

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

Fernando Smarieri Xavier

**Análise CFD da câmara de combustão de um
Demonstrador Tecnológico Genérico em Regime
Hipersônico**

São Carlos

2021

Fernando Smarieri Xavier

**Análise CFD da câmara de combustão de um
Demonstrador Tecnológico Genérico em Regime
Hipersônico**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. Paulo Celso Greco Junior

**São Carlos
2021**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

X3a Xavier, Fernando Smarieri
 Análise CFD da câmara de combustão de um
 Demonstrador Tecnológico Genérico em Regime Hipersônico
 / Fernando Smarieri Xavier; orientador Paulo Celso
 Greco Junior. São Carlos, 2021.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2021.

1. Scramjet. 2. Regime hipersônico. 3. Câmara de
combustão. 4. Simulação computacional. 5. Injeção
transversal. 6. CFD. 7. Ondas de choque. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO

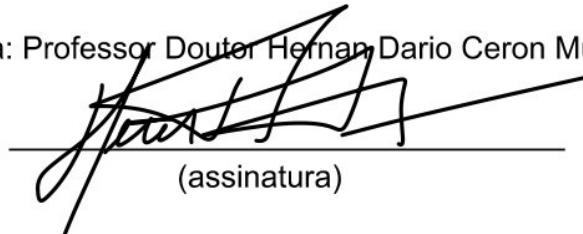
Candidato: Fernando Smarieri Xavier

Título do TCC: Análise CFD da câmara de combustão de um Demonstrador Tecnológico Genérico em Regime Hipersônico

Data de defesa: 26/07/2021

Comissão Julgadora	Resultado
Professor Doutor Hernan Dario Ceron Muñoz	Aprovado
Instituição: EESC - SAA	
Mestre Pedro David Bravo Mosquera	Aprovado
Instituição: EESC - SAA	

Presidente da Banca: Professor Doutor Hernan Dario Ceron Muñoz



A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Hernan Dario Ceron Muñoz', is written over a horizontal line. Below the line, the word '(assinatura)' is written in parentheses.

Dedico este trabalho a meus pais, que desde sempre mostraram o poder da educação e deram todo o apoio necessário para que eu trilhasse os melhores caminhos.

AGRADECIMENTOS

A meus pais, Fernando de Oliveira Xavier e Lilian Mônica Smarieri Xavier, que sempre estiveram ao meu lado, dando todo o apoio emocional e financeiro para que eu pudesse alcançar todos os sonhos e superar todos os desafios ao longo da graduação.

Ao meu irmão, Eduardo Smarieri Xavier, pela amizade e parceria durante todos os momentos, mesmo às vezes à distância.

A minha namorada, Ana Maia Baptista, pelo amor, companheirismo e apoio durante todos estes anos.

Ao professor Paulo Greco pela orientação, disponibilidade e tempo dedicados ao desenvolvimento deste trabalho.

A todos os Professores que, de modo direto ou indireto, contribuíram para a minha formação acadêmica.

À EESC-USP AeroDesign e à Semana de Engenharia Aeronáutica (SEA), pelo desenvolvimento profissional e pessoal proporcionado.

Por fim, agradeço a todos os amigos que fiz ao longo desta jornada, que tornaram o caminho muito mais prazeroso e engrandecedor.

"O importante é não parar de questionar. A curiosidade tem a sua própria razão para existir."

Albert Einstein

RESUMO

XAVIER, F. S. **Análise CFD da câmara de combustão de um Demonstrador Tecnológico Genérico em Regime Hipersônico.** 2021. 104p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

A utilização de motores com sistema de propulsão aspirada baseado em combustão supersônica (*Scramjet - Supersonic Combustion Ramjet*) tem se mostrado como uma das principais alternativas à utilização de motores foguete para aceder ao espaço, visto que apresentam maior empuxo específico e não necessitam de reservatórios de oxidante acoplados aos veículos. Para gerar empuxo, estes motores utilizam o ar proveniente do escoamento externo, que é comprimido pela geometria do veículo e, ao entrar na câmara de combustão em condições supersônicas, promove a autoignição do combustível ali injetado. Neste trabalho, foram realizadas análises de Dinâmica dos Fluidos Computacional (*CFD*) 2D do interior de diferentes modelos de câmara de combustão, avaliando o surgimento de ondas de choque, gradientes de temperatura e de fração mássica de espécies, dentre outros. Foi constatado que câmaras de combustão com menor altura e seção constante podem apresentar problemas no funcionamento devido a formação de choque normal na região de injeção. Assim, é simulado um modelo com alterações ao que apresentou problemas e são discutidas novas possíveis alterações nas câmaras de combustão para corrigir os problemas encontrados. Cabe ressaltar que os estudos aqui apresentados contribuirão para o domínio da tecnologia *scramjet* pela comunidade científica brasileira, possibilitando futuramente que seja desenvolvido um modelo brasileiro capaz de aceder ao espaço.

Palavras-chave: *Scramjet*, câmara de combustão, injeção transversal, regime hipersônico, ondas de choque, simulação computacional, *CFD*.

ABSTRACT

XAVIER, F. S. **CFD Analysis of the combustion chamber of a Generic Technological Demonstrator in Hypersonic Regime..** 2021. 104p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

The use of engines with an aspirated propulsion system based on supersonic combustion (*Scramjet - Supersonic Combustion Ramjet*) has been shown to be one of the main alternatives to the use of rocket engines to access space, since they present greater specific thrust and do not need oxidant reservoirs attached to the vehicles. To generate thrust, these engines use air from the external flow, which is compressed by the vehicle's geometry and, upon reaching the combustion chamber under supersonic conditions, promotes the self-ignition of the fuel injected there. In this work, *2D* Computational Fluid Dynamics (*CFD*) analysis of the interior of different combustion chamber models were performed, evaluating the appearance of shock waves and gradients of temperature and mass fraction, among others. It was found that combustion chambers with lower height and constant section can present problems in operation due to the formation of a normal shock in the injection region. Thus, a model with alterations to the one that presented problems is simulated and new possible alterations in the combustion chambers are discussed to correct the problems found. It is noteworthy that the studies presented here will contribute to the domain of the *scramjet* technology by the Brazilian scientific community, enabling the development of a Brazilian model capable of accessing space in the future.

Keywords: *Scramjet*, combustion chamber, transverse injection, hypersonic regime, shock waves, computer simulation, CFD

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Geometria do <i>waverider 14-X</i> integrado ao motor <i>scramjet</i> . Fonte: Adaptado de (TORO et al., 2012).	33
Figura 2 – Desempenho de diferentes sistemas de propulsão. Fonte: Adaptado de Fry (2011).	33
Figura 3 – Veículo hipersônico <i>14-X waverider</i> . Fonte: (CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013).	37
Figura 4 – Demonstrador Tecnológico 14-X B. Fonte: (CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013).	38
Figura 5 – Demonstrador Tecnológico 14-X S. Fonte: (NETTO, 2017)	38
Figura 6 – Trajetória balística de voo do 14-X S. Fonte: (TORO et al., 2012)	39
Figura 7 – Modelo simulado. Fonte: Siqueira e Ribeiro (2020).	40
Figura 8 – Modelo simulado. Fonte: Choubey e Pandey (2018).	41
Figura 9 – Mecanismo de reação de sete passos. Fonte: Choubey e Pandey (2018).	41
Figura 10 – Domínio computacional simulado. Fonte: Pudsey, Boyce e Wheatley (2013).	42
Figura 11 – Malha refinada utilizada. Fonte: Pudsey, Boyce e Wheatley (2013).	42
Figura 12 – Máxima fração mássica de Hélio (à esquerda) e eficiência da mistura (à direita) por modelo de turbulência para $S_{ct} = 0,7$. Fonte: Pudsey, Boyce e Wheatley (2013).	43
Figura 13 – Máxima fração mássica de Hélio para diferentes S_{ct} para modelo <i>SA</i> (à esquerda) e <i>SST</i> (à direita). Fonte: Pudsey, Boyce e Wheatley (2013).	43
Figura 14 – Máxima fração mássica de Hélio para diferentes S_{ct} para modelo $k - \varepsilon$ cúbico. Fonte: Pudsey, Boyce e Wheatley (2013).	44
Figura 15 – Eficiência na mistura para diferentes ângulos de injeção. Fonte: Ogawa (2016).	44
Figura 16 – Penetração de combustível para diferentes ângulos de injeção. Fonte: Ogawa (2016).	45
Figura 17 – Interações entre escoamento e injeção. Fonte: Ogawa (2016).	45
Figura 18 – Seções de um veículo com motor <i>scramjet</i> . Fonte: Adaptado de Bezerra (2020).	47
Figura 19 – Ciclo de Brayton padrão de um <i>scramjet</i> . Fonte: (HEISER; PRATT, 1994)	49
Figura 20 – Formação de onda de choque oblíqua. Fonte: Adaptado de (JOHN; ANDERSON, 2003).	50
Figura 21 – Onda de choque oblíqua plana incidente. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003).	51

Figura 22 – Onda de choque oblíqua destacada. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003)	53
Figura 23 – Geometria de uma onda de choque refletida. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003)	54
Figura 24 – <i>Mach Reflection</i> . Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003)	54
Figura 25 – Expansão isentrópica de Prandlt-Meyer. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003)	55
Figura 26 – Modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples. Fonte: Adaptado de Bezerra (2020).	57
Figura 27 – Modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.	59
Figura 28 – Malha final gerada para o modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.	59
Figura 29 – Malha final gerada para a região constante do modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.	60
Figura 30 – Malha final gerada para a região do injetor do modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.	60
Figura 31 – Malha computacional gerada por Bezerra (2020). Fonte: Bezerra (2020).	61
Figura 32 – Resíduos máximos ao longo da simulação.	63
Figura 33 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação.	63
Figura 34 – Contornos de número de <i>Mach</i> para o caso simulado.	65
Figura 35 – Contornos de número de <i>Mach</i> na região próxima a injeção para o caso simulado.	65
Figura 36 – Contornos de número de <i>Mach</i> para o caso simulado.	66
Figura 37 – Contornos de número de <i>Mach</i> para o caso simulado por Bezerra (2020). Fonte: Bezerra (2020).	66
Figura 38 – Contornos de fração mássica de H_2O para o caso simulado.	67
Figura 39 – Contornos de fração mássica de H_2O para o caso simulado por Bezerra (2020). Fonte: Bezerra (2020).	67
Figura 40 – Contornos de temperatura para o caso simulado.	68
Figura 41 – Contornos de temperatura para o caso simulado por Bezerra (2020). Fonte: Bezerra (2020).	68
Figura 42 – Planos definidos para obtenção dos dados de distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão.	69
Figura 43 – Contornos de pressão para o caso simulado, com traços indicando os planos analisados.	69
Figura 44 – Distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão para altura 0,5 mm.	70
Figura 45 – Distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão para altura 8 mm.	71

Figura 46 – Distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão para altura 16 mm.	71
Figura 47 – Contornos de número de <i>Mach</i> na região de reflexão do choque na parede superior.	72
Figura 48 – Contornos de pressão na região de reflexão do choque na parede superior.	72
Figura 49 – Fração mássica de H_2 na fronteira de saída da câmara de combustão	73
Figura 50 – Fração mássica de H_2O na fronteira de saída da câmara de combustão	73
Figura 51 – Fração mássica de O_2 na fronteira de saída da câmara de combustão	73
Figura 52 – Modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.	76
Figura 53 – Malha final para o modelo da câmara de combustão de altura constante com injeção transversal simples.	76
Figura 54 – Malha final próxima ao injetor para o modelo da câmara de combustão de altura constante com injeção transversal simples.	76
Figura 55 – Resíduos máximos ao longo da simulação.	78
Figura 56 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação.	78
Figura 57 – Contornos de número de <i>Mach</i> na região de entrada da câmara de combustão no <i>time-step</i> 1.552.	79
Figura 58 – Contornos de número de <i>Mach</i> na região de entrada da câmara de combustão no <i>time-step</i> 2.052.	80
Figura 59 – Contornos de número de <i>Mach</i> na câmara de combustão no <i>time-step</i> 2.052.	80
Figura 60 – Modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples e seção divergente após injetor.	84
Figura 61 – Malha final gerada para o modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples e seção divergente após injetor.	84
Figura 62 – Malha final gerada para a região de seção constante do modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples e seção divergente após injetor.	84
Figura 63 – Resíduos máximos ao longo da simulação da câmara de combustão para injeção a <i>Mach</i> 0,3.	85
Figura 64 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação da câmara de combustão para injeção a <i>Mach</i> 0,3.	86
Figura 65 – Resíduos máximos ao longo da simulação da câmara de combustão para injeção a <i>Mach</i> 0,54.	87
Figura 66 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação da câmara de combustão para injeção a <i>Mach</i> 0,54.	88
Figura 67 – Resíduos máximos ao longo da simulação da câmara de combustão para injeção a <i>Mach</i> 0,58.	89

Figura 68 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,58$	90
Figura 69 – Contornos de número de $Mach$ na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$	91
Figura 70 – Contornos de número de $Mach$ próximos a injeção na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$	91
Figura 71 – Número de $Mach$ ao longo da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$	92
Figura 72 – Contornos de fração mássica de H_2O na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$	92
Figura 73 – Contornos de fração mássica de H_2 na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$	93
Figura 74 – Frações mássicas ao longo da fronteira de saída da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$	93
Figura 75 – Contornos de temperatura na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$	94
Figura 76 – Temperatura ao longo da fronteira de saída da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$	94
Figura 77 – Contornos de número de $Mach$ na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,54$	95
Figura 78 – Contornos de número de $Mach$ próximos a injeção na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,54$	95
Figura 79 – Número de $Mach$ ao longo da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,54$	96
Figura 80 – Contornos de fração mássica de H_2O na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,54$	96
Figura 81 – Contornos de fração mássica de H_2 na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,54$	96
Figura 82 – Frações mássicas ao longo da fronteira de saída da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,54$	97
Figura 83 – Temperatura ao longo da fronteira de saída da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,54$	97
Figura 84 – Contornos de $Mach$ na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,58$ no <i>time-step</i> 316.	98
Figura 85 – Contornos de $Mach$ na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,58$ no <i>time-step</i> 1.433.	98
Figura 86 – Contornos de $Mach$ na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,58$ no <i>time-step</i> 3.170.	98

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Nomenclatura das Seções. Fonte: Adaptado de (HEISER; PRATT, 1994).	48
Tabela 2 – Regimes de velocidade em função do número de <i>Mach</i> . Fonte: Adaptado de (JOHN; ANDERSON, 2003).	50
Tabela 3 – Condições do escoamento na entrada da câmara de combustão. Fonte: Adaptado de Bezerra (2020).	58
Tabela 4 – Condições de injeção de H_2 no injetor. Fonte: Adaptado de Bezerra (2020).	58
Tabela 5 – Condições do escoamento na entrada da câmara de combustão. Fonte: Adaptado de Morini (2021)	75
Tabela 6 – Condições de injeção de hidrogênio no injetor. Fonte: Adaptado de Morini (2021)	75

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

- IEAv Instituto de Estudos Avançados
USP Universidade de São Paulo
SA Spallart-Almaras
SST Shear Stress Transport
RANS Reynolds-averaged Navier Stokes
LES Large Eddy Simulation
CFD Computational Fluid Dynamics
2D Bidimensional - 2 Dimensões
3D Tridimensional - 3 Dimensões

LISTA DE SÍMBOLOS

H_2	Hidrogênio
O_2	Oxigênio
N_2	Nitrogênio
H_2O	Água
C_xH_y	Hidrocarboneto
h	Entalpia específica
R	Constante do gás
q	Fluxo de calor adicionado ao sistema
u	Vetor velocidade
u_n	Componente normal do vetor velocidade
u_t	Componente tangencial do vetor velocidade
\dot{m}	Vazão mássica
μ	Viscosidade dinâmica
ρ	Massa específica
T	Temperatura estática
T_t	Temperatura total
P	Pressão estática
T_t	Pressão total
a	Velocidade do som no meio
V	Magnitude do vetor velocidade
M	Número de <i>Mach</i>
$M_{1,n}$	Componente Normal do número de <i>Mach</i> antes da onda de choque oblíqua
$M_{2,n}$	Componente Normal do número de <i>Mach</i> após da onda de choque oblíqua
$M_{1,t}$	Componente Tangencial do número de <i>Mach</i> antes da onda de choque oblíqua
$M_{2,t}$	Componente Tangencial do número de <i>Mach</i> após da onda de choque oblíqua
γ	Razão dos calores específicos

β	Ângulo da onda de choque
θ	Ângulo de deflexão da cunha
μ_1	Ângulo da frente da onda de expansão
μ_2	Ângulo da cauda da onda de expansão
v	Função de Prandtl-Meyer
μ	Viscosidade dinâmica
$atan$	Arco tangente
$asen$	Arco seno
sen	Seno
S_{ct}	Número de <i>Schmidt</i>

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	31
1.1	Contexto	31
1.2	Objetivo do Trabalho	31
1.2.1	Objetivos específicos	32
1.3	Justificativa do projeto	32
1.3.1	Contribuição do trabalho	34
1.4	Restrições do Projeto	34
1.4.1	Malha e Domínio	34
1.4.2	Condições da entrada	34
1.5	Organização do Trabalho	35
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	37
2.1	Scramjet no Brasil - Projeto 14-X	37
2.1.1	Tecnologia <i>waverider</i>	39
2.2	Estudos Numéricos	39
2.2.1	CFD Investigation of a supersonic combustion chamber of a scramjet engine	39
2.2.2	Numerical analysis of hydrogen fueled scramjet combustor with innovative designs of strut injector	40
2.2.3	Effect of different wall injection schemes on the flow-field of hydrogen	41
2.2.4	Influence of Common Modeling Choices for High-Speed Transverse Jet-Interaction Simulations	42
2.2.5	Effects of injection angle and pressure on mixing performance of fuel injection via various geometries for upstream-fuel-injected scramjets	44
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	47
3.1	Scramjet	47
3.1.1	Terminologia	47
3.1.2	Funcionamento	48
3.2	Supersônico	49
3.2.1	Número de Mach	49
3.2.2	Teoria de Onda de Choque Oblíqua	50
3.2.3	Teoria de Onda de Choque Refletida	53
3.2.4	<i>Mach Reflection</i>	54
3.2.5	Teoria de Prandtl-Meyer para ondas de expansão isentrópica	55
4	PRIMEIRO MODELO	57

4.1	Metodologia	57
4.1.1	Dimensões da Câmara de Combustão	57
4.1.2	Condições do escoamento e da injeção	58
4.1.3	Modelagem em CFD	58
4.1.3.1	Malha	59
4.1.3.2	Pré-processamento - Escoamento e condições de contorno	61
4.1.3.3	Processamento - Solver	62
4.1.3.4	Pós processamento	64
4.2	Resultados e Discussões	64
4.2.1	Resultados qualitativos	64
4.2.1.1	Gráficos de contorno de número de <i>Mach</i>	64
4.2.1.2	Gráficos de contorno de fração mássica de H_2O	66
4.2.1.3	Gráficos de Contorno de Temperatura	67
4.2.2	Resultados quantitativos	68
4.2.2.1	Distribuição de pressão	68
4.2.2.2	Formação de espécies na saída	72
4.2.3	Conclusão	73
5	SEGUNDO MODELO	75
5.1	Metodologia	75
5.1.1	Dimensões da Câmara de Combustão	75
5.1.2	Condições do escoamento e da injeção	75
5.1.3	Modelagem em CFD	75
5.1.3.1	Malha	76
5.1.3.2	Pré-processamento - Escoamento e condições de contorno	76
5.1.3.3	Processamento - Solver	77
5.1.3.4	Pós processamento	79
5.2	Resultados e discussões	79
6	TERCEIRO MODELO	83
6.1	Metodologia	83
6.1.1	Dimensões da Câmara de Combustão	83
6.1.2	Condições do escoamento e da injeção	83
6.1.3	Modelagem em CFD	83
6.1.3.1	Malha	83
6.1.3.2	Pré-processamento - Escoamento e condições de contorno	84
6.1.3.3	Processamento - Solver	84
6.1.3.4	Pós-processamento	90
6.2	Resultados e Discussões	90
6.2.1	Injeção de combustível a Mach 0,3	90

6.2.1.1	Número de <i>Mach</i>	90
6.2.1.2	Frações mássicas	92
6.2.1.3	Temperatura	93
6.2.2	Injeção a <i>Mach</i> 0,54	94
6.2.2.1	Número de <i>Mach</i>	94
6.2.2.2	Frações mássicas	96
6.2.2.3	Temperatura	97
6.2.2.4	Injeção a <i>Mach</i> 0,58	98
6.3	Considerações finais	99
7	CONCLUSÃO	101
7.1	Trabalhos futuros	102
	REFERÊNCIAS	103

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contexto

Ao longo dos últimos anos, a busca pelo domínio da combustão supersônica (tecnologia *scramjet*) tem sido objetivo de diversos países, como Estados Unidos, Austrália, Alemanha, França, Japão, Índia, China, Rússia e Brasil. Esta tecnologia é vista como grande potencial para ser empregada em veículos aeroespaciais em regime de velocidade hipersônica (número de *Mach* maior que 5), substituindo os atuais motores foguetes.

Os motores foguetes são capazes de atingir velocidades hipersônicas acima da velocidade de escape da gravidade terrestre (cerca de 11,2 *km/s*), mas necessitam armazenar no interior do veículo tanto o combustível quanto o oxidante. Com isso, os veículos se tornam mais pesados e as missões mais limitadas, visto que apenas um pequeno percentual (2% a 4%) da massa de decolagem pode ser destinada à carga útil, enquanto o oxidante chega a corresponder por cerca de 70%, de acordo com [Carneiro \(2020\)](#).

Nesse contexto, a utilização de motores *scramjet* surge como alternativa para uma nova geração de veículos mais eficientes e econômicos. Visto que aspiram o ar atmosférico como fluido termodinâmico de trabalho e fonte de oxigênio para a combustão, não precisam armazenar oxidante a bordo do veículo, o que poderá reduzir significativamente o peso e custos associados. Portanto, dominar e aprimorar esta tecnologia poderá ser fundamental para o protagonismo do setor aeroespacial dos próximos anos.

1.2 Objetivo do Trabalho

O objetivo do presente trabalho é efetuar uma análise computacional da aerodinâmica (*CFD*) na câmara de combustão de um motor *Scramjet* de um Demonstrador Tecnológico Genérico.

Para isso, será realizada primeiramente uma simulação com as mesmas condições de geometria e escoamento de um modelo apresentado por [Bezerra \(2020\)](#). Os principais objetivos desta são aprender como deve ser parametrizada uma simulação em regime hipersônico com combustão de hidrogênio e também comparar e discutir os resultados obtidos, de modo a validar as parametrizações para que sejam utilizadas nas simulações seguintes.

Então, serão simuladas as mesmas condições de geometria e escoamento do trabalho feito por [Morini \(2021\)](#). Agora, o objetivo é entender o que ocorre no interior da câmara de combustão do modelo proposto, visto que o autor simula apenas o que ocorre externamente a esta.

Cabe ressaltar que trata-se de um estudo computacional bidimensional em condição de propulsor ligado (*power-on*), cujo objetivo é analisar diversos fenômenos que ocorrem na câmara de combustão, como surgimento de ondas de choque, gradientes de temperatura e de fração mássica, dentre outros. Com os resultados obtidos, serão discutidas limitações do estudo, alterações na câmara de combustão do modelo proposto por [Morini \(2021\)](#) e passos a serem realizados por um próximo trabalho.

1.2.1 Objetivos específicos

- Desenvolver modelos para simulação *CFD 2D*, a fim de comparar os resultados obtidos com referências bibliográficas;
- Analisar ondas de choque, linhas de corrente, distribuições de contornos de número de *Mach*, pressão, temperatura e fração mássica ao longo da câmara de combustão;
- Simular o que ocorre na câmara de combustão de acordo com as condições de entrada obtidas por [Morini \(2021\)](#);
- Discutir os resultados obtidos, sugerindo possíveis alterações no modelo proposto por [Morini \(2021\)](#);
- Fazer alterações no modelo proposto e simulá-las, discutindo o impacto das alterações nos resultados obtidos;
- Discutir a respeito dos próximos passos do projeto para que se tenha resultados mais acurados e completos.

1.3 Justificativa do projeto

Para buscar protagonismo no desenvolvimento de veículos hipersônicos com motores *scramjet*, o Brasil lançou em 2009, a partir da pesquisa de mestrado feita por [Rolim et al. \(2009\)](#), o programa 14-X. As pesquisas de tal programa fazem parte do projeto PROPHIPER, desenvolvido pelo IEAv (Instituto de Estudos Avançados), com objetivo de desenvolver um demonstrador tecnológico que utilize a tecnologia *waverider* para gerar sustentação em voo e a tecnologia *scramjet* para gerar propulsão hipersônica ([Toro et al. \(2012\)](#)).

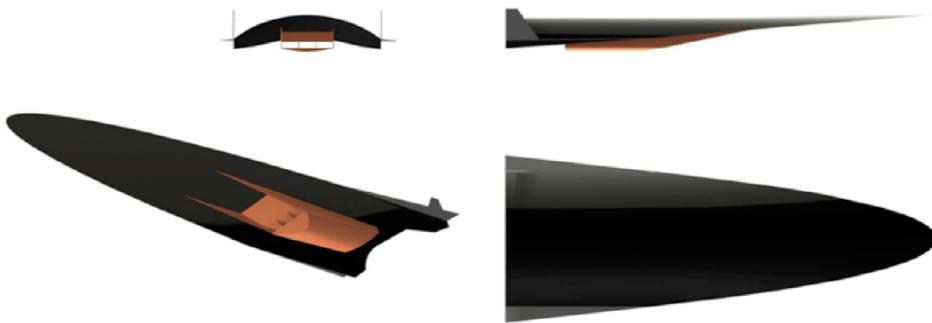


Figura 1 – Geometria do *waverider 14-X* integrado ao motor *scramjet*. Fonte: Adaptado de (TORO et al., 2012).

Os motores *scramjet* utilizam o efeito das ondas de choque oblíquas formadas na carenagem do veículo para comprimir e desacelerar o escoamento do ar em velocidades supersônicas. Na câmara de combustão, a injeção de combustível e as condições de temperatura e pressão do escoamento são suficientes para garantir a autoignição, gerando a propulsão sem que haja necessidade de transportar o oxidante junto ao veículo ou de utilizar sistemas de ignição. Além disso, como pode ser visto na Figura 2, o motor *scramjet* é mais vantajoso que os motores foguete por possuir maior empuxo específico (para números de *Mach* maiores que 5).

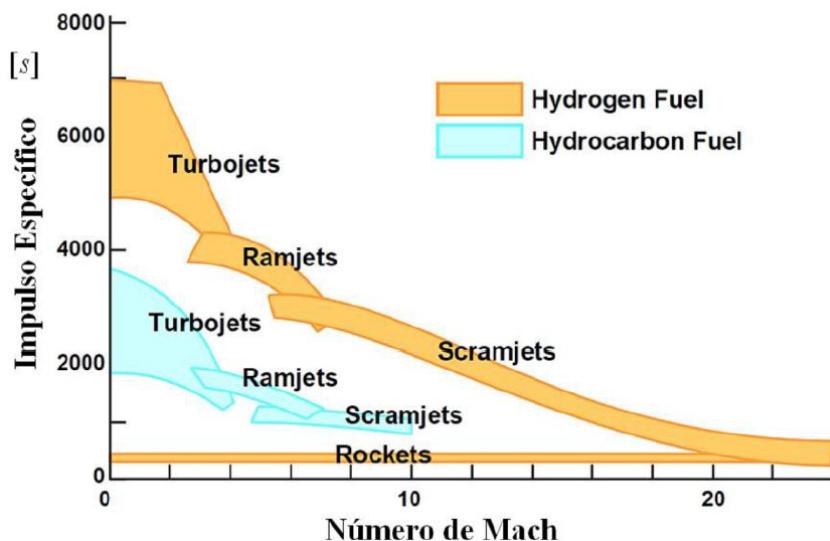


Figura 2 – Desempenho de diferentes sistemas de propulsão. Fonte: Adaptado de Fry (2011).

Porém, este tipo de motor apresenta algumas desvantagens. A primeira delas é que os motores de combustão supersônicas são incapazes de produzir empuxo enquanto parados (empuxo estático nulo), sendo necessário acelerá-los até sua velocidade inicial de

operação. A segunda é que, assim como descrito por [Bezerra \(2020\)](#), esta tecnologia ainda não é completamente dominada, visto que é muito sensível a variações nas propriedades termodinâmicas do escoamento durante o voo, as quais podem causar inclusive o seu não funcionamento.

1.3.1 Contribuição do trabalho

A contribuição deste trabalho é justamente no sentido de entender como estas variações nas propriedades termodinâmicas do escoamento e alterações geométricas na câmara de combustão afetam o funcionamento dos motores *scramjet*. Para isso, serão realizadas análises de Dinâmica dos Fluidos Computacional (*CFD*) de diferentes câmaras de combustão, pois trata-se de uma alternativa mais rápida e de custos mais baixos do que estudos experimentais.

Com este trabalho, visa-se estudar, por meio de simulações numéricas, os fenômenos que ocorrem no interior das câmaras de combustão dos motores *scramjet*, obtendo-se informações sobre ondas de choque, distribuições de contornos de número de *Mach*, pressão, temperatura e frações mássicas de espécies. Com os dados obtidos, são discutidos os principais pontos críticos do projeto e propostas melhorias de geometria para solução dos problemas encontrados.

Cabe ressaltar que este trabalho consiste em um projeto complementar ao desenvolvido por [Morini \(2021\)](#), que investigou os fenômenos aerodinâmicos de um veículo supersônico nas regiões externas à câmara de combustão (ou seja, nas regiões de compressão e de expansão).

1.4 Restrições do Projeto

1.4.1 Malha e Domínio

A análise computacional feita neste trabalho consistiu em simular o que ocorre na câmara de combustão através de uma Simulação Estacionária no software *ANSYS CFX*. Foram simulados apenas domínios 2D, utilizando a seção do modelo, com malhas relativamente simples, para serem analisadas em computadores de uso pessoal. Assim, simulações 2D e 3D com malhas mais refinadas poderão ser escopo de um próximo estudo, utilizando computadores mais potentes para atingir um nível maior de precisão nos resultados.

1.4.2 Condições da entrada

Além disso, foram consideradas na entrada da câmara de combustão condições uniformes de pressão, temperatura e velocidade do escoamento, não sendo consideradas as ondas de choque provenientes das rampas do demonstrador nem possíveis gradientes de pressão e temperatura. Assim, não será possível analisar qual o impacto da interação dessas

ondas de choque com a camada limite e com a injeção de combustível, sendo também escopo de um próximo estudo.

1.5 Organização do Trabalho

O presente trabalho está dividido em sete capítulos da seguinte forma:

No Capítulo 1 é feita uma contextualização do projeto, conceituando sobre motores *scramjet* e veículos supersônicos, além de apresentadas as motivações, objetivos e limitações deste trabalho.

No Capítulo 2 é feita uma revisão bibliográfica de modelos de veículos hipersônicos com motor *scramjet* e de simulações computacionais de câmaras de combustão deste tipo de motor, as quais serviram tanto como referências de parametrização quanto para comparação de resultados.

No Capítulo 3 é apresentada a fundamentação teórica sobre o funcionamento de motores *scramjet* e dos fenômenos supersônicos que ocorrem no interior da câmara de combustão. Esta fundamentação é, posteriormente, utilizada como embasamento para a discussão dos resultados obtidos nas simulações em *CFD*.

O Capítulo 4 trata sobre o primeiro modelo analisado, que corresponde ao proposto por [Bezerra \(2020\)](#). Neste capítulo, primeiramente é apresentada a metodologia do trabalho, com detalhamentos sobre geometria, condições do escoamento e modelagem em *CFD* (malha e condições de contorno). Então, são apresentados e discutidos os resultados, validando a simulação.

Já no Capítulo 5, é descrita a metodologia e são apresentados os resultados do segundo modelo analisado, que corresponde ao modelo de câmara de combustão proposta por [Morini \(2021\)](#). Ao final do Capítulo, são discutidas possíveis alterações no modelo.

Então, no Capítulo 6, é descrita a metodologia e são apresentados os resultados de um terceiro modelo, que consiste no modelo proposto por [Morini \(2021\)](#) com alterações na altura da câmara de combustão após a injeção. Discute-se então até qual ponto a alteração realizada modificou o funcionamento do combustor, apresentando também algumas considerações finais.

Por fim, o Capítulo 7 apresenta a conclusão deste projeto e sugestões para trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste Capítulo serão apresentados alguns estudos que foram utilizados como referência para o desenvolvimento deste trabalho. Serão apresentados o programa brasileiro 14-X, no qual foram baseados os modelos aqui simulados, e alguns artigos sobre simulações *CFD* da câmara de combustão de motores *scramjet*.

As bibliografias estudadas tiveram como principais contribuições:

- Referências geométricas: os modelos simulados nesta dissertação possuem geometrias baseadas nas câmaras de combustão apresentadas nestes artigos;
- Referências de parâmetros de simulação: a principal contribuição destas referências foram os direcionamentos relativos a modelos de equação de movimento do fluido, modelos de turbulência e modelos de combustão;
- Resultados computacionais: utilizados para validação qualitativa e quantitativa dos resultados obtidos neste trabalho.

2.1 Scramjet no Brasil - Projeto 14-X

O veículo 14-X foi apresentado pela primeira vez em 2009, integrando tanto a tecnologia *waverider* (para produzir sustentação ao veículo) quanto motores *scramjet* (para produzir empuxo a partir de combustão supersônica em voo a *Mach* igual a 10 para 30 *km* de altitude). Contudo, antes do voo de teste do motor *scramjet* integrado ao *waverider* 14-X, serão testados em laboratório e em voo a operacionalidade do motor *scramjet* em si.



Figura 3 – Veículo hipersônico 14-X *waverider*. Fonte: ([CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013](#)).

Para isso, foram propostas duas versões baseadas no modelo 14-X: as versões 14-X B e 14-X S. A versão 14-X B (Figura 4) consiste numa versão planar do 14-X *waverider*, ou seja, uma versão em que o extradorso possui formato de uma cunha plana. Já a versão

14-X S (Figura 5) consiste em uma versão simétrica do 14-X B, de modo a minimizar problemas de estabilidade e controle de voo.

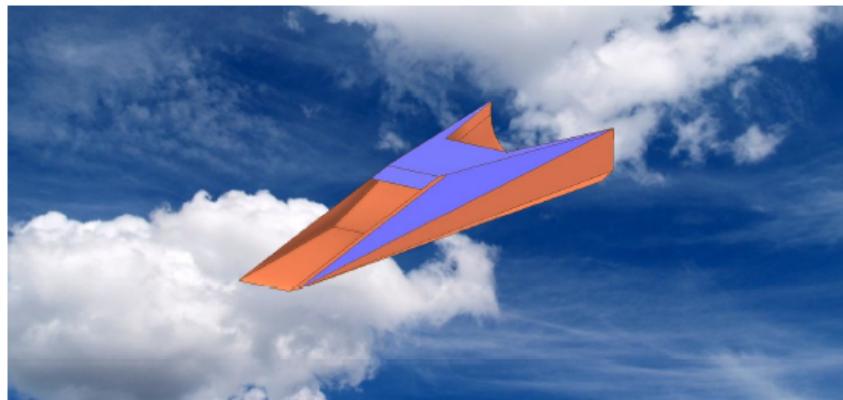


Figura 4 – Demonstrador Tecnológico 14-X B. Fonte: ([CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013](#))

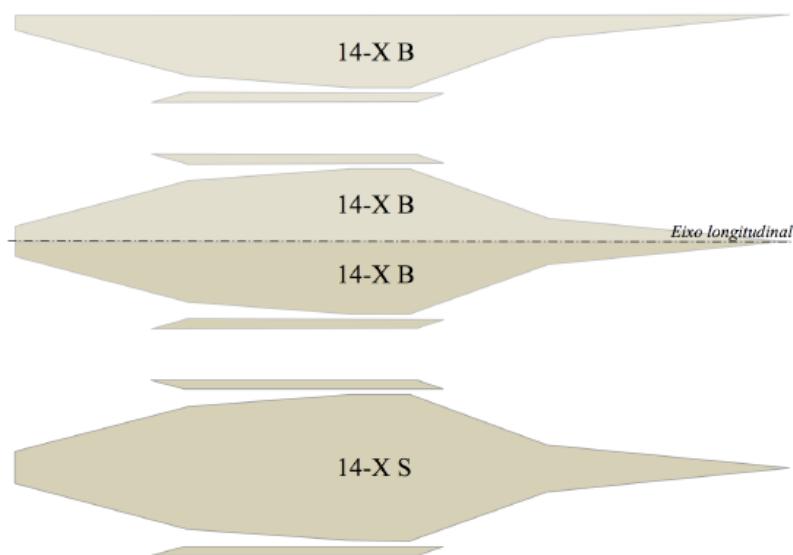


Figura 5 – Demonstrador Tecnológico 14-X S. Fonte: ([NETTO, 2017](#))

Como mencionado anteriormente, os motores *scramjet* são incapazes de produzir empuxo estático. Portanto, os motores foguete S30 e S31 (de propelente sólido) deverão ser utilizados para acelerar o veículo até condições operacionais. Assim, ao atingir altitude de 30 km, os motores foguete estarão próximos a *Mach* 7 e então ocorrerá o desacoplamento do veículo. Neste momento, ocorrerá a ignição do combustível injetado na câmara de combustão, fazendo o motor funcionar por cerca de 4 segundos. Com isso, o veículo é acelerado suficientemente para atingir seu apogeu e, então, continuar sua trajetória balística até cair no oceano.

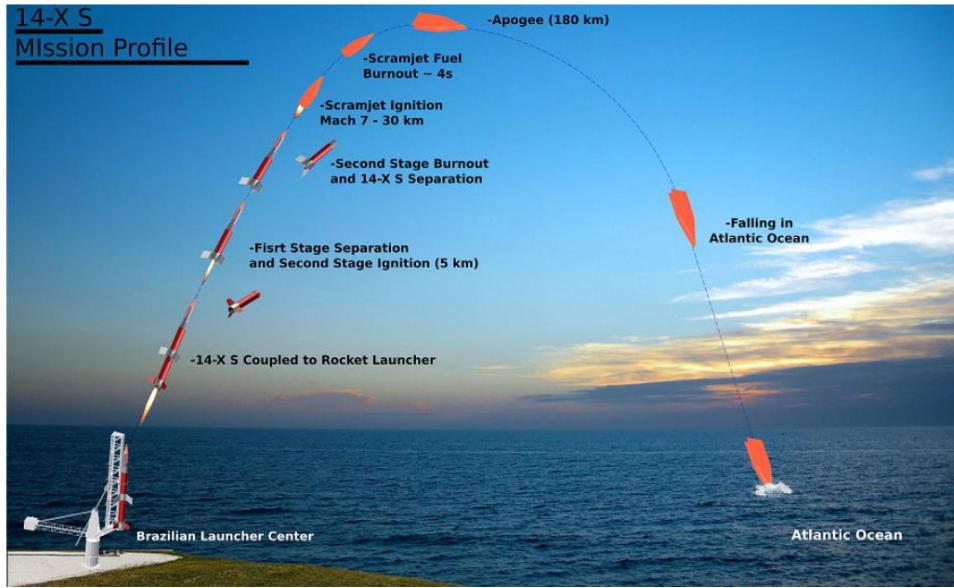


Figura 6 – Trajetória balística de voo do 14-X S. Fonte: (TORO et al., 2012)

2.1.1 Tecnologia *waverider*

A tecnologia *waverider* do *14-X* foi projetada com base no conceito proposto por Rasmussen e He (1990), em que a onda de choque gerada pelo corpo do veículo ao encontrar um escoamento hipersônico gera uma região de alta pressão no intradorso deste, de forma a gerar sustentação (KONTOGIANNIS; SÓBESTER; TAYLOR, 2015).

2.2 Estudos Numéricos

2.2.1 CFD Investigation of a supersonic combustion chamber of a scramjet engine

Este trabalho utiliza as clássicas Equações de *Navier-Stokes* para escoamentos compressíveis para descrever o comportamento do fluido. Para resolvê-las, utiliza-se a metodologia *Reynolds-averaged Navier Stokes (RANS)*, que decompõe as variáveis do escoamento (como velocidade) em uma componente média (*time-averaged*) e uma componente variável. Esta forma apresenta como vantagem ter um custo computacional menor para simular escoamentos quando comparada a outras como *Large Eddy Simulation (LES)*, viabilizando até simulações de escoamentos com alto número de *Reynolds* em geometrias complexas.

Porém, este método possui como desvantagem exigir o uso de modelos de turbulência, já que a formulação *RANS* filtra (elimina) as variações aleatórias de alta frequência, que são características da condição de escoamento turbulento. Assim, neste artigo é utilizado o modelo *Shear Stress Transport (SST)*, que é um modelo de duas equações que combina os modelos de turbulência $k - \omega$ e $k - \varepsilon$.

A partir deste artigo foi possível também obter ideias iniciais de como é modelada

a câmara de combustão de um motor *scramjet*. No caso, é uma simulação 3D em que há primeiro uma região horizontal de seção constante e comprimento mais curto. Então, há 4 injetores que injetam hidrogênio transversalmente ao escoamento a uma pressão de 7 *atm* e *Mach* 1. Por fim, há uma região de maior comprimento em que a seção varia aumentando linearmente suas dimensões, funcionando como um bocal divergente (conforme Figura 7).

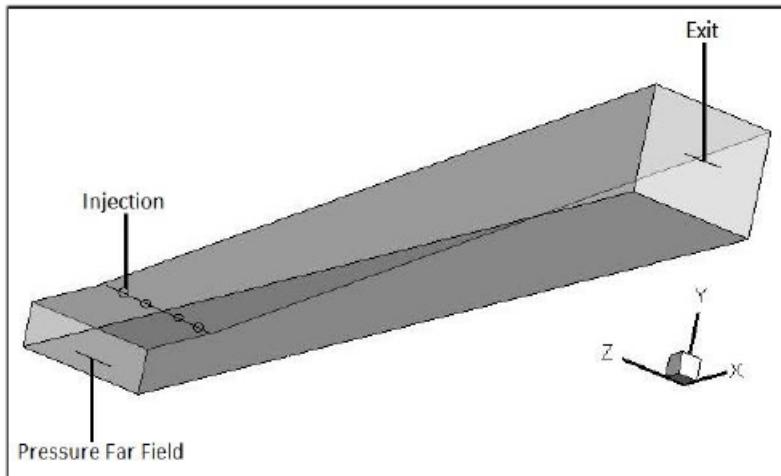


Figura 7 – Modelo simulado. Fonte: [Siqueira e Ribeiro \(2020\)](#).

Além disso, nesta simulação são consideradas na entrada da câmara de combustão as condições obtidas como resultado na fronteira de saída de uma simulação de um *intake*. Assim, funciona realmente como a continuação da simulação de um motor *scramjet* completo. Como mencionado anteriormente, isto não será feito neste trabalho, mas serve como direcionamento para a continuação deste.

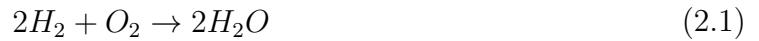
2.2.2 Numerical analysis of hydrogen fueled scramjet combustor with innovative designs of strut injector

O objetivo do trabalho desenvolvido por [Kummittha, Pandey e Gupta \(2020\)](#) foi analisar a influência de diferentes configurações de injetores posicionados transversalmente à câmara de combustão, com injeção paralela ao escoamento (e não perpendicular, como as simulações posteriormente apresentadas neste trabalho). Porém, há boas referências sobre parâmetros de simulação para serem utilizados.

Novamente, foram utilizado o método *Reynolds-averaged Navier Stokes (RANS)* com modelo de turbulência *Shear Stress Transport (SST)* para resolver as equações de movimento do fluido, utilizando o trabalho de [Pudsey, Boyce e Wheatley \(2013\)](#) como referência para a escolha destes.

Além disso, aponta-se o método *Finite Rate/Eddy dissipation* como modelo para a reação química, utilizando um mecanismo de um passo para a reação entre o hidrogênio e

o oxigênio devido a menores custos computacionais, conforme equação a seguir.



Também foi considerado nesta simulação que o hidrogênio é injetado a Mach 1 sob uma temperatura de $250K$.

2.2.3 Effect of different wall injection schemes on the flow-field of hydrogen

O objetivo deste trabalho foi analisar diferentes configurações de injetores, porém agora havendo injeção de hidrogênio tanto transversalmente quanto paralelamente ao escoamento (Figura 8). Porém, novamente, há boas referências sobre parâmetros de simulação a serem utilizados.

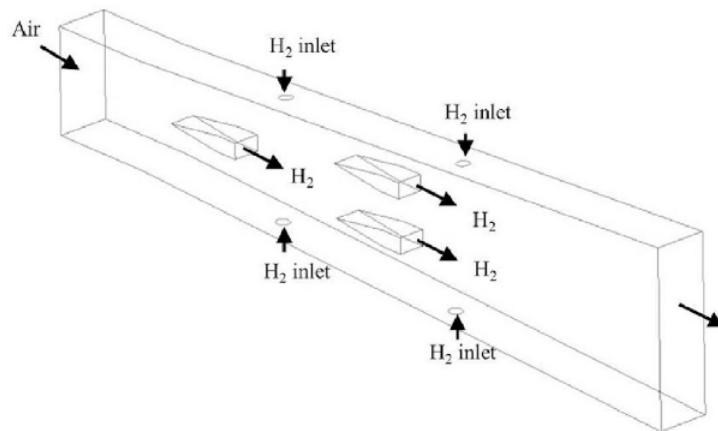


Figura 8 – Modelo simulado. Fonte: Choubey e Pandey (2018).

Neste trabalho, o autor também utiliza o método *Reynolds-averaged Navier Stokes (RANS)* com modelo de turbulência *Shear Stress Transport (SST)* para resolver as equações de movimento do fluido. Além disso, também utiliza o método *Finite Rate/Eddy dissipation* como modelo para a reação química. Agora, porém, utiliza um mecanismo de sete passos para a reação entre o hidrogênio e o oxigênio.

Mechanism	No.	Reaction	A (m, kg, mol, s, K)	N	T _a (K)
Seven-step [45]	1	$H + OH + M \rightarrow H_2O + M$	2.21×10^{22}	-2.0	0.0
	2	$H + H + M \rightarrow H_2 + M$	7.30×10^{17}	-1.0	0.0
	3	$H_2 + O_2 \rightarrow OH + OH$	1.70×10^{13}	0.0	48,000
	4	$H + O_2 \rightarrow OH + O$	1.20×10^{17}	-0.9	16,800
	5	$OH + H_2 \rightarrow H_2O + H$	2.20×10^{13}	0.0	5150
	6	$O + H_2 \rightarrow OH + H$	5.06×10^4	2.7	6268
	7	$OH + OH \rightarrow H_2O + O$	6.30×10^{12}	0.0	1090

Note: $[M] = 2.5 H_2 + 16 H_2O + 1.0 [OTHER]$ [22].

Figura 9 – Mecanismo de reação de sete passos. Fonte: Choubey e Pandey (2018).

2.2.4 Influence of Common Modeling Choices for High-Speed Transverse Jet-Interaction Simulations

Na parte inicial deste trabalho, o autor busca investigar a influência de diferentes modelos de turbulência nos resultados obtidos para a interação entre um escoamento supersônico e um jato transversal subsônico (injeção de Hélio, no caso). Para isso, comparou resultados obtidos por simulação utilizando os modelos de turbulência *Spallart-Almaras (SA)*, *Shear Stress Transport (SST)*, $k - \varepsilon$ e $k - \varepsilon$ não linear cúbico com resultados experimentais.

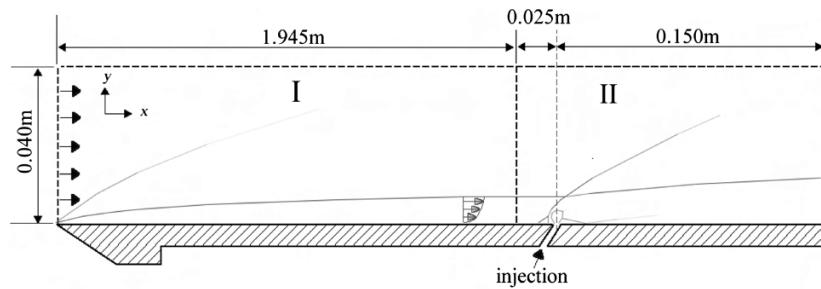


Figura 10 – Domínio computacional simulado. Fonte: [Pudsey, Boyce e Wheatley \(2013\)](#).

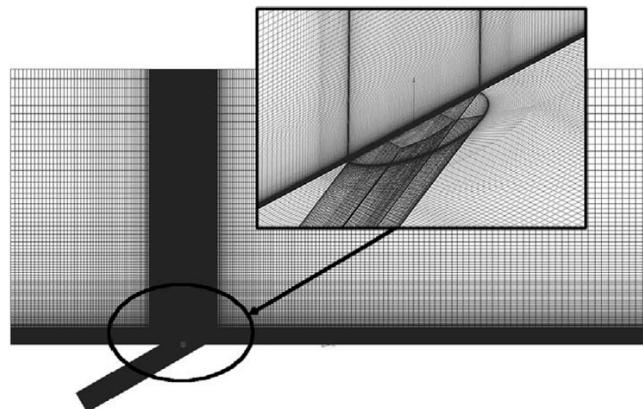


Figura 11 – Malha refinada utilizada. Fonte: [Pudsey, Boyce e Wheatley \(2013\)](#).

Em termos de fração mássica máxima de Hélio (Figura 12), o modelo *SA* foi o que mais se aproximou do valor medido na estação definida, enquanto os modelos $k - \varepsilon$ e $k - \varepsilon$ cúbico previram os maiores valores (mais que o dobro do experimental). Já o modelo *SST* também superestimou o valor, mas significativamente menos que os modelos $k - \varepsilon$.

Já em relação à eficiência da mistura, o resultado do modelo *SA* foi cerca de 40% acima do resultado experimental, enquanto os demais modelos subestimaram o resultado.

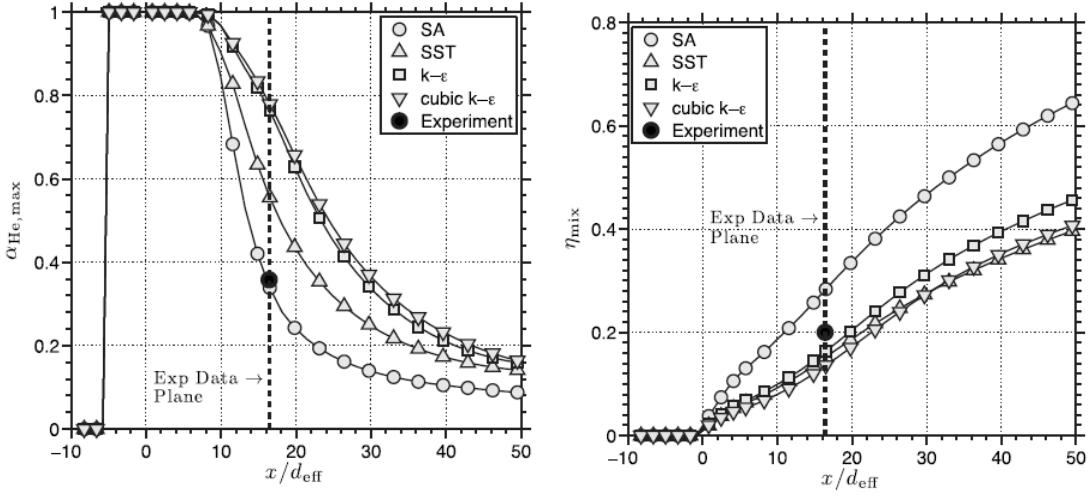


Figura 12 – Máxima fração mássica de Hélio (à esquerda) e eficiência da mistura (à direita) por modelo de turbulência para $S_{ct} = 0,7$. Fonte: [Pudsey, Boyce e Wheatley \(2013\)](#).

Além disso, o autor também avalia a influência do número de *Schmidt* (S_{ct}) no escoamento do injetor, que consiste em um parâmetro que relaciona a taxa de difusão viscosa e a taxa de difusão mássica. Conforme pode ser visto nas Figuras 13 e 14, os modelos *SA* e *SST* são capazes de prever melhor os resultados experimentais, enquanto o modelo $k - \epsilon$ cúbico não se aproxima do valor experimental para nenhum valor de S_{ct} .

Portanto, os modelos que mais apresentam maior concordância com os resultados experimentais são os modelos *Spallart-Almaras* e *Shear Stress Transport*. Como este último foi o mais utilizado nas demais referências de simulação de motores *scramjet*, será o modelo de turbulência utilizado para as simulações realizadas neste trabalho.

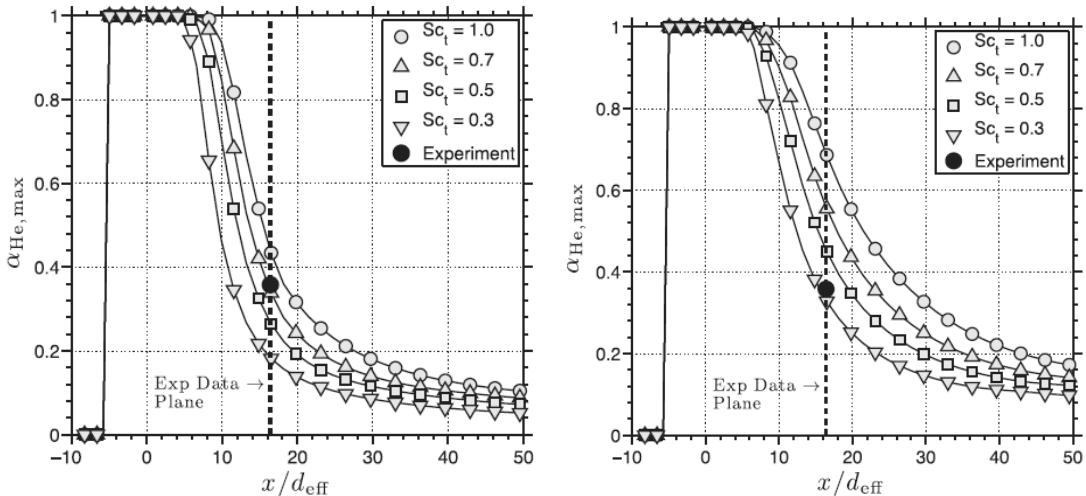


Figura 13 – Máxima fração mássica de Hélio para diferentes S_{ct} para modelo *SA* (à esquerda) e *SST* (à direita). Fonte: [Pudsey, Boyce e Wheatley \(2013\)](#).

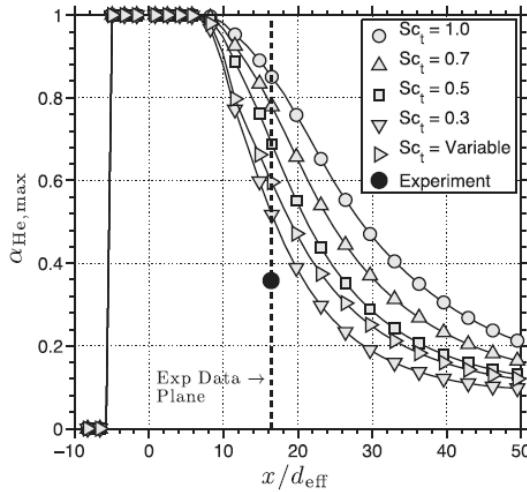


Figura 14 – Máxima fração mássica de Hélio para diferentes S_{c_t} para modelo $k - \varepsilon$ cúbico.

Fonte: [Pudsey, Boyce e Wheatley \(2013\)](#).

2.2.5 Effects of injection angle and pressure on mixing performance of fuel injection via various geometries for upstream-fuel-injected scramjets

Neste trabalho, o autor busca avaliar a influência do ângulo de injeção transversal e do formato do injetor em como se dá a mistura entre ar e combustível (no caso, hidrogênio). A partir da Figura 15, é possível observar que a maior eficiência na mistura do combustível com o ar se dá para os maiores ângulos de injeção (ou seja, injeção mais transversal ao escoamento).

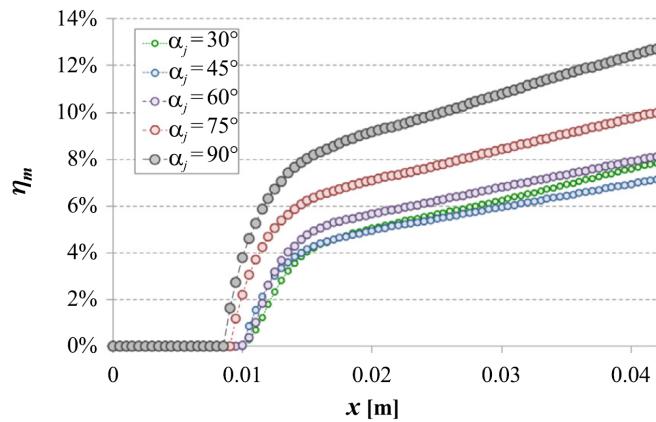


Figura 15 – Eficiência na mistura para diferentes ângulos de injeção. Fonte: [Ogawa \(2016\)](#).

Já em relação à altura de penetração do combustível (Figura 16), o resultado foi em parte diferente, pois o ângulo que causou a maior penetração foi o de 30°. No entanto, com exceção deste, seguiu-se a regra de quanto maior o ângulo de injeção maior a penetração. Cabe ressaltar que todas as simulações apresentadas neste trabalho serão com ângulo de 90° e, portanto, espera-se os maiores níveis de mistura de combustível e ar e de altura de penetração para as condições avaliadas.

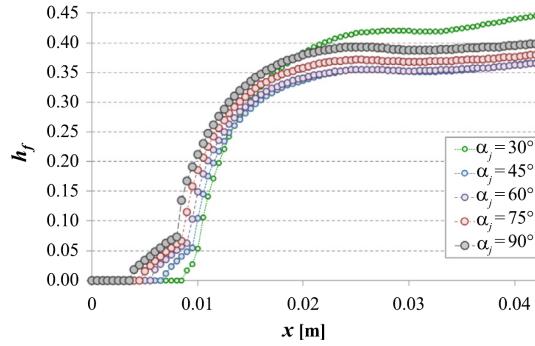


Figura 16 – Penetração de combustível para diferentes ângulos de injeção. Fonte: [Ogawa \(2016\)](#).

Porém, uma importante contribuição do artigo foi em relação à descrição dos fenômenos que ocorrem na região de injeção, visto que ali forma-se uma complexa estrutura entre escoamento principal, gás injetado, ondas de choque e camada limite. O campo de velocidades próximo ao injetor pode ser visualizado na Figura 17.

Conforme descrito por [Ogawa \(2016\)](#), um choque em forma de arco (*3D bow shock*) é formado ao redor do injetor como produto primário da interação entre o escoamento e o gás injetado. O combustível inicialmente injetado em velocidade subsônica é subexpandido e forma o chamado *barrel shock*. Além disso, o jato de combustível é direcionado para baixo, misturando-se com o ar devido a vórtices contra-rotativos formados da interação entre o jato e o escoamento proveniente da entrada.

Na região da esteira, o escoamento recircula atrás do *barrel shock* e abaixo do jato de combustível, levando a formação de um vórtice em formato de ferradura. Por outro lado, na região à montante da injeção, a camada limite se separa devido ao intenso gradiente de pressão adverso, formando também um choque de separação (*separation shock*). Vale ressaltar que, também neste trabalho, o modelo de turbulência utilizado é o *Shear Stress Transport*.

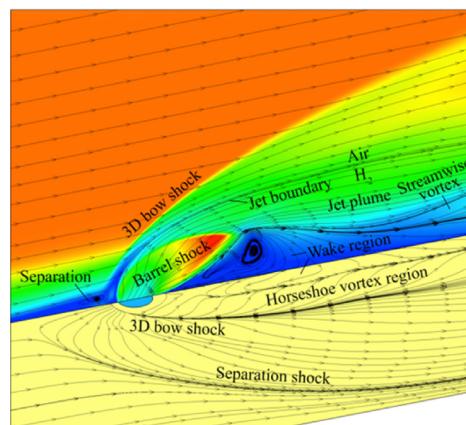


Figura 17 – Interações entre escoamento e injeção. Fonte: [Ogawa \(2016\)](#).

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste Capítulo serão apresentados conceitos teóricos sobre funcionamento de motores *scramjet* e dos fenômenos supersônicos que ocorrem no interior da câmara de combustão, os quais são fundamentais para o entendimento e desenvolvimento do trabalho.

3.1 Scramjet

Um motor *Scramjet* (*Supersonic Combustion Ramjet*) trata-se de uma variante do motor *ramjet*, funcionando como um motor propulsor que utiliza o ar atmosférico na condição supersônica para realizar a combustão. (CARNEIRO, 2020)

3.1.1 Terminologia

Inicialmente, é preciso estabelecer uma nomenclatura padrão para descrição das regiões de um veículo integrado a um motor *scramjet*. Para isso, Heiser e Pratt (HEISER; PRATT, 1994) propuseram a seguinte terminologia, que será utilizada neste trabalho, subdividindo o veículo em três regiões do escoamento de acordo com os fenômenos: as seções de compressão (externa e interna), combustão e expansão (interna e externa). A Figura 18 apresenta as seções do modelo *scramjet*.

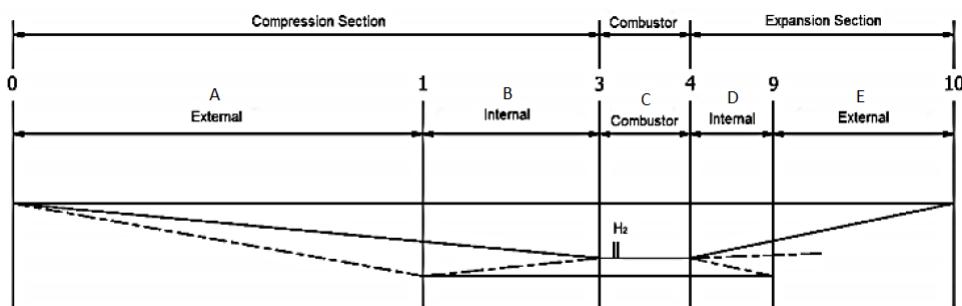


Figura 18 – Seções de um veículo com motor *scramjet*. Fonte: Adaptado de Bezerra (2020).

Seção	Nomenclatura
0	Bordo de ataque do veículo
1	Bordo de ataque da carenagem da C.C.
3	Entrada da C.C.
4	Saída da C.C.
9	Bordo de fuga da carenagem da C.C.
10	Bordo de fuga do veículo
A	Compressão Externa
B	Compressão Interna
C	Isolador + Câmara de Combustão
D	Expansão Interna
E	Expansão Externa

Tabela 1 – Nomenclatura das Seções. Fonte: Adaptado de ([HEISER; PRATT, 1994](#)).

3.1.2 Funcionamento

Entre as seções 0 e 3 ocorre a primeira compressão, sendo esta uma compressão adiabática que eleva a temperatura do escoamento de T_0 (escoamento livre) para T_3 . De 0 a 1 ocorre a compressão externa, em que há ocorrência de ondas de choque oblíquas que incidem do bordo de ataque da carenagem até o bordo de ataque da carenagem da câmara de combustão. Já entre as seções 1 e 3 ocorre a compressão interna, estabelecendo uma onda de choque refletida que incide dentro do isolador e da câmara de combustão.

Ao atingir a temperatura T_3 , que deve ser maior que a temperatura necessária para que haja queima do combustível na câmara de combustão, o escoamento encontra-se na entrada do isolador, cuja função é atenuar o choque refletido formado em sua entrada e uniformizar o escoamento. Cabe ressaltar que este processo ocorre a pressão constante. Então, o escoamento entra na câmara de combustão ainda em velocidades supersônicas e em condições de temperatura e pressão de modo que, ao ser injetado combustível hidrogênio pressurizado, ocorra a combustão a partir da autoignição. Todo esta etapa do processo ocorre entre as regiões 3 e 4.

Então, entre as regiões 4 a 10 ocorrem as expansões adiabáticas do escoamento pós-combustão. Entre as regiões 4 e 9 ocorre a expansão interna, governada pelas teorias de *Prandtl-Meyer*, enquanto entre as regiões 9 e 10 ocorre a expansão externa, governada pela teoria da Razão de Área.

Após tais etapas, entre as regiões 10 e 0, é considerado que os produtos da combustão expandem perfeitamente até a pressão estática do escoamento livre P_0 . Assim, assume-se ciclo termodinamicamente fechado e subsequente rejeição de calor a pressão constante, de modo a retornar para a temperatura inicial e reiniciar o ciclo (Figura 19).

Cabe ressaltar que todas as etapas do processo entre as seções 0 a 10 possuem irreversibilidades tais como atrito, ondas de choque e ondas de expansão, aumentando a

entropia do sistema.

Resumidamente, a energia térmica proveniente da combustão é convertida em energia cinética para o escoamento, de modo que a quantidade de movimento na saída é maior que na entrada, gerando assim a propulsão desejada.

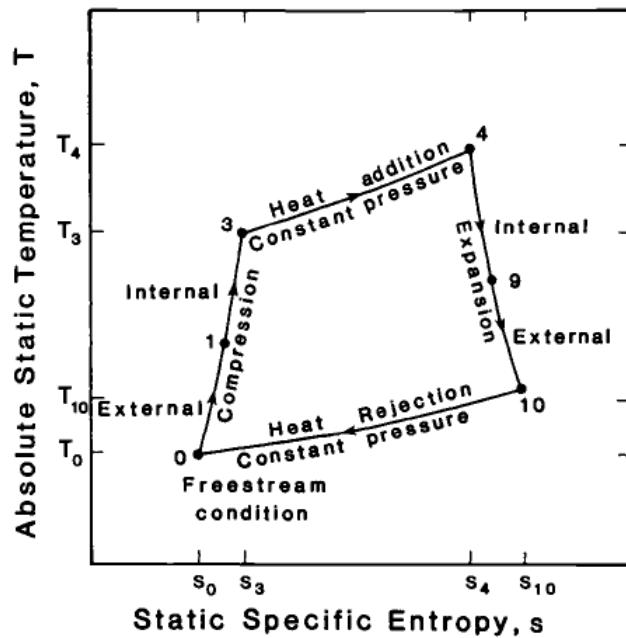


Figura 19 – Ciclo de Brayton padrão de um *scramjet*. Fonte: ([HEISER; PRATT, 1994](#))

3.2 Supersônico

3.2.1 Número de Mach

De acordo com ([JOHN; ANDERSON, 2003](#)), o número de *Mach* é uma relação adimensional definida pela razão entre a velocidade do escoamento (V) e a velocidade do som naquele meio (a):

$$M = \frac{V}{a} \quad (3.1)$$

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (3.2)$$

O número de *Mach* pode ser utilizado então para classificar o regime de velocidade do escoamento, de acordo com a classificação mostrada na Tabela 2.

Regime de Velocidade	Número de <i>Mach</i>
Subsônico	$M \leq 0,8$
Transônico	$0,8 < M \leq 1.2$
Supersônico	$1,2 < M \leq 5$
Hipersônico	$M > 5$

Tabela 2 – Regimes de velocidade em função do número de *Mach*. Fonte: Adaptado de (JOHN; ANDERSON, 2003).

3.2.2 Teoria de Onda de Choque Oblíqua

Para entender o que é uma Onda de Choque Oblíqua, utilizaremos como referência as ilustrações e explicações apresentados por John e Anderson (2003). Considere um escoamento em regime supersônico sobre uma parede que, a partir de um ponto A (como desenhado na Figura 20), é curvada para cima em uma deflexão θ . Nessa condição, o escoamento na parede deve ser tangente à parede e, portanto, a linha de fluxo do escoamento sobre esta também é defletida pelo ângulo θ . Sempre que um escoamento supersônico/hipersônico é forçado a “dobrar-se sobre si mesmo”, como apresentado, ocorre o surgimento de uma onda de choque oblíqua. Com isso, através da onda, o número de *Mach* diminui de forma abrupta, enquanto a pressão, densidade e temperatura aumentam de forma abrupta.

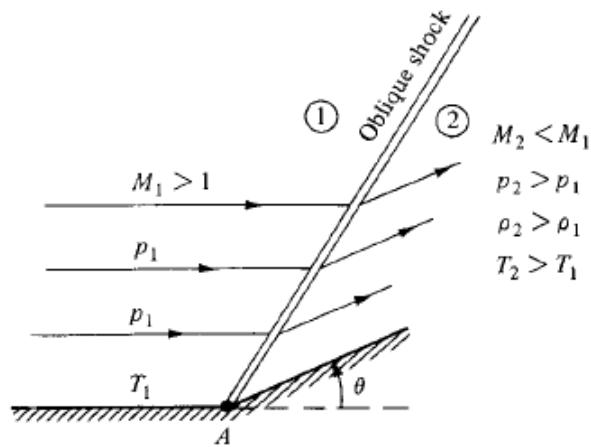


Figura 20 – Formação de onda de choque oblíqua. Fonte: Adaptado de (JOHN; ANDERSON, 2003).

A Figura 21 apresenta a decomposição das velocidades do escoamento antes e após o choque oblíquo, que ocorre com ângulo de incidência β .

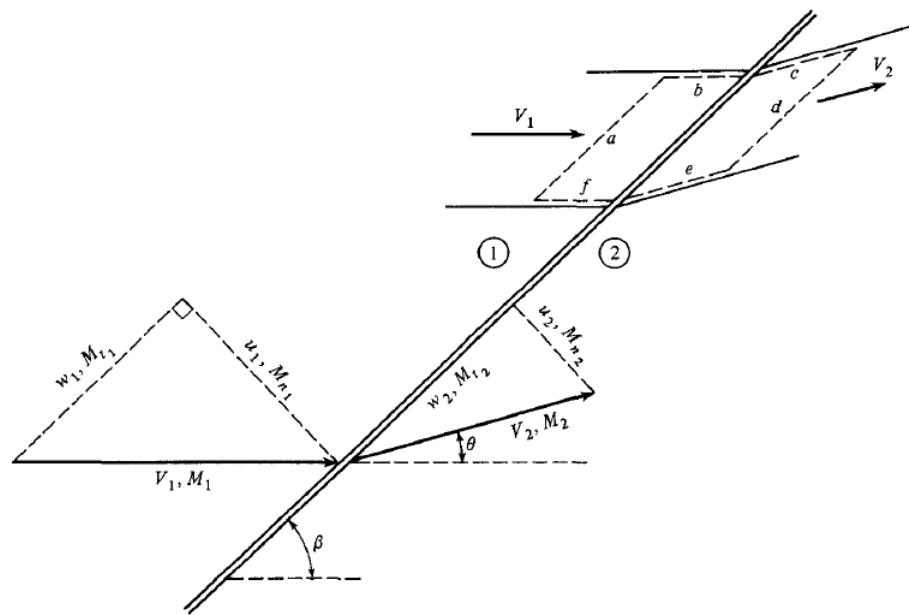


Figura 21 – Onda de choque oblíqua plana incidente. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003).

Então, para expressar matematicamente o comportamento das ondas de choque oblíquas, [John e Anderson \(2003\)](#) aplicam equacionamentos de conservação da massa, da quantidade de movimento e da energia da seguinte forma:

$$\rho_1 u_{1,n} = \rho_2 u_{2,n} \quad (3.3)$$

$$u_{1,t} = u_{2,t} \quad (3.4)$$

$$p_1 + \rho_1 u_{1,n}^2 = p_2 + \rho_2 u_{2,n}^2 \quad (3.5)$$

$$h_1 + \frac{u_{1,n}^2}{2} = h_2 + \frac{u_{2,n}^2}{2} \quad (3.6)$$

As Equações 3.3, 3.4, 3.5 e 3.6 partem do fato de que não há alteração da quantidade de movimento na direção tangencial (t) à onda de choque, sendo apenas a direção normal (n) responsável pela variação das propriedades do escoamento. Portanto, é possível aplicar nesta direção as relações de choque normal:

$$M_{1,n} = M_1 * \operatorname{sen} \beta \quad (3.7)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M_{1,n}^2 - 1) \quad (3.8)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{1,n}^2 - 1) \right] \left[\frac{2 + (\gamma-1) * M_{1,n}^2}{(\gamma+1) * M_{1,n}^2} \right] \quad (3.9)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma+1) * M_{1,n}^2}{2 + (\gamma-1) * M_{1,n}^2} \quad (3.10)$$

$$M_{2,n}^2 = \frac{M_{1,n}^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} M_{1,n}^2 - 1} \quad (3.11)$$

$$M_2 = \frac{M_{2,n}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (3.12)$$

Utilizando as relações anteriores e realizando algumas manipulações algébricas, chega-se na equação abaixo, conhecida como a relação $\theta - \beta$. Esta relação possibilita encontrar um ângulo θ para o qual um escoamento a Mach M_1 gerará uma onda de choque oblíqua com incidência β .

$$\tan\theta = 2\cot\beta \left[\frac{M_1^2 \sin^2\beta - 1}{M_1^2(\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (3.13)$$

Ao plotar diversos casos da equação acima, é possível perceber que, ao manter o valor de M_1 constante, o valor de β aumenta ao se aumentar o valor de θ . Por outro lado, mantendo θ constante, é necessário aumentar o valor de M_1 para que haja diminuição no valor de β .

Como geralmente as informações que se tem são M_1 e θ , é necessário realizar um processo iterativo para encontrar o valor de β . Com este valor é possível, então, calcular as propriedades termodinâmicas do escoamento após a onda de choque oblíqua.

Outro ponto importante a se destacar é que, para um determinado escoamento com número de *Mach* igual a M_1 , há um ângulo máximo de deflexão, chamado θ_{max} . Se a geometria física da parede é tal que $\theta > \theta_{max}$, não há solução para uma onda de choque oblíqua plana. No caso, a natureza forma uma onda de choque curva destacada do corpo, chamada de onda de choque destacada (*detached shock wave*), conforme ilustrado na Figura 22.

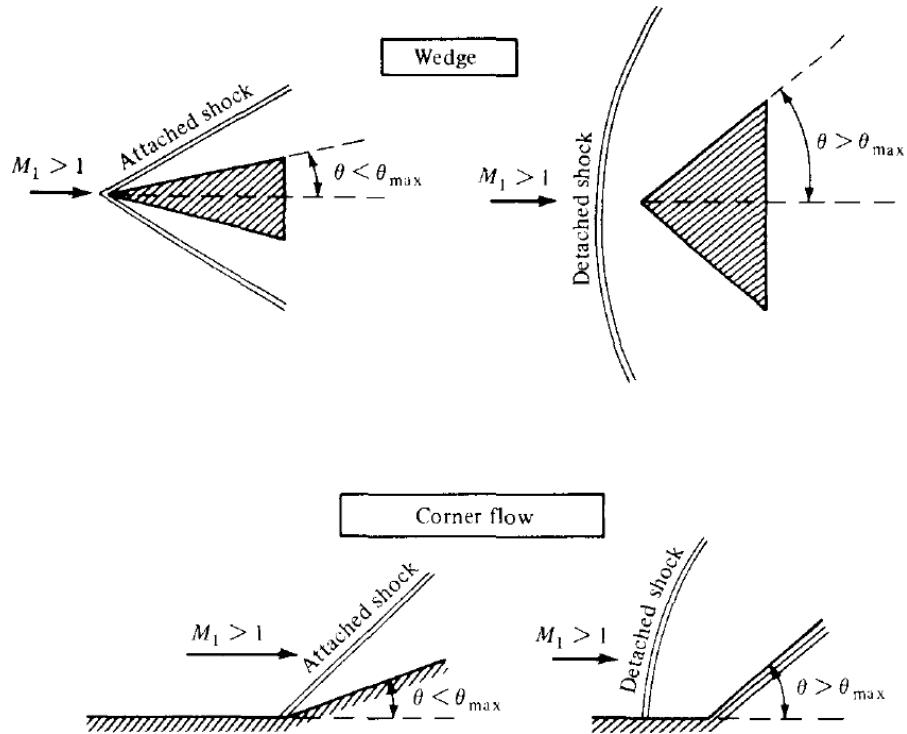


Figura 22 – Onda de choque oblíqua destacada. Fonte: ([JOHN; ANDERSON, 2003](#))

3.2.3 Teoria de Onda de Choque Refletida

Outro fenômeno que ocorre nas simulações apresentadas neste relatório são as reflexões de ondas de choque. Conforme pode ser visto na Figura 23, o fenômeno é explicado por [John e Anderson \(2003\)](#) da seguinte forma: uma onda de choque forma-se a partir de um canto côncavo A que possui ângulo de deflexão θ . Tal onda (chamada de onda de choque incidente), que assume um ângulo de deflexão β , incide sobre uma parede superior horizontal plana no ponto B.

Como já descrito no tópico 3.2.2, na região 2 o escoamento assume o mesmo ângulo θ da deflexão da parede inferior. No entanto, o escoamento na região 3 deve permanecer paralelo a parede e, portanto, deve ser defletido para baixo no mesmo ângulo θ .

Para isso, o que a natureza faz é gerar uma nova onda de choque a partir do ponto B, chamada de onda de choque refletida. Como os valores de deflexão do escoamento são os mesmos nos dois choques, mas o valor de M_2 é menor do que M_1 , o ângulo Φ feito pela segunda onda de choque com a parede superior é diferente de β . Como consequência disso, também, tem-se que o choque refletido é mais fraco que o choque incidente.

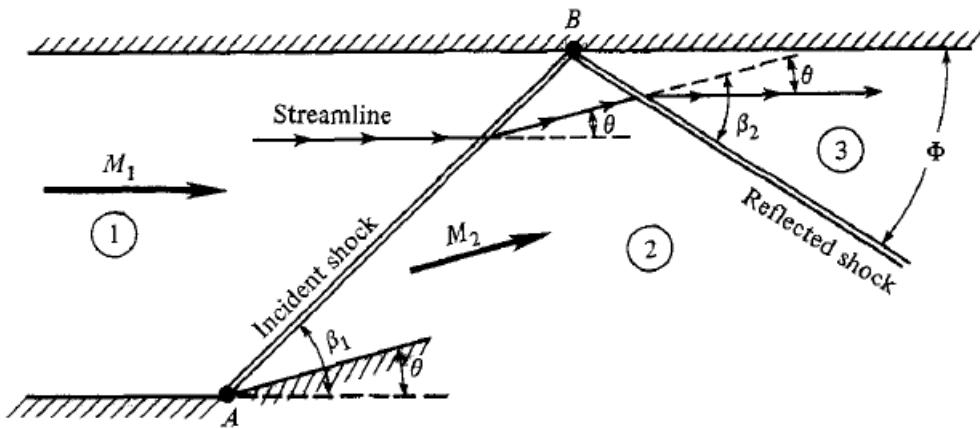


Figura 23 – Geometria de uma onda de choque refletida. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003)

3.2.4 Mach Reflection

Uma outra situação interessante que pode ocorrer na reflexão de ondas de choque é a chamada *Mach Reflection*. Conforme explicado por John e Anderson (2003), suponha que o valor de M_1 é ligeiramente superior ao número de Mach mínimo necessário para o surgimento de uma onda de choque colada para um ângulo de deflexão θ . Porém, o fato de que M_2 é menor do que M_1 pode fazer com que M_2 não esteja acima deste *Mach* mínimo para que a onda de choque refletida cause uma nova deflexão θ no escoamento. Assim, a teoria de choques oblíquos não fornece uma solução para que haja uma onda de choque refletida plana.

Para isso, a natureza cria um padrão de onda como mostrado na Figura 24, em que a onda de choque incidente, que era oblíqua e plana, se curva conforme se aproxima da parede superior e se torna uma onda de choque normal. Isso permite com que o escoamento próximo a parede continue paralelo a esta após encontrar com o choque. Além disso, uma reflexão curvada se ramifica a partir do choque normal e se propaga para a região inferior.

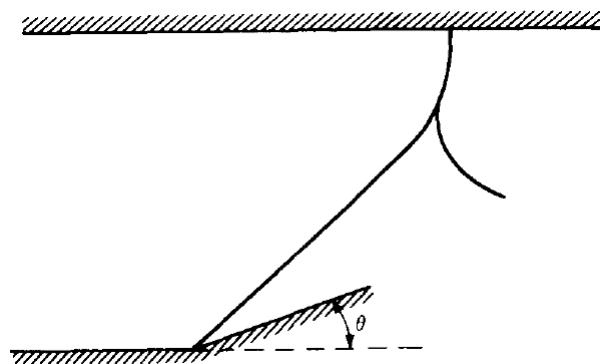


Figura 24 – *Mach Reflection*. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003)

3.2.5 Teoria de Prandtl-Meyer para ondas de expansão isentrópica

Como vimos nos tópicos anteriores, uma onda de choque oblíqua se forma quando um escoamento supersônico dobra-se sobre si mesmo (no caso, quando encontra uma deflexão côncava de ângulo θ). Em contraste, quando um escoamento supersônico é afastado de si mesmo, forma-se uma onda de expansão (agora, o escoamento encontra uma deflexão convexa de ângulo θ).

Como mostrado na Figura 25, forma-se o chamado leque de expansão, que consiste em uma região de expansão contínua em que podem ser visualizadas um número infinito de ondas *Mach*, cada uma fazendo um ângulo μ com a direção do escoamento no local. O leque de expansão é limitado superiormente por uma onda *Mach* de ângulo μ_1 em relação ao escoamento na região a montante e limitado inferiormente por uma outra onda *Mach*, a qual faz um ângulo μ_2 em relação ao escoamento na região a jusante.

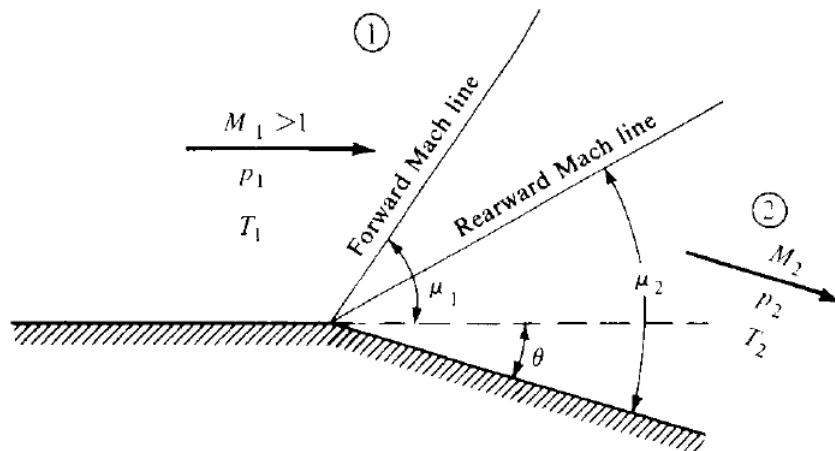


Figura 25 – Expansão isentrópica de Prandtl-Meyer. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003).

Os ângulos referentes ao leque de expansão (μ_1) e (μ_2) podem ser determinados pela Equação 3.14:

$$\begin{aligned}\mu_1 &= \arcsen\left(\frac{1}{M_1}\right) \\ \mu_2 &= \arcsen\left(\frac{1}{M_2}\right)\end{aligned}\quad (3.14)$$

O ângulo de deflexão θ é calculado a partir da função de *Prandtl-Meyer* $v(M)$:

$$\theta = v(M_2) - v(M_1) \quad (3.15)$$

em que a função de *Prandtl-Meyer* é dada por:

$$v(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} * \text{atan} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M^2 - 1) - \text{atan} \sqrt{M^2 - 1}} \quad (3.16)$$

Além disso, considerando as ondas de expansão como isentrópicas, tem-se que a pressão e a temperatura totais são constantes através da onda. Assim, podem ser expressas as seguintes propriedades termodinâmicas após a onda de expansão, dadas pelas Equações 3.17, 3.18 e 3.19

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right) \quad (3.17)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.18)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (3.19)$$

Como, após uma onda de expansão, há um aumento no número de *Mach* do escoamento, é possível concluir que haverá diminuição da temperatura, da pressão e da densidade.

4 PRIMEIRO MODELO

4.1 Metodologia

A primeira etapa deste trabalho consistiu em realizar uma simulação com condições iguais a realizada por um artigo de referência, com a finalidade de aprendizado de simulação, entendimento dos principais parâmetros que influenciam na combustão e comparação de resultados. Para isso, foi utilizado como referência o trabalho feito por [Bezerra \(2020\)](#), que realiza a simulação de um motor *scramjet* com injeção de hidrogênio perpendicular ao escoamento.

No trabalho, o autor simula o motor *scramjet* completo, considerando as rampas de compressão, isolador, câmara de combustão e exaustor. Porém, para simplificar a simulação, a região da câmara de combustão é simulada separadamente do restante, utilizando como *input* os resultados obtidos a partir da saída do isolador. Neste trabalho, focado apenas na câmara de combustão, serão discutidos e comparados apenas os resultados desta região.

Além disso, o autor faz a simulação do motor *scramjet* para 3 condições de voo: *Mach* 6,4, 6,8 e 7,2. Considerando que o motor simulado foi projetado para a condição de *Mach* 6,8, esta foi a condição escolhida para comparação com os resultados simulados neste trabalho.

4.1.1 Dimensões da Câmara de Combustão

O modelo simulado consiste em uma região de altura constante na entrada, seguida então por uma região de altura variável. A primeira região da câmara de combustão tem comprimento de 20 mm, com altura constante de 16,389 mm. Logo após estes 20 mm, há um injetor na parede inferior, o qual possui comprimento de 1 mm. Então, após o injetor, a câmara de combustão se estende por mais 100 mm, porém agora sua altura não é constante, possuindo uma inclinação de 2,5° em relação a horizontal tanto na parede superior quanto na inferior. Cabe ressaltar que trata-se de um modelo 2D.

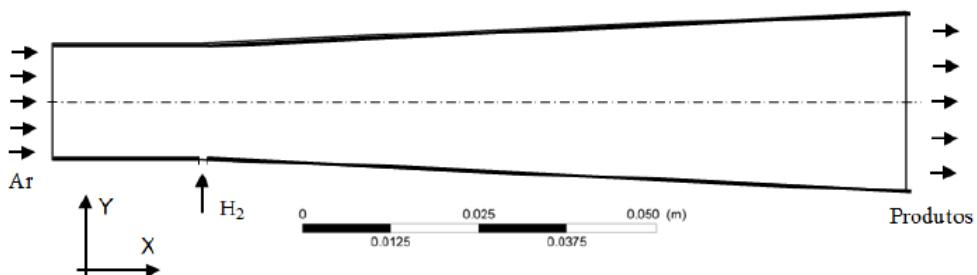


Figura 26 – Modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples. Fonte: Adaptado de [Bezerra \(2020\)](#).

4.1.2 Condições do escoamento e da injeção

Do trabalho feito por [Bezerra \(2020\)](#), temos que, para a simulação do motor completo voando a *Mach* 6,8, as condições na entrada da câmara de combustão são:

P [Pa]	T [K]	M [-]
102.340	1.156,95	2,10341

Tabela 3 – Condições do escoamento na entrada da câmara de combustão. Fonte: Adaptado de [Bezerra \(2020\)](#).

Cabe ressaltar que o autor considera na entrada da câmara de combustão os resultados obtidos da simulação da região das rampas de compressão e do isolador. Porém, como os perfis de velocidade e propriedades termodinâmicas na saída do isolador são assimétricos, foram calculados seus valores médios para serem utilizados como *inputs* constantes na entrada da câmara de combustão.

Para a injeção de H_2 , foram consideradas as seguintes condições no injetor:

P [Pa]	T [K]	M [-]
180.707	250	1

Tabela 4 – Condições de injeção de H_2 no injetor. Fonte: Adaptado de [Bezerra \(2020\)](#).

4.1.3 Modelagem em CFD

A simulação possui modelagem relativamente simples, visto que consiste apenas no que ocorre no interior da câmara de combustão, sendo a maior dificuldade inserir a injeção e o processo de combustão.

Foram testados diferentes refinamentos de malha, porém mesmo com os mais grosseiros já foi possível ter boa visualização das ondas de choque e demais fenômenos na câmara de combustão. Assim, a malha utilizada será uma malha relativamente simples, capaz de ser simulada em computadores de uso pessoal sem que exija um tempo de mais do que algumas horas para simulação.

Neste trabalho, foi utilizado o *software* *ANSYS ICEM* para a geração de malha e o *ANSYS CFX* para resolver as equações da dinâmica de fluidos na forma *RANS* (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*).

Cabe ressaltar que se alguma configuração não foi apresentada neste documento é porque foi utilizada a configuração padrão (*default*) do *software*.

Além disso, as simulações foram realizadas em uma unidade computacional modelo *Acer Aspire E 15*, com processador Intel® Core™ i7-6500U 2.5GHz, memória instalada (*RAM*) de 16GB e sistema operacional *Windows 10 Home 64 bits*.

4.1.3.1 Malha

Como o objetivo era simular o que ocorre no interior da câmara de combustão do motor *scramjet*, o domínio utilizado para simulação corresponde exatamente a região de interesse. Ou seja, as fronteiras da simulação são exatamente as respectivas fronteiras da câmara de combustão, como mostrado na Figura 27. Assim, o domínio foi limitado por 8 curvas (ENTRADA, SAÍDA, SUPERIOR 1, SUPERIOR 2, INFERIOR 1, INFERIOR 2, ABERTURA e INJETOR), cujas condições de contorno são apresentadas na seção 4.1.3.2.

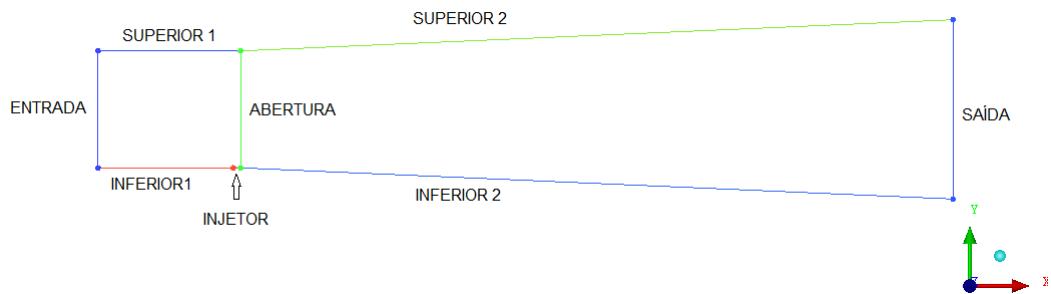


Figura 27 – Modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.

Nesta simulação, foram utilizados elementos de malha superficial do tipo *Quad Dominant* (elementos predominantemente quadriláteros) e, visando definir o refinamento desta, foi utilizado 0.1 mm como tamanho máximo dos elementos em todas as fronteiras.

Como trata-se de uma simulação 2D, é necessário definir uma dimensão em Z. Para isso, os elementos definidos no plano XY foram extrudados em 1 mm na direção Z, não adicionando novos elementos a simulação. Assim, esta malha tem um total de 723.937 elementos, com 477.748 nós.



Figura 28 – Malha final gerada para o modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.

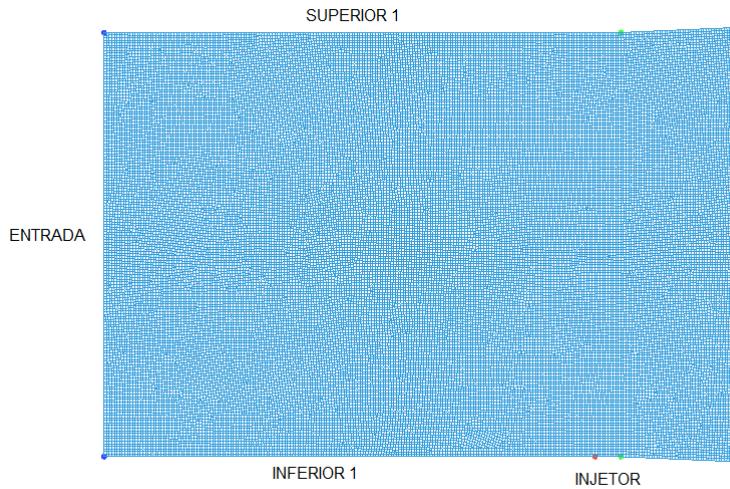


Figura 29 – Malha final gerada para a região de seção constante do modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.

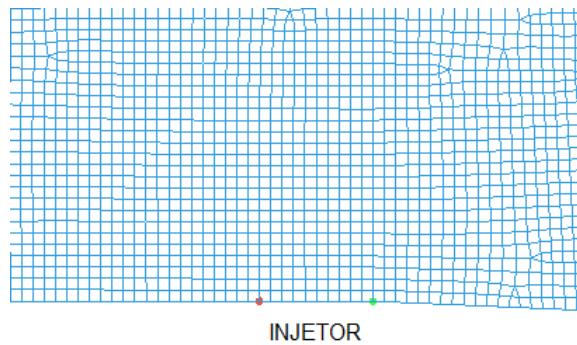


Figura 30 – Malha final gerada para a região do injetor do modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.

Cabe ressaltar que a malha utilizada nesta simulação é uma malha mais grosseira que a utilizada por [Bezerra \(2020\)](#). Como pode ser visto na Figura 31, a malha utilizada pelo autor é bem mais refinada na região de injeção e nas paredes superior e inferior. O autor não apresenta no relatório qual o número total de elementos da malha, mas apresenta o fato de que o critério de $Y^+ < 1$ é atingido em todas as superfícies de parede. Como este critério não é atingido pela malha simulada por este trabalho, podemos concluir que esta é menos refinada que a simulada por [Bezerra \(2020\)](#).

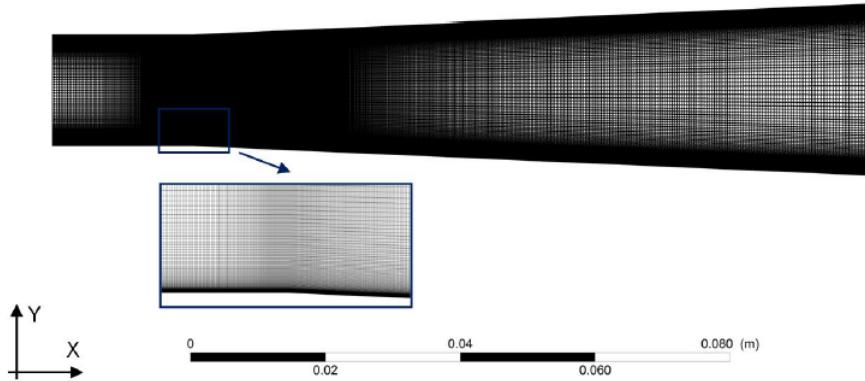


Figura 31 – Malha computacional gerada por [Bezerra \(2020\)](#). Fonte: [Bezerra \(2020\)](#).

4.1.3.2 Pré-processamento - Escoamento e condições de contorno

O pré-processamento é a etapa em que se prepara o problema com geometria, condições do escoamento, configuração da combustão e de condições de contorno. O primeiro passo é iniciar o módulo *CFX-Pre* e importar a malha computacional gerada.

A etapa seguinte que deve ser feita é configurar a combustão. Para isso, deve-se acessar o menu de configuração *Reactions* e importar a reação *Hydrogen Air*. Então, no menu *Materials*, deve-se criar um novo material (no caso, chamado de *Air and H2*), configurando-o como uma *Reacting Mixture* em que a opção de reação é *Hydrogen Air*.

Passa-se então a definir as condições de contorno, buscando tornar a simulação o mais próximo possível das condições do sistema físico real. Assim, tem-se as seguintes condições:

- **FLUIDO:** Como no domínio há tanto ar quanto hidrogênio (combustível injetado a partir do injetor), é necessário selecionar a opção *Air and H2* como material. Foi definida a pressão de referência de 1.097 Pa , pois esta é a pressão atmosférica do escoamento livre na condição analisada (a 30 km de altitude).

Na aba *Fluid models*, definiu-se o modelo *Shear Stress Transport* como modelo de turbulência, conforme descrito em [2.2.4](#). Cabe ressaltar, porém, que o modelo utilizado por [Bezerra \(2020\)](#) é o $k - kl - \omega$ e, portanto, podem surgir diferenças nos resultados em decorrência disto.

Além disso, também foi utilizada a opção *Total Energy* para a equação de energia, visto que as variações de temperatura são significativas. Então, foi utilizada a opção *Finite Rate Chemistry and Eddy Dissipation* como modelo de combustão, assim como utilizado nos trabalhos de [Bezerra \(2020\)](#) e [Kummitha, Pandey e Gupta \(2020\)](#);

- **ENTRADA:** Para a entrada do domínio foi utilizada a condição do tipo *Inlet* com escoamento supersônico, sendo a pressão relativa 101.243 Pa , a velocidade normal

1.431 m/s e a temperatura estática 1.156,95 K . Além disso, foi definida fração mássica de O_2 igual a 0,21, N_2 igual a 0,79 e H_2 igual a 0, assim como simulado por Bezerra (2020);

- **INJETOR:** Para a fronteira que representa o injetor, foi utilizada a condição do tipo *Inlet* com escoamento subsônico, sendo a velocidade normal de modo a obter *Mach* igual a 1 na injeção e temperatura estática de 250 K . Como trata-se de uma injeção apenas de hidrogênio, foi definida fração mássica de 1 para o H_2 e 0 para os demais componentes;
- **SAÍDA:** Para a saída, foi definida fronteira do tipo *Outlet* com regime supersônico;
- **SUPERIOR 1, SUPERIOR 2, INFERIOR 1 E INFERIOR 2:** Para todas estas fronteiras, foi definida condição do tipo *Wall*, visto que se tratam das paredes internas da câmara de combustão. Foi selecionada a opção *No Slip Wall*, pois deseja-se a presença de viscosidade (e, assim, presença de camada limite) nas paredes da simulação, buscando tornar mais semelhante a uma situação real;
- **DIREITA:** Como trata-se de uma simulação 2D, esta fronteira trata-se de uma fronteira de simetria e, portanto, foi definida como do tipo *Symmetry*.

4.1.3.3 Processamento - Solver

Nas opções do *Solver Control*, aumenta-se o número máximo de iterações para 10.000 e muda-se o *Residual Type* de RMS para MAX. A mudança para MAX faz com que o critério de convergência se torne mais rigoroso que o padrão RMS, visto que este é uma média da variação das propriedades (enquanto o MAX é o valor máximo), levando a uma garantia maior de que se atinja o regime permanente. O aumento no número máximo de iterações serve para garantir que o critério de convergência seja atingido.

Para não elevar o custo computacional, a opção *Active Adaptation* dentro do menu *Mesh Adaptation* é desativada. Cabe ressaltar que o sistema atinge o regime estacionário e permanente quando o resíduo se torna menor que o critério de convergência (10^{-3}). Observando a Figura 32, é possível concluir que esta condição é atingida cerca de 690 *time-steps* (cerca de 3h20min) após o início da simulação. Além disso, observando a Figura 33, a fração mássica de H_2O pela fronteira de saída também já havia atingido um patamar estável ao final da simulação.

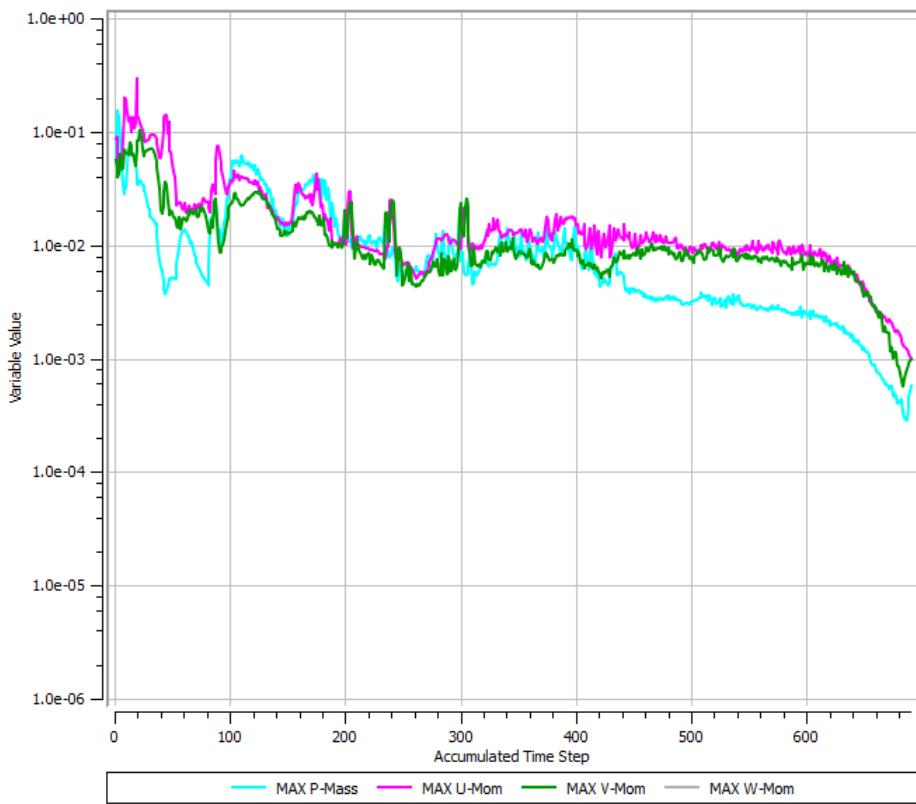


Figura 32 – Resíduos máximos ao longo da simulação.

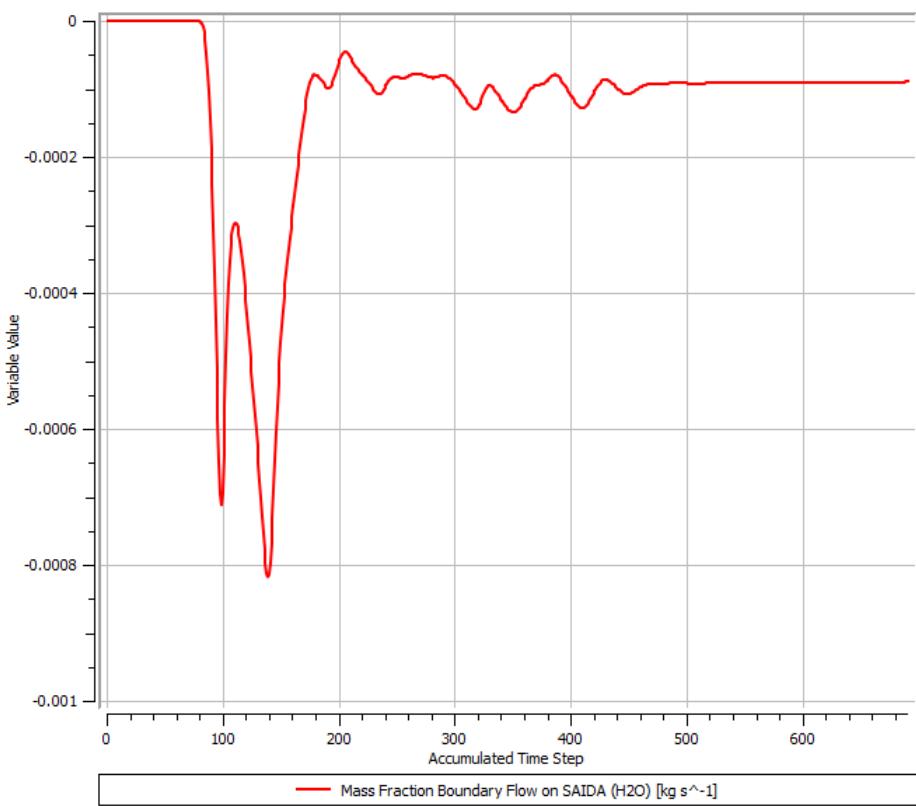


Figura 33 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação.

4.1.3.4 Pós processamento

Após o término da simulação, é possível utilizar o pós-processador *CFX-Post* para acessar os resultados, tanto de forma qualitativa quanto de forma quantitativa. Para resultados qualitativos, pode-se utilizar gráficos de contorno como os da Figura 35, que apresentam visualmente como variam os valores das propriedades ao longo da câmara de combustão. Para resultados quantitativos, é possível obter *plots* (como os da Figura 44) a partir criação de *polylines* sobre a interseção de dois planos ou utilizando a ferramenta *Function Calculator*, que permite obter de forma direta algumas propriedades nas fronteiras do domínio (como número de *Mach* na injeção, por exemplo).

4.2 Resultados e Discussões

Após convergência da simulação, passa-se então a comparar os resultados obtidos com os fornecidos por [Bezerra \(2020\)](#). Primeiramente, será feita uma comparação qualitativa, a partir de Gráficos de Contorno de *Mach*, Temperatura e fração mássica de H_2O . Então, serão comparados resultados quantitativos sobre distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão e da formação de espécies na saída do combustor. Por fim, serão discutidas as conclusões da simulação quanto a validação dos resultados.

4.2.1 Resultados qualitativos

4.2.1.1 Gráficos de contorno de número de *Mach*

O primeiro resultado a ser analisado trata-se dos contornos de número de *Mach* no combustor. Como é uma condição em que um escoamento supersônico entra na câmara de combustão e encontra a injeção transversal de combustível a *Mach* 1, ocorre a formação de ondas de choque. Isto pode ser explicado pelo fato de que a injeção de combustível cria barreiras virtuais ao escoamento, induzindo a separação da camada limite tanto à montante quanto à jusante desta (Figura 35). Como descrito por [Bezerra \(2020\)](#), estas zonas de separação, então, induzem a formação de pseudo-choques oblíquos sobre os pontos de descolamento e recolamento.

Na Figura 34 pode ser visualizado o fenômeno conhecido como trem de choque oblíquo. Estes choques formados na região da injeção refletem na parede superior da câmara de combustão (formando ali também uma pequena região de separação) e se direcionam novamente para a região de mistura entre ar e hidrogênio, refletindo então na parede inferior. Após isso, os choques se direcionamento novamente a parede superior, ocorrendo novas reflexões, porém agora com choques de menor intensidade.

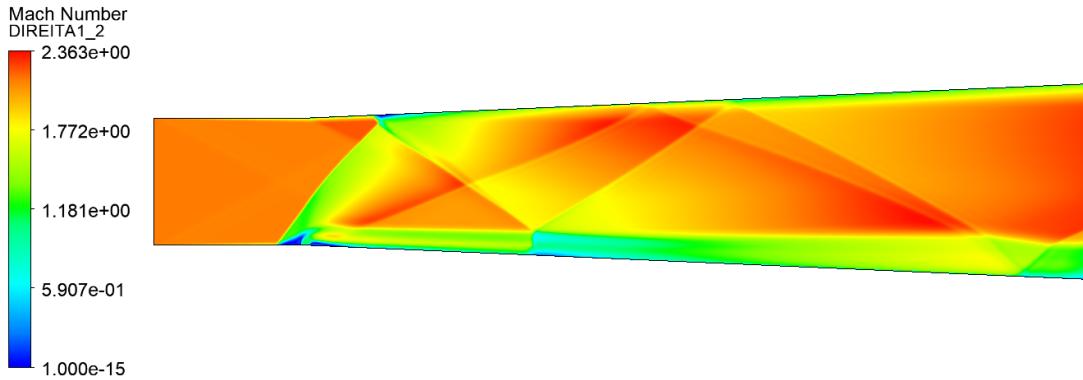


Figura 34 – Contornos de número de *Mach* para o caso simulado.

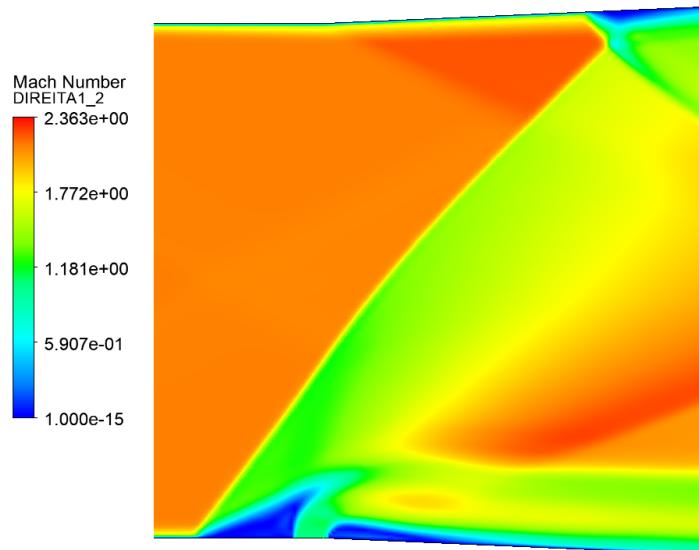


Figura 35 – Contornos de número de *Mach* na região próxima a injeção para o caso simulado.

Na Figura 35 é possível observar também a formação de um leque de expansão. Este fenômeno pode ser visto na parede superior, logo após o início da seção divergente, em que há um aumento do *Mach* do escoamento no local.

A partir das Figuras 36 e 37 é possível fazer uma comparação qualitativa entre os resultados obtidos por esta simulação e os obtidos por Bezerra (2020). Visualmente, as primeiras inclinações dos choques após a injeção são bastante semelhantes entre os dois resultados. Porém, começam a apresentar diferenças a partir da primeira reflexão na parede inferior. Um dos motivos para explicar estas diferenças são os diferentes modelos de turbulência utilizados, que acarretam em diferentes interações entre o ar e o hidrogênio (conforme descrito em 2.2.4) que, como consequência, alteram a reflexão das ondas de choque. Outro possível motivo são as inclinações das paredes da seção divergente que,

apesar de estarem semelhantes e utilizarem como base o valor de $2,5^\circ$, podem não ser exatamente iguais, o que acaba impactando nos ângulos de reflexão.

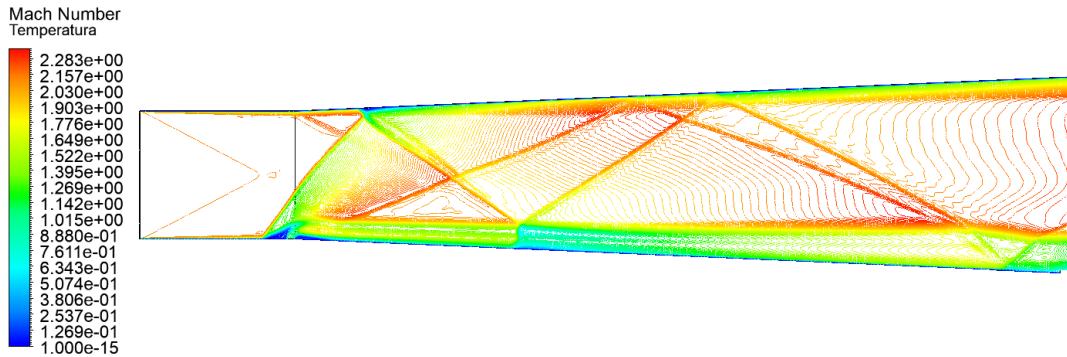


Figura 36 – Contornos de número de *Mach* para o caso simulado.

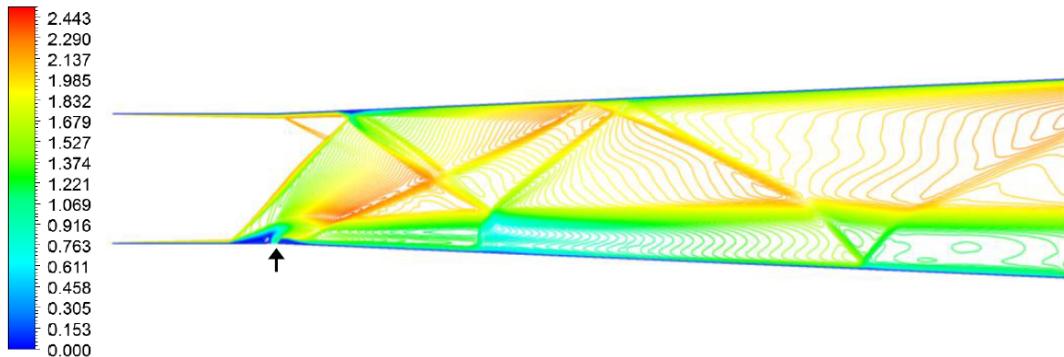


Figura 37 – Contornos de número de *Mach* para o caso simulado por [Bezerra \(2020\)](#). Fonte: [Bezerra \(2020\)](#).

4.2.1.2 Gráficos de contorno de fração mássica de H_2O

Para analisar qualitativamente a combustão, foram comparados gráficos de contorno de fração mássica de H_2O , visto que este é o produto da reação. Analisando as Figuras 38 e 39, é possível observar diferenças em como ocorreu a combustão. No caso simulado, a presença de água com fração mássica de 0,21 fica restrita a uma faixa mais fina e mais próxima à parede quando comparado aos resultados obtidos por [Bezerra \(2020\)](#). Cabe lembrar que foram utilizados diferentes modelos de turbulência, que podem estar impactando a maneira como o combustível se misturou ao ar e, portanto, impactando no tamanho da região em que ambos estão presentes em quantidades e condições ideais para que haja a combustão.

Além disso, há também diferenças no ponto em que é atingido o valor máximo de fração mássica de H_2O . No caso simulado, este valor já é atingido pouco depois da injeção, enquanto no resultado obtido por [Bezerra \(2020\)](#) este valor é atingido apenas após a região em que o choque oblíquo refletido da parede superior encontra a região de mistura do ar e

hidrogênio. Para buscar entender esta diferença, devemos analisar os gráficos de contorno de temperatura.

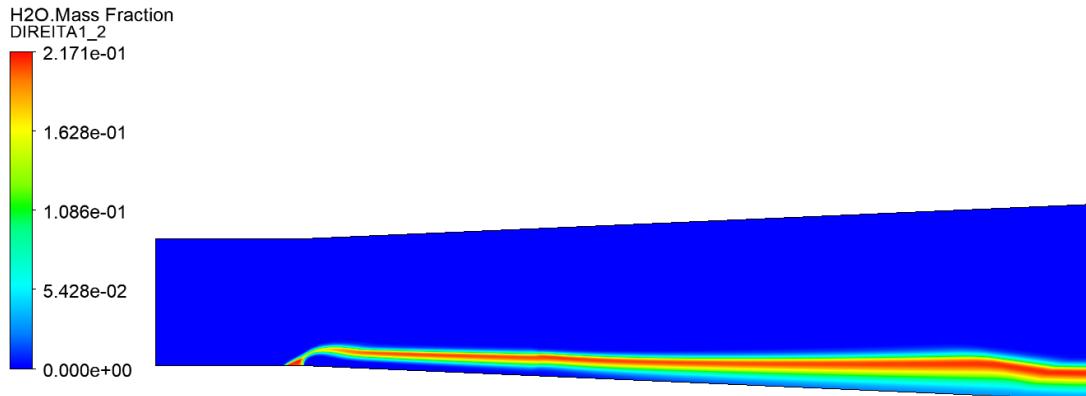


Figura 38 – Contornos de fração mássica de H_2O para o caso simulado.

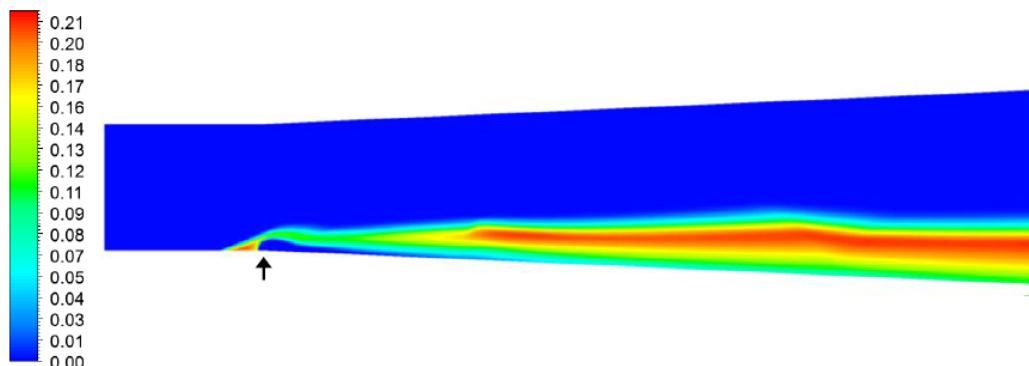


Figura 39 – Contornos de fração mássica de H_2O para o caso simulado por [Bezerra \(2020\)](#).

Fonte: [Bezerra \(2020\)](#).

4.2.1.3 Gráficos de Contorno de Temperatura

Analisando as Figuras 40 e 41, o primeiro ponto a se observar é que as temperaturas máximas das duas simulações são diferentes. Enquanto no caso simulado foi de mais de 2800 K, nos resultados obtidos por [Bezerra \(2020\)](#) o valor máximo foi de cerca de 2600 K. Além disso, pode ser observado que, após o choque na região da injeção, o caso simulado já atinge maiores valores de temperatura, o que favorece a autoignição em uma região mais a montante e faz com que já se atinja maiores valores de fração mássica de H_2O , como visto no tópico anterior.

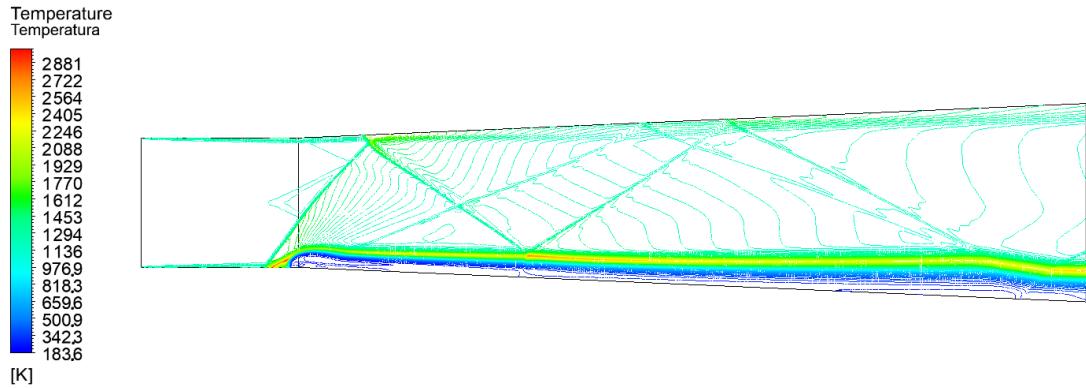


Figura 40 – Contornos de temperatura para o caso simulado.

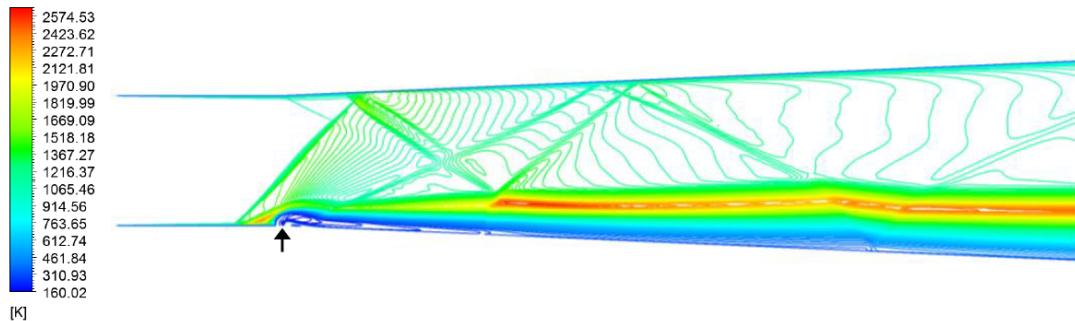


Figura 41 – Contornos de temperatura para o caso simulado por [Bezerra \(2020\)](#). Fonte: [Bezerra \(2020\)](#).

4.2.2 Resultados quantitativos

4.2.2.1 Distribuição de pressão

Para comparar a distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão, foram definidas 3 alturas para obtenção dos dados (Figura 42). Assim como feito por [Bezerra \(2020\)](#), as alturas definidas foram 0,5 mm, 8 mm e 16 mm acima da parede inferior da câmara de combustão na região de entrada.

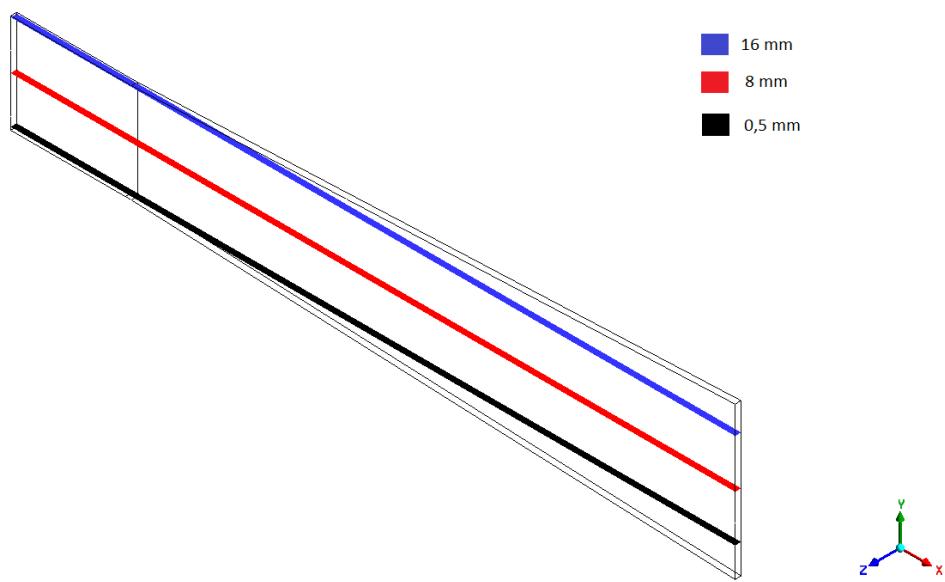


Figura 42 – Planos definidos para obtenção dos dados de distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão.

Na Figura 43 é possível observar o gráfico de contorno de pressão para a simulação realizada, com as linhas indicando os planos onde foram obtidos os valores de pressão apresentados nas Figuras 44, 45 e 46.

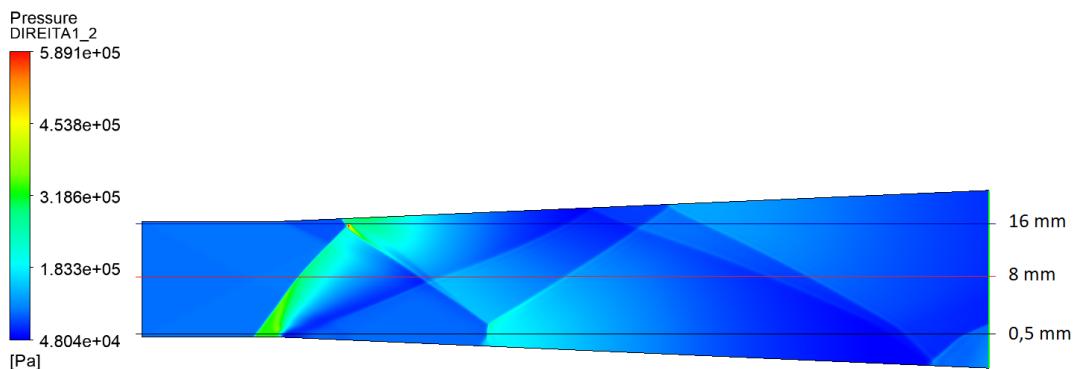


Figura 43 – Contornos de pressão para o caso simulado, com traços indicando os planos analisados.

A primeira condição a ser comparada com os resultados obtidos por [Bezerra \(2020\)](#) é na altura de 0,5 mm. Observando a região anterior a onde ocorre a injeção de combustível (valor de X próximo a 20 mm), é possível constatar que o caso simulado atinge uma maior pressão. Cabe lembrar que as duas simulações utilizam diferentes modelos de turbulência e de que a feita por [Bezerra \(2020\)](#) utiliza uma malha muito mais refinada, que pode estar captando melhor os efeitos viscosos que ocorrem na região, como efeitos de mistura entre o ar e o H_2 injetado.

Olhando a região logo após a injeção, é possível observar também que a redução de pressão no caso simulado ocorre imediatamente, enquanto nos resultados obtidos por [Bezerra \(2020\)](#) a pressão volta aos níveis anteriores a injeção apenas após cerca de 5 cm.

Observando na região mais próxima à saída, é possível constatar quantitativamente o fato de que a segunda reflexão do trem de choque oblíquo na parede inferior ocorre mais a jusante para a simulação realizada. Isto pode ser constatado pelo saltos de pressão próximos ao final da câmara de combustão, que ocorrem a cerca de 90 mm para o resultado de [Bezerra \(2020\)](#) e após 110 mm nesta simulação. No entanto, pelo salto de pressão ao longo dos choques estar semelhante entre as simulações, tem-se um bom indicador de que a intensidade dos choques no local foi semelhante.

Além disso, observando a região intermediária da câmara de combustão (entre 50 mm e 90 mm), as curvas praticamente se sobrepõem. Apesar de ser uma região em que não estão ocorrendo fenômenos mais complexos como choques ou mistura de diferentes gases, é um bom indicativo de que a simulação feita conseguiu captar efeitos como a redução de pressão devido às paredes divergentes do combustor.

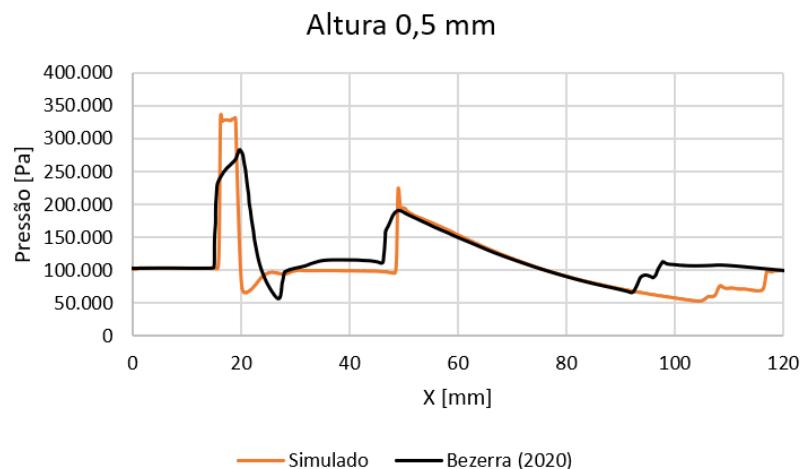


Figura 44 – Distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão para altura 0,5 mm.

Apresenta-se na Figura 45 os resultados para altura de 8 mm. É possível observar pelas variações bruscas de pressão os locais por onde passam as ondas de choque. Como descrito na seção de análise qualitativa, é possível observar também pelo gráfico que os primeiros choques foram mais semelhantes em termos de local e intensidade. Porém, conforme se caminha em direção a saída da câmara de combustão, passou a haver diferenças mais significativas.

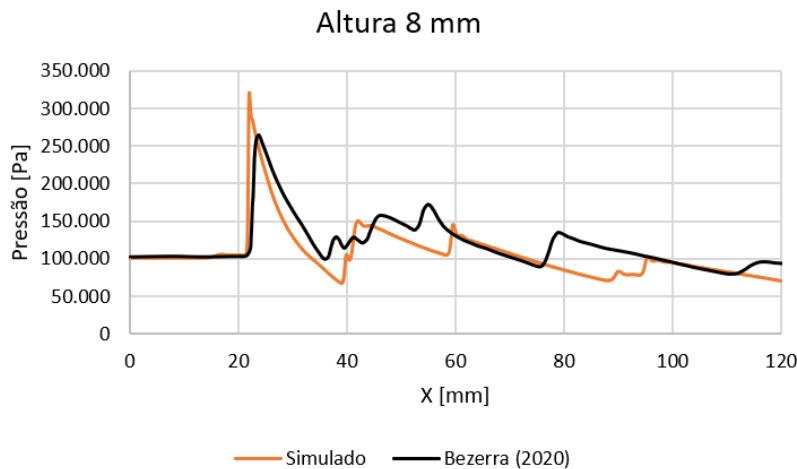


Figura 45 – Distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão para altura 8 mm.

Por fim, analisando os resultados para a altura de 16 mm (Figura 46), é possível observar significativa semelhança entre as curvas. Apesar do pico de pressão ter sido diferente, as curvas de redução na pressão após os choques (tanto entre 35 mm a 60 mm quanto entre 80 mm e 120 mm) praticamente se sobreponem, indicando que a simulação conseguiu captar bem os fenômenos no escoamento destas regiões.

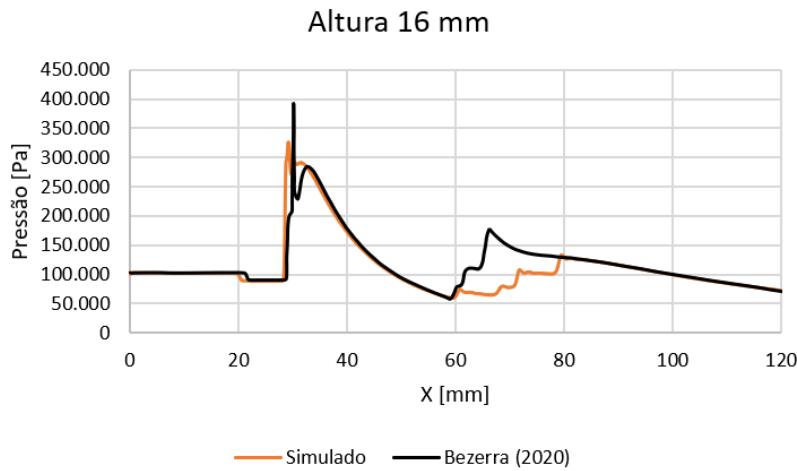


Figura 46 – Distribuição de pressão ao longo da câmara de combustão para altura 16 mm.

Além disso, é possível observar que em ambas há uma redução na pressão logo antes do ponto em que há um aumento abrupto. Essa redução de pressão corresponde à região de início da seção divergente, que causa uma aceleração no escoamento e, assim, diminui a pressão no local.

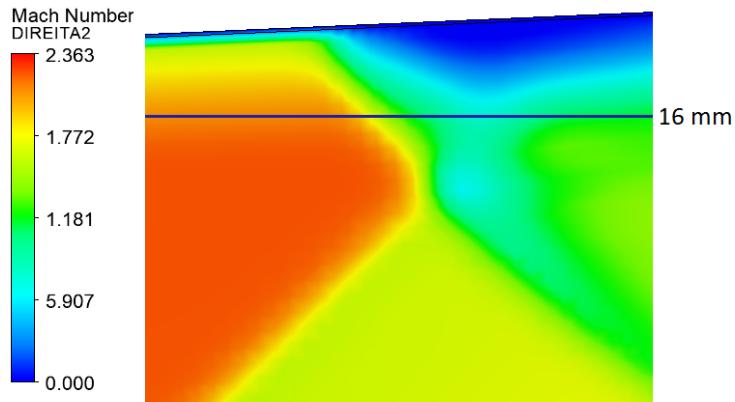


Figura 47 – Contornos de número de *Mach* na região de reflexão do choque na parede superior.

Outro ponto que vale destacar é que é possível observar na Figura 47 o surgimento de uma pequena região de choque normal próxima a parede superior. Como consequência deste choque normal, há um aumento ainda mais abrupto de pressão após este, que não foi captado pela extração dos dados na altura de 16 mm. Como há algumas diferenças observadas na simulação realizada neste trabalho e na feita por [Bezerra \(2020\)](#), uma pequena alteração na posição onde ocorre o choque normal pode ser a justificativa na diferença entre os máximos de pressão observados na Figura 46.

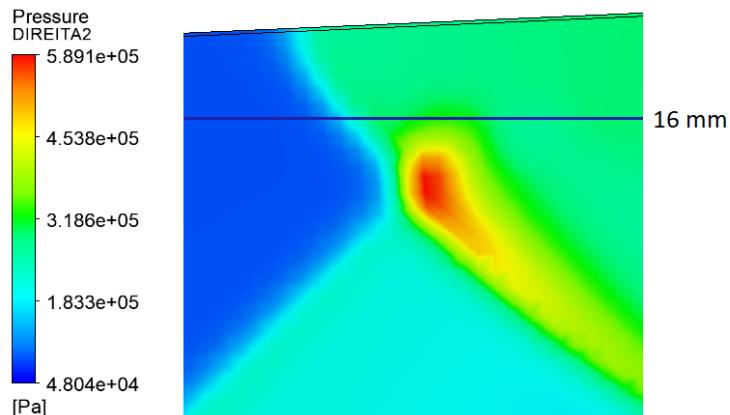


Figura 48 – Contornos de pressão na região de reflexão do choque na parede superior.

4.2.2.2 Formação de espécies na saída

A partir das Figuras 49, 50 e 51 é possível observar quantitativamente o que foi discutido na seção 4.2.1.2. Na simulação feita por [Bezerra \(2020\)](#), a combustão do H_2 ocorreu de forma mais eficiente, de modo que a formação de H_2O ocupa uma região maior da saída (indicando que a combustão ocorreu em uma faixa mais ampla) e a fração mássica de combustível restante também é menor.

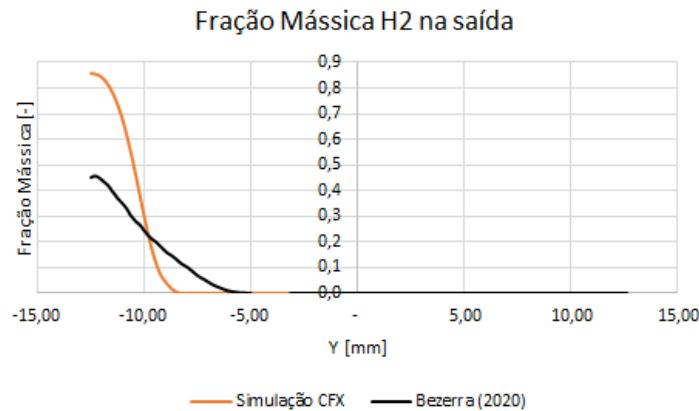


Figura 49 – Fração mássica de H_2 na fronteira de saída da câmara de combustão

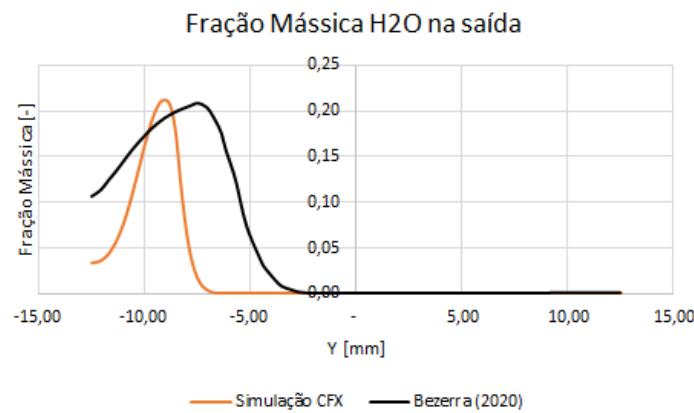


Figura 50 – Fração mássica de H_2O na fronteira de saída da câmara de combustão

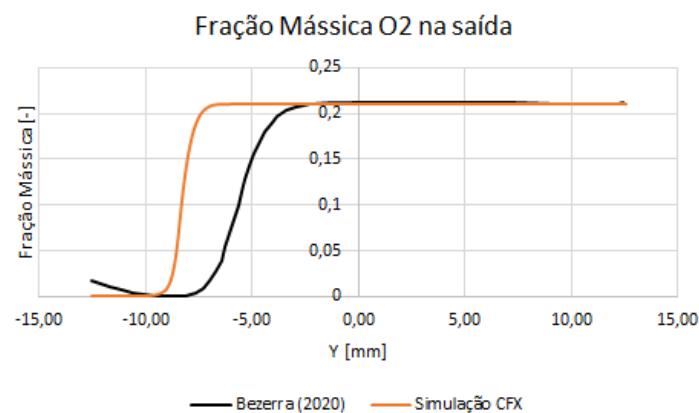


Figura 51 – Fração mássica de O_2 na fronteira de saída da câmara de combustão

4.2.3 Conclusão

O primeiro grande objetivo com esta comparação foi aprender a parametrizar no *Software ANSYS CFX* todas as configurações necessárias para que houvesse combustão.

Como pode-se ver pelos tópicos anteriores, de fato foi possível atingir este objetivo, conseguindo passar por todas as etapas de criação de malha e pré-processamento para que a simulação funcionasse.

O segundo grande objetivo era a comparação de resultados. Como discutido nos tópicos anteriores, houve significativa compatibilidade entre os resultados simulados e os apresentados por [Bezerra \(2020\)](#). Claro, também houve diferenças como, por exemplo, na faixa em que ocorreu a combustão e nas reflexões dos choques ao longo da câmara de combustão, mas foram diferenças dentro do que se esperava considerando os diferentes modelos de turbulência e refinamento de malha. Assim, os resultados foram considerados como satisfatórios e passou-se então para a etapa seguinte do projeto.

5 SEGUNDO MODELO

5.1 Metodologia

Após realizadas as comparações com o modelo proposto por [Bezerra \(2020\)](#), passou-se para etapa objetivo deste projeto, que é simular a câmara de combustão do modelo proposto por [Morini \(2021\)](#). Novamente, será simulada apenas a região da câmara de combustão, utilizando como *inputs* os resultados obtidos pelo autor para a região de entrada da câmara de combustão, após as reflexões do escoamento nas rampas de compressão.

5.1.1 Dimensões da Câmara de Combustão

A câmara de combustão simulada possui altura constante e igual a 10 mm por todo seu comprimento. Há uma primeira região, anterior ao injetor, com comprimento de 19 mm . Após estes 19 mm , há um injetor na parede inferior, cujo comprimento é de 1 mm . Então, a câmara se estende por mais 177 mm com altura constante. Cabe ressaltar que será analisado apenas o modelo 2D.

5.1.2 Condições do escoamento e da injeção

Do trabalho feito por [Morini \(2021\)](#), temos que, para a simulação do motor completo voando a *Mach* 6 na condição *power-on*, as condições na entrada da câmara de combustão são:

P [Pa]	T [K]	M [-]
670.640	1.090,4	1,77

Tabela 5 – Condições do escoamento na entrada da câmara de combustão. Fonte: Adaptado de [Morini \(2021\)](#)

Para a injeção de hidrogênio, foram consideradas as seguintes condições no injetor:

T [K]	M [-]
250	1

Tabela 6 – Condições de injeção de hidrogênio no injetor. Fonte: Adaptado de [Morini \(2021\)](#)

5.1.3 Modelagem em CFD

Para esta simulação, foram utilizados novamente o *software ANSYS ICEM* para a geração de malha e o *ANSYS CFX* para resolver as equações da dinâmica de fluidos na forma *RANS* (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*).

5.1.3.1 Malha

Como trata-se de uma câmara de combustão de altura constante, foram necessárias apenas 6 curvas para delimitar o domínio (ENTRADA, SAÍDA, SUPERIOR, INFERIOR 1, INFERIOR 2 e INJETOR).



Figura 52 – Modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples.

Novamente, foram utilizados elementos de malha superficial do tipo *Quad Dominant*, porém agora com $0,2\text{ mm}$ como tamanho máximo dos elementos em todas as fronteiras. Para a dimensão em Z, os elementos do plano XY foram extrudados em 1 mm . Assim, esta malha tem um total de 152.869 elementos, com 99.440 nós.



Figura 53 – Malha final para o modelo da câmara de combustão de altura constante com injeção transversal simples.

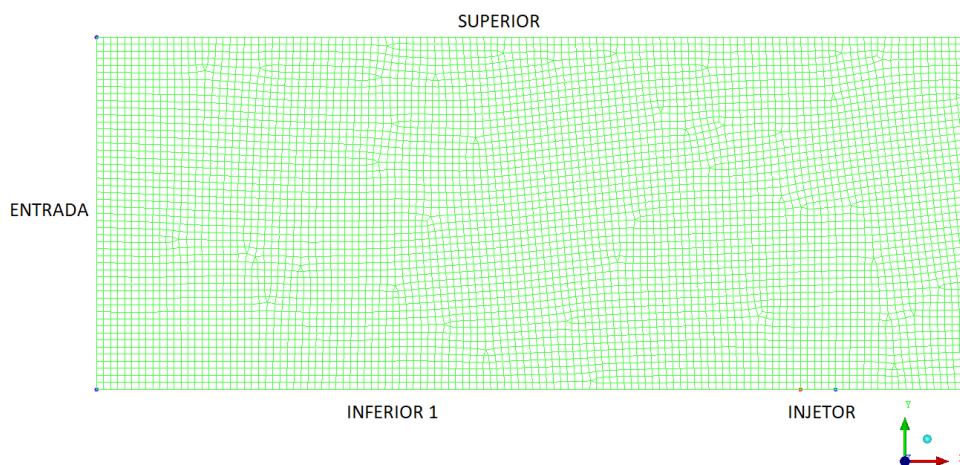


Figura 54 – Malha final próxima ao injetor para o modelo da câmara de combustão de altura constante com injeção transversal simples.

5.1.3.2 Pré-processamento - Escoamento e condições de contorno

Para configuração da combustão, foram utilizados os mesmos procedimentos da Seção 4.1.3.2. Então, foram definidas as seguintes condições de contorno para as fronteiras do domínio:

- FLUIDO: Foi definida pressão de referência de 5.745 Pa, pois esta é a pressão atmosférica do escoamento livre na condição analisada (voo a 20 km de altitude). Novamente, foram utilizados *Shear Stress Transport* como modelo de turbulência, a opção *Total Energy* para a equação de energia e a opção *Finite Rate Chemistry and Eddy Dissipation* como modelo de combustão;
- ENTRADA: Foi utilizada a condição do tipo *Inlet* com escoamento supersônico, sendo a pressão relativa 665.165 Pa, a velocidade normal 1.171,2 m/s e a temperatura estática 1090,4 K. Além disso, foi definida fração mássica de O_2 igual a 0.21, N_2 igual a 0.79 e H_2 igual a 0;
- INJETOR: foi utilizada a condição do tipo *Inlet* com escoamento subsônico, sendo a velocidade normal de modo a obter *Mach* igual a 1 na injeção e temperatura estática de 250 K. Como trata-se de uma injeção apenas de hidrogênio, foi definida fração mássica de 1 para o H_2 e 0 para os demais componentes;
- SAÍDA: Definida fronteira como do tipo *Outlet* com regime supersônico;
- SUPERIOR, INFERIOR 1 E INFERIOR 2: Para todas estas fronteiras, foi definida condição do tipo *Wall* com a opção *No Slip Wall*;
- DIREITA: Como trata-se de uma simulação 2D, foi definida como do tipo *Simmetry*.

5.1.3.3 Processamento - Solver

Da mesma forma que para as simulações anteriores, nas opções do *Solver Control* foi aumentado o número máximo de iterações para 10.000 e o *Residual Type* para MAX, sento o critério de convergência quando este resíduo se torna menor que 10^{-3} .

Como mostrado nas Figuras 55 e 56, esta simulação não atingiu os critérios de convergência, apresentando na verdade erro em sua execução. Os resultados serão discutidos na seção 5.2.

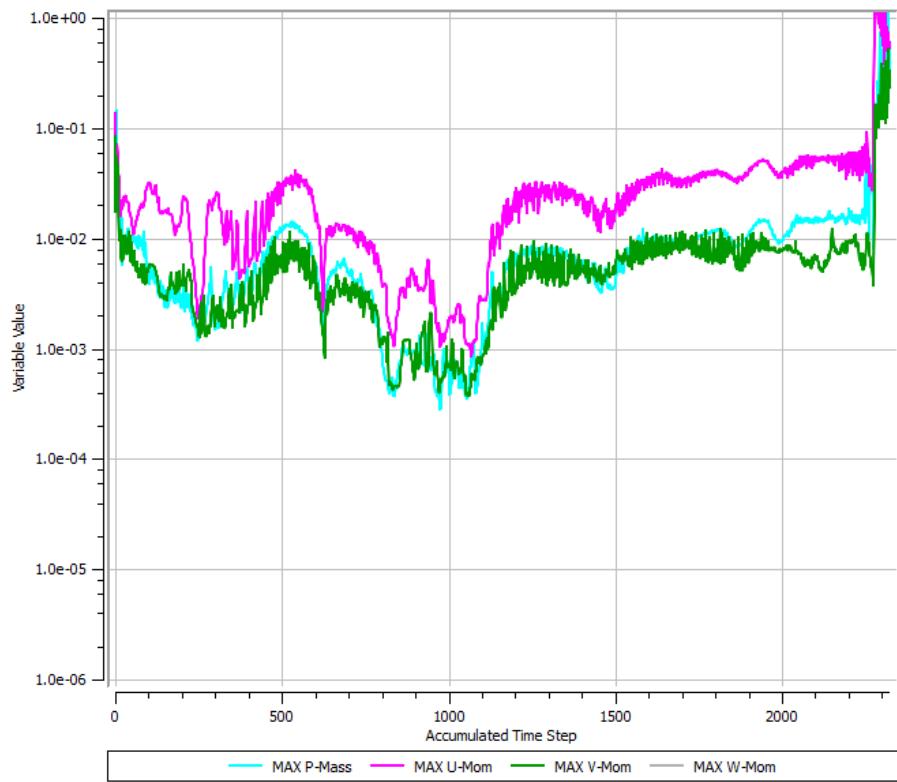


Figura 55 – Resíduos máximos ao longo da simulação.

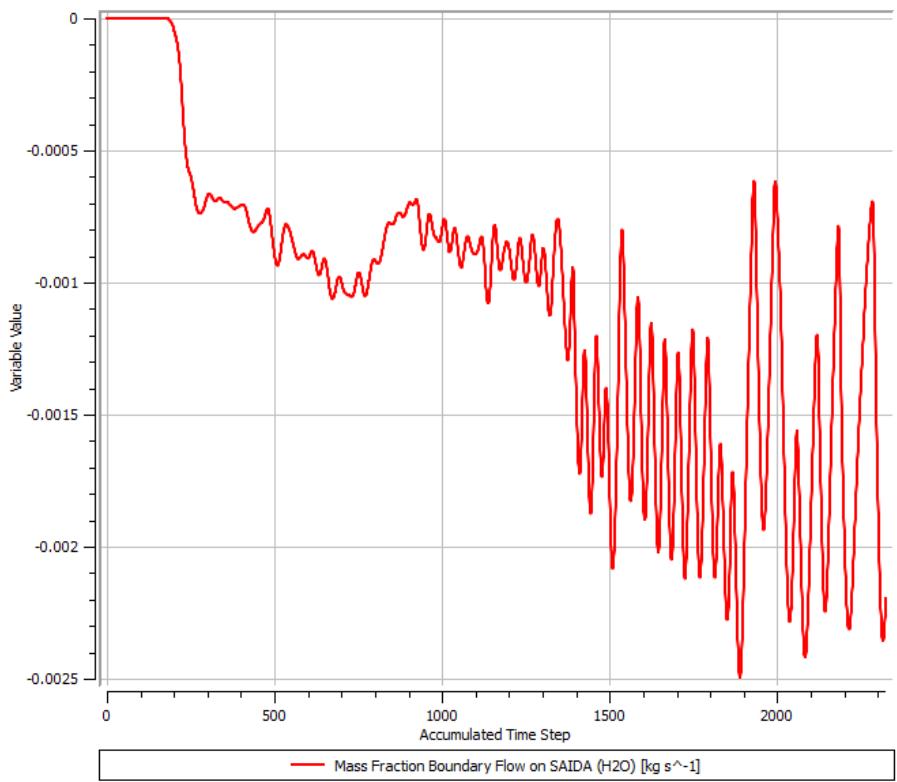


Figura 56 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação.

5.1.3.4 Pós processamento

Novamente, foram utilizados gráficos de contorno para visualização dos resultados de forma qualitativa, além de *plots* e a ferramenta *Function Calculator* para resultados quantitativos.

5.2 Resultados e discussões

Em todas as simulações realizadas, era iniciada a simulação com uma velocidade de injeção mais baixa (próximo a *Mach* 0,3) e, conforme os resultados convergiam, aumentava-se a velocidade. Isto era feito pois as simulações com menor velocidade de injeção convergiam mais rapidamente e, assim, eram utilizadas pelo *software* como condições iniciais para as simulações a velocidades mais altas. Nesta simulação, porém, constatou-se que não havia convergência dos resultados mesmo para velocidade mais baixas de injeção.

Como mostrado nas Figuras 57 e 58, já para a condição de *Mach* igual a 0,3 na injeção de H_2 ocorre o surgimento de uma forte onda de choque normal, que causa estrangulamento da câmara de combustão e faz com que não haja formação de um trem de choques oblíquos. Além disso, conforme aumenta o tempo de simulação, o sistema não atinge estabilidade e a onda de choque normal propaga-se em direção a entrada da câmara de combustão. Quando esta atinge a fronteira de entrada, então, ocorre erro na simulação e esta para.

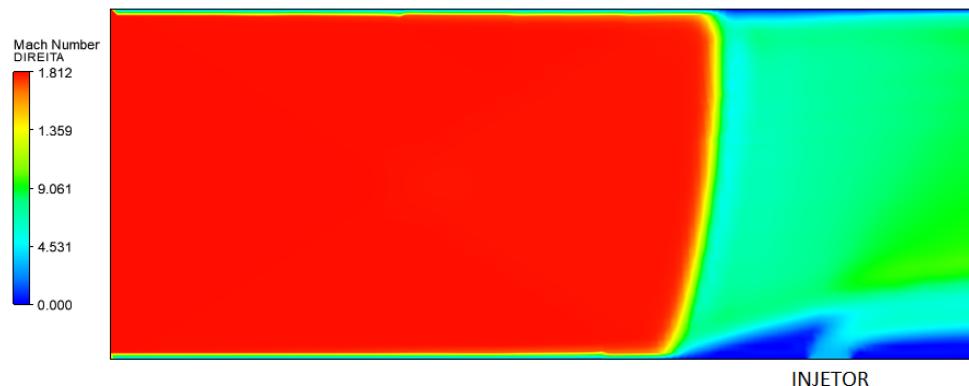


Figura 57 – Contornos de número de *Mach* na região de entrada da câmara de combustão no *time-step* 1.552.

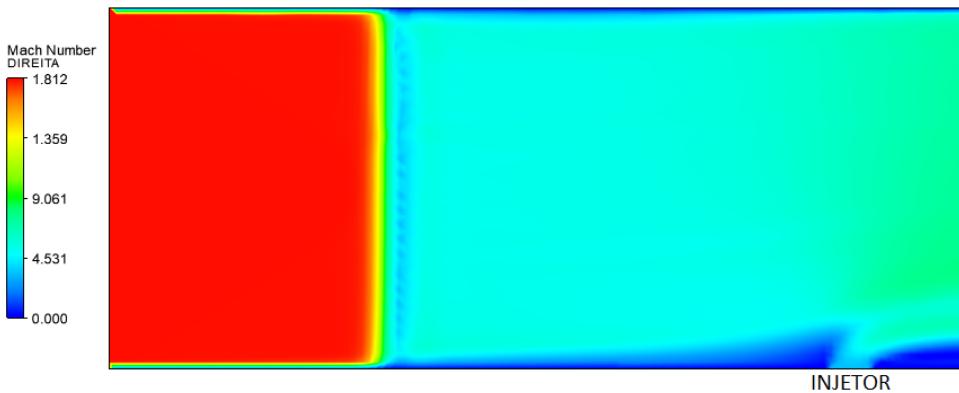


Figura 58 – Contornos de número de *Mach* na região de entrada da câmara de combustão no *time-step* 2.052.

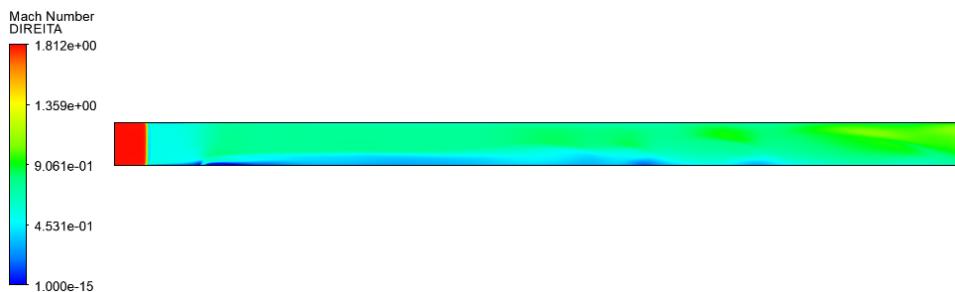


Figura 59 – Contornos de número de *Mach* na câmara de combustão no *time-step* 2.052.

Foram testadas algumas alternativas, como definir manualmente as condições iniciais da simulação ou alterar o *Timescale Factor*, mas nada fez com que o erro não ocorresse. Então, assumiu-se que de fato o resultado pode estar representando o que acontece com esta câmara de combustão em voo nestas condições e buscou-se entender quais os motivos que estariam levando a este erro.

O primeiro ponto que poderia estar causando o erro é a altura da câmara de combustão. Em comparação com outros modelos apresentados no Capítulo 2, esta câmara apresenta altura significativamente menor. Para comparação, a câmara definida por [Bezerra \(2020\)](#) tem 16,389 mm de altura e foi uma das menores encontradas na literatura, enquanto esta apresenta apenas 10 mm.

O segundo ponto pode ser o fato de a câmara de combustão possuir altura da seção constante durante todo o seu comprimento. Como visto na seção sobre *Mach reflection* (3.2.4), dependendo das condições do escoamento logo antes da reflexão na superfície, a onda de choque oblíqua não consegue sofrer a reflexão sem que se torne uma onda normal. Portanto, este pode ser o fenômeno que esteja ocorrendo nesta simulação.

Assim, caso a parede possua um ângulo de inclinação no sentido de aumentar a altura da câmara de combustão (como no modelo apresentado por [Bezerra \(2020\)](#)), o

ângulo de reflexão que o escoamento precisa fazer é menor e, portanto, tende a retardar o surgimento da onda de choque normal.

Para avaliar tal fato, foram realizadas simulações de um novo modelo, com condições termodinâmicas na entrada da câmara de combustão iguais ao modelo proposto por [Morini \(2021\)](#), porém com aumento linear na altura da seção após a injeção de combustível.

6 TERCEIRO MODELO

6.1 Metodologia

Após os problemas encontrados na simulação do modelo proposto por [Morini \(2021\)](#), foi realizada uma nova simulação. Nesta, as condições do escoamento na entrada da câmara de combustão são iguais às da simulação anterior, havendo apenas alterações na geometria do combustor.

6.1.1 Dimensões da Câmara de Combustão

A câmara de combustão possui altura constante e igual a 10 mm durante seus primeiros 20 mm de comprimento. Então, passa a ter uma seção divergente, com a inclinação das paredes fazendo um ângulo de 2,5° com a horizontal, com comprimento de 177 mm . Além disso, na parede inferior, após 19 mm da entrada, há a presença de um injetor com comprimento de 1 mm . Portanto, como trata-se de uma primeira tentativa de resolver o problema do surgimento de choque normal forte na câmara de combustão, optou-se por aplicar uma geometria semelhante a feita por [Bezerra \(2020\)](#), em que a seção divergente se inicia após a injeção com um ângulo de 2,5° em relação à horizontal.

6.1.2 Condições do escoamento e da injeção

Nesta simulação, foram mantidas as mesmas condições apresentadas na seção [5.1.2](#).

6.1.3 Modelagem em CFD

Novamente, foram utilizados os softwares *ANSYS ICEM* para a geração da malha e o *ANSYS CFX* para resolver as equações na forma *RANS*.

6.1.3.1 Malha

Como trata-se de uma câmara de combustão de altura variável, foram necessárias 8 curvas para delimitar o domínio (ENTRADA, SUPERIOR 1, SUPERIOR 2, INFERIOR 1, INFERIOR 2, SAÍDA, ABERTURA E INJETOR). Assim, esta malha tem um total de 255.269 elementos, com 167.276 nós.

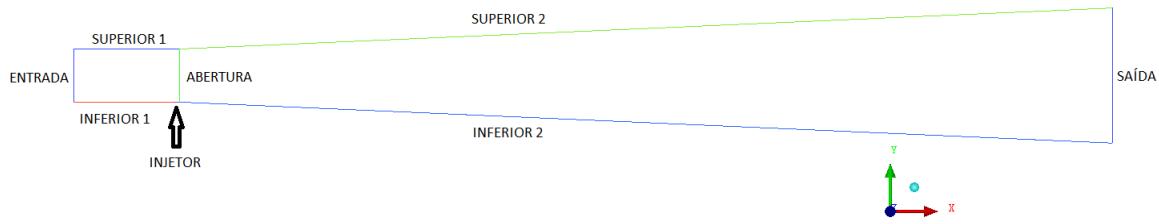


Figura 60 – Modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples e seção divergente após injetor.

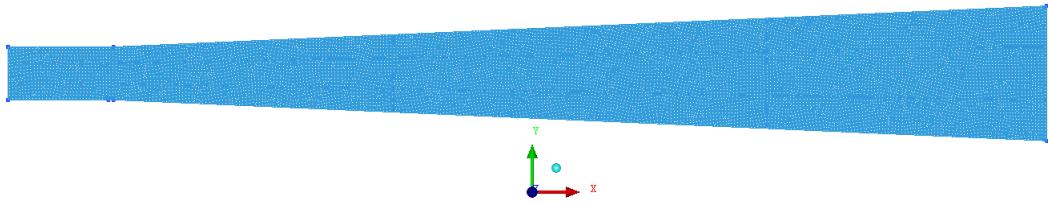


Figura 61 – Malha final gerada para o modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples e seção divergente após injetor.

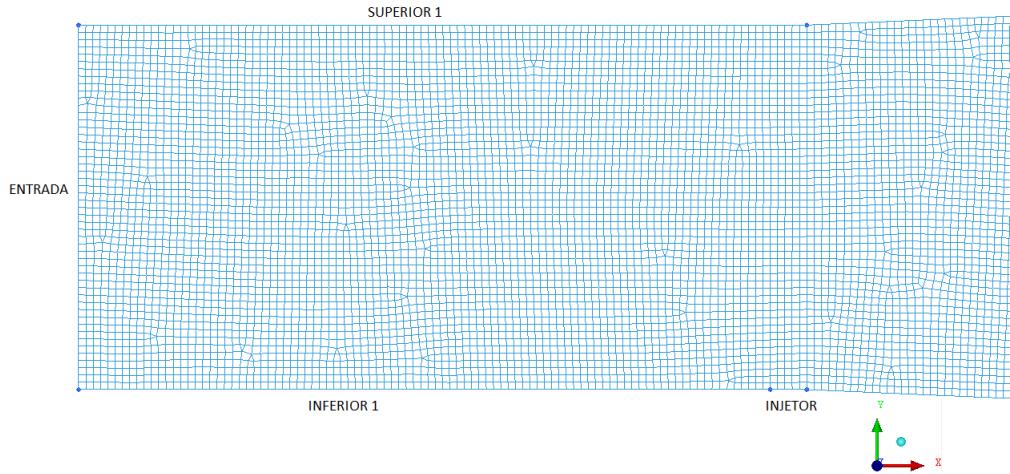


Figura 62 – Malha final gerada para a região de seção constante do modelo da câmara de combustão com injeção transversal simples e seção divergente após injetor.

6.1.3.2 Pré-processamento - Escoamento e condições de contorno

Nesta simulação, foram mantidas as mesmas configurações da combustão, do escoamento e das condições de contorno apresentadas na Seção 5.1.3.2.

6.1.3.3 Processamento - Solver

Da mesma forma que para as simulações anteriores, nas opções do *Solver Control* foi aumentado o número máximo de iterações para 10.000 e o *Residual Type* para MAX, sento o critério de convergência quando este resíduo se torna menor que 10^{-3} .

Como discutido na seção 5.2, o modelo da câmara de combustão proposto por Morini (2021) não apresentou convergência da simulação para injeção com valores de número de *Mach* maiores do que 0,3. Assim, para este novo modelo, foi inicialmente simulada esta condição que, agora, apresentou convergência dos resultados, como mostrado nas Figuras 63 e 64. Os resultados desta simulação serão apresentados na seção 6.2.

Então, aumentou-se gradativamente a velocidade da injeção para avaliar até qual ponto haveria convergência dos resultados. Para injeção até *Mach* 0,54 ainda houve convergência dos resultados, conforme mostrado nas Figuras 65 e 66.

No entanto, para *Mach* 0,58, a simulação voltou a apresentar instabilidade, de modo que não atingiu os critérios de convergência e apresentou erro após cerca de 3.600 *time-steps*.

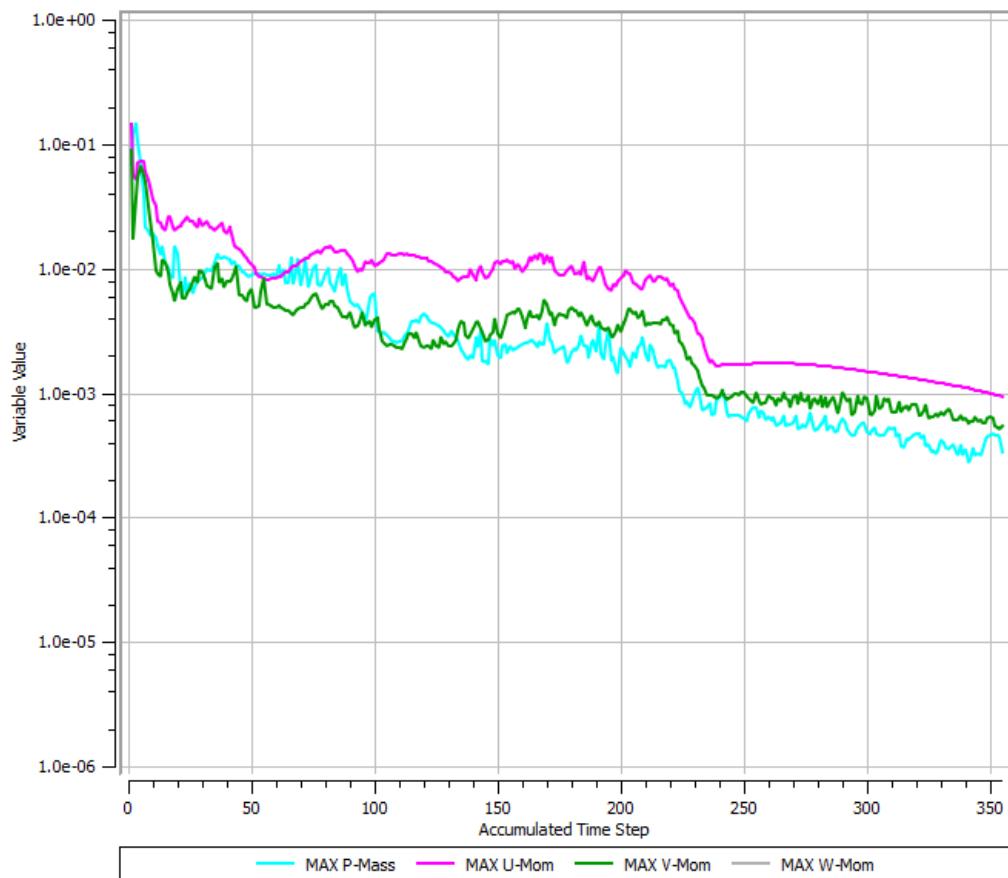


Figura 63 – Resíduos máximos ao longo da simulação da câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,3.

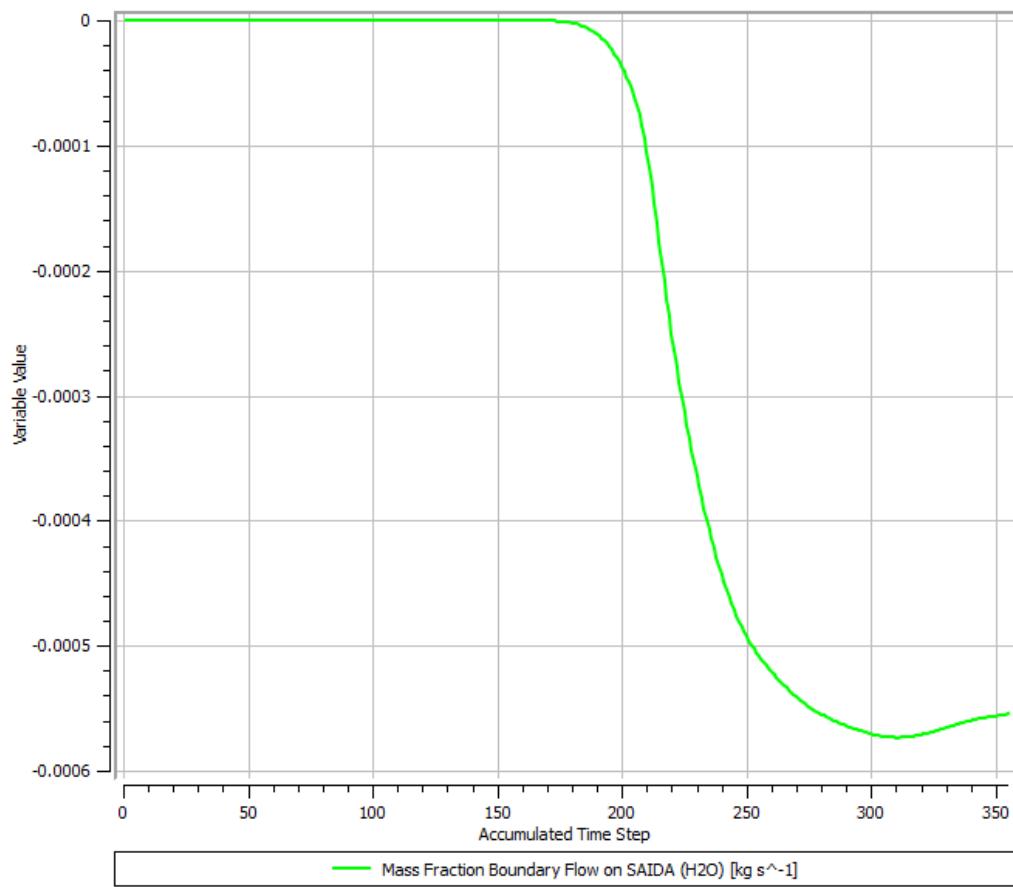


Figura 64 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$.

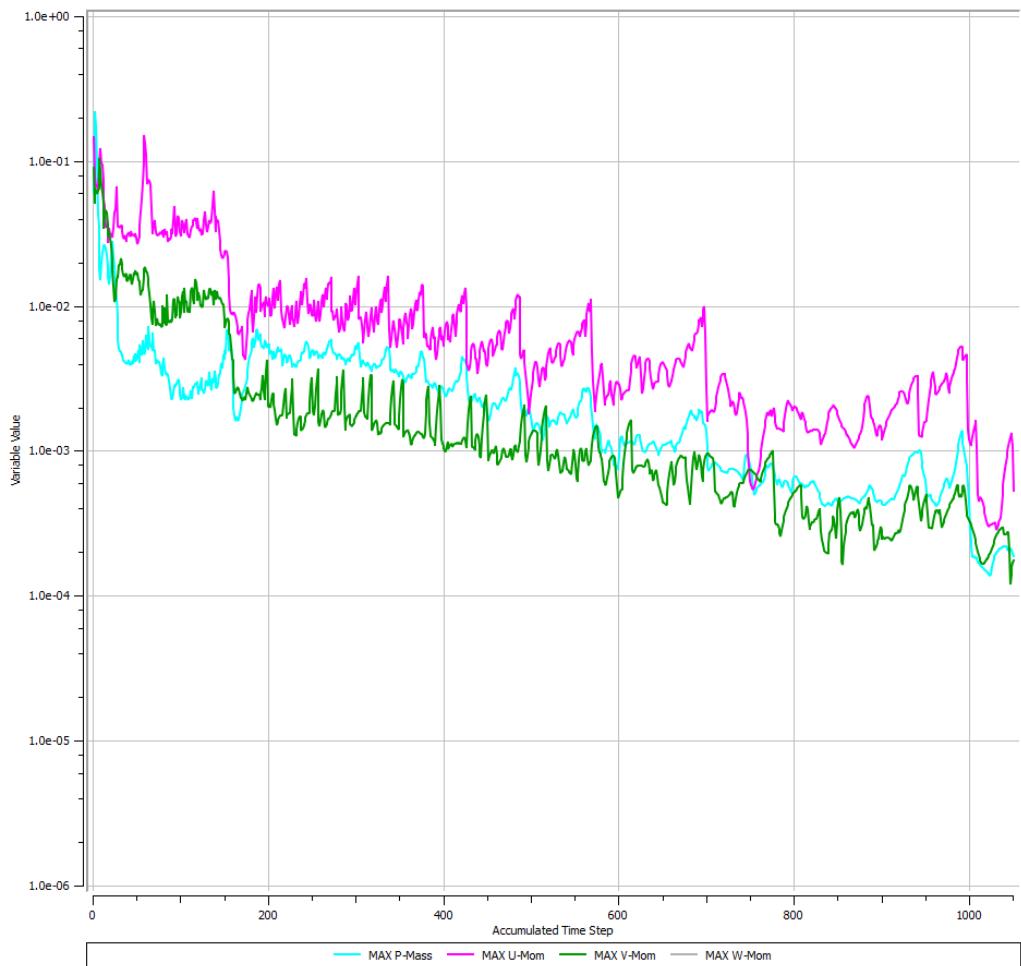


Figura 65 – Resíduos máximos ao longo da simulação da câmara de combustão para injeção a $Mach\ 0,54$.

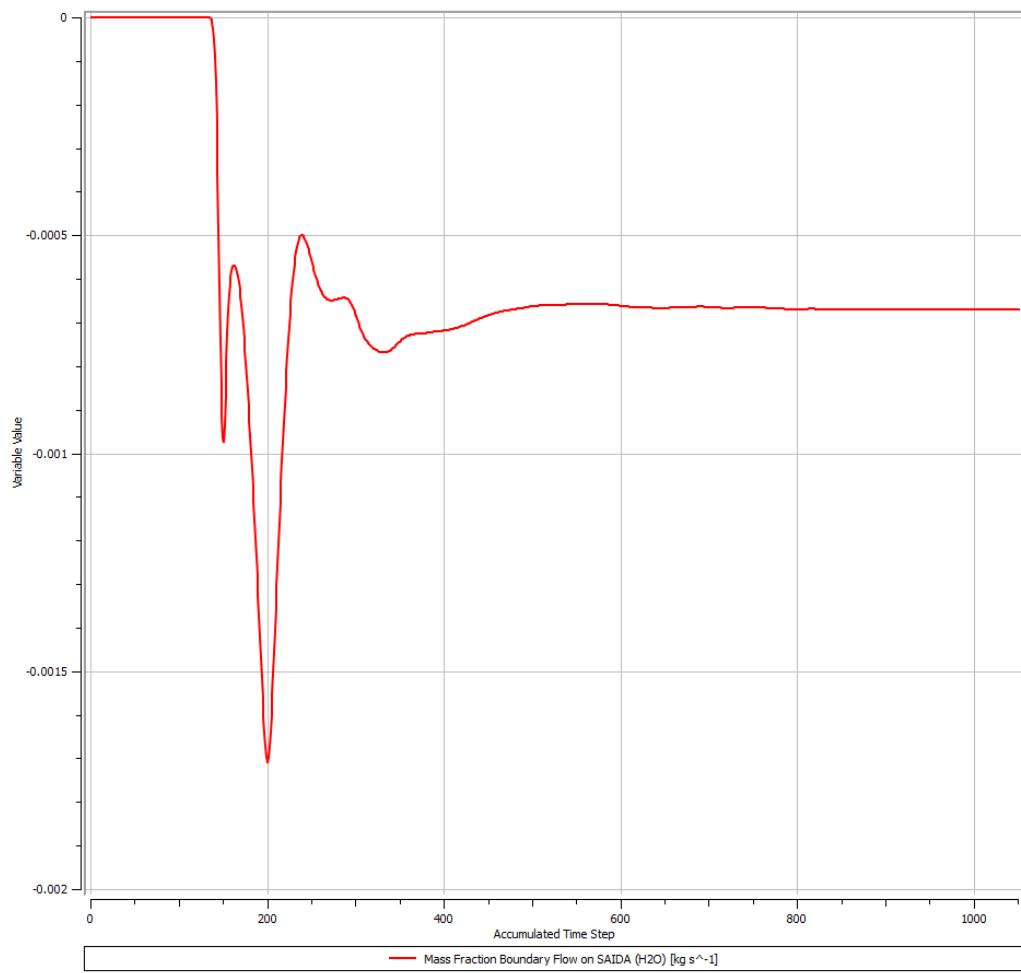


Figura 66 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação da câmara de combustão para injeção a $Mach\ 0,54$.

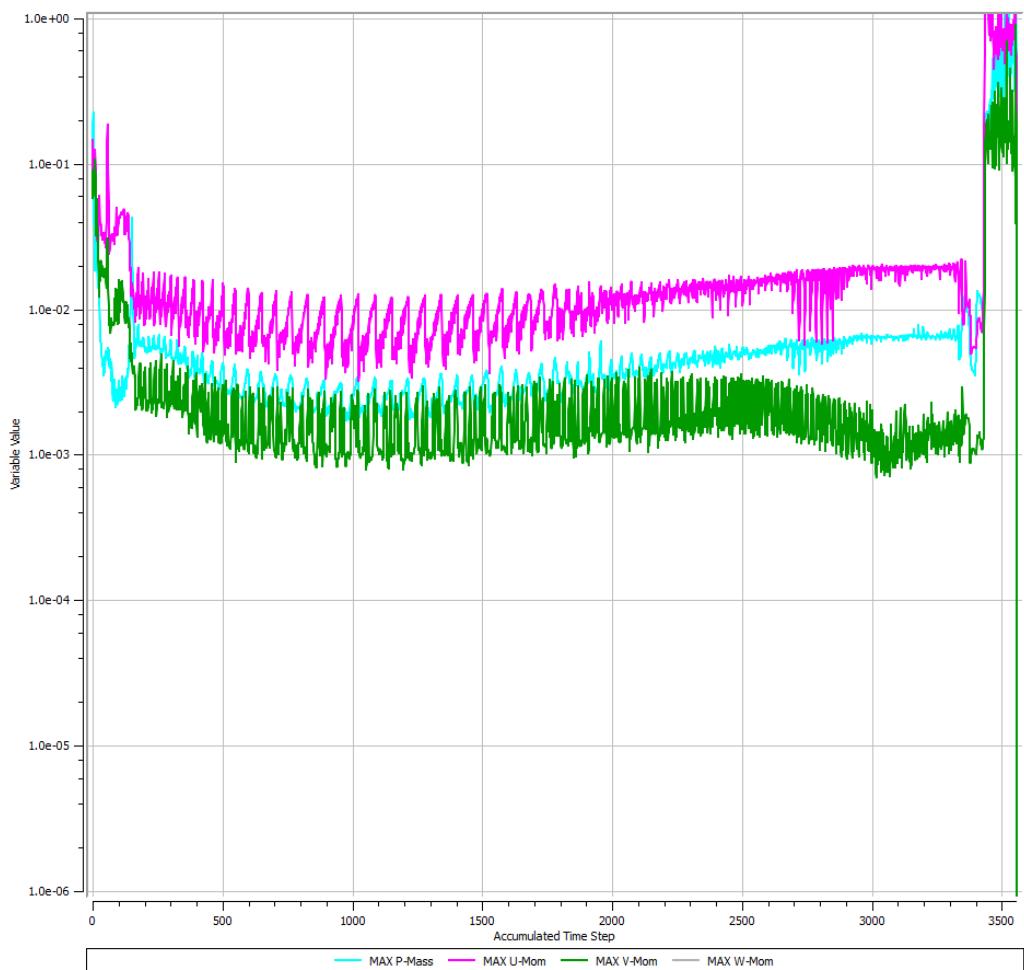


Figura 67 – Resíduos máximos ao longo da simulação da câmara de combustão para injeção a $Mach\ 0,58$.

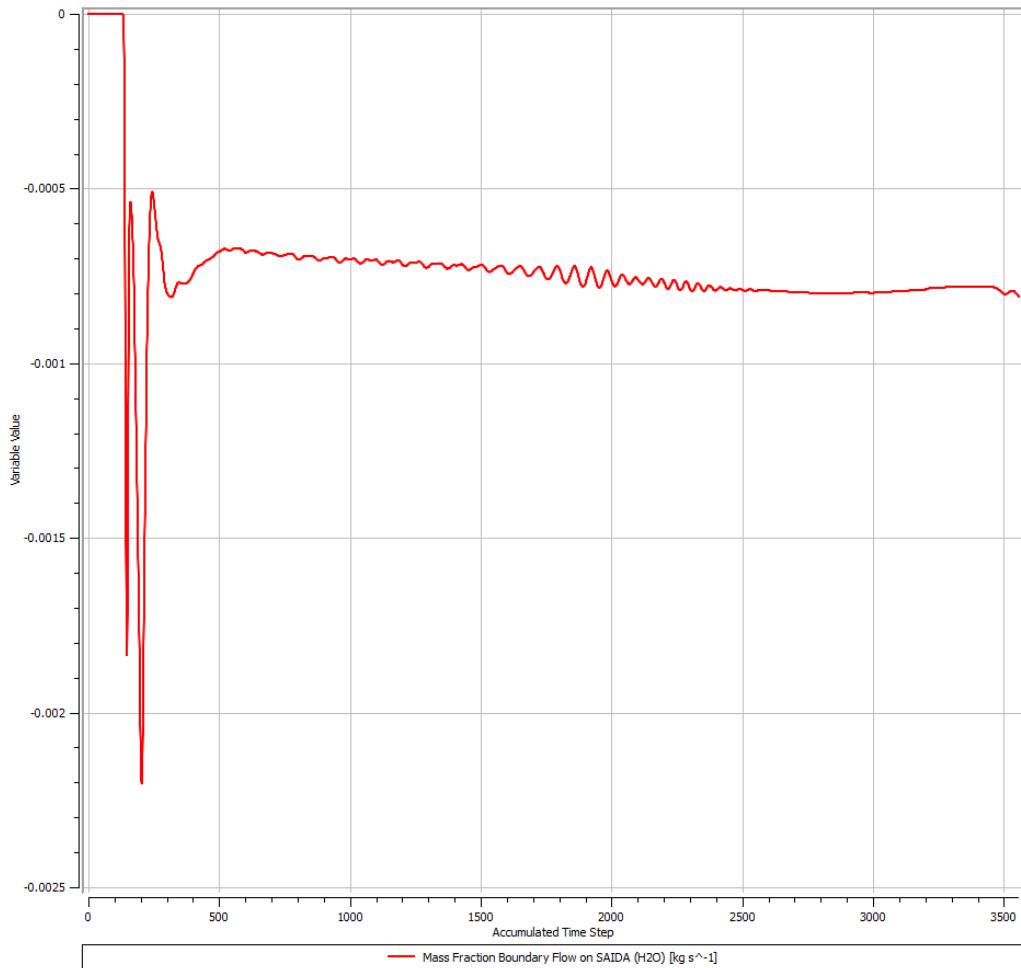


Figura 68 – Fração mássica de H_2O pela fronteira de SAÍDA da simulação da câmara de combustão para injeção a $Mach$ 0,58.

6.1.3.4 Pós-processamento

Também para este modelo foram utilizados gráficos de contorno para resultados qualitativos, além de *plots* e a ferramenta *Function Calculator* para resultados quantitativos.

6.2 Resultados e Discussões

6.2.1 Injeção de combustível a $Mach$ 0,3

Como o modelo proposto inicialmente por [Morini \(2021\)](#) apresentou erros na simulação já para a condição de injeção de H_2 a $Mach$ 0,3, optou-se por iniciar as simulações deste novo modelo nesta nova condição. Diferentemente do modelo anterior, este novo apresentou rápida convergência dos resultados.

6.2.1.1 Número de $Mach$

Na Figura [69](#) pode ser observado que é formado um trem de choques oblíquos, diferentemente da Figura [59](#) em que ocorreu o surgimento de um único choque normal

frontal que se propagou em direção a entrada da câmara de combustão.

Já a partir da Figura 70 é possível observar que, como a velocidade da injeção ainda é baixa, a onda de choque é mais fraca e as regiões de separação formadas próximas ao injetor são menores do que aquelas observadas na Figura 35, em que a injeção ocorre a *Mach* 1.

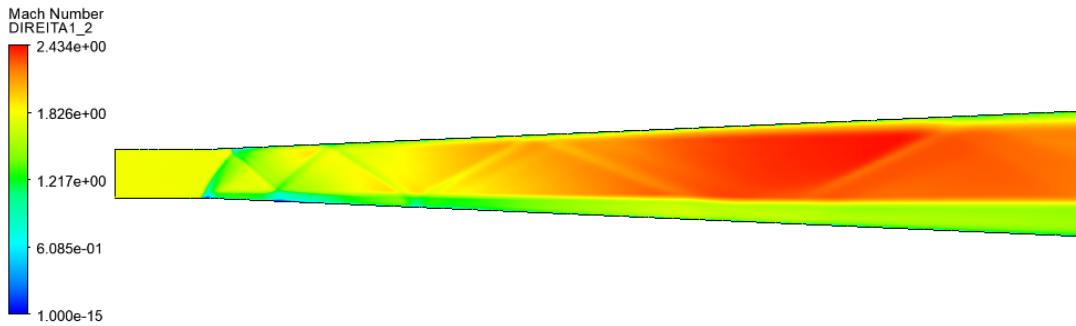


Figura 69 – Contornos de número de *Mach* na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,3.

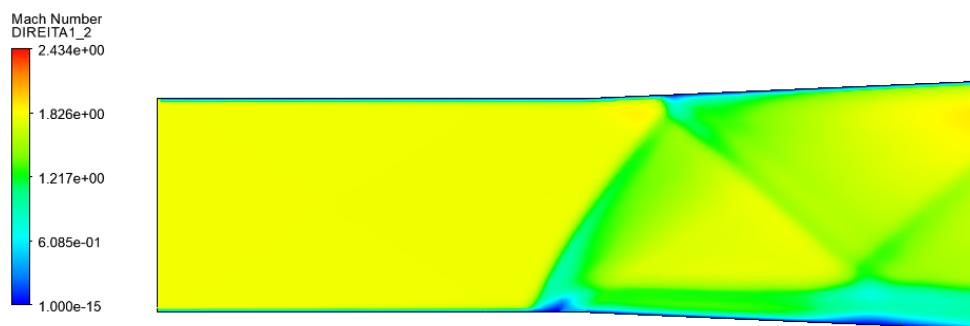


Figura 70 – Contornos de número de *Mach* próximos a injeção na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,3.

Para visualizar os resultados quantitativamente, foi definido um plano ao longo da câmara de combustão na metade da altura desta, assim como feito na seção 4.2.2.1. A partir da Figura 71, é possível também observar pela variação do número de *Mach* que o choque na injeção não é tão forte quanto o da primeira simulação (Figura 36). Além disso, pelas variações bruscas de *Mach* ao longo de toda a câmara, é possível concluir que de fato há a presença de um trem de choques oblíquos. Por fim, vale ressaltar que, devido à seção divergente, o escoamento aumenta sua velocidade conforme se propaga em direção à saída.

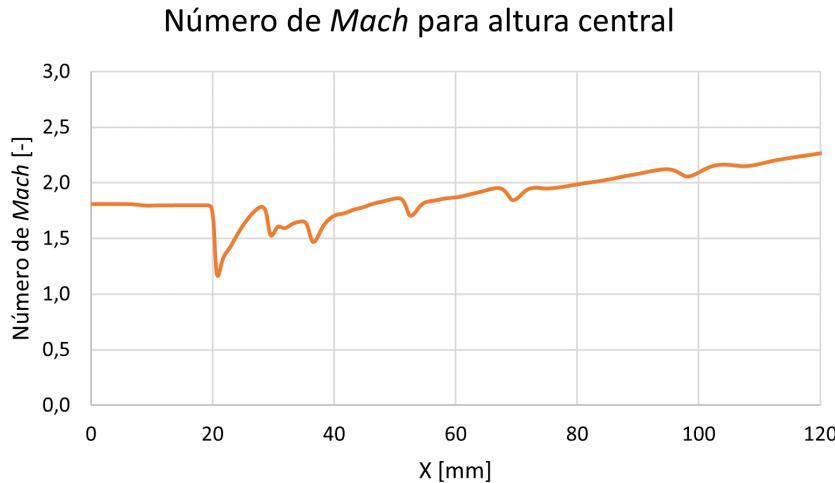


Figura 71 – Número de *Mach* ao longo da câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,3.

6.2.1.2 Frações mássicas

A partir da Figura 72, é possível verificar que a combustão fica restrita a uma região mais próxima à parede inferior da câmara de combustão. Além disso, mesmo com menor fluxo de massa de H_2 sendo inserido no sistema, é possível observar a partir da Figura 73 que nem todo o combustível é queimado até a saída do combustor. Observando os resultados quantitativos sobre a distribuição de fração mássica na fronteira de saída (Figura 74), tem-se que a fração mássica de H_2 chega a atingir quase 50% na parede inferior.

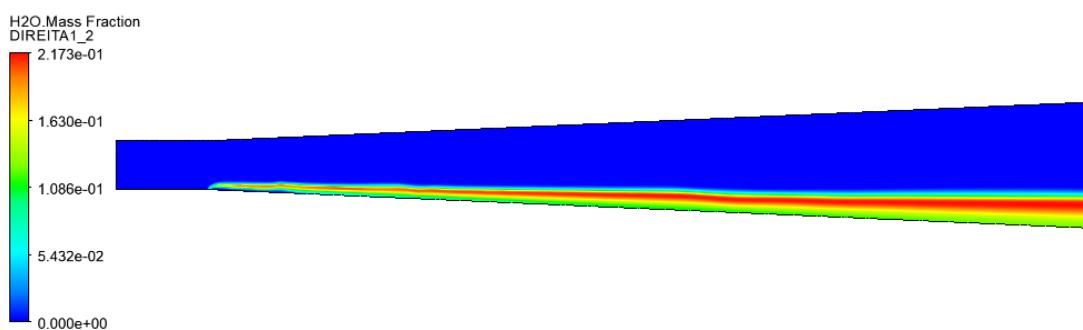


Figura 72 – Contornos de fração mássica de H_2O na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,3.

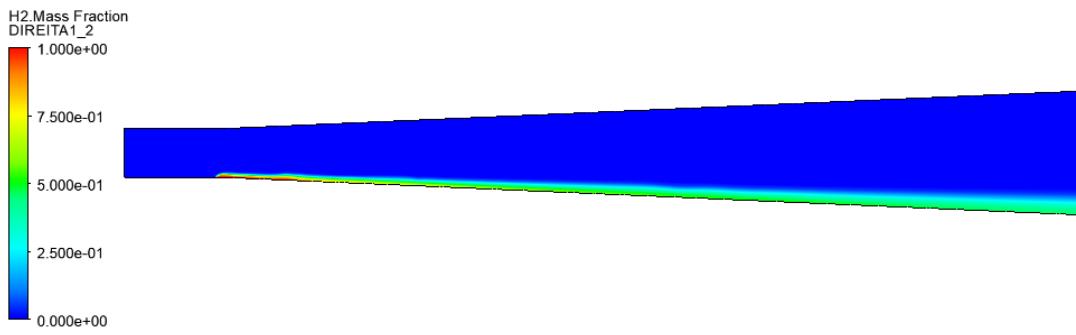


Figura 73 – Contornos de fração mássica de H_2 na câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$.

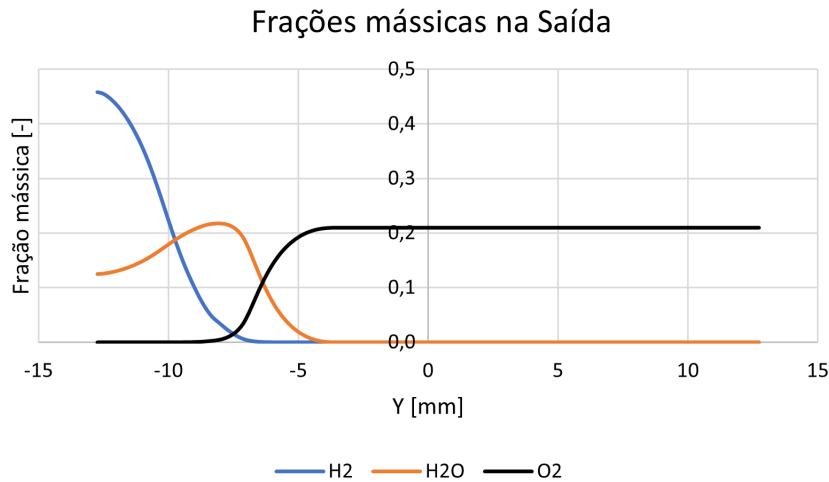


Figura 74 – Frações mássicas ao longo da fronteira de saída da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,3$.

6.2.1.3 Temperatura

No entanto, este excesso de combustível injetado no sistema não necessariamente é um problema. Como pode ser visto na Figura 75, o excesso de H_2 próximo a parede inferior age como uma barreira isolante de temperatura, fazendo com que a temperatura nesta seja próxima a 400 K mesmo havendo uma região a 2.200 K poucos milímetros acima. Portanto, a injeção de combustível em excesso pode ser uma estratégia utilizada para evitar a necessidade de materiais resistentes a temperaturas ainda mais altas.

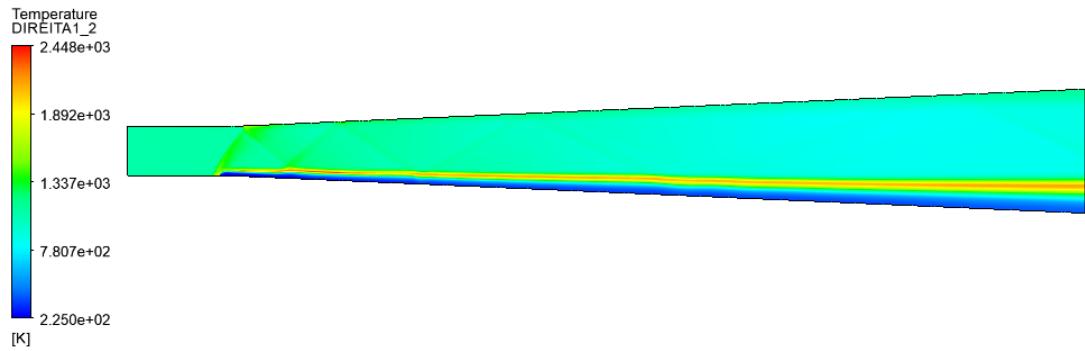


Figura 75 – Contornos de temperatura na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,3.

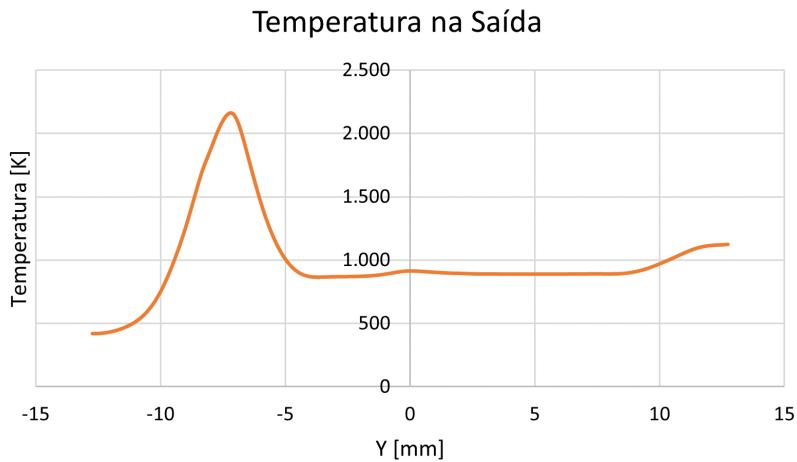


Figura 76 – Temperatura ao longo da fronteira de saída da câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,3.

A conclusão mais importante, porém, é de que a seção divergente após a injeção de combustível de fato contribui para que o surgimento de um choque normal ocorra a velocidades de injeção mais elevadas. Então, passou-se a aumentar a esta velocidade para encontrar até qual ponto foi a contribuição desta alteração feita na câmara de combustão.

6.2.2 Injeção a *Mach* 0,54

A injeção de H_2 a *Mach* 0,54 foi a velocidade mais alta para qual houve convergência da simulação sem que esta apresentasse erro. Porém, como será mostrado, o comportamento do escoamento no interior da câmara de combustão já é significativamente diferente da situação a *Mach* 0,3.

6.2.2.1 Número de *Mach*

Observando as Figuras 77 e 78, é possível constatar que na injeção de combustível ocorre o surgimento de um choque normal, com apenas uma região mais oblíqua próxima

a parede inferior. Este choque, porém, é muito mais forte que o observado na simulação a *Mach* 0,3, pois o *Mach* do escoamento cai de 1,8 para 0,7, se tornando subsônico. O fato de se tornar subsônico é um grande ponto de atenção, pois o princípio do motor *scramjet* é de o escoamento deve permanecer supersônico dentro de sua câmara de combustão.

Além disso, praticamente não há formação de um trem de choques, sendo as reflexões quase imperceptíveis visualmente e quantitativamente (Figura 79), em que há apenas algumas pequenas quedas no *Mach* ao longo da câmara de combustão (após o primeiro choque na injeção).

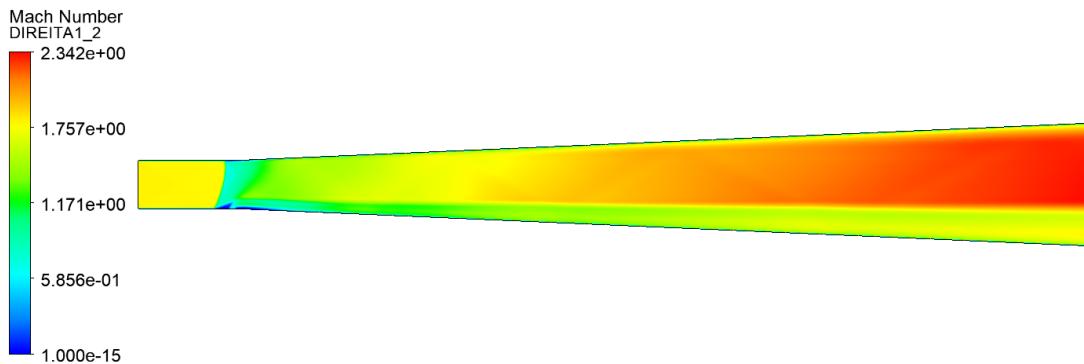


Figura 77 – Contornos de número de *Mach* na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,54.

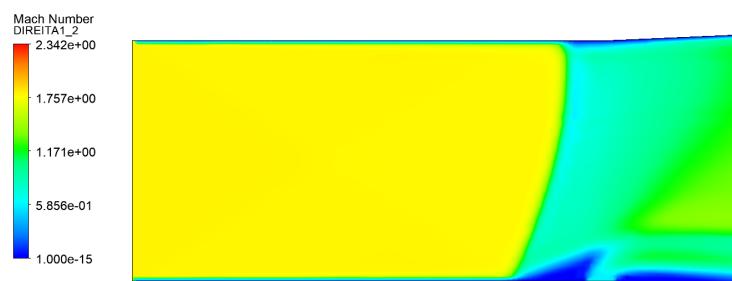


Figura 78 – Contornos de número de *Mach* próximos a injeção na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,54.

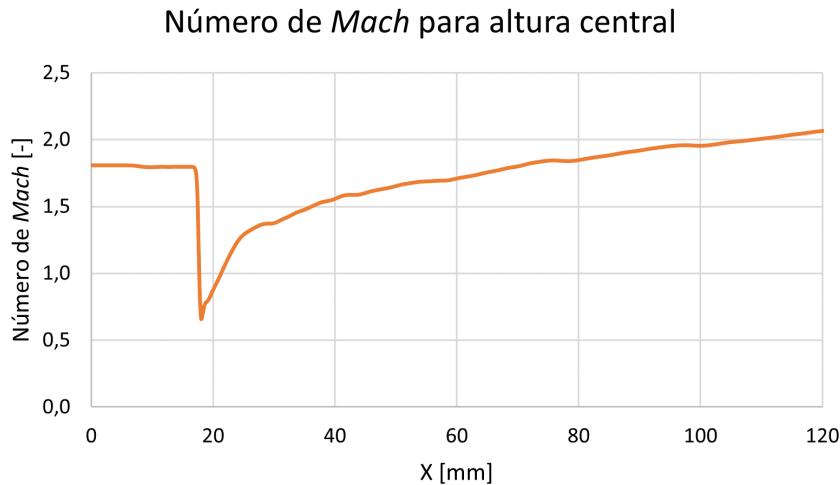


Figura 79 – Número de *Mach* ao longo da câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,54.

6.2.2.2 Frações mássicas

Mesmo com uma injeção a velocidades superiores, a região de combustão permaneceu próxima a parede inferior, deslocando-se levemente para cima e ocupando uma porção ligeiramente maior da seção da câmara de combustão.

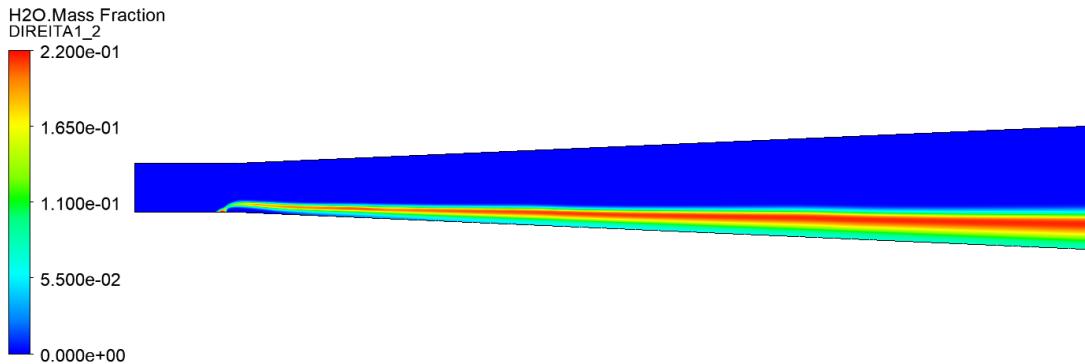


Figura 80 – Contornos de fração mássica de H_2O na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,54.

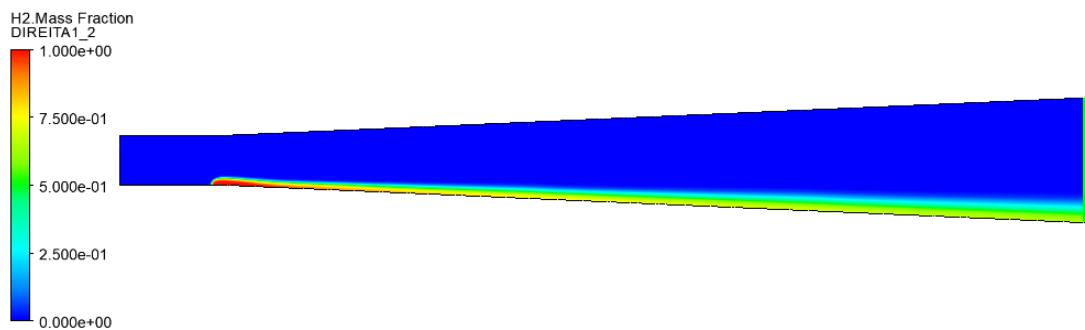


Figura 81 – Contornos de fração mássica de H_2 na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,54.

Porém, pode-se observar a partir da Figura 82 que agora há um excesso ainda maior de H_2 , atingindo fração mássica de cerca de 65% na região próxima a parede inferior.

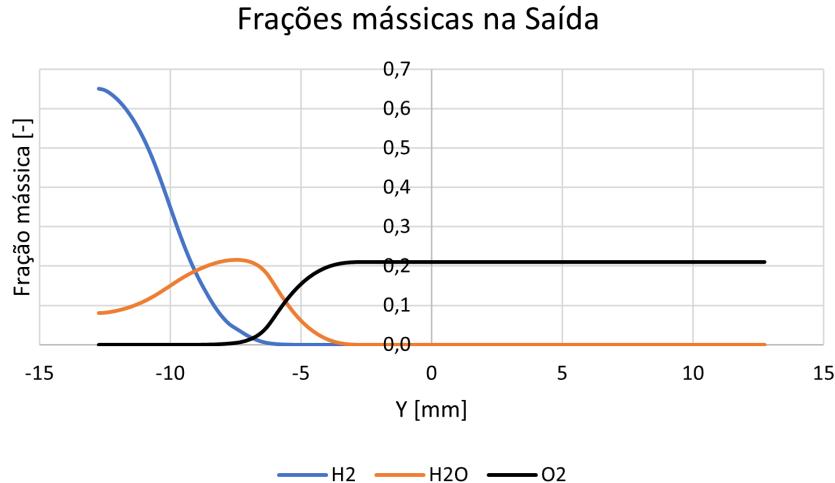


Figura 82 – Frações mássicas ao longo da fronteira de saída da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,54$.

6.2.2.3 Temperatura

Por fim, como consequência desse maior excesso de combustível a baixa temperatura próximo a região inferior, tem-se que a temperatura na parede atinge temperaturas ainda mais baixas, ficando agora em cerca de 300K. Portanto, a injeção de combustível em excesso se mostra como uma boa alternativa para controlar a temperatura na região inferior, mesmo com a combustão ocorrendo próxima a esta.

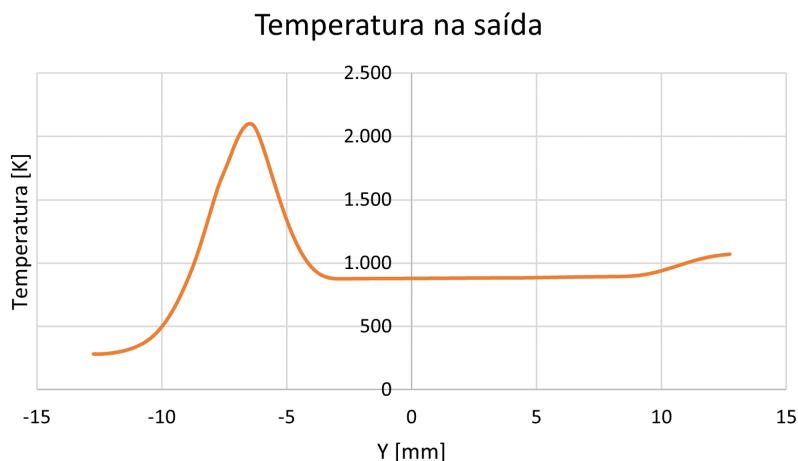


Figura 83 – Temperatura ao longo da fronteira de saída da câmara de combustão para injeção a $Mach 0,54$.

6.2.2.4 Injeção a *Mach* 0,58

Por fim, a injeção a *Mach* 0,58 apresentou erro, sendo formada inicialmente uma forte onda de choque oblíqua na injeção, que se transforma em uma onda de choque normal conforme se propaga em direção à câmara de combustão, conforme mostrado nas Figuras 84, 85 e 86.

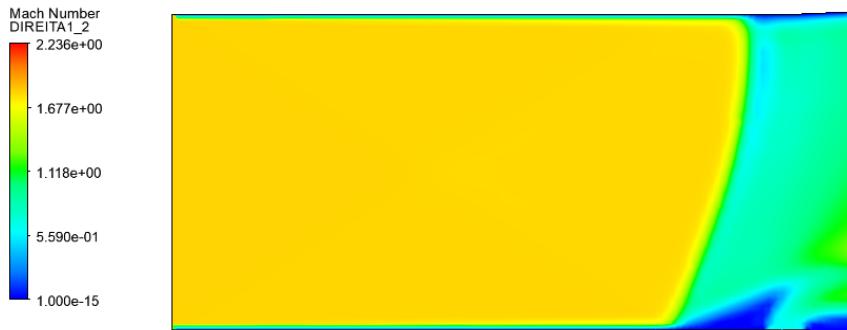


Figura 84 – Contornos de *Mach* na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,58 no *time-step* 316.

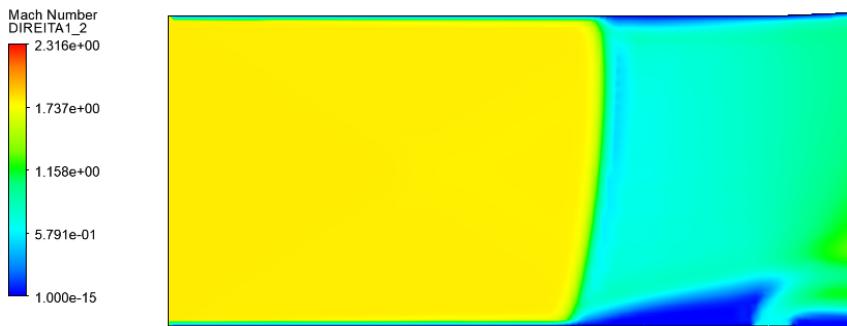


Figura 85 – Contornos de *Mach* na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,58 no *time-step* 1.433.



Figura 86 – Contornos de *Mach* na câmara de combustão para injeção a *Mach* 0,58 no *time-step* 3.170.

6.3 Considerações finais

As alterações realizadas na câmara de combustão do modelo proposto por [Morini \(2021\)](#) permitiram um aumento no número de *Mach* da injeção sem que ocorresse problema na simulação. Porém, não foram suficientes para atingir número de *Mach* igual a 1 na injeção, como feito por [Bezerra \(2020\)](#) e pelas demais referências do Capítulo 2. Assim, novas alterações devem ser feitas na câmara de combustão e seus efeitos avaliados, como, por exemplo, aumentar a altura de toda a câmara em alguns milímetros ou alterar a inclinação da injeção.

Porém, deve ser avaliado mais profundamente também se é de fato necessário que a injeção seja feita a *Mach* 1. Como visto nos resultados deste Capítulo, a injeção a *Mach* 0,3 já acarretava em excesso de H_2 na região próxima a parede e já garantia que a temperatura nesta não ficasse elevada. Portanto, o ponto ideal pode não ser injeção a *Mach* 1, o que poderia impactar as novas alterações necessárias na câmara de combustão proposta.

Além disso, como descrito no Capítulo 4, a malha computacional utilizada neste trabalho foi uma malha menos refinada, capaz de ser simulada em computadores de uso pessoal. Portanto, para um compreendimento ainda mais profundo sobre os resultados obtidos, é fundamental que os modelos sejam simulados com malhas mais refinadas e, de preferência, tridimensionais, de modo a captar todos os fenômenos que ocorrem da interação do escoamento com a injeção de combustível.

7 CONCLUSÃO

Este trabalho teve como objetivo realizar análises computacionais preliminares do escoamento no interior da câmara de combustão de um motor *scramjet* de um Demonstrador Tecnológico Genérico na condição *power-on*. Com as simulações, buscou-se analisar os diversos fenômenos que ocorrem da interação entre o escoamento e a injeção de combustível, como surgimento de ondas de choque, gradientes de temperatura e de fração mássica, dentre outros. Para isso, então, foram simulados 3 diferentes modelos.

O primeiro modelo consistiu no proposto por [Bezerra \(2020\)](#), a partir do qual foi possível aprender como parametrizar a combustão com injeção transversal de combustível no *software ANSYS CFX* e também validar os resultados obtidos. Apesar de algumas diferenças nos resultados, os fenômenos observados na câmara de combustão foram semelhantes e, portanto, a simulação foi considerada satisfatória, principalmente considerando as diferenças de refinamento de malha.

Validados os resultados, fez-se então simulações com o modelo por [Morini \(2021\)](#). Neste caso, já para injeção a *Mach* 0,3 surgia uma onda de choque normal na região de injeção que se propagava em direção a entrada e causava erro na simulação. Então, foram levantadas hipóteses para explicar o fenômeno, como uma menor altura da câmara de combustão em relação a outros modelos da literatura e o fato de que esta é constante por toda sua extensão, enquanto outros modelos apresentam seção divergente após a injeção.

Assim, o terceiro modelo simulado consistiu no modelo proposto por [Morini \(2021\)](#), porém com seção divergente após a injeção. Com a alteração, não houve mais formação de onda de choque normal para injeção a *Mach* 0,3, corrigindo os problemas anteriormente encontrados. Agora, a simulação convergiu até *Mach* 0,54, porém, nesta condição, já havia presença de um choque normal.

Além disso, neste último modelo também foi levantado o ponto de que talvez não seja necessária a injeção a *Mach* 1. Pelos resultados de fração mássica de H_2 , foi constatado de que a *Mach* 0,54 já há excesso de combustível na região próxima a parede inferior. Já pelos gráficos de contornos de temperatura, foi observado que o excesso de combustível garante baixas temperaturas na parede inferior, mesmo com a combustão ocorrendo poucos milímetros acima. Assim, deve-se investigar em um trabalho futuro qual a velocidade ideal de injeção de combustível.

Portanto, entende-se que este trabalho permitiu entender melhor os fenômenos que ocorrem no interior da câmara de combustão de um motor *scramjet*. Agora, há novos próximos passos a serem desenvolvidos para que se tenha um conhecimento ainda mais aprofundado desta tecnologia.

7.1 Trabalhos futuros

Como este trabalho trata-se de um estudo inicial sobre os fenômenos que ocorrem no interior da câmara de combustão de um motor *scramjet*, são propostos alguns próximos passos para aprofundamento deste:

- Fazer as simulações com maior refinamento de malha, de modo a obter maior precisão principalmente nos fenômenos que ocorrem na região de interação entre escoamento e injeção e na região da camada limite. Para isto, será necessária uma maior capacidade computacional do que as fornecidas por computadores comuns de uso pessoal;
- Realizar simulações *3D*, de modo a captar os fenômenos tridimensionais que surgem da interação entre escoamento e injeção, como os descritos em [2.2.5](#);
- Fazer simulações completas do motor *scramjet*, não apenas da câmara de combustão separadamente do restante. Com isso, o objetivo é não aplicar condições uniformes na entrada da câmara de combustão, mas sim aquelas que surgem de fato após as rampas de compressão, com ondas de choques e gradientes de pressão e temperatura;
- Investigar qual a velocidade ideal de injeção de combustível, de modo a garantir eficiência na combustão, temperaturas aceitáveis nas paredes da câmara de combustão e atingimento de condições aceitáveis de eventuais outros parâmetros;
- Avaliar novas possíveis alterações na geométricas no modelo proposto por [Morini \(2021\)](#), como, por exemplo, aumento da altura da câmara de combustão, alteração no ângulo da seção divergente ou alteração no ângulo de injeção de combustível.

REFERÊNCIAS

- BEZERRA, I. S. A. **Análise numérica da influência da velocidade na combustão supersônica em um demonstrador Scramjet**. 2020. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal do Rio Grande do Norte, 2020.
- CARDOSO, R. de L.; SOUZA, M. d. S. e; TORO, P. G. de P. Brazilian 14-x s hypersonic scramjet aerospace vehicle dimensional design at mach number 7. In: **22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013)**, Ribeirão Preto, Brazil, November. [S.l.: s.n.], 2013.
- CARNEIRO, R. **Estudo analítico de um demonstrador da tecnologia da combustão supersônica**. 2020. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal do Rio Grande do Norte, 2020.
- CHOUBEY, G.; PANDEY, K. Effect of different wall injection schemes on the flow-field of hydrogen fuelled strut-based scramjet combustor. **Acta Astronautica**, v. 145, p. 93–104, 2018. ISSN 0094-5765. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576517318209>>.
- FRY, R. The u.s. navy's contributions to airbreathing missile propulsion technology. In: . [S.l.: s.n.], 2011. ISBN 978-1-62410-134-2.
- HEISER, W. H.; PRATT, D. T. **Hypersonic airbreathing propulsion**. [S.l.]: Aiaa, 1994.
- JOHN, D.; ANDERSON, D. **Modern compressible flow**. [S.l.]: Mc Graw Hill, 2003.
- KONTOGIANNIS, K.; SÓBESTER, A.; TAYLOR, N. J. On the conceptual design of waverider forebody geometries. In: **53rd AIAA aerospace sciences meeting**. [S.l.: s.n.], 2015. p. 1009.
- KUMMITHA, O. R.; PANDEY, K.; GUPTA, R. Numerical analysis of hydrogen fueled scramjet combustor with innovative designs of strut injector. **International Journal of Hydrogen Energy**, v. 45, n. 25, p. 13659–13671, 2020. ISSN 0360-3199. Special issue on the 10th International Conference on Sustainable Energy and Environmental Protection (SEEP 2017). Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360319918311923>>.
- MORINI, F. **Análise CFD de um Demonstrador Tecnológico Genérico em Regime Hipersônico**. 2021. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso), Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos.
- NETTO, S. de C. Determinação do empuxo instalado no demonstrador tecnológico scramjet 14-x s. In: . [S.l.: s.n.], 2017.
- OGAWA, H. Effects of injection angle and pressure on mixing performance of fuel injection via various geometries for upstream-fuel-injected scramjets. **Acta Astronautica**, v. 128, p. 485–498, 2016. ISSN 0094-5765. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576516304052>>.

PUDSEY, A.; BOYCE, R.; WHEATLEY, V. Influence of common modeling choices for high-speed transverse jet-interaction simulations. **Journal of Propulsion and Power**, v. 29, p. 1076–1086, 09 2013.

RASMUSSEN, M. L.; HE, X. Analysis of cone-derived waveriders by hypersonic small-disturbance theory. 1990.

ROLIM, T. et al. Experimental results of a mach 10 conical-flow derived waverider. In: . [S.l.: s.n.], 2009. ISBN 978-1-60086-968-6.

SIQUEIRA, J.; RIBEIRO, G. CFD investigation of a supersonic combustion chamber of a scramjet engine. In: . [S.l.: s.n.], 2020.

TORO, P. G. et al. Brazilian 14-x hypersonic aerospace vehicle project. In: **18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference**. [S.l.: s.n.], 2012. p. 5851.