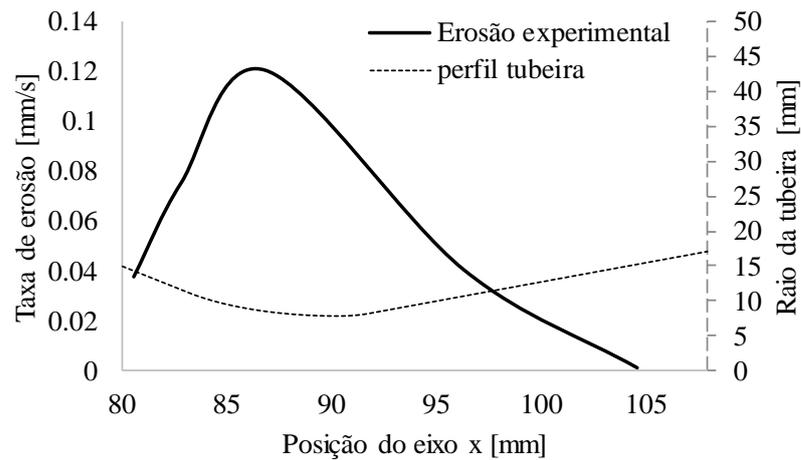


Figura 42: Taxa de erosão do nozzle insert obtidos a partir de dados experimentais.

A fim de validar os dados encontrados utilizando o modelo termoquímico de ablação, é realizada a comparação das taxas de erosão encontradas pelo método teórico e pelos resultados experimentais, na parte do *nozzle insert*. Os resultados são mostrados na Fig. (43).

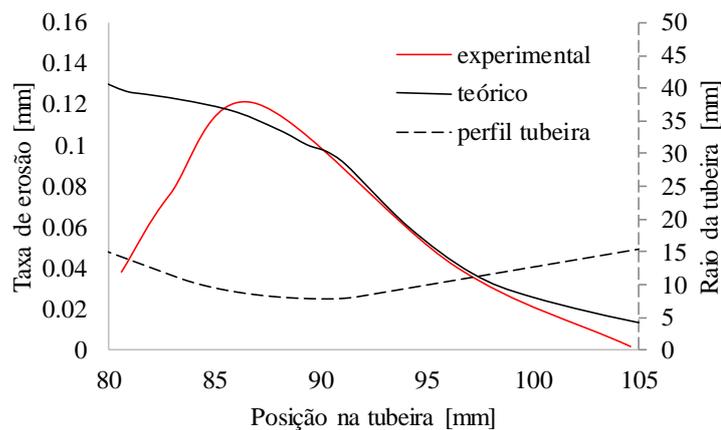


Figura 43: Curva comparando os resultados da taxa de erosão obtidos pelo método teórico utilizando o modelo de ablação e pelos dados obtidos experimentalmente.

É possível observar que os valores obtidos pelos dois métodos são próximos, apesar de nas posições entre 80 e 85 mm, o comportamento das curvas é diferente. Enquanto pelos cálculos teóricos, a taxa de erosão neste intervalo inicia com um valor maior e vai decaindo até o comportamento se assemelhar com o da taxa experimental. Na posição próxima a 80 mm, a curva resultante dos dados experimentais, possui um valor menor, mas vai crescendo até chegar na taxa máxima, e depois desse ponto começa a decair. Neste ponto as duas curvas assumem valores muito próximos e comportamentos semelhantes.

Sabendo-se a taxa que a superfície vai regredindo com o tempo e considerando o tempo do funcionamento do motor de 41s, pode-se prever a geometria final da tubeira por conta da

erosão. Para isso foi considerado os resultados do modelo termoquímico de erosão utilizado, e a geometria da tubeira é mostrada na Fig. (44), desconsiderando a deformação causada na tubeira pela onda de choque, a fim de observar o fluxo antes da falha da estrutura, ou seja, desconsiderando o efeito da taxa de erosão no local onde há a onda de choque.

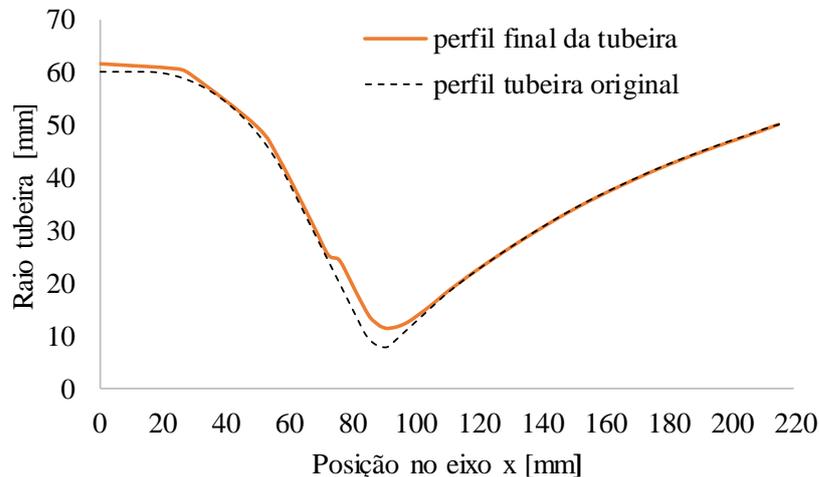


Figura 44: Comparação entre o perfil da tubeira original e o perfil da tubeira após 41s de testes, devido a erosão da superfície.

5. SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO FLUXO NA TUBEIRA COM GEOMETRIA FINAL DEVIDO A RECESSÃO DA SUPERFÍCIE DA TUBEIRA

Os resultados obtidos na seção anterior, mostram o efeito da ablação no interior da tubeira do motor do SARA tanto pelos resultados observados experimentalmente e tanto pelos resultados obtidos pelos cálculos do modelo de erosão. Com isso pode-se observar que a garganta da tubeira é a que mais sofre com a erosão, fazendo com o seu diâmetro aumente em consequência. Como a área da garganta é um parâmetro importante para os cálculos das propriedades do motor, ao alterá-la, conseqüentemente mudam-se as propriedades. A figura 44 mostra a geometria final da tubeira após sofrer com o processo de ablação. Com isso é importante observar as mudanças no campo de escoamento no interior da tubeira diante da nova geometria a fim de prever as mudanças no fluxo. Para isso foi realizada a simulação do fluxo na tubeira com as dimensões da Fig. (44) seguindo os mesmos procedimentos da seção 3, utilizando o software ANSYS 18.

Os pontos plotados na curva da Fig. (44), foram exportados para o Design Modeler do ANSYS. Com os pontos, foi criada a linha que contorna a tubeira e criada a superfície a partir das linhas. Da mesma forma que foi realizado anteriormente, foi construída uma geometria

exterior à tubeira, para que o fluxo interaja com a parte exterior que representa o ambiente. A Figura (45) mostra a geometria utilizada nessa simulação.

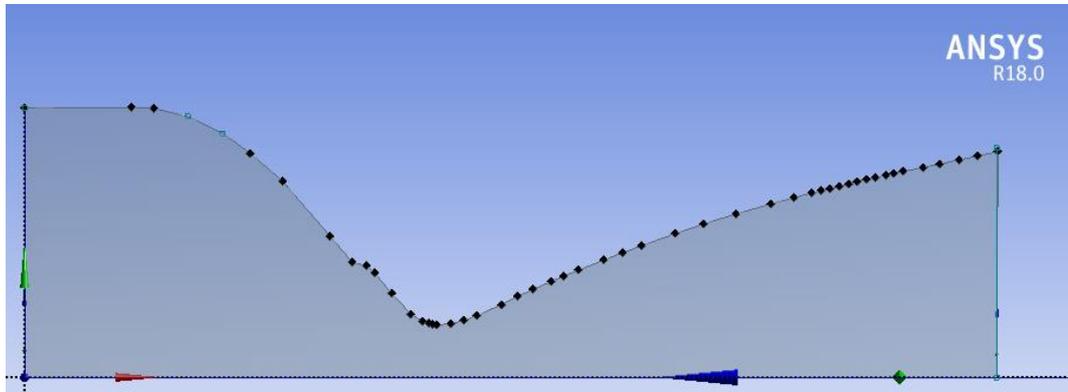


Figura 45: Geometria construída para a tubeira com as novas dimensões segundo os resultados da Fig. (44).

A superfície foi dividida em várias faces, da mesma forma que a simulação anterior, e a malha foi refinada utilizando a ferramenta de *edge sizing*. A malha final é mostrada na Fig. (46).

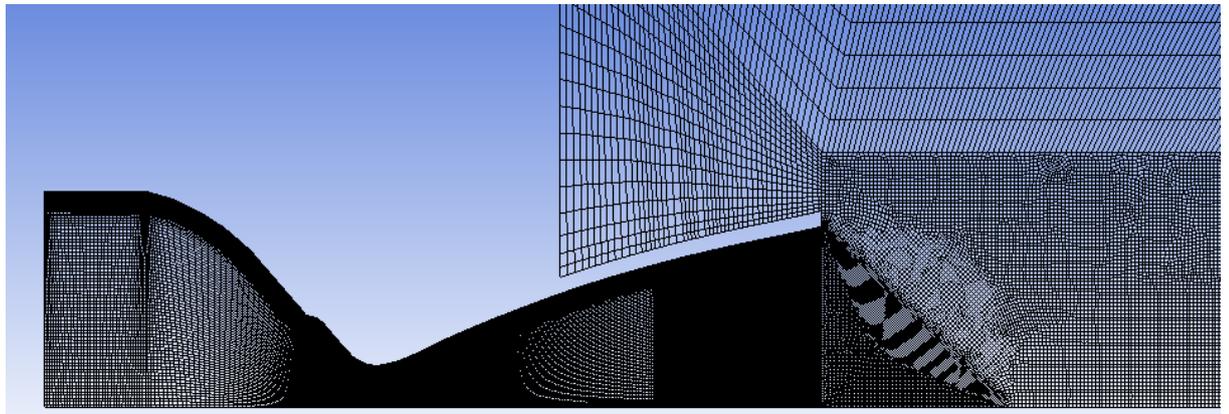


Figura 46: Malha gerada para a simulação da tubeira com a nova geometria.

O modelo de turbulência utilizado foi o $k-\epsilon$. As propriedades do fluido foram modificadas a fim de descrever o gás resultante da combustão, utilizando os parâmetros descritos na seção 3.

A área da garganta da tubeira é um parâmetro crítico no design da tubeira, portanto quando há mudança do diâmetro da garganta, há mudanças no fluxo e na performance do motor. Isso pode ser observado nas Eq. (2), (3) e (4), em que a velocidade depende da razão entre a área transversal e área transversal da garganta. Por esse motivo a pressão total na entrada da tubeira diminui com o aumento da área transversal da garganta. Assim o valor de pressão total na entrada da tubeira utilizada na simulação da seção 3, igual a 4.25MPa não pode ser utilizada

como condição inicial no caso da tubeira com nova geometria. Por esse motivo, a condição de contorno na entrada da tubeira é definida como *mass flow inlet*, já que a pressão na entrada é desconhecida, mas é conhecida a taxa de massa na entrada igual a 0.437 kg/s.

As demais condições de contorno na saída, parede, métodos de solução e controle da simulação foram configurados da mesma forma que foi feito na seção 3. Nessa simulação, foram realizadas aproximadamente 90 mil interações e os resultados são mostrados a seguir.

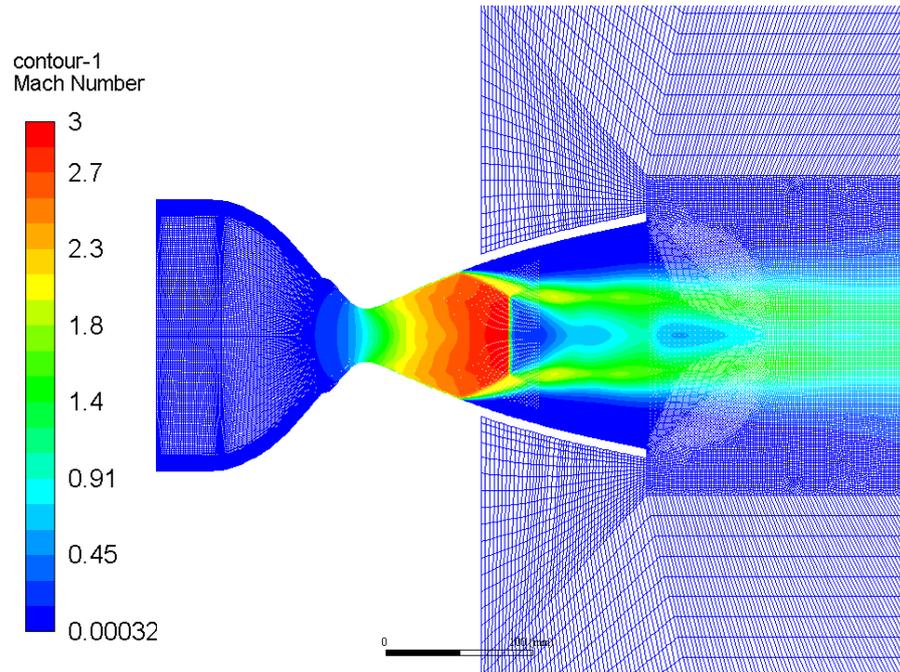


Figura 47: Curvas do número de Mach para a geometria resultante da erosão da tubeira.

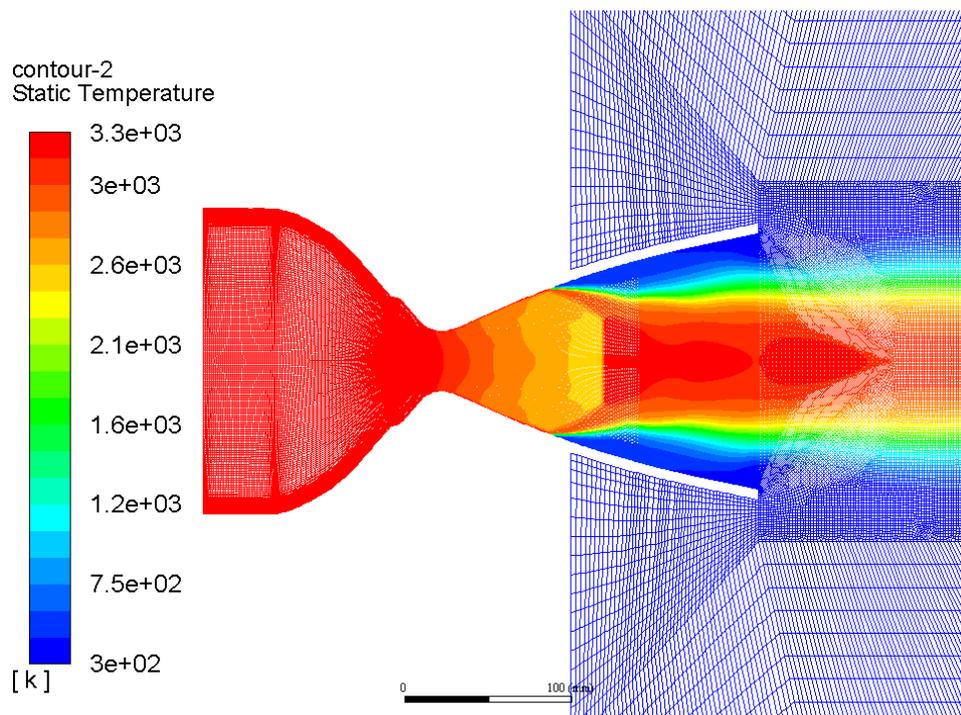


Figura 48: Curvas da temperatura estática para a geometria resultante da erosão da tubeira.

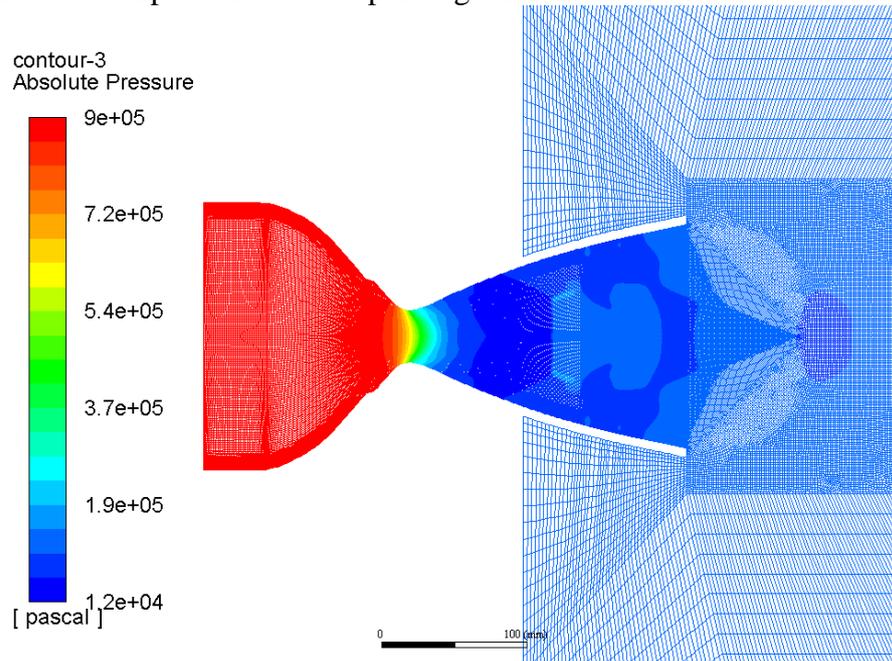


Figura 49: Curvas da pressão total para a geometria resultante da erosão da tubeira.

A forma da exaustão dos gases para a nova geometria da tubeira é mostrada na Fig. (43).

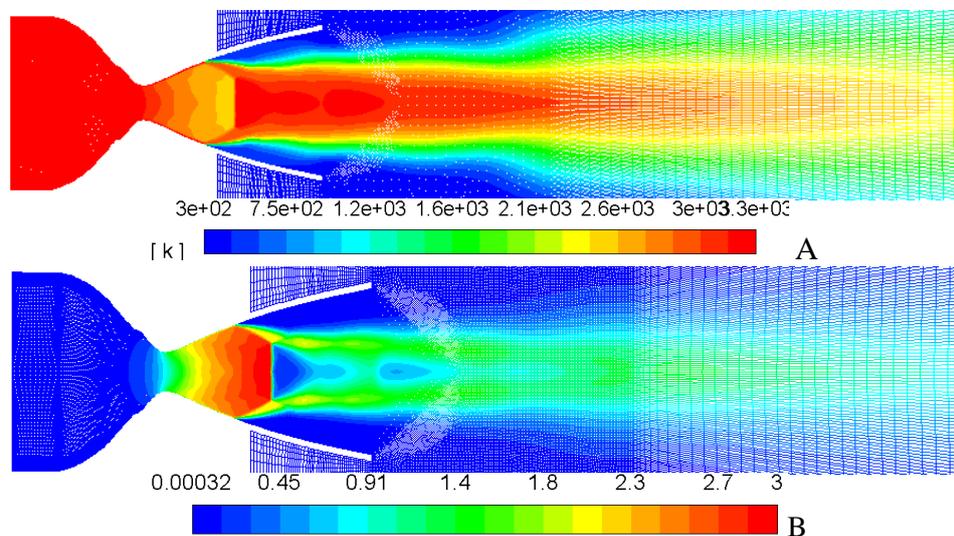


Figura 50: Curvas da temperatura estática (A) e de velocidade (B) para que seja visualizada a forma do jato de exaustão da tubeira com a nova geometria.

Analisando os resultados obtidos, é possível perceber que a pressão na entrada da tubeira possui valor menor do que a pressão total para a tubeira com a geometria original. Neste caso, a pressão total na entrada da tubeira é igual a 852643.19Pa, com efeito a onda de choque aparece mais próximo a garganta. As Figuras abaixo mostram a curva do número de Mach,

Temperatura estática e Pressão absoluta calculadas como o valor médio dessas propriedades na seção transversal da tubeira.

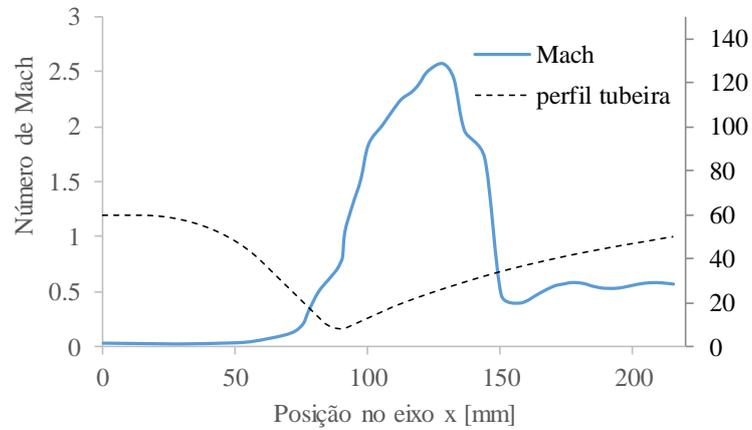


Figura 51: Curva da variação do valor médio de Mach ao longo da tubeira com nova geometria.

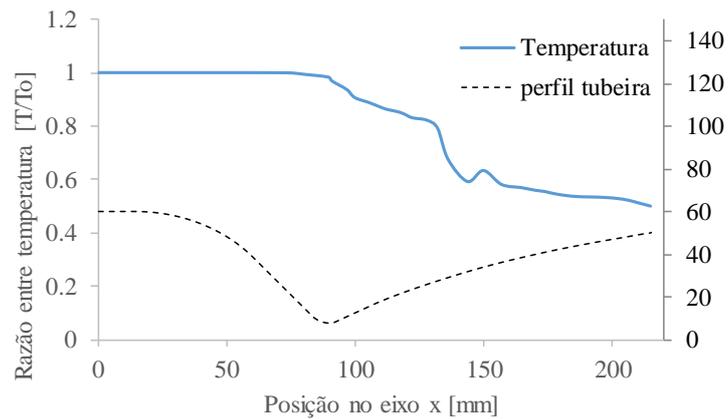


Figura 52: Curva da razão entre a temperatura local e a temperatura total na tubeira com nova geometria.

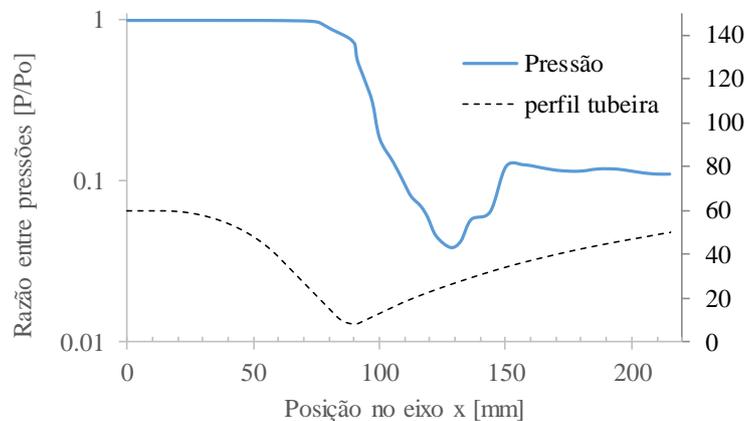


Figura 53: Curva da razão entre pressão absoluta local e pressão total ao longo da tubeira com nova geometria.

Com base nos dados, pode ser observado a variação no valor das propriedades por conta da onda de choque, em aproximadamente na posição 130mm. Podem ser comparados os resultados obtidos com a simulação realizada com a geometria original da tubeira e com os resultados obtidos com a simulação realizada com a geometria modificada com conta da erosão. As Figuras abaixo comparam as curvas do número de Mach e Pressão absoluta para os dois casos, sendo estes valores a média calculada em cada ponto da seção transversal da tubeira.

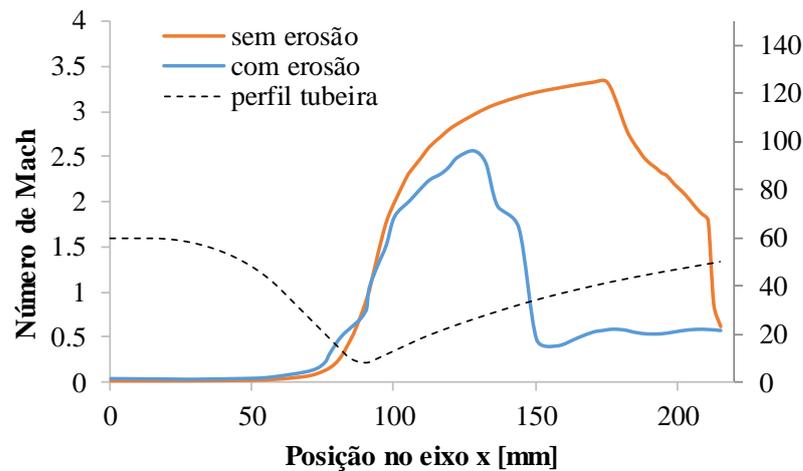


Figura 54: Curvas do número de Mach para a simulação realizada com o perfil original da tubeira (sem erosão) e com a nova geometria (com erosão)

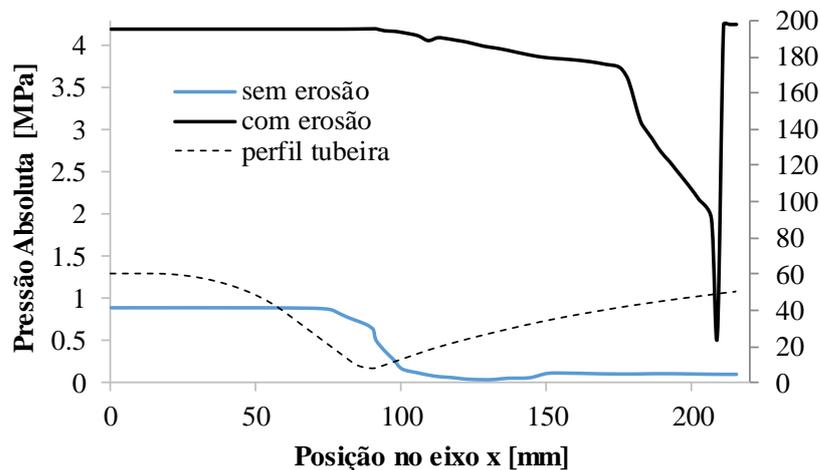


Figura 55: Curvas do valor da Pressão absoluta para a simulação realizada com o perfil original da tubeira (sem erosão) e com a nova geometria (com erosão)

Portanto a erosão que ocorre na tubeira durante o seu funcionamento, acarreta na mudança da sua geometria, especialmente na garganta fazendo com que as propriedades do fluxo sejam alteradas. Isso possui um impacto direto na performance do motor, fazendo com que a velocidade na saída seja menor, assim como a pressão.

6. CONCLUSÃO

Um estudo sobre o fluxo no interior da tubeira do motor híbrido da plataforma de reentrada SARA, desenvolvida pelo laboratório de propulsão híbrida da Universidade de Brasília, foi realizado a fim de encontrar o campo de escoamento na tubeira durante testes estáticos em solo com o motor. É de interesse encontrar como o fluxo se comporta durante estes testes, pois a tubeira do motor foi projetada para atuar em ambiente espacial de baixa pressão. Desse modo, quando são realizados testes em condições ambientes a pressão igual a 1atm, há mudanças no fluxo no interior da tubeira, como o aparecimento de ondas de choque. Assim foram realizadas simulações numéricas capazes de prever a presença de ondas de choque no interior da tubeira, e encontrar os parâmetros como velocidade, temperatura e pressão. Para a validação dos resultados numéricos, foi realizada a comparação com os resultados obtidos experimentalmente, a partir dos testes. Com bases nesses testes, foi definida uma metodologia para a validação dos resultados da simulação, que apresentou grande eficiência, já que provou que os resultados da simulação estão próximos dos resultados obtidos em bancadas de testes. Os resultados estariam mais exatos se fosse realizado a simulação do motor envolvendo a combustão dos propelentes, incluindo assim mecanismos de reação no escoamento. Foi também demonstrado o impacto das ondas de choque na estrutura do motor, que neste caso levou a falha da estrutura da parte divergente da tubeira. Isto poderia ter sido evitado, caso fosse utilizado algum tipo de proteção térmica no local, ou cortando a tubeira numa posição em que não haja onda de choque.

Conforme os testes foram sendo realizados, foi observado o desgaste do material da tubeira, principalmente na garganta, fazendo com que o seu diâmetro aumentasse a cada teste. A revisão de literatura acerca desse tema foi realizada e encontrou-se que os gases resultantes da combustão, que possuem elevada temperatura, causam ablação do material da superfície interna da tubeira, pois aumentam a reatividade de reações heterogêneas entre espécies oxidativas contidas no gás com o material da tubeira. Com isso, foi encontrado um modelo teórico para medir a erosão do material da tubeira, que depende da temperatura, pressão e da concentração das espécies oxidativas no gás. A metodologia aplicada utilizando o modelo proposto, resultou em uma taxa de erosão máxima na garganta da tubeira igual a 0.13mm/s, apresentando erosão menor e até nula em outras partes da tubeira. Este resultado foi validado comparando com os resultados experimentais, analisando o diâmetro de tubeiras utilizadas nos testes que apresentaram erosão. Comparando os resultados, foi encontrado valores muito próximos entre as abordagens teóricas e experimentais e também o comportamento da taxa de

erosão ao longo da tubeira semelhantes, que é máxima na parte da garganta e começa a diminuir ao longo da parte divergente.

Com base nos resultados da taxa de erosão, foi possível prever o quanto a superfície da tubeira regride ao longo de um teste e assim pode-se encontrar o perfil da tubeira ao final de 41s de teste para que fosse realizada a simulação numérica utilizando a nova geometria, a fim de encontrar as mudanças do fluxo. Os resultados mostram que a tubeira após sofrer o desgaste, faz com que a pressão na câmara de combustão seja reduzida, conseqüentemente a pressão na entrada da tubeira cai de 4,25MPa para 0.852Pa na entrada da tubeira em comparação com o perfil original. Com isso a onda de choque ocorre mais próxima da garganta, além de afetar a performance do motor já que além da pressão, a velocidade na tubeira também é reduzida. Com isso é notável o efeito negativo do fenômeno de ablação na tubeira, pois todo o campo de escoamento é alterado em consequência. Assim confirma a importância do estudo da erosão a fim de prever seu valor para que possa encontrar uma maneira de reduzir essa taxa para que não haja muitos prejuízos para o motor e para a missão.

7. REFERÊNCIAS

- Anderson, J.D. Jr. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5 ed. New York: McGraw-Hill, 2007.
- Andersson, B., R. Andersson, L. Hakansson, M. Mortensen, R. Sudiyo, e B. V. Wachem. *Computational Fluid Dynamics for Engineers*. New York: CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS, 2012.
- Andrianov, A., O Shynkarenko, A. E. M. Bertoldi, M. N. D. Barcelos Jr., e C. A. G. Veras. “Concept and design of the hybrid test-motor for the development of a propulsive decelerator of SARA reentry capsule.” University of Brasilia e Brazilian Space Agency, Brasília, 2015.
- ANSYS. 18.
- Balabel, A. , A.M. Hegab, S. Wilson, M. Nasr, e S. El-Behery. “Numerical Simulation of Turbulent Gas Flow in a Solid Rocket Motor Nozzle.” *ASAT- 13*. Cairo, 2009.
- Bianchi, Daniele , e Francesco Nasuti. “Thermochemical Erosion Analysis of Carbon-Carbon Nozzles in Solid-Propellant Rocket Motors.” *Journal of Propulsion and Power* 27, nº 1 (2010): 197-205.
- Blazek, J. *Computational fluid dynamics : principles and applications* . 1. Baden-Daettwil: ELSEVIER SCIENCE, 2001.
- Bonnetain., L. , e G. Hoynant. *Les Carbones*, 1965: 270-277.
- CCS-AEB. 22 de 10 de 2015. <http://www.aeb.gov.br/satelite-sara-ja-esta-no-centro-de-lancamento-de-alcantara-no-maranhao/> (acesso em abril de 2017).
- Daily, Space Coast. *Titusville’s Rocket Crafters Awarded Contract To Design, Develop and Test Hybrid Rocket Engine* . 27 de July de 2017. <http://spacecoastdaily.com/2017/07/titusvilles-rocket-crafters-awarded-contract-to-design-develop-and-test-hybrid-rocket-engine/> (acesso em 2018).
- Dante, Roberto. *Handbook of Friction Materials and their Applications*. Woodhead Publishing, 2015.
- Gomes, Francisco Augusto Aparecido. “Estudo Analítico/Numérico do Problema de Ablação.” Tese (Mestrado em Engenharia Mecânica), UNESP, São Paulo, 2006.
- Hastings, Daniel , e Henry Garrett. *Spacecraft-Environment Interactions*. Cambridge University Press, 1996.
- Hunter, C.A. “Experimental, Theoretical, and Computational Investigation of Separated Nozzle Flows.” *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Cleveland, 1998. 21.
- Ke-Zhi, Li, Shen Xue-Tao, Li He-Jun, Zhang Shou-Yang, Feng Tao, e Zhang Lei-Lei. “Ablation of the carbon/carbon composite nozzle-throats in a small solid rocket motor.” *Carbon* 49, nº 4 (2011): 1208-1205.
- Luo, Ruiying, Tao Liu, Jinsong Li, Hongbo Zhang, Zhijun Chen, e Guanglai Tian. “Thermophysical properties of carbon/carbon composites and physical mechanism of thermal expansion and thermal conductivity.” *Carbon* 42, nº 14 (2004): 2887-2895.
- Nagle, J. , e R. F. Strickland-Constable. “Oxidation of Carbon between 1000-2000 °C.” *Proceeding of the 5th Carbon Conference*, 1962: 154-164.
- Narsai, Pavan. “Nozzle erosion in hybrid rocket motors.” d, STANFORD UNIVERSITY, 2016.
- Narsai, Pavan. “Nozzle erosion in hybrid rocket motors.” Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, 2016, 366.

- Neoh, K. D., J. D. Howard, e A. F. Sarofim. "Soot oxidation in Flames: Particulate Carbon Formation During Combustion." Edição: D. C. Siegla e W. G. Smith. (Plenum Press) 1981: 162-282.
- Pedroni, Y.S. "OTIMIZAÇÃO DA PROPULSÃO DE FOGUETES POR MEIO DO DESENVOLVIMENTO DE MODELAGEM NUMÉRICA ACOPLADA FSI." Trabalho de conclusão de curso, Engenharia Aeroespacial, UFSC, Joinville, 2016, 79.
- Rosner, , D. E., e H. D. Allendorf. "Comparative Studies of Attack of Pyrolytic and Isotropic Graphite by Atomic and Molecular Oxygen at High Temperatures." *AIAA Journal*, s.d.: 650-654.
- SUTTON, GEORGE P., e Oscar Biblarz. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons, 2001.
- Taillandier, J. "Efeito do modelo matemático sobre a solução numérica do escoamento em tubeira de motor foguete." Tabalho de Graduação, Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Paraná., Curitiba, 2006, 71.
- Thakre, Piyush. "rockChemical erosion of graphite and refractory metal nozzles and its mitigation in solid-propellant rocket motors." Dissertation (Doctor of Philosophy), Mechanical Engineering, Pennsylvania State University, 2008, 219.
- Thakre, Piyush, e Vigor Yang. "Graphite Nozzle Material Erosion in Solid-Propellant Rocket Motors." *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2007.
- Zhao, Sheng, Hui Tian, PengFei Wang, NanJia Yu, e GuoBiao Cai. "Steady-state coupled analysis of flowfields and thermochemical erosion of C/C nozzles in hybrid rocket motors." *Science China Technological Sciences* 58, nº 3 (2015): 574-586.