

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

LAURA CAROLINA MONTEIRO DOS SANTOS RODRIGUES DA SILVA

PROJETO CONCEITUAL DE UM VEÍCULO AEROESPACIAL UTILIZANDO
SISTEMA DE PROPULSÃO ASPIRADA PARA VELOCIDADE HIPERSÔNICA

Joinville

2021

LAURA CAROLINA MONTEIRO DOS SANTOS RODRIGUES DA SILVA

PROJETO CONCEITUAL DE UM VEÍCULO AEROSPACIAL UTILIZANDO
SISTEMA DE PROPULSÃO ASPIRADA PARA VELOCIDADE HIPERSÔNICA

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de bacharel no Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Juan Pablo de Lima Costa Salazar. Ph. D.

Coorientador: Dr. Paulo Gilberto de Paula Toro

Joinville

2021

LAURA CAROLINA MONTEIRO DOS SANTOS RODRIGUES DA SILVA

PROJETO CONCEITUAL DE UM VEÍCULO AEROESPACIAL UTILIZANDO
SISTEMA DE PROPULSÃO ASPIRADA PARA VELOCIDADE HIPERSÔNICA

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 23 de setembro de 2021.

Banca Examinadora:

Juan Pablo de Lima Costa Salazar, Ph.D.
Orientador/Presidente

Dr. Diogo Nardelli Siebert
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

Dr. Filipe Dutra da Silva
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer à minha família, sem a qual nada disso seria possível. Agradeço, em especial, aos meus pais, Aparecida e Paulo, e à minha irmã, Marina, por todo amor, educação, valores, apoio e incentivo, que contribuíram para a minha formação pessoal e profissional.

Agradeço aos professores Paulo Toro, Juan Salazar e Eduardo De Carli por todo empenho, auxílio, dedicação e ensinamentos. E agradeço aos demais professores da UFSC CTJ por contribuírem na minha formação.

Às eternas Aerogirls, Andreia Almeida, Gabriela Schwab, Karina Moraes e Marcela Bogado, por me acompanharem e apoiarem nessa fase e tornarem minha graduação e minha vida muito melhores.

A todos os amigos que a faculdade me deu, especialmente Bruno Serpa e Mateus Magalhães, pela companhia, apoio e por toda ajuda sempre que precisei.

À equipe Kosmos Foguetemodelismo e ao laboratório Thermal Fluid Flow pela oportunidade de aprender e crescer profissionalmente.

Por fim, agradeço a todos que, de alguma forma, contribuíram na minha formação acadêmica e realização deste trabalho.

“Now this is not the end. It is not even the beginning of the end.
But it is, perhaps, the end of the beginning.”
(CHURCHILL, 1942)

RESUMO

A propulsão hipersônica aspirada com combustão supersônica (scramjet) é tema de estudo de comunidades científicas de diversos países, devido ao interesse em facilitar o acesso ao espaço. Essa tecnologia apresenta como vantagem em relação aos atuais sistemas de propulsão aeroespacial, a redução do peso do veículo, uma vez que não é necessário o transporte de oxidante. Veículos aeroespaciais que operam em velocidade hipersônica utilizando propulsão scramjet requerem um sistema altamente integrado, onde o sistema de propulsão e o veículo são indistinguíveis. Neste trabalho, é apresentada uma abordagem analítica-teórica para o desenvolvimento de um projeto de veículo scramjet operando em uma altitude de 25 km, em velocidade de 1879,85 m/s, correspondente ao número de Mach 6,3. Para o dimensionamento da seção de compressão, foi utilizada a teoria de ondas de choque oblíquas e adotou-se o critério de intensidade do choque constante através das ondas de choque, a fim de evitar perda de desempenho durante a compressão. Na seção de combustão, foi utilizada a teoria de Rayleigh para adição de calor unidimensional. Por fim, para o dimensionamento da seção de expansão, implementou-se a teoria de ondas de expansão de Prandtl-Meyer e a teoria de razão de áreas. Através dessa análise obteve-se um empuxo positivo, o que corrobora com a hipótese de que a tecnologia scramjet tem a capacidade de propulsionar o veículo projetado. Para uma análise simplificada, o ar atmosférico foi considerado como gás caloricamente perfeito e os efeitos viscosos foram desprezados.

Palavras-chave: Combustão Supersônica. Propulsão Hipersônica Aspirada. Scramjet. Hipersônica.

ABSTRACT

The hypersonic airbreathing propulsion system based on supersonic combustion (scramjet) is the subject of study by scientific communities in several countries, due to the interest in facilitating the access to space. This technology has, as an advantage over current Aerospace propulsion systems, the reduction of vehicle weight, since it is not necessary to transport the oxidant. Aerospace vehicles operating at hypersonic speed using scramjet propulsion require a highly integrated system, where the propulsion system and the vehicle are indistinguishable. In this work, an analytical-theoretical approach is presented in order to develop a scramjet vehicle design operating at an altitude of 25 km, at a speed of 1879,85 m/s, corresponding to Mach number 6,3. For the dimensioning of the compression section, the oblique shock waves theory was used and the criterion of constant shock intensity through the shock wave was adopted, in order to avoid loss of performance during compression. In the combustion section, the Rayleigh theory for one-dimensional heat addition was used. Finally, for the dimensioning of the expansion section, the Prandtl-Meyer expansion wave theory and the area ratio theory were used. Through this analysis, a positive thrust was obtained, which corroborates the hypothesis that the scramjet technology has a propulsion capacity for the projected vehicle. For a simplified analysis, atmospheric air was considered as calorically perfect gas and viscous effects were not considered.

Keywords: Supersonic Combustion. Hypersonic Airbreathing Propulsion. Scramjet. Hypersonic.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Terminologia para o motor scramjet.....	18
Figura 2 - Ciclo termodinâmico Brayton para scramjets.....	19
Figura 3 - Desempenho característico por tipo de motor	20
Figura 4 - Representação genérica de veículo do programa NASP.....	21
Figura 5–Carga útil do HyShot	22
Figura 6 - Concepção artística do X-43 A	23
Figura 7 - Concepção artística do 14-X waverider	24
Figura 8: Apresentação de uma onda de choque normal.....	29
Figura 9 - Onda de choque oblíqua plana	31
Figura 10 - Geometria da onda de choque oblíqua	32
Figura 11 - Geometria da onda de choque refletida	34
Figura 12 - Representação da admissão supersônica	35
Figura 13 - Esquema de choque on-lip e choque on-corner	36
Figura 14 - Escoamento unidimensional	38
Figura 15 - Escoamento unidimensional com adição de calor	39
Figura 16 - Volume de controle para escoamento quasi-unidimensional	41
Figura 17 - Expansão de Prandtl-Meyer.....	42
Figura 18 - Seção de expansão por razão de área para um veículo scramjet	44
Figura 19 - Volume de controle para cálculo do empuxo não instalado	44
Figura 20 - Fluxograma geral do projeto	45
Figura 21 - Perfil de temperaturas em função da altitude geométrica	47
Figura 22 - Concepção do veículo integrado.....	49
Figura 23 - Representação do posicionamento do veículo scramjet.....	49
Figura 24 - Metodologia da modelagem da seção de compressão	51
Figura 25 - Esquema geral da seção de compressão	51
Figura 26 - Determinação do comprimento das rampas	53
Figura 27 - Representação da seção de expansão.....	55
Figura 28 - Esquemático da expansão de Prandtl-Meyer	56
Figura 29 - Esquemático da seção de expansão	57
Figura 30 - Metodologia da modelagem da seção de expansão.....	57
Figura 31 - Geometria da seção de compressão	60

Figura 32 - Configuração das rampas e ondas de choque.....	62
Figura 33 - Geometria da expansão.....	64
Figura 34 - Dimensões em mm do scramjet na condição power-on.....	67
Figura 35 - Ângulos das rampas do scramjet.....	67
Figura 36 - Regiões do escoamento	68
Figura 37 - Comportamento da temperatura	69
Figura 38 - Comportamento da pressão.....	69
Figura 39 - Comportamento da massa específica.....	70
Figura 40 - Comportamento da velocidade do som.....	70
Figura 41 - Comportamento da velocidade do escoamento	70
Figura 42 - Comportamento do número de Mach.....	71
Figura 43 - Volume de controle para o cálculo do empuxo não instalado	72
Figura 44 - Vista do veículo scramjet	73
Figura 45 - Vista isométrica do veículo scramjet.....	74

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 - Descrição da terminologia para o motor scramjet	18
Quadro 2 - Data de lançamento do HyShot.....	23

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Parâmetros de cada camada segundo a Atmosfera padrão ISA	46
Tabela 2 - Dimensões do acoplamento do motor scramjet	50
Tabela 3 - Condições de voo.....	58
Tabela 4 - Propriedades do escoamento não perturbado a 25 km de altitude	58
Tabela 5 - Calores específicos do ar e hidrogênio	59
Tabela 6 - Requisitos na entrada da câmara de combustão	59
Tabela 7 - Requisitos geométricos do projeto	59
Tabela 8 - Massa de ar aspirada pelo motor scramjet	60
Tabela 9 – Comprimento das rampas e número de Mach da seção de compressão	60
Tabela 10 - Propriedades termodinâmicas e velocidade na seção de compressão..	61
Tabela 11 - Razão das propriedades termodinâmicas	62
Tabela 12 - Geometria da câmara de combustão por conservação de massa	63
Tabela 13 - Propriedades do escoamento na câmara de combustão	63
Tabela 14 - Propriedades termodinâmicas para um ângulo de expansão $\theta_{exp} =$ 13,03 (power-off)	65
Tabela 15 - Empuxo não instalado do scramjet na condição power-off	66
Tabela 16 - Propriedades termodinâmicas para um ângulo de expansão $\theta_{exp} =$ 31,09 (power-on)	66
Tabela 17 - Dimensões longitudinais do veículo	67
Tabela 18 - Descrição das regiões do escoamento	68
Tabela 19 - Empuxo não instalado do scramjet na condição power-on	72
Tabela 20 - Propriedades termodinâmicas ao longo do motor scramjet	74

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Velocidade do som
A_{PM}	Área de Prandtl-Meyer
C_n	Gradiente de temperatura
C_p	Calor específico
e	Energia interna específica
f	Forças de corpo
H	Altitude geopotencial
h	Entalpia
h_{pr}	Calor da reação
L_{PM}	Comprimento de Prandtl Meyer
M	Número de Mach
\dot{m}	Fluxo de massa
p	Pressão
q	Calor por unidade de massa
\dot{q}	Fluxo de calor
R	Constante dos gases
T	Temperatura
T_0	Temperatura total
u	Velocidade na direção x
v	Velocidade na direção y
V	Vetor velocidade
w	Velocidade na direção z
β	Ângulo do choque
θ	Ângulo da superfície
μ_1	Ângulo da frente da onda de expansão
μ_2	Ângulo da cauda da onda de expansão
ν	Função de Prandtl-Meyer
ρ	Massa específica

Lista de índices

<i>in</i>	Entrada
<i>esteq</i>	Estequiométrico
<i>n</i>	Componente normal
<i>out</i>	Saída
<i>ref</i>	Onda de choque refletida
<i>t</i>	Componente tangencial

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	14
1.1. OBJETIVOS	15
1.1.1. Objetivo Geral	15
1.1.2. Objetivos Específicos	15
2.TECNOLOGIA SCRAMJET	16
2.1. HIPERSÔNICA.....	16
2.2. DEFINIÇÃO DE SCRAMJET.....	17
2.3. ESTADO DA ARTE	20
2.3.1. NASP – Estados Unidos	21
2.3.2. HyShot - Austrália	22
2.3.3. Hyper-X – Estados Unidos	23
2.3.4. 14-X – Brasil	24
2.4. ESTUDOS ANALÍTICOS.....	24
3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	27
3.1. TEORIA DE ONDAS DE CHOQUE.....	27
3.1.1. Onda de choque normal	28
3.1.2. Onda de choque oblíqua	31
3.1.3. Onda de choque refletida	33
3.2. OTIMIZAÇÃO DA SEÇÃO DE COMPRESSÃO ATRAVÉS DA INTENSIDADE CONSTANTE DAS ONDAS DE CHOQUE.....	34
3.3. MÁXIMA CAPTURA DE AR	35
3.4. AUTOIGNIÇÃO DO COMBUSTÍVEL	36
3.5. ESCOAMENTO UNIDIMENSIONAL	38
3.5.1. escoamento unidimensional com adição de calor– Teoria de Rayleigh..	38
3.6. SISTEMA DE EXPANSÃO	40
3.6.1. Teoria de expansão de Prandtl-Meyer	41
3.6.2. Teoria de razão de área	43
3.7. EMPUXO NÃO INSTALADO.....	44
4. METODOLOGIA	45
4.1. CONDIÇÕES INICIAIS DA ANÁLISE.....	45
4.1.1. Propriedades termodinâmicas da atmosfera de ar	46

4.2. PARÂMETROS GEOMÉTRICOS	48
4.2.1. Parâmetros geométricos	48
4.3. SEÇÃO DE COMPRESSÃO	50
4.3.1. Determinação do comprimento das rampas	52
4.4. CÂMARA DE COMBUSTÃO	53
4.5. SEÇÃO DE EXPANSÃO	54
5. RESULTADOS E DISCUSSÕES	58
5.1. SEÇÃO DE COMPRESSÃO	60
5.2. CÂMARA DE COMBUSTÃO	62
5.3. SEÇÃO DE EXPANSÃO	64
5.3.1. Análise da condição power-off	64
5.3.2. Análise da condição power-on.....	66
5.4. GEOMETRIA FINAL.....	73
6.CONCLUSÃO	75

1. INTRODUÇÃO

O acesso ao espaço, nos dias atuais, se dá por meio de veículos que utilizam sistemas de propulsão com combustão química, geralmente não reutilizáveis. Nesses veículos, cerca de 95% do peso no momento do lançamento representa o sistema de propulsão, incluindo combustível e estrutura, restando apenas 5% para o transporte de carga útil (KETSDEVER et al., 2010).

Consequentemente, o setor espacial busca constantemente o desenvolvimento de novas tecnologias de forma a reduzir o tamanho, peso e consumo de energia dos veículos lançadores. Entretanto, os sistemas atuais indicam pouca possibilidade de melhoria através da diminuição do peso, uma vez que possuem elevada eficiência. Por essa razão, faz-se necessário o estudo de novas tecnologias.

A tecnologia de propulsão hipersônica aspirada com combustão supersônica (scramjet) se apresenta como uma solução para o setor aeroespacial, uma vez que é capaz de cumprir os requisitos de alto desempenho e confiabilidade, assim como as limitações do transporte de combustível, por se tratar de um sistema que utiliza o ar atmosférico como oxidante. Sem a necessidade de transportar o oxidante, diferente dos atuais motores foguete, o peso total no lançamento é reduzido, o que implica em uma menor quantidade de combustível necessária e um veículo menor, resultando em uma redução significativa dos custos.

Por se tratar de uma tecnologia ainda em estudo, é necessário o levantamento dos requisitos e necessidades do projeto, de forma a sanar dúvidas e evidenciar os possíveis desafios. Dessa forma, tem-se como motivação a análise simplificada e a implementação de metodologias simples e concisas para o desenvolvimento de veículos utilizando propulsão hipersônica aspirada, a fim de determinar configurações mais favoráveis para futuros estudos aprofundados.

Neste trabalho, foi realizado um projeto conceitual de um veículo scramjet genérico operando a uma velocidade de 1879,85 m/s (correspondente ao número de Mach 6,3) na altitude de 25 km. Para essa análise optou-se pelo uso de três rampas na seção de compressão do veículo scramjet e hidrogênio como combustível. O ar foi considerado um gás ideal e foram desprezados os efeitos viscosos.

Para o dimensionamento da seção de compressão, considerou-se o critério de máxima recuperação de pressão e os requisitos de temperatura e número de Mach

na entrada da câmara de combustão, de forma a garantir a autoignição do hidrogênio, em velocidade supersônica. Na análise da câmara de combustão foi aplicada a teoria de adição de calor de Rayleigh e a seção de expansão foi modelada considerando a teoria de expansão de Prandtl-Meyer acoplada à teoria de razão de área, de forma a garantir que a pressão no bordo de fuga do scramjet seja igual à pressão ambiente.

1.1. OBJETIVOS

A fim de buscar maior compreensão sobre a tecnologia de propulsão hipersônica aspirada e levantar possíveis dificuldades no dimensionamento de motores scramjet, propõe-se neste trabalho os seguintes objetivos.

1.1.1. Objetivo Geral

Projetar um veículo aeroespacial com propulsão hipersônica aspirada operando a 25 km de altitude e velocidade de 1879,85 m/s (correspondente a Mach 6,3), considerando ar como gás ideal e sem efeitos viscosos.

1.1.2. Objetivos Específicos

- Definir os parâmetros para a análise do scramjet com base na teoria já existente;
- Desenvolver uma ferramenta computacional para obtenção da geometria do veículo scramjet;
- Avaliar o comportamento do escoamento ao longo do veículo projetado.

2.TECNOLOGIA SCRAMJET

Nesse capítulo, apresenta-se, inicialmente, uma introdução sobre veículos scramjet, além de uma breve apresentação de projetos que têm ou tiveram como intuito o estudo da propulsão hipersônica aspirada.

2.1. HIPERSÔNICA

De acordo com Anderson (2003), os escoamentos podem ser categorizados em função do número de Mach, M , dado pela razão entre a velocidade do objeto, V , e a velocidade de propagação do som no meio, a . Dessa forma, os escoamentos podem ser classificados em:

- Escoamento subsônico: $0 \leq M \leq 0,8$;
- Escoamento transônico: $0,8 \leq M \leq 1,2$;
- Escoamento supersônico: $M > 1$;
- Escoamento hipersônico: $M > 5$;

sendo o número de Mach dado por:

$$M = \frac{V}{a}, \quad (1)$$

e a velocidade de propagação do som no meio é dada por:

$$a = \sqrt{\gamma RT}, \quad (2)$$

onde γ representa a razão dos calores específicos igual a 1,4 para o ar, R é a constante do gás e T é a temperatura estática do meio.

Para velocidades supersônicas, as ondas de choque oblíquas estabelecidas pela interação do veículo scramjet e o escoamento de ar, proporciona um aumento das propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura e massa específica) e uma redução da velocidade (número de Mach) do escoamento induzido pela onda de choque. Quando a temperatura atinge valores elevados, capazes de dissociar as moléculas e ionizar as partículas constituintes do ar, a literatura denomina esse regime como escoamento hipersônico (ANDERSON, 2006). Fenômenos como dissociação e ionização começam a ocorrer para números de Mach acima de 5 (cinco vezes a

velocidade de propagação do som no meio), caracterizando o início do regime hipersônico.

Atualmente, somente motores foguetes são capazes de propulsionar veículos espaciais em velocidades hipersônicas. Os veículos scramjet são projetados para viabilizar o sistema de propulsão hipersônica aspirada, baseada em combustão supersônica.

2.2. DEFINIÇÃO DE SCRAMJET

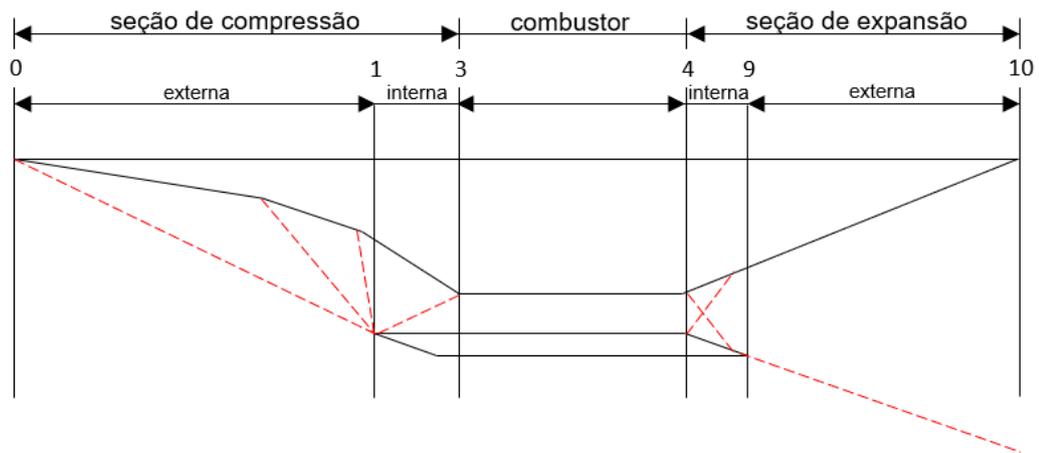
O termo scramjet vem do inglês Supersonic Combustion Ramjet. Heiser e Pratt (1994) definem ramjets e scramjets como motores que não possuem partes móveis, ou seja, que não apresentam componentes rotativos. Os ramjets são projetados para operar em uma faixa de Mach de 3 a 6 e seu funcionamento é baseado no ciclo Brayton. Nesse caso, as superfícies do veículo são responsáveis por comprimir o escoamento por meio de ondas de choque, de forma que o escoamento atinja velocidade subsônica na câmara de combustão.

Quando o número de Mach do escoamento é superior a 6, desacelerá-lo ocasiona pressões e temperaturas muito elevadas na câmara de combustão, o que resultaria na decomposição do combustível, sem queima, tornando a combustão inviável. De forma a evitar esse problema, realiza-se a compressão por meio de ondas de choque oblíquas que mantêm o escoamento em velocidade supersônica e temperaturas compatíveis com a ocorrência de combustão, ao longo de todo o veículo, caracterizando um veículo scramjet.

O termo veículo scramjet se refere a um veículo que voa em velocidade hipersônica impulsionado por um sistema de propulsão baseado em ar atmosférico como fluido de trabalho (propulsão aspirada) e que queima combustível de forma espontânea na câmara de combustão em velocidade supersônica com o intuito de produzir empuxo.

A Figura 1 apresenta a terminologia utilizada para veículos scramjet, segundo Heiser e Pratt (1994), com o significado apresentado no Quadro 1.

Figura 1 - Terminologia para o veículo scramjet



Fonte: Autora (2021)

Quadro 1 - Descrição da terminologia para o veículo scramjet

Estação	Descrição
0	Bordo de ataque do veículo
1	Bordo de ataque da carenagem
3	Entrada da câmara de combustão
4	Saída da câmara de combustão
9	Bordo de fuga da carenagem
10	Bordo de fuga do veículo

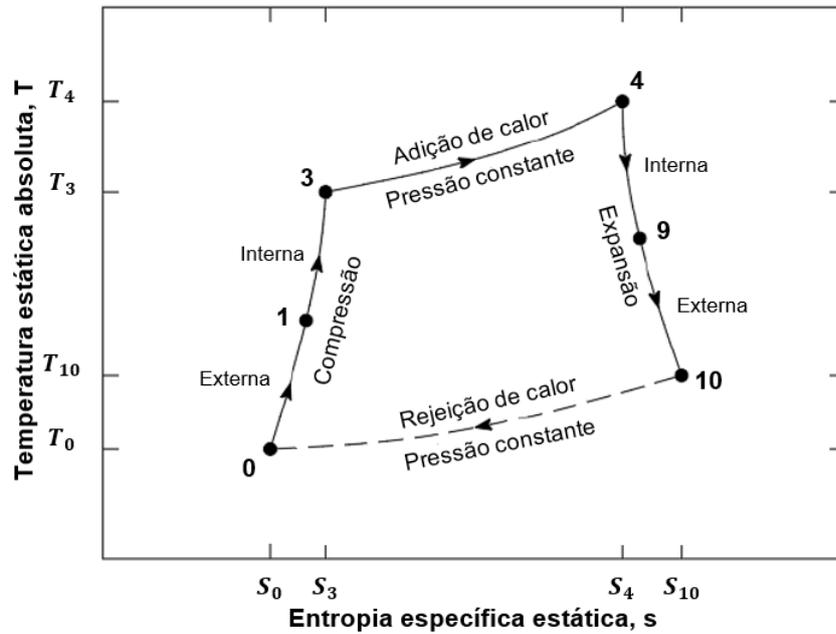
Fonte: Heiser e Pratt (1994)

A seção de compressão (0-3), mostrada na Figura 1, é responsável por realizar a compressão do escoamento, de forma a garantir a temperatura, superior à temperatura de ignição do combustível, e velocidade supersônica desejadas na entrada da câmara de combustão. A seção da câmara de combustão (3-4) é responsável pela injeção de combustível, de forma a ocasionar a combustão, sem que o escoamento entre em regime subsônico. Por fim, a seção de expansão (4-10) é responsável por expandir o escoamento da saída do combustor, resultando em redução da temperatura, pressão e massa específica e consequente aumento da velocidade, suficientemente alta, para proporcionar empuxo ao veículo scramjet.

Os veículos scramjet são projetados para operar de acordo com o ciclo termodinâmico aberto de Brayton, a fim de gerar empuxo. De acordo com a Figura 2, entre as estações 0 e 3 ocorre compressão adiabática, entre 3 e 4, adição de calor a

pressão constante, entre 4 e 10 expansão adiabática e rejeição de calor a pressão constante entre as estações 10 e 0. Nota-se que, para o veículo scramjet, o ciclo termodinâmico é aberto, uma vez que os gases expandidos são liberados diretamente na atmosfera, sem recirculação de ar no sistema.

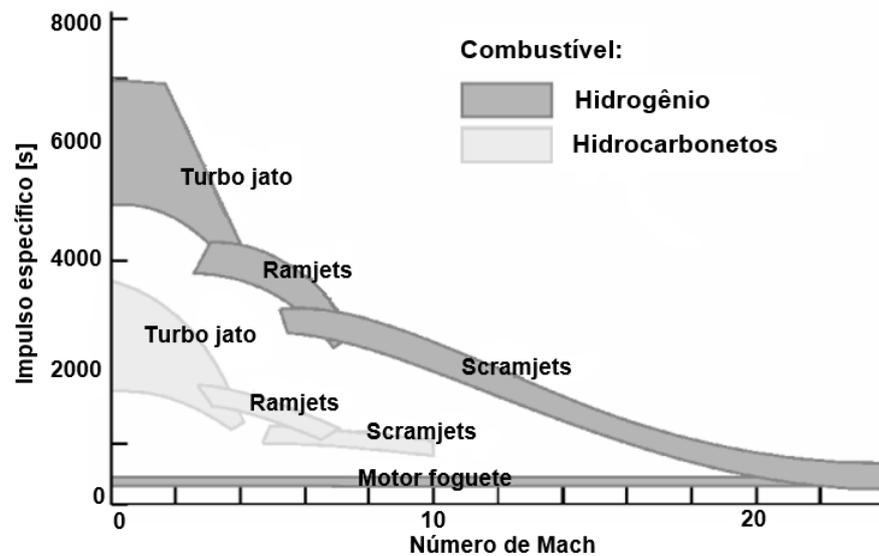
Figura 2 - Ciclo termodinâmico Brayton para scramjets



Fonte: Adaptado de Heiser e Pratt (1994, p. 153)

As tecnologias capazes de propulsionar veículos a velocidades supersônicas e hipersônicas são apresentadas pela Figura 3 em função do impulso específico e número de Mach. Observa-se que os motores foguetes operam em velocidades variando do regime subsônico ao hipersônico, porém, essa tecnologia apresenta um baixo impulso específico quando comparado às tecnologias de propulsão aspirada.

Figura 3 - Desempenho característico por tipo de motor



Fonte: Adaptado de Fry (2004, p. 32)

Os turbojatos apresentam os maiores impulsos específicos, mas a velocidade de operação é limitada, até cerca de número de Mach 3,5. Os motores ramjets operam em velocidades superiores aos turbojatos, entretanto, são limitados a velocidades correspondentes aos números de Mach 6, uma vez que o escoamento deve ser reduzido a um regime subsônico na câmara de combustão, diferente do motor scramjet.

Comparado às outras tecnologias de propulsão aspirada, os veículos scramjet possuem os menores indicadores de impulso específico, porém possibilitam operar a números de Mach superiores. De acordo com a Figura 3, os veículos scramjet são capazes de atingir velocidades tão elevadas quanto às dos motores foguetes, apresentando a vantagem do maior impulso específico, além de serem mais leves, uma vez que não é necessário carregar o oxidante. Em contrapartida, os veículos scramjet necessitam de um sistema auxiliar de propulsão para o regime de baixo número de Mach para que possam decolar e atingir a velocidade de operação, uma vez que funcionam em velocidades hipersônicas.

2.3. ESTADO DA ARTE

Países como Estados Unidos, Austrália, Alemanha, França, China, Rússia, Índia e Brasil investem em pesquisas em propulsão aspirada aplicada em veículos

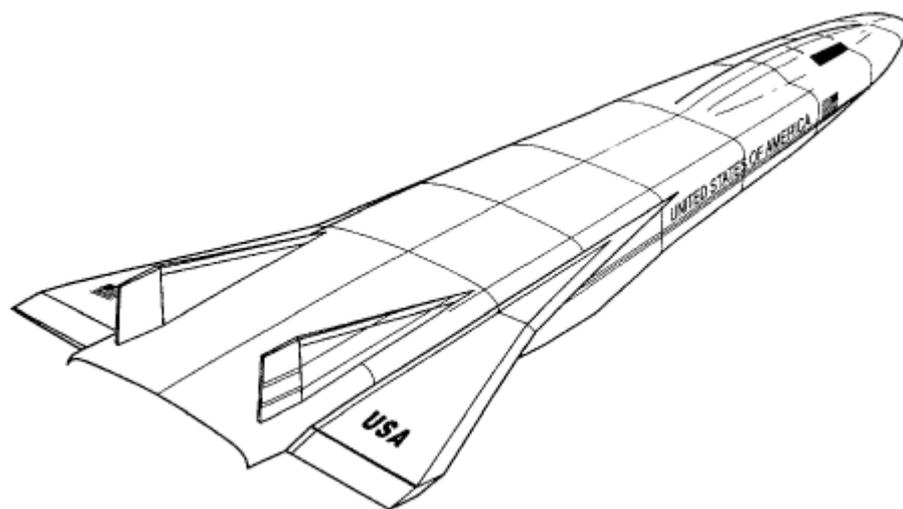
aeroespaciais em velocidade hipersônica. A seguir, são descritas algumas dessas iniciativas.

2.3.1. NASP – Estados Unidos

Segundo Heiser e Pratt (1994), o National Aero-Space Plane (NASP) teve início em 1986, a partir da parceria entre a National Aeronautics and Space Administration (NASA) e o Departamento de Defesa Norte-Americano (DARPA). O programa ganhou visibilidade quando o então presidente dos Estados Unidos, Ronald Reagan, citou em seu discurso a ideia de desenvolver uma aeronave capaz de viajar dos Estados Unidos a Tóquio em poucas horas (GAVAGHAN, 1989).

O objetivo do programa NASP foi o desenvolvimento de um veículo que integrasse os três tipos de sistemas de propulsão aspirada: turbojatos, ramjet e scramjet, de forma a conseguir operar a partir de aeroportos convencionais, prevendo a necessidade de alguma forma de propulsão assistida por foguete para inserção orbital. O veículo apresentado na Figura 4 foi concebido com o objetivo de operar em uma ampla faixa de velocidades, com número de Mach variando de 4 a 15. Entretanto, nenhum ensaio de voo foi realizado e o programa foi interrompido em 1994 devido às limitações orçamentárias (PETTY, 2016).

Figura 4 - Representação genérica de veículo do programa NASP



Fonte: Anderson (2006, p. 9)

2.3.2. HyShot - Austrália

Em 1987, foi desenvolvido o túnel de choque hipersônico T4, na Queensland University, na Austrália, capaz de simular condições de voo necessárias para operar um veículo scramjet. Como resultado dessas pesquisas teve início o programa HyShot (CURRAN, 2001). A Figura 5 mostra a carga útil utilizada no segundo voo do veículo HyShot.

Figura 5—Carga útil do HyShot



Fonte: Smart, Hass e Paull (2006, p. 3)

O programa Hyshot tinha como objetivo realizar testes de voo com um veículo scramjet lançado pelo foguete Terrior-Orion. Com duração de 2001 à 2007, o programa realizou cinco voos, Quadro 2, comprovando a combustão supersônica em voo livre. Os quatro primeiros voos tiveram como objetivo acelerar o veículo a aproximadamente Mach 7,6, na altitude de 35 km, a fim de comprovar a combustão supersônica.

O último voo do HyShot teve como objetivo acelerar o veículo a número de Mach 10. Suas contribuições para a comunidade científica abriram caminho para o surgimento de outros programas como o HiFiRE.

Quadro 2 - Data de lançamento do HyShot

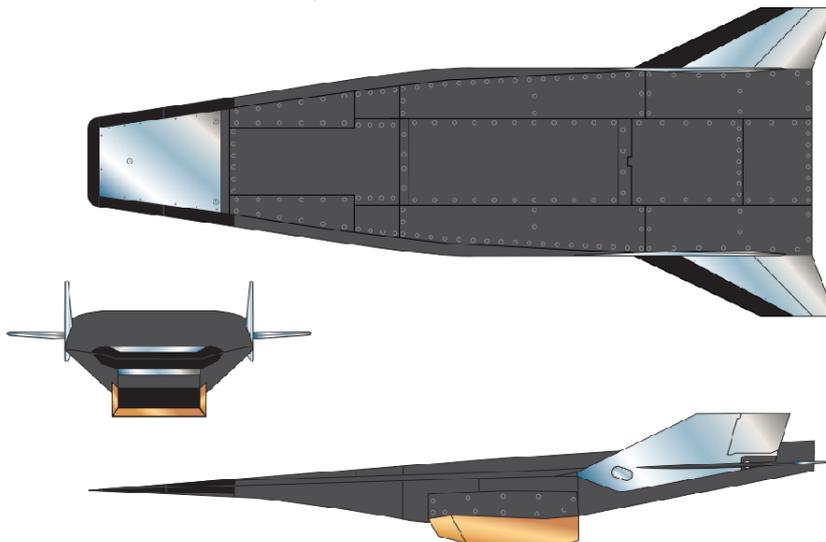
Voo	Lançamento
HyShot I	Outubro de 2001
HyShot II	Julho de 2002
HyShot III	Março de 2006
HyShot IV	Março de 2006
HyCAUSE	Junho de 2007

Fonte: Queensland University (2013)

2.3.3. Hyper-X – Estados Unidos

O Hyper-X surgiu como uma continuação do programa NASP, com o objetivo de verificar e demonstrar técnicas experimentais, métodos computacionais e ferramentas analíticas necessárias para desenvolver motores scramjet movidos com hidrogênio como combustível (MCCLINTON et al., 2001).

Figura 6 - Concepção artística do X-43 A



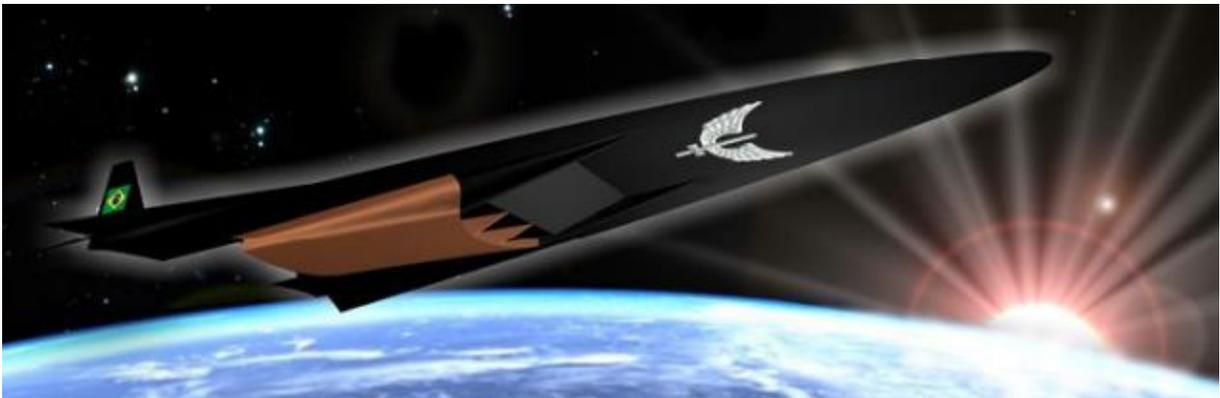
Fonte: NASA (2004)

Como resultado do programa, três veículos scramjet X-43A foram construídos, Figura 6, projetados e fabricados para realizar testes de voo com números de Mach 7 e 10. A aeronave B-52 e motor foguete Pegasus foram utilizados para acelerar o veículo até as condições de operação (MARSHALL et al. 2005). Em 2001, foi realizada a primeira tentativa de voo, sendo malsucedida e resultando na destruição do motor foguete Pegasus e do X-43A. Já em 2004, foram realizados dois voos bem-sucedidos, com números de Mach igual a 7 e 10. O programa cumpriu seus objetivos e foi descontinuado em 2005.

2.3.4. 14-X – Brasil

Desde 2007, o Comando da Aeronáutica do Brasil desenvolve projetos de veículos scramjet (FAB, 2019). Em 2009, foi apresentado o projeto do primeiro veículo do programa: o 14-X waverider, com condições de operação de número de Mach 10 em uma altitude de 30 km.

Figura 7 - Concepção artística do 14-X waverider



Fonte: Cardoso, Souza e Toro (2013, p. 1)

O programa considerou a utilização dos motores foguetes S30 e S31, ambos brasileiros, que alcançam velocidade hipersônica correspondente a número de Mach 6,8 a 30 km de altitude, equivalente a uma velocidade de aproximadamente 2051,39 m/s (GALVÃO; TORO, 2013).

2.4. ESTUDOS ANALÍTICOS

Segundo Heiser e Pratt (1994), apesar de as abordagens analíticas-teóricas serem simplificadas, outros métodos de maior complexidade podem dificultar o entendimento dos princípios fundamentais. Os autores desenvolveram um programa, conhecido como Hypersonic Airbreathing Propulsion (HAP), que utiliza as principais teorias abordadas na literatura para desenvolver as rotinas e códigos analíticos, considerando gás caloricamente perfeito (gás ideal) ou ar em equilíbrio e implementando as teorias de escoamento compressível, escoamento isentrópico, ondas de choque, entre outras.

Tran (2010) aponta a importância do uso de métodos analíticos como ferramenta de projeto de scramjet e ressalta as vantagens da aplicação adequada de rotinas de cálculos analíticos em relação aos códigos mais complexos, como os de CFD. Entre essas vantagens está o baixo tempo computacional para resolução das equações. A autora propôs um modelamento unidimensional analítico para avaliar escoamentos em scramjets e ramjets, chamado VTMODEL. As rotinas de cálculo incluem a implementação da teoria de choque oblíqua e da teoria de onda de expansão, para calcular as seções de compressão e expansão, respectivamente.

Bonelli et al. (2011) descrevem a modelagem de uma ferramenta computacional, chamada SPREAD 2.0, utilizada no projeto preliminar de um veículo hipersônico, considerando a presença de ondas de choque oblíquas, seções de mistura de combustível, combustão e expansão. Também é analisada a presença de camada limite, baseada na teoria de Chapman et al. (1958), ao considerar os efeitos viscosos do escoamento.

Carneiro (2020) apresenta um projeto aerodinâmico de um veículo scramjet utilizando metodologia analítica para uma velocidade de voo de 2051,39 m/s (equivalente a número de Mach 6,8) e em uma altitude de 30 km. Em seu trabalho, Carneiro (2020) aborda as configurações power-off, que não considera a combustão, e a condição power-on, que simula a injeção de combustível e queima da mistura de ar e combustível. É analisado também o perfil de crescimento da camada limite hidrodinâmica na superfície do veículo.

Os trabalhos citados, assim como outros estudos da área, apresentam metodologias analíticas aplicando a fundamentação teórica no dimensionamento de uma geometria global do modelo. Além disso, definem outros pontos de análise, como a influência da camada limite e da razão de ar e combustível. Esses estudos serão a base para o desenvolvimento desta análise. Sobretudo, o trabalho de Carneiro (2020)

servirá de guia para esse estudo, a fim de realizar-se uma análise simplificada da metodologia utilizada pelo autor.

3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Nesse capítulo será abordada a fundamentação teórica necessária para o desenvolvimento desse trabalho, desde a concepção da geometria do veículo até a análise do escoamento ao longo do mesmo.

3.1. TEORIA DE ONDAS DE CHOQUE

Segundo Anderson (2003), quando um objeto se move através de um meio gasoso, o movimento do escoamento deve ser descrito considerando as Leis de Conservação da Massa, da Quantidade de Movimento e da Energia, e como as moléculas do gás se dispersam em torno do objeto. Para velocidades muito inferiores à velocidade do som (correspondente a número de Mach $< 0,3$), a hipótese de massa específica do gás permanecer constante é válida. À medida que a velocidade do objeto em questão se aproxima da velocidade do som, torna-se necessário considerar os efeitos da compressibilidade do gás.

Entretanto, quando o objeto apresenta uma velocidade superior à velocidade do som, ondas de choque são estabelecidas e as propriedades termodinâmicas do escoamento sofrem alteração de forma quase descontínua (MARTOS, 2017).

Ondas de choque correspondem a pequenas regiões, na ordem de 10^{-5} cm, que ocasionam a deflexão das linhas de corrente e alteração das propriedades do escoamento, devido à perturbação gerada por um objeto ao atravessar o escoamento (ANDERSON, 2003). Através das ondas de choque, a pressão, temperatura e massa específica do gás sofrem um acréscimo e a velocidade sofre um decréscimo, caracterizando um processo irreversível e um aumento na entropia do escoamento.

As equações de Euler consistem em um sistema de equações, diferenciais ou integrais, que descrevem a dinâmica dos fluidos sem a presença de efeitos viscosos e permitem determinar os campos de pressão, temperatura e massa específica e da velocidade de um escoamento. O sistema de equações é apresentado a seguir em sua forma conservativa (ANDERSON, 2003).

- Equação da Continuidade:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0; \quad (3)$$

- Equação da Quantidade de Movimento em x:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \rho f_x; \quad (4)$$

- Equação da Quantidade de Movimento em y:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \rho f_y; \quad (5)$$

- Equação da Quantidade de Movimento em z:

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \mathbf{V}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \rho f_z; \quad (6)$$

- Equação da Energia:

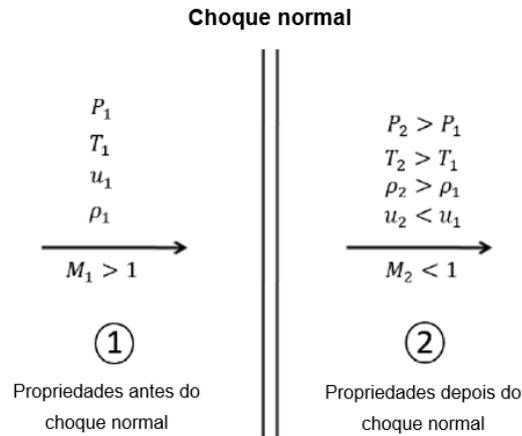
$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \mathbf{V} \right] = -\nabla \cdot (p \mathbf{V}) + \rho \dot{q} + \rho (\mathbf{f} \cdot \mathbf{V}). \quad (7)$$

Nas equações apresentadas p e ρ são as propriedades termodinâmicas pressão e massa específica, respectivamente. V é a magnitude do vetor velocidade \mathbf{V} e u , v e w são as componentes da velocidade em x, y e z, respectivamente. Além desses, f representa as forças de campo, \dot{q} é um termo fonte volumétrico de calor e e é a energia interna específica.

3.1.1. Onda de choque normal

A partir das equações de Euler e algumas simplificações para ondas de choque, é possível modelar o escoamento. A Figura 8 apresenta um diagrama de onda de choque normal, assim como o comportamento das propriedades antes e após do choque.

Figura 8: Apresentação de uma onda de choque normal



Fonte: Adaptado de Anderson (2003, p. 70)

A fim de utilizar as equações apresentadas é necessário considerar algumas simplificações (ANDERSON, 2003):

- O escoamento é unidimensional, dessa forma sua velocidade varia predominante apenas em uma direção;
- O regime do escoamento é estacionário, o que significa que as derivadas temporais são nulas;
- O escoamento é adiabático, sem adição ou subtração de calor. O aquecimento do escoamento ocorre devido a conversão de energia cinética em energia interna através da onda de choque;

$$\dot{q} = 0. \quad (8)$$

- Forças de corpo são desprezadas;

$$f = 0. \quad (9)$$

A partir dessas simplificações aplicadas às Equações de Euler, são obtidas as equações governantes, onde o índice 1 se refere às propriedades do escoamento livre, anterior ao choque, e h é a entalpia:

- Equação da Continuidade:

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2. \quad (10)$$

- Equação da Quantidade de Movimento:

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2. \quad (11)$$

- Equação da Energia:

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2}. \quad (12)$$

As Equações 10, 11 e 12 apresentam quatro variáveis desconhecidas. Dessa forma, a fim de solucionar o sistema, são necessárias equações complementares. Considerando ar com comportamento de gás caloricamente perfeito (gás ideal), a equação de estado é dada por:

$$p = \rho RT, \quad (13)$$

e a entalpia é dada por:

$$h = c_p T, \quad (14)$$

onde c_p é o calor específico, T é a temperatura e R é a constante do gás do ar.

Aplicando as simplificações e rearranjando as variáveis, assim como descrito por Anderson (2003), é possível obter equações que descrevem o comportamento do escoamento através de uma onda de choque normal.

- Número de Mach após a onda de choque normal:

$$M_2^2 = \frac{1 + \left[\frac{\gamma-1}{2}\right] M_1^2}{\gamma M_1^2 - \frac{\gamma-1}{2}}. \quad (15)$$

- Razão de massa específica através da onda de choque normal:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2 + (\gamma - 1)M_1^2}. \quad (16)$$

- Razão de pressão através da onda de choque normal:

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1). \quad (17)$$

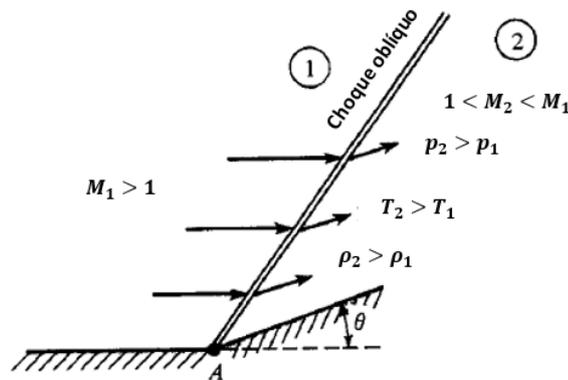
- Razão de temperatura através da onda de choque normal:

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{h_2}{h_1} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1)\right] \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2}\right]. \quad (18)$$

3.1.2. Onda de choque oblíqua

Um escoamento em velocidade supersônica ao se deparar com a região frontal de uma cunha é forçado a mudar bruscamente sua direção, mantendo-se paralelo à superfície (FOX, 2011). Na região frontal da cunha é estabelecida uma onda de choque oblíqua e, à medida que as linhas de corrente se afastam do corpo, a onda se torna mais fraca.

Figura 9 – Onda de choque oblíqua plana

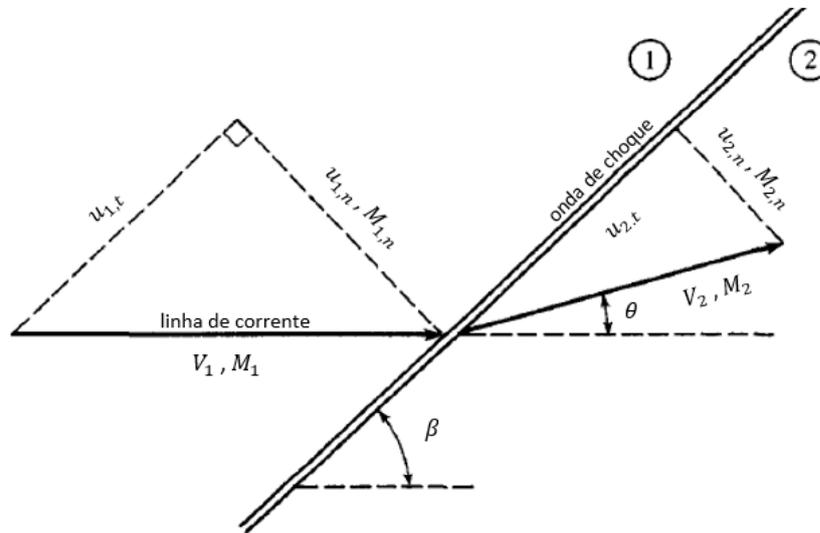


Fonte: Adaptado de Anderson (2003, p. 130)

Como apresentado na Figura 9, o número de Mach diminui após o choque, entretanto, diferente do que é observado no choque normal, esse permanece supersônico. Enquanto isso, as propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura e massa específica) sofrem um acréscimo (ANDERSON, 2003).

Considerando a Figura 10, é possível aplicar os princípios de conservação nas direções normal e tangencial, respectivamente representada pelos subscritos n e t . Na Figura 10, θ e β são os ângulos da superfície e da onda de choque oblíqua plana, respectivamente, ambos em relação à horizontal.

Figura 10 – Geometria da onda de choque oblíqua



Fonte: Adaptado de Anderson (2003, p. 134)

Aplicando as mesmas simplificações utilizadas para as ondas de choque normal, observa-se que a componente tangencial da velocidade do escoamento é preservada através da onda de choque oblíqua (ANDERSON, 2003). Dessa forma, obtêm-se as seguintes equações:

$$u_{1,t} = u_{2,t}. \quad (19)$$

- Equação da Continuidade:

$$\rho_1 u_{1,n} = \rho_2 u_{2,n}. \quad (20)$$

- Equação da Quantidade de Movimento:

$$p_1 + \rho_1 u_{1,n}^2 = p_2 + \rho_2 u_{2,n}^2. \quad (21)$$

- Equação da Energia:

$$h_1 + \frac{u_{1,n}^2}{2} = h_2 + \frac{u_{2,n}^2}{2}. \quad (22)$$

O ângulo β da onda de choque oblíqua plana, função do ângulo da superfície e do número de Mach, é obtido a partir da Equação 24 (ANDERSON, 2003):

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \left[\frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right]. \quad (23)$$

- Número de Mach após a onda de choque oblíqua:

$$M_2 = \frac{\sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2}(M_1 \sin \beta)^2}{\gamma(M_1 \sin \beta)^2 - \frac{\gamma-1}{2}}}}{\sin(\beta - \theta)}. \quad (24)$$

- Razão de massa específica através do choque oblíqua:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)(M_1 \sin \beta)^2}{2 + (\gamma - 1)(M_1 \sin \beta)^2}. \quad (25)$$

- Razão de pressão através do choque oblíqua:

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} [(M_1 \sin \beta)^2 - 1]. \quad (26)$$

- Razão de temperatura através do choque oblíqua:

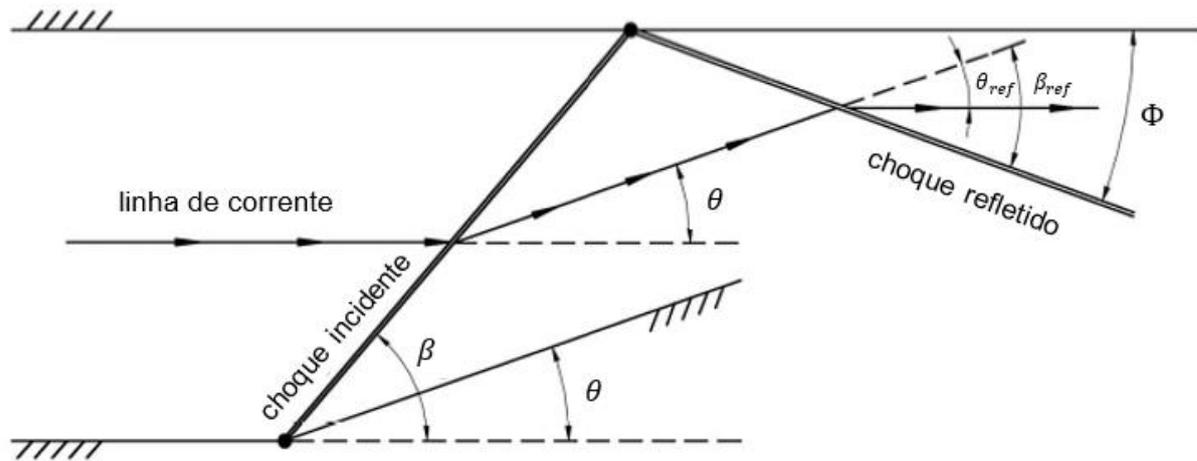
$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2 \rho_1}{p_1 \rho_2} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} ((M_1 \sin \beta)^2 - 1) \right] \left[\frac{2 + (\gamma - 1)(M_1 \sin \beta)^2}{(\gamma + 1)(M_1 \sin \beta)^2} \right]. \quad (27)$$

Utilizando as relações apresentadas pelas Equações de 23 a 27, é possível calcular as principais propriedades do escoamento através de uma onda de choque oblíqua.

3.1.3. Onda de choque refletida

De acordo com Anderson (2003), uma onda de choque oblíqua plana, ao incidir em uma superfície plana, resultará em uma onda de choque refletida oblíqua à superfície, de forma que o escoamento permaneça paralelo à superfície, mostrado na Figura 11.

Figura 11 – Geometria da onda de choque refletida



Fonte: Adaptado de Anderson (2003, p. 152)

Na Figura 11, β_{ref} e θ_{ref} são os ângulos correspondentes ao choque refletido e Φ é o ângulo entre o choque refletido e a superfície superior, sendo obtido a partir da Equação 28:

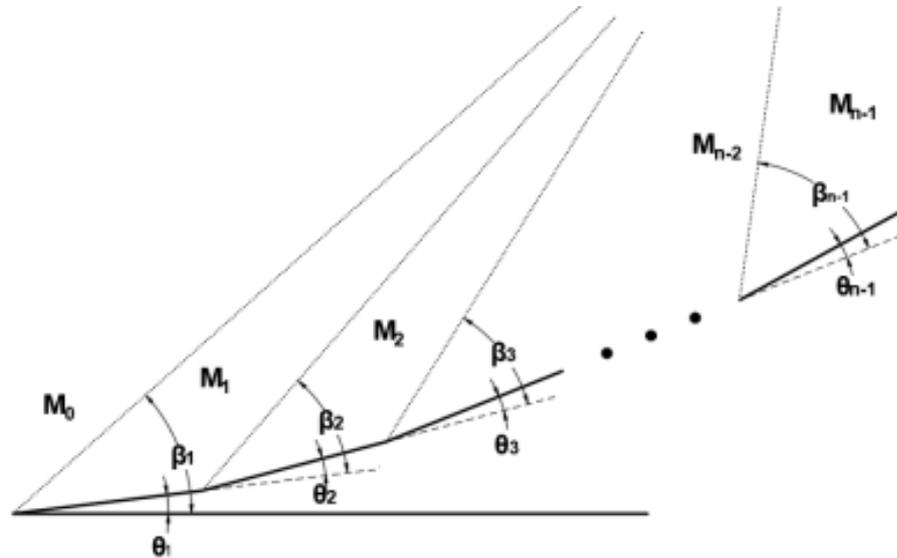
$$\Phi = \beta_{ref} - \theta_{ref} = \beta_{ref} - \theta. \quad (28)$$

3.2. OTIMIZAÇÃO DA SEÇÃO DE COMPRESSÃO ATRAVÉS DA INTENSIDADE CONSTANTE DAS ONDAS DE CHOQUE

Os processos termodinâmicos que ocorrem a partir da compressão de um escoamento supersônico através de uma onda de choque oblíqua influenciam diretamente na performance de um veículo utilizando propulsão aspirada (CARNEIRO, 2020). Dessa forma, o desempenho desses veículos é afetado significativamente pela qualidade do escoamento. Ran e Mavris (2005) apontam que a perda de pressão total, ou pressão de estagnação, é um dos fatores que implicam na redução do empuxo e, conseqüentemente, no aumento do consumo de combustível.

A partir de um critério de otimização previamente proposto por Oswatitsch (1947), Ran e Mavris (2005) sugerem uma metodologia para maximizar a pressão total. Este critério foi aplicado para um sistema de compressão misto (externo e interno) bidimensional para $n - 1$ ondas de choque oblíquas incidentes, considerando gás caloricamente perfeito e desconsiderando efeitos de camada limite, mostrado na Figura 12.

Figura 12 – Representação da admissão supersônica



Fonte: Carneiro (2020, p. 27)

Considerando um sistema com $n - 1$ ondas de choque oblíquas incidentes, como representado pela Figura 12, a máxima recuperação de pressão ocorre quando as ondas de choque oblíquas incidentes possuem a mesma intensidade, ou seja, quando a componente perpendicular da velocidade das ondas de choque é constante (RAN; MAVRIS, 2005; ARAÚJO et al., 2021):

$$M_0 \sin \beta_1 = M_1 \sin \beta_2 = \dots = M_{n-2} \sin \beta_{n-1}. \quad (29)$$

Onde a razão de pressão total (Π) é dada, segundo Heiser e Pratt (1994), por:

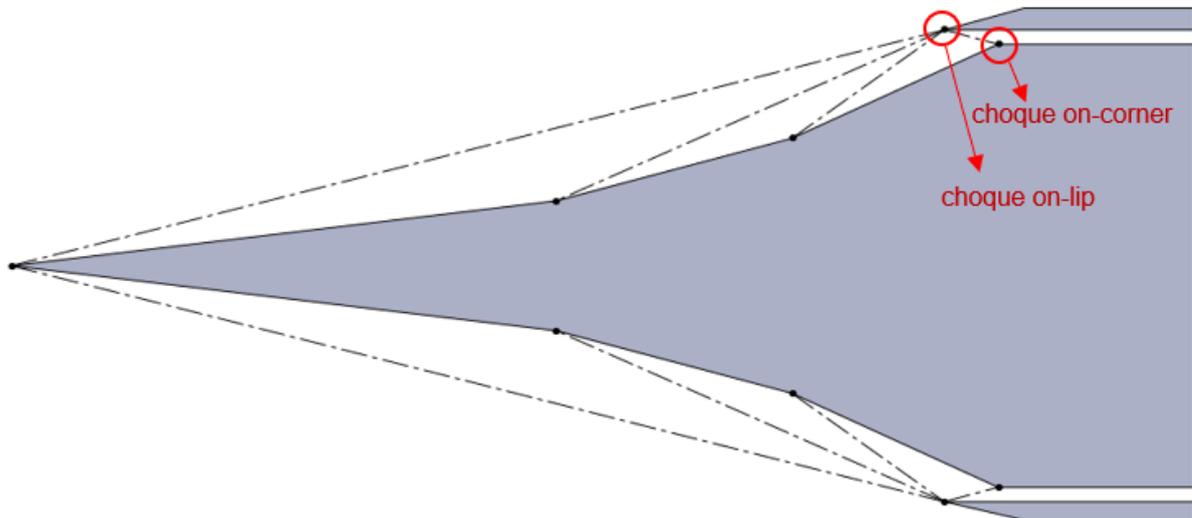
$$\Pi = \frac{p_{out}}{p_{in}} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{out}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}. \quad (30)$$

3.3. MÁXIMA CAPTURA DE AR

Segundo Carneiro (2020), a disposição da carenagem de maneira adequada garante que o fluxo de massa de ar capturado na seção de entrada do scramjet seja completamente comprimido e direcionado à câmara de combustão do motor. Esse caso ocorre quando as ondas de choque incidentes no bordo de ataque e nas rampas de compressão convergem no bordo de ataque da carenagem, resultando no

chamado choque on-lip, e a onda refletida incide na entrada da câmara de combustão, sendo esse o choque on-corner, como mostrado na Figura 13.

Figura 13 – Esquema de choque on-lip e choque on-corner



Fonte: Autora (2021)

3.4. AUTOIGNIÇÃO DO COMBUSTÍVEL

Em veículos scramjet, a adição de calor ocorre na câmara de combustão, através da queima de combustível, em velocidades supersônicas. Dependendo da sua finalidade, Heiser e Pratt (1994) afirmam que veículos de propulsão aspirada podem utilizar como combustível hidrocarbonetos ou hidrogênio. O oxigênio necessário para que ocorra a reação química é obtido através do fluxo de massa de ar que é capturado e comprimido na seção de compressão do scramjet.

Em missões com o objetivo de acesso ao espaço, o hidrogênio é o combustível utilizado (HEISER; PRATT, 1994), pois é o único que permite que o veículo alcance velocidade orbital. Nesse caso, deseja-se que a ignição do combustível ocorra de maneira espontânea, sem que seja necessário o uso de ignitores. Em geral, o hidrogênio é pressurizado no tanque de combustível, no interior do veículo scramjet, na temperatura ambiente. Dessa forma, o ar que percorre a câmara de combustão deve possuir calor suficiente para aquecer o hidrogênio até sua temperatura de ignição.

A fim de calcular a temperatura do ar na entrada da câmara de combustão considera-se que o calor cedido pelo ar em velocidade supersônica é igual ao calor absorvido pelo hidrogênio para elevar sua temperatura até a temperatura de ignição (ÇENGEL, 2010; ARAÚJO et al., 2021), logo,

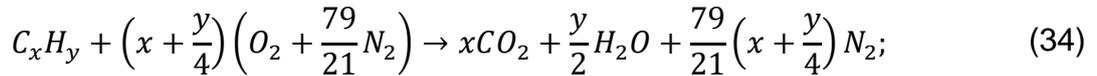
$$\dot{m}^{ar} C_p^{ar} (T_3 - T_{ignição}^{H_2}) = \dot{m}^{H_2} C_p^{H_2} (T_{ignição}^{H_2} - T_{injeção}^{H_2}); \quad (31)$$

$$T_3 = \frac{\dot{m}^{H_2} C_p^{H_2}}{\dot{m}^{ar} C_p^{ar}} (T_{ignição}^{H_2} - T_{injeção}^{H_2}) + T_{ignição}^{H_2}; \quad (32)$$

$$T_3 = f \frac{C_p^{H_2}}{C_p^{ar}} (T_{ignição}^{H_2} - T_{injeção}^{H_2}) + T_{ignição}^{H_2}, \quad (33)$$

onde $T_{ignição}^{H_2}$ é a temperatura de ignição do hidrogênio, $T_{injeção}^{H_2}$ é a temperatura em que o hidrogênio é injetado na câmara de combustão, T_3 é a temperatura na entrada da câmara de combustão, \dot{m} é igual ao fluxo de massa e f é a razão entre o fluxo de massa de hidrogênio e ar.

Para o cálculo inicial, assume-se f igual ao f_{esteq} , calculado, para cada combustível, hidrocarbonetos ou hidrogênio, segundo a seguinte metodologia (HEISER; PRATT, 1994):



$$f_{esteq} = \frac{36x + 3y}{103(4x + y)}. \quad (35)$$

A partir da temperatura na entrada da câmara de combustão é possível calcular a o número de Mach, M_3 (HEISER; PRATT, 1994):

$$M_3 = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \left[\frac{T_0}{T_3} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \right] - 1 \right\}}. \quad (36)$$

Dessa forma, a geometria da entrada deve ser capaz de elevar a temperatura do escoamento até T_3 e reduzir o número de Mach até M_3 , calculados pelas Equações 33 e 36, respectivamente.

3.5. ESCOAMENTO UNIDIMENSIONAL

Por definição, um escoamento unidimensional é aquele em que suas propriedades variam em apenas uma direção (ANDERSON, 2003). Como mostra a Figura 14, as propriedades variam apenas em função da direção x .

Figura 14 – Escoamento unidimensional

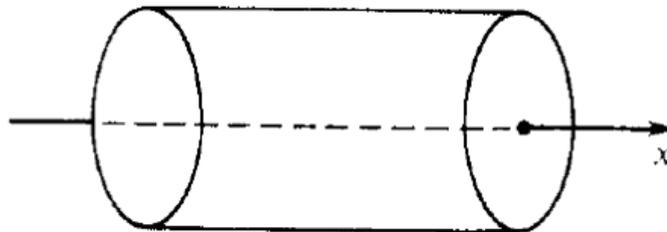
$$A = \text{constante}$$

$$p = p(x)$$

$$\rho = \rho(x)$$

$$T = T(x)$$

$$u = u(x)$$

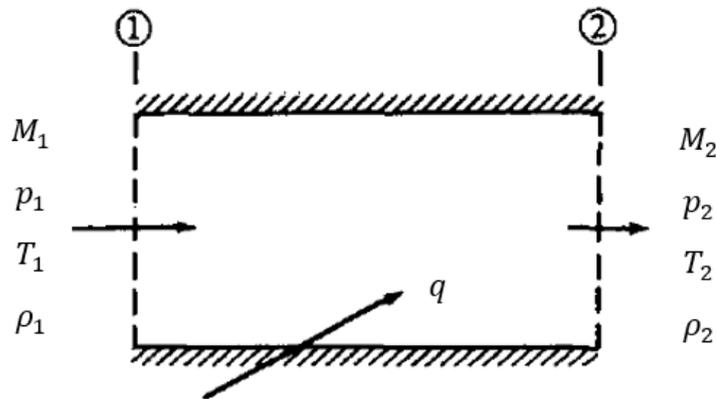


Fonte: Adaptado de Anderson (2003, p. 71)

3.5.1. Escoamento unidimensional com adição de calor– Teoria de Rayleigh

Segundo Anderson (2003), existem diferentes maneiras de alterar as propriedades de um escoamento, como por meio de fricção ou adição de calor. Considerando um volume de controle, como mostrado na Figura 15, as propriedades do escoamento poderão variar caso seja adicionado ou retirado calor do sistema.

Figura 15 – Escoamento unidimensional com adição de calor



Fonte: Adaptado de Anderson (2003, p. 106)

Conhecendo as propriedades da região 1 e o calor adicionado por unidade de massa, q , é possível determinar as propriedades do escoamento na região 2 (ANDERSON, 2003) a partir da solução das seguintes equações:

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2; \quad (37)$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2; \quad (38)$$

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} + q = h_2 + \frac{u_2^2}{2}. \quad (39)$$

Pela Equação 39, sabendo que $h = C_p T$, para um gás caloricamente perfeito, tem-se que:

$$q = C_p (T_{0,2} - T_{0,1}), \quad (40)$$

onde T_0 é a temperatura total, ou temperatura de estagnação, dada pela por:

$$T_0 = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) T. \quad (41)$$

Com o conhecimento do número de Mach que é desejado no final da câmara de combustão, é possível obter as propriedades do escoamento, a partir das Equações de 42 a 44, e assim calcular a quantidade de calor q necessária (ANDERSON, 2003):

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2}, \quad (42)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \right)^2 \left(\frac{M_2}{M_1} \right)^2, \quad (43)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_1^2} \right) \left(\frac{M_1}{M_2} \right)^2, \quad (44)$$

$$\frac{T_{0,2}}{T_{0,1}} = \left(\frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \right)^2 \left(\frac{M_2}{M_1} \right)^2 \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right). \quad (45)$$

É possível obter também a taxa de energia, q_{in} , liberada na forma de calor pela queima do combustível (HEISER; PRATT, 1994):

$$q_{in} = \dot{m}_f h_{pr}, \quad (46)$$

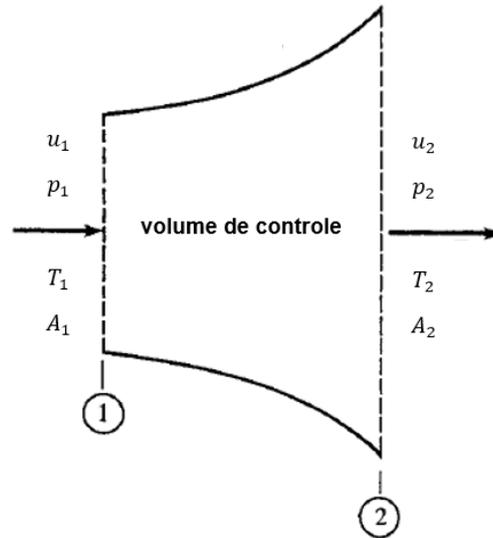
onde h_{pr} é o calor da reação de combustão e \dot{m}_f é a vazão mássica de combustível. Para o hidrogênio h_{pr} é igual a 119954 kJ/kg, segundo Heiser e Pratt (1994).

3.6. SISTEMA DE EXPANSÃO

O sistema de expansão tem como função acelerar o escoamento de maneira eficiente, de forma a resultar em um aumento mínimo da entropia do sistema (HEISER; PRATT, 1994).

No caso dos sistemas de expansão, as propriedades termodinâmicas do escoamento variam de acordo com a variação da área da seção transversal do escoamento. Nesse caso, considera-se um escoamento quase-unidimensional, onde as propriedades variam apenas em função da direção x , mas, diferente do escoamento unidimensional, a área, A , também varia em função de x , como mostrado na Figura 16 (ANDERSON, 2003).

Figura 16 – Volume de controle para escoamento quase-unidimensional



Fonte: Adaptado de Anderson (2003, p. 196)

Nesse caso, as equações de governo são obtidas de maneira semelhante ao escoamento unidimensional, considerando os princípios de conservação de massa, energia e quantidade de movimento para um volume de controle com área variável (ANDERSON, 2003):

$$\rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2; \quad (47)$$

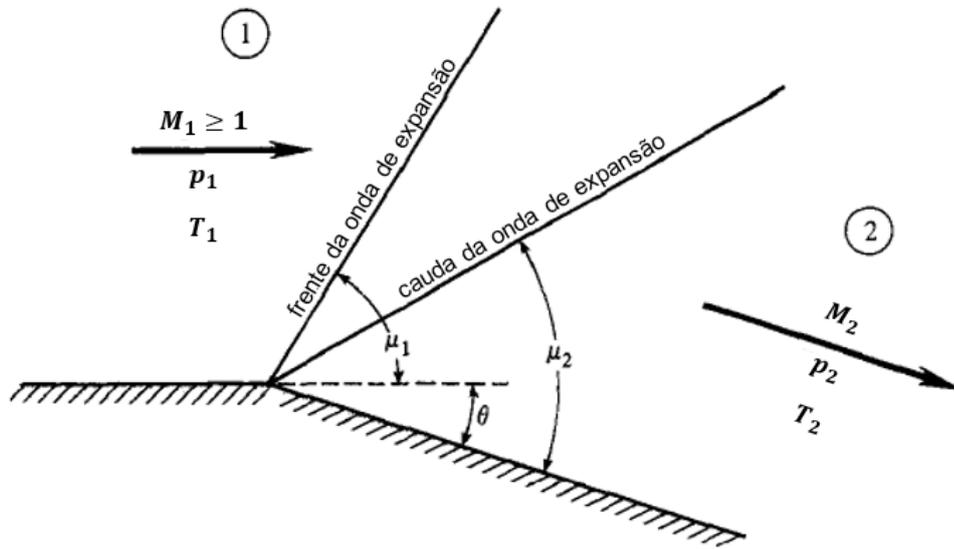
$$p_1 A_1 + \rho_1 u_1^2 A_1 + \int_{A_1}^{A_2} p \, dA = p_2 A_2 + \rho_2 u_2^2 A_2; \quad (48)$$

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} + q = h_2 + \frac{u_2^2}{2}. \quad (49)$$

3.6.1. Teoria de expansão de Prandtl-Meyer

Uma onda de expansão ocorre quando o escoamento supersônico invíscido e adiabático encontra um aumento da área da seção, a partir de uma deflexão negativa, $\theta < 0$. Nesse caso, um leque de expansão isentrópica é estabelecido, sendo delimitada pelos ângulos μ_1 e μ_2 , referentes à frente e cauda da onda de expansão, respectivamente. Essa situação é mostrada na Figura 17 (ANDERSON, 2003).

Figura 17 – Expansão de Prandtl-Meyer



Fonte: Adaptado de Anderson (2003, p.168)

De acordo com Anderson (2003), a teoria de expansão de Prandtl-Meyer considera que o ângulo θ da expansão é dado por:

$$\theta = v(M_2) - v(M_1), \quad (50)$$

onde $v(M)$ é a função de Prandtl-Meyer, dada por:

$$v(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \left(\sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M^2 - 1)} \right) - \tan^{-1} (\sqrt{M^2 - 1}). \quad (51)$$

Os ângulos μ_1 e μ_2 podem ser obtidos a partir da Equação 52 (ANDERSON, 2003):

$$\mu = \text{sen}^{-1} \frac{1}{M}. \quad (52)$$

Uma vez conhecido o número de Mach após a onda de expansão, M_2 , é possível obter as propriedades termodinâmicas do escoamento utilizando as seguintes equações (ANDERSON, 2003):

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right), \quad (53)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, \quad (54)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}. \quad (55)$$

A teoria de Prandtl-Meyer é válida apenas na região delimitada pela frente das ondas de expansão e suas reflexões. Por essa razão, essa metodologia é aplicada na região compreendida entre a saída da câmara de combustão e uma determinada estação anterior ao bordo de fuga da carenagem. Após essa região é necessário empregar a teoria de razão de área ou o método das características.

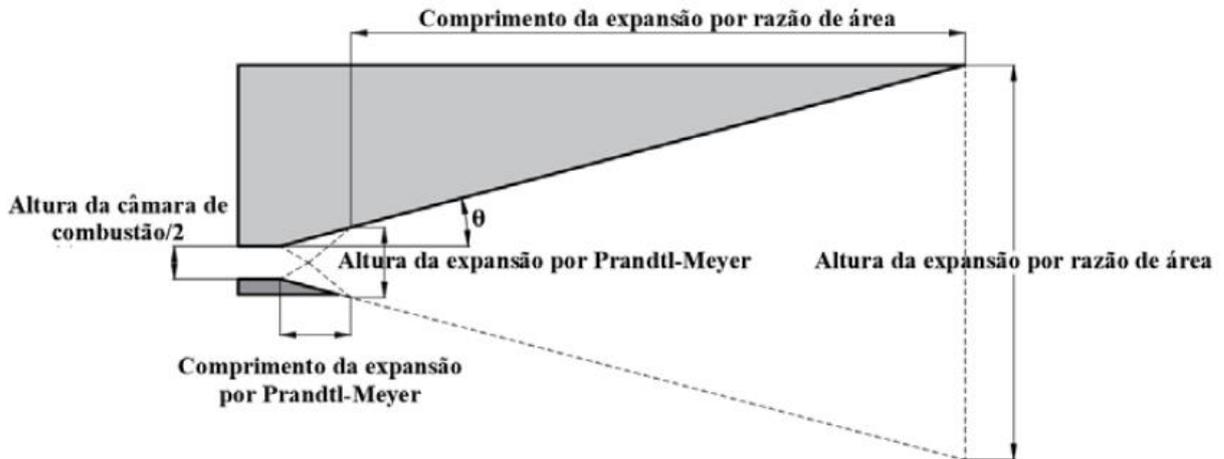
3.6.2. Teoria de razão de área

Segundo Heiser e Pratt (1994), após a região delimitada pelas frentes de onda de expansão incidente e refletidas, a teoria de razão de área pode ser aplicada. Dessa forma, a partir das equações apresentadas por Anderson (2003), é possível obter uma solução analítica para a expansão.

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}. \quad (56)$$

A Figura 18 apresenta as regiões onde são aplicadas as teorias de Prandtl-Meyer e razão de área, para um veículo scramjet simétrico de configuração de compressão mista.

Figura 18 – Seção de expansão por razão de área para um veículo scramjet



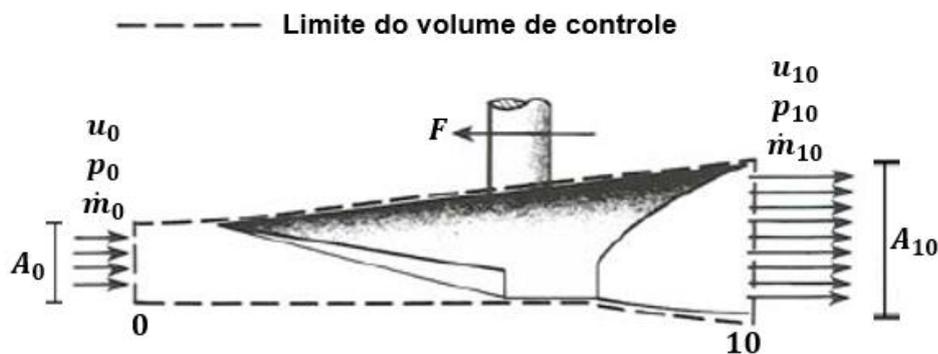
Fonte: Carneiro (2020, p. 36)

3.7. EMPUXO NÃO INSTALADO

De acordo com a 3ª Lei de Newton, o empuxo surge como uma força de reação quando uma determinada quantidade de massa é expelida em uma direção, possuindo mesmo módulo, direção e sentido oposto.

Heiser e Pratt (1994) apresentam uma abordagem simplificada para o cálculo do empuxo não instalado, analisando o volume de controle que contempla toda a região de entrada e saída do propulsor do veículo, como na Figura 19.

Figura 19 – Volume de controle para cálculo do empuxo não instalado



Fonte: Adaptado de Heiser e Pratt (1994, p. 174)

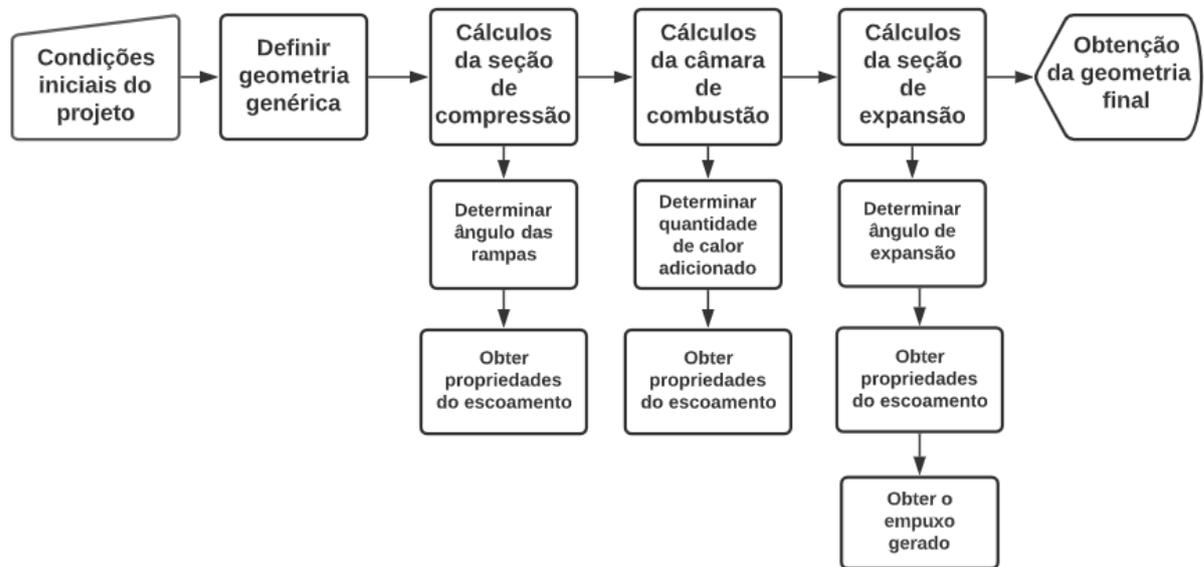
A partir do volume de controle da Figura 19 é possível calcular o empuxo não instalado utilizando a Equação 57 (HEISER; PRATT, 1994):

$$F = \dot{m}_{10}u_{10} - \dot{m}_0u_0 + (p_{10} - p_0)A_{10}. \quad (57)$$

4. METODOLOGIA

Neste capítulo serão apresentados os procedimentos e métodos utilizados na realização deste trabalho, assim como a aplicação da fundamentação teórica apresentada. A modelagem da geometria do scramjet foi separada em etapas, uma vez que se trata de um sistema com diferentes componentes que foram integrados ao fim do processo.

Figura 20 – Fluxograma geral do projeto



Fonte: Autora (2021)

Nesse trabalho, optou-se pela utilização do software MATLAB para realizar o modelamento do projeto.

4.1. CONDIÇÕES INICIAIS DA ANÁLISE

Para este estudo, foi desenvolvida uma rotina computacional que permite a análise de diferentes condições iniciais, sendo possível obter a geometria de um veículo scramjet para diferentes altitudes, números de Mach e números de rampas.

O código fonte encontra-se no repositório que pode ser acessado através do link: https://github.com/lauracarolinams/hipersônica_scramjet.git.

Neste trabalho, optou-se pela análise de um veículo scramjet na altitude de 25 km e velocidade de 1879,85 m/s, correspondente ao número de Mach 6,3, dentro da faixa de operação do motor foguete S30, através da implementação da rotina computacional desenvolvida. Dessa forma, é necessário determinar as condições iniciais de voo, ou seja, as propriedades termodinâmicas do ar na altitude em questão.

4.1.1. Propriedades termodinâmicas da atmosfera de ar

Para que se possa obter a geometria do veículo, é necessário conhecer o comportamento das propriedades termodinâmicas ao longo da atmosfera terrestre. A Atmosfera Padrão Internacional (ISA) é o modelo amplamente utilizado e considera as propriedades termodinâmicas constantes para uma mesma altitude. Neste caso, considera-se o ar como um gás perfeito, com massa molar e constante do gás constantes (ATMOSPHERE, 1976).

A obtenção das propriedades para a altitude analisada depende do perfil de temperatura ao longo da atmosfera, ou seja, como a temperatura varia de acordo com a altitude. A Tabela 1 apresenta os parâmetros necessários para determinar as propriedades para cada altitude, onde H_i e H_s são os limites inferior e superior de cada camada, C_n é o gradiente de temperatura dentro dos limites de cada camada e T_i e p_i são a temperatura e pressão do limite inferior de cada camada, respectivamente.

Tabela 1 – Parâmetros de cada camada segundo a Atmosfera padrão ISA

Camada	H_i [m]	H_s [m]	C_n [K/km]	T_i [k]	p_i [Pa]
	Altitude geopotencial		Gradiente de temperatura	Temperatura	Pressão
1	0	11000	-6,5	288,15	101325,00
2	11000	20000	0	216,65	22632,04
3	20000	32000	1,0	216,65	5474,875
4	32000	47000	2,8	228,65	868,0153
5	47000	51000	0	270,65	110,9057
6	51000	71000	-2,8	270,65	66,938470
7	71000	85000	-2	214,65	3,956384

Fonte: Adaptado de Atmosphere (1976)

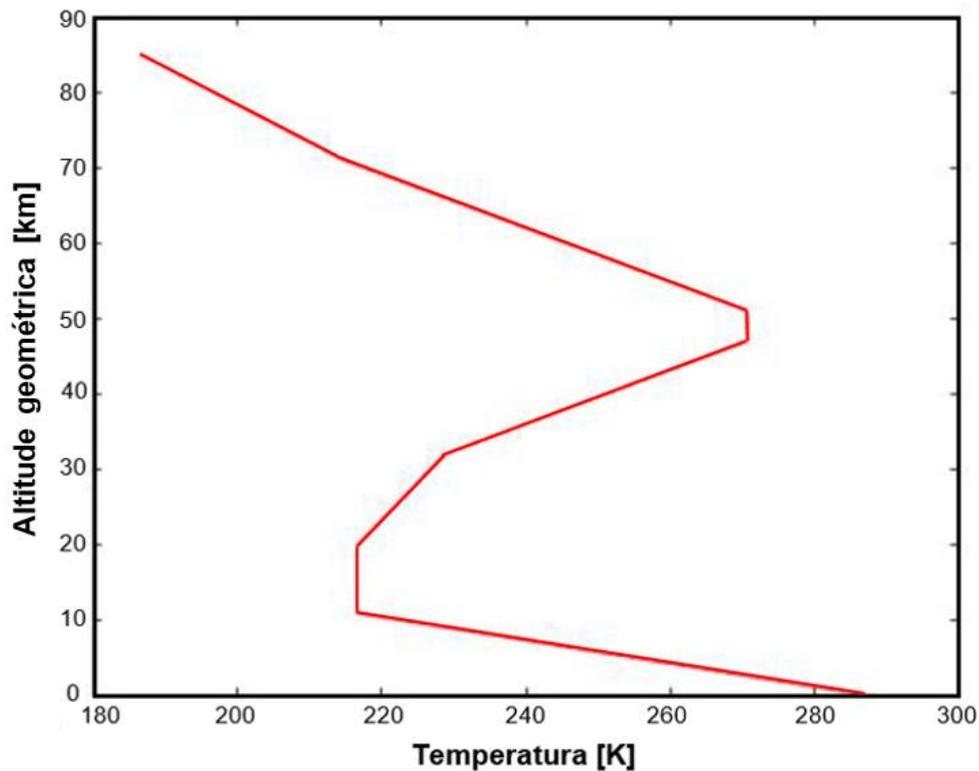
Utilizando a Tabela 1 e a seguinte equação é possível determinar o perfil de temperaturas da atmosfera padrão (ATMOSPHERE, 1976):

$$T = T_i + C_n(H - H_i), \quad (58)$$

onde T é a temperatura referente à altitude geopotencial H . Uma vez determinada a temperatura, é possível obter os valores para pressão e massa específica.

A Figura 21 apresenta o perfil de temperatura em função da altitude geométrica, a partir dos dados da Tabela 1 e da Equação 58.

Figura 21 – Perfil de temperaturas em função da altitude geométrica



Fonte: Autora (2021)

Para um gradiente de temperatura, C_n , diferente de zero, ou seja, camadas 1, 3, 4, 6 e 7, temos:

$$p = p_i \left[\frac{T}{T_i} \right]^{\frac{-g_0}{C_n R}}, \quad (59)$$

$$\rho = \rho_i \frac{p T_i}{p_i T}. \quad (60)$$

Já para as camadas 2 e 5, onde o gradiente de temperatura é igual a zero:

$$p = \exp\left[\frac{-g_0(H - H_i)}{RT_i}\right] p_i, \quad (61)$$

$$\rho = \rho_i \frac{p}{p_i}, \quad (62)$$

onde g_0 é a aceleração da gravidade ao nível do mar.

É necessário também calcular a velocidade de propagação do som no ar, a , para calcular o número de Mach, M , relativo à velocidade de voo do veículo scramjet.

$$a = \sqrt{\gamma RT}, \quad (63)$$

$$M = \frac{V}{a}. \quad (64)$$

Dessa forma, é possível calcular as propriedades do escoamento a partir da altitude e do número de Mach de operação.

4.2. PARÂMETROS GEOMÉTRICOS

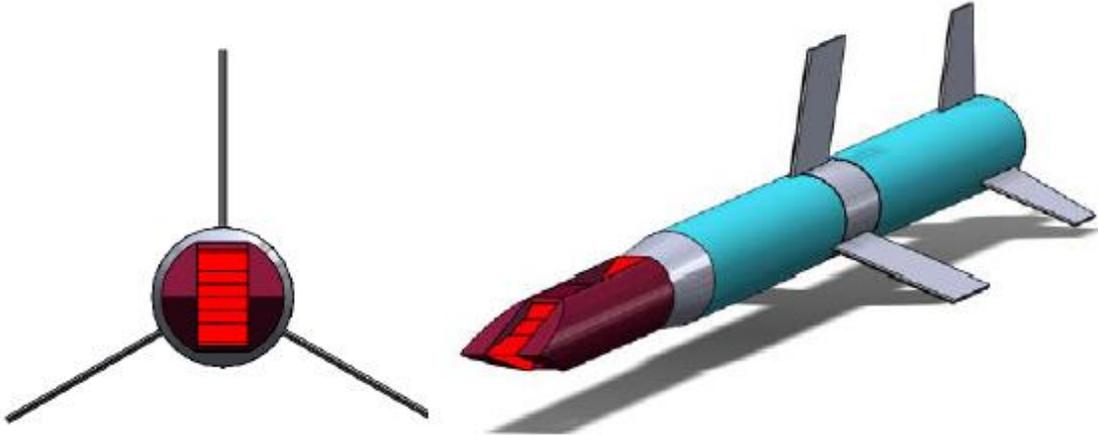
A fim de determinar a metodologia a ser aplicada na análise dos subsistemas, é necessário definir a geometria geral do veículo.

4.2.1. Parâmetros geométricos

Para que o veículo scramjet atinja a velocidade de operação, é necessário acoplá-lo a outro veículo que irá acelerar o scramjet a partir do repouso. Por essa razão, as dimensões externas do scramjet são definidas de forma a garantir compatibilidade com o veículo acelerador.

Para este trabalho considera-se que o scramjet será acelerado pelos foguetes S30 e S31, sendo posicionado na extremidade superior do motor foguete. A Figura 23 apresenta a disposição do veículo scramjet em relação ao motor foguete e a Tabela 2 apresenta os valores e descrições das dimensões.

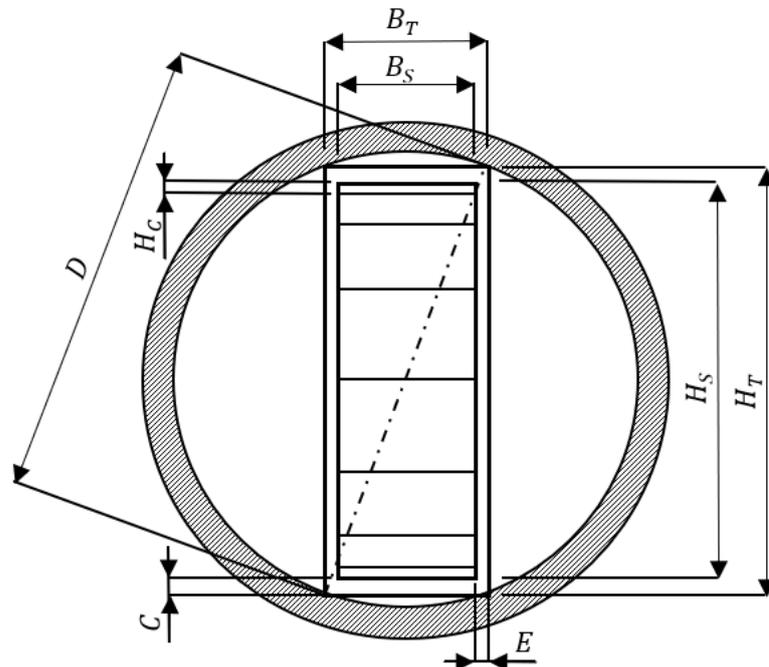
Figura 22 – Concepção do veículo integrado



Fonte: Carneiro (2020, p. 42)

A Figura 23 representa a disposição do veículo scramjet, como carga útil integrado no interior do motor foguete.

Figura 23 – Representação do posicionamento do veículo scramjet



Fonte: Adaptado de Carneiro (2020, p. 40)

Tabela 2 – Dimensões do acoplamento do motor scramjet

Dimensão	Descrição	Valor [mm]
B_S	Largura do inlet	102,8
B_T	Largura do veículo	122,8
C	Espessura da carenagem	15
D	Diâmetro interno	428
E	Espessura lateral do veículo	10
H_C	Altura da câmara de combustão	-
H_S	Altura do inlet	380
H_T	Altura do veículo	410

Fonte: Adaptado de Carneiro (2020)

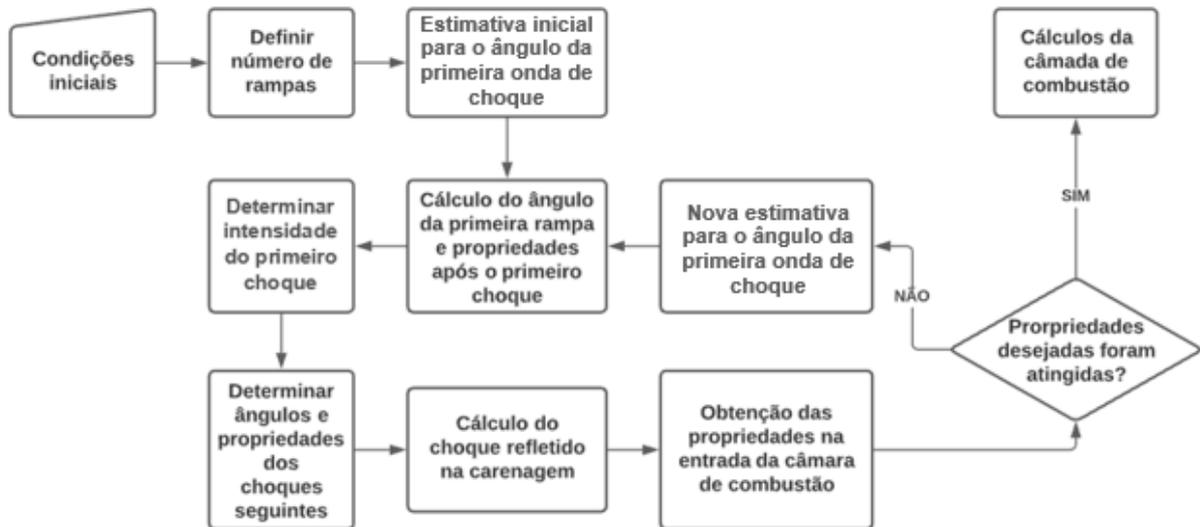
As dimensões apresentadas por Carneiro (2020) foram obtidas a partir do diâmetro interno, D , da carga útil do motor foguete S30. Entretanto, a altura H_C depende das condições na entrada da câmara de combustão.

4.3. SEÇÃO DE COMPRESSÃO

Uma vez determinadas as propriedades do escoamento livre na altitude de operação, é possível dimensionar a seção de compressão do scramjet. O dimensionamento dessa seção é realizado de forma a obter as propriedades desejadas na entrada da câmara de combustão, de acordo com a seção 3.4, e garantir que a intensidade dos choques seja constante, como apresentado na seção 3.2.

O fluxograma apresentado na Figura 24 descreve o procedimento utilizado na modelagem da seção de compressão do motor scramjet, de acordo com a teoria apresentada na seção 3.1.

Figura 24 – Metodologia da modelagem da seção de compressão

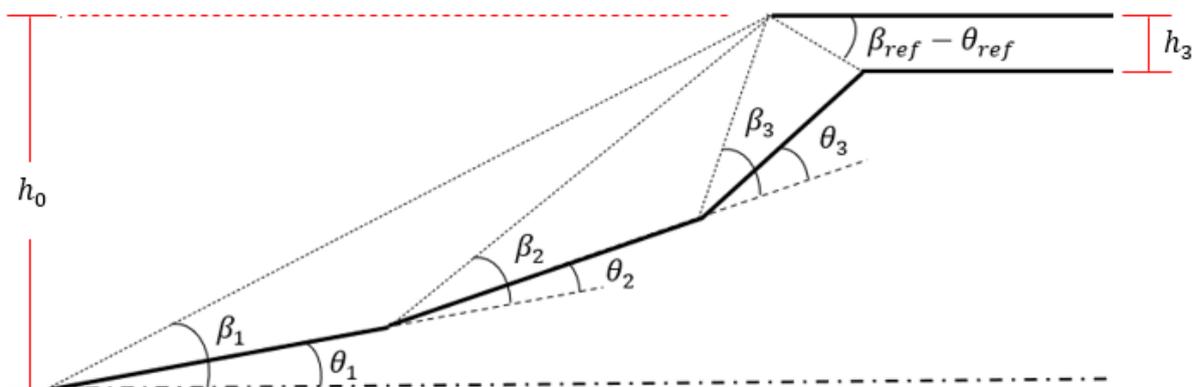


Fonte: Autora (2021)

A nova estimativa para o ângulo da primeira onda de choque é obtida definindo-se limites superior e inferior para o ângulo e aplicando o método da bissecção.

A Figura 25 apresenta um modelo geral da geometria da seção de compressão de forma a facilitar a compreensão do processo descrito no fluxograma da Figura 24.

Figura 25 – Esquema geral da seção de compressão



Fonte: Autora (2021)

Inicialmente, define-se um valor inicial para o ângulo do primeiro choque, β_1 , e utilizando a Equação 24 é possível encontrar o ângulo θ_1 da primeira rampa. A partir

das Equações de 25 a 28 são determinadas as propriedades após a primeira onda de choque oblíqua.

Os ângulos das ondas de choques incidentes seguintes são determinados considerando a intensidade dos choques constante, como apresentado na seção 3.2. Dessa forma, utilizando a Equação 30, é possível obter os valores de β .

A fim de analisar o choque refletido na carenagem é necessário obter o ângulo θ_{ref} e a partir da aplicação da relação $\theta - \beta - M$, Equação 23, de maneira iterativa, calcula-se o β_{ref} :

$$\theta_{ref} = \sum \theta_i, \quad (65)$$

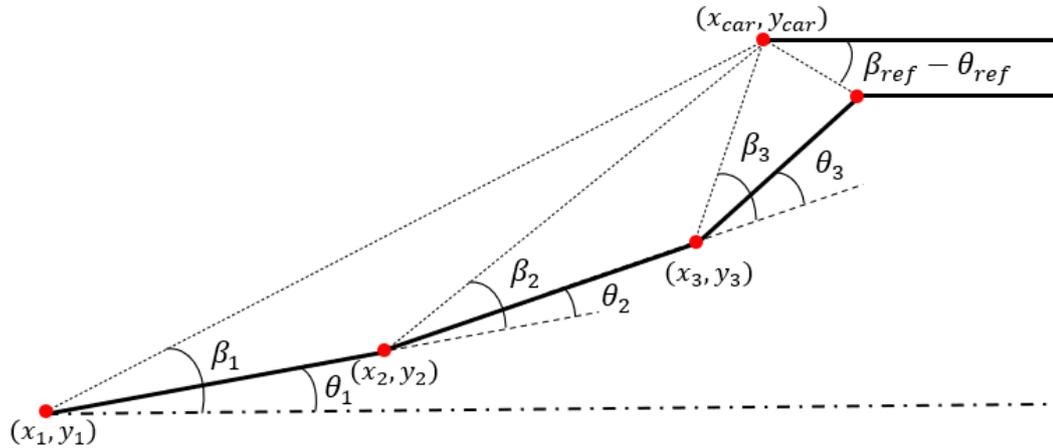
onde i é o número de rampas da seção de compressão.

Por fim, as Equações de 24 a 27 são novamente aplicadas a fim de obter as propriedades na entrada da câmara de combustão. Caso as propriedades calculadas não correspondam às propriedades desejadas de acordo com a seção 3.4, o processo é repetido para um novo valor de β_1 .

4.3.1. Determinação do comprimento das rampas

Uma vez determinados os ângulos das rampas das superfícies, faz-se necessário determinar o comprimento das rampas. Como descrito na seção 3.3, é desejável que os choques incidam em um mesmo ponto, de forma a garantir uma máxima captura de ar, como mostrado na Figura 26, onde x_{car} e y_{car} são as coordenadas x e y do ponto onde as ondas de choque incidentes convergem na carenagem, respectivamente.

Figura 26 – Determinação do comprimento das rampas



Fonte: Autora (2021)

O primeiro passo é determinar as coordenadas em que as ondas de choque oblíquas incidentes incidem na carenagem. Para isso, são utilizadas relações trigonométricas em função das coordenadas x_1 e y_1 , origem do sistema, e y_{car} , correspondente à altura do veículo em relação ao eixo de simetria,

$$x_{car} = \frac{y_{car} - y_1}{\tan \beta_1} + x_1. \quad (66)$$

A fim de definir o comprimento das rampas, é necessário solucionar um sistema de duas equações:

$$\begin{cases} x_n = \frac{y_n - y_{n-1}}{\tan \theta_{n-1}} + x_{n-1} \\ x_n = x_{car} - \frac{y_{car} - y_n}{\tan(\beta_n + \theta_{n-1})} \end{cases} \quad (67)$$

Para o último ponto, o mesmo método é aplicado, considerando o ângulo $\beta_{ref} - \theta_{ref}$ para as relações trigonométricas.

4.4. CÂMARA DE COMBUSTÃO

Após a seção de compressão, o escoamento sofre uma diminuição da velocidade, porém continua supersônica, um aumento da temperatura, superior à temperatura de ignição do combustível, e um aumento da pressão e massa específica, para que assim ocorra a combustão supersônica.

Diferentes combustíveis podem ser utilizados, sendo necessário conhecer as propriedades nas quais ocorre a ignição, de forma a projetar a seção de combustão de maneira correta.

Neste trabalho não é considerada a adição de massa de combustível, sendo aplicada a teoria de adição de calor de Rayleigh, abordada na seção 3.5. Porém, no projeto do veículo scramjet é previsto utilizar hidrogênio como combustível, e, para fins de cálculo, a temperatura do ar na entrada da câmara de combustão deve ser superior à temperatura de ignição do hidrogênio, de 845,15 K. Calcula-se a quantidade de calor a ser adicionada de forma que o escoamento na saída da câmara de combustão permaneça supersônico. Na aplicação deste trabalho, assume-se o número de Mach na saída da câmara de combustão, M_4 , igual a 1,25, a fim de garantir que o escoamento permaneça supersônico.

As propriedades do escoamento após a adição de calor podem ser calculadas utilizando as Equações de 42 a 45.

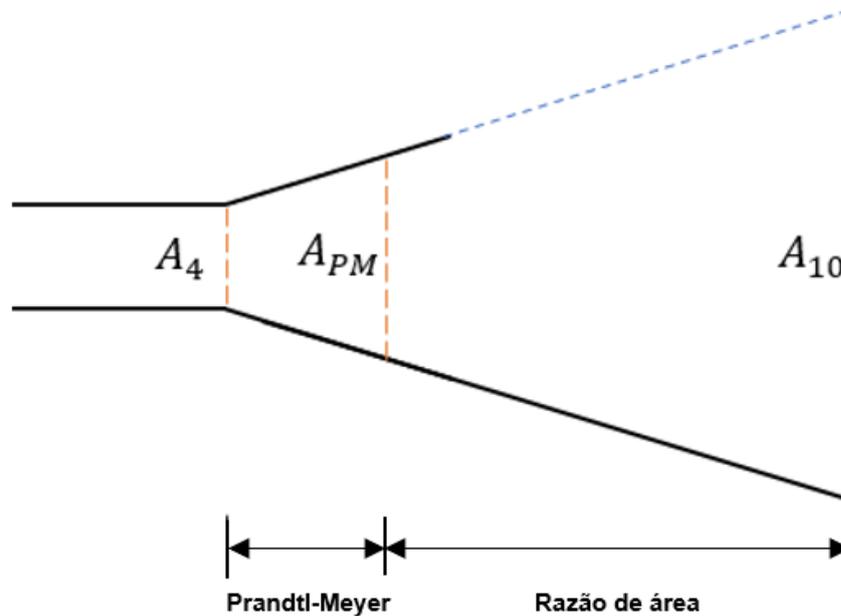
4.5. SEÇÃO DE EXPANSÃO

Como abordado na seção 3.6, sabe-se que a seção de expansão do veículo scramjet promove um aumento na velocidade (número de Mach) dos gases produtos da combustão, e, conseqüentemente, uma redução da temperatura, pressão e massa específica.

Uma vez calculadas as propriedades do escoamento na saída da câmara de combustão, é possível modelar a expansão do escoamento a fim de garantir o empuxo necessário para a manutenção do voo.

A Figura 27 apresenta a configuração da seção de expansão, incluindo as regiões onde são aplicadas as teorias de Prandtl-Meyer e razão de área. Onde A_{PM} é a área até onde a Teoria de Prandtl-Meyer é aplicada, estando dentro da seção confinada, como abordado na seção 3.6.

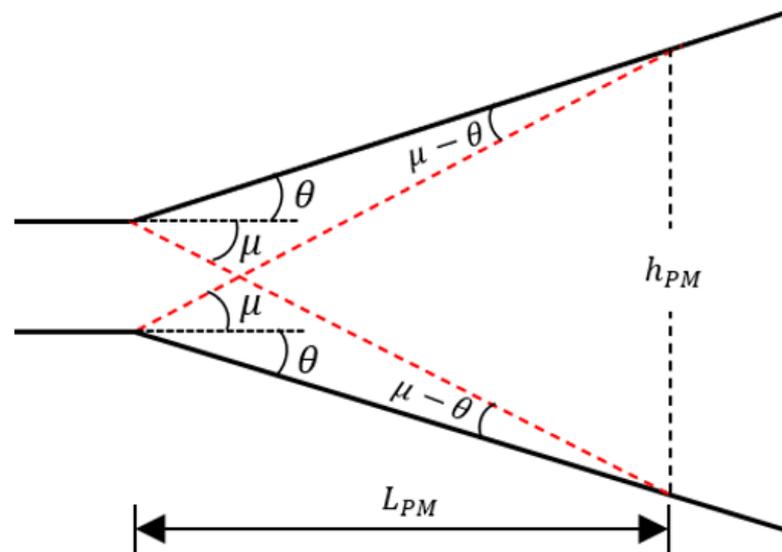
Figura 27 – Representação da seção de expansão



Fonte: Autora (2021)

A expansão de Prandtl-Meyer é delimitada por um comprimento L_{PM} , onde a reflexão da frente de onda de expansão incide na rampa de expansão, como mostra a Figura 28, onde h_{PM} é a altura da expansão de Prandtl-Meyer. Observe que a seção de expansão é simétrica em relação à linha horizontal que divide a altura da câmara de combustão ao meio. Portanto, ocorrerá a reflexão das frentes das ondas de expansão na interseção delas. O ângulo entre a reflexão das frentes de onda e a superfície de expansão é considerado de acordo com Toro et al. (2018).

Figura 28 – Esquemático da expansão de Prandtl-Meyer



Fonte: Autora (2021)

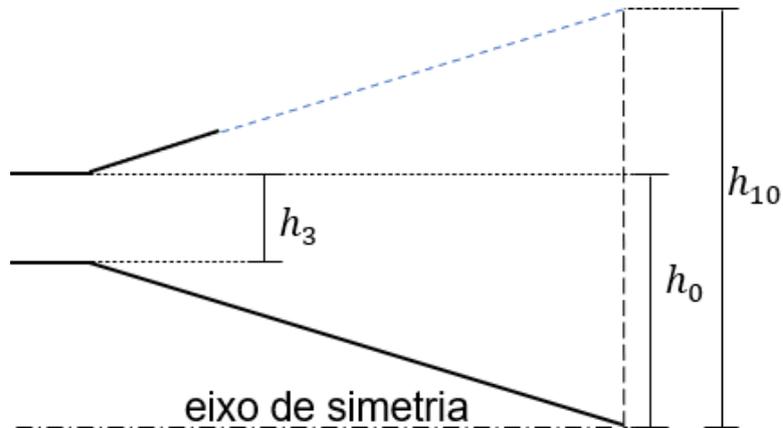
Após a área em que a teoria de Prandtl-Meyer é aplicada, aplica-se a teoria de razão de área, também abordada na seção 3.6, para obtenção das propriedades na saída do veículo scramjet, aplicando a Equação 56.

O ângulo da expansão, θ , é calculado de tal forma que a pressão na saída do motor scramjet é igual a pressão do escoamento livre,

$$p_{10} = p_0. \quad (68)$$

A altura na saída do motor scramjet pode ser calculada de acordo com a Figura 29 e Equação 69. Essa altura é determinada com base na limitação construtiva do scramjet, que impõe um limite superior na área da expansão.

Figura 29 - Esquemático da seção de expansão

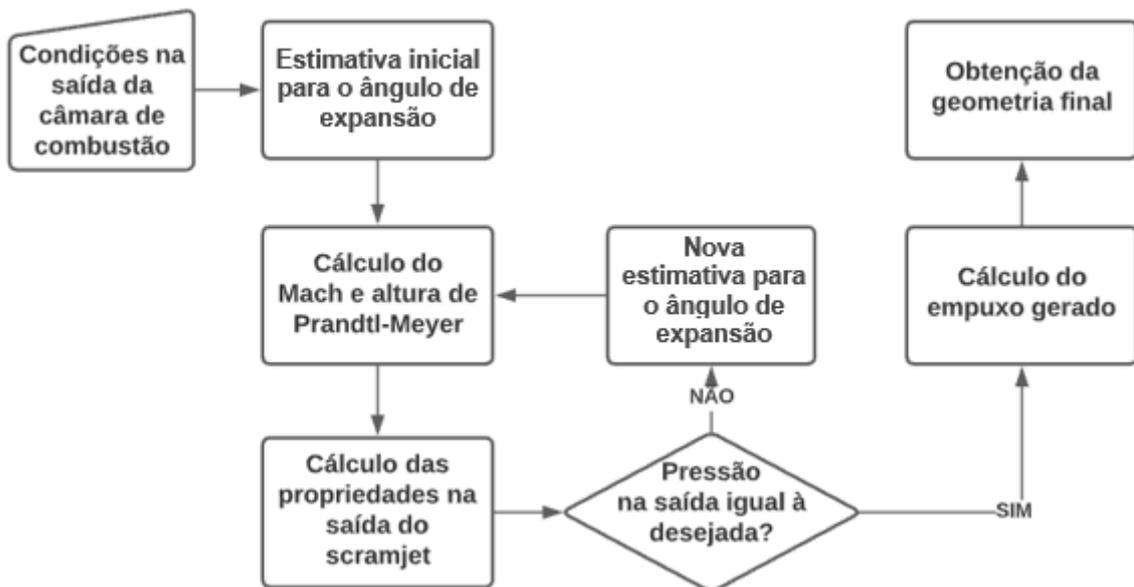


Fonte: Autora (2021)

$$h_{10} = 2(h_0 - h_3) + h_3. \quad (69)$$

A Figura 30 apresenta o método aplicado no dimensionamento da seção de expansão. A nova estimativa para o ângulo de expansão é obtida definindo-se limites superior e inferior para o ângulo e aplicando o método da bissecção.

Figura 30 - Metodologia da modelagem da seção de expansão



Fonte: Autora (2021)

5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo, será apresentada a geometria do veículo scramjet obtida para as condições de operação em análise, assim como as propriedades do escoamento para cada seção do veículo.

Tabela 3 - Condições de voo

Altitude geométrica [<i>km</i>]	Velocidade de voo [<i>m/s</i>]	Número de Mach
35	1879,85	6,3

Fonte: Autora (2021)

Para esse estudo foi definida a altitude geométrica de 25 km e a velocidade de operação de 1879,85 m/s, equivalente a número de Mach 6,3, como apresentado na Tabela 3. Dessa forma, as propriedades do escoamento não perturbado foram determinadas a partir do modelo de ISA, apresentado na seção 4.1. Os valores obtidos são apresentados na Tabela 4.

Tabela 4 - Propriedades do escoamento não perturbado a 25 km de altitude

Altitude geométrica [<i>km</i>]	Temperatura [<i>K</i>]	Pressão [<i>Pa</i>]	Massa específica [<i>kg/m³</i>]	Velocidade do som [<i>m/s</i>]
25	221,55	2549,22	0,04008	298,39

Fonte: Autora (2021)

A fim de realizar uma análise simplificada, foi considerado que o ar se comporta como gás caloricamente perfeito, os efeitos viscosos foram desprezados e considerou-se que há queima de combustível na câmara de combustão, porém na teoria de adição de calor de Rayleigh, não é considerada a massa do combustível. De modo a garantir a queima de combustível na câmara de combustão, obtém-se os requisitos necessários para a modelagem das rampas de compressão. Os calores específicos são apresentados na Tabela 5. A temperatura de ignição do hidrogênio é 845,15 K, dada por CRC (1983), Tabela 6.

Tabela 5 - Calores específicos do ar e hidrogênio

C_{p,H_2} [J/kgK]	$C_{p,ar}$ [J/kgK]	f_{esteq}
14306,72	1004,69	0,0291

Fonte: CRC (1983) e Keenan et al. (1983)

A temperatura T_3 e o número de Mach M_3 na entrada da câmara de combustão são calculados a partir das equações 33 e 36, respectivamente.

Tabela 6 - Requisitos na entrada da câmara de combustão

Combustível	Temperatura de ignição [K]	Temperatura de injeção [K]	Entrada da câmara de combustão	
			Mach	Temperatura [K]
Hidrogênio	845,15	300	2,06	1017,25

Fonte: Autora (2021)

Martos (2017) analisa a relação entre o número de rampas na seção de compressão e a eficiência da compressão para o veículo 14-X S, e, considerando a metodologia de recuperação de pressão e a complexidade da manufatura, concluiu que um sistema com três rampas seria o ideal entre eficiência e complexidade. De maneira análoga, adotou-se um sistema com três rampas para este estudo.

A altura do veículo foi definida de acordo com o acoplamento com o motor foguete, como apresentado na seção 4.2.

Tabela 7 - Requisitos geométricos do projeto

Número de rampas	Altura do veículo H_0 [mm]
3	380

Fonte: Autora (2021)

A partir das propriedades do ar apresentadas na Tabela 4 e a altura do veículo apresentada na Tabela 7, é possível calcular a vazão mássica de ar aspirado pelo motor.

Tabela 8 - Massa de ar aspirada pelo motor scramjet

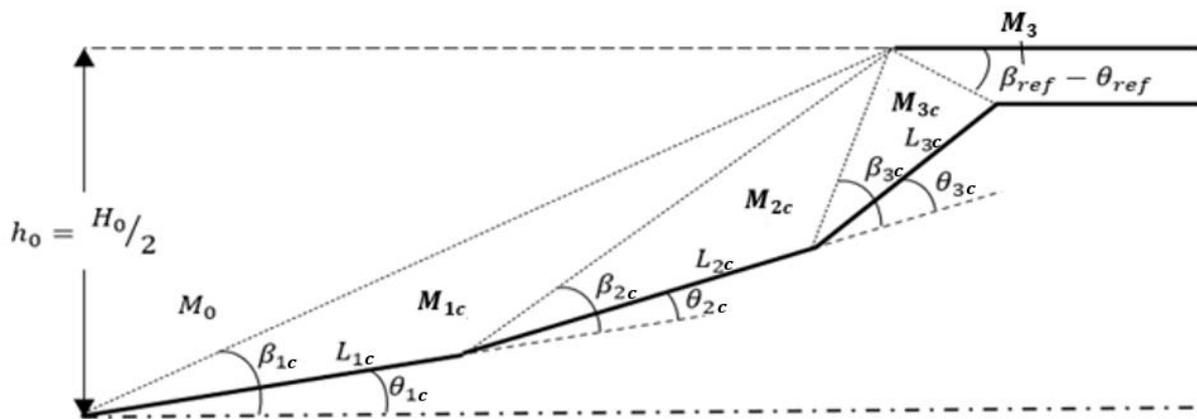
Vazão mássica de ar aspirado \dot{m}_{ar} [kg/s]
1,4717

Fonte: Autora (2021)

5.1. SEÇÃO DE COMPRESSÃO

Considerando um modelo com três rampas e a metodologia apresentada na seção 4.2, obteve-se a geometria da seção de compressão.

Figura 31 - Geometria da seção de compressão



Fonte: Autora (2021)

Tabela 9 – Comprimento das rampas e número de Mach da seção de compressão

Índice (i)	M_i	θ_i [°]	β_i [°]	L_i [mm]
0	6,3	-	-	-
1c	5,2917	6,8221	14,2480	439,95
2c	4,4012	8,0991	17,0387	195,81
3c	3,6051	9,6924	20,6281	181,84
3	2,0598	24,6135	39,6497	-

Fonte: Autora (2021)

A Tabela 10 apresenta as propriedades após cada onda de choque oblíqua incidente e após a onda de choque oblíqua refletida.

Tabela 10 - Propriedades termodinâmicas e velocidade na seção de compressão

	Rampa 1	Rampa 2	Rampa 3	Reflexão
p [Pa]	6725,48	17743,50	43811,84	281206,48
ρ [kg/m ³]	0,07809	0,15215	0,29642	0,91447
T [K]	300,02	406,27	550,16	1071,25
u [m/s]	1837,44	1778,39	1695,16	1351,47
a [m/s]	347,23	404,07	470,21	656,13
T_0 [K]	1980,23	1980,23	1980,23	1980,23

Fonte: Autora (2021)

Pela Tabela 10 é possível perceber a ocorrência do processo de compressão do escoamento. Em cada estágio da compressão, devido a presença de ondas de choque oblíquas, a temperatura, pressão, massa específica e velocidade do som aumentam, enquanto a velocidade do escoamento e o número de Mach diminuem, permanecendo em regime supersônico.

A temperatura total, apresentada na Tabela 10, foi calculada de forma a verificar se os cálculos foram aplicados corretamente. Nota-se que essa permanece constante, uma vez que não há adição de energia.

Os gráficos apresentando o comportamento da temperatura, pressão, massa específica, velocidade do som, velocidade do escoamento e número de Mach serão apresentados posteriormente na seção 5.1.2.

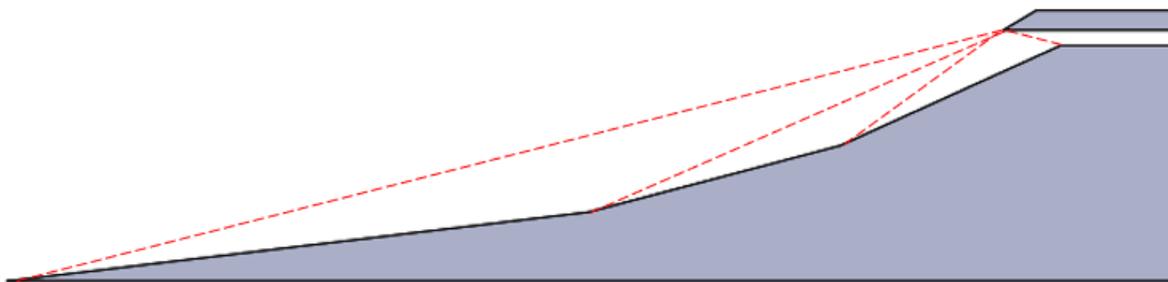
A partir da Tabela 11 é possível observar que as razões das propriedades termodinâmicas permanecem constantes para as três rampas da seção de compressão externa, o que ocorre como consequência da intensidade das ondas de choque oblíquas incidentes ser constante. Observa-se o aumento na razão de pressão devido à existência da onda de choque oblíqua refletida, provocando um aumento substancial da pressão em comparação às ondas de choques oblíquas incidentes.

Tabela 11 - Razão das propriedades termodinâmicas

	Rampa 1	Rampa 2	Rampa 3	Reflexão
$\frac{p_{n+1}}{p_n}$	2,6382	2,6382	2,6382	6,0072
$\frac{\rho_{n+1}}{\rho_n}$	1,9483	1,9483	1,9483	3,0851
$\frac{T_{n+1}}{T_n}$	1,3542	1,3542	1,3542	1,9472

Fonte: Autora (2021)

Figura 32 - Configuração das rampas e ondas de choque



Fonte: Autora (2021)

A Figura 32 representa o comportamento das ondas de choque. Dessa forma, observa-se que as ondas de choque que incidem nas rampas da seção de compressão convergem no bordo de ataque da carenagem, resultando no chamado choque on-lip. E onda de choque refletida incide na entrada da câmara de combustão, chamado de choque on-corner.

A configuração obtida foi capaz de alcançar os requisitos da entrada da câmara de combustão (temperatura e número de Mach), com um erro na ordem de 10^{-5} .

Após definidas as configurações da entrada e determinadas as propriedades termodinâmicas e a velocidade (número de Mach) do escoamento é possível analisar a câmara de combustão.

5.2. CÂMARA DE COMBUSTÃO

Uma vez calculadas as propriedades do escoamento de ar na entrada da câmara de combustão e sabendo que a vazão mássica do escoamento de ar se

conserva ao longo do veículo, é possível calcular a altura da câmara de combustão, a partir da Equação 48. O comprimento da câmara de combustão foi definido de maneira arbitrária como 500 mm, uma vez que não influencia nos cálculos dessa abordagem.

Tabela 12 - Geometria da câmara de combustão por conservação de massa

Altura da câmara de combustão h_3 [mm]	Comprimento da câmara de combustão l_3 [mm]
11,58	500

Fonte: Autora (2021)

Dois casos foram analisados para a câmara de combustão, o primeiro deles sem adição de calor (power-off) e o segundo considerando adição de calor (power-on), porém sem adição de massa do combustível. No primeiro caso, as propriedades na saída da câmara de combustão são iguais às propriedades na entrada da câmara de combustão.

A abordagem na condição power-on foi modelada a partir da teoria de adição de calor de Rayleigh, abordada na seção 3.5. A Tabela 13 apresenta as propriedades do ar na entrada da câmara de combustão, e as propriedades dos produtos da combustão, considerando adição de calor, porém sem adição da massa do combustível.

Tabela 13 - Propriedades do escoamento na câmara de combustão

	M	p [Pa]	T [K]	ρ [kg/m ³]	q [J/kg]
Entrada da câmara de combustão	2,06	281206,48	1071,25	0,91447	476432,29
Saída da câmara de combustão	1,25	612227,07	1870,05	1,14050	-

Fonte: Autora (2021)

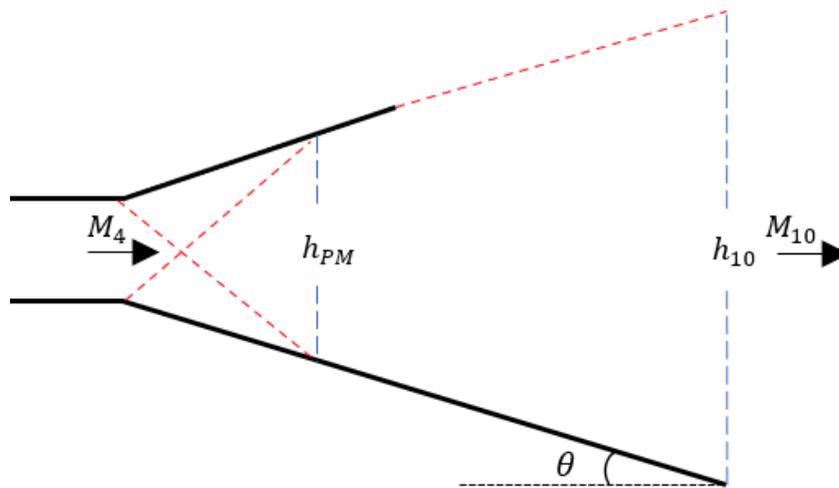
A partir da Tabela 13, observa-se o efeito da adição de calor, com aumento da pressão, temperatura e massa específica e consequente diminuição da velocidade do escoamento, porém permanecendo supersônica.

5.3. SEÇÃO DE EXPANSÃO

A análise da seção de expansão foi realizada para os casos power-off e power-on, sendo projetada de forma a garantir que a pressão no bordo de fuga no veículo seja igual a pressão do escoamento não perturbado.

Seguindo a Figura 33, a teoria de Prandtl-Meyer foi aplicada até a região da altura h_{PM} e a teoria de razão de área foi aplicada na região entre as alturas h_{PM} e h_{10} .

Figura 33 - Geometria da expansão



Fonte: Autora (2021)

5.3.1. Análise da condição power-off

A Tabela 14 apresenta as propriedades do escoamento do ar, na saída da câmara de combustão para o caso power-off. Nota-se que nesse caso a velocidade na saída do veículo scramjet de 1848,65 m/s, inferior à velocidade de voo de 1879,85 m/s, o que caracteriza o motor como um dispositivo de arrasto.

Tabela 14 - Propriedades do escoamento para um ângulo de expansão
 $\theta_{exp} = 13,03^\circ$ (power-off)

	Saída da câmara de combustão	Expansão – Teoria de Prandtl-Meyer $\theta_{exp} = 13,03^\circ$	Expansão – Teoria da razão de área
M	2,06	2,58	5,52
p [Pa]	281206,48	124131,10	2549,22
T [K]	1071,25	848,05	279,44
ρ [kg/m ³]	0,91447	0,50991	0,03178
u [m/s]	1351,47	1508,30	1848,65
T_0 [K]	1980,23	1980,23	1980,23
h [mm]	11,58	28,14	368,42

Fonte: Autora (2021)

A temperatura total, como mostrado na Tabela 14, permanece constante ao longo de todo o comprimento do veículo scramjet, como consequência de não haver adição de calor.

A análise do caso power-off foi realizada com o intuito de comparar o resultado das propriedades na expansão com os dados obtidos para o caso power-on, além do cálculo do empuxo não instalado, a fim de demonstrar que sem a adição de calor não é possível acelerar o veículo.

Sem considerar a injeção de combustível e considerando a área da seção transversal da câmara de combustão constante, as propriedades termodinâmicas, assim como o número de Mach do ar, na entrada e saída da câmara de combustão são constantes.

O empuxo não instalado do veículo scramjet na condição power-off foi calculado de acordo com a metodologia abordada na seção 3.7. Observa-se um valor negativo para o empuxo não instalado, na Tabela 15, demonstrando que não houve aceleração do veículo scramjet, uma vez que não há injeção e queima de combustível hidrogênio.

Tabela 15 - Empuxo não instalado do scramjet na condição power-off

\dot{m} [kg/s]	p_0 [Pa]	p_{10} [Pa]	u_0 [m/s]	u_{10} [m/s]	A_0 [m ²]	A_{10} [m ²]
1,4718	2549,22	2549,22	1879,85	1848,65	0,0391	0,0757
Empuxo não instalado [N]					-45,91	

Fonte: Autora (2021)

5.3.2. Análise da condição power-on

Esta abordagem considera a adição de calor na câmara de combustão do veículo scramjet, sem considerar a injeção de combustível. Entretanto, a seção de expansão foi projetada considerando a autoignição do hidrogênio

As propriedades do escoamento de ar na saída da câmara de combustão foram apresentadas na Tabela 13. As teorias de Prandtl-Meyer e razão de área abordadas na seção 3.6 foram aplicadas de forma a calcular o ângulo da rampa de expansão.

Tabela 16 - Propriedades do escoamento para um ângulo de expansão $\theta_{exp} = 31,09^\circ$ (power-on)

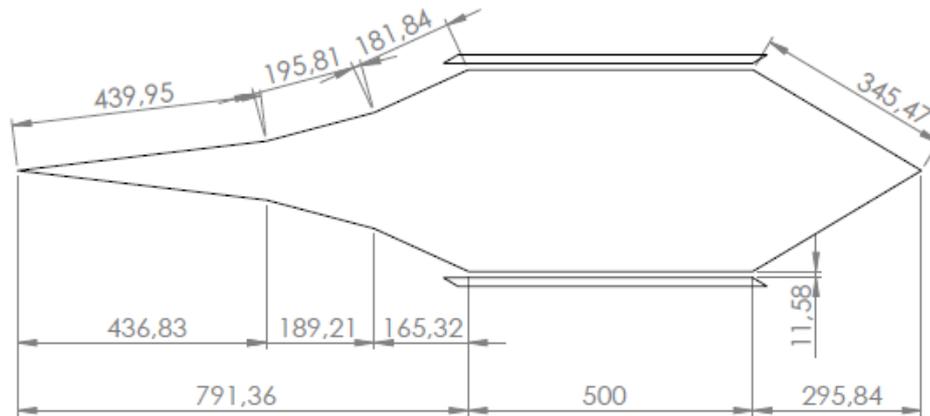
	Saída da câmara de combustão	Expansão – Teoria de Prandtl-Meyer $\theta_{exp} = 31,09^\circ$	Expansão – Teoria da razão de área
M	1,25	2,37	5,14
p [Pa]	612227,07	114350,56	2549,22
T [K]	1870,05	1157,87	390,58
ρ [kg/m ³]	1,14050	0,34404	0,02274
u [m/s]	1083,63	1617,09	2036,64
h [mm]	11,58	30,72	368,42

Fonte: Autora (2021)

Observa-se que a velocidade dos produtos da combustão, de 2036,64 m/s, na saída do veículo scramjet é superior à velocidade de voo de 1879,85 m/s, o que implica na capacidade de gerar empuxo positivo.

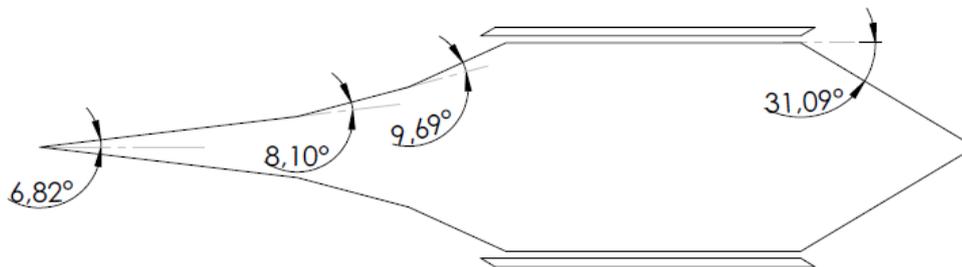
As Figuras 34 e 35 apresentam a geometria e os ângulos para o veículo scramjet dimensionado, considerando queima de hidrogênio na câmara de combustão. A Tabela 17 apresenta o comprimento de cada seção constituinte do veículo scramjet.

Figura 34 - Dimensões em mm do scramjet na condição power-on



Fonte: Autora (2021)

Figura 35 - Ângulos das rampas do scramjet



Fonte: Autora (2021)

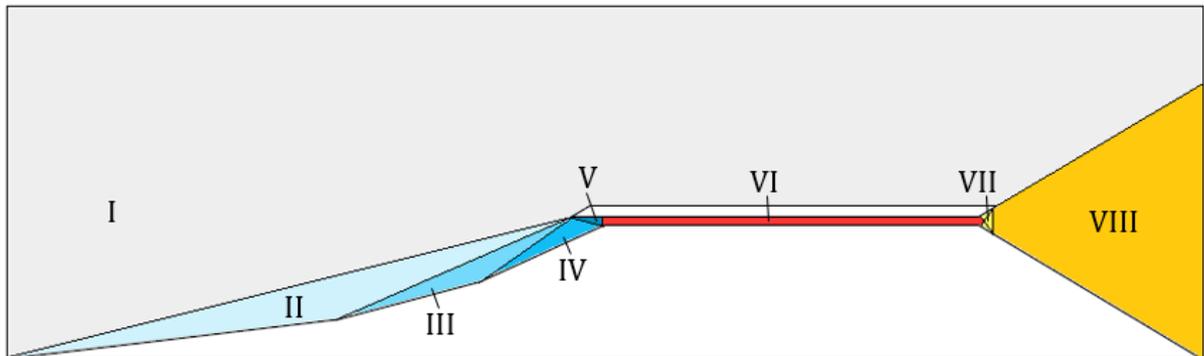
Tabela 17 - Dimensões longitudinais do veículo

Comprimento longitudinal [mm]	
Seção de compressão	791,36
Câmara de combustão	500
Seção de expansão	295,84
Veículo	1587,20

Fonte: Autora (2021)

A Figura 36 apresenta as diferentes regiões do escoamento, descritas pela Tabela 18.

Figura 36 - Regiões do escoamento



Fonte: Autora (2021)

Tabela 18 - Descrição das regiões do escoamento

Região	Descrição
I	Escoamento não perturbado
II	Escoamento de ar após a 1ª onda de choque oblíqua incidente
III	Escoamento de ar após a 2ª onda de choque oblíqua incidente
IV	Escoamento de ar após a 3ª onda de choque oblíqua incidente
V	Escoamento de ar após a onda de choque oblíqua refletida
VI	Escoamento dos produtos da combustão na câmara de combustão
VII	Escoamento dos produtos da combustão na região de expansão pela teoria de Prandtl-Meyer
VIII	Escoamento dos produtos da combustão na região de expansão pela teoria de razão de área

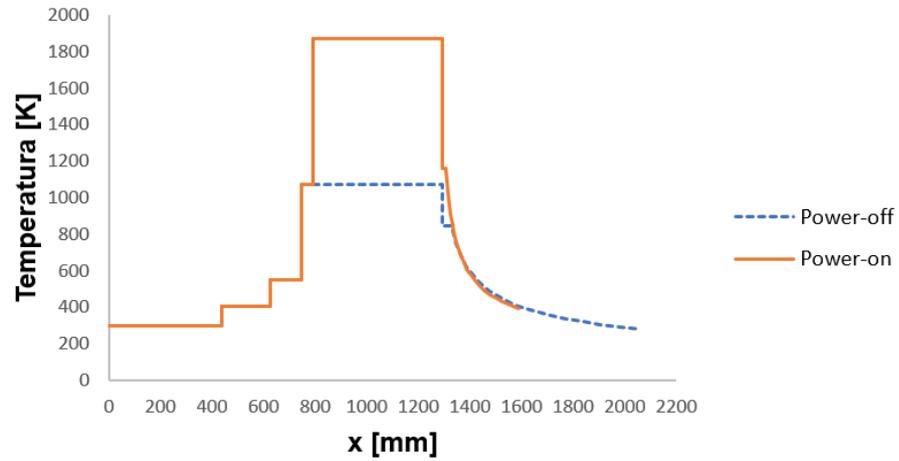
Fonte: Autora (2021)

Uma vez que a injeção de combustível não é considerada, assume-se que a adição de calor ocorra no início da câmara de combustão, de forma que as propriedades ao longo de toda a câmara de combustão são constantes.

De forma a observar o comportamento das propriedades do escoamento e velocidade, em relação a abordagem power-off, foram gerados gráficos em função do comprimento do scramjet, apresentados nas Figuras 37 a 42. A seção de compressão para ambos os casos, power-on e power-off possuem a mesma configuração, por essa

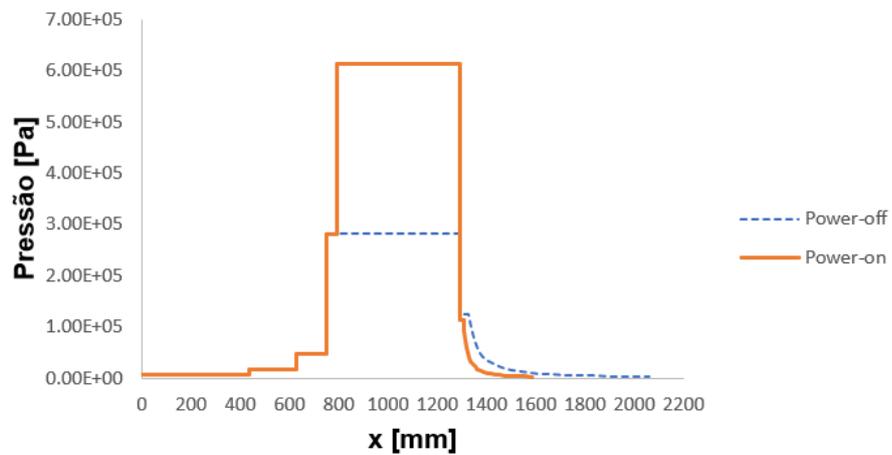
razão observa-se a sobreposição dos gráficos, até o ponto onde calor é adicionado na condição power-on.

Figura 37 - Comportamento da temperatura



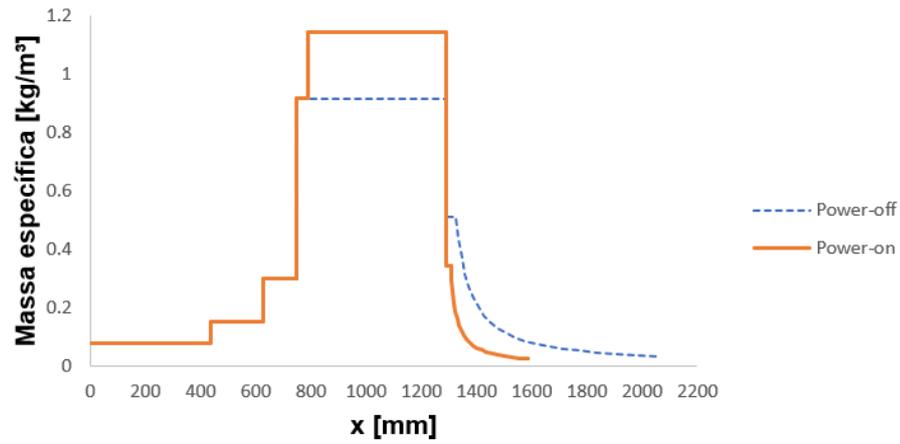
Fonte: Autora (2021)

Figura 38 - Comportamento da pressão



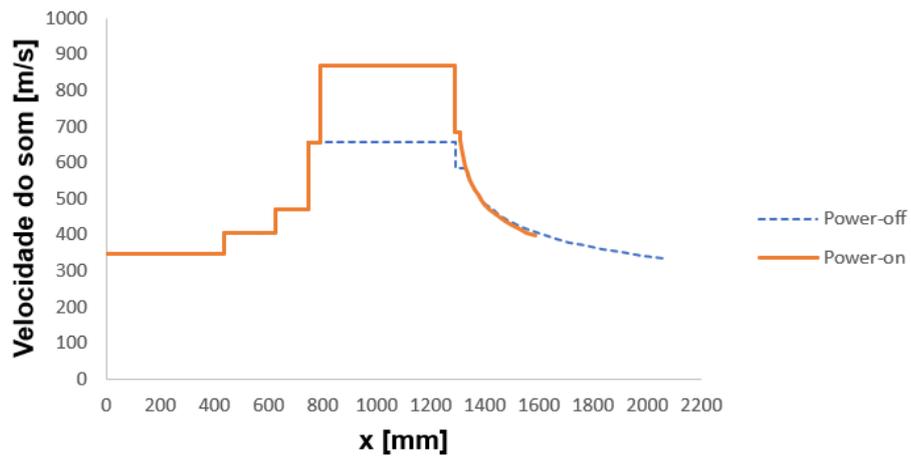
Fonte: Autora (2021)

Figura 39 - Comportamento da massa específica



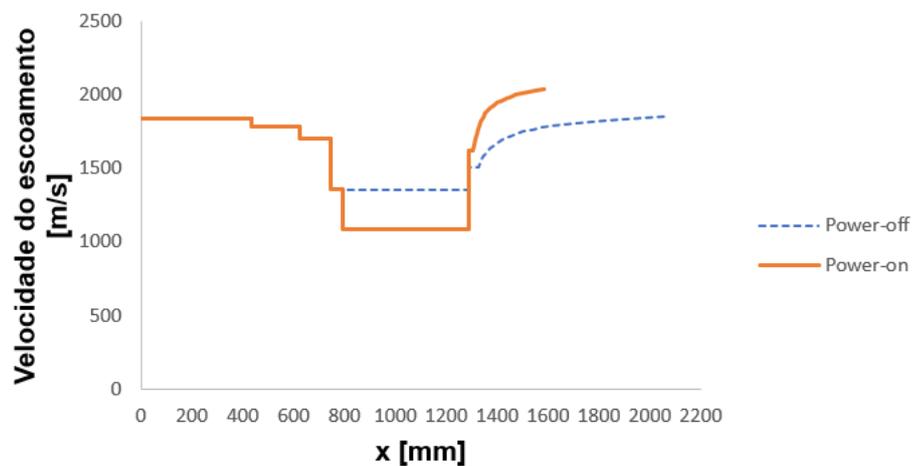
Fonte: Autora (2021)

Figura 40 - Comportamento da velocidade do som



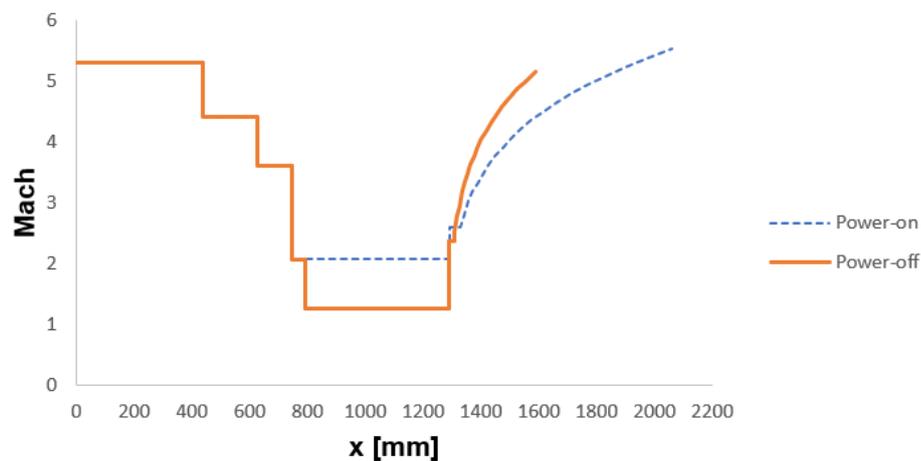
Fonte: Autora (2021)

Figura 41 - Comportamento da velocidade do escoamento



Fonte: Autora (2021)

Figura 42 - Comportamento do número de Mach



Fonte: Autora (2021)

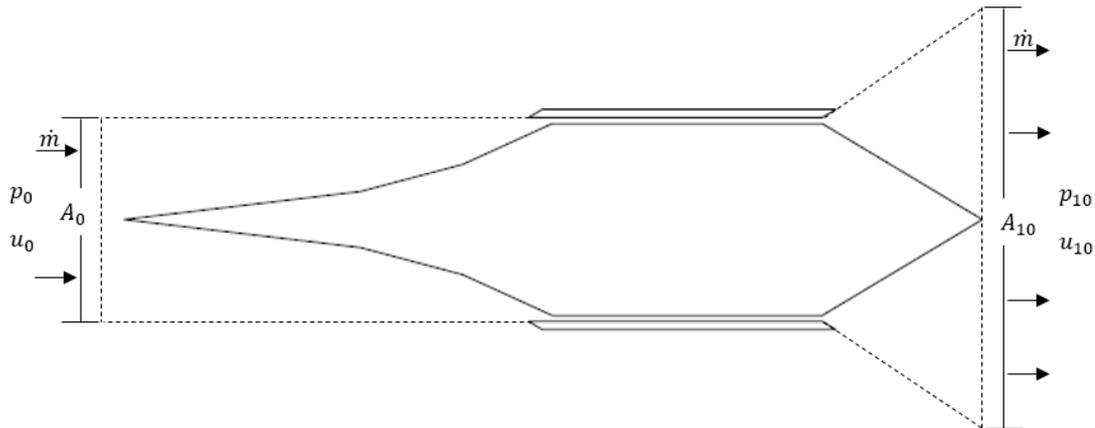
A partir dos gráficos apresentados, nota-se o aumento das propriedades termodinâmicas na seção de compressão e conseqüente decréscimo da velocidade do escoamento e número de Mach.

Comparando a seção de combustão para os casos power-on e power-off, observa-se que a adição de calor resulta no aumento da temperatura de 1071,25 K, na entrada da câmara de combustão, para 1870,05 K, na saída. Dessa forma, pressão e massa específica também apresentam valores maiores na saída da câmara de combustão em relação ao caso power-off.

Na seção de compressão, as curvas para as condições power-on e power-off apresentam o mesmo comportamento, entretanto, a temperatura na saída para a configuração power-on, 390,58 K é superior à temperatura da configuração power-off, 279,44 K. A pressão no bordo de fuga para ambas as configurações é igual à pressão ambiente.

O empuxo não instalado do veículo scramjet na condição power-on foi calculado de acordo com a abordagem apresentada na seção 3.7, de maneira análoga à condição power-off, considerando o volume de controle da Figura 43.

Figura 43 - Volume de controle para o cálculo do empuxo não instalado



Fonte: Autora (2021)

Tabela 19 - Empuxo não instalado do scramjet na condição power-on

\dot{m} [kg/s]	p_0 [Pa]	p_{10} [Pa]	u_0 [m/s]	u_{10} [m/s]	A_0 [m ²]	A_{10} [m ²]
1,4718	2549,22	2549,22	1879,85	2036,44	0,0391	0,0757
Empuxo não instalado [N]					230,45	

Fonte: Autora (2021)

A vazão mássica utilizada no cálculo do empuxo não instalado foi considerada constante, uma vez que não há adição de massa ao longo do processo. Entretanto, foi obtida uma vazão mássica diferente para a saída do veículo, sendo $\dot{m}_{10} = 1,7536$ kg/s, o que corresponde a um erro de 19,15%.

A divergência entre os valores obtidos para a vazão mássica pode ser justificada pela limitação da metodologia, uma vez que se assume escoamento quasi-unidimensional onde é aplicada a teoria de razão de área. Por essa razão, a fim de garantir o cálculo correto da conservação da massa seria necessário que o escoamento fosse realmente quase-unidimensional, ou seja, um ângulo de expansão próxima de zero, o que não é possível, uma vez que resultaria em uma geometria com comprimento tendendo ao infinito.

Uma correção pode ser aplicada de modo a reduzir o erro no cálculo da vazão mássica em função da divergência na seção de expansão:

$$\dot{m}_{10} = \frac{\rho_{10} u_{10} A_{10}}{\theta_{exp}} \text{sen}(\theta_{exp}), \quad (70)$$

onde θ é dado em radianos.

A partir da correção apresentada pela Equação 70, o valor da vazão mássica no bordo de fuga do veículo é $\dot{m}_{10} = 1,6688$ kg/s, correspondendo a um erro de 13,38%, menor que o valor previamente encontrado.

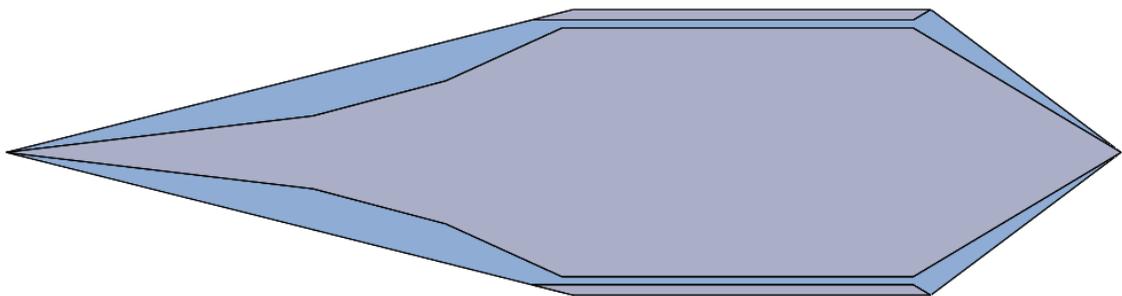
Nota-se, a partir da Tabela 19 que a altura da estação 10 para a configuração power-on é igual à altura da estação 10 para a configuração power-off, apresentada na Tabela 15. Dessa forma, o comprimento da seção de expansão do caso power-on é menor, uma vez que o ângulo de expansão para o caso power-on é maior que para o caso power-off.

Diferente da condição power-off, o empuxo não instalado para a condição power-on resultou em um valor positivo, o que significa que essa configuração para o scramjet prevê a possibilidade de aceleração do veículo. A fim de verificar uma possível aceleração seria necessário o cálculo da força de arrasto que atua no veículo e o empuxo instalado, análise não abordada neste trabalho.

5.4. GEOMETRIA FINAL

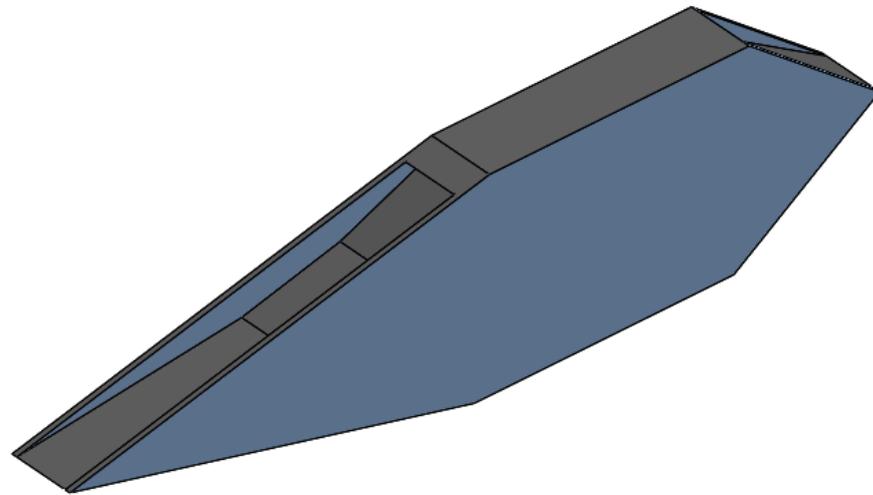
A geometria resultante dos cálculos realizados é apresentada pela Figura 44 e sua vista isométrica é apresentada pela Figura 45.

Figura 44 - Vista do veículo scramjet



Fonte: Autora (2021)

Figura 45 - Vista isométrica do veículo scramjet



Fonte: Autora (2021)

A Tabela 20 apresenta o resumo das propriedades do escoamento de ar ao longo da geometria do motor scramjet projetado neste trabalho. Observações sobre o comportamento das propriedades do escoamento foram apresentadas na seção 5.3.

Tabela 20 - Propriedades termodinâmicas ao longo do motor scramjet

	Escoamento livre	Entrada da câmara de combustão	Saída da câmara de combustão	Seção de expansão (Prandtl-Meyer)	Bordo de fuga
M	6,30	2,06	1,25	2,37	5,14
$\frac{p_{n+1}}{p_n}$	-	-	2,1771	0,1868	0,0223
$\frac{\rho_{n+1}}{\rho_n}$	-	-	1,7457	0,6182	0,3373
$\frac{T_{n+1}}{T_n}$	-	-	1,2472	0,3017	0,0661
p [Pa]	2549,22	281206,48	612227,07	114350,56	2549,22
T [K]	221,55	1071,25	1870,05	1157,87	390,58
ρ [kg/m ³]	0,04008	0,91447	1,14050	0,34404	0,02274
a [m/s]	298,39	656,13	866,91	682,14	396,19
u [m/s]	1879,85	1351,47	1083,63	1614,09	2036,44
T_0 [K]	1980,23	1980,23	2454,44	2454,44	2454,44

Fonte: Autora (2021)

6.CONCLUSÃO

Neste trabalho, foi desenvolvido um projeto inicial de um veículo scramjet para operar a 25 km de altitude em uma velocidade de 1879,85 m/s, correspondente ao número de Mach 6,3.

A análise do projeto foi dividida de acordo com os sistemas do veículo: seção de compressão, câmara de combustão e seção de expansão do escoamento. Na seção de compressão, a formulação de ondas de choque oblíquas planas foi considerada, além do critério de intensidade de onda de choque constante, a fim de garantir uma compressão mais eficiente. Em seguida, na câmara de combustão, considerou-se a teoria de Rayleigh para escoamento unidimensional com adição de calor, de modo a considerar o efeito da combustão no sistema. Posteriormente, na seção de expansão, foi utilizada a teoria de ondas de expansão de Prandtl-Meyer acoplada à teoria de razão de áreas. Por fim, aplicou-se a formulação do empuxo não instalado, a fim de observar se a configuração adotada foi capaz de gerar aceleração.

De modo a simplificar a análise do escoamento e facilitar o projeto preliminar do veículo scramjet, o ar atmosférico foi considerado como gás caloricamente perfeito, o que implica em um valor de γ constante. Além disso, foram desconsiderados efeitos viscosos.

Foram consideradas duas configurações de análise, a primeira desconsiderando o processo de combustão (power-off) e a segunda considerando adição de calor na câmara de combustão (power-on). A configuração power-off resultou em um empuxo negativo, enquanto a configuração power-on obteve empuxo positivo, corroborando com a hipótese de que a tecnologia scramjet tem capacidade de propulsionar o veículo projetado.

A configuração final do veículo resultou em ângulos de $6,82^\circ$, $8,09^\circ$ e $9,69^\circ$ para a primeira, segunda e terceira rampas da seção de compressão. Essa configuração garantiu uma temperatura de 1071,25 K e número de Mach igual a 2,06 na entrada da câmara de combustão, possibilitando a queima do hidrogênio.

Para a seção de expansão, o ângulo obtido foi de $31,09^\circ$ para a configuração power-on, resultando em um comprimento menor do que a configuração power-off, que apresenta um ângulo de expansão igual a $13,03^\circ$.

Este trabalho teve como objetivo um estudo introdutório do dimensionamento de veículos scramjet. Uma análise mais precisa da seção de expansão requer o uso do método das características ou outras abordagens de dinâmica dos fluidos computacional. No entanto, o objetivo deste trabalho foi apresentar uma metodologia simplificada capaz de orientar o projeto em uma etapa preliminar de dimensionamento. Etapas posteriores devem investigar efeitos de camada limite e efeitos de alta temperatura, como dissociação, além de incluir o processo de combustão em detalhes, uma vez que esta é uma parte crítica para o funcionamento do motor scramjet. A partir de uma análise mais elaborada espera-se encontrar um diferente posicionamento das rampas na seção de compressão, um novo comprimento para o combustor que garanta a ocorrência do processo de combustão, além de garantir o cálculo correto da vazão mássica.

REFERÊNCIAS

ANDERSON, J. D. **Hypersonic and high temperature gas dynamics**. 2nd. ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

ANDERSON, J. D. **Modern compressible flow: with historical perspective**. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2003.

ARAÚJO, P. P. B; PEREIRA, M. V. S.; MARINHO, G. S.; MARTOS, J. F. A.; TORO, P. G. P. **Optimization of scramjet inlet based on temperature and Mach number of supersonic combustion**. *Aerospace Science and Technology*, 116 (2021) 106864, 2021.

ATMOSPHERE, U. S. **NASA TM-X 74335.**, 1976.

BONELLI, F.; CUTRONE, F.; VOTTA, R.; VIGGIANO, A.; MAGI, V. **Preliminary design of a hypersonic air-breathing vehicle**. 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. California/EUA. (AIAA 2011-2319). 2011.

CARDOSO, R. L.; SOUZA, M. S.; TORO, P.G.P. **Brazilian 14-X S hypersonic scramjet aerospace vehicle dimensional design at Mach number 7**, 22nd Brazilian Congress of Mechanical Engineering, November 3-7, 2013, Ribeirão Preto, SP, Brazil.

CARNEIRO, R. **Estudo analítico de um demonstrador da tecnologia da combustão supersônica**. 2020. Dissertação de mestrado (Pós-graduação em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2020.

CENGEL, Y. A. **Fluid mechanics**. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2010.

CHAPMAN, D. R., KUEHN, D. M.; LARSEN, H. K. **Investigation of separated flows in supersonic and subsonic streams with emphasis on the effect of transition**, NACA report n. 1356, 1958.

CRC, Aviation Fuel Properties, **Report 530**, Coordinating Research Council, Inc., 1983.

CURRAN, E. T. Scramjet engines: the first forty years. **Journal of Propulsion and Power**, v. 17, n. 6, p. 1138–1148, 2001.

FAB. **Concluída mais uma etapa do projeto de desenvolvimento de um veículo hipersônico**. 21 fev. 2019. Disponível em: <http://www.fab.mil.br/noticias/mostra/33480/TECNOLOGIA%20-%20Conclu%C3%ADa%20mais%20uma%20etapa%20do%20projeto%20de%20desenvolvimento%20de%20um%20ve%C3%ADculo%20hipers%C3%B4nico>. Acesso em: 2 set. 2021.

FOX, Robert W; MCDONALD, Alan T; PRITCHARD, Philip J. **Introdução à mecânica dos fluidos**. 7. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2011.

FRY, R. S. A century of ramjet propulsion technology evolution. **Journal of Propulsion and Power**, v. 20, n. 1, p. 32, 2004.

GALVAO, V. A. B.; TORO, P. G. P. **Analytic theoretical analysis of scramjet hypersonic aerospace vehicle at Mach number 7**. Brazilian Congress of Mechanical Engineering, 22, 2013, Ribeirão Preto, SP. Rio de Janeiro: ABCM, 2013.

GAVAGHAN, H. **Space council may save the US's hypersonic plane**. New Scientist, p. 44, 8 jul. 1989. Disponível em: <https://www.newscientist.com/article/mg12316724-500-technology-space-council-may-save-the-uss-hypersonic-plane/>. Acesso em: 6 set. 2021.

HEISER, H. W.; PRATT, D. T. **Hypersonic airbreathing propulsion**. 1st. ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington/EUA. 1994.

KEENAN, J. H. et al. Gas tables: International version second edition (si units). **AIChE Journal**, v. 30, p. 211, 1983.

KETSDEVER, A. D.; YOUNG, M. P.; MOSSAMAN, J. B.; PANCOTTI, A. P. Overview of Advanced Concepts for Space Access. **Journal of Spacecraft and Rockets**, 47(2), 238–250. doi:10.2514/1.46148, 2010.

MARSHALL, L. A.; BAHM, C.; CORPENING, G. P.; SHERRILL, R. **Overview with results and lessons learned of the X-43A Mach 10 flight**. AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Capua/Italy. (AIAA 2005-3336). 2005.

MARTOS, J. **Aerothermodynamic design, manufacturing and testing of a 3-d prototyped scramjet**. Doctoral Thesis (in English) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2017.

MCCLINTON, C. R.; REUBUSH, D. E.; SITZ, J.; REUKAUF, P. **Hyper-X program status**. AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Kyoto/Japan. (AIAA 2001-1910). 2001.

NASA. X-43A Hyper-X. 2004. Disponível em: dfrc.nasa.gov/Gallery/Graphics/Hyper-X/PDF/X-43A_3view-color.pdf. Acesso em: 5 set. 2021.

OSWATITSCH, K. **Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds (the efficiency of shock diffusers)**. NACA Technical Memorandum 1140, 1944.

PETTY, C. **Reagan's Impossible Dream: The X-30 National Aerospace Plane**. The High Frontier, 2 jan. 2016. Disponível em: <https://thehighfrontier.blog/2016/01/02/reagans-impossible-dream-the-x-30-national-aerospace-plane/>. Acesso em: 7 set. 2021.

QUEENSLAND UNIVERSITY. **About HyShot**. 27 jun. 2013. Disponível em: <http://hypersonics.mechmining.uq.edu.au/hyshot-about>. Acesso em: 7 set. 2021.

RAN, H.; MAVRIS, D. **Preliminary design of a 2D supersonic inlet to maximize total pressure recovery**. AIAA5th Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference. Virginia/EUA. (AIAA 2005-7357),2005.

SMART, M. K.; HASS, N. E.; PAULL; A. **Flight data analysis of the HyShot 2 scramjet flight experiment**. AIAA Journal, v. 44, n. 10, p. 3, 2006.

TORO, P. G. P.; FARIAS, J. L. C. B.; MARINHO, G. S.; ARAÚJO, J. W. S.; BORBA, G. L.; RÉGO, I. S. UFRN's inward academic scramjet coupled to FTI rocket motor to demonstrate supersonic combustion. **17th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering**, 2018.

TRAN, K. **One dimensional analysis program for scramjet and ramjet flowpaths**. Dissertação (Master of Science in Mechanical Engineering) - Virginia Polytechnic Institute and State University. Blacksburg, VA/EUA, 2010.