

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

Felipe Morini

**Análise CFD de um Demonstrador Tecnológico Genérico
em Regime Hipersônico**

São Carlos

2021

Felipe Morini

Análise CFD 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).

M313a Morini, Felipe
 Análise CFD de um Demonstrador Tecnológico
 Genérico em Regime Hipersônico / Felipe Morini;
 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.

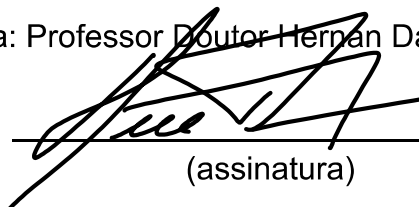
 1. Scramjet. 2. Waverider. 3. Regime hipersônico.
 4. Simulação CFD. 5. Ondas de choque. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO

Candidato: Felipe Morini
Título do TCC: Análise CFD de um Demonstrador Tecnológico Genérico em Regime Hipersônico
Data de defesa: 21/07/2021

Comissão Julgadora	Resultado
Professor Doutor Hernan Dario Ceron Muñoz	APROVADO
Instituição: EESC - SAA	
Professor Doutor Alvaro Martins Abdalla	APROVADO
Instituição: EESC - SAA	

Presidente da Banca: Professor Doutor Hernan Dario Ceron Muñoz


(assinatura)

Dedico este trabalho aos meus pais, minha grande força e fonte de inspiração para seguir em frente. Tudo que sou e que obtive até hoje é fruto da educação e apoio impecáveis que me ofereceram.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar, a Deus, pela minha vida e por me ajudar a superar todos os obstáculos encontrados ao longo da minha graduação.

Aos meus familiares, que sempre me ampararam financeiramente nesta jornada e estiveram ao meu lado para dividir as conquistas e me confortar nos momentos mais difíceis.

À minha namorada, Sarah Garrido, que esteve comigo desde o início do curso e sempre foi muito paciente em momentos mais turbulentos da graduação, me ajudando a ter calma e seguir em frente.

Ao professor Paulo Greco, por ter sido meu orientador, estando sempre disponível para me ajudar.

Por fim, agradeço a todos que estiveram comigo ao longo desses anos de curso, que me incentivaram, sorriram e sofreram junto comigo.

"A força não provém da capacidade física. Provém de uma vontade indomável."

Mahtma Gandhi

RESUMO

MORINI, F. **Análise CFD de um Demonstrador Tecnológico Genérico em Regime Hipersônico.** 2021. 124p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

A tecnologia *scramjet* é uma das principais alternativas de aceder ao espaço sem a utilização de motores foguete, os quais necessitam transportar o oxidante em seu interior, resultando em aumento de peso do veículo. O uso desses motores aliado à configuração *waverider* de veículo hipersônico gera uma sustentação positiva e empuxo necessários para atingir um regime de velocidade acima de *Mach* 5. Neste trabalho, foram aplicadas abordagens analíticas e numéricas para o projeto de um veículo capaz de operar em uma velocidade de *Mach* 6, altitude de 20km e ângulo de ataque nulo. Em seguida, foram feitas simulações CFD para estimar a sustentação, arrasto, empuxo e distribuição das ondas de choque nas condições de combustor ligado e desligado. Os estudos aqui apresentados contribuirão para uma primeira estimativa do comportamento do escoamento em torno do demonstrador tecnológico, complementando assim a base de estudos brasileira que está sendo criada com o objetivo de dominar a tecnologia *scramjet* e desenvolver um modelo brasileiro capaz de aceder ao espaço.

Palavras-chave: *Scramjet*, *waverider*, regime hipersônico, ondas de choque, simulação CFD.

ABSTRACT

MORINI, F. **CFD Analysis of a Generic Technological Demonstrator in Hypersonic Regime..** 2021. 124p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

The *scramjet* technology is one of the main alternatives for accessing space without using rocket engines, which demands to transport the oxidant inside it, resulting in an increase in vehicle's weight. The use of *scramjet* engine combined with the *waverider* configuration of a hypersonic vehicle generates positive lift and thrust necessary to reach a regime above *Mach* 5. In this work, analytical and numerical approaches were applied to design a vehicle capable of operating at a speed of *Mach* 6 , at an altitude of 20 km and zero angle of attack. Then, CFD simulations were done to estimate lift, drag, thrust and shock waves distribution for combustor powered on and powered off conditions. The studies presented here will contribute to a first estimate of the flow behavior around the technological demonstrator, thus complementing the Brazilian study base that is being created with the objective of mastering the *scramjet* technology and developing a Brazilian vehicle capable of accessing to space.

Keywords: *Scramjet*, *waverider*, hypersonic regime, shock waves, CFD simulation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Conceção do veículo hipersônico <i>14-X waverider</i> . Fonte: (CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013).	30
Figura 2 – Desempenho de sistemas propulsivos. Fonte: Adaptado de (FRY; FRY, 2011).	31
Figura 3 – Demonstrador Tecnológico <i>X-43</i> . Fonte: Adaptado de (PEREIRA, 2018) e (MOSES et al., 2004).	36
Figura 4 – Demonstrador Tecnológico <i>X-51</i> acoplado à Aeronave B-52. Fonte: Adaptado de (BOYLE, 2013) e (MOSES et al., 2004).	37
Figura 5 – Conceção do veículo hipersônico <i>14-X waverider</i> . Fonte: (CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013).	37
Figura 6 – Demonstrador Tecnológico <i>14-X S</i> . Fonte: (CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013).	38
Figura 7 – Demonstrador Tecnológico <i>14-X B</i> . Fonte: (CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013).	39
Figura 8 – Trajetória balística do voo do Demonstrador Tecnológico <i>scramjet 14-X</i> . Fonte: Adaptado de (COSTA, 2011).	40
Figura 9 – Terminologia do modelo de <i>scramjet</i> . Fonte: (HEISER; PRATT, 1994).	43
Figura 10 – Ciclo de Brayton padrão de um <i>scramjet</i> . Fonte: (HEISER; PRATT, 1994).	45
Figura 11 – Onda de choque oblíqua plana incidente. Fonte: Adaptado de (JOHN; ANDERSON, 2003).	47
Figura 12 – Ondas de choque oblíquas incidentes nas rampas de compressão do demonstrador tecnológico. Fonte: (PEREIRA, 2018).	47
Figura 13 – Otimização por máxima recuperação de pressão. Fonte: (MARTOS, 2017).	49
Figura 14 – Geometria de uma onda de choque refletido. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003).	50
Figura 15 – Seção de compressão com choques <i>on lip</i> e <i>on corner</i> . Fonte: Adaptado de (CARNEIRO, 2020).	51
Figura 16 – Escoamento unidimensional com adição de calor – Teoria de Rayleigh. Fonte: (CARNEIRO, 2020).	51
Figura 17 – Linha de Rayleigh. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003).	52
Figura 18 – Expansão isentrópica de Prandtl-Meyer. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003).	53
Figura 19 – Seção de expansão de um <i>scramjet</i> . Fonte: (CARNEIRO, 2020).	55
Figura 20 – Modelo de Referência para o veículo hipersônico a ser analisado. Fonte: Adaptado de Cardoso, Souza e Toro (2013).	58

Figura 21 – Volume de Controle da Câmara de Combustão. Fonte: (ARAÚJO, 2019).	59
Figura 22 – Volume de controle para cálculo do Número de Mach na entrada da Câmara de Combustão. Fonte: (ARAÚJO, 2019).	61
Figura 23 – Ângulos para relações trigonométricas. Fonte: (ARAÚJO, 2019).	62
Figura 24 – Nomenclatura dos ângulos e dimensões da seção de compressão do veículo supersônico. Fonte: Adaptado de (ARAÚJO, 2019).	63
Figura 25 – Dimensões do veículo supersônico analisado neste trabalho. Fonte: Autor.	65
Figura 26 – Veículo supersônico modelado no <i>software SOLIDWORKS</i> . Fonte: Autor.	66
Figura 27 – Domínio utilizado para a simulação bidimensional em CFD.	68
Figura 28 – Malha não estruturada para a Simulação 1.	69
Figura 29 – Malha não estruturada para a Simulação 2.	70
Figura 30 – Domínio utilizado para a simulação tridimensional em CFD.	70
Figura 31 – Malha não estruturada para a Simulação 3. Vista do plano <i>Simetria</i> do domínio.	71
Figura 32 – Malha não estruturada para a Simulação 4. Vista do plano <i>Simetria</i> do domínio.	71
Figura 33 – Fronteiras do domínio utilizado para análise do modelo tridimensional.	72
Figura 34 – Exemplo de gráfico de contorno: Número de <i>Mach</i> em torno do veículo supersônico para a Simulação 1, com parede do veículo <i>free slip wall</i> .	75
Figura 35 – Exemplo de <i>polyline</i> criada a partir da interseção do modelo tridimensional do veículo com o plano <i>Simetria</i> .	76
Figura 36 – Exemplo de gráfico criado a partir da <i>polyline</i> da Figura 35: Número de <i>Mach</i> no intradorso em função da posição X, para a Simulação 4, com parede do veículo <i>free slip wall</i> .	76
Figura 37 – Exemplo de visualização das propriedades do escoamento através da ferramenta <i>Probe Value</i> .	77
Figura 38 – Número de <i>Mach</i> em torno da seção bidimensional do veículo para a altura da câmara de combustão $h_c = 6,11$ mm.	81
Figura 39 – Resultados da análise computacional da seção do veículo supersônico <i>14-X B</i> , na condição de voo <i>Mach 7</i> e altitude 30 km. Fonte: (TORO et al., 2012).	82
Figura 40 – Resultados da análise computacional da Simulação 1, com parede do veículo <i>free slip wall</i> e altura da câmara de combustão igual a 7,11 mm.	83
Figura 41 – Gráfico de Contorno de <i>Mach</i> da Simulação 4, com parede do veículo <i>free slip wall</i> (esquerda) e <i>no slip wall</i> (direita).	86
Figura 42 – Gráfico de Contorno de <i>Mach</i> da Simulação 4, com parede do veículo <i>free slip wall</i> (esquerda) e <i>no slip wall</i> (direita), na região de compressão.	87
Figura 43 – Gráfico de contorno de <i>Mach</i> das Simulações 4 (esquerda) e 2 (direita). Vistas do veículo completo e da seção de compressão.	89

Figura 44 – Gráfico de contorno de <i>Mach</i> das Simulações 4 (esquerda) e 2 (direita). Vistas da saída da câmara de combustão e logo após o bordo de fuga.	90
Figura 45 – Comparação dos resultados obtidos computacionalmente para os modelo bi e tridimensional, na condição <i>power on</i> , com parede do veículo <i>free slip wall</i>	92
Figura 46 – Comparação entre condições <i>power on</i> e <i>power off</i> no Intradorso. Modelo tridimensional, parede do veículo <i>free slip wall</i>	94
Figura 47 – Comparação entre condições <i>power on</i> e <i>power off</i> no Extradorso. Modelo tridimensional, parede do veículo <i>free slip wall</i>	95
Figura 48 – Gráfico de contorno de <i>Mach</i> do escoamento para as condições <i>power off</i> (esquerda) e <i>power on</i> (direita), com parede do veículo <i>free slip wall</i>	96
Figura 49 – Distribuição de número de <i>Mach</i> no veículo hipersônico com parede <i>free slip wall</i> . Vistas isométrica e superior.	98
Figura 50 – Distribuição de número de <i>Mach</i> no veículo hipersônico com parede <i>free slip wall</i> . Vistas do extradorso, bordo de fuga e inlet, respectivamente.	99
Figura 51 – <i>Isovolumes</i> da distribuição do número de <i>Mach</i> em torno do veículo hipersônico.	100
Figura 52 – Distribuição de número de <i>Mach</i> no plano XZ do veículo.	101
Figura 53 – Linhas de corrente geradas a partir da seção de expansão do intradorso do veículo.	102
Figura 54 – Planos utilizados para análises no plano transversal ao eixo longitudinal do veículo.	103
Figura 55 – Gráficos de contorno de número de <i>Mach</i> nos Planos de 1 a 4 (seção de compressão).	104
Figura 56 – Gráficos de contorno de número de <i>Mach</i> no Plano 5.	104
Figura 57 – Gráficos de contorno de número de <i>Mach</i> nos Planos de 6 a 11 (seção de expansão).	105
Figura 58 – Gráficos de contorno de pressão estática nos Planos de 1 a 4 (seção de compressão).	106
Figura 59 – Gráficos de contorno de pressão estática no Plano 5.	106
Figura 60 – Gráficos de contorno de pressão estática nos Planos de 6 a 11 (seção de expansão).	107
Figura 61 – Gráficos de contorno de número de temperatura estática nos Planos de 1 a 4 (seção de compressão).	108
Figura 62 – Gráficos de contorno de temperatura estática no Plano 5.	108
Figura 63 – Gráficos de contorno de pressão estática nos Planos de 6 a 11 (seção de expansão).	109
Figura 64 – Processo Iterativo para calcular os três ângulos das rampas de compres- são - Cálculo das velocidades. Fonte: Autor.	123

Figura 65 – Processo Iterativo para calcular os três ângulos das rampas de compressão - Cálculo das propriedades termodinâmicas. Fonte: Autor.	124
Figura 66 – Processo Iterativo para calcular os três ângulos das rampas de compressão - Verificação da Temperatura. Fonte: Autor.	124

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Nomenclatura das seções do <i>scramjet</i> . Fonte: Adaptado de (HEISER; PRATT, 1994).	44
Tabela 2 – Regimes de velocidade em função do número de <i>Mach</i> . Fonte: Adaptado de (JOHN; ANDERSON, 2003).	46
Tabela 3 – Propriedades da atmosfera a 20 km de altitude (ATMOSPHERE, 1976).	57
Tabela 4 – Dimensões do veículo hipersônico <i>14-X S</i> de Cardoso, Souza e Toro (2013).	58
Tabela 5 – Valores de fluxos mássicos.	61
Tabela 6 – Números de <i>Mach</i> e temperaturas obtidos no bordo de ataque da aeronave e na entrada da câmara de combustão.	62
Tabela 7 – Valores dos ângulos da seção de compressão do veículo hipersônico	62
Tabela 8 – Valores dos ângulos e dimensões da seção de compressão do veículo hipersônico.	63
Tabela 9 – Dimensões do veículo hipersônico analisado neste trabalho.	65
Tabela 10 – Propriedades termodinâmicas e velocidades do escoamento na seção de compressão do veículo.	79
Tabela 11 – Propriedades termodinâmicas e velocidades do escoamento ao longo do veículo, na condição <i>power off</i>	80
Tabela 12 – Propriedades termodinâmicas e velocidades do escoamento ao longo do veículo, na condição <i>power on</i>	80
Tabela 13 – Comparação dos resultados obtidos analítica e computacionalmente para a Simulação 1, com parede do veículo <i>free slip wall</i>	84
Tabela 14 – Comparação dos resultados obtidos analítica e computacionalmente para a Simulação 2, com parede do veículo <i>free slip wall</i>	85
Tabela 15 – Valores de sustentação e força resultante no eixo longitudinal da aeronave obtidos pela Simulação 4.	87
Tabela 16 – Comparação dos resultados obtidos computacionalmente para as Simulações 2 e 4, com parede do veículo <i>free slip wall</i>	91
Tabela 17 – Forças atuantes no modelo do semi-veículo para as condições <i>power on</i> e <i>power off</i>	93
Tabela 18 – Forças atuantes nos modelos tridimensionais simulados em cada condição.	110
Tabela 19 – Forças resultantes e suas respectivas proporções de contribuição.	110
Tabela 20 – Força resultante na direção X nos modelos simulados.	111
Tabela 21 – Valores de empuxo no demonstrador tecnológico.	111
Tabela 22 – Forças atuantes no modelo do demonstrador tecnológico para as condições <i>power on</i> e <i>power off</i>	112

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

FAB	Força Aérea Brasileira.
IEAv	Instituto de Estudos Avançados
NASA	National Aeronautics and Space Administration
USP	Universidade de São Paulo
V.C.I	Volume de controle I
V.C.II	Volume de controle II
C.C.	Câmara de combustão
Ant.	Anterior
Post.	Posterior

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Área normal ao escoamento.
B_S	Largura do <i>inlet</i>
H_S	Altura do <i>inlet</i>
X	Comprimento longitudinal da aeronave
X_S	Comprimento do bordo de ataque até o início da carenagem da câmara de combustão
B_T	Largura do veículo
C	Espessura da carenagem da câmara de combustão
e	Espessura da parede lateral do veículo
h_c	Altura da câmara de combustão
c_p	Calor específico à pressão constante
f_{st}	Razão da vazão mássica de combustível/ar
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
L/D	Razão de sustentação por arrasto
\dot{m}	Vazão mássica
μ	Viscosidade dinâmica
ρ	Massa específica
T	Temperatura estática
T_t	Temperatura total

P	Pressão estática
P_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
M_{in}	Número de <i>Mach</i> na entrada da seção analisada
M_{out}	Número de <i>Mach</i> na saída da seção analisada
γ	Razão dos calores específicos
β	Ângulo da onda de choque
θ	Ângulo de deflexão da cunha
μ_{frente}	Ângulo da frente da onda de expansão
μ_{cauda}	Ângulo da cauda da onda de expansão
v	Função de <i>Prandtl-Meyer</i>
μ	Viscosidade dinâmica
$atan$	Arco tangente
$asen$	Arco seno
sen	Seno
Δ	Variação

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	29
1.1	Contexto	29
1.2	Objetivo do trabalho	29
1.2.1	Objetivos específicos	30
1.3	Justificativa do projeto	30
1.3.1	<i>Scramjet</i> e outras categorias de propulsão hipersônica	31
1.3.2	Contribuição do trabalho	32
1.4	Restrições do projeto	32
1.4.1	Sistema acelerador	32
1.4.2	Modelo computacional	33
1.4.3	Câmara de combustão	33
1.5	Organização do trabalho	33
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	35
2.1	X-43	36
2.2	X-51	36
2.3	14-X	37
2.3.1	Tecnologia <i>waverider</i>	40
2.4	Estudos numéricos	40
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	43
3.1	Scramjet	43
3.1.1	Terminologia	43
3.1.2	Funcionamento	44
3.2	Supersônico	45
3.2.1	Considerações iniciais	45
3.2.2	Número de Mach	46
3.2.3	Teoria de Onda de Choque Oblíqua	46
3.2.3.1	Critério da Máxima Recuperação de Pressão	49
3.2.4	Teoria de Onda de Choque Refletida	49
3.2.4.1	Máxima captura de ar choque <i>on-lip</i> e choque <i>on-corner</i>	50
3.2.5	Combustão - Escoamento unidimensional com adição de calor	51
3.2.6	Teoria de Prandtl-Meyer para ondas de expansão isentrópica	53
3.2.7	Teoria da Razão de Área - expansão	54
4	METODOLOGIA	57

4.1	Condição de voo	57
4.2	Concepção do modelo	57
4.2.1	Veículo <i>14-X B</i>	57
4.2.2	Extradorso <i>waverider</i>	58
4.2.3	Cálculo das rampas de compressão	59
4.2.3.1	Número de rampas	59
4.2.3.2	Cálculo das propriedades termodinâmicas na entrada da câmara de combustão	59
4.2.3.3	Cálculo dos ângulos e dimensões das rampas de compressão	62
4.2.4	Cálculo da câmara de combustão - condição <i>power-on</i>	63
4.2.5	Expansão	64
4.2.6	Desenho do modelo tridimensional	64
4.3	Modelagem em CFD	66
4.3.1	Malha	68
4.3.1.1	2D	68
4.3.1.2	3D	70
4.3.2	Escoamento e condições de contorno	72
4.3.3	Solver	74
4.3.4	Convergência da solução	74
4.4	Pós processamento em CFD	75
4.4.1	Gráficos de contorno	75
4.4.2	<i>Plots</i> quantitativos	76
4.4.3	<i>Probe Value</i>	77
4.4.4	<i>Function Calculator</i>	77
4.4.5	Outras ferramentas	77
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES	79
5.1	Resultados analíticos	79
5.1.1	Parâmetros nas rampas de compressão	79
5.1.2	Parâmetros nas seções - <i>Power-off</i>	80
5.1.3	Parâmetros nas seções - <i>Power-on</i>	80
5.2	Validação dos resultados computacionais	81
5.3	Comparações entre resultados	84
5.3.1	Resultados analíticos e computacionais	84
5.3.2	Parede do veículo <i>Free Slip</i> e <i>No Slip Wall</i>	86
5.3.3	Computacionais - 2D e 3D	88
5.3.4	Computacionais - <i>Power off</i> e <i>Power on</i>	92
5.4	Análise qualitativa do escoamento	96
5.5	Análises no plano transversal	103
5.5.1	Distribuição de <i>Mach</i> na direção transversal	103
5.5.2	Distribuição de pressão estática	105

5.5.3	Distribuição de temperatura estática	107
5.6	Forças no veículo	110
5.6.1	Arrasto e Empuxo	111
5.6.1.1	Empuxo	111
5.6.2	L/D	112
5.7	Considerações finais	113
6	CONCLUSÃO	115
6.1	Trabalhos futuros	115
	REFERÊNCIAS	117
	ANEXOS	121
	ANEXO A – PROCESSO ITERATIVO PARA CALCULAR ÂNGU- LOS DAS RAMPAS DE COMPRESSÃO	123

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contexto

O acesso ao espaço se dá, atualmente, por meio de veículos propulsionados por motores foguetes, os quais permitem atingir velocidades hipersônicas, tal como a velocidade de escape da gravidade terrestre (cerca de $11,2 \text{ km/s}$). Esses motores foguetes, de acordo com Sutton e Biblarz (2016), são uma das possibilidades de propulsores que produzem impulso através do princípio da conservação da quantidade de movimento pela ejeção em alta velocidade de matéria armazenada no interior dos veículos, convertendo, assim, a energia química da combustão em energia cinética.

No entanto, a principal desvantagem dessa classe de propulsores é que ela exige armazenar internamente o combustível e o oxigênio/oxidante, resultando em veículos mais pesados.

Para contornar esse problema, os motores *scramjet* são a alternativa mais econômica e eficiente para voos hipersônicos em um estágio intermediário da missão de acesso ao espaço, uma vez que utilizam o próprio oxigênio da atmosfera para a reação de combustão, em vez de armazená-lo em seu interior.

Portanto, dominar e aprimorar a tecnologia *scramjet* de propulsão e a modelagem de veículos hipersônicos representa um alto potencial para desenvolver veículos aeroespaciais em regime de velocidade hipersônica (*Mach* maior que 5).

1.2 Objetivo do trabalho

O objetivo do presente trabalho é desenvolver, através de cálculos analíticos e computacionais, o projeto de um demonstrador tecnológico *scramjet* para voo atmosférico a 20 km de altitude, número de *Mach* 6 e ângulo de ataque zero.

A partir do projeto deste veículo e sua modelagem em *SOLIDWORKS*, foi realizado um estudo computacional dos modelos bi e tridimensional em condições de propulsor desligado (*power off*) e ligado (*power on*) para analisar as condições de voo, ondas de choque, sustentação, arrasto e distribuições de pressão e temperatura ao longo do demonstrador tecnológico.

Com essas análises em mãos, foram discutidos os resultados obtidos, as limitações do estudo e os próximos passos para se obter resultados mais precisos.

1.2.1 Objetivos específicos

- Desenvolver um estudo teórico analítico de ondas de choque oblíquas e refletidas, considerando escoamento em regime hipersônico invíscido;
- Calcular as propriedades do escoamento ao longo da seção de compressão utilizando a teoria analítica de ondas de choque;
- Desenvolver o modelo em *SOLIDWORKS* a partir dos estudos das ondas de choque nas rampas de compressão e dos modelos já propostos nas referências bibliográficas;
- Desenvolver modelos bi e tridimensionais para simulação *CFD* - *ANSYS*, a fim de comparar os resultados obtidos com a teoria analítica;
- Analisar ondas de choque, linhas de corrente, gráficos de contornos de número de *Mach*, pressão e temperatura estáticas ao longo do domínio definido para o demonstrador. A partir disso, calcular a Sustentação, Arrasto e Empuxo no demonstrador para o caso analisado;
- Discutir a respeito da de próximos projetos para se obter resultados mais acurados e completos.

1.3 Justificativa do projeto

O Comando da Aeronáutica do Brasil tem um projeto de veículos *scramjet*, cujas pesquisas são realizadas pelo programa *PROHIPER* do IEAv (Intituto de Estudos Avançados - organização militar de cunho científico e tecnológico). Segundo o artigo online [ClubedeEngenharia \(2018\)](#), o IEAv conta com a parceria da empresa Orbital Engenharia para integrar o motor *scramjet 14-X* ao seu foguete de sondagem do IAE. Tanto a aeronave quanto o motor são de construção totalmente brasileira, contribuindo assim para o desenvolvimento da tecnologia nacional.

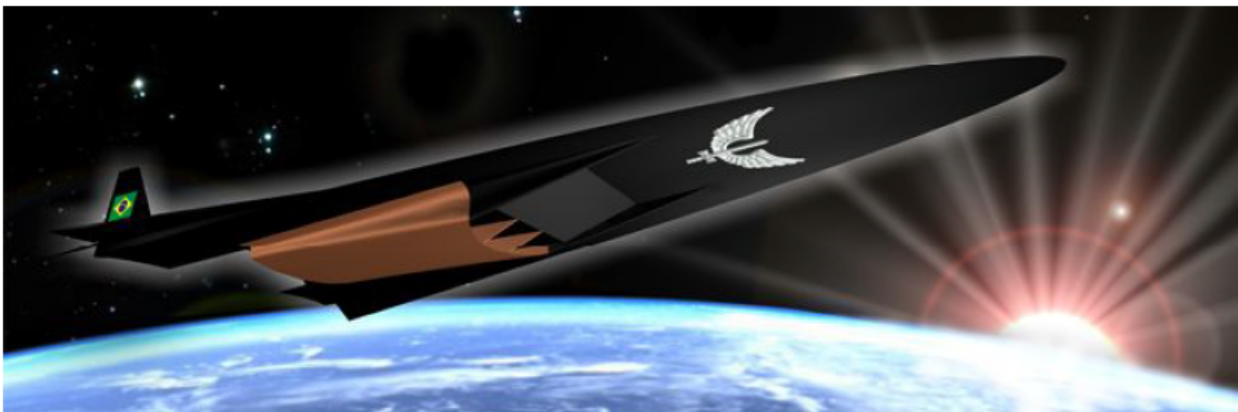


Figura 1 – Concepção do veículo hipersônico *14-X waverider*. Fonte: ([CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013](#)).

Apesar de haver três principais utilidades para a tecnologia *scramjet* (CARNEIRO, 2020), mostradas abaixo, o escopo e motivação deste trabalho estão relacionadas com o objetivo de aceder ao espaço.

1. Fins militares: *scramjet* sendo utilizado como estágio de propulsão para mísseis;
2. Transporte hipersônico de cargas e passageiros, permitindo alcançar grandes distâncias no globo terrestre em questões de minutos;
3. Acesso ao espaço: Motor *scramjet* como segundo ou terceiro estágio de propulsão ainda em atmosfera densa.

1.3.1 *Scramjet* e outras categorias de propulsão hipersônica

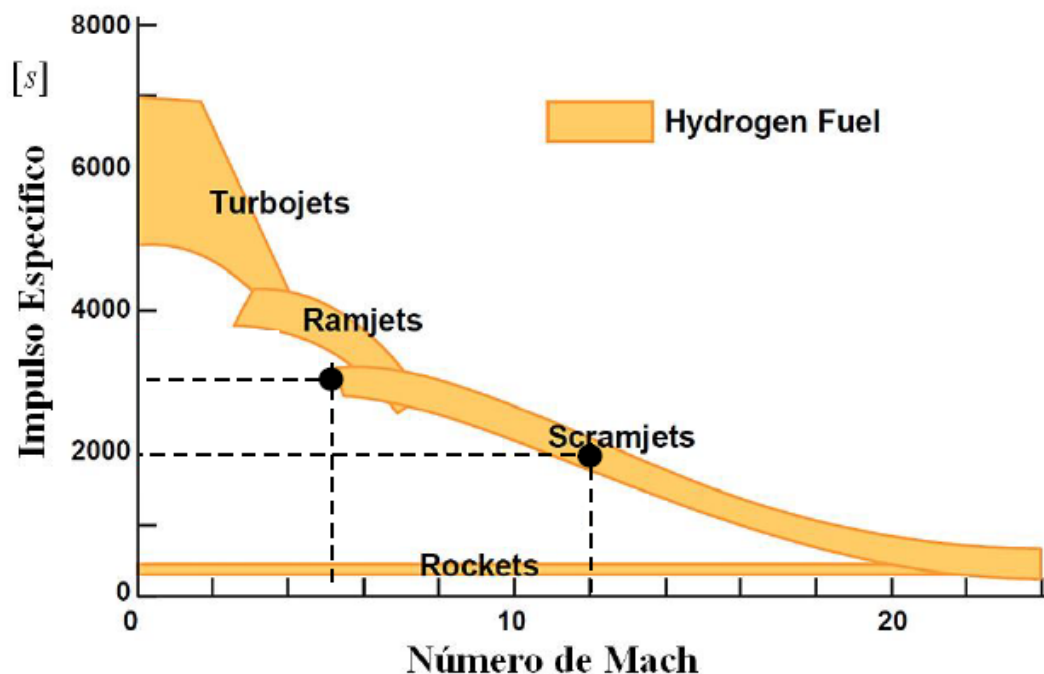


Figura 2 – Desempenho de sistemas propulsivos. Fonte: Adaptado de (FRY; FRY, 2011).

Segundo o gráfico da Figura 2 acima, a utilização do sistema de propulsão *scramjet* é mais vantajosa que foguetes para números de *Mach* maiores que 5, uma vez que o impulso específico é menor, levando a uma eficiência propulsiva maior e, portanto, o consumo de combustível é menor.

Já quando comparado ao motor *ramjet*, a principal diferença entre eles é que no *scramjet* o fluxo de ar que é direcionado à câmara de combustão é supersônico, possibilitando assim manter velocidades de voo mais elevadas que nos sistemas *ramjet*.

No entanto, uma desvantagem é que, diferentemente de *turbojet*, o *scramjet* não consegue gerar empuxo partindo do repouso de forma independente. Dessa forma, é neces-

sário acoplá-lo a um sistema acelerador. Um outro ponto de entrave para desenvolvimento de projetos mais complexos é que os modelos atuais desses veículos possuem geometria fixa devido à dificuldade em se projetar sistema articulados que resistam a temperaturas e pressões muito altas provenientes do escoamento supersônico (ARAÚJO, 2019).

1.3.2 Contribuição do trabalho

Segundo Bezerra (2020), a tecnologia *scramjet* ainda não é totalmente dominada pelo fato de que as propriedades termodinâmicas do escoamento são muito sensíveis a velocidade do veículo, podendo dificultar a combustão por não atingir a temperatura de autoignição do combustível ou até mesmo impedir que o ar atinja o interior da câmara de combustão.

Por essa razão, a influência da variação da velocidade do veículo hipersônico deve ser amplamente estudada para oferecer maior estabilidade e eficiência para o processo de combustão e também para mapear os fenômenos mais relevantes que ocorrem durante a sua missão.

Uma das formas de realizar esse estudo é através da utilização da Dinâmica dos Fluidos Computacional (*CFD*), uma alternativa rápida e de custo relativamente baixo em relação a estudos experimentais tradicionais. Com esse tipo de análise, é possível obter um maior detalhamento do escoamento e otimizar configurações do modelo sem a necessidade de realizar um estudo experimental para cada alteração feita.

Portanto, a proposta deste trabalho é estudar, por meio de simulações computacionais, as ondas de choque, linhas de corrente, distribuições de contornos de números de *Mach*, pressão e temperatura ao longo do domínio definido para o demonstrador na altitude 20 km e *Mach* 6. Isso será feito através de uma simulação estacionária no software *ANSYS CFX*, com refinamento de malha nas regiões de interesse. A partir dessas simulações, serão calculadas a Sustentação, Arrasto e Empuxo no demonstrador.

Por fim, pelo fato de o presente trabalho utilizar como base o veículo *14-X* para o desenvolvimento do modelo analisado, os estudos aqui realizados contribuirão para a formação da base brasileira de estudos dessa nova tecnologia, oferecendo mais insumos para próximos projetos.

1.4 Restrições do projeto

1.4.1 Sistema acelerador

Como explicado em 1.3.1, o *scramjet* não é capaz de gerar empuxo partindo do repouso de forma independente. Para isso, é necessário o uso acoplado a um sistema acelerador para levá-lo até as suas condições ideais de operação.

1.4.2 Modelo computacional

A análise computacional feita neste trabalho consistiu em simular a condição de voo na altitude de 20 km, *Mach* 6 e ângulo de ataque nulo, através de uma Simulação Estacionária no software *ANSYS*, com refinamento de malha nas regiões de interesse. Foram ensaiados os domínios 2D, utilizando a seção do modelo, e o 3D, com metade do modelo a partir do eixo de simetria (eixo longitudinal do veículo).

Apesar destas simplificações, foram utilizadas malhas relativamente simples, capazes de serem analisadas em computadores de uso pessoal. Por essa razão, não será possível analisar a interação entre ondas de choque e camada limite, a qual seria o escopo de um próximo estudo que poderá utilizar os resultados aqui obtidos como base para realizar as simulações em *clusters* de computadores mais potentes para atingir resultados mais precisos.

No entanto, apesar de não abordar o escopo de camada limite de forma mais profunda, este trabalho apresenta resultados de algumas simulações considerando a existência dela na superfície do demonstrador, a fim de se ter uma estimativa do comportamento do escoamento e da sua interferência nas forças de sustentação e arrasto.

1.4.3 Câmara de combustão

O processo de combustão do combustível e o escoamento no interior da câmara de combustão do modelo proposto não serão analisados neste trabalho. Dessa forma, essa seção será considerada uma "caixa preta" com entrada de escoamento em determinada condição e saída com outra condição, definida analiticamente e configurada na simulação como condição de contorno.

Essa simplificação foi feita pois, para analisar a condição de voo do veículo e os efeitos do regime hipersônico atuando nele, não é necessário, em um primeiro estudo, modelar o que ocorre no interior da câmara de combustão, mas sim entender o que ocorre ao redor do modelo.

1.5 Organização do trabalho

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

No Capítulo 1 são abordados os conceitos de *scramjet* e veículo hipersônico, a contextualização da necessidade do estudo, os objetivos principais do estudo e as limitações do projeto.

No Capítulo 2 é feita uma revisão bibliográfica de modelos de veículos hipersônicos *scramjet*, além de serem apresentados estudos analíticos e computacionais que serviram de base para o estudo feito neste trabalho.

No Capítulo 3 é apresentada a fundamentação teórica do trabalho utilizada nos cálculos analíticos para desenvolvimento do modelo a ser analisado. Esta fundamentação também foi utilizada como embasamento para a discussão dos resultados obtidos por meio das simulações computacionais em CFD.

O Capítulo 4 compõe a metodologia do trabalho, sendo apresentadas as principais teorias e equacionamentos. Nele, foi feito dimensionamento das rampas de compressão do modelo e definiu-se as condições de contorno do domínio analisado. Em seguida, o modelo do domínio a ser simulado em CFD é apresentado e discutido, principalmente no quesito de modelagem, malha computacional, definição das condições de contorno e estratégias de simulação.

Os resultados do estudo são apresentados e discutidos no Capítulo 5 e, por fim, conclusão do projeto, assim como sugestões de trabalhos futuros, são feitas no Capítulo 6.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo serão apresentados alguns programas de desenvolvimento de tecnologia de veículos hipersônicos *scramjet*, incluindo principalmente o programa brasileiro *14-X*, modelo base do demonstrador aqui projetado, que auxiliaram no entendimento de sua missão e funcionamento.

As bibliografias estudadas foram utilizadas para embasar os estudos sobre os três pontos a seguir:

- Referências Geométricas: Para modelar o veículo, foram utilizadas medidas de referência retiradas de artigos relacionados ao estudo do veículo *14-X*, tais como altura e largura máxima do demonstrador;
- Procedimentos de Cálculos: Referentes ao dimensionamento das rampas de compressão e consequente definição das condições de entrada e saída da câmara de combustão;
- Resultados analíticos e experimentais: Utilizados como base para validar os cálculos analíticos na condição de altitude 20 km e *Mach* 6 analisada. Além disso, os gráficos de contorno de número de *Mach* das referências foram utilizados para validar, de forma qualitativa, os primeiros resultados obtidos das simulações em CFD.

2.1 X-43

O projeto do Demonstrador Tecnológico *X-43* faz parte do programa *Hiper-X* do governo americano. Sabe-se que o *X-43* possui aproximadamente 3,7 m de comprimento, 1,5 m de largura e 0,6 m de altura, conforme a Figura 4.

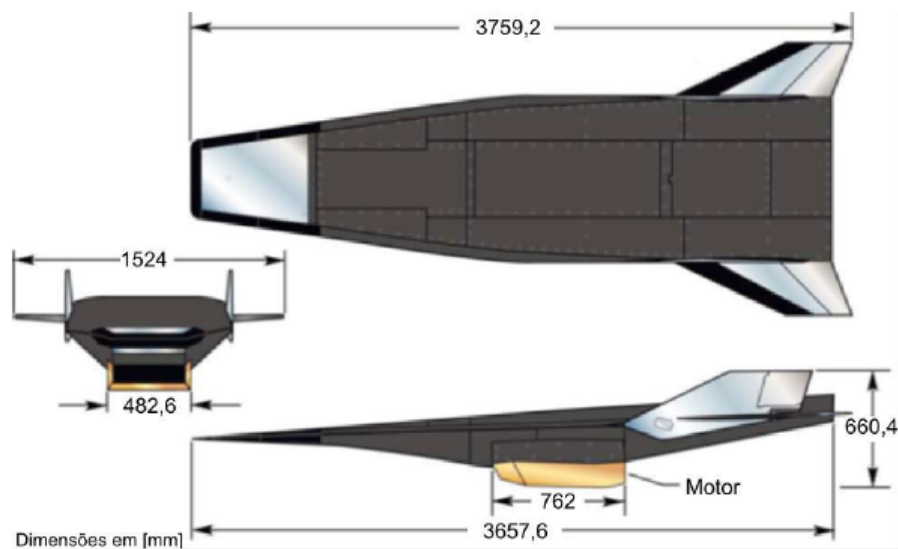


Figura 3 – Demonstrador Tecnológico *X-43*. Fonte: Adaptado de (PEREIRA, 2018) e (MOSES et al., 2004).

2.2 X-51

O programa *X-51* foi lançado em 2005 com o objetivo militar de desenvolver um míssil *scramjet waverider* que voasse entre *Mach* 5 e *Mach* 6 utilizando hidrocarboneto como combustível (RONDEAU; JORRIS, 2013).

Com o perfil de missão semelhante ao do *X-43*, foi necessário utilizar o *turbojet* B-52 para atingir a altitude entre 12 e 15 km e número de *Mach* 0,8 e, em seguida, um motor foguete para acelerar o *scramjet* até *Mach* 4,8 (CARNEIRO, 2020).

Em 2010, a primeira missão do *X-51* teve êxito em realizar o voo por 200 segundos a um número de *Mach* próximo a 5 (BOYLE, 2013). O grande legado do programa *X-51* foi validar o voo de *scramjets* utilizando combustível hidrocarboneto.



Figura 4 – Demonstrador Tecnológico *X-51* acoplado à Aeronave B-52. Fonte: Adaptado de (BOYLE, 2013) e (MOSES et al., 2004).

2.3 14-X

O projeto *14-X* de veículo hipersônico brasileiro iniciou em 2007 no Instituto de Estudos Avançados (IEAv), com o conceito de utilização de propulsão hipersônica aspirada, com tecnologia *scramjet* e *waverider* para realizar voo atmosférico a 30 km de altitude e *Mach* 10 (ROLIM, 2009; ROLIM et al., 2011; COSTA, 2011; TORO et al., 2012).

Em velocidades acima da velocidade do som, é criada uma onda de choque cônica na seção frontal, a qual, por meio das rampas de compressão, direciona o ar, na condição de pressão e temperatura adequadas, para a câmara de combustão do *scramjet*.

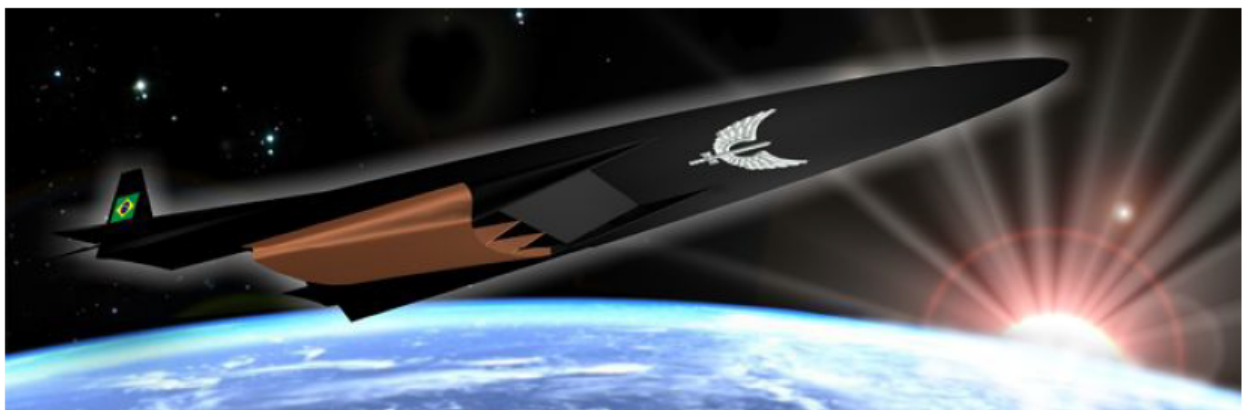


Figura 5 – Concepção do veículo hipersônico *14-X waverider*. Fonte: (CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013).

Segundo o site da *Revista Fapesp*, (CHAVES, 2019) , o modelo *14-X* tem compri-

mento de 4 m e massa de aproximadamente 7.500 kg.

Em 2012, foram propostas duas versões baseadas neste modelo: os demonstradores tecnológicos *scramjet 14-X B* e *14-X S* (GALVÃO, 2016), apresentados nas Figuras 6 e 7 abaixo, com o objetivo de voar a uma altitude de 30 km e *Mach* 7.

Segundo Galvão (2016), as três versões se diferenciam em:

- *Scramjet 14-X*: Tem o seu extradorso com a configuração *waverider*;
- *Scramjet 14-X B*: Tem o seu extradorso em forma de cunha plana. Este modelo é utilizado para o estudo da admissão do escoamento, das rampas de compressão, câmara de combustão e rampa de expansão do *scramjet*. Devido à sua configuração, forma-se uma onda de choque oblíqua plana em seu bordo de ataque;
- *Scramjet 14-X S* é a duplicação do *scramjet 14-X B* conectado pelo extradorso. Essa configuração tem como objetivo gerar maior estabilidade para o veículo devido a sua simetria.

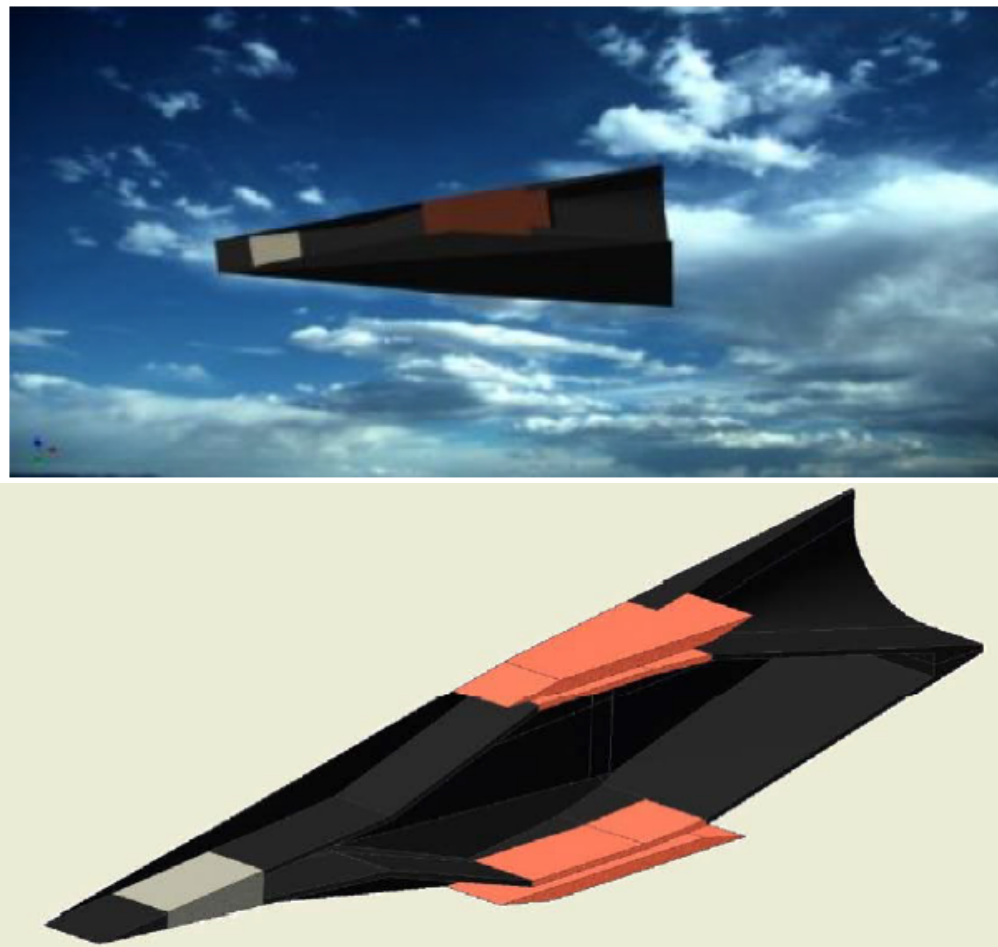


Figura 6 – Demonstrador Tecnológico 14-X S. Fonte: (CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013).

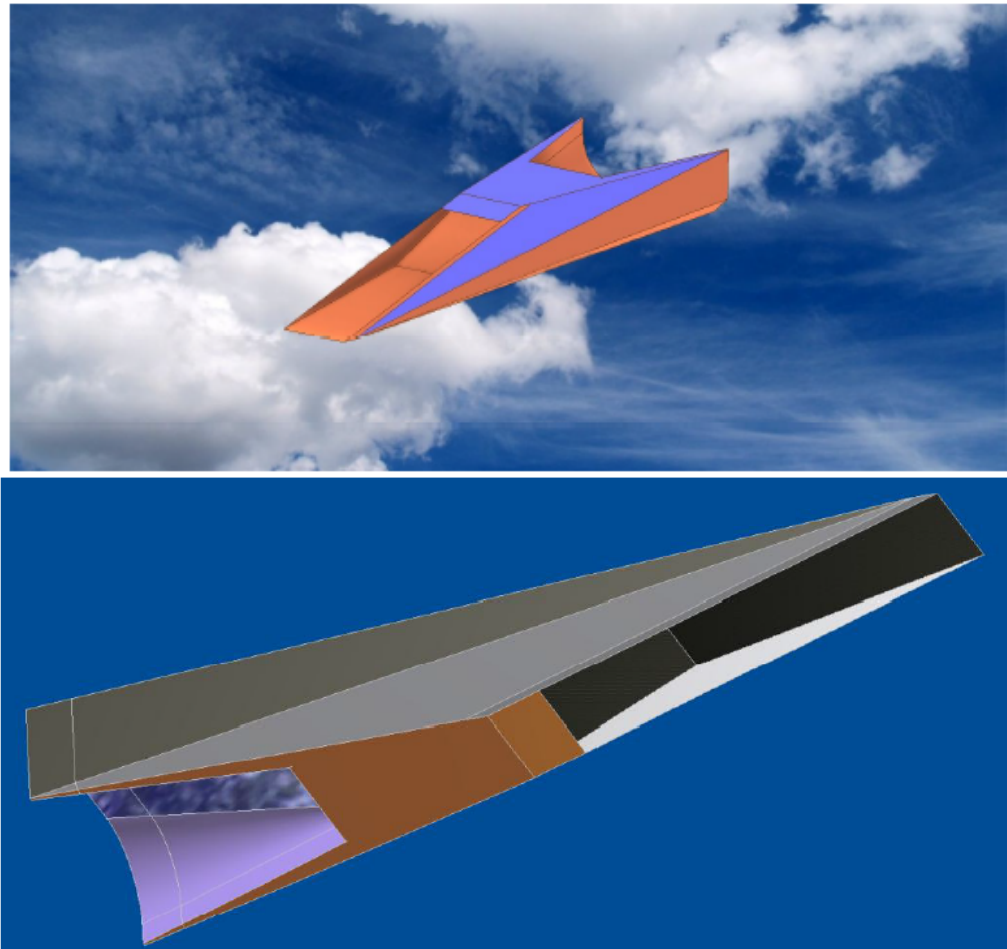


Figura 7 – Demonstrador Tecnológico 14-X B. Fonte: (CARDOSO; SOUZA; TORO, 2013).

A missão do veículo hipersônico envolverá acelerá-lo por um Veículo Acelerador Hipersônico composto por dois estágios de motor foguete: os motores S30 e S31, que utilizam propelentes sólidos (GALVÃO, 2016).

Na altitude de 30 km, os motores foguetes estarão próximo a velocidade de *Mach* 7 e ocorrerá o desacoplamento do veículo 14-X. Em seguida haverá a ignição do combustível injetado na câmara de combustão com o ar atmosférico comprimido. O motor *scramjet* queimará então o combustível por 4 a 5 segundos, proporcionando o empuxo necessário para acelerar o veículo. Após a queima, o veículo 14-X atingirá o apogeu em voo balístico e cairá no oceano (GALVÃO, 2016).

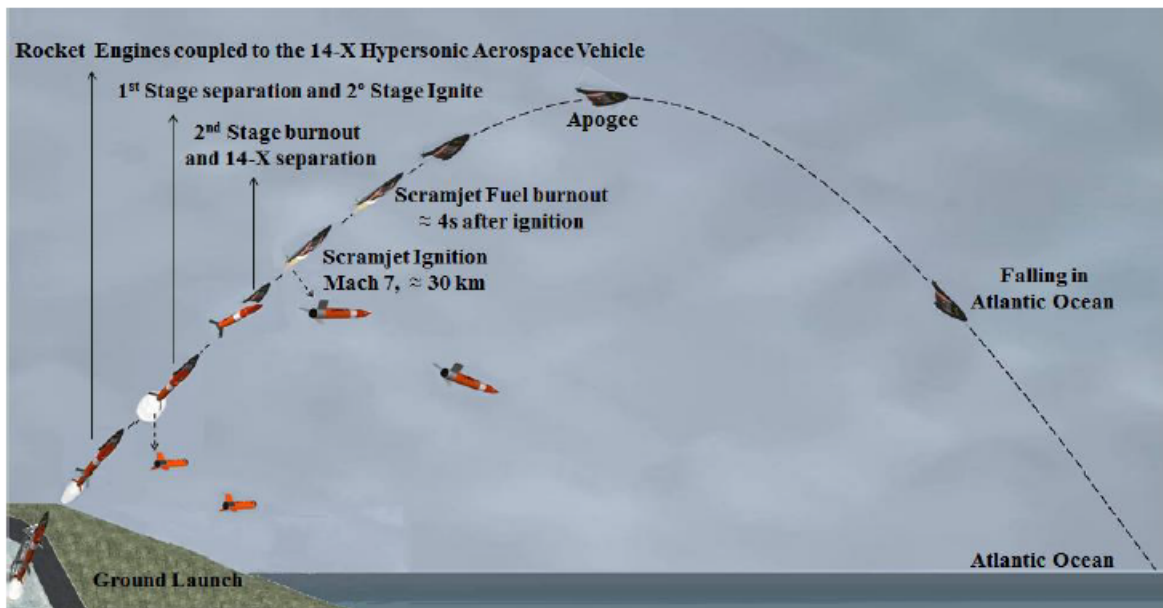


Figura 8 – Trajetória balística do voo do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X. Fonte: Adaptado de (COSTA, 2011).

2.3.1 Tecnologia *waverider*

A superfície do *waverider* 14-X foi projetada com base em conceito de Rasmussen e He (1990), que mantém a onda de choque gerada pelo fluxo hipersônico no intradorso do veículo, de forma a gerar sustentação (KONTOGIANNIS; SÓBESTER; TAYLOR, 2015). Esse ar atmosférico comprimido pela onda de choque é utilizado, então, para a propulsão hipersônica no *scramjet*.

2.4 Estudos numéricos

Em Raj e Venkatasubbaiah (2012) é apresentada uma metodologia para o projeto de seções de compressão de *scramjets* utilizando relações de dinâmica dos gases. Para isso, estabeleceu-se a condição de *shock on lip* na região de entrada da câmara de combustão. Também, foram feitas simulações numéricas considerando casos não viscosos e viscosos e concluiu-se que modelo de turbulência $k - \epsilon$, utilizado para modelagem do escoamento viscoso, apresentou resultados equivalentes aos obtidos experimentalmente no estudo.

No estudo feito por Ingenito, Gulli e Bruno (2010) é discutida a influência de alguns fatores, como geometria e velocidade, na razão L/D de veículos hipersônicos. Dessa forma, utilizou-se esses valores como base para comparação com o obtido nesse trabalho.

Em Moura (2014) foi feito um estudo da seção de compressão e captura de ar do veículo 14-X B, modelando computacionalmente o escoamento viscoso e não viscoso. Foram utilizados dois modelos de turbulência para analisar a interação da camada limite com as ondas de choque: $k - kl - \omega$ e o *transitional SST*. Concluiu-se que o modelo $k - kl - \omega$

é adequado para capturar com maior precisão a região de separação da camada limite ao passo que o modelo *transitional SST* tem uma performance melhor na detecção do ponto de recolamento da camada limite. Por fim, observou-se que a temperatura da parede do veículo também influenciava na interação das ondas de choques com a camada limite estabelecida.

Abordagens analíticas e numéricas foram utilizadas em Araújo (2019) para projetar a seção de captura de ar de um demonstrador *scramjet* semelhante ao *14-X S*, tendo como condição de voo o número de *Mach* 6,8, altitude de 30 km e as condições de *shock on lip* e *shock on corner* na entrada da câmara de combustão. Em seguida, simulações computacionais do escoamento (não viscoso e viscoso) foram utilizadas para verificar as suas características sobre o modelo desenvolvido. Posteriormente, o modelo de turbulência $k - kl - \omega$ foi validado e utilizado para a modelagem do escoamento viscoso.

Uma otimização da seção de compressão é proposta em Martos (2017), baseada no critério da máxima recuperação de pressão. A partir desse estudo, foi concluído que três rampas de compressão eram ideais para o projeto do *14-X*, uma vez que, ao aumentar mais o número de rampas, o ganho na recuperação de pressão não compensava o esforço de modificar a estrutura do veículo para se ter essas rampas.

Os estudos feitos em Carneiro (2020) propuseram projetar os principais componentes do *scramjet* objetivando vantagens operacionais. Dessa forma, também foram utilizadas três rampas planas de compressão, otimizadas pelo método da máxima pressão de recuperação, para comprimir o escoamento de ar até uma temperatura suficientemente elevada capaz de promover a autoignição do combustível hidrogênio injetado na câmara de combustão. Já para a seção da câmara de combustão, foram avaliadas duas abordagens: a primeira desconsiderando injeção de combustível (*power-off*) e resultando na incapacidade de gerar empuxo. Já na segunda abordagem foi considerada a injeção de hidrogênio dentro da câmara de combustão (*power-on*).

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo serão apresentados os conceitos teóricos fundamentais para o entendimento, desenvolvimento e discussão dos resultados deste trabalho.

3.1 Scramjet

3.1.1 Terminologia

Scramjet vem do termo *Supersonic Combustion Ramjet* e trata-se de um motor propulsor que utiliza o ar atmosférico em condição supersônica para produzir empuxo. (CARNEIRO, 2020).

Heiser e Pratt (HEISER; PRATT, 1994) propuseram a terminologia que será utilizada neste trabalho. A Figura 9 apresenta as seções do modelo *scramjet*.

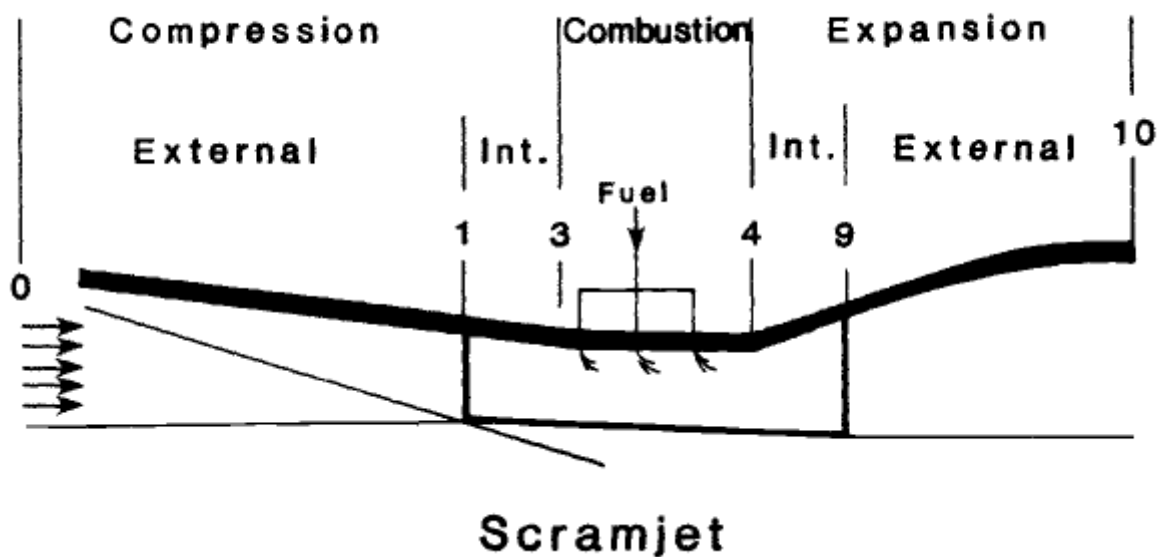


Figura 9 – Terminologia do modelo de *scramjet*. Fonte: (HEISER; PRATT, 1994).

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

Tabela 1 – Nomenclatura das seções do *scramjet*. Fonte: Adaptado de (HEISER; PRATT, 1994).

3.1.2 Funcionamento

Na etapa de compressão, entre as seções 0 e 3, ocorre uma compressão adiabática que leva a temperatura do escoamento de T_0 (escoamento livre) para T_3 , temperatura necessária para a queima do combustível no interior da câmara de combustão. As irreversibilidades do processo, tais como atrito e presença de ondas de choque, aumentam a entropia de s_0 para s_3 , de acordo com o ciclo de *Brayton* apresentado na Figura 10.

A compressão externa ocorre entre as subseções 0 a 1, com a incidência de ondas de choque oblíquas do bordo de ataque do veículo até o bordo de ataque da carenagem da câmara de combustão. Nesta região de alta pressão é gerada sustentação do veículo. Já a compressão interna ocorre entre as seções 1 e 3, estabelecendo uma onda de choque refletida. Vale ressaltar que a compressão pode ser feita através de múltiplas rampas, de modo que o escoamento passe por sucessivos processos de compressão e atinja o bordo de ataque da carenagem da câmara de combustão, estabelecendo um onda de choque refletida que incida dentro da câmara de combustão.

A região entre as seções 3 e 4 correspondem ao isolador juntamente à câmara de combustão. O isolador é a região inicial que tem a função de atenuar o choque estabelecido e uniformizar o escoamento para a sua posterior queima na câmara de combustão. Esse processo ocorre à pressão constante, com aumento de entropia de s_3 para s_4 . Nesta região, o escoamento entra na câmara de combustão com velocidade supersônica e condições termodinâmicas ideais à ocorrência de combustão. O combustível utilizado é hidrogênio pressurizado, injetado em velocidade sônica.

Já entre as seções 4 e 10 ocorre a expansão adiabática dos escoamento pós-combustão. As irreversibilidades, tais como atrito e presença de ondas de expansão, aumentam a entropia de s_4 para s_{10} . A expansão é responsável pelo empuxo, aceleração e sustentação do veículo.

A expansão interna ocorre entre as seções 4 e 9 e é governada pela Teoria de *Prandtl-Meyer*. Já a compressão externa ocorre entre as seções 9 e 10 e é governada pela Teoria da Razão de Área.

Na seção 10 é assumido que os produtos da combustão expandem perfeitamente até a pressão estática do escoamento livre P_0 .

Entre os pontos 10 e 0 adota-se a ideia de ciclo termodinâmico fechado e subsequente rejeição de calor, considerando pressão constante, entre os produtos da expansão e a atmosfera retornando a temperatura inicial T_0 , reiniciando o ciclo (Figura 10).

A energia térmica proveniente da queima é convertida em energia cinética onde a velocidade dos produtos da combustão na saída da seção de expansão externa é superior à velocidade corrente livre gerando o efeito de propulsão desejado.

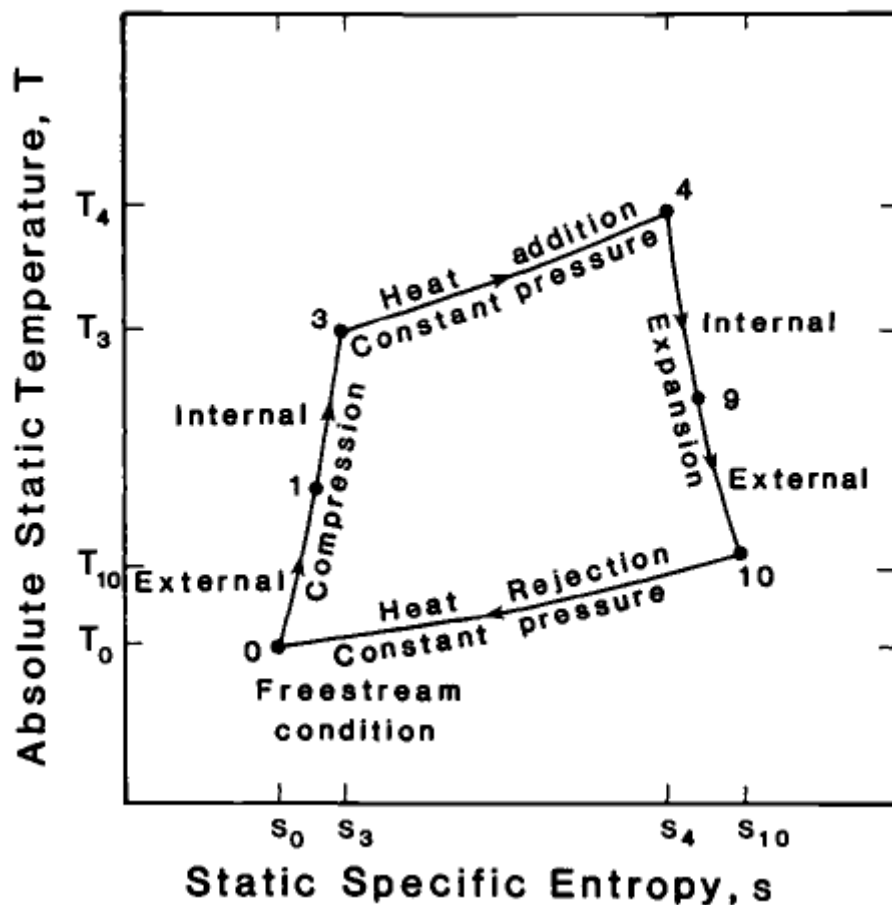


Figura 10 – Ciclo de Brayton padrão de um *scramjet*. Fonte: (HEISER; PRATT, 1994).

3.2 Supersônico

3.2.1 Considerações iniciais

Para as análises teórica-analíticas, o ar foi modelado Gás Caloricamente Perfeito ($P = \rho RT$, $\gamma = 1.4$, $R = 287 J/kgK$). Também, o escoamento é considerado adiabático e as perdas de energia nas fronteiras do sistema são desconsideradas. Por fim, o fluido é considerado invíscido; dessa forma, os efeitos da camada limite não serão levados em consideração nessas análises.

3.2.2 Número de Mach

Segundo [Fox, Pritchard e McDonald \(2000\)](#), o número de *Mach* é definido como sendo a razão entre a velocidade do escoamento V e a velocidade do som no meio a :

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

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

O número de *Mach* pode ser interpretado como uma razão entre as forças de inércia e de compressibilidade de um escoamento e é utilizado para classificar o regime de velocidade, como mostra a 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](#)).

3.2.3 Teoria de Onda de Choque Oblíqua

Segundo [John e Anderson \(2003\)](#), uma onda de choque oblíqua plana surge quando um escoamento supersônico/hipersônico é forçado a “dobrar-se sobre si mesmo” devido à presença de uma cunha com deflexão positiva θ , medida no sentido anti-horário.

Devido à essa deflexão, as linhas de corrente do escoamento também sofrem deflexão para acompanhar a superfície da cunha, mantendo o escoamento paralelo e uniforme a essa superfície.

A Figura 11 abaixo mostra o escoamento supersônico/hipersônico encontrando uma deflexão positiva de ângulo θ e resultando em uma onda de choque oblíqua incidente com ângulo β . Já a linha de corrente também sofre uma deflexão θ , permanecendo paralela à superfície da rampa.

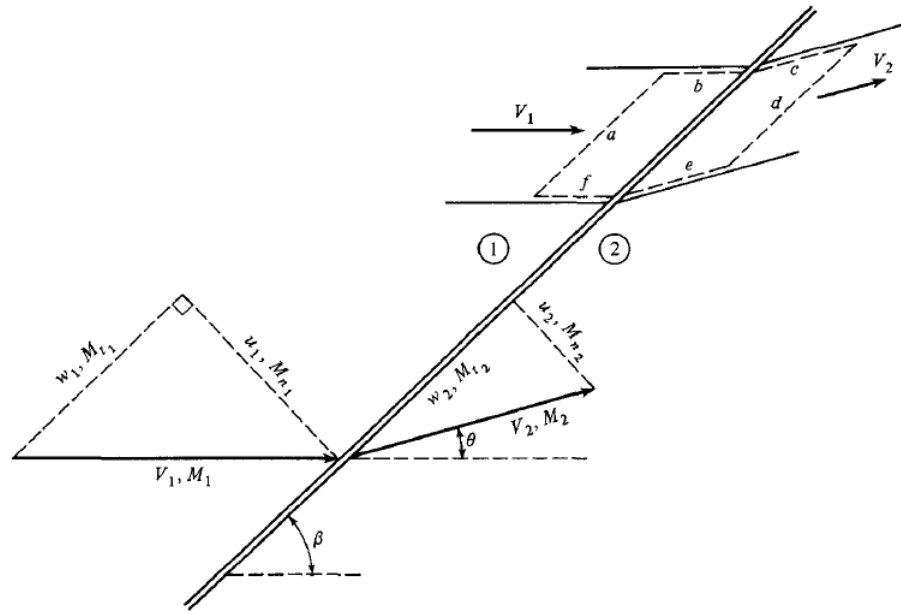


Figura 11 – Onda de choque oblíqua plana incidente. Fonte: Adaptado de (JOHN; ANDERSON, 2003).

Em um sistema com várias superfícies com inclinações positivas e sucessivas e com escoamento supersônico/hipersônico, surgirão sucessivas ondas de choque oblíquas incidentes (Figura 12). Isso ocorrerá sempre que o escoamento não enxergar o sistema como um corpo rombudo, que é um corpo onde a separação do escoamento ocorre em uma porção significativa de sua superfície (BEARMAN, 1984; MENEGHINI, 2002).

Esse fenômeno ocorre porque, apesar de o escoamento ter sua velocidade reduzida após uma onda de choque oblíqua, incidente ou refletida, ele continua supersônico.

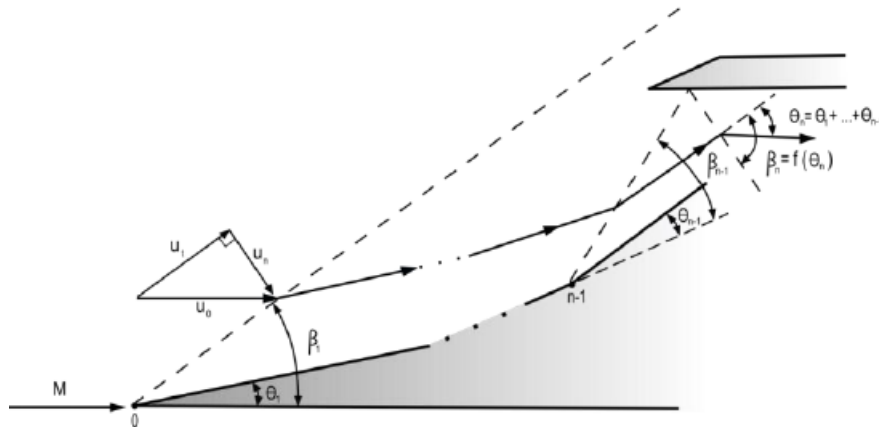


Figura 12 – Ondas de choque oblíquas incidentes nas rampas de compressão do demonstrador tecnológico. Fonte: (PEREIRA, 2018).

A partir das considerações feitas, em [John e Anderson \(2003\)](#) é equacionado a conservação da massa, quantidade de movimento e energia aplicados a uma onda de choque oblíqua plana 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 implicam na não alteração da quantidade de movimento na direção tangencial (t) à onda de choque. Dessa forma, apenas a direção normal (n) contribui para a variação das propriedades do escoamento. Portanto, é possível aplicar nesse caso as relações de choque normal:

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

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

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

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

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

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

Já a equação abaixo é conhecida como a relação $\theta - \beta$ e descreve uma dedução trigonométrica capaz de definir um ângulo θ em função apenas de M_1 e β numa onda de choque oblíqua.

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

Em resumo, quando θ aumenta (mantendo M_1) o ângulo β aumenta e quando M_1 aumenta (mantendo θ constante) o ângulo β diminui.

Sendo assim, dado um escoamento supersônico/hipersônico sobre cunha com deflexão positiva θ , ao resolver a Equação 3.13 de forma iterativa, é possível determinar o ângulo da onda de choque β , as propriedades termodinâmicas e o número de *Mach* do escoamento após essa onda de choque.

3.2.3.1 Critério da Máxima Recuperação de Pressão

De acordo com [Ran e Mavris \(2005\)](#), a maior eficiência de compressão possível (compressão isentrópica) ocorre quando os choques possuem a mesma intensidade. Para isso ocorrer, as velocidades tangentes às ondas de choque oblíquas devem ser iguais.

$$M_1 \sin(\theta_1) = M_2 \sin(\theta_2) = \dots = M_{n-2} \sin(\theta_{n-1}) \quad (3.14)$$

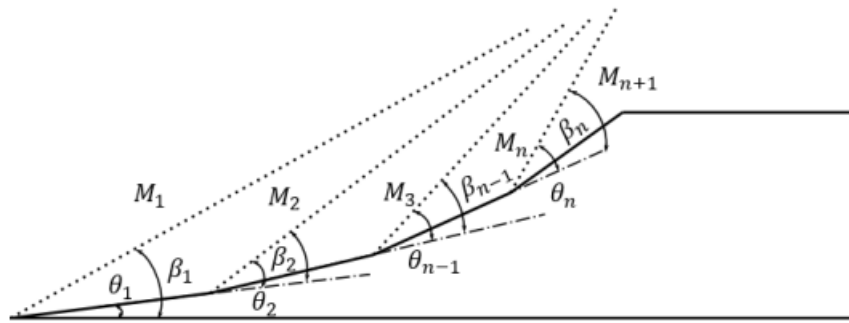


Figura 13 – Otimização por máxima recuperação de pressão. Fonte: ([MARTOS, 2017](#)).

A razão de recuperação da pressão total é dada por [Heiser e Pratt \(1994\)](#):

$$\pi = \frac{P_{out}}{P_{in}} \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{out}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.15)$$

Onde P_{in} é a pressão antes de se iniciarem as ondas de choque e P_{out} é pressão ao término delas.

3.2.4 Teoria de Onda de Choque Refletida

Segundo [John e Anderson \(2003\)](#), quando uma onda de choque oblíqua incidir sobre um superfície plana, uma outra onda de choque, refletida, surgirá obliquamente à superfície, de modo a defletir novamente o escoamento, tornando-o paralelo a esta superfície. As relações de onda de choque oblíqua podem ser utilizadas com o ângulo de deflexão sendo igual ao ângulo de deflexão da onda de choque oblíqua incidente que provocou a reflexão.

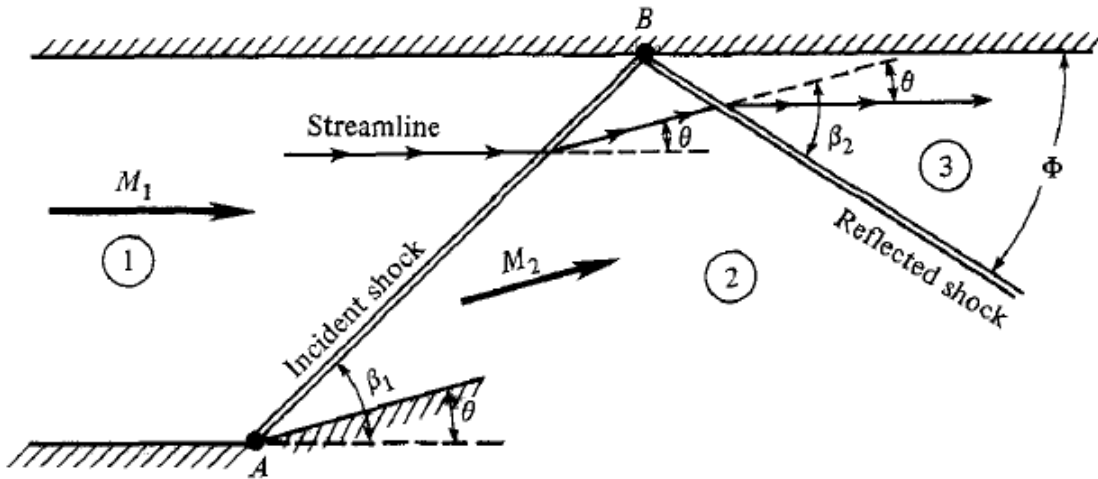


Figura 14 – Geometria de uma onda de choque refletido. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003).

Para o caso das ondas de choque formadas pelo sistema de superfícies inclinadas do demonstrador tecnológico (Figura 12), se as ondas incidirem em um mesmo ponto sobre a superfície plana da carenagem na câmara de combustão, ocorrerá o surgimento de uma única onda de choque refletida.

3.2.4.1 Máxima captura de ar choque *on-lip* e choque *on-corner*

Dependendo do posicionamento do início da carenagem da câmara de combustão, todo o fluxo de massa de ar capturado na seção do *inlet* (área das rampas de compressão projetada no plano vertical) pode ser comprimido e conduzido à câmara de combustão. Isso ocorre quando as ondas de choque oblíquas incidem no bordo de ataque desta carenagem (*lip*), resultando em uma única onda de choque refletida, a qual incide exatamente na entrada da câmara de combustão (*corner*). Esses dois fenômenos são *shock on lip* e *shock on corner*, respectivamente.

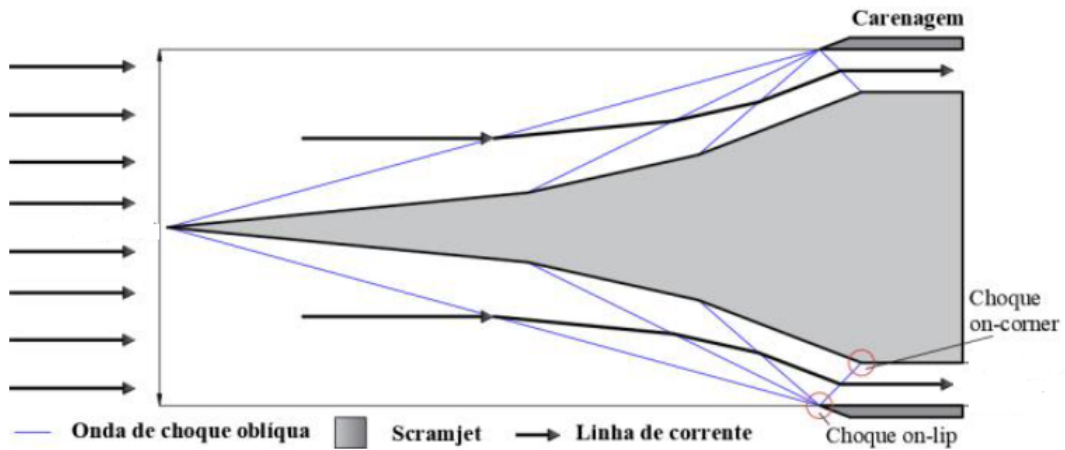


Figura 15 – Seção de compressão com choques *on lip* e *on corner*. Fonte: Adaptado de (CARNEIRO, 2020).

3.2.5 Combustão - Escoamento unidimensional com adição de calor

O escoamento com adição de calor da Teoria de *Rayleigh* pode ser aplicado para modelar o processo de combustão que ocorre na câmara de combustão do *scramjet*. Para isso, as condições do escoamento na entrada dessa seção são dadas pelas propriedades termodinâmicas e velocidade estimadas após a onda de choque refletida da seção de compressão interna do *scramjet* (CARNEIRO, 2020).

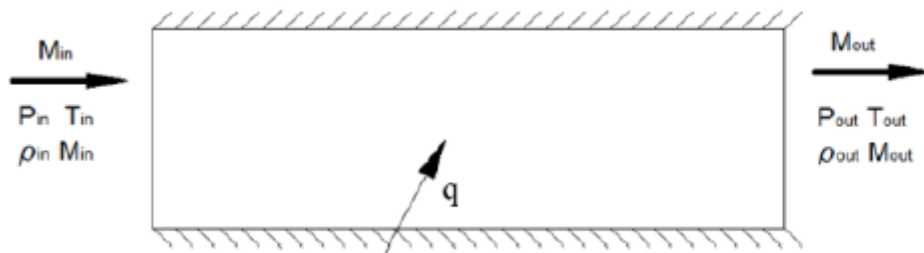


Figura 16 – Escoamento unidimensional com adição de calor – Teoria de Rayleigh. Fonte: (CARNEIRO, 2020).

Conforme a linha de Rayleigh da Figura 17, quando se adiciona energia ao escoamento supersônico, as propriedades termodinâmicas aumentam enquanto a velocidade e número de *Mach* diminuem.

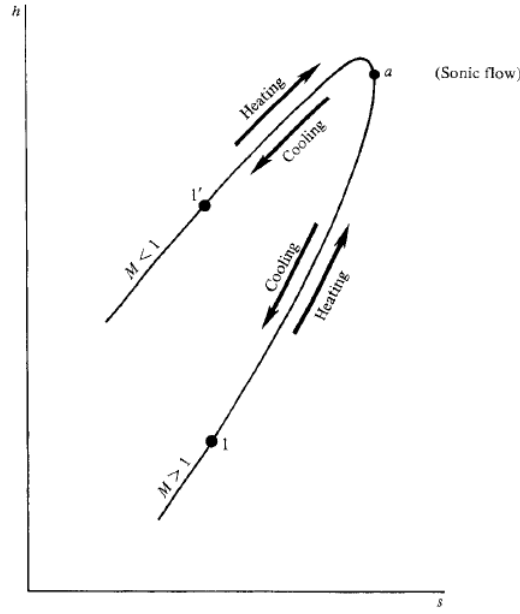


Figura 17 – Linha de Rayleigh. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003).

Conforme apresentado em Jr (2006), as equações governantes para um escoamento unidimensional com adição de calor são dadas por:

$$\rho_{in} * u_{in} = \rho_{out} * u_{out} \quad (3.16)$$

$$P_{in} + \rho_{in} * u_{in}^2 = P_{out} + \rho_{out} * u_{out}^2 \quad (3.17)$$

$$h_{in} + \frac{u_{in}^2}{2} + q = h_{out} + \frac{u_{out}^2}{2} \quad (3.18)$$

nas quais o subscrito *in* é referente à entrada da câmara e *out* à sua saída.

Para o Volume de Controle apresentado na Figura 16, tem-se o seguinte equacionamento:

$$\frac{P_{out}}{P_{in}} = \left(\frac{1 + \gamma M_{in}^2}{1 + \gamma M_{out}^2} \right) \quad (3.19)$$

$$\frac{T_{out}}{T_{in}} = \left(\frac{1 + \gamma M_{in}^2}{1 + \gamma M_{out}^2} \right)^2 \left(\frac{M_{out}}{M_{in}} \right)^2 = \left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^2 \left(\frac{M_{out}}{M_{in}} \right)^2 \quad (3.20)$$

$$\frac{\rho_{out}}{\rho_{in}} = \left(\frac{1 + \gamma M_{out}^2}{1 + \gamma M_{in}^2} \right) \left(\frac{M_{in}}{M_{out}} \right)^2 \quad (3.21)$$

3.2.6 Teoria de Prandtl-Meyer para ondas de expansão isentrópica

O fenômeno de expansão de onda ocorre quando um escoamento supersônico/hipersônico, passando sobre uma superfície, encontra uma deflexão negativa com ângulo θ . É formado então um leque de expansão isentrópica delimitada pelos ângulos μ_{frente} e μ_{cauda} , assim como mostra a Figura 18 abaixo.

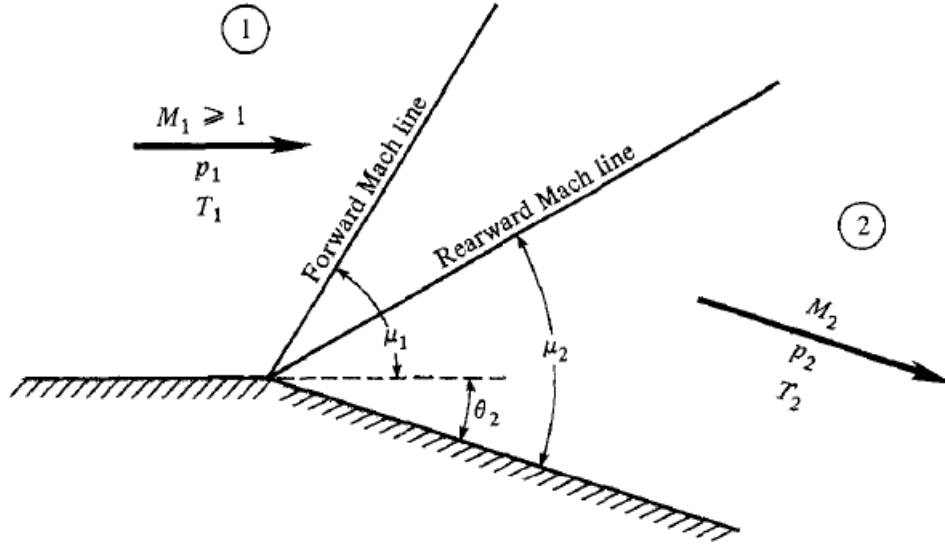


Figura 18 – Expansão isentrópica de Prandtl-Meyer. Fonte: (JOHN; ANDERSON, 2003).

Os ângulos referentes ao leque de expansão, μ_{frente} e μ_{cauda} , podem ser determinados pela Equação 3.22 abaixo

$$\begin{aligned}\mu_{frente} &= \arcsen\left(\frac{1}{M_1}\right) \\ \mu_{cauda} &= \arcsen\left(\frac{1}{M_2}\right)\end{aligned}\tag{3.22}$$

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

$$\theta = v(M_2) - v(M_1)\tag{3.23}$$

onde a função de *Prandtl-Meyer* é dada por:

$$v(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \operatorname{atan}\sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} [M^2 - 1]} - \operatorname{atan}\sqrt{M^2 - 1}\tag{3.24}$$

Por fim, em [John e Anderson \(2003\)](#) são definidas as propriedades termodinâmicas após a onda de expansão, dadas pelas Equações 3.25, 3.26 e 3.27

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right) \quad (3.25)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.26)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (3.27)$$

Conclui-se que a onda de expansão aumenta a velocidade do escoamento e diminui a temperatura, pressão e densidade. Dessa forma, o escoamento permanece supersônico, com as linhas de corrente paralelas à superfície de expansão.

No *scramjet*, como a onda gerada na inclinação da carenagem da câmara de combustão está um ambiente de confinamento, ela atingirá a superfície inferior (rampa de expansão do veículo hipersônico) e refletirá, agora na direção da superfície superior (Figura 19). Por causa disso, a teoria de *Prandtl Meyer* não é mais válida, devendo ser aplicada então a Teoria da Razão de Área ([HEISER; PRATT, 1994](#)).

3.2.7 Teoria da Razão de Área - expansão

Ao final da câmara de combustão, as linhas de corrente encontram um ângulo de deflexão que estabelece uma frente da onda de expansão. No caso do veículo hipersônico 14-X, as superfícies superior e inferior da câmara de combustão têm o mesmo ângulo de deflexão; logo, são estabelecidas duas frentes de ondas de expansão que se cruzam e estabelecem frentes de ondas de expansão refletidas. Essas ondas refletidas atingem as superfícies de expansão superior e inferior e definem uma região onde a teoria de *Prandtl-Meyer* pode ser empregada (Figura 19) ([CARNEIRO, 2020](#)).

No entanto, após essa região, é necessário aplicar a Teoria da Razão de Área ([HEISER; PRATT, 1994](#)), uma vez que existe um bocal divergente que acelera o escoamento pelo aumento da seção transversal, seguindo a Equação 3.28.

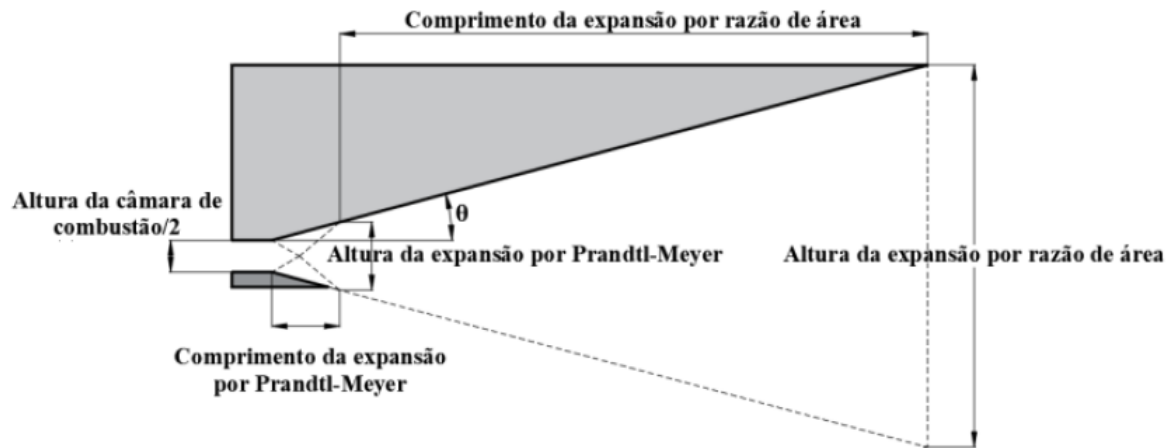


Figura 19 – Seção de expansão de um *scramjet*. Fonte (CARNEIRO, 2020).

$$\frac{A_{out}}{A_{in}} = \frac{M_{in}}{M_{out}} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{out}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.28)$$

onde o subscrito *in* é referente à região a partir da qual é válida a Teoria da Razão das Áreas, enquanto que *out* representa o bordo de fuga do veículo.

4 METODOLOGIA

4.1 Condição de voo

Antes de iniciar as modelagens e análises, foi necessário determinar as propriedades termodinâmicas do ar na altitude de 20 km por meio da Tabela 3 de Atmosfera Padrão ([ATMOSPHERE, 1976](#)).

Altitude [km]	20
Temperatura [K]	216,6
Pressão [Pa]	5.475
Densidade [kg/m ³]	0,08803
Velocidade do Som [m/s]	295,07
Viscosidade Dinâmica [N.s/m ²]	0,00001432

Tabela 3 – Propriedades da atmosfera a 20 km de altitude ([ATMOSPHERE, 1976](#)).

4.2 Concepção do modelo

4.2.1 Veículo 14-X B

O demonstrador tecnológico a ser analisado neste trabalho é muito semelhante ao veículo 14-X B, descrito por [Cardoso, Souza e Toro \(2013\)](#). No entanto, foi necessário alterar os ângulos de rampas de compressão para se ter as condições de *shock on lip* e *shock on corner* para a condição de voo *Mach* 6 e altitude 20 km.

Como as larguras do bordo de ataque e bordo de fuga do veículo não influenciam na determinação analítica dos ângulos de rampas, suas dimensões foram mantidas as mesmas das apresentadas em [Cardoso, Souza e Toro \(2013\)](#). Também, adotou-se a mesma altura total do modelo para iniciar os cálculos. Portanto, ao alterar os ângulos das rampas de compressão, o comprimento total do veículo acabou também sendo alterado.

A largura das paredes laterais do veículo e da carenagem da câmara de combustão foram estimadas por correlação de imagens a partir da Figura abaixo, que fornecia, inicialmente, os parâmetros de largura do bordo de ataque e bordo de fuga, comprimento total e altura total.

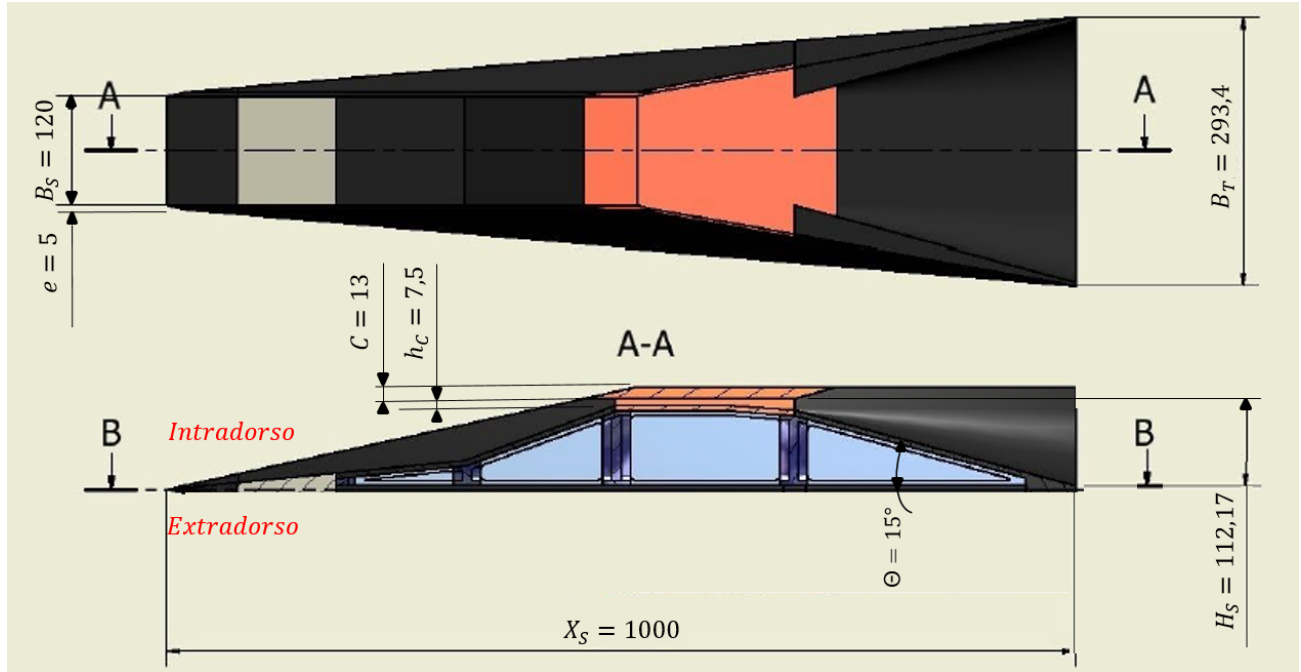


Figura 20 – Modelo de Referência para o veículo hipersônico a ser analisado. Fonte: Adaptado de [Cardoso, Souza e Toro \(2013\)](#).

Dimensão	Parâmetro	Valor
Altura do <i>inlet</i> [mm]	H_S	112,17
Comprimento longitudinal da aeronave [mm]	X_S	1.000
Largura do <i>inlet</i> [mm]	B_S	120
Largura da cauda da aeronave [mm]	B_T	293,4
Largura da parede lateral [mm]	e	8,66
Espessura da carenagem da C.C. [mm]	C	13
Altura da câmara de combustão [mm]	h_c	7,5
Ângulo de Expansão	θ_{exp}	15°

Tabela 4 – Dimensões do veículo hipersônico 14-X S de [Cardoso, Souza e Toro \(2013\)](#).

Para o veículo hipersônico a ser estudado neste trabalho, adotou-se as seguintes dimensões da Tabela 4: $H_S = 112,17$ mm, $B_S = 120$ mm, $B_T = 293,4$ mm, $e = 8,66$ mm, $C = 13$ mm, $\theta_{exp} = 15^\circ$. As demais dimensões são obtidas por meio dos cálculos das rampas de compressão.

4.2.2 Extradorso *waverider*

Para não manter um extradorso de cunha plana, foi adicionada uma curvatura na tentativa de simular uma superfície cônica assimétrica, como apresentada em [Cardoso, Souza e Toro \(2013\)](#), e reduzir a intensidade da onda de choque na região do extradorso.

Dessa forma, foi feito um *loft* com curvatura de 500 mm no bordo de fuga e uma curvatura de raio 0 no bordo de ataque da aeronave. A princípio, essa curvatura foi atribuída arbitrariamente baseando-se em correlações com imagens de *waveriders* referências. No entanto, para a otimização posterior deste modelo, é necessário um estudo mais aprofundado para obter a configuração *waverider* ideal que atenua de forma mais eficiente a intensidade da onda de choque no extradorso da aeronave.

4.2.3 Cálculo das rampas de compressão

4.2.3.1 Número de rampas

O objetivo das rampas de compressão é elevar a temperatura e diminuir a velocidade do escoamento até as condições necessárias para se ter a autoignição do combustível Hidrogênio.

Baseando-se nos estudos realizados em [Martos \(2017\)](#), foi adotada uma seção de compressão com 3 rampas. Em teoria, quanto maior o n° de rampas, mais eficiente é o processo de compressão; porém, na prática, a fabricação se torna muito difícil e o ganho em eficiência não compensa tal dificuldade.

4.2.3.2 Cálculo das propriedades termodinâmicas na entrada da câmara de combustão

Nessa metodologia as rampas foram calculadas de forma a atingir um *Mach* e Temperatura de entrada na câmara de combustão definidos para ocorrer a autoignição do combustível hidrogênio.

Portanto, para o cálculo desses parâmetros, admite-se que o Hidrogênio é injetado na câmara de combustão em uma velocidade sônica e temperatura baixa (250K) ([CARNEIRO, 2020](#)). O combustível é misturado com o fluxo de ar até que atinja sua temperatura de autoignição de 845,15K, segundo [Hodgman e Lind \(1949\)](#), [HANDBOOK \(2004\)](#).

Considera-se então a mistura de gases ideais, ou seja, as propriedades do escoamento na saída da fronteira do volume de controle são calculadas como sendo a média ponderada considerando os fluxos mássicos de cada espécie.



Figura 21 – Volume de Controle da Câmara de Combustão. Fonte: ([ARAÚJO, 2019](#)).

Aplicando os princípios de conservação de massa e energia ao volume de controle da Figura 21, tem-se o seguinte equacionamento para determinar a temperatura na qual o escoamento deve ser admitido na câmara de combustão para obter uma mistura com temperatura de equilíbrio operando em regime permanente:

$$\begin{aligned} (I) \quad \dot{m}_{ar} + \dot{m}_{H_2} &= \dot{m}_{tot} \\ (II) \quad \dot{m}_{ar}h_{ar} + \dot{m}_{H_2}h_{H_2} &= \dot{m}_{tot}h_{tot} \end{aligned} \quad (4.1)$$

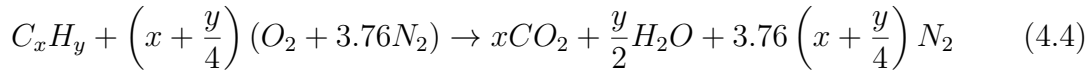
Admitindo-se então a Mistura de Gases Caloricamente Perfeitos, tem-se:

$$\dot{m}_{ar}c_{p_{ar}}T_{ar} + \dot{m}_{H_2}c_{p_{H_2}}T_{H_2} = \dot{m}_{tot}c_{p_{tot}}T_{tot} \quad (4.2)$$

Isolando agora o calor específico da mistura:

$$c_{p_{tot}} = \frac{\dot{m}_{ar}}{\dot{m}_{tot}}c_{p_{ar}} + \frac{\dot{m}_{H_2}}{\dot{m}_{tot}}c_{p_{H_2}} \quad (4.3)$$

Para determinar o fluxo mássico de H_2 , realiza-se o balanceamento estequiométrico da combustão de Hidrogênio gasoso com ar atmosférico. A equação genérica dessa combustão é dada por:



Para o Hidrogênio gasoso, H_2 , os valores das constantes x e y são 0 e 2, respectivamente. Determina-se então a razão combustível/ar, f_{st} , necessária para se ter uma combustão estequiométrica (HEISER; PRATT, 1994).

$$f_{st} = \frac{48x + 4y}{137.28(4x + y)} = 0,0291 \quad (4.5)$$

Já para calcular \dot{m}_{ar} , utilizou-se a área normal às rampas de compressão e câmara de combustão e a velocidade do escoamento.

$$\dot{m}_{ar} = Area \times Velocidade \text{ do escoamento} = H_S * B_S * M * a \quad (4.6)$$

Portanto, calculando \dot{m}_{ar} e, em seguida, \dot{m}_{H_2} por meio da razão f_{st} , tem-se os seguintes resultados:

Fluxo Mássico	Valor [kg/s]
\dot{m}_{ar}	1,99
\dot{m}_{H_2}	0,058
\dot{m}_{tot}	2,05

Tabela 5 – Valores de fluxos mássicos.

Com os fluxos calculados acima e utilizando-se a Equação 4.7, determina-se que a temperatura admitida na câmara de combustão é $T_{tot} = 1.090,4$ K.

$$T_{tot} = \frac{\dot{m}_{ar}c_{par}T_{ar} + \dot{m}_{H_2}c_{pH_2}T_{H_2}}{\dot{m}_{tot}c_{p_{tot}}} \quad (4.7)$$

Uma vez determinado o valor da temperatura do ar na entrada da câmara de combustão, é necessário calcular também o número de *Mach* do escoamento nesta região, uma vez que será a partir dessas duas informações que os ângulos de rampas de compressão serão obtidos.

Utilizando-se a conservação da energia escrita na forma de temperatura total e aplicando-a ao volume de controle da Figura 22 mostrado abaixo, tem-se o equacionamento para calcular o número de *Mach* na seção de entrada da câmara de combustão em função das condições iniciais do escoamento, apresentado na Equação 4.8.

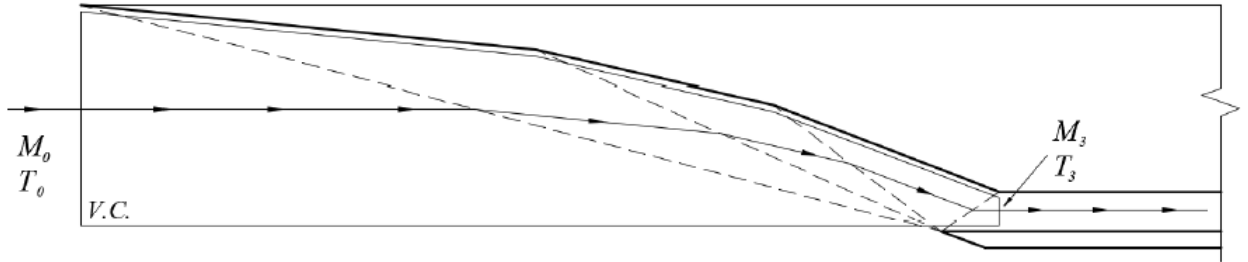


Figura 22 – Volume de controle para cálculo do Número de Mach na entrada da Câmara de Combustão. Fonte: (ARAÚJO, 2019).

$$\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right) T_0 = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_3^2\right) T_3$$

$$M_3 = \sqrt{\left\{ \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right) \left(\frac{T_3}{T_0}\right) - 1 \right] \right\}} \quad (4.8)$$

Aplicando os valores de $T_0 = 216,6$ K, $T_3 = 1.090,4$ K e $M_0 = 6$ na Equação 4.8, tem-se os seguintes resultados:

M_0 [-]	T_0 [K]	M_3 [-]	T_3 [K]
6	216,6	1,77	1090,4

Tabela 6 – Números de *Mach* e temperaturas obtidos no bordo de ataque da aeronave e na entrada da câmara de combustão.

4.2.3.3 Cálculo dos ângulos e dimensões das rampas de compressão

Calculados então a temperatura e o número de *Mach* na região de entrada da câmara de combustão, utiliza-se o método iterativo esquematizado no Anexo A para determinar os ângulos das rampas de compressão para se obter um escoamento com *Mach* 1,77 e temperatura de 1.090,4 K na entrada da câmara de combustão, explicitados na Figura 23. O método iterativo baseia-se na Teoria de Choque de Onda Oblíqua e Refletida, descritas em 3.2.3 e 3.2.4, respectivamente.

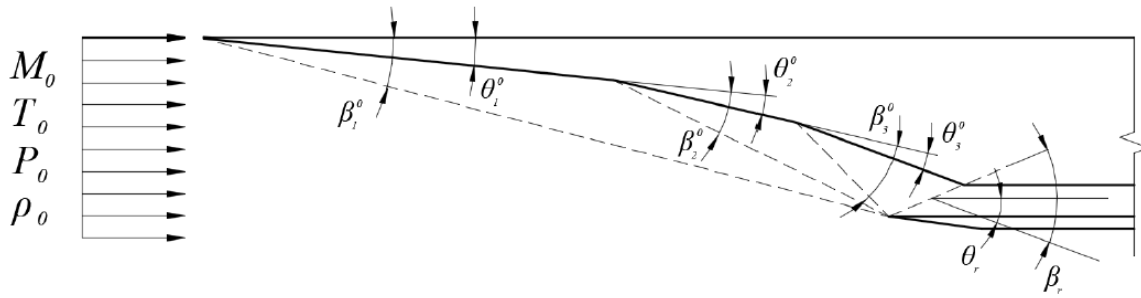


Figura 23 – Ângulos para relações trigonométricas. Fonte: (ARAÚJO, 2019).

Esse método iterativo foi validado com as condições e resultados apresentados em Carneiro (2020), obtendo-se os mesmos valores de ângulos de rampas apresentados na referência. Em seguida, ele foi aplicado então nas condições definidas neste trabalho.

Após o término do processo iterativo, os ângulos das rampas de compressão foram determinados e estão apresentados na Tabela 7 abaixo.

θ_1	θ_2	θ_3	θ_r
7,39°	8,84°	10,69°	26,92°

Tabela 7 – Valores dos ângulos da seção de compressão do veículo hipersônico

No entanto, é necessário calcular também as dimensões das rampas a partir dos ângulos calculados e da altura H_S definidos (Figura 24), utilizando as relações trigonométricas das Equações 4.9 e considerando as condições de *shock on lip* e *shock on corner*.

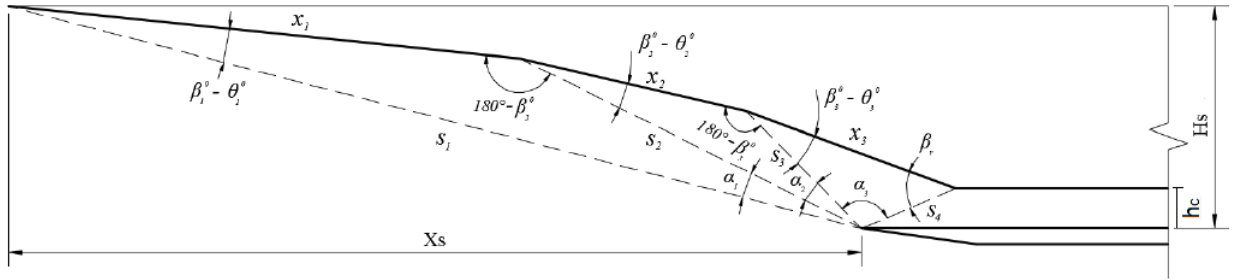


Figura 24 – Nomenclatura dos ângulos e dimensões da seção de compressão do veículo hipersônico. Fonte: Adaptado de (ARAÚJO, 2019).

$$\begin{aligned}
 S_1 &= \frac{H}{\sin(\beta_1)}; \\
 x_1 &= \frac{\sin(\beta_2 + \theta_1 - \beta_1)}{\sin(180 - \beta_2)} * S_1; \\
 S_2 &= \frac{\sin(\beta_1 - \theta_1)}{\sin(180 - \beta_2)} * S_1; \\
 X_2 &= \frac{\sin(\beta_3 + \theta_2 - \beta_2)}{\sin(180 - \beta_3)} * S_2; \\
 S_3 &= \frac{\sin(\beta_2 - \theta_2)}{\sin(180 - \beta_3)} * S_2; \\
 X_3 &= \frac{\sin(180 + \theta_3 - \beta_3 - \beta_4)}{\sin(\beta_4)} * S_3; \\
 S_4 &= \frac{\sin(\beta_3 - \theta_3)}{\sin(\beta_4)} * S_3; \\
 \phi &= \beta_4 - \theta_4; \\
 H_c &= S_4 * \sin(\phi); \\
 X_s &= S_1 * \cos(\beta_1)
 \end{aligned} \tag{4.9}$$

Calculando-se todos esses parâmetros, tem-se os seguintes valores para o dimensionamento das rampas:

S_1 [mm]	X_1 [mm]	S_2 [mm]	X_2 [mm]	S_3 [mm]	X_3 [mm]	S_4 [mm]	h_c [mm]	X_s [mm]
378,38	220,32	162,85	95,87	70,09	83,24	50,48	6,11	365,15

Tabela 8 – Valores dos ângulos e dimensões da seção de compressão do veículo hipersônico.

4.2.4 Cálculo da câmara de combustão - condição *power-on*

Como o escopo deste trabalho é analisar o escoamento em torno do veículo hipersônico na condição de voo de *Mach* 6 e altitude 20 km, é necessário obter as propriedades

termodinâmicas do escoamento logo após a saída da câmara de combustão.

Conforme mencionado anteriormente em [3.2.5], quando energia é adicionada ao escoamento supersônico, as propriedades termodinâmicas aumentam enquanto que o número de *Mach* diminui. Dessa forma, para maximizar a reação de combustão e, ao mesmo tempo, evitar que o escoamento alcance o regime transiente ($Mach < 1,2$), foi adotada a hipótese de que o escoamento na saída câmara de combustão esteja com velocidade igual a *Mach* 1,2. Esta foi uma escolha baseada em Carneiro (2020) para uma primeira análise, mas que pode ser modificada de acordo com novos estudos feitos para identificar a condição de saída da câmara de combustão do escoamento neste modelo.

Portanto, sabendo quais são as propriedades termodinâmicas na entrada da câmara de combustão ($P_3 = 670.640$ Pa e $T_3 = 1.090,4$ K) e números de *Mach* na entrada e saída ($M_3 = 1,77$ e $M_4 = 1,2$), obtém-se, a partir das Equações 3.20 e 3.19 que a temperatura na saída da câmara de combustão (T_4) é de 1.598,4 K e a pressão estática (P_4) é de 1.197.648 Pa.

4.2.5 Expansão

O ângulo de expansão foi considerado neste trabalho como sendo igual ao do modelo 14-X B de Cardoso, Souza e Toro (2013), ou seja, 15° . Essa hipótese foi assumida para investigar os resultados obtidos com a condição de rampa de expansão já estabelecida em outros projetos, diferentemente da seção de compressão, a qual exigiu um novo dimensionamento para se obter um escoamento de ar sendo direcionado para a câmara de combustão.

O recomendável seria calcular também exatamente as propriedades termodinâmicas na saída da câmara de combustão e, a partir das Teorias de *Prandtl Meyer* e da Razão das Áreas, estimar o ângulo de expansão necessário para se ter, no bordo de fuga da aeronave, a mesma Pressão estática do bordo de ataque. No entanto, isso não será analisado neste trabalho pois se trata de uma questão de otimização do modelo que pode ser feita posteriormente.

4.2.6 Desenho do modelo tridimensional

Diante do exposto, o modelo a ser analisado em CFD neste trabalho tem as principais dimensões apresentadas na Tabela 9 e cotadas na Figura 25 abaixo.

Além disso, na Figura 26 o modelo tridimensional é apresentado: a cor azul é utilizada para a seção de compressão; a verde, para a de expansão e preta para a câmara de combustão. Além disso, em cinza estão as carenagens de paredes laterais e, em violeta, o extradorso *waverider*.

Dimensão	Parâmetro	Valor
Altura do <i>inlet</i> [mm]	H_S	98,82
Comprimento longitudinal da aeronave [mm]	X_S	928,39
Largura do <i>inlet</i> [mm]	B_S	120
Largura da cauda da aeronave [mm]	B_T	293,4
Largura da parede lateral [mm]	e	8,66
Espessura da carenagem da C.C. [mm]	C	13
Altura da câmara de combustão [mm]	h_c	6,11
Ângulo de Expansão [°]	θ_{exp}	15°

Tabela 9 – Dimensões do veículo hipersônico analisado neste trabalho.

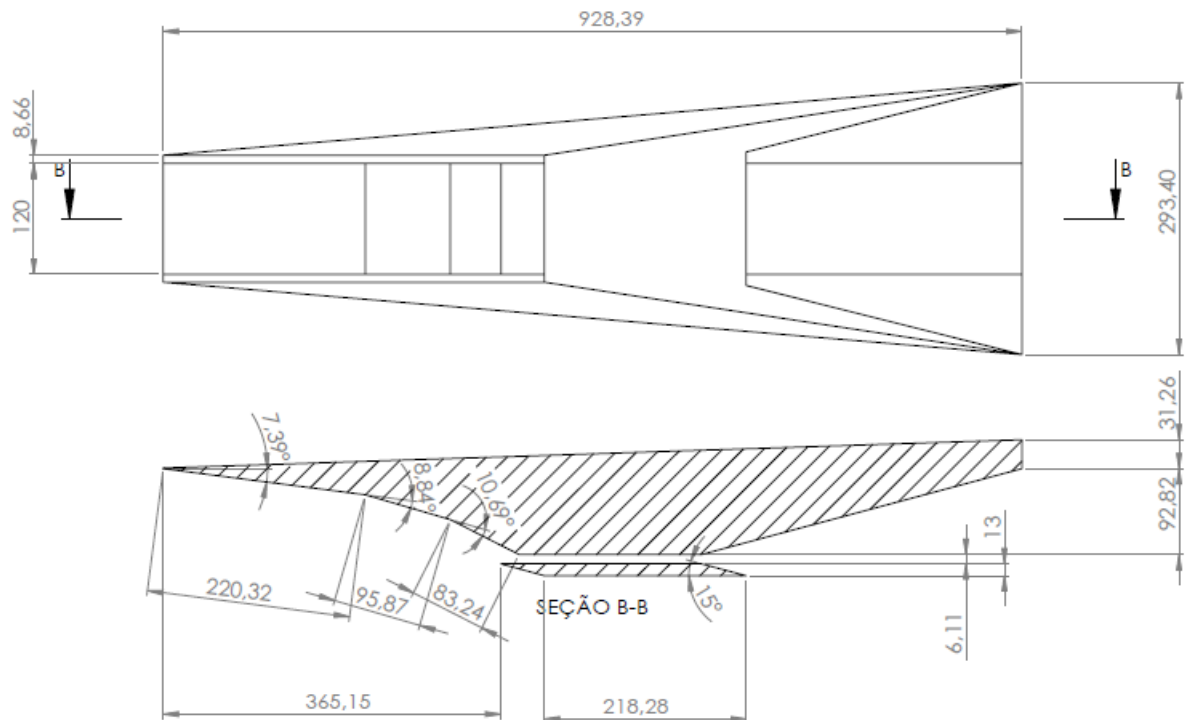


Figura 25 – Dimensões do veículo hipersônico analisado neste trabalho. Fonte: Autor.

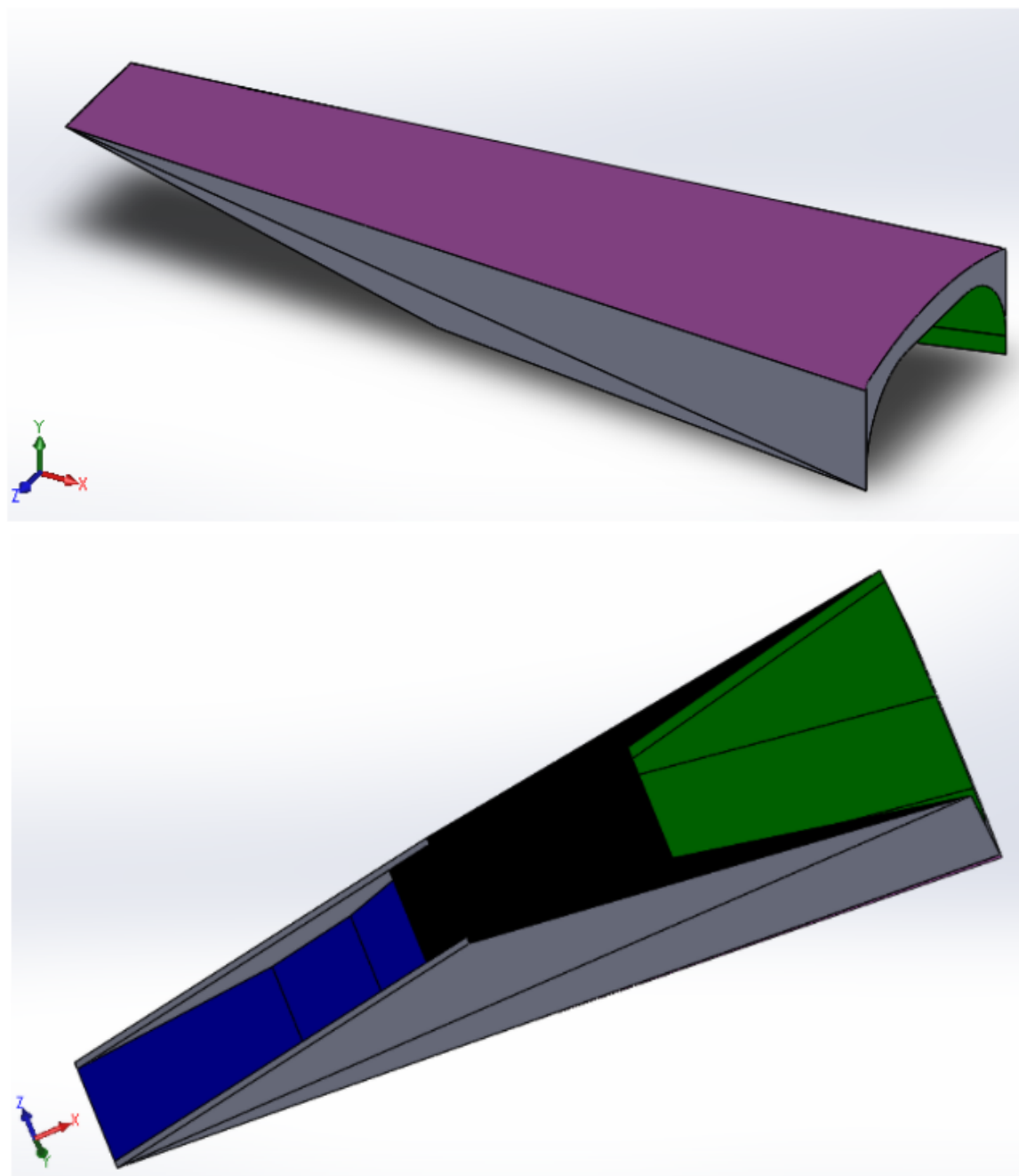


Figura 26 – Veículo hipersônico modelado no *software* *SOLIDWORKS*. Fonte: Autor.

4.3 Modelagem em CFD

Pelo fato de o *scramjet* estar no intradorso do veículo, englobando rampas de compressão, câmara de combustão e rampa de expansão, o foco maior do estudo será justamente nessa região a fim de identificar a distribuição de temperatura e pressão e, consequentemente, calcular sustentação, arrasto e empuxo.

Para isso, será utilizada uma malha relativamente simples, capaz de ser analisada em computadores de uso pessoal, porém refinada nas regiões de interesse. Dessa forma, apesar de ser considerada viscosidade no escoamento da simulação, não será possível captar

a interação entre ondas de choque e camada limite, a qual seria o escopo de um próximo estudo que poderá considerar os resultados e observações aqui apresentados, porém com a utilização de computadores mais potentes.

O *software* utilizado para as simulações computacionais foram o *ANSYS ICEM*, para geração de malhas, e o *ANSYS CFX*, para definição das condições de contorno e solução do problema. Como o escoamento em *Mach* 6 e altitude 20 km pode ser considerado como gás ideal, o *software* possibilita realizar essa simulação, ainda que em regime hipersônico.

O *ANSYS CFX* resolve as equações de dinâmica dos fluidos na forma *RANS* (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*), a qual tem um custo computacional que viabiliza a simulação de escoamentos com altas velocidades para geometrias complexas. No entanto, a sua desvantagem é exigir o uso de modelos de turbulência, uma vez que ela elimina variações aleatórias de alta frequência, características da condição de escoamento turbulento. Sendo assim, um dos problemas dos modelos de turbulência é que eles têm uma base empírica, ou seja, cada um deles foi desenvolvido a partir da observação de uma certa condição experimental e, por causa disso, é necessário encontrar o que mais se adapta ao caso analisado (JUNIOR, 2020).

Neste trabalho foram feitas simulações para quatro modelos do veículo hipersônico e, para cada um deles, atribuiu-se duas condições de parede ao veículo: a que permite escorregamento do fluido em sua superfície e a que não permite (velocidade zero na parede):

1. Simulação 1 - Modelo 2D na condição *power off*: Trata-se da simulação do escoamento em torno da seção central (bidimensional) do veículo hipersônico (Seção B-B, apresentada na Figura 25), desconsiderando a ação do combustor, ou seja, sem presença de combustão;
2. Simulação 2 - Modelo 2D na condição *power on*: Trata-se também da simulação do escoamento em torno da mesma seção da Simulação 1, porém com a presença da combustão modelada em 4.2.3.2;
3. Simulação 3 - Modelo 3D na condição *power off*: Simulação do escoamento em torno do veículo modelado (tridimensional), desconsiderando a ação do combustor. Para essa análise, foi considerado somente metade do modelo devido à sua simetria, com o intuito de reduzir o custo computacional (Figura 30);
4. Simulação 4 - Modelo 3D na condição *power on*: Simulação do escoamento em torno do mesmo modelo da Simulação 3, porém considerando a presença de combustão.

As simulações bidimensionais tiveram o objetivo de validar o modelo computacional e entender as melhores práticas de uma forma mais rápida e menos custosa computacionalmente, antes de iniciar as simulações tridimensionais. No entanto, os resultados dos casos 2D também serão apresentados neste trabalho a fim de compará-los com os efeitos que surgem no modelo tridimensional.

4.3.1 Malha

As malhas computacionais foram geradas a partir do *software ANSYS ICEM* de forma não estruturada devido à sua facilidade de aplicação em geometrias mais complexas. Em seguida, foram exportadas para o *ANSYS CFX* a fim de definir as condições de contorno e configurar o *solver*. O refinamento da malha foi feito na região próxima ao veículo, de forma a captar as ondas de choque e obter resultados mais confiáveis.

Não foi possível, neste trabalho, realizar a análise de convergência de malha para cada uma das simulações feitas, uma vez que a capacidade computacional não permitia refinamentos maiores que os apresentados aqui sem que fosse necessário aguardar dias para encerrar a simulação ou acarretasse em erros de memória computacional.

A seguir, são discutidas as estratégias adotadas para gerar as malhas bi e tridimensionais.

4.3.1.1 2D

Para as Simulações 1 e 2, utilizou-se a malha superficial *Quad Dominant* (elementos predominantemente quadriláteros) e um domínio definido pelos seguintes pontos no espaço (X, Y, Z):

- Entrada: (-1000; 2000; 0), (-1000; -3000; 0);
- Saída: (6000; 2000; 0), (6000; -3000; 0).

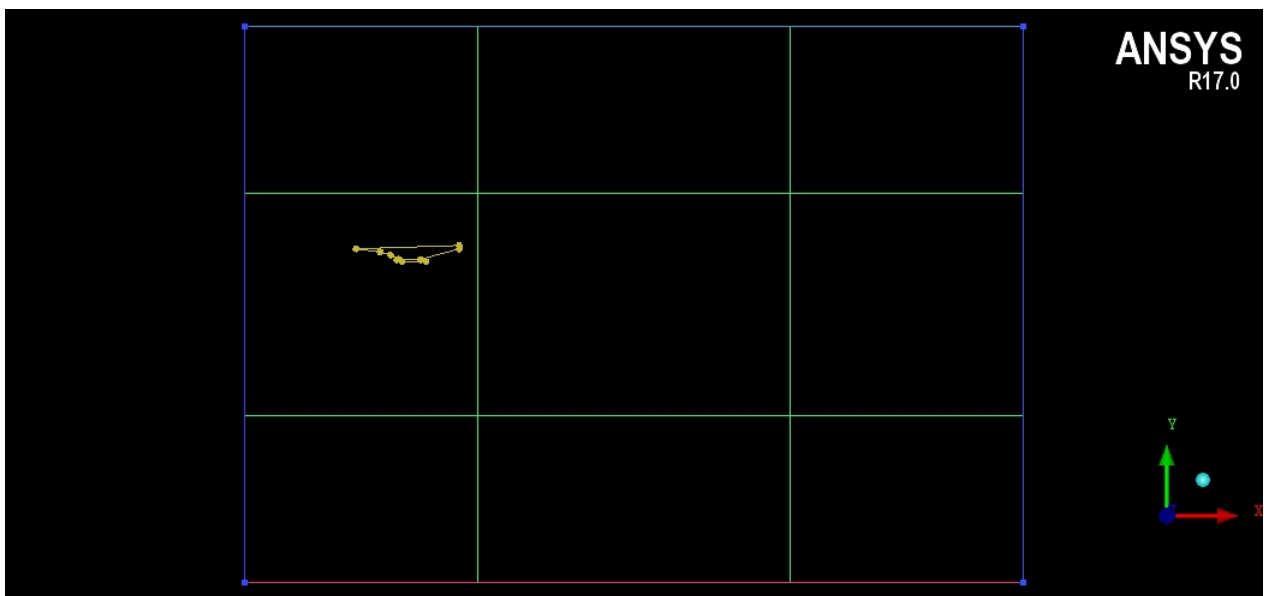


Figura 27 – Domínio utilizado para a simulação bidimensional em CFD.

Não foram criados domínios maiores justamente pelo fator capacidade computacional, apesar do fato que as características do escoamento em torno do demonstrador tecnológico já eram captadas de forma precisa o suficiente para o estudo deste trabalho.

Em relação à dimensão dos elementos, foi estabelecida uma dimensão máxima de 1 mm aos elementos colados ao contorno do veículo, os quais cresciam à medida que se afastavam dele, chegando até, no máximo, com a sua maior dimensão sendo igual a 15 mm.

Apesar de ser uma análise bidimensional, é necessário ter uma dimensão não nula na direção Z para análise no *CFX*. Para isso, a malha gerada bidimensionalmente foi extrudada em 100 mm no eixo Z, sem adicionar novos elementos nessa direção; ou seja, os elementos do plano XY possuíam 100 mm de dimensão na direção Z.

Para o modelo da Simulação 1, criou-se uma malha no interior da câmara de combustão, a fim de permitir que o fluxo passasse livremente por ela sem sofrer acréscimo de energia, conforme mostra a Figura 28. Com isso, foi possível verificar, através da simulação computacional, se o fluxo realmente estava sendo direcionado para o interior da câmara de combustão.

Já para a Simulação 2, a câmara de combustão foi fechada e, portanto não foi criada uma malha em seu interior, uma vez que para este estudo só é necessário saber quais as condições do fluxo antes e depois desta seção. Sendo assim, a malha volta a existir ao final da câmara de combustão (Figura 29, com o intuito de simular a saída do escoamento dessa seção e sua seguinte uma expansão.

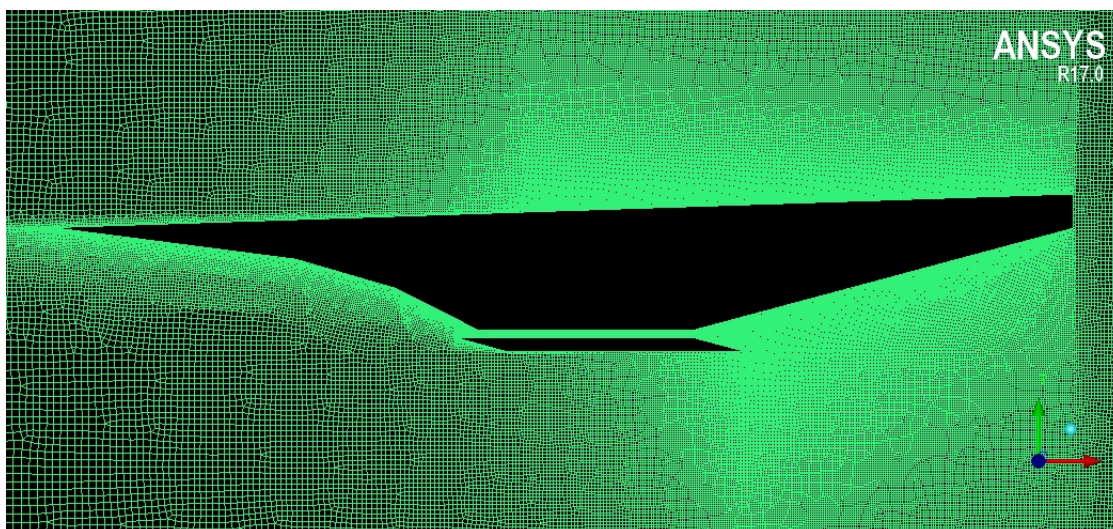


Figura 28 – Malha não estruturada para a Simulação 1.

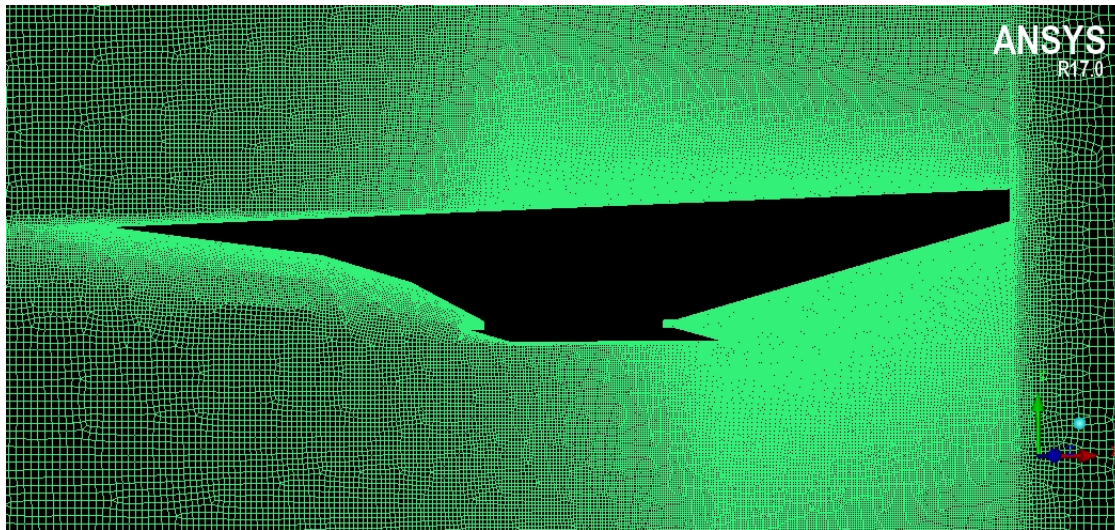


Figura 29 – Malha não estruturada para a Simulação 2.

4.3.1.2 3D

Para estudar o escoamento tridimensional em torno do semi-modelo do demonstrador hipersônico, utilizou-se uma malha volumétrica tetraédrica e um domínio definido pelos seguintes pontos no espaço (X, Y, Z):

- Entrada: (-1000; 1800; 0), (-1000; 1800; 1000), (-1000;-2500;0), (-1000; -2500; 1000);
- Saída: (5000; 1800; 0), (5000; 1800; 1000), (5000; -2500; 0), (5000; -2500; 1000).

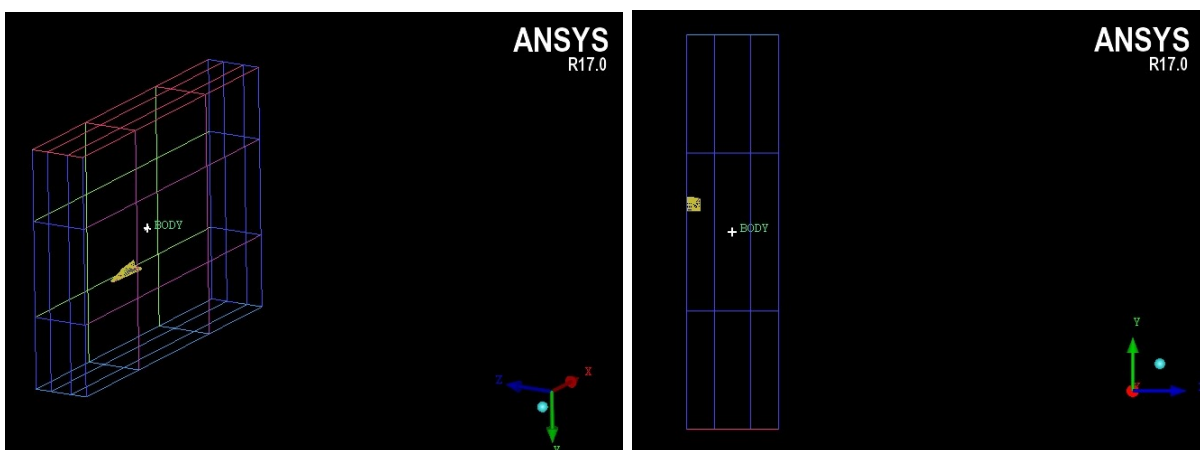


Figura 30 – Domínio utilizado para a simulação tridimensional em CFD.

Para analisar somente metade do veículo, o seu plano de simetria foi estabelecido como sendo a parede lateral do domínio, com o objetivo de, no momento de atribuir as condições de contorno, configurar essa fronteira como uma fronteira de simetria.

Pelo fato de ser uma malha tridimensional, o custo computacional seria muito alto se fosse considerado o mesmo valor do caso bidimensional para a dimensão máxima dos

elementos. Dessa forma, manteve-se o refinamento de 1 mm em torno do veículo, além de uma malha mais densa nas regiões de interesse; porém, permitiu-se que os elementos crescessem até atingir uma dimensão máxima de 100 mm (distante do veículo).

Assim como no caso bidimensional, foi criada uma malha no interior da câmara de combustão para a Simulação 3 (*power off*) e, para a Simulação 4 (*power on*), a malha na câmara de combustão só está presente próxima ao seu término. Ambas estão apresentadas nas Figuras 31 e 32 abaixo.

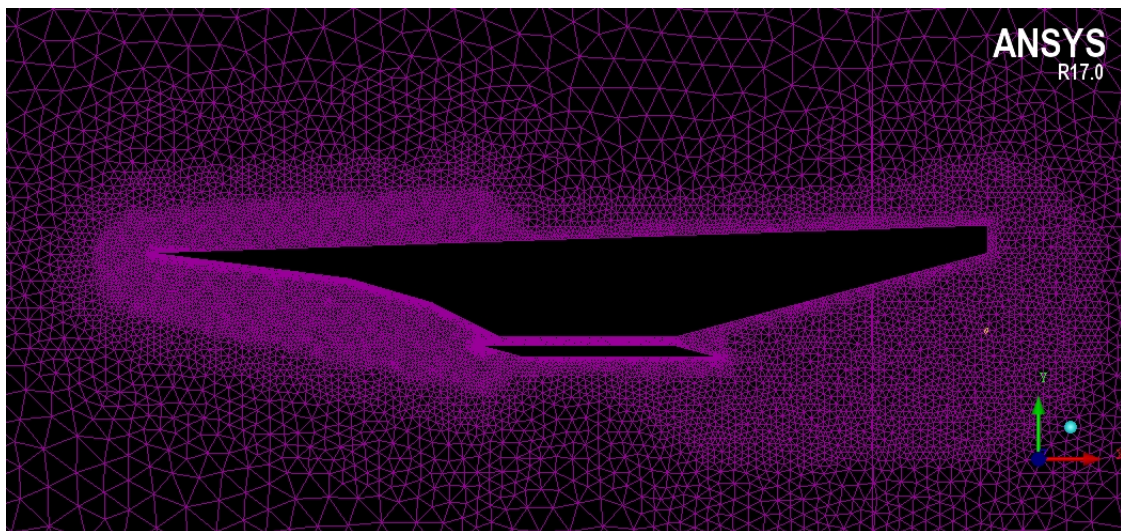


Figura 31 – Malha não estruturada para a Simulação 3. Vista do plano *Simetria* do domínio.

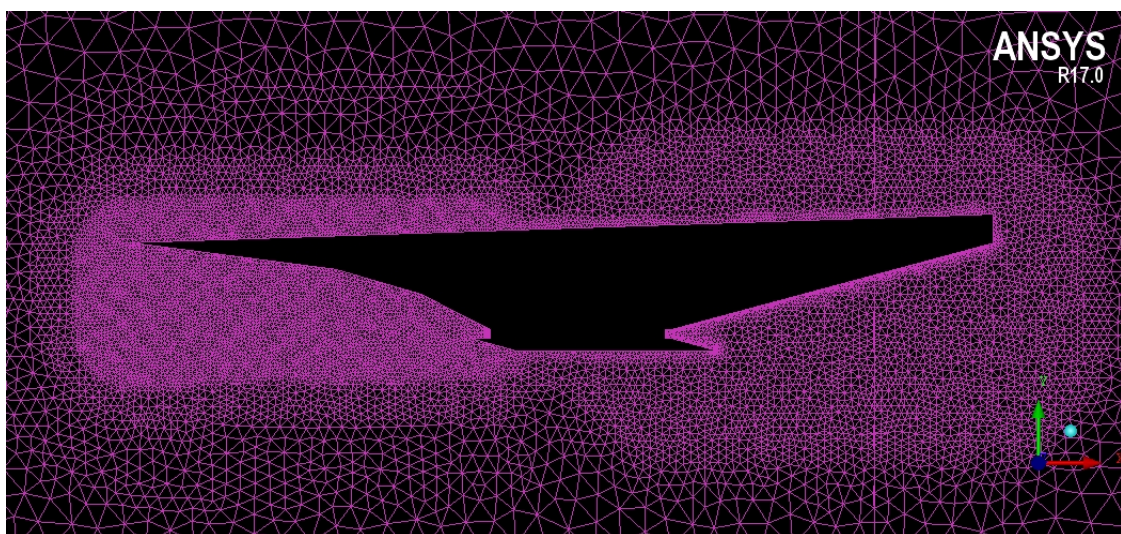


Figura 32 – Malha não estruturada para a Simulação 4. Vista do plano *Simetria* do domínio.

4.3.2 Escoamento e condições de contorno

Tendo em mãos as malhas computacionais geradas, estas foram tratadas no software *ANSYS CFX Pre*, por meio do qual foram atribuídas as devidas condições de contorno para cada fronteira do domínio e definidas as propriedades do escoamento. Nessa etapa, independente da simulação, as condições de contorno são praticamente as mesmas, havendo uma mudança apenas na fronteira *Lateral*. Sendo assim, são apresentadas a seguir a forma como cada fronteira do domínio e sua respectiva condição de contorno foi configurada.

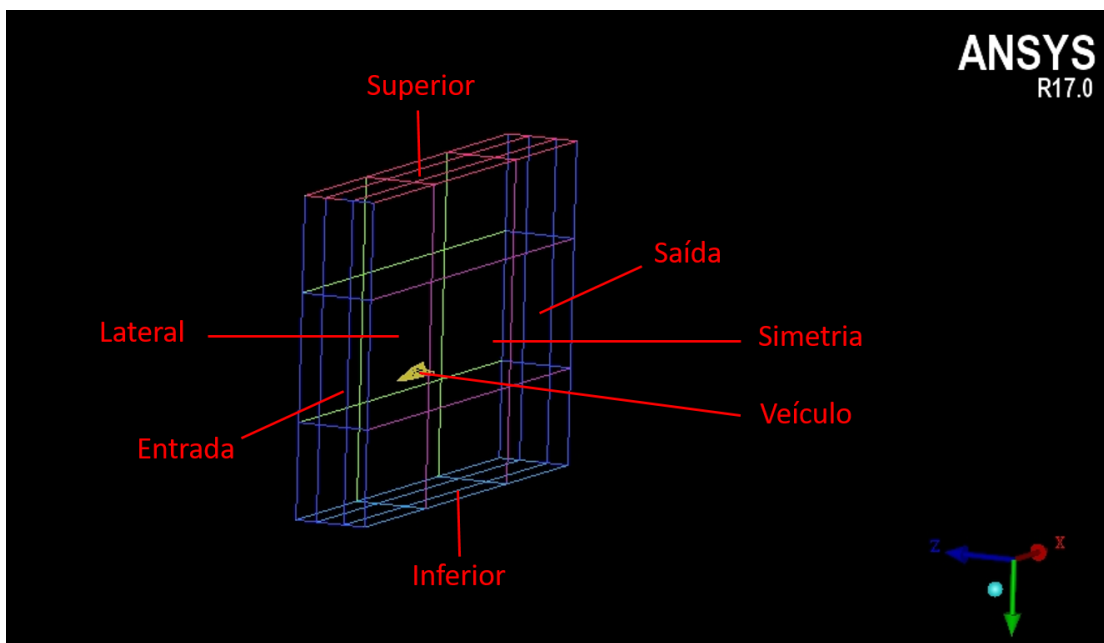


Figura 33 – Fronteiras do domínio utilizado para análise do modelo tridimensional.

- Fluido: Para o escoamento foi definida a hipótese de Gás Ideal e definida a pressão de 5.475 Pa (pressão atmosférica a 20 km de altitude) como sendo a pressão de referência. Dessa forma, todos os *inputs* de pressão estática tiveram esse valor de referência subtraído do total, pois o *software* já o considera em seus cálculos.

Por fim, escolheu-se o modelo de turbulência $k - kl - \omega$, de acordo com o estudo apresentado em Araújo (2019) e a opção de transferência de calor *Total Energy*, uma vez que as variações de temperatura serão bem significativas.

- Entrada: Para a entrada do domínio foi definida uma condição de parede do tipo *Inlet*, com regime de escoamento supersônico. Também, foram estabelecidas a pressão estática relativa como sendo igual a zero (pois já leva em consideração o valor de 5.475 Pa da pressão de referência), velocidade normal de 1770,4 m/s (*Mach* 6 a 20 km de altitude), turbulência média e temperatura estática de 216,6 K (temperatura da atmosfera padrão a 20 km de altitude);

- Saída: Para a saída do domínio, definiu-se uma fronteira do tipo *Outlet* com regime supersônico. Essa é a única opção que deve ser selecionada, uma vez que a simulação desconsidera o que está à jusante do escoamento supersônico;
- Superior e Inferior: Para essas fronteiras foi selecionado a opção *Opening*, a qual simula uma ausência de fronteira para evitar o efeito de parede presente em túneis de vento. Dessa forma, a velocidade e direção do escoamento seguem o que foi definido na condição de *Entrada*. Para a configuração de turbulência, foi escolhida a opção *Entrainment - Zero Gradient* para ser condizente com a condição de fronteira livre (JUNIOR, 2020);
- Veículo: O veículo hipersônico foi considerado como uma fronteira *Wall*, a qual não permite passagem do escoamento através dela. Além disso, foram feitas simulações considerando a condição de *no slip wall*, ou seja, com a presença de camada limite na superfície do veículo; e de *free slip wall*, na qual não há a imposição de velocidade zero na parede, ou seja, sem camada limite. As duas condições foram simuladas a fim de compará-las e discuti-las;
- Simetria: Para o plano que define a fronteira do domínio e coincide com o plano de simetria do veículo, é atribuída a condição de *Simetria*, a qual considera que há os mesmos elementos do domínio no lado oposto a este plano. Com isso, o programa entende que, ao lado externo do domínio, está a segunda metade do veículo;
- Lateral: Para essa fronteira há uma diferença entre as simulações do modelo bi e tridimensional: No caso 2D, essa fronteira é considerada como fronteira de *Simetria*, uma vez que a dimensão em Z é muito pequena em relação ao domínio. Já para o caso 3D, esta foi considerada como uma fronteira *Opening*, assim como as fronteiras *Superior* e *Inferior*, pois está distante do veículo hipersônico;
- Entrada da Câmara de Combustão: Essa fronteira só é definida para a condição de *power on*, uma vez que na condição *power off* o escoamento passa livremente pela câmara de combustão. Dessa forma, como não há malha nessa região para tal condição, a fronteira é definida como fronteira de *Outlet* supersônico;
- Saída da câmara de combustão: Assim como no caso da entrada desta seção, tal fronteira só é definida para a condição *power on*. Sendo assim, como a câmara de combustão injeta o escoamento novamente no modelo, esta fronteira pode ser considerada um *Inlet* supersônico com as condições de *Mach* 1,2, temperatura de 1.598,4 K e pressão de 1.197.648 Pa, calculados em 4.2.4.

4.3.3 Solver

Após a definição das condições de contorno, foi necessário configurar o *Solver* do *ANSYS* para iniciar a simulação. Para isso, foram seguidas algumas boas práticas de simulação supersônica/hipersônica: A condição de temperatura inicial foi pré-definida como 216,6 K em vez de deixá-la ser definida automaticamente. Em seguida, a opção de *Mesh Adaptation* foi desligada para evitar custos computacionais desnecessários, uma vez que a malha já estava bem definida próxima ao veículo.

Além disso, na janela *Solver Control*, definiu-se o *Advection Scheme* como *High Resolution*; critério de convergência com *Residual* (variação das propriedades no tempo) máximo menor que 10^{-4} e máximo de 10.000 iterações. Foram selecionadas também a opção *AutoTime Scale Control - Conservative*, padrão do *ANSYS*, e as opções avançadas de interpolação trilinear de velocidade e controle de compressibilidade.

Por fim, adotou-se a estratégia de iniciar a simulação com um *Time Scale Factor* de 0,01 e, após o escoamento em torno do veículo estar próximo ao regime permanente (sem variações nas forças nos eixos X e Y), esse fator foi aumentado para 1 a fim de agilizar o processo de simulação. Isso se fez necessário pois, ao iniciar a simulação com um *Time Scale* de 1, ela rapidamente divergia, obtendo-se números de *Mach* inconsistentes com o problema.

4.3.4 Convergência da solução

Na solução do *CFX Solver Manager*, foram monitorados os valores das forças nos eixos X e Y para verificar o atingimento do Regime Permanente. Isso se fez necessário pois o acompanhamento do resíduo máximo até que ele fosse menor que 10^{-4} , com *Time Scale Factor* de 0,01, estava levando mais de 24 horas.

Sendo assim, após o início da solução, aguardava-se as primeiras horas para eliminar as instabilidades e, então, aumentava-se o *Time Scale Factor* de 0,01 para 1. Sendo assim, a partir do momento em que os valores das forças normais, junto com o número de *Mach*, permanecessem constantes a cada iteração, aumentava-se ainda mais o *Time Scale Factor* e aguardava-se algumas horas para encerrar a solução, a fim de confirmar que a solução realmente havia atingido o regime permanente.

Essa foi uma estratégia aprendida e desenvolvida ao longo do trabalho após inúmeras tentativas de simulações, nas quais o número de *Mach* divergia se estas fossem iniciadas com *Time Scale Factor* de 1 ou, caso fosse mantido como sendo 0,01 até o final, levava mais de 24 horas para serem obtidas, ainda para o caso bidimensional.

Isso ocorre porque o *Timescale* é o tamanho do intervalo de tempo utilizado nas integrações feitas pelo *software*. Sendo assim, ele é definido automaticamente baseando-se nas dimensões do domínio, condições de fronteira e regime do escoamento. No entanto,

por se tratar de um Regime Hipersônico, esse *Timescale* acaba não sendo capaz de evoluir a solução sem divergir, principalmente no início dela, onde há uma busca mais intensa pelo regime permanente.

4.4 Pós processamento em CFD

Uma vez finalizada a solução, os resultados são extraídos através do Pós Processador *CFX Post*. É a partir dele que se obtém os gráficos de contorno de número de *Mach*, pressão e temperatura, que são resultados com caráter mais qualitativo. No entanto, também é possível obter resultados quantitativos através das suas ferramentas de *plots*, *function calculator* e *Probe Values*.

4.4.1 Gráficos de contorno

São resultados com caráter mais qualitativo, utilizados para verificar existência de camada limite (para parede do veículo *no slip wall*), zonas de recirculação e distribuições de pressão, temperatura, número de *Mach*, entre outros.

Um exemplo desse tipo de gráfico é mostrado na Figura 34 a seguir. Nela, é possível identificar e mensurar o número de *Mach* na região em torno do veículo hipersônico no plano de fronteira do domínio.

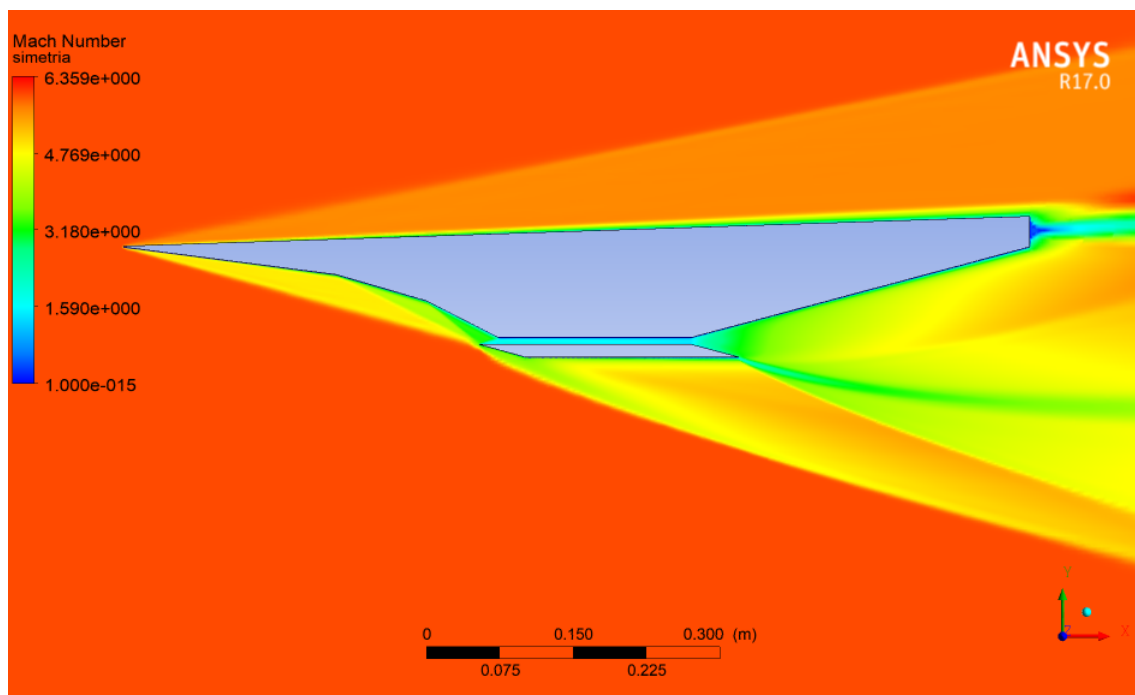


Figura 34 – Exemplo de gráfico de contorno: Número de *Mach* em torno do veículo hipersônico para a Simulação 1, com parede do veículo *free slip wall*.

4.4.2 Plots quantitativos

Além de resultados mais qualitativos, é possível também extrair valores de *Mach*, pressão e temperatura ao longo de um contorno definido. Para isso, são criadas *polylines* para se obter o contorno do demonstrador em um plano desejado, discretizando-o em vários pontos. Em seguida, são exportados arquivos *.csv* com as propriedades desejadas para cada ponto definido por essa *polyline*, como mostram as Figuras 35 e 36 abaixo.

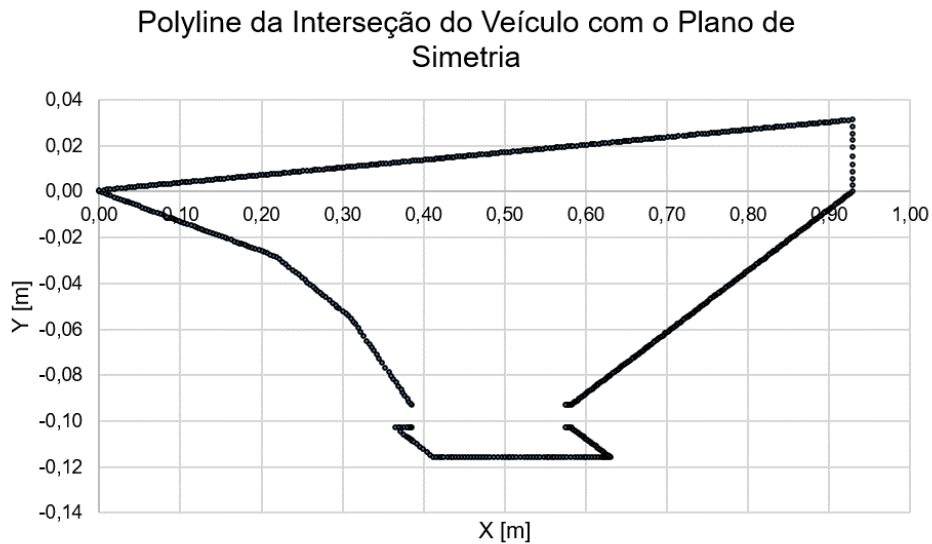


Figura 35 – Exemplo de *polyline* criada a partir da interseção do modelo tridimensional do veículo com o plano *Simetria*.

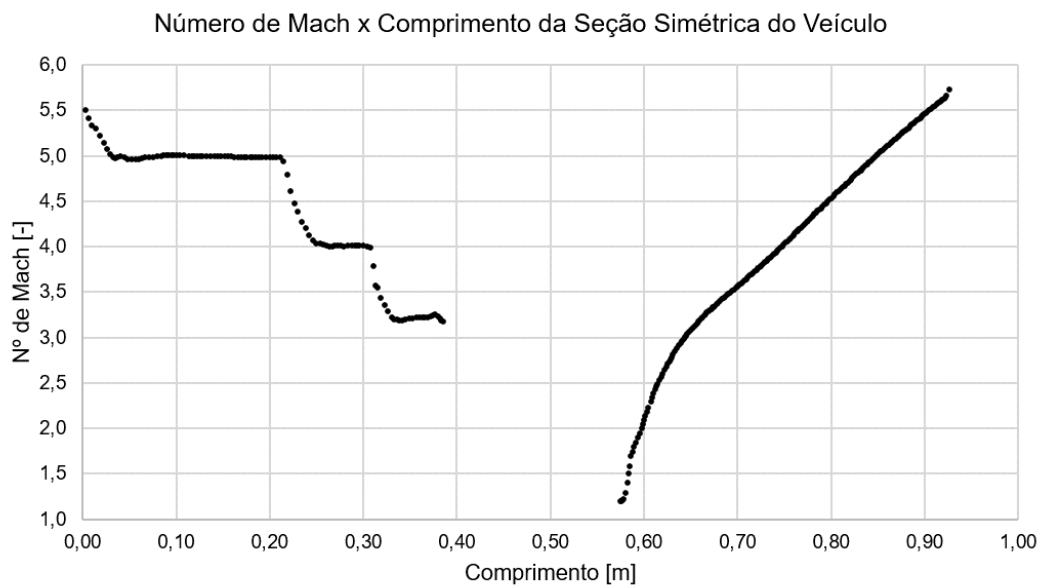


Figura 36 – Exemplo de gráfico criado a partir da polyline da Figura 35: Número de *Mach* no intradorso em função da posição X, para a Simulação 4, com parede do veículo *free slip wall*.

4.4.3 *Probe Value*

Uma outra forma utilizada para investigar as propriedades do escoamento em um plano definido foi por meio da ferramenta *Probe Value*, a qual permite definir um ponto qualquer e captar as propriedades do escoamento, conforme mostra a Figura 37 abaixo.

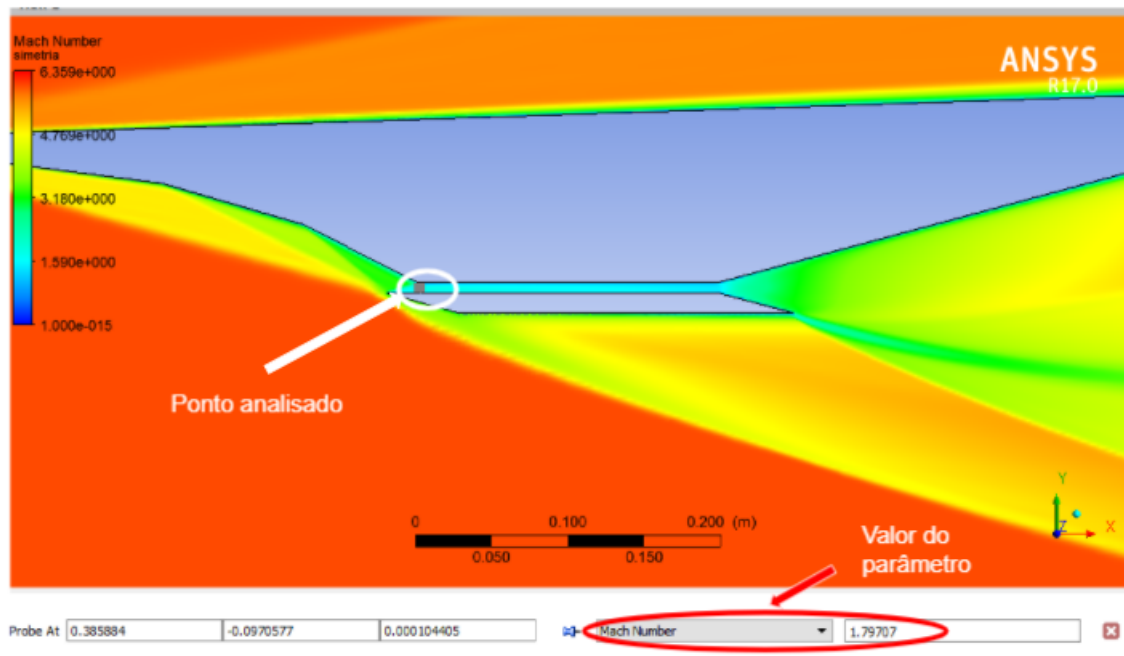


Figura 37 – Exemplo de visualização das propriedades do escoamento através da ferramenta *Probe Value*.

4.4.4 *Function Calculator*

A ferramenta *Function Calculator* foi utilizada para obter, de forma simples e direta, as forças no veículo, sem que fosse necessário realizar a integração dos gráficos de distribuição de pressão.

4.4.5 Outras ferramentas

Além das três ferramentas acima, que foram utilizadas com mais frequência, também fez-se uso das ferramentas de *Contorno*, *IsoVolume* e de criação de planos no eixo YZ do domínio para captar aspectos mais qualitativos do escoamento tridimensional e entender melhor o seu comportamento.

5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

5.1 Resultados analíticos

Após a apresentação da metodologia utilizada para a realização dos cálculos analíticos e simulações computacionais, os resultados serão apresentados e analisados nesse capítulo. Além disso, serão discutidas as eventuais inconsistências entre resultados analíticos e computacionais, comportamentos do escoamento não esperados e propostas de melhorias, tanto na geometria do modelo, quanto na simulação computacional.

5.1.1 Parâmetros nas rampas de compressão

Os parâmetros geométricos, propriedades termodinâmicas e velocidades do escoamento calculados através da Teoria de Onda de Choque Oblíqua e Refletida, considerando as condições de *shock on lip* e *shock on corner* e seguindo o Critério da Máxima Recuperação de Pressão, são apresentados na Tabela 10.

Por meio desses resultados, é possível identificar o aumento da temperatura e pressão ao longo dessa seção, à medida que a velocidade do escoamento diminui, assim como esperado.

Parâmetro	Local				
	Escoamento Livre	1ª Rampa	2ª Rampa	3ª Rampa	Entrada C.C.
$\theta(^{\circ})$	-	7,39°	8,84 °	10,69 °	26,92 °
$\beta(^{\circ})$	-	15,19 °	18,35 °	22,51 °	44,37°
M_1 (ant. ao choque) [-]	6	6	4,99	4,10	3,31
M_2 (post. ao onda) [-]	-	4,99	4,10	3,31	1,77
P (Pa)	5.475	14.884	40.467	110.018	670.640
T (K)	216,6	296,4	405,8	555,7	1.090,4
ρ (kg/m ³)	0,088	0,1747	0,347	0,689	2,14
a (m/s)	295,07	345,04	403,6	472,46	662,11
u (m/s)	1.770,4	1.721,7	1.654,7	1.563,8	1.171,9
T_{tot} (K)	1.775,3	1.772,5	1.770,4	1.773,4	1.773,6

Tabela 10 – Propriedades termodinâmicas e velocidades do escoamento na seção de compressão do veículo.

Observa-se que, a cada onda de choque, o número de *Mach* é reduzido, enquanto que a pressão e temperatura estática aumentam. Também, vale ressaltar que a temperatura total não é exatamente a mesma ao longo de cada rampa por motivos de arredondamentos realizados nos cálculos. Idealmente, elas deveriam ser iguais por se tratarem de processos isentrópicos.

5.1.2 Parâmetros nas seções - *Power-off*

Com a condição de combustor desligado (*power off*), não há acréscimo de energia ao longo da câmara de combustão. Dessa forma, as condições na entrada e saída dessa seção são iguais. Também, por causa disso, a temperatura total se mantém constante ao longo de todo o veículo, sendo que as pequenas diferenças de valores se dão por arredondamentos nos cálculos.

É possível ver que o escoamento realmente sofre uma compressão e tem sua temperatura aumentada para entrar na câmara de combustão e, após sua saída, ele sofre uma expansão, tendo sua pressão e temperatura reduzidas, porém aumentando a velocidade do escoamento.

Parâmetro	Seção			
	0 - Escoamento Livre	3 - Entrada C.C.	4 - Saída C.C.	10 - Bordo de Fuga
M [-]	6	1,77	1,77	5,26
P (Pa)	5.475	670.640	670.640	5.163,4
T (K)	216,6	1.090,4	1.090,4	271,46
ρ (kg/m ³)	0,088	2,14	2,14	0,066
a (m/s)	295,07	662,11	662,11	330,14
u (m/s)	1.770,4	1.171,9	1.171,9	1.736,5
$T_{tot}(K)$	1.775,3	1.773,6	1.773,6	1.773,6

Tabela 11 – Propriedades termodinâmicas e velocidades do escoamento ao longo do veículo, na condição *power off*.

5.1.3 Parâmetros nas seções - *Power-on*

Já com a condição de combustor ligado (*power on*), há acréscimo de energia ao longo da câmara de combustão. Dessa forma, as condições na entrada e saída dessa seção não são iguais e a temperatura total sofre um acréscimo nessa seção devido ao acréscimo de energia.

Parâmetro	Seção			
	0 - Escoamento Livre	3 - Entrada C.C.	4 - Saída C.C.	10 - Bordo de Fuga
M [-]	6	1,77	1,2	5,22
P (Pa)	5.475	670.640	1.197.648	4.262
T (K)	216,6	1.090,4	1.598,4	319,2
ρ (kg/m ³)	0,088	2,14	2,60	0,046
a (m/s)	295,07	662,11	801,79	358,19
u (m/s)	1.770,4	1.171,9	962,1	1.869,7
$T_{tot}(K)$	1.775,3	1.773,6	2058,7	2058,7

Tabela 12 – Propriedades termodinâmicas e velocidades do escoamento ao longo do veículo, na condição *power on*.

5.2 Validação dos resultados computacionais

Para validar os resultados calculados computacionalmente, estes foram comparados com os resultados analíticos mostrados nas Tabelas 10, 11 e 12, uma vez que os estudos em CFD feitos nas referências bibliográficas são relativos a outras condições de voo em veículos também diferentes do utilizado neste trabalho. No entanto, vale ressaltar que não era esperado que os resultados analíticos e computacionais fossem exatamente os mesmos, principalmente em relação ao modelo tridimensional, visto que cada um tem suas simplificações e hipóteses, além do fato de o modelo computacional depender da malha e modelo de turbulência utilizados.

Apesar da diferença das condições analisadas neste trabalho e nas referências, em Toro et al. (2012) há um gráfico de contorno de distribuição de número de *Mach* em torno da seção central (bidimensional) do veículo *14-X B*. A partir dela, foi possível ter a primeira validação qualitativa se o comportamento do escoamento obtido computacionalmente era condizente ou não ao observado por outros autores. É importante dizer que o modelo desta referência não foi simulado no trabalho pois, além das condições de voo serem diferentes, a própria geometria dele é diferente da utilizada aqui.

A primeira simulação com as dimensões calculadas analiticamente não se mostrou satisfatória pois foi relatada a existência de uma região de recirculação, gerando um ponto de estagnação próximo ao *lip* e impedindo o escoamento de seguir para a câmara de combustão nas condições ideais (Figura 38). Pelo fato de o modelo analítico ter sido validado por meio das referências, priorizou-se alterações no modelo computacional para identificar o erro. Dessa forma, foram testados os casos de parede do veículo com as condições *free* e *no slip wall*, outros modelos de turbulência e outros refinamentos de malha na região; no entanto, nenhuma dessas tentativas solucionou o problema.

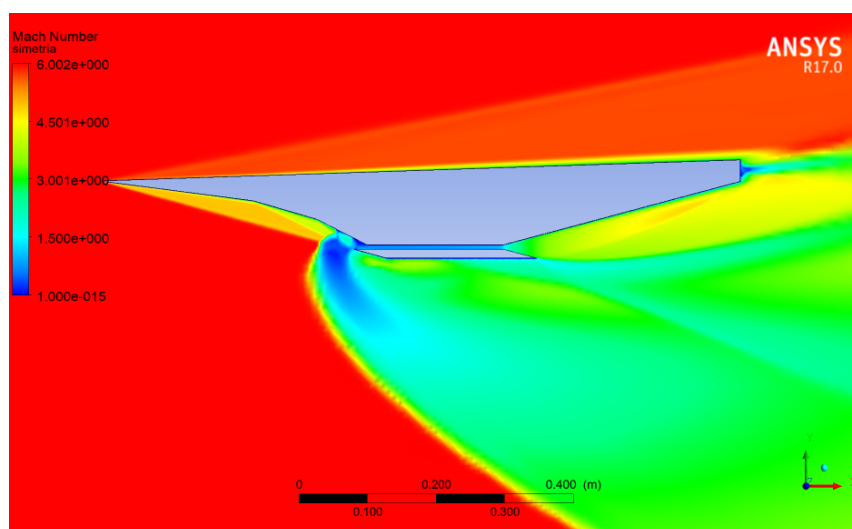


Figura 38 – Número de *Mach* em torno da seção bidimensional do veículo para a altura da câmara de combustão $h_c = 6,11$ mm.

Em [Costa et al. \(2016\)](#) também há a ocorrência deste problema e a solução encontrada foi dividir a terceira rampa em duas. No entanto, no presente trabalho, optou-se pelo aumento gradual da altura da câmara de combustão (dimensão h_c) até que se estabelecesse a condição de *shock on lip* e *shock on corner* no modelo computacional. Dessa forma, essa dimensão foi aumentada de 6,11 mm para 7,11 mm e, para manter a altura H_S constante, a espessura da carenagem da câmara de combustão (C) foi diminuída em 1 mm.

Algumas razões podem justificar tal divergência: Apesar de isso ter ocorrido também quando a parede do veículo foi considerada *free slip wall*, a solução ainda leva em consideração efeitos viscosos do escoamento, que podem estar causando essa recirculação. Também, a malha utilizada, embora tenha sido refinada na região do *lip* pode não ter sido suficiente para captar de forma precisa o escoamento, o que contribui para que o choque não ocorra exatamente no *lip*, levando a efeitos indesejados como o observado. Por fim, era esperado que os cálculos analíticos não fossem exatamente iguais ao que é obtido computacionalmente porque também são cálculos aproximados, além de existir a questão de refinamento de malha e modelo de turbulência adotado no CFD. Sendo assim, os cálculos analíticos tiveram uma papel muito importante na definição da geometria do modelo; no entanto, eles não foram totalmente efetivos, já que foi necessário realizar esse ajuste na altura da câmara de combustão para atingir a condição desejada.

Após a alteração, foi possível então validar a simulação do modelo bidimensional, de forma qualitativa, através das comparação entre as Figuras 39 e 40 abaixo.

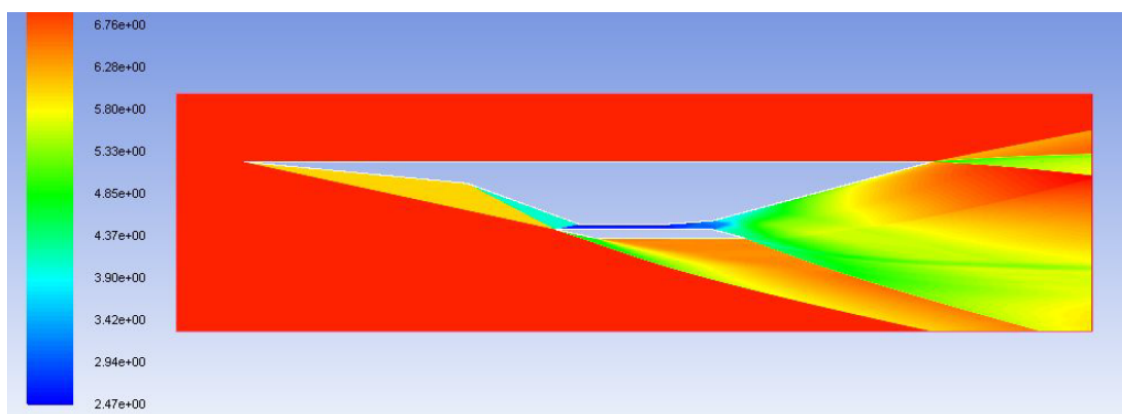


Figura 39 – Resultados da análise computacional da seção do veículo hipersônico 14-X B, na condição de voo *Mach* 7 e altitude 30 km. Fonte: ([TORO et al., 2012](#)).

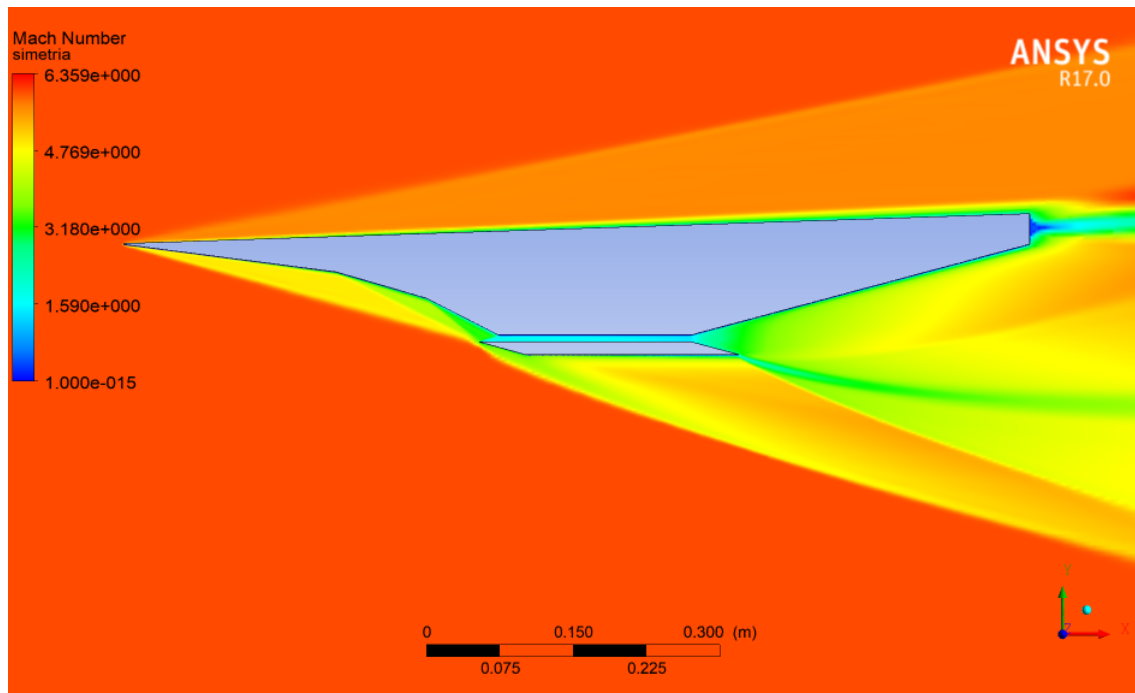


Figura 40 – Resultados da análise computacional da Simulação 1, com parede do veículo *free slip wall* e altura da câmara de combustão igual a 7,11 mm.

Nas duas imagens é possível visualizar as ondas de choque incidindo no *lip* e refletindo no *corner*. Abaixo da carenagem da câmara de combustão, o contorno de número de *Mach* também é bastante semelhante, assim como a seção de expansão. Uma diferença notável é em relação ao bordo de fuga: Como o veículo hipersônico aqui analisado tem um extradorso *waverider*, o seu bordo de fuga não tem espessura nula, resultando em uma região de velocidade zero logo atrás dele, fato que não ocorre no modelo *14-X B* da Figura 39.

Após essa validação qualitativa das simulações com o modelo bidimensional, iniciou-se então as simulações com o tridimensional. No entanto, observou-se o mesmo problema da região de recirculação, agora com a câmara de combustão na dimensão já ajustada para 7,11 mm.

Seguiu-se então o mesmo procedimento para se ter a condição de *shock on lip* e *shock on corner* e, conseqüentemente, escoamento sendo direcionado para a câmara de combustão na condição desejada. Dessa forma, aumentou-se gradativamente a altura da câmara de combustão (também através da redução da espessura da carenagem) até que esta atingisse 10 mm, valor para o qual foi observada a condição de *shock on lip* e *shock on corner*. Mais uma vez, o refinamento da malha, associado a efeitos tridimensionais e de modelo de turbulência podem ter sido os responsáveis por essa divergência significativa entre resultados analítico e computacional.

Por fim, pelo fato de o modelo testado ser muito pequeno (altura da câmara de

combustão menor que 1 cm), pode estar ocorrendo também de a ordem de grandeza da discretização do escoamento estar conflitando com a da dimensão da câmara de combustão. Portanto, simular o modelo em uma escala maior pode ser uma solução para esse problema em um trabalho futuro. Entretanto, no fim, isso também acaba sendo um problema relativo a refinamento de malha.

5.3 Comparações entre resultados

A seguir, serão apresentadas algumas comparações feitas a partir dos resultados das simulações e dos cálculos analíticos, buscando evidenciar as equivalências e justificar as diferenças. Tais comparações serão feitas majoritariamente em relação à região do intradorso do veículo, onde se tem as rampas de compressão, câmara de combustão rampa de expansão; ou seja, onde realmente ocorrem os efeitos de interesse do estudo. As comparações em relação ao extradorso serão brevemente discutidas na comparação entre as condições de combustor *power off* e *power on*.

5.3.1 Resultados analíticos e computacionais

Aqui, serão comparados os resultados obtidos por meio dos cálculos analíticos com os das simulações computacionais do modelo bidimensional (Simulações 1 e 2), com parede do veículo *free slip wall*, uma vez que os resultados analíticos também não consideram a condição de não deslizamento na parede.

No entanto, como a solução CFD apresenta variações pequenas nos parâmetros em cada ponto entre as ondas de choque, foram calculadas as médias desses valores para compará-los com os resultados analíticos. Essa comparação é apresentada na Tabela 13 abaixo.

Posição	Mach [-]			Pressão Estát. [Pa]			Temperatura Estát. [K]		
	Analít.	CFD	Δ	Analít.	CFD	Δ	Analít.	CFD	Δ
Após 1ª Rampa	4,99	4,95	0,80%	14.884	14.931	0,32%	296,4	300,9	1,51%
Após 2ª Rampa	4,1	4,12	0,49%	40.467	40.290	0,44%	405,8	403,5	0,58%
Após 3ª Rampa	3,31	3,28	0,91%	110.018	105.715	3,91%	555,7	561,9	1,13%
Entrada da C.C.	1,77	1,71	3,39%	670.640	665.745	0,73%	1.090,4	1202	10,23%
Saída da C.C.	1,77	1,86	5,08%	670.640	535.327	20,18%	1.090,4	1.121,4	2,84%
Bordo de Fuga	5,22	5,36	2,68%	4.262	3.206	24,78%	319,2	267,6	16,18%

Tabela 13 – Comparação dos resultados obtidos analítica e computacionalmente para a Simulação 1, com parede do veículo *free slip wall*.

Vale ressaltar que os parâmetros do escoamento livre e na saída da câmara de combustão da Simulação 2, obtidos pela análise CFD, não são comparados com os resultados analíticos pois estes são usados justamente como condição de contorno do modelo computacional.

A partir da Tabela 13 acima, é possível observar que as propriedades termodinâmicas e número de *Mach* são muito próximos na seção de compressão do demonstrador tecnológico. No entanto, a diferença entre eles começa a ser maior a partir da entrada da câmara de combustão. Isso pode ser justificado pelo fato que ainda não há a condição perfeita de *shock on lip* e *shock on corner* no modelo, fazendo com que esses valores sejam um pouco diferentes dos calculados. Essas diferenças aumentam após a saída da câmara de combustão e uma das razões é que esta seção faz com que o escoamento sofra pequenas variações ser percorrida. Sendo assim, ele atinge a sua saída com valores diferentes dos referentes à entrada e, conseqüentemente, o resultado ao término da seção de expansão acaba sendo diferente também.

Uma vez comparados os resultados analíticos com os computacionais da Simulação 1, na Tabela 14 são apresentadas as comparações para a condição de combustor ligado (*power on*) da Simulação 2.

Posição	Mach [-]			Pressão Estát. [Pa]			Temperatura Estát. [K]		
	Analít.	CFD	Δ	Analít.	CFD	Δ	Analít.	CFD	Δ
Após 1ª Rampa	4,99	5,06	1,40%	14.884	14.932	0,33%	296,4	293,5	1,40%
Após 2ª Rampa	4,1	4,13	0,73%	40.467	40.647	0,45%	405,8	399,2	0,73%
Após 3ª Rampa	3,31	3,28	0,91%	110.018	109.817	0,18%	555,7	548,8	0,91%
Entrada da C.C.	1,77	1,74	1,69%	670.640	664.572	0,90%	1.090,4	1.162,1	1,69%
Bordo de Fuga	5,22	5,41	3,64%	4.262	4.064	4,65%	319,2	313,4	3,64%

Tabela 14 – Comparação dos resultados obtidos analítica e computacionalmente para a Simulação 2, com parede do veículo *free slip wall*.

Uma vez que as condições de saída da câmara de combustão são definidas como condições de contorno para a Simulação 2, percebe-se os resultados obtidos computacionalmente ao término da seção de expansão estão mais próximos aos analíticos do que na Simulação 1, uma vez ambos partiram de condições iniciais iguais.

Sendo assim, nenhuma diferença entre resultados analíticos e computacionais foi maior do que 5% para a Simulação 2, o que mostra a obtenção de bons resultados e a possibilidade de refinar ainda mais a malha em computadores mais potentes para conseguir resultados mais precisos.

Além disso, idealmente, era esperado que os valores de número de *Mach*, pressão e temperatura fossem os mesmos na seção de compressão para as Simulações 1 e 2. No entanto, como foram geradas malhas ligeiramente diferentes para cada um dos casos, os resultados também acabam sendo um pouco diferentes. Dessa forma, as *polylines* criadas automaticamente pelo *CFD Post* não coincidem exatamente entre as simulações e, apesar de a diferença ser pequena, as comparações são feitas entre pontos do contorno diferentes.

5.3.2 Parede do veículo *Free Slip* e *No Slip Wall*

Para avaliar a influência da condição de parede do veículo entre *no slip wall* (com camada limite) e *free slip wall* (sem camada limite), comparou-se os resultados das simulações com os modelos tridimensionais na condição de combustor ligado (Simulação 4). Na Figuras 41 e 42 abaixo, é possível observar nas imagens da direita a existência de um contorno de velocidade praticamente nula em torno do veículo. Essa região representa a camada limite, na qual a velocidade é zero junto à parede (condição de não deslizamento). Com exceção da existência dessa camada, constata-se que os comportamentos do escoamento nas duas condições são muito próximos.

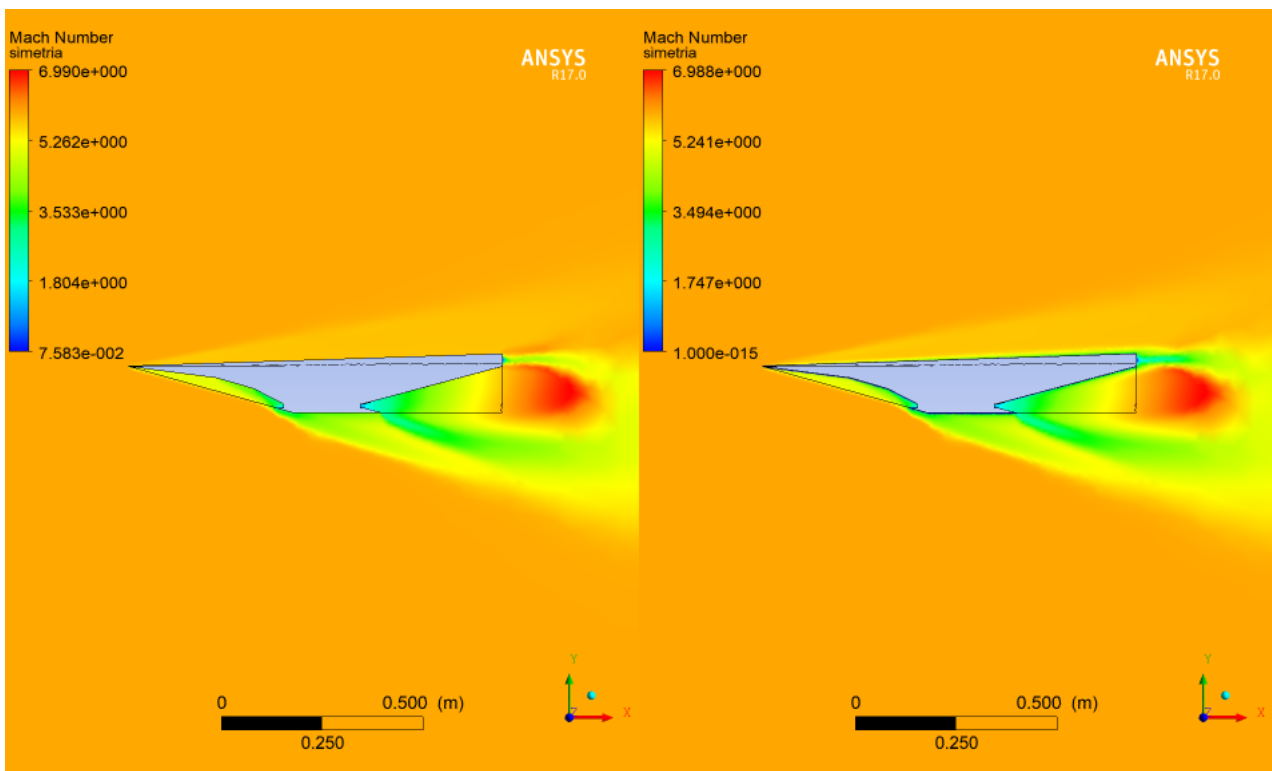


Figura 41 – Gráfico de Contorno de *Mach* da Simulação 4, com parede do veículo *free slip wall* (esquerda) e *no slip wall* (direita).

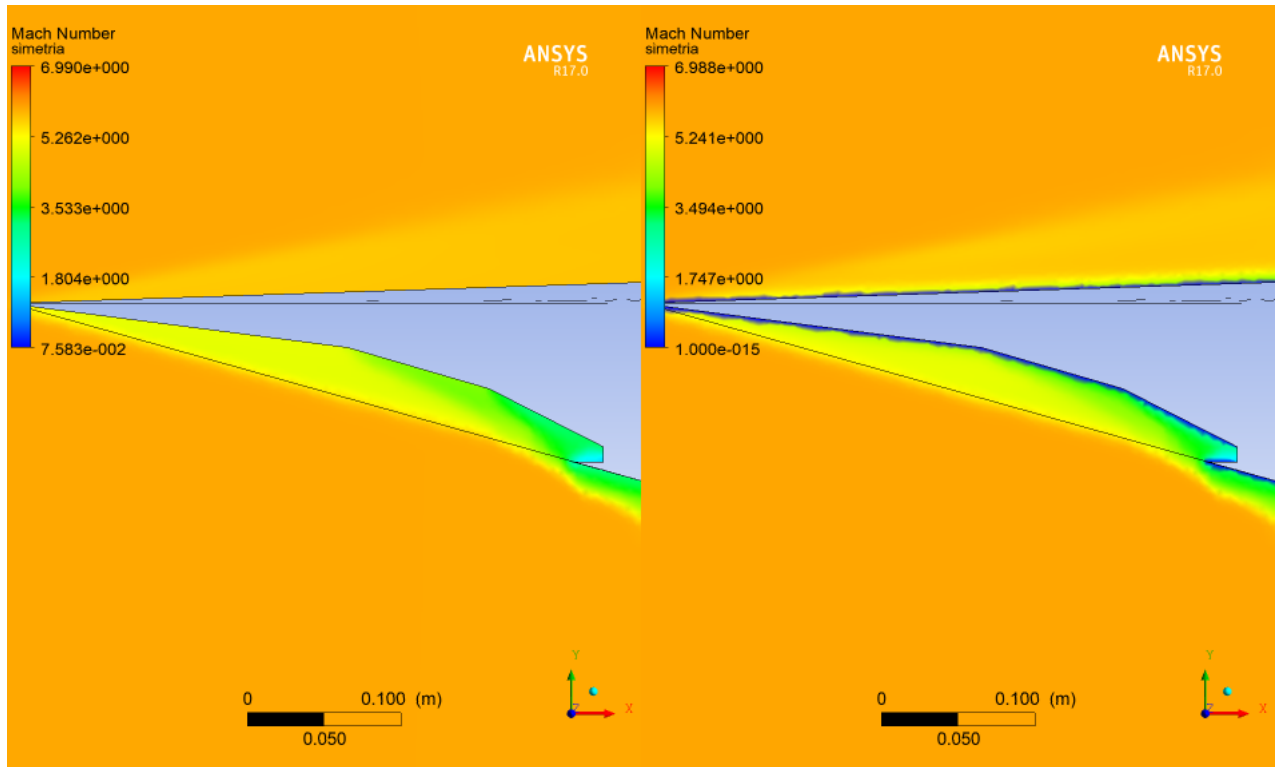


Figura 42 – Gráfico de Contorno de *Mach* da Simulação 4, com parede do veículo *free slip wall* (esquerda) e *no slip wall* (direita), na região de compressão.

Apesar de a simulação conseguir representar, de certa forma, a camada limite, não é possível chegar à conclusão de que esta representa fielmente a existente em condições reais de voo devido à limitação de refinamento de malha.

Após tal comparação mais qualitativa, calculou-se através da ferramenta *Function Calculator* do *CFD Post*, a força de sustentação (força resultante no eixo Y) e a força resultante na direção X (resultante da componente horizontal do empuxo e do arrasto). Estes valores são apresentados na Tabela 15 abaixo e vale ressaltar que estes são referentes ao modelo tridimensional da metade do veículo hipersônico.

Fronteira do Veículo	Sustentação [N]	Força em X [N]
<i>Free Slip Wall</i>	628,04	-74,82
<i>No Slip Wall</i>	613,73	-0,73

Tabela 15 – Valores de sustentação e força resultante no eixo longitudinal da aeronave obtidos pela Simulação 4.

É possível notar que, ao considerar a parede do veículo como *no slip wall*, a força na direção X é muito próxima de zero, o que significa que as forças de atrito (de pressão e viscosas) são praticamente iguais à força gerada pelo empuxo do *scramjet*. Além disso, a presença de camada limite também diminui em 2% a força de sustentação gerada. Portanto,

nessa condição, o veículo seria capaz de manter um voo de cruzeiro pois o empuxo ainda é capaz de vencer o arrasto.

Isso já não é observado para o escoamento com a condição de parede *free slip wall*, o qual também possui viscosidade (mas não camada limite), porém com efeito insignificante, representando uma influência de menos de 1 N na força em X. Portanto, nesta condição, conclui-se que o *scramjet* gera uma força de empuxo capaz de vencer o arrasto e acelerar o veículo na direção contrária ao escoamento.

5.3.3 Computacionais - 2D e 3D

As comparações serão feitas aqui entre as simulações dos modelos bi e tridimensional na condição de combustor ligado (*power on* - Simulações 3 e 4), considerando a parede do veículo como *free slip wall*, a fim de não considerar efeitos da camada limite no escoamento.

Para o caso tridimensional, analisou-se o plano de simetria do modelo, que tem a mesma forma do bidimensional, com a exceção da altura da câmara de combustão, a qual foi modificada para se ter as condições de *shock on lip* e *shock on corner*, conforme discutido em 5.2. Sendo assim, os valores aqui apresentados para o caso do modelo tridimensional são referentes ao plano de simetria do veículo e, caso fossem analisados em outros planos, haveria variações nos resultados.

Nas Figuras 43 e 44 são apresentados os gráficos de contorno de número de *Mach* para o modelo bidimensional (à direita) e tridimensional (à esquerda).

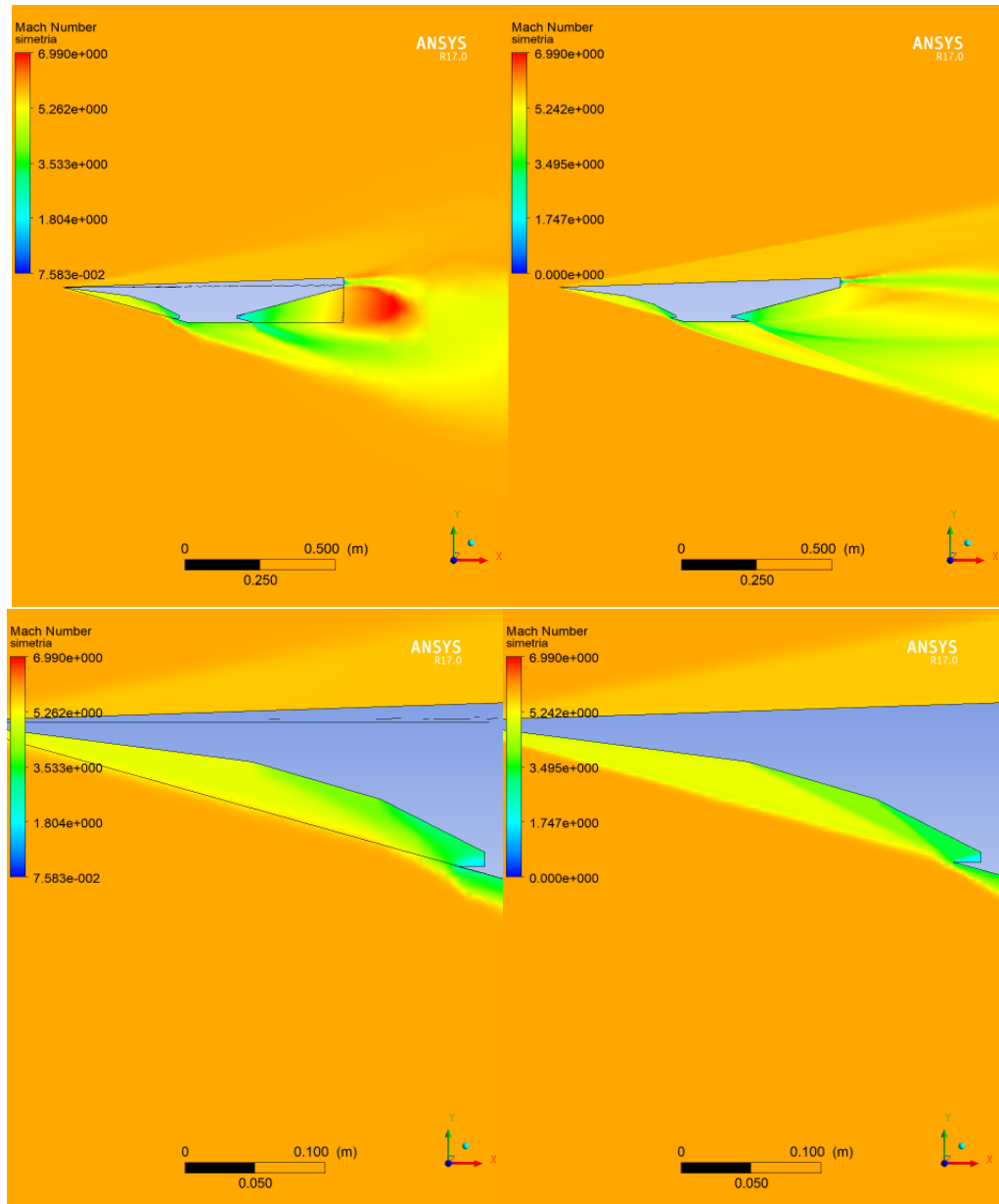


Figura 43 – Gráfico de contorno de *Mach* das Simulações 4 (esquerda) e 2 (direita). Vistas do veículo completo e da seção de compressão.

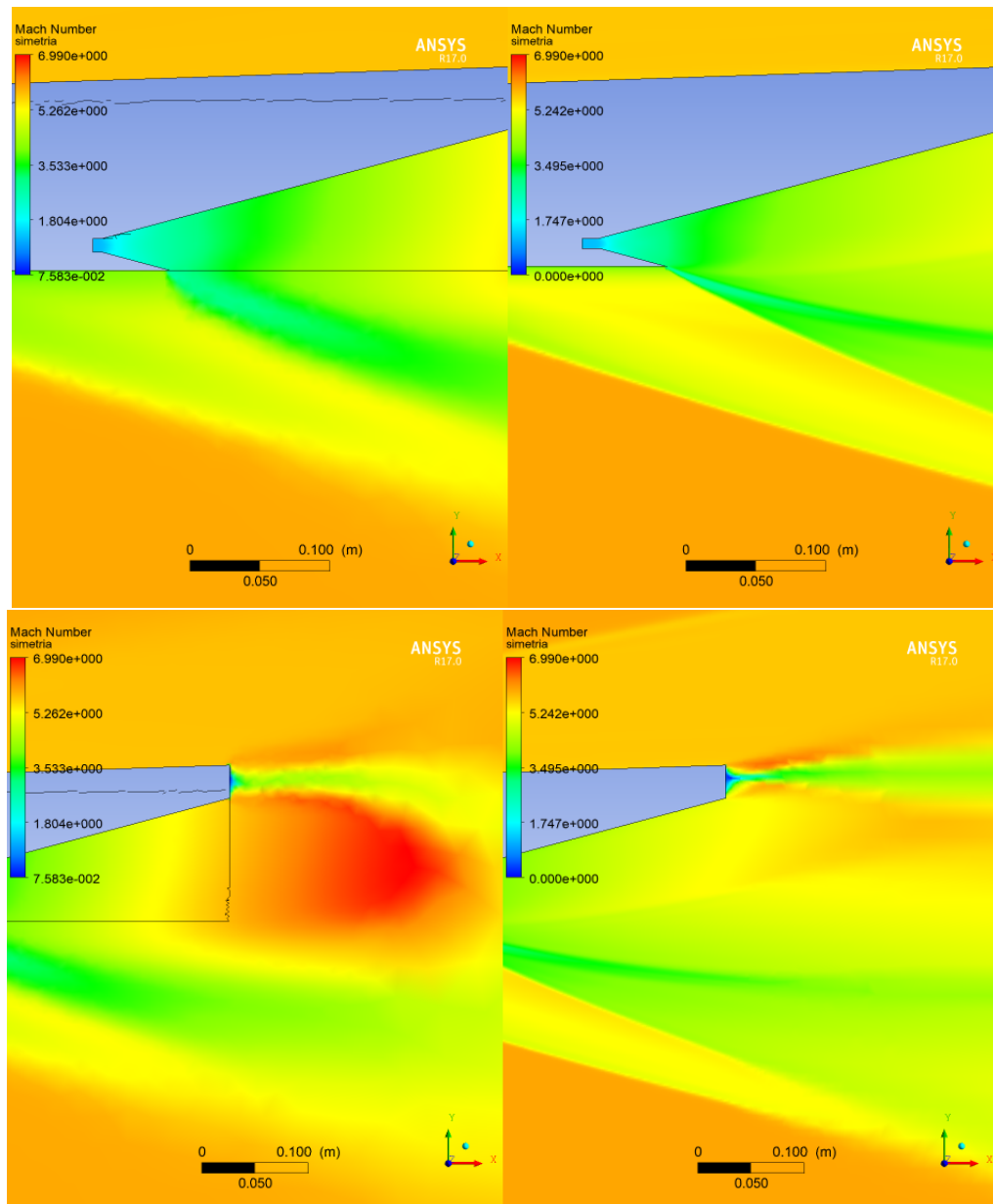


Figura 44 – Gráfico de contorno de *Mach* das Simulações 4 (esquerda) e 2 (direita). Vistas da saída da câmara de combustão e logo após o bordo de fuga.

Por meio das Figuras 43 e 44, é possível observar uma região de maior velocidade logo ao término do veículo no modelo tridimensional, enquanto que isso não ocorre para o bidimensional. Inicialmente, supôs-se que o regime permanente ainda não tinha sido estabelecido; no entanto, essa hipótese foi descartada após dar continuidade à simulação por mais um dia e nada ter sido alterado. Mais adiante essa região de alta velocidade atrás do veículo será melhor detalhada, mas o fato de a câmara de combustão ser tridimensional, aliado às laterais curvas da seção de expansão, resulta em uma adição maior de quantidade de movimento na região central do modelo, fazendo com que a velocidade do escoamento atinja o término da seção com um valor maior. Além disso, devido à geometria tridimensional do modelo, ele continua expandindo na região posterior ao veículo, como

se ainda estivesse confinado em um bocal divergente, agora definido pelas fronteiras de número de *Mach* menores (em verde nos gráficos de contorno).

Uma outra constatação é que os gráficos de contorno do modelo bidimensional (à direita) são mais nítidos devido ao fato de a malha ser mais refinada, o que permite capturar as ondas de choque com maior precisão.

Por fim, é possível ver que a condição de *shock on lip* e *shock on corner* é mais precisa no modelo bidimensional do que no tridimensional, que faz com que parte do escoamento seja direcionado à região do intradorso da carenagem da câmara de combustão, em vez de seguir para a o interior dela. Mais uma vez, o refinamento de malha tem efeito nisso, mas também mostra que a condição ideal seria obtida aumentando ainda mais a altura da câmara de combustão.

Comparando agora resultados mais quantitativos, tem-se os valores do número de *Mach* e da pressão e temperatura estáticas na seção de compressão e ao término da seção de expansão.

Posição	Mach [-]			Pressão Estát. [Pa]			Temperatura Estát. [K]		
	2D	3D	Δ	2D	3D	Δ	2D	3D	Δ
Após 1ª Rampa	4,95	4,99	0,81%	14.931	15.224	1,96%	300,9	297,0	-1,28%
Após 2ª Rampa	4,12	4,02	-2,43%	40.291	45.691	13,40%	403,5	419,4	3,95%
Após 3ª Rampa	3,28	3,22	-1,83%	105.715	121.975	15,38%	562,0	578,5	2,93%
Entrada da C.C.	1,71	1,73	-2,26%	665.745	623.458	-6,35%	1.202,0	1.168,8	-2,76%
Bordo de Fuga	5,36	5,74	7,09%	3.206	2.282	-28,82%	267,6	271,8	1,57%

Tabela 16 – Comparação dos resultados obtidos computacionalmente para as Simulações 2 e 4, com parede do veículo *free slip wall*.

Pela Tabela 16, é possível visualizar que as variações no número de *Mach* entre modelos bi e tridimensional ficam abaixo de 5% na seção de compressão, aumentando para 7,09% ao término da seção de expansão. Isso mostra que a região de maior velocidade ocorre principalmente após o término do veículo, uma vez que os gráficos de contorno de *Mach* apontam um valor máximo de 6,99, enquanto que o valor ao final da seção de expansão é de 5,74, o que prova que o escoamento continua expandindo mesmo após o bordo de fuga do demonstrador.

Uma outra constatação é a diferença nos valores da pressão estática ao longo do veículo: logo após a segunda rampa de compressão, a diferença entre os valores já é maior que 10%. Isso também ocorre devido aos efeitos tridimensionais que serão mostrados posteriormente.

Nessa análise, não foram comparados os valores de forças de sustentação e resultante em X pois, apesar de o modelo bidimensional ter uma largura pequena, ela não é nula. Dessa forma, os valores obtidos para essas forças não representam exatamente as forças

resultantes em uma seção bidimensional com largura tendendo a zero.

Por fim, os gráficos da Figura 45 abaixo mostram a comparação dos resultados das Simulações 2 e 4, calculados no intradorso do veículo. O intervalo sem medições é devido à inexistência de malha e, portanto, de escoamento, no interior da câmara de combustão. Essas figuras mostram um comportamento muito semelhante entre os modelos, sendo que as diferenças se tornam um pouco mais acentuadas na região de expansão.

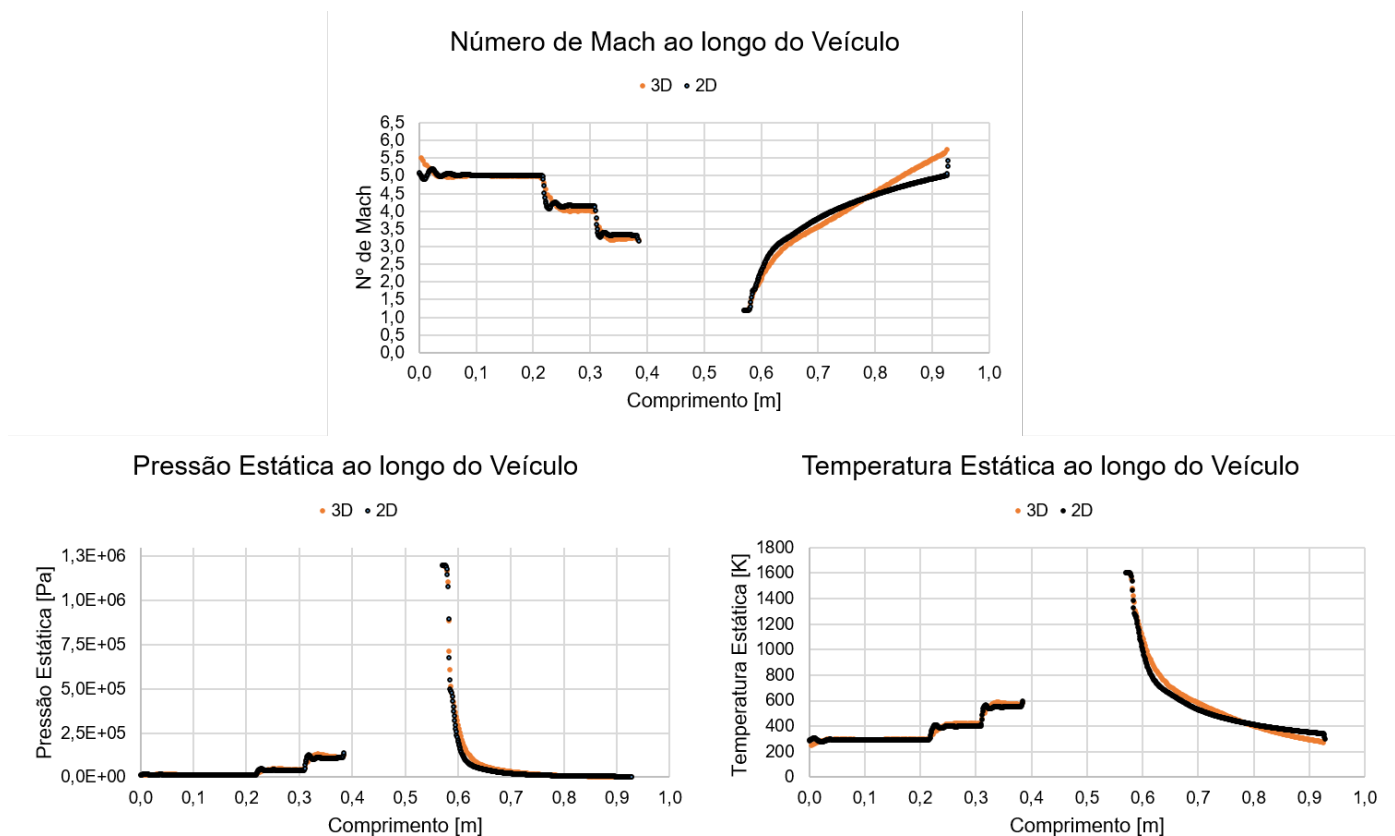


Figura 45 – Comparação dos resultados obtidos computacionalmente para os modelo bi e tridimensional, na condição *power on*, com parede do veículo *free slip wall*.

5.3.4 Computacionais - *Power off* e *Power on*

Nesta última comparação, serão discutidos alguns aspectos das simulações feitas para o modelo tridimensional nas condições de combustor desligado (*power off*) e ligado (*power on*), com parede do veículo *free slip wall*.

Primeiramente, na Tabela 17 a seguir são mostradas as forças de sustentação e a resultante no eixo longitudinal (eixo X) dos modelos que representam metade do veículo.

Condição	Sustentação [N]	Força em X [N]
<i>Power off</i>	144,71	244,23
<i>Power on</i>	628,04	- 74,82

Tabela 17 – Forças atuantes no modelo do semi-veículo para as condições *power on* e *power off*.

A partir desses resultados, é possível confirmar que, além do empuxo que é gerado pelo combustor ligado, este também contribui na geração de sustentação. Isso ocorre pois a pressão, ainda que diminua ao longo da seção de expansão, é maior que a da condição *power off*, uma vez que energia foi adicionada ao sistema e, conseqüentemente, a pressão aumentou, seguindo a linha de Rayleigh (Figura 17). Além disso, a condição de *power off* apresenta um número de *Mach* maior no término da seção de expansão. Isso ocorre justamente porque o número de *Mach* na saída da câmara de combustão também é maior nesta condição.

As distribuições de número de *Mach*, pressão e temperatura de ambos os modelos são mostradas nos gráficos das Figuras 46 e 47, plotados no plano de simetria do veículo. Cada uma dessas figuras representa a distribuição em uma região do veículo: intradorso e extradorso. Para a condição *power on* não há pontos na câmara de combustão pois esta é considerada como uma "caixa preta" na qual não há escoamento e, portanto a condição de saída da câmara de combustão é definida por meio dos dados calculados analiticamente.

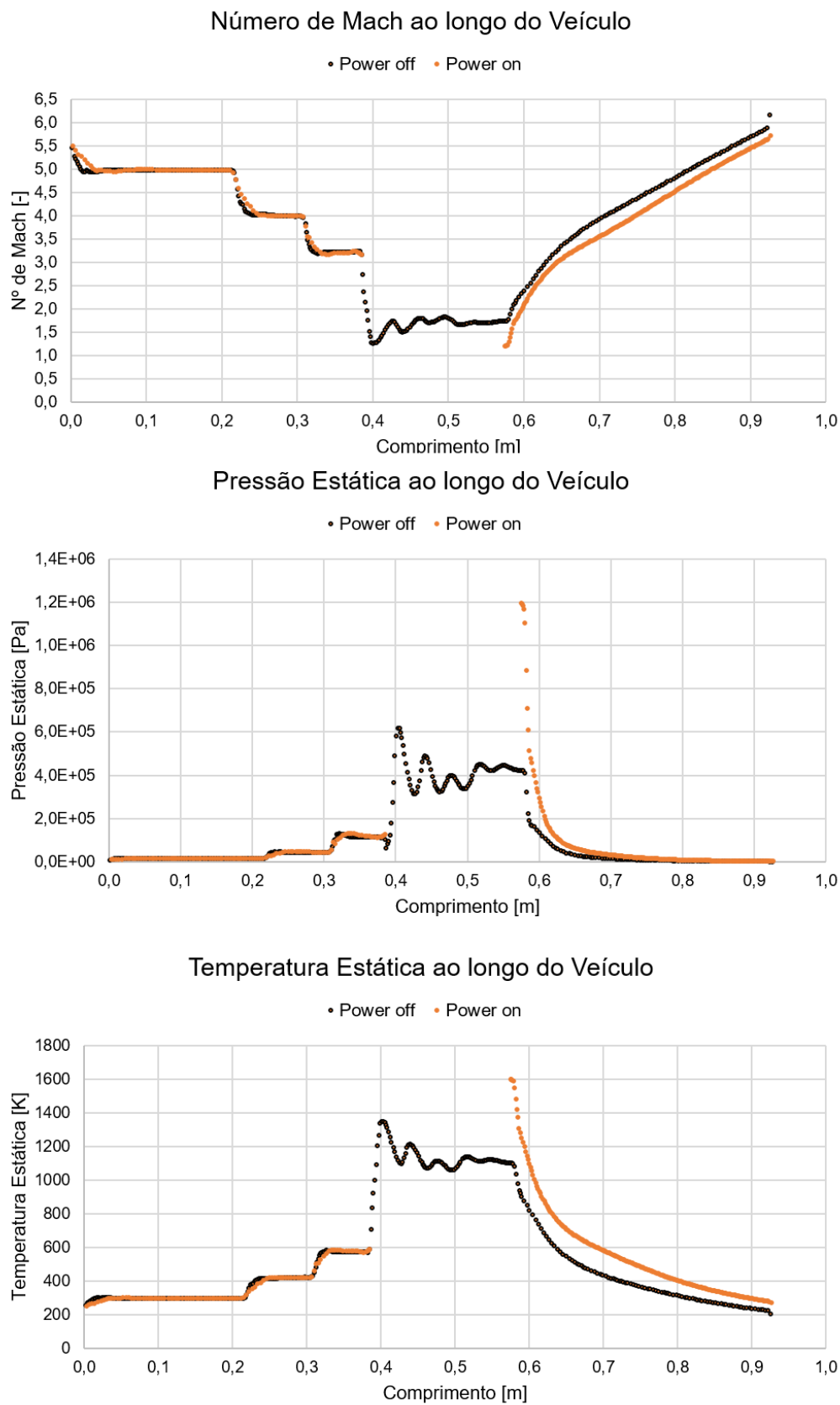


Figura 46 – Comparação entre condições *power on* e *power off* no Intradorso. Modelo tridimensional, parede do veículo *free slip wall*.

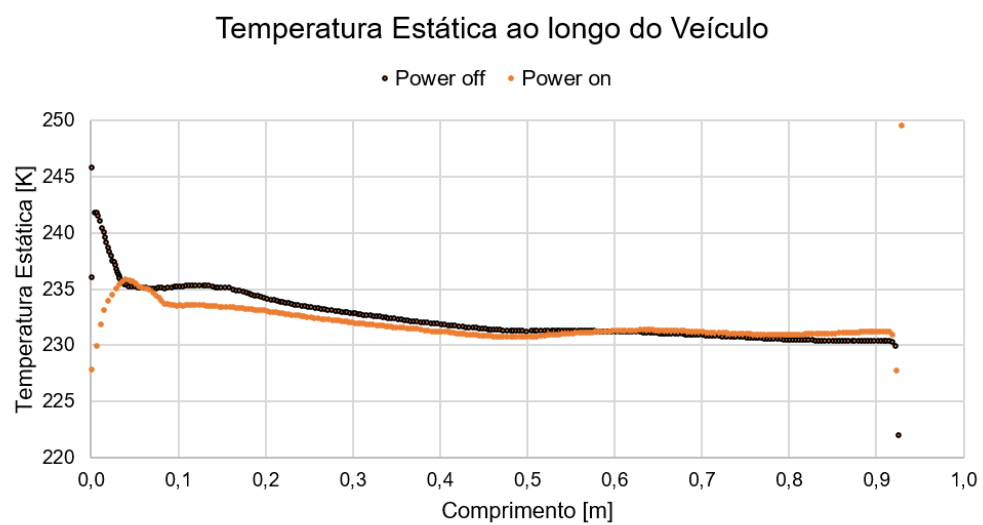
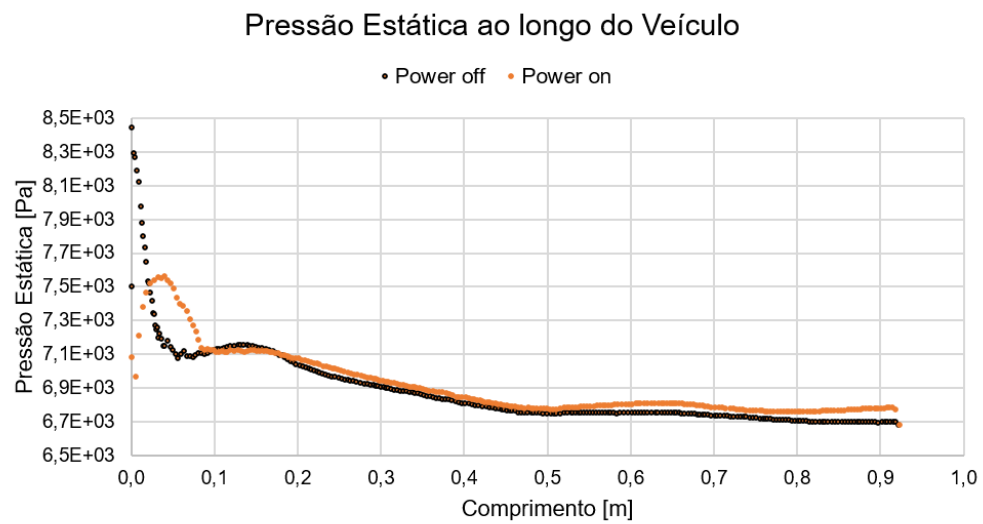
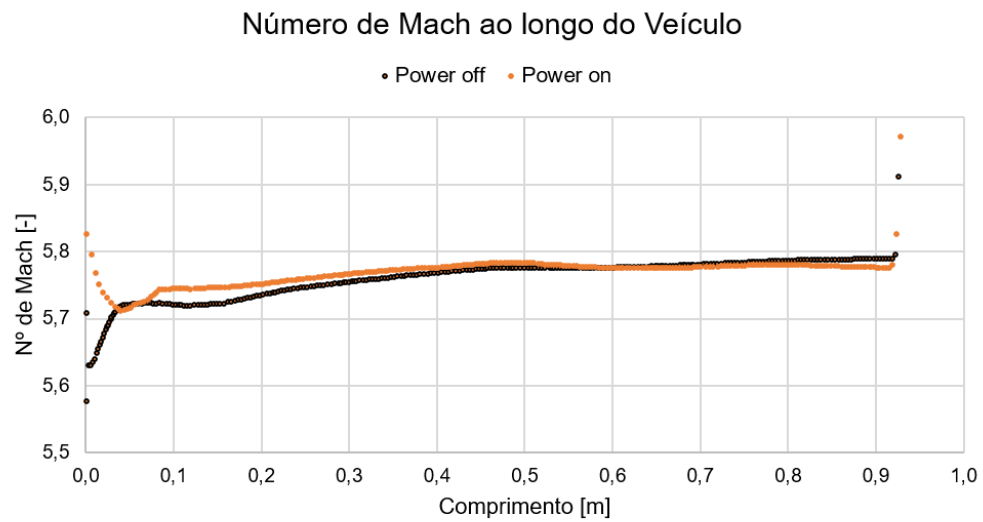


Figura 47 – Comparação entre condições *power on* e *power off* no Extradorso. Modelo tridimensional, parede do veículo *free slip wall*.

Pelos gráficos de distribuição de número de *Mach*, temperatura e pressão estáticas, observa-se que estes valores diferem pouco na região do extradorso do veículo, independente se o combustor está ligado ou não. Isso já era imaginado uma vez que a forma *waverider* é a mesma para as duas condições e que a onda de choque gerada nesta região independe do intradorso.

No entanto, apesar das diferenças valores de velocidade e propriedades termodinâmicas aqui apresentadas, o comportamento do escoamento nas duas condições é muito semelhante, como mostra a Figura 48 abaixo.

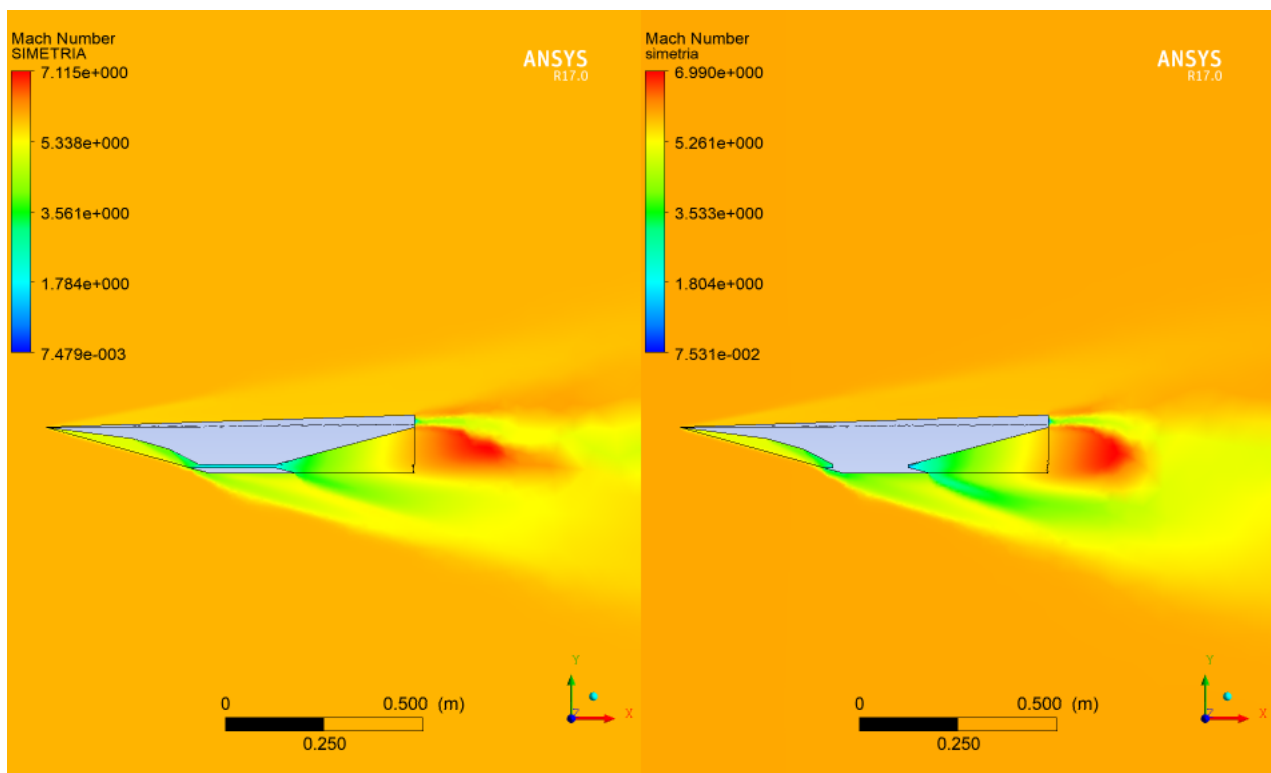


Figura 48 – Gráfico de contorno de *Mach* do escoamento para as condições *power off* (esquerda) e *power on* (direita), com parede do veículo *free slip wall*.

5.4 Análise qualitativa do escoamento

Após as comparações entre resultados discutidas acima, serão analisados os aspectos do escoamento em torno do demonstrador tecnológico, de forma a entender melhor quais são os efeitos tridimensionais que ocorrem.

Dessa forma, para cumprir com o objetivo proposto de analisar o escoamento sem levar em consideração efeitos de camada limite, principalmente em relação às ondas de choque oblíquas, os resultados aqui apresentados serão referentes ao modelo da metade do veículo tridimensional, na condição de *power on* e parede do veículo *free slip wall*.

Para essas discussões, as ferramentas disponíveis no *CFX Post* foram fundamentais para permitir a visualização desses efeitos. Portanto, a seguir serão apresentados gráficos de contorno, *isovolumes* e linhas de corrente que serviram de base para as constatações a serem feitas.

A melhor forma de realizar esse estudo foi analisar o número de *Mach*, uma vez que sua distribuição é mais fácil de visualizar pois as variações são de uma ordem de grandeza, diferentemente do que ocorre para a pressão estática, por exemplo.

Inicialmente, analisou-se a distribuição do número de *Mach* na superfície do veículo, que está representada nas Figuras 49 e 50.

Fica nítida a variação de *Mach* ao longo das rampas de compressão, permanecendo constante até a próxima rampa, onde há uma onda de choque oblíqua. O comportamento na parede lateral da seção de compressão também é o mesmo, o que é um ponto positivo, pois mostra que não há um escoamento transversal à direção X, colado na superfície das rampas e que acaba encontrando uma barreira nestas paredes.

Na entrada e saída da câmara de combustão (segunda imagem da Figura 50) é possível observar que o número de *Mach* também não sofre grandes variações ao longo do eixo Z. Dessa forma, o que foi apresentado no plano de simetria é válido para ao longo de toda a direção Z, nessas duas regiões.

Na parede do bordo de fuga do veículo (segunda imagem da Figura 50), é possível ver uma região de estagnação (em azul escuro) que causa uma força de arrasto de pressão. Essa região existe devido ao extradorso *waverider*; dessa forma, uma das formas para diminuir o arrasto do demonstrador é justamente modificar a forma dessa geometria para evitar a presença de uma parede plana ao fim do veículo.

Por fim, em relação ao extradorso do veículo, a primeira imagem da Figura 50 mostra que o número de *Mach* varia pouco ao longo das direções X e Z, o que já era esperado pois a onda de choque oblíqua no bordo de ataque é o único fator que define as condições do escoamento atrás dela nessa região.

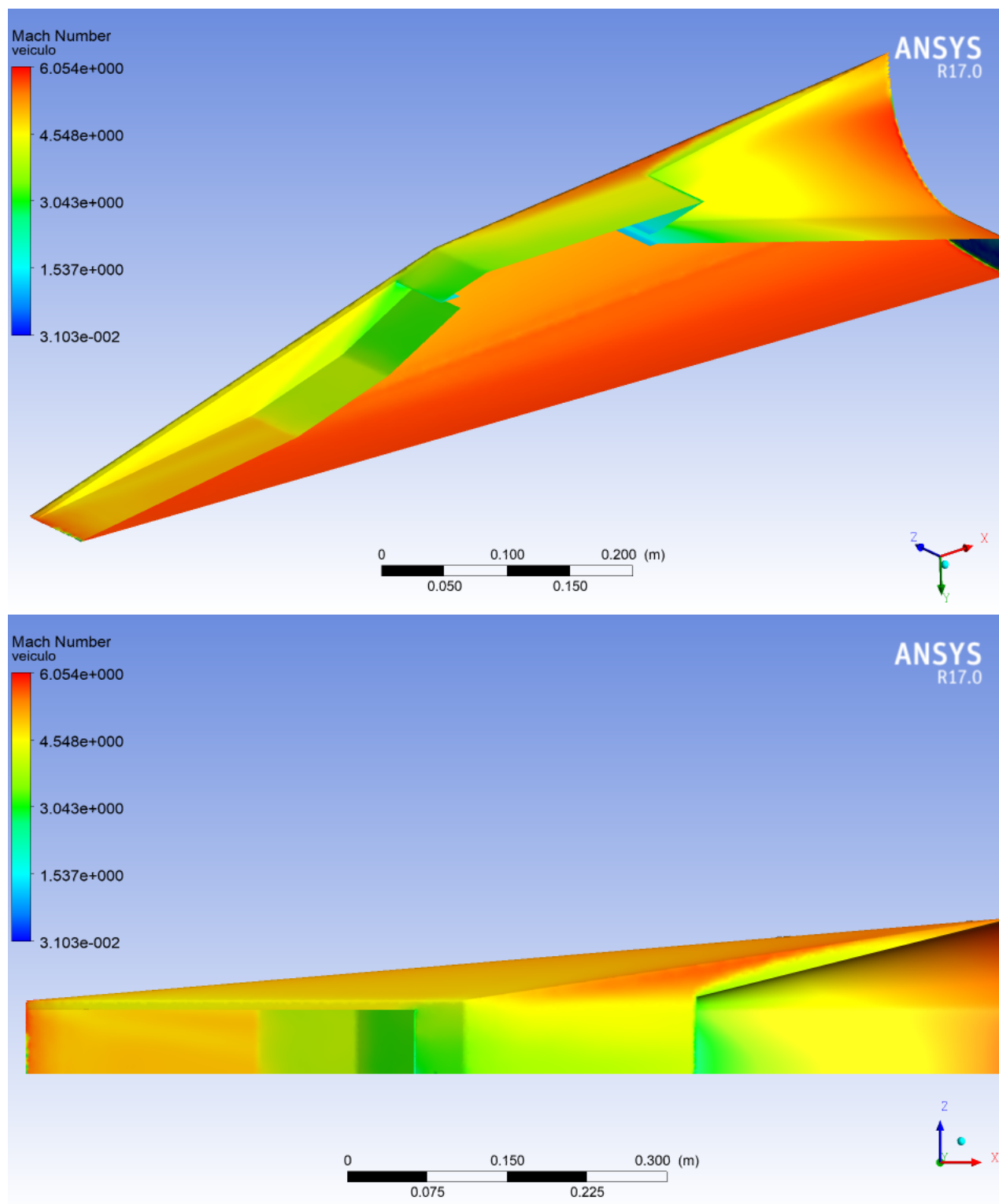


Figura 49 – Distribuição de número de *Mach* no veículo hipersônico com parede *free slip wall*. Vistas isométrica e superior.

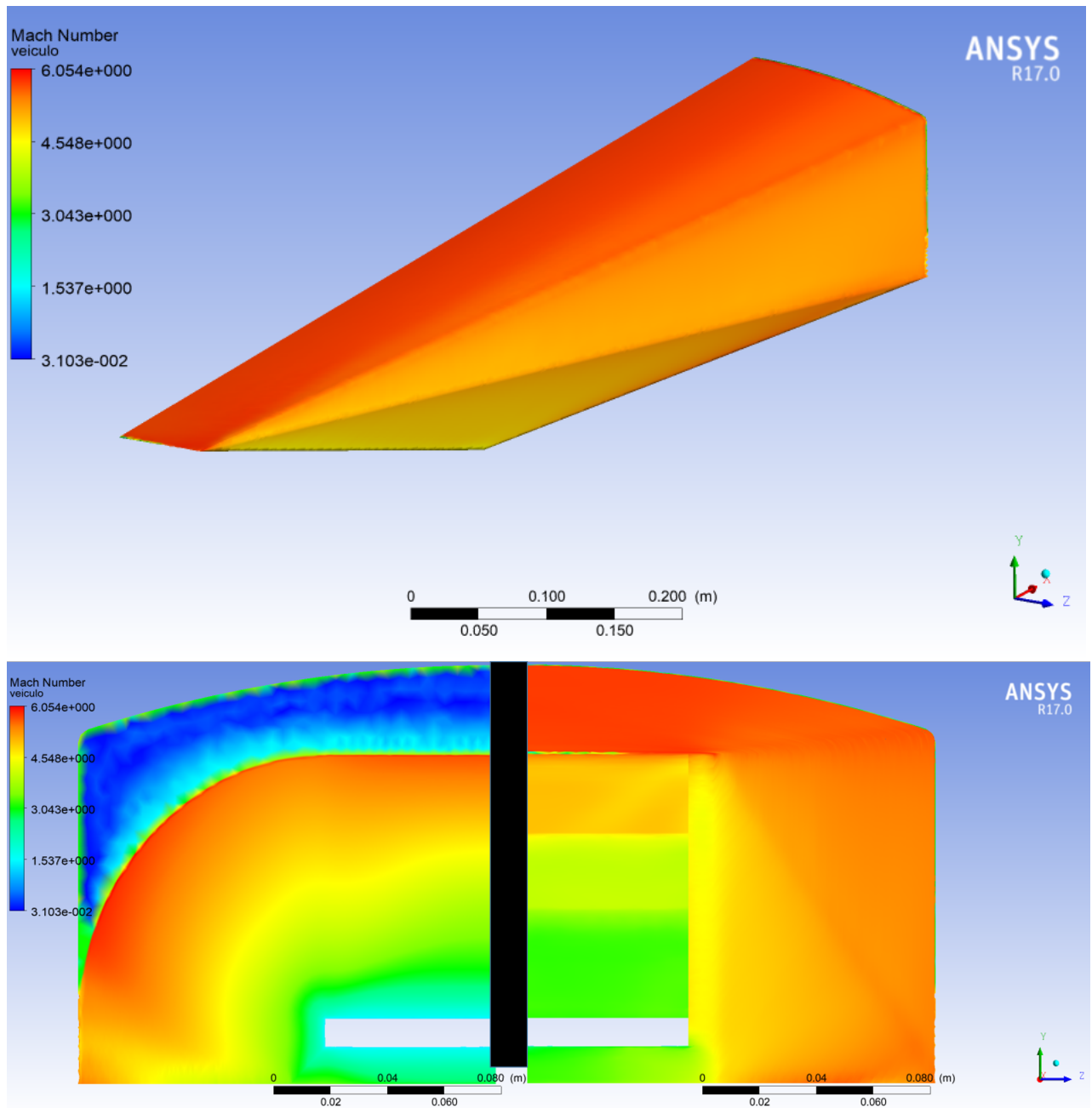


Figura 50 – Distribuição de número de *Mach* no veículo hipersônico com parede *free slip wall*. Vistas do extradorso, bordo de fuga e inlet, respectivamente.

As imagens do *isovolume* criado, Figura 51, mostram uma visão mais tridimensional do escoamento, porém sem acrescentar grandes *insights* em relação aos gráficos de contorno; somente que o escoamento próximo à rampa de expansão parece ser deslocado na direção positiva de Y pela região de menor velocidade atrás do parede referente ao extradorso *waverider*.

Além disso, é possível confirmar que a condição de *shock on lip* não está perfeita, pois há escoamento escapando para o intradorso da carenagem.

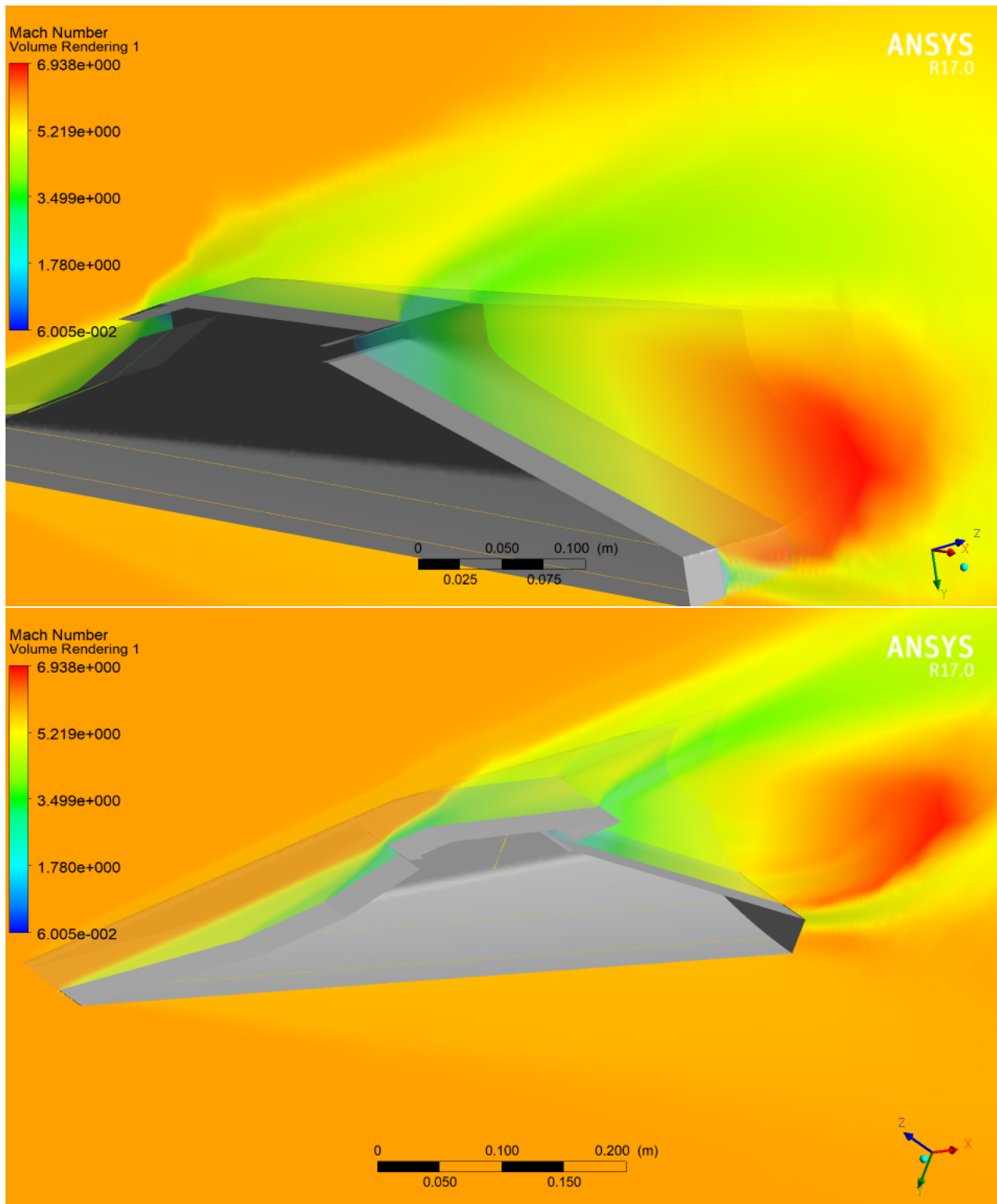


Figura 51 – *Isovolumes* da distribuição do número de *Mach* em torno do veículo hipersônico.

A região de maior número de *Mach* atrás do veículo indica que o escoamento continua sofrendo expansão mesmo após passar pelo bordo de fuga, na qual os contornos de menor número de *Mach* (em verde na Figura 51) atuam como um bocal divergente

para continuar acelerando o escoamento. Isso pode estar ocorrendo pelo fato de o ângulo da rampa de expansão não ter sido calculado para se obter a pressão igual à pressão do escoamento livre no bordo de fuga do demonstrador.

Além disso, foi gerado um gráfico de contorno de número de *Mach* no plano XZ do veículo, apresentado na Figura 52, para identificar possíveis influências da geometria tridimensional nessa região de maior velocidade. Observa-se então que as maiores velocidades estão mais próximas ao eixo de simetria do veículo.

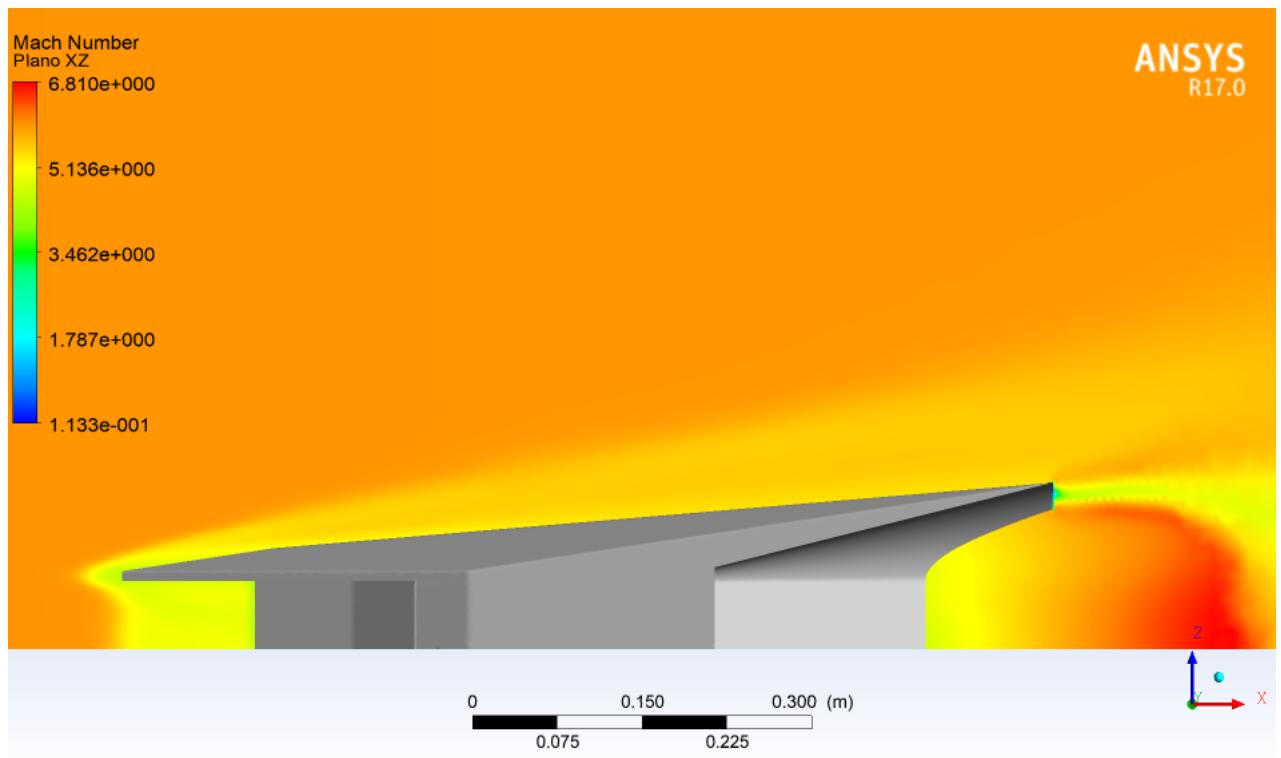


Figura 52 – Distribuição de número de *Mach* no plano XZ do veículo.

Por fim, a Figura 53 mostra as linhas de correntes na seção de expansão e depois, com maior detalhes, a partir da zona de alta velocidade. É possível visualizar que as estas linhas ficam contidas na região de expansão criada pelo bocal divergente e, após o bordo de fuga do veículo, elas tendem a se agrupar enquanto seguem para longe do modelo.

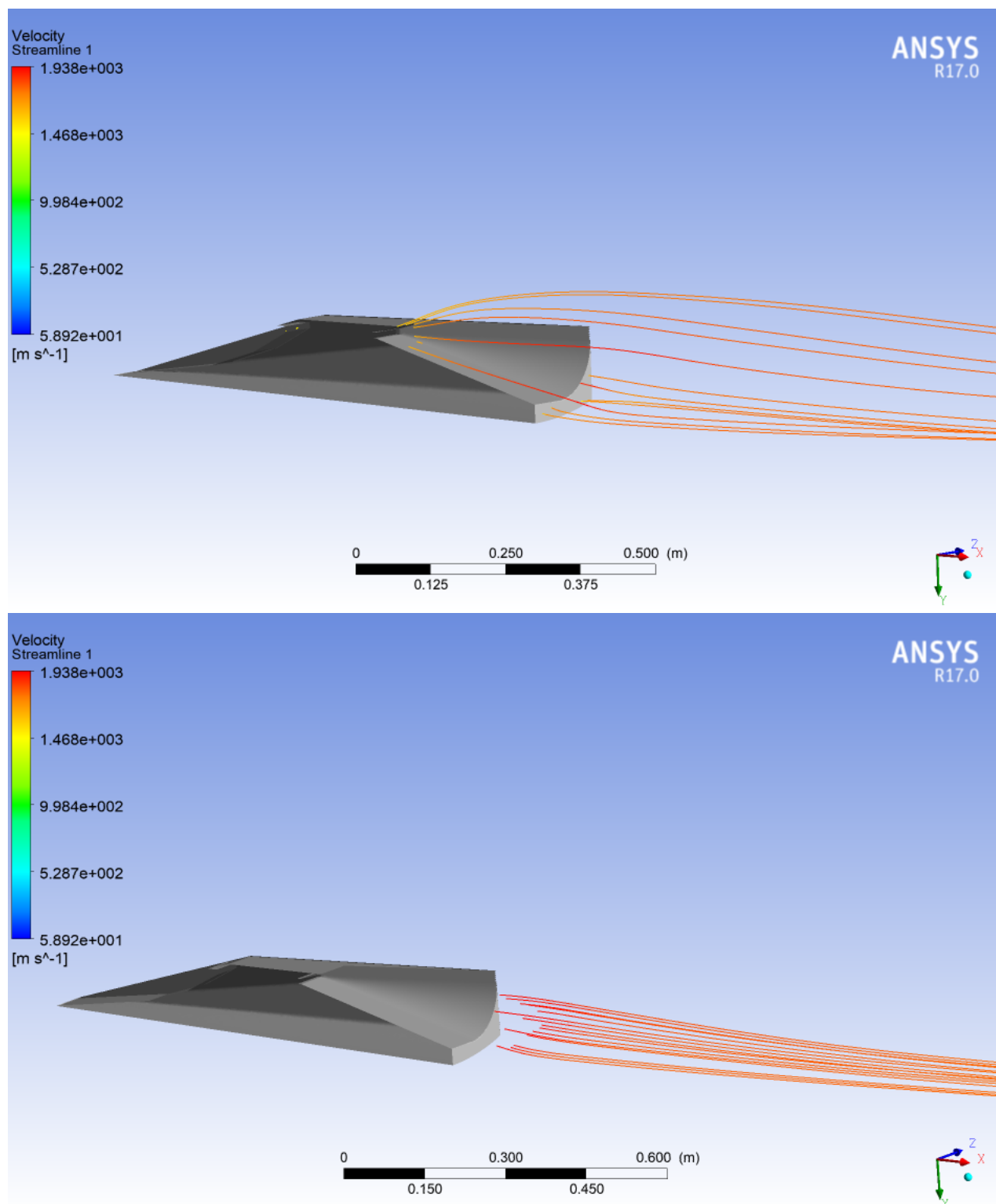


Figura 53 – Linhas de corrente geradas a partir da seção de expansão do intradorso do veículo.

5.5 Análises no plano transversal

Para investigar os efeitos tridimensionais é necessário observar não só o plano de simetria do veículo, mas também o que acontece em seu eixo Z, o qual confere a tridimensionalidade a ele. Para isso, escolheu-se 11 planos ao longo do modelo para analisar gráficos de contorno de número de *Mach*, temperatura e pressão estáticas. Desses 11 planos, os 4 primeiros são referentes à seção de compressão, o quinto passa pelo interior da câmara de combustão e os outros seis são referentes à seção de expansão. Para esta última, vale ressaltar que o plano 6 está imediatamente antes de iniciar a seção de expansão e o plano 11 está localizado após o bordo de fuga do demonstrador.

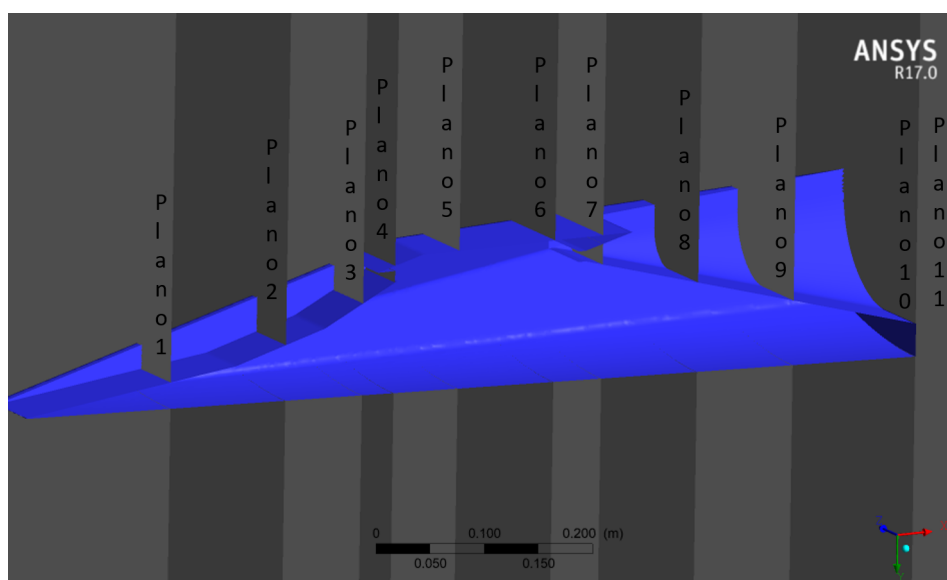


Figura 54 – Planos utilizados para análises no plano transversal ao eixo longitudinal do veículo.

Os gráficos de contorno gerados para cada um desses planos serão apresentados a seguir.

5.5.1 Distribuição de *Mach* na direção transversal

As Figuras 55, 56 e 57 apresentam os gráficos de contorno de número de *Mach* para cada um dos planos transversais. No Plano 1, é possível identificar uma região de baixa velocidade logo acima da parede lateral, a qual vai desaparecendo ao longo dos Planos 2 e 3, até que a distribuição de velocidade esteja mais uniforme ao longo do eixo Z.

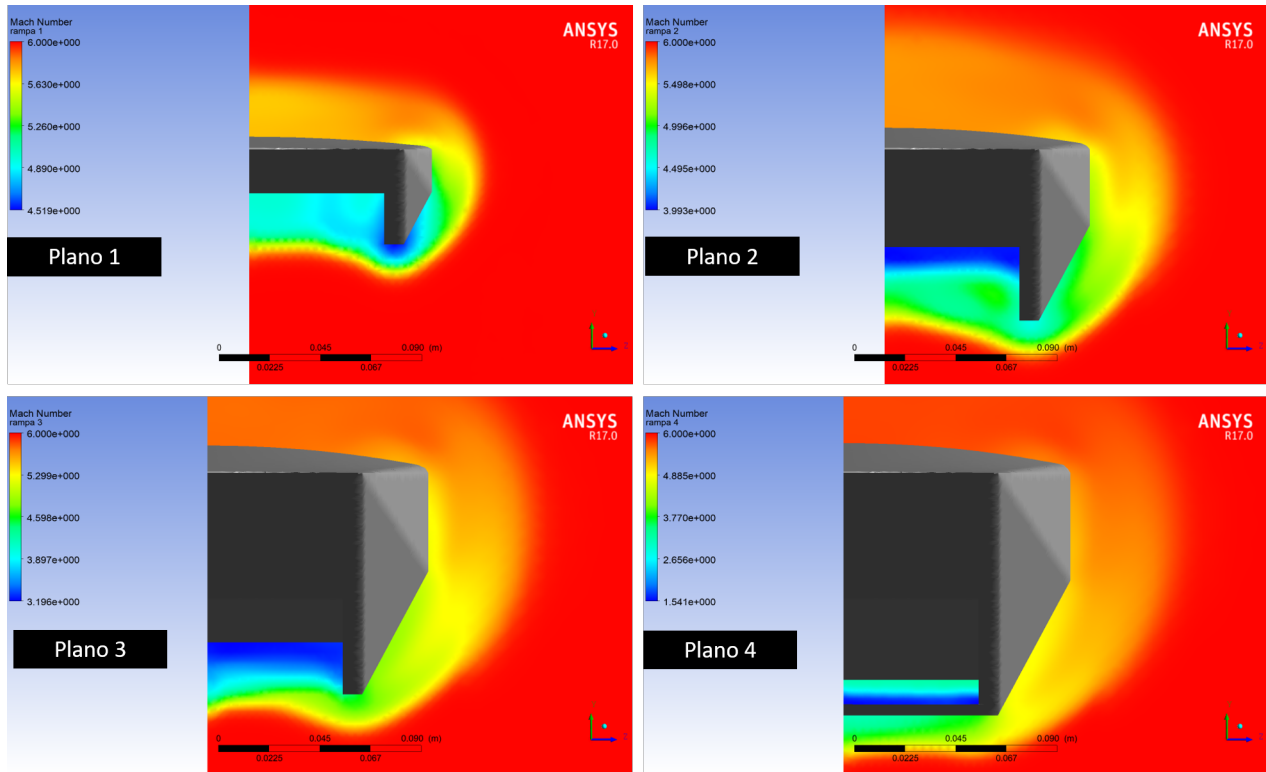


Figura 55 – Gráficos de contorno de número de *Mach* nos Planos de 1 a 4 (seção de compressão).

No Plano 5, é possível observar que a região mais central, próxima ao plano de simetria do veículo, possui velocidades menores, mas que aumentam à medida que se caminha para a lateral do modelo.

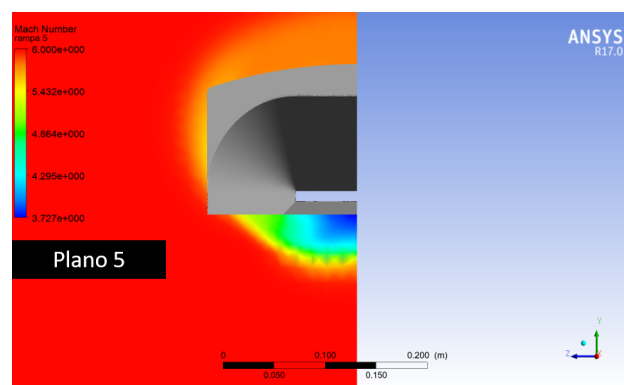


Figura 56 – Gráficos de contorno de número de *Mach* no Plano 5.

Na seção de expansão, é possível observar que o escoamento sai da câmara de combustão de forma uniforme e o aumento da velocidade ao longo da rampa acontece primeiramente nas laterais e, depois, na região próxima ao plano de simetria, como mostram os Planos 8 e 9.

Além disso, identifica-se também uma região de velocidades menores no intradorso do veículo (em azul claro), que confina o escoamento de maior velocidade na região do veículo.

Por fim, no Plano 11 ficam visíveis as regiões de velocidades menores próximas à parede plana do bordo de fuga, pois esta age como corpo rombudo, gerando zonas de recirculação atrás dela.

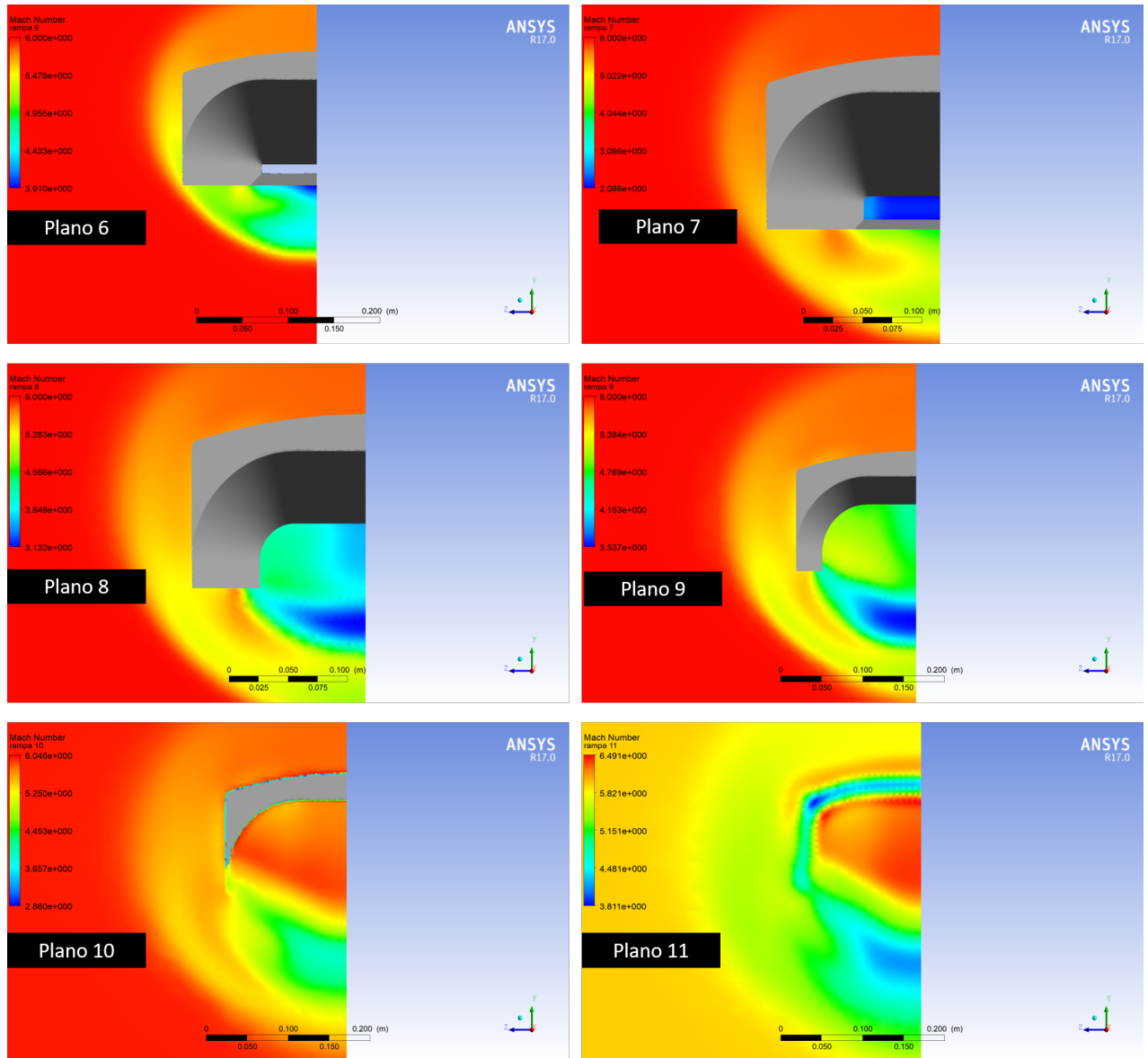


Figura 57 – Gráficos de contorno de número de *Mach* nos Planos de 6 a 11 (seção de expansão).

5.5.2 Distribuição de pressão estática

Assim como foi feito para o número de *Mach*, as Figuras 58, 59 e 60 apresentam os gráficos de contorno de pressão estática para cada um dos planos transversais.

Na seção de compressão, observa-se que no Plano 1 há um ponto de alta pressão (que coincide com um ponto de menor velocidade) e a distribuição de pressão não está uniforme, uma vez que a parede lateral ainda é muito pequena para impedir efeitos transversais do escoamento. Nos Planos 2 e 3 já se vê uma uniformidade maior na distribuição da pressão ao longo do eixo transversal Z.

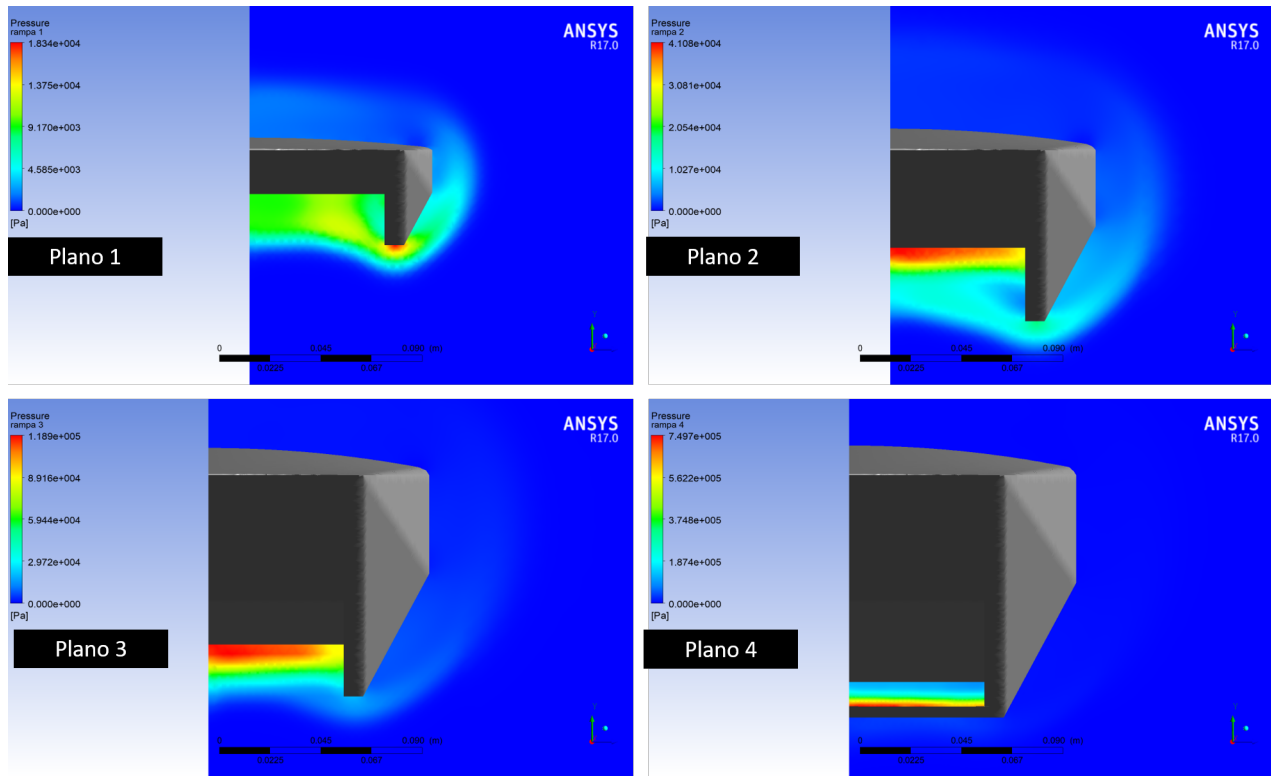


Figura 58 – Gráficos de contorno de pressão estática nos Planos de 1 a 4 (seção de compressão).

Já no Plano 5, é possível ver que o intradorso da carenagem também gera sustentação, visto que a diferença de pressão entre essa região e o extradorso do veículo é significativa.

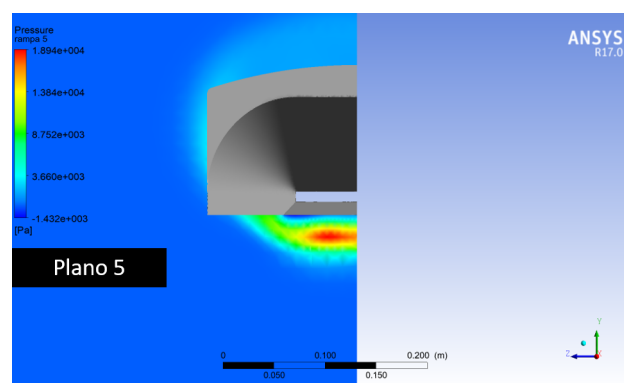


Figura 59 – Gráficos de contorno de pressão estática no Plano 5.

Por fim, na seção de expansão, é possível observar a expansão mais intensa na lateral do veículo, mas que depois vai se uniformizando ao longo dos planos.

Assim como foi constatado para o número de *Mach*, os Planos 10 e 11 apresentam uma região em forma de "meia lua" com alta pressão logo abaixo do veículo.

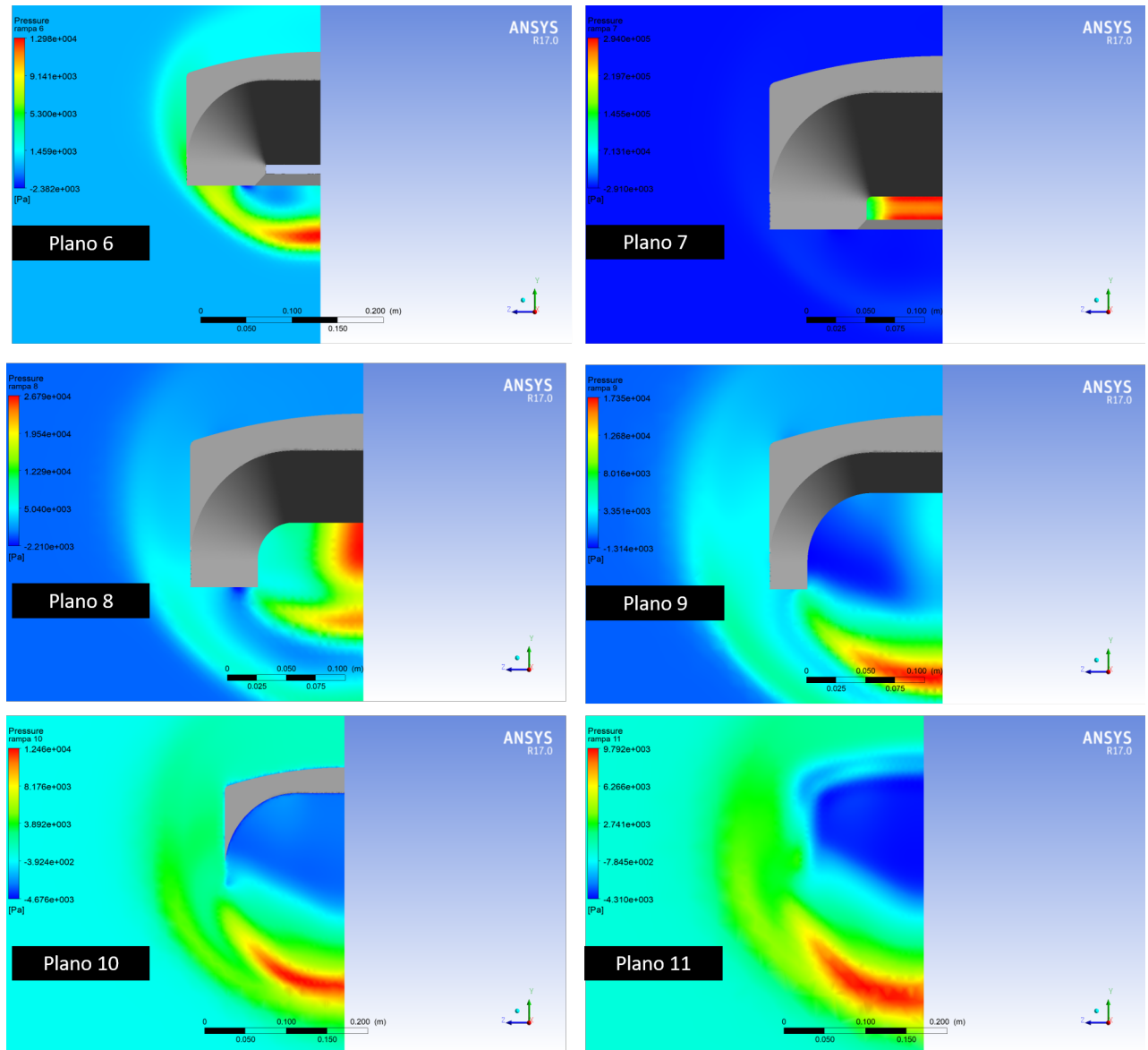


Figura 60 – Gráficos de contorno de pressão estática nos Planos de 6 a 11 (seção de expansão).

5.5.3 Distribuição de temperatura estática

Por fim, as Figuras 61, 62 e 63 apresentam a distribuição da temperatura estática ao longo dos planos transversais ao demonstrador tecnológico, a qual é muito próxima, qualitativamente, da distribuição de pressão estática.

Na seção de compressão, visualiza-se o atingimento de uma uniformidade na distribuição de temperatura ao longo do eixo Z somente no Plano 3.

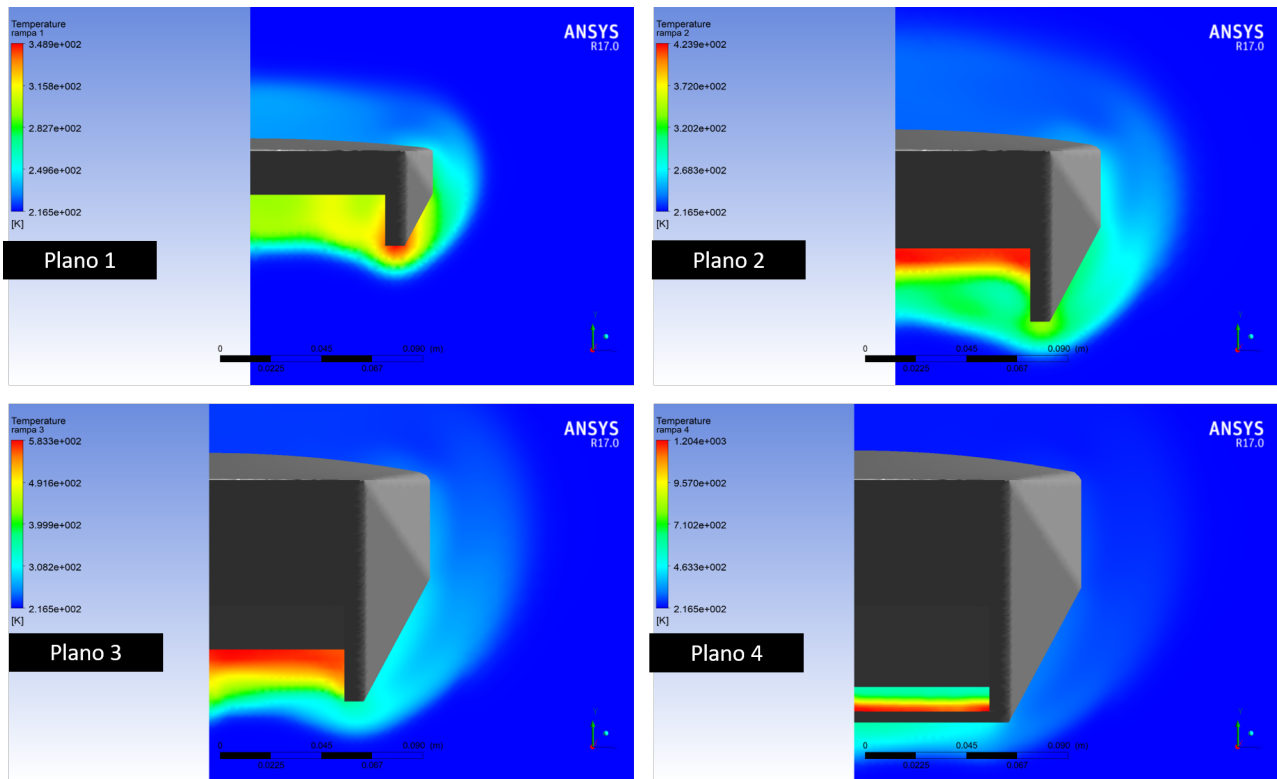


Figura 61 – Gráficos de contorno de número de temperatura estática nos Planos de 1 a 4 (seção de compressão).

Em relação ao intradorso da carenagem da câmara de combustão também é possível observar, no Plano 5, uma zona de alta temperatura no centro do veículo e que vai se dissipando à medida em que se caminha para a borda.

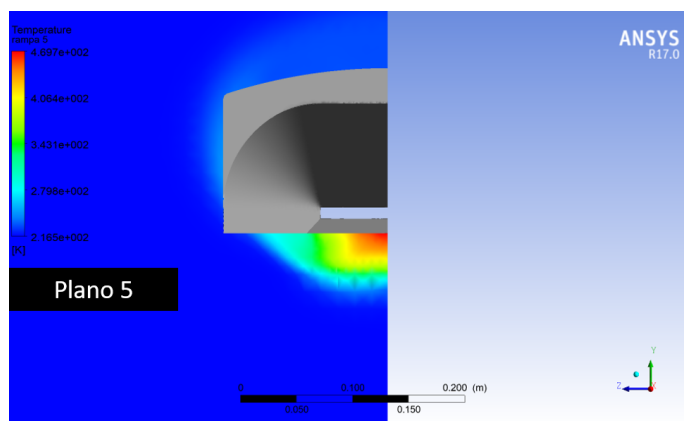


Figura 62 – Gráficos de contorno de temperatura estática no Plano 5.

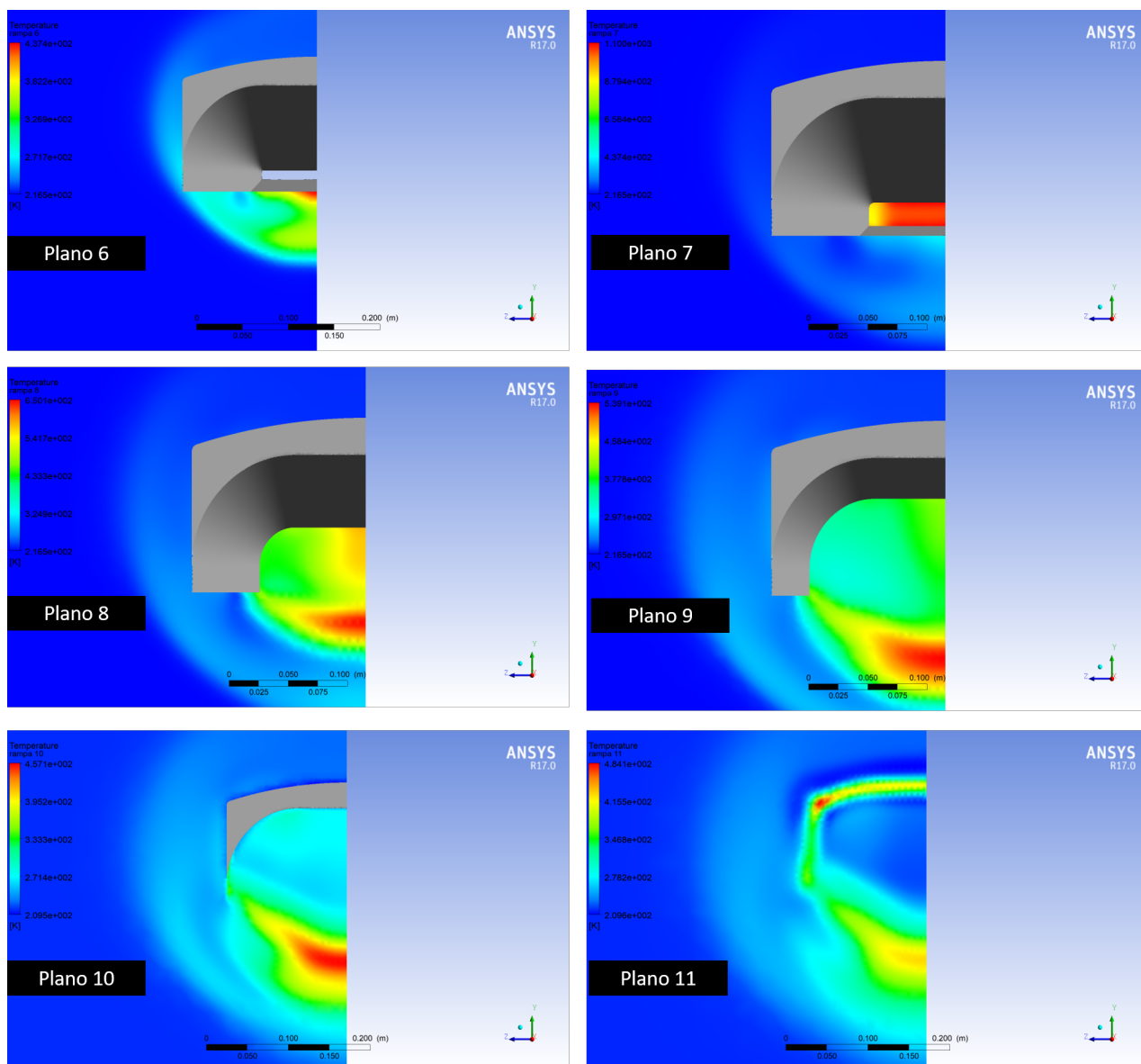


Figura 63 – Gráficos de contorno de pressão estática nos Planos de 6 a 11 (seção de expansão).

Assim como o número de *Mach* e pressão estática, a temperatura estática pouco varia ao longo do eixo longitudinal da aeronave no extradorso, uma vez que há somente uma onda de choque oblíqua, logo no bordo de ataque do veículo, que define a intensidade do choque e, como consequência, da velocidade e das propriedades termodinâmicas.

Também, algo a se observar é que as paredes laterais não são capazes de isolar os efeitos tridimensionais sobre o escoamento passando pelo *scramjet*. Dessa forma, as distribuições de pressão e temperatura estáticas sofre interferências do escoamento que vem das laterais, os quais não foram analisados de forma detalhada neste trabalho preliminar.

5.6 Forças no veículo

Após a discussão dos aspectos mais qualitativos, a seguir serão apresentadas as forças que agem no modelo de metade veículo em cada uma das direções a fim de discutir a influência de forças viscosas e forças advindas de diferença de pressão em cada uma das simulações.

Como explicado anteriormente, as forças aplicadas no demonstrador tecnológico serão apresentadas somente para os modelos tridimensionais analisados, que são os objetivos finais do estudo, considerando tanto a opção de parede do veículo *no slip wall* quanto *free slip wall*.

Modelo	Forças de Pressão [N] - P			Forças Viscosas [N] - Visc.		
	Dir. X	Dir. Y	Dir. Z	Dir. X	Dir. Y	Dir. Z
3D - <i>power on</i> - <i>no slip</i>	-86,17	616,79	66,48	85,43	-3,06	4,96
3D - <i>power on</i> - <i>free slip</i>	-75,18	628,69	66,52	0,35	-0,65	-0,12
3D - <i>power off</i> - <i>no slip</i>	218,91	235,11	676,99	115,24	-4,23	3,98
3D - <i>power off</i> - <i>free slip</i>	243,40	145,46	625,79	0,83	-0,75	-0,27

Tabela 18 – Forças atuantes nos modelos tridimensionais simulados em cada condição.

É possível observar que os modelos com parede do veículo modelada como *no slip wall*, ou seja, com presença de camada limite, apresentam forças viscosas com dimensões muito maiores que os modelos de parede *free slip wall*. Isso já era esperado pois há um atrito necessário para desacelerar um escoamento hipersônico até a velocidade zero na parede. Também, uma outra constatação é que nos casos com parede *free slip wall* também há presença de forças viscosa, já que o escoamento não é laminar; no entanto, a porcentagem em relação às forças de pressão é muito baixa.

Como nas simulações de modelos tridimensionais ensaiou-se somente metade do veículo, as forças em Z serão anuladas pela outra metade. Dessa forma, serão analisadas somente as forças nas componentes X (eixo longitudinal do veículo) e Y (eixo vertical) na Tabela 19 abaixo, a qual apresenta as forças resultantes em cada uma das duas direções do veículo e também o quanto cada tipo de força (de pressão ou viscosa) impacta no resultado final.

Modelo	Força Resultante					
	Dir. X			Dir. Y		
	Total [N]	% de P	% de Visc.	Total [N]	% de P	% de Visc.
3D - <i>power on</i> - <i>no slip</i>	-0,73	50,21%	49,79%	613,73	99,51%	0,49%
3D - <i>power on</i> - <i>free slip</i>	-74,82	99,53%	0,47%	628,04	99,90%	0,10%
3D - <i>power off</i> - <i>no slip</i>	334,15	65,51%	34,49%	230,88	98,23%	1,77%
3D - <i>power off</i> - <i>free slip</i>	244,23	99,66%	0,34%	144,71	99,49%	0,51%

Tabela 19 – Forças resultantes e suas respectivas proporções de contribuição.

5.6.1 Arrasto e Empuxo

As forças de empuxo e arrasto aqui apresentadas serão referentes ao modelo tridimensional com combustor ligado (*power on*) e com parede do veículo *free slip wall*, uma vez que, como já explicado, este trabalho não entrará nos detalhes dos efeitos da camada limite já que não se tem certeza de que esta é bem representada através da malha utilizada.

Portanto, para calcular o empuxo, subtraiu-se o valor da força resultante em X na condição de *power off* da força resultante em X na condição de *power on*. Isso foi feito pois, uma vez que a condição *power off* não tem o combustor ligado, a força resultante em X é a força de arrasto no veículo. Portanto, quando se liga o combustor, tem-se uma resultante com contribuição do empuxo gerado e do arrasto.

5.6.1.1 Empuxo

Dessa forma, as forças resultantes em X em cada uma das condições são apresentadas na Tabela 20.

Condição	Força em X [N]
<i>Power off</i> - 3D	244,23
<i>Power on</i> - 3D	- 74,82

Tabela 20 – Força resultante na direção X nos modelos simulados.

Subtraindo então a Força em X *power off* da força do *power on*, tem-se os valores para os empuxos gerados apresentados na Tabela 21. Ressalta-se que o modelo analisado representa somente metade do demonstrador tecnológico, desta forma, o resultado deve ser multiplicado por 2.

Modelo	Empuxo [N]
3D - metade	319,02
3D - completo	638,04

Tabela 21 – Valores de empuxo no demonstrador tecnológico.

Dessa forma, como a força em X é negativa, isso significa que há uma força contrária ao sentido do escoamento, que é a força de empuxo. Portanto, idealizando um voo de cruzeiro do veículo hipersônico, no qual o empuxo é igual o arrasto, ou seja, no qual a força resultante em X é zero, esses valores mostram que menos energia pode ser adicionada ao sistema.

Sendo assim, é possível adicionar menos combustível, o que fará com que o número de *Mach* na câmara de combustão seja maior que 1,2 e as propriedades termodinâmicas sejam menores. No entanto, esse trabalho mostrou que, ao considerar o número de *Mach*

como sendo 1,77 na saída da câmara de combustão; ou seja, sem a presença de combustão, não há geração de empuxo. Portanto, em um próximo trabalho é possível variar a condição de saída da câmara de combustão entre *Mach* 1,2 e 1,77 para verificar em qual condição se tem empuxo igual ao arrasto.

Uma outra constatação que pode ser feita é para o caso de parede do veículo sendo considerada *no slip wall*: Apesar de não se ter certeza de que ela representa fielmente os efeitos reais, ou seja, se as forças viscosas geradas pela influência dela é realmente o que o *software* calculou, vale realizar uma primeira estimativa, pela Tabela 19, para calcular que a força resultante em X no veículo é de -1,46 N, ou seja, muito próxima de zero e, portanto, da condição em que o arrasto é igual ao empuxo. Sendo assim, é possível realizar um voo de cruzeiro nestas condições; mas, caso diminua a injeção de combustível, o arrasto se tornará maior que o empuxo, impossibilitando a operação.

5.6.2 L/D

Além do empuxo, foram calculadas as forças de sustentação e arrasto do modelo tridimensional na condição *power on* e com parede do veículo *free slip wall*.

A força de arrasto já foi calculada para obtenção do empuxo e é dada simplesmente pelo valor da força resultante em X para a condição *power off*. A força de sustentação também é fácil de ser obtida, uma vez que é a resultante da força em Y no veículo. Ambos os parâmetros são facilmente calculados pois a condição de voo do veículo possui ângulo de ataque nulo; ou seja, não é necessário calcular as componentes dessas forças nos eixos do veículo.

Além disso, a partir de tais valores, é possível calcular a razão sustentação por arrasto (L/D), apresentada na Tabela 22, e compará-la com valores de referência.

Modelo	Sustentação [N]	Arrasto [N]	L/D
3D - metade	628,04	244,23	2,57
3D - completo	1256,08	488,46	2,57

Tabela 22 – Forças atuantes no modelo do demonstrador tecnológico para as condições *power on* e *power off*.

Portanto, para o caso analisado neste trabalho, tem-se que a razão L/D é de 2,57, valor um pouco abaixo dos apresentados das referência, os quais estão entre 4,5 e 4,82 (INGENITO; GULLI; BRUNO, 2010). No entanto, vale ressaltar que essas referências possuem superfícies maiores no extradorso, com configuração *waverider* para gerar mais sustentação diferentemente do modelo analisado, no qual o *scramjet* já é praticamente o veículo hipersônico.

Além disso, segundo o artigo online [Chaves \(2019\)](#), um modelo do *14-X* com 4 metros de comprimento tem massa de aproximadamente 750 kg. Reduzindo a escala para o modelo deste trabalho, obtém-se um peso de 175 kg. Dessa forma, para realizar um voo de cruzeiro, a sustentação gerada deveria ser de 1.716,75 N, enquanto que, no modelo simulado, é de 628,04 para metade do veículo, ou seja, 1.256,08 N para o veículo todo, valor insuficiente para sustentar o voo do veículo.

No entanto, vale ressaltar mais uma vez que esse valor é para o *14-X*, que possui uma configuração geométrica diferente à do demonstrador estudo. Também, como não há valores de referência da massa do *14-X B* ou do arranjo estrutural com os materiais utilizados, não é possível concluir que a aeronave suportaria seu próprio peso.

5.7 Considerações finais

Os estudos aqui feitos, nas condições de voo definidas, com os parâmetros da saída da câmara de combustão definidos e com as devidas alterações na altura da câmara de combustão, mostram que o veículo é capaz de gerar empuxo e vencer o arrasto gerado pelas forças de pressão e viscosas.

Antes de iniciar as discussões de resultados, observou-se um efeito de zona de recirculação próxima ao *lip*, a qual foi solucionada aumentando a altura da câmara de combustão. Mas, apesar das hipóteses levantadas, não foi possível identificar a razão exata de isso ter acontecido pelo simples fato de que o escoamento é muito sensível a pequenas alterações, sejam elas nas condições iniciais, na geometria, na malha ou nos modelos de turbulência utilizados. Por essa razão, o modelo projetado por meio das equações analíticas forneceram uma boa base para o início da análise CFD, mas ainda assim foi necessário modificá-lo ao longo do trabalho.

Também, apesar de terem sido feitas simulações considerando a parede do veículo com a condição *no slip wall*, ou seja, com camada limite, estas não foram utilizadas para cálculo de empuxo e razão L/D , uma vez que a malha não estava refinada o suficiente para capturar os efeitos dessa camada.

Um outro ponto observado é que é gerada uma sustentação positiva no veículo pelo efeito *waverider*, a partir do qual as pressões geradas por ondas de choque oblíquas e de expansão no intradorso são maiores que no extradorso. No entanto, devido à falta de informação do valor de massa do veículo *14-X B* e dos materiais exatos utilizados no veículo, não foi possível concluir que essa sustentação é maior que o seu peso.

Por fim, observou-se que os efeitos tridimensionais interferem no escoamento que passa pelo *scramjet*, resultando em comportamentos diferentes aos observados nas simulações com modelos bidimensionais. Entretanto, apesar de se ter discutido alguns aspectos, é necessário estudos mais aprofundados para entender a razão desses efeitos e se

eles são positivos ou negativos para geração de sustentação e empuxo, além de identificar como alterações na geometria do veículo interferem nisso.

6 CONCLUSÃO

Este trabalho teve como objetivo realizar uma análise computacional preliminar do escoamento em torno de um veículo demonstrador tecnológico *scramjet*, nas condições de *Mach* 6 e altitude 20 km e ângulo de ataque nulo, a fim de identificar suas principais características, distribuições de velocidade e de propriedades termodinâmicas.

Dessa forma, projetou-se o modelo e definiu-se as condições de contorno através de estudos analíticos associados às referências presentes na bibliografia utilizada. Em seguida, foram analisados então 4 modelos: bidimensional e tridimensional, cada um com combustor ligado e desligado.

Para isso, foram geradas malhas de acordo com a capacidade computacional disponível e analisou-se distribuição de pressão, de temperatura e número de *Mach* em torno do veículo. Além disso, o escoamento foi analisado considerando ou não a existência de camada limite, a fim de se ter uma primeira estimativa de seus efeitos.

Concluiu-se que, mesmo para os modelos bidimensionais simulados, os resultados não eram exatamente iguais aos calculados analiticamente e essa diferença era ainda maior quando comparados com as simulações dos modelos tridimensionais. Isso se deve, além do fato de a malha não ter sido mais refinada por razões de limitação computacional, também ao fato de a simulação computacional utilizar modelos de turbulência na solução, de ter sido adicionado um extradorso *waverider* e, definitivamente, de a análise CFD em regime hipersônico ser muito sensível à qualquer pequena alteração.

Entretanto, ao ajustar a altura da câmara de combustão, os resultados se mostraram bem condizentes com os analíticos, ocorrendo diminuição da velocidade e aumento das propriedades termodinâmicas na seção de compressão e diminuição destas propriedades e aumento da velocidade na seção de expansão.

Concluiu-se então que o modelo tridimensional simulado é capaz de gerar empuxo e sustentação nas condições definidas neste trabalho; cumprindo o objetivo proposto para este estudo. No entanto, como a solução é muito sensível a pequenas variações geométricas ou às condições iniciais, é necessário haver uma continuação do trabalho com estudos mais aprofundados, avaliando o escoamento em cada seção do veículo e em diferentes condições de voo a fim de complementar a base de estudos brasileira com informações mais detalhadas.

6.1 Trabalhos futuros

Como este trabalho é um estudo inicial de um demonstrador tecnológico *scramjet* em regime hipersônico através de simulação computacional, é necessário realizar mais

estudos para identificar e entender com mais clareza os efeitos tridimensionais presentes no modelo. Para isso, propõe-se como melhorias e aprimoramentos os seguintes trabalhos:

- Análise em CFD considerando, além do modelo tridimensional, o processo de injeção e combustão do combustível no interior da câmara de combustão, a fim de se obter a melhor combinação entre consumo de combustível e empuxo gerado;
- Estudo da melhor geometria *waverider* para o extradorso do veículo, de forma a reduzir a onda de choque nesta região. Além disso, também é importante avaliar a influência das paredes laterais/carenagens nos efeitos tridimensionais que agem sobre o escoamento;
- Análise do ângulo de rampa de expansão ideal para gerar o maior empuxo possível;
- Análise da influência do ângulo de ataque nas condições de *shock on lip* e *shock on corner*, assim como na geração das forças de sustentação, arrasto e empuxo;
- Definição da estrutura e material utilizado para atribuição da massa do veículo no modelo computacional;
- Refinamento maior da malha para capturar com mais detalhes o *shock on lip* e *shock on corner* e também para estudar a interação das ondas de choque com a camada limite. Para isso, será necessário utilizar uma capacidade computacional maior do que as presentes em computadores de uso pessoal;
- Após a obtenção de um modelo computacional com malha mais refinada, é necessário também discutir questões de estabilidade do veículo, assim como a necessidade de utilização de superfícies de controle.

REFERÊNCIAS

ARAÚJO, J. W. d. S. **Análise numérica do escoamento na seção de captura de ar de um demonstrador scramjet**. 2019. Dissertação (Mestrado) — Brasil, 2019.

ATMOSPHERE, U. S. **US standard atmosphere**. [S.l.]: National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976.

BEARMAN, P. W. Vortex shedding from oscillating bluff bodies. **Annual review of fluid mechanics**, Annual Reviews 4139 El Camino Way, PO Box 10139, Palo Alto, CA 94303-0139, USA, v. 16, n. 1, p. 195–222, 1984.

BEZERRA, Í. 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.

BOYLE, A. **Air Force's X-51A hypersonic aircraft sets record during its final test**. 2013. Disponível em: <<https://www.nbcnews.com/sciencemain/air-forces-x-51a-hypersonic-aircraft-sets-record-during-its-6c9764973>>. Acesso em: 12 de jun. de 2021.

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.

CHAVES, L. R. **A laboratory-scale model of the UAV**. 2019. Disponível em: <<https://revistapesquisa.fapesp.br/en/faster-than-a-bullet/>>. Acesso em: 25 de jun. de 2021.

CLUBEDEENGENHARIA. **Projeto 14-X: IEAv recebe fase 2 do projeto executivo para ensaio em voo do motor scramjet**. 2018. Disponível em: <<http://portalclubedeengenharia.org.br/2018/08/15/projeto-14-x-ieav-recebe-fase-2-do-projeto-executivo-para-ensaio-em-voo-do-motor-scramjet/>>. Acesso em: 12 de jun. de 2021.

COSTA, F. Projeto dimensional para manufatura do veículo hipersônico aeroespacial 14-x. **Undergraduate Work, FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal, Brazil**, 2011.

COSTA, G. et al. Projeto preliminar de uma proteção aerodinâmica para a entrada de ar do motor scramjet do demonstrador tecnológico 14-x s. Departamento Mecânica, 2016.

FOX, R. W.; PRITCHARD, P. J.; MCDONALD, A. T. **Introdução À Mecânica Dos Fluidos**. [S.l.]: Grupo Gen-LTC, 2000.

FRY, R.; FRY, R. The us navy's contributions to airbreathing missile propulsion technology. In: **AIAA Centennial of Naval Aviation Forum"100 Years of Achievement and Progress"**. [S.l.: s.n.], 2011. p. 6942.

GALVÃO, V. A. B. **Investigação Experimental do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X B em diferentes ângulos de ataque com número de Mach 7**. 2016. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2016.

HANDBOOK, O. A. F. P. **Coordinating Research Council CRC**. [S.l.], 2004.

HEISER, W. H.; PRATT, D. T. **Hypersonic airbreathing propulsion**. [S.l.]: Aiaa, 1994.

HODGMAN, C. D.; LIND, S. Handbook of chemistry and physics. **The Journal of Physical Chemistry**, ACS Publications, v. 53, n. 7, p. 1139–1139, 1949.

INGENITO, A.; GULLI, S.; BRUNO, C. Preliminary sizing of an hypersonic airbreathing airliner. **Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan**, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, v. 8, n. ists27, p. Pa_19–Pa_28, 2010.

JOHN, D.; ANDERSON, D. **Modern compressible flow**. [S.l.]: Mc Graw Hill, 2003.

JR, J. D. A. **Hypersonic and high-temperature gas dynamics**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

JUNIOR, P. C. G. **Tutorial para Simulação Aerodinâmica no CFX:Seção de Aerofólio NACA0012**. 2020. Disciplina de Aerodinâmica Computacional do curso de Engenharia Aeronáutica EESC-USP.

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.

MARTOS, J. **Aerothermodynamic Design, Manufacture and Testing of a 3-D Prototyped Scramjet**. 2017. Tese (Doutorado) — Tese de Pós-Doutorado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2017.

MENEGHINI, J. R. Projetos de pesquisa no tpico gerao e desprendimento de vrtices no escoamento ao redor de cilindros. **Escola Politécnica-Tese de Livre docência**, 2002.

MOSES, P. L. et al. Nasa hypersonic flight demonstrators—overview, status, and future plans. **Acta astronautica**, Elsevier, v. 55, n. 3-9, p. 619–630, 2004.

MOURA, A. F. **A computational study of the airflow in scramjet intakes**. 2014. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2014.

PEREIRA, M. V. S. **Projeto aerodinâmico e dimensional de um demonstrador tecnológico scramjet acoplado ao motor foguete S30**. 2018. Dissertação (B.S. thesis) — Universidade Federal do Rio Grande do Norte, 2018.

RAJ, N. O. P.; VENKATASUBBAIAH, K. A new approach for the design of hypersonic scramjet inlets. **Physics of Fluids**, American Institute of Physics, v. 24, n. 8, p. 086103, 2012.

RAN, H.; MAVRIS, D. Preliminary design of a 2d supersonic inlet to maximize total pressure recovery. In: **AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences**. [S.l.: s.n.], 2005. p. 7357.

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

ROLIM, T. C. **Experimental analysis of a hypersonic waverider**. 2009. Tese (Doutorado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2009.

ROLIM, T. C. et al. Experimental results of a mach 10 conical-flow derived waverider to 14-x hypersonic aerospace vehicle. **Journal of Aerospace Technology and Management**, SciELO Brasil, v. 3, n. 2, p. 127–136, 2011.

RONDEAU, C. M.; JORRIS, T. R. **X-51A Scramjet demonstrator program: waverider ground and flight test**. [S.l.], 2013.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2016.

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.

Anexos

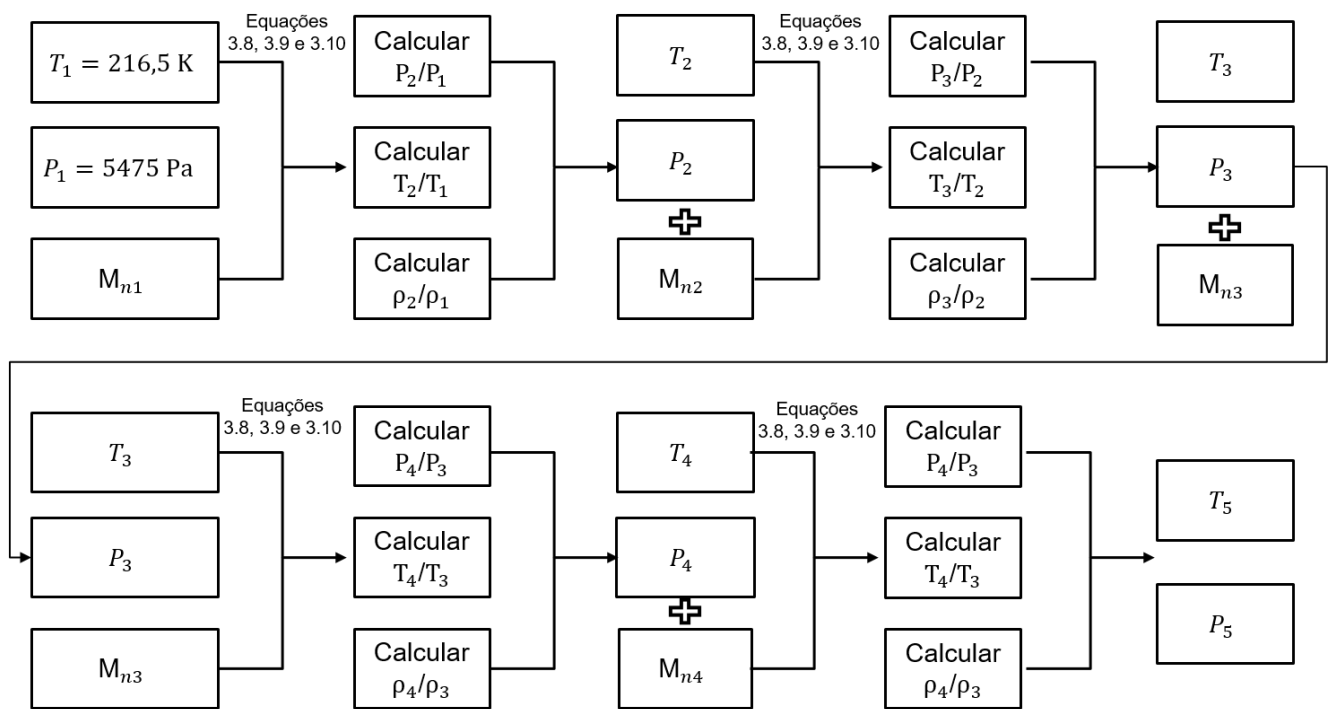


Figura 65 – Processo Iterativo para calcular os três ângulos das rampas de compressão - Cálculo das propriedades termodinâmicas. Fonte: Autor.

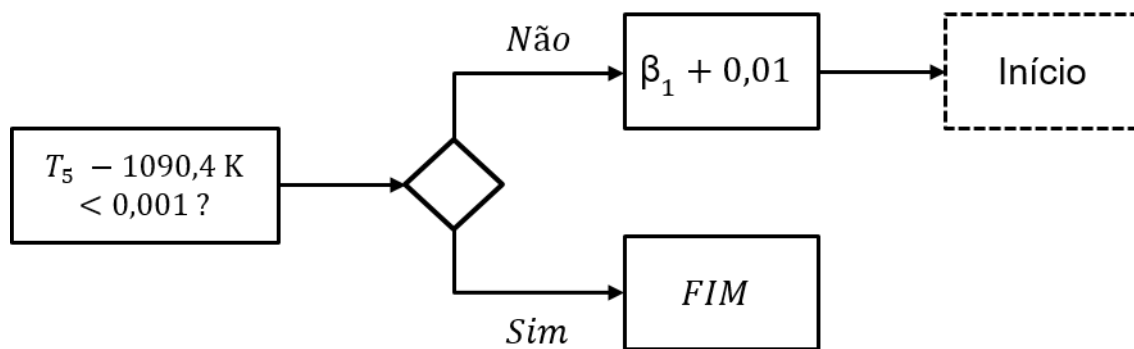


Figura 66 – Processo Iterativo para calcular os três ângulos das rampas de compressão - Verificação da Temperatura. Fonte: Autor.