



UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE  
ESCOLA DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA  
AEROESPACIAL

ESTUDOS SOBRE O USO DE UM MOTOR SCRAMJET  
COMO ESTÁGIO ATMOSFÉRICO EM UM VEÍCULO  
LANÇADOR DE NANOSSATÉLITES

ELDER SAMUEL TAVEIRA DA SILVA  
NATAL- RN, 2022



UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE  
ESCOLA DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA  
AEROESPACIAL

ESTUDOS SOBRE O USO DE UM MOTOR SCRAMJET  
COMO ESTÁGIO ATMOSFÉRICO EM UM VEÍCULO  
LANÇADOR DE NANOSSATÉLITES

ELDER SAMUEL TAVEIRA DA SILVA

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial (PPGEA) da Universidade Federal do Rio Grande do Norte como parte dos requisitos para a obtenção do título de **MESTRE EM ENGENHARIA E CIÊNCIAS AEROESPACIAIS**, orientado pelo Prof. Dr. Douglas do Nascimento Silva.

NATAL - RN

2022

ESTUDOS SOBRE O USO DE UM MOTOR SCRAMJET  
COMO ESTÁGIO ATMOSFÉRICO EM UM VEÍCULO  
LANÇADOR DE NANOSSATÉLITES

ELDER SAMUEL TAVEIRA DA SILVA

Dissertação **SUBMETIDA** ao Programa de Pós-Graduação em  
Engenharia Aeroespacial (PPGEA) da Universidade Federal do Rio  
Grande do Norte

Banca Examinadora da Dissertação

Prof. Dr. Douglas Nascimento Silva \_\_\_\_\_

Universidade Federal do Rio Grande do Norte – Orientador

Prof. Dr. Paulo Gilberto de Paula Toro \_\_\_\_\_

Universidade Federal do Rio Grande do Norte – Coorientador

Prof. Dr. João Felipe Martos \_\_\_\_\_

Universidade Federal de Santa Maria - Avaliador Externo

Prof. Dr. José Henrique Fernandez \_\_\_\_\_

Universidade Federal do Rio Grande do Norte - Avaliador Interno

NATAL, 17 de fevereiro de 2022.

Universidade Federal do Rio Grande do Norte - UFRN  
Sistema de Bibliotecas - SISBI  
Catalogação de Publicação na Fonte. UFRN - Biblioteca Central Zila Mamede

Silva, Elder Samuel Taveira da.

Estudos sobre o uso de um motor scramjet como estágio atmosférico em um veículo lançador de nanossatélites / Elder Samuel Taveira da Silva. - 2022.

105 f.: il.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Escola de Ciências e Tecnologia, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial, Natal, RN, 2022.

Orientador: Prof. Dr. Douglas do Nascimento Silva.

Coorientador: Prof. Dr. Paulo Gilberto de Paula Toro.

1. Scramjet - Dissertação. 2. Combustão supersônica - Dissertação. 3. Veículo lançador - Dissertação. 4. Nanossatélites - Dissertação. I. Silva, Douglas do Nascimento. II. Toro, Paulo Gilberto de Paula. III. Título.

RN/UF/BCZM

CDU 662.6

## **Agradecimentos**

Este trabalho não poderia ser concluído sem a ajuda de diversas pessoas as quais presto minha homenagem:

Aos meus orientadores, Prof. Dr. Douglas do Nascimento Silva e Prof. Dr. Paulo Gilberto de Paula Toro, por todo o aprendizado compartilhado, pela disponibilidade, pela paciência e por terem seguido comigo durante esta jornada.

À Sueleide Dias, minha esposa, que sempre esteve ao meu lado nos momentos difíceis e por ser uma professora que inspira.

Aos meus amigos e professores que contribuíram de forma direta e indireta na minha carreira acadêmica.

Ao programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial (PPGEA/UFRN), a qual faço parte da primeira turma do curso.

“Paciência e persistência são duas características que diferenciam o profissional do amador. Tudo o que hoje é grande um dia começou pequeno. Você não pode fazer tudo, mas faça tudo o que puder para transformar seus sonhos em realidade. E procure manter em mente que depois da noite sempre vem o amanhecer” – Lair Ribeiro.

Silva, E. S. T. **Estudos sobre o uso de um motor scramjet como estágio atmosférico em um veículo lançador de nanossatélites**. 2022. 105p. Dissertação de Mestrado (Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial) - Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal-RN, 2022.

## **Resumo**

Esta Dissertação de Mestrado apresenta um projeto preliminar de um veículo aeroespacial, utilizando propulsão hipersônica aspirada baseada em combustão supersônica (tecnologia scramjet), para voo atmosférico a 20 km de altitude, em velocidade hipersônica, correspondente ao número de Mach 5,79. Scramjet é um motor aeronáutico sem partes móveis, onde o veículo aeroespacial integrado a tecnologia scramjet (sistema de propulsão) deverá ser acoplado ao motor foguete. O atual meio de acesso ao espaço é limitado pelo sistema de propulsão química (combustível sólido e/ou líquido) levado a bordo de foguetes. A tecnologia da combustão supersônica (scramjet) está sendo estudada como um sistema de propulsão aspirada, a ser utilizada na fase atmosférica terrestre, para acesso ao espaço. Um demonstrador foi projetado para ser acoplado ao motor foguete Sonda III, para operar como segundo estágio, iniciando a operação à 20 km de altitude. A teoria de ondas de choque oblíquas planas, a teoria de adição de calor em escoamento unidimensional (teoria de Rayleigh) e teoria de ondas de expansão (de Prandtl-Meyer) acoplada a razão de área são aplicadas no projeto das seções de compressão, de combustão e de expansão, respectivamente, do demonstrador scramjet com configuração de admissão interna. Foi considerada velocidade em regime permanente, escoamento unidimensional e ar em condições de gás caloricamente perfeito. São apresentadas as propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura, massa específica, velocidade do som) e velocidade do escoamento (número de Mach) ao longo da linha de corrente do bordo de ataque até o bordo de fuga do demonstrador, considerando escoamento sem e com efeitos de camada limite, para as condições de sem queima de combustível (power-off) e com queima de combustível (power-on). Por fim, apresenta-se o projeto conceitual e uma breve abordagem sobre engenharia de sistemas no desenvolvimento de um veículo lançador de nanossatélites

Palavras-chaves: scramjet, combustão supersônica, veículo lançador, nanossatélites.

Silva, E. S. T. **Studies on the use of a scramjet engine as atmospheric stage in a nanosatellite launch vehicle**. 2022. 105p. Master's Dissertation at Graduate Program in Aerospace Engineering - Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal-RN, 2022.

## **Abstract**

This Master Degree thesis presents a preliminary design of an aerospace vehicle, using hypersonic airbreathing propulsion based on supersonic combustion (scramjet technology), for atmospheric flight at 20 km altitude, at hypersonic speed, corresponding to Mach number 5.79. Scramjet is an aeronautical engine without moving parts, where the aerospace vehicle integrated with scramjet technology (propulsion system) must be coupled to a rocket engine. The current means of access to space is limited by the chemical propulsion system (solid and / or liquid fuel) carried onboard rockets. The technology of supersonic combustion (scramjet) is being studied as an airbreathing propulsion system, to be used in the dense layers of the Earth's atmosphere, to access space. A demonstrator was being designed to be coupled to the Sonda III rocket engine, to operate as a second stage, starting the operation at 20 km altitude. The theory of oblique shock waves, the theory of heat addition in one-dimensional flow (Rayleigh's theory) and the theory of expansion waves (by Prandtl-Meyer) coupled to the area ratio are applied in the design of the compression sections, of combustion and expansion, respectively, of the scramjet demonstrator with internal admission configuration. Steady state, one-dimensional flow and air under calorically perfect gas conditions are considered. Thermodynamic properties (pressure, temperature, density, speed of sound) and flow velocity (Mach number) is presented along the streamline from the leading edge to the trailing edge of the demonstrator, considering flow without and with boundary layer effects, for the conditions of no fuel burning (power-off) and fuel burning (power-on). Finally, the conceptual design and a brief approach to systems engineering in the development of a nanosatellite launch vehicle are presented.

Keywords: scramjet, supersonic combustion, aerospace vehicle, nanosatellites.

## Lista de Ilustrações

Figura 1 - scramjet com geometria de admissão interna.....	3
Figura 2 - Concepção do foguete SONDA III. ....	5
Figura 3 – Relação entre apogeu e carga útil do foguete SONDA III. ....	7
Figura 4 - Eficiência relativa de sistemas de propulsão em função do número de Mach. .....	8
Figura 5 – Sistema de propulsão aspirada: turbojato, ramjet e scramjet, em sequência de cima para baixo. ....	9
Figura 6 - Representação do scramjet 14-X waverider. ....	10
Figura 7 - Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X S. ....	11
Figura 8 - Representação do veículo hipersônico 14-X SA. ....	11
Figura 9 - Programa NASP, veículo aeroespacial X-30. ....	12
Figura 10 – Demonstrador scramjet X-43. ....	13
Figura 11 - HIFiRE versão 2. ....	15
Figura 12 – Conceito do projeto HEXAFLY em escala. ....	15
Figura 13 – Layout geral do veículo experimental com o motor VS 40. ....	16
Figura 14 - Terminologia do demonstrador “scramjet”. ....	20
Figura 15 - Diagrama T-s do ciclo Brayton aplicada à terminologia scramjet. ....	21
Figura 16 - Estrutura de um Cubesat. ....	23
Figura 17 - Arquitetura dos CubeSats. ....	24
Figura 18 - Aplicações dos CubeSats. ....	24
Figura 19 - Lançamentos de CubeSats por ano. ....	25
Figura 20 - Onda de choque normal. ....	29

Figura 21 - Propriedades antes e depois onda de choque normal. ....	29
Figura 22 - Estabelecimento da onda de choque oblíqua incidente numa cunha. ....	32
Figura 23 - Onda de choque oblíqua incidente.....	33
Figura 24 - Onda de choque oblíqua refletida. ....	35
Figura 25 - Geometria da onda de expansão. ....	36
Figura 26 - Representação da região de Prandtl – Meyer e razão de área.....	38
Figura 27 - Geometria de escoamento com adição de calor. ....	39
Figura 28 – Desenvolvimento da espessura de deslocamento. ....	41
Figura 29 - Vista frontal das dimensões básicas do scramjet e do motor S20. ....	43
Figura 30 – Ângulos na seção de expansão. ....	44
Figura 31 – Visualização dos triângulos na seção de expansão.....	45
Figura 32 – Região de mistura da câmara de combustão.....	47
Figura 33 – Volume de controle sobre empuxo não instalado em motores scramjet.	50
Figura 34 – Cunha de acoplamento destacada em vermelho. ....	51
Figura 35 – Visualização do ângulo $\theta_s$ da cunha. ....	51
Figura 36 - Geometria do scramjet.....	52
Figura 37 - Ângulos e direção do escoamento na seção inlet.....	53
Figura 38 - altura do inlet e câmara de combustão. ....	56
Figura 39 - Comparativo do número de Mach sem efeitos viscosos na condição power-on e power-off. ....	57
Figura 40 - Comparativo da pressão sem efeitos viscosos na condição power-on e power-off. ....	58

Figura 41 - Comparativo da temperatura sem efeitos viscosos na condição power-on e power-off. ....	59
Figura 42 - Comparativo da massa específica sem efeitos viscosos na condição power-on e power-off. ....	59
Figura 43 – Espessura da camada limite. ....	60
Figura 44 – Iteração das ondas de choque com a camada limite. ....	61
Figura 45 – Novas dimensões do scramjet. ....	61
Figura 46 – Dimensões do scramjet na condição power-off, em milímetros. ....	62
Figura 47 – Visão geral do scramjet com os efeitos viscosos (dimensões em milímetros).....	63
Figura 48 – Diminuição da altura da câmara de combustão devido aos efeitos viscosos.....	63
Figura 49 – Ajustes na altura da câmara de combustão do scramjet.....	64
Figura 50 – Crescimento da espessura de deslocamento na câmara de combustão (em milímetros). ....	65
Figura 51 – Acomodação da espessura de deslocamento com $\alpha = 0,096^\circ$ (alturas em milímetros).....	65
Figura 52 – Ângulos e espessura da deslocamento (em milímetros) da camada limite na seção de expansão. ....	66
Figura 53 – Isolador, região de mistura e queima na câmara de combustão. ....	67
Figura 54 – Acomodação da camada limite na seção de combustão. ....	68
Figura 55 – Comparativo do número de Mach com efeitos viscosos na condição power-on e power-off. ....	71
Figura 56 - Comparativo da temperatura com efeitos viscosos na condição power-on e power-off. ....	72

Figura 57 - Comparativo da pressão com efeitos viscosos na condição power-on e power-off. ....	73
Figura 58 - Comparativo do massa específica com efeitos viscosos na condição power-on e power-off. ....	73
Figura 59 – Volume de controle para cálculo do empuxo não instalado. ....	74
Figura 60 - Estrutura (case) que conecta o scramjet com o motor S20. ....	75
Figura 61 - Coifa projetada para o scramjet. ....	76
Figura 62 – Elementos da concepção de missão.....	77
Figura 63 - Projeto preliminar da integração dos sistemas. ....	78
Figura 64 - Vista explodida do veículo com o CubeSat.....	78
Figura 65 – Esquema do veículo lançador com 2 CubeSats 3U. ....	79
Figura 66 - Sequência de atividades do lançamento.....	80

## Lista de Tabelas

Tabela 1 - Características principais dos motores foguetes do Sonda III.....	5
Tabela 2 – Comparação técnica do foguete SIII e SIII M1. ....	6
Tabela 3 - Descrição do programa HIFiRE de cada missão.....	14
Tabela 4 – Regime de velocidade.....	26
Tabela 5 - Combustíveis para aplicações aeroespaciais. ....	38
Tabela 6 - Condições atmosféricas para altitude de 20 km.....	44
Tabela 7 – Vazões mássicas.....	48
Tabela 8 - Propriedades aerodinâmicas do escoamento ao longo scramjet (power-off). .....	54
Tabela 9 - Propriedades aerodinâmicas do scramjet (power-on).....	55
Tabela 10 – Considerações iniciais para cálculo da camada limite.....	60
Tabela 11 – Crescimento da espessura de deslocamento nas seções do scramjet (condição power-off).....	62
Tabela 12 - Crescimento da espessura de deslocamento nas seções do scramjet (condição power-on).....	66
Tabela 13 – Ângulos de reflexões na seção de compressão. ....	69
Tabela 14 – Valores das propriedades do escoamento, condição power-off, com camada limite. ....	69
Tabela 15 - Valores das propriedades do escoamento, condição power-on, com camada limite. ....	70
Tabela 16 – Propriedades e o empuxo não instalado na condição power-on com camada .....	75

## **Lista de abreviaturas e siglas**

AFRL	Air Force Research Laboratory
CGEE	Centro de Gestão e Estudos Estratégicos
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
DSTO	Defence Science Technology Organisation
EFTV	Experimental Flight Test Vehicle
HIFiRE	Hypersonic International Flight Research Experimentation
HEXAFLY	High-speed Experimental FLY
IEAv	Instituto de Estudos Avançados
IFTV	Incremental Flight Test Vehicle
ISS	International Space Station
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NASP	National AeroSpace Plane
PMAER	Planejamento Estratégico Militar da Aeronáutica
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais
UFRN	Universidade Federal do Rio Grande do Norte

## Lista de símbolos

$A$	Área ao escoamento	[mm <sup>2</sup> ]
$a$	Velocidade do som	[m/s]
$C^*$	Constante de Chapman-Rubesin	-
$c_p$	Calor específico a pressão constante	[J/kg.K]
$f$	Razão da vazão mássica de combustível/ar	-
$f_{st}$	Razão estequiométrica da vazão mássica de combustível/ar	-
$H$	Altura na expansão	[mm]
$H_2$	Hidrogênio	-
$h$	Entalpia	[J/kg]
$I_{sp}$	Impulso específico	[s]
$M$	Número de Mach	-
$\dot{m}$	Vazão mássica	[kg/s]
$N_2$	Nitrogênio	-
$O_2$	Oxigênio	-
$Pr$	Número de Prandtl	-
$P$	Pressão	[kPa]
$q$	Fluxo de calor adicionado ao sistema	[J/s]
$R$	Constante característica do gás	[J/kg.K]
$Re$	Número de Reynolds	-
$T$	Temperatura estática	[K]
$t$	Tempo	[s]
$u$	Velocidade do escoamento	[m/s]
$u_i$	Vetor velocidade – notação indicial	[m/s]
$V$	Magnitude do vetor Velocidade	[m/s]
$\theta$	Ângulo da rampa	[°]
$\theta'$	Ângulo de deflexão da cunha com camada limite	[°]
$\gamma$	Razão entre calores específicos	-
$\delta^*$	Espessura da camada limite	[mm]
$\beta$	Ângulo de deflexão da onda de choque	[°]

$e$	Energia interna do específica	[J/kg]
$\mu$	Viscosidade dinâmica	[N.s/m <sup>2</sup> ]
$\mu_1$	Ângulo da linha de Mach referente à frente da onda	[°]
$\mu_2$	Ângulo da linha de Mach referente à cauda da onda	[°]
$\rho$	Massa Específica	[kg/m <sup>3</sup> ]
$v$	Função de Prandtl-Meyer	[°]

**Sub índices**

1	Entrada
2	Saída

## Sumário

1	Introdução .....	1
1.1	Motivação.....	1
1.2	Importância para o setor aeroespacial Brasileiro .....	1
1.3	Objetivo Geral .....	3
1.3.1	Objetivos Específicos .....	3
1.4	Estrutura do trabalho.....	3
2	Revisão Bibliográfica.....	5
2.1	Foguete Sonda III.....	5
2.2	Sistema de Propulsão para Acesso ao Espaço .....	7
2.3	Scramjet .....	8
2.4	Hipersônica no Brasil .....	10
2.5	Programa Hyper-X dos Estados Unidos.....	11
2.6	Programa HIFiRE .....	13
2.7	Projeto HEXAFLY.....	15
2.8	Estudos em desenvolvimento sobre scramjet.....	16
2.9	Terminologia aplicada a scramjet.....	20
2.10	CubeSats .....	22
3	Fundamentação teórica.....	26
3.1	Número de Mach e regimes de velocidades .....	26
3.2	Regime hipersônico.....	27
3.3	Equações governantes para fluido não viscoso .....	27
3.4	Onda de choque normal.....	28
3.5	Onda de choque oblíqua.....	31
3.6	Onda de choque oblíqua refletida .....	34
3.7	Onda de expansão .....	35

3.8 Adição de calor.....	38
3.9 Teoria da camada limite .....	40
4 Metodologia.....	43
4.1 Considerações iniciais para construção do scramjet.....	43
4.2 Cálculo da vazão mássica e injeção de combustível .....	46
4.3 Temperatura máxima câmara de combustão .....	48
4.4 Empuxo não instalado.....	50
4.5 Seção de acoplamento do scramjet com o motor foguete .....	51
5 Resultados e Discussões .....	52
5.1 Cálculo das propriedades.....	52
5.2 Resultados analíticos na seção de compressão .....	53
5.3 Cálculo da altura da câmara de combustão .....	56
5.4 Resultados analíticos na seção de combustão e expansão.....	55
5.5 Análise Gráfica na condição power- off e power-on.....	57
5.6 Análise da camada limite (power-off) .....	60
5.7 Análise da camada limite (power on) .....	66
5.8 Propriedades do escoamento com camada limite.....	68
5.9 Análise gráfica com camada limite .....	71
5.10 Integração do scramjet com os motores foguete .....	75
5.11 Arquitetura de Missão .....	77
6 Conclusões.....	81
8. Referências .....	84

## **1 Introdução**

Essa seção apresenta a motivação para o desenvolvimento dessa dissertação, assim como a importância do setor aeroespacial para o país para o desenvolvimento de novas tecnologias. Por fim, são apresentados os objetivos.

### **1.1 Motivação**

Novas tecnologias de propulsão aeroespacial estão sendo propostas como alternativas ao acesso para o espaço de forma mais eficiente, para substituir o atual meio de acesso, o motor foguete. Segundo Fry (2004) esses motores foguetes sejam combustíveis líquidos (com oxidante e combustível), sólidos ou híbridos, utilizam uma grande quantidade de combustível, para conseguir ultrapassar as densas camadas da atmosfera e vencer a força de atração gravitacional.

Assim, emergiu-se a necessidade de desenvolver novos sistemas de propulsão, na tentativa de não utilizar motor foguete no interior da atmosfera densa em viagens de acesso ao espaço. O veículo scramjet “supersonic combustion ramjet” é uma possibilidade que surge como um sistema de propulsão avançado, que utiliza o ar atmosférico como parte do processo de queima de combustível na câmara de combustão, de forma a produzir empuxo, e que pode contribuir para o cenário aeroespacial brasileiro. Atualmente, no Brasil, o Instituto de Estudos Avançados (IEAv) desenvolve a pesquisa do sistema de propulsão hipersônica aspirada baseada em combustão supersônica, a qual será realizada através do voo atmosférico do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider (TORO et al., 2012).

O Brasil faz parte de um seleto grupo de países que desenvolvem pesquisas em propulsão hipersônica, através dos seus demonstradores tecnológicos. O presente trabalho tem como motivação o estudo analítico de um veículo aeroespacial utilizando a tecnologia da combustão supersônica para o acesso ao espaço, ou seja, que poderá ser utilizado como veículo lançador de nanossatélites.

### **1.2 Importância para o setor aeroespacial Brasileiro**

Além do desenvolvimento de veículos lançadores, outro cenário nacional é o desenvolvimento de nanossatélites, que podem ser lançados através de veículos lançadores brasileiros. Segundo o plano diretor do Instituto Nacional de Pesquisas

Espaciais (INPE, 2019), estratégias foram elaboradas de maneira a alinhar as ações para o cumprimento da missão que é desenvolver, operar e utilizar sistemas espaciais para o avanço da ciência, seguindo as diretrizes gerais dos planos de governo, norteando as ações do INPE na busca da geração de conhecimento, produtos e serviços que tragam benefícios à sociedade, bem como propostas de solução aos grandes desafios nacionais.

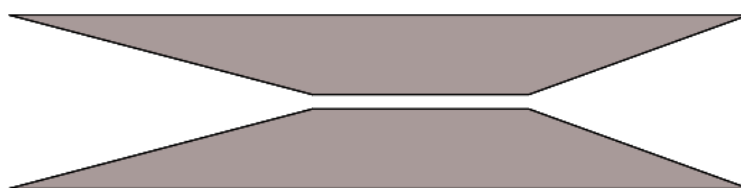
O Brasil está incluso no cenário espacial internacional e, de acordo com o Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE), o país precisa dominar tecnologias críticas para acesso ao conhecimento e comercialização, principalmente para os veículos lançadores e satélites, invariavelmente para fins pacíficos. Para desenvolver todas estas tecnologias, deve se promover mais missões científicas e tecnológicas, mais capacitação de especialistas e mais acesso de baixo custo ao espaço. Precisa-se usar plataformas orbitais e suborbitais de baixo custo para testar, demonstrar e comercializar novas tecnologias e realizar experimentos científicos. A meta é industrializar e comercializar pequenos satélites que sejam lançados por veículos motores foguetes (PNAE, 2012).

Além disso, o Departamento de Ciência e Tecnologia da Aeronáutica (DCTA) visa contribuir com o desenvolvimento de tecnologias promissoras para o Brasil. Dessa forma, o projeto PROHIPER consiste no desenvolvimento de demonstradores tecnológicos de aeronave com propulsão hipersônica, como o demonstrador 14-X. Com esse projeto, o Brasil se posiciona entre os poucos países do mundo que buscam dominar essa tecnologia, por ser considerada um dos meios de acesso ao espaço no futuro, sendo utilizada para voos suborbitais e no lançamento de satélites em órbita (PEMAER, 2018).

### 1.3 Objetivo Geral

O objetivo deste estudo é o projeto aerodinâmico (utilizando metodologia teórico-analítica) e conceitual do demonstrador da tecnologia da combustão de propulsão aspirada (tecnologia scramjet), em voo atmosférico terrestre a 20 km de altitude geométrica em velocidade correspondente a número de Mach 5,79, considerando geometria de compressão com admissão interna (Fig. 1), para voo cativo, acoplado à estrutura semelhante do Foguete Sonda III.

Figura 1 - scramjet com geometria de admissão interna.



Fonte: Autor.

#### 1.3.1 Objetivos Específicos

Realizar análise teórico-analítica do scramjet em voo atmosférico a 20 km de altitude com velocidade correspondente a número de Mach 5,79.

Desenvolver projeto conceitual do scramjet, acoplado à estrutura de um foguete como parte de um veículo lançador de nanossatélites.

### 1.4 Estrutura do trabalho

O capítulo 1 apresenta a motivação para o desenvolvimento do scramjet, a importância do desenvolvimento de tecnologias espaciais para o setor aeroespacial brasileiro, e os objetivos da presente Dissertação de Mestrado.

Os capítulos 2 e 3 apresentam uma breve revisão bibliográfica sobre nanossatélites, em particular os CubeSats, uma abordagem histórica e do estado da arte dos projetos scramjet em andamento, dos conceitos fundamentais e a terminologia aplicada em scramjet, e o cenário Brasileiro na área hipersônica.

No capítulo 4 são apresentadas as teorias a serem utilizadas no projeto. Também é apresentado, considerações iniciais para os cálculos das propriedades

termodinâmicas ao longo da linha de corrente do escoamento em scramjet de admissão interna (Fig. 1).

O capítulo 5 apresenta os resultados, com base no que foi apresentado nos capítulos 3 e 4. Os resultados são expressos na forma de tabelas e gráficos das propriedades termodinâmicas ao longo da linha de corrente do scramjet de geometria com admissão interna (Fig. 1), considerando sem adição de calor e com adição de calor (simulando a combustão de ar atmosférico e combustível na câmara de combustão). Finalmente, é apresentado um projeto conceitual de um veículo lançador de nanossatélites.

O capítulo 6 apresenta as conclusões e considerações, sobre o projeto aerodinâmico do demonstrador da tecnologia da combustão supersônica, em voo atmosférico terrestre a 20 km de altitude em velocidade correspondente a número de Mach 5,79.

## 2 Revisão Bibliográfica

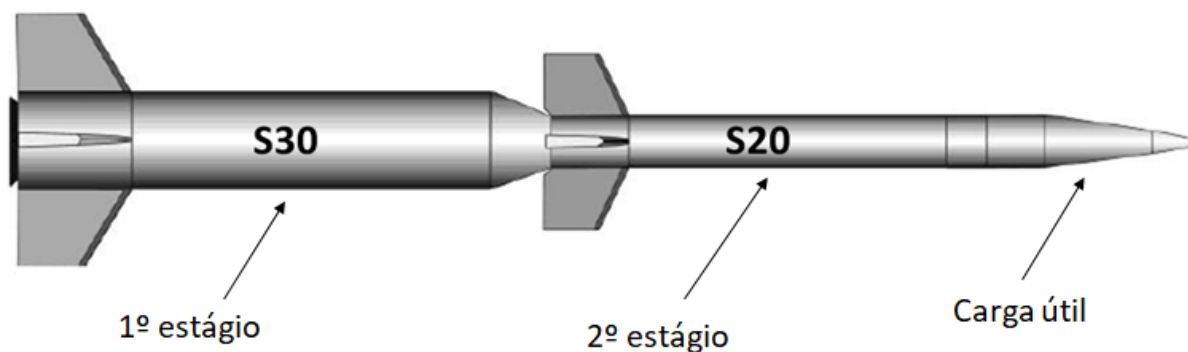
A revisão bibliográfica apresenta uma abordagem geral sobre o motor foguete SONDA III, um resumo do estado da arte sobre propulsão hipersônica no Brasil e no mundo, as pesquisas sobre scramjets e apresenta informações sobre Cubesats.

### 2.1 Foguete Sonda III

Segundo Palmerio (2013) o desenvolvimento do Sonda III teve início em 1970, sendo o primeiro lançamento realizado em fevereiro de 1976, em que o segundo estágio era inerte (sem propelente ativo). Em setembro, do mesmo ano, ocorreu o lançamento com o veículo completo (apud DOLINSKY, 1992). Até 2001, foram realizados trinta voos, com o lançamento, de variadas cargas úteis, nacional e estrangeira, sendo que o último voo ocorreu em maio de 2002.

O foguete SONDA III (Fig. 2) é composto por 2 estágios e a carga útil. No primeiro estágio é utilizado o motor S30 e o segundo estágio o motor S20. A tabela 1 mostra as especificações dos motores e carga útil.

Figura 2 - Concepção do foguete SONDA III.



Fonte: Adaptado de Palmerio (2013).

Tabela 1 - Características principais dos motores foguetes do Sonda III.

<b>Motor do primeiro estágio</b>	<b>S30</b>
Diâmetro externo (mm)	557
Tempo de queima (s)	29
Comprimento (mm)	3438
Massa de propelente (kg)	864
Massa Estrutural (kg)	347

Empuxo no vácuo (kN)	95
<b>Motor do segundo estágio</b>	<b>S20</b>
Diâmetro externo (mm)	300
Tempo de ação (s)	22
Comprimento (mm)	2984
Massa do propelente (kg)	249
Massa Estrutural (kg)	94
Empuxo no vácuo (kN)	32
<b>Veículo com carga útil de 60 kg</b>	
Massa na decolagem (kg)	1615
Comprimento total (mm)	6717
Apogeu (km)	700
Tempo de microgravidade (s)	750
Número de voos	23

Fonte: Palmério (2013).

De acordo com Boscov (1982) o foguete foi desenvolvido em duas versões, a primeira apresentada, para cargas acima de 50 kg utilizando o motor S20 como segundo estágio, em particular para o Sonda III apresentado na Tabela 1 com carga útil de 60 kg. A segunda versão, chamada de SIII M1, foi desenvolvida para cargas úteis mais pesadas (acima de 100 kg) utilizando o motor S30 como primeiro estágio e o motor S23, que possui o mesmo diâmetro de 300 mm do motor S20, como segundo estágio. A tabela 2 apresenta uma comparação técnica sobre as duas versões do foguete SONDA III.

Tabela 2 – Comparação técnica do foguete SIII e SIII M1.

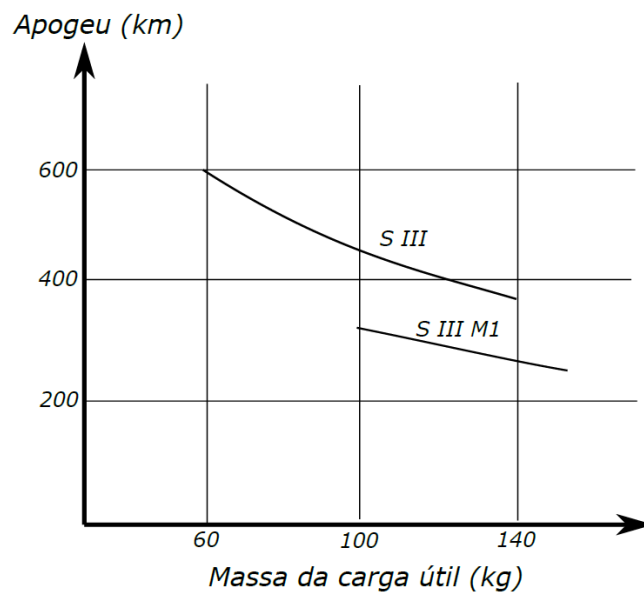
	SIII	SIII M1
Capacidade de carga útil (kg)	60	140
Velocidade máxima (m/s)	3170	2000
Aceleração máxima (m/s <sup>2</sup> )	305	100

Fonte: Boscov (1982).

Ainda, é apresentado o empuxo médio dos motores S30, S20 e S23, que equivalem a 102000 N, 36000 N e 18000 N, respectivamente.

A figura 3 mostra a relação entre o apogeu do veículo e a carga útil que pode ser carregada. Utilizando a carga útil como parâmetro de comparação das duas versões, observa-se que a primeira versão apresenta vantagem em relação ao apogeu.

Figura 3 – Relação entre apogeu e carga útil do foguete SONDA III.



Fonte: Adaptado de Boscov (1982).

## 2.2 Sistema de Propulsão para Acesso ao Espaço

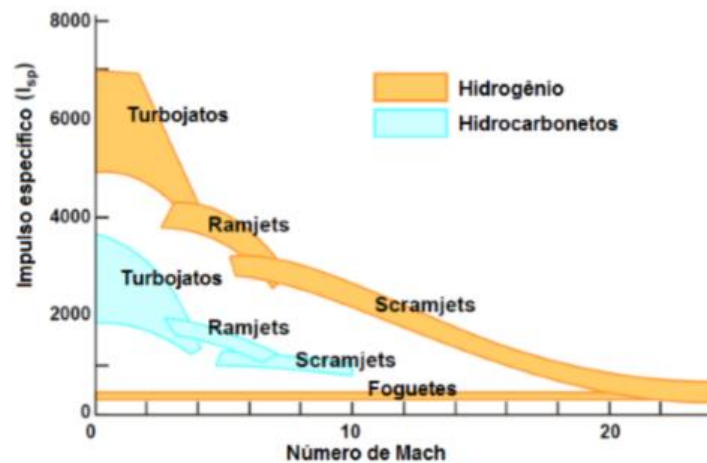
Atualmente, o acesso ao espaço é feito através de motores foguete, que têm um alto custo por causa da quantidade de combustível a qual é levada a bordo, representando cerca de 95% do peso do veículo, fator limitante para levar cargas úteis ao espaço, por restar apenas 5% do peso total do foguete. Ainda assim, esse sistema é muito eficiente. Segundo Ketsdever et al. (2008), a eficiência relacionada ao desempenho do sistema de propulsão dos foguetes é alta, cerca de 97–98%.

O desenvolvimento de novas tecnologias pode ser incorporado aos motores atuais, possibilitando transportar mais carga para o espaço. Entre as tecnologias desenvolvidas no setor aeroespacial e que podem realizar voo de acesso ao espaço, o sistema de propulsão hipersônica aspirada baseada em combustão supersônica (tecnologia scramjet) é aquela com maior potencial que de acordo com Heiser e Pratt

(1994) atende requisitos como velocidade hipersônica (alto número de Mach), confiabilidade, segurança e custo.

A figura 4 mostra relação do número de Mach com o impulso específico dos motores movidos à hidrogênio e hidrocarbonetos, comparados com o impulso específico do motor foguete. Os turbojatos utilizando hidrogênio possuem o maior impulso específico, comparados com ramjets e scramjets, inclusive motores foguetes. Observa-se que o scramjet utilizando hidrogênio apresenta vantagem de operação, quando comparado com motor foguete. Próximo à número de Mach 20, o impulso específico do veículo scramjet é semelhante ao de um motor foguete.

Figura 4 - Eficiência relativa de sistemas de propulsão em função do número de Mach.



Fonte: Fry (2004).

### 2.3 Scramjet

Os veículos aeroespaciais que usam sistema de propulsão aspirada baseada em combustão supersônica são chamados de scramjets. Esse veículo utiliza o próprio ar atmosférico como comburente, para atingir a energia cinética necessária para alcançar velocidades orbitais durante o voo atmosférico (FRY, 2004).

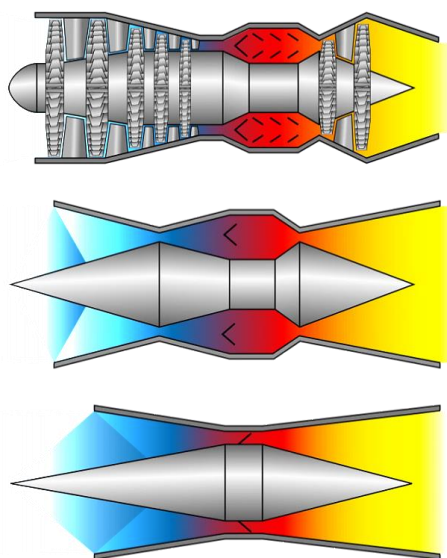
O princípio de operação é baseado no uso conveniente das ondas de choque oblíquas planas / cônicas geradas na seção de compressão (seção frontal do veículo) durante o voo hipersônico para comprimir e desacelerar o ar atmosférico para velocidades supersônicas na entrada da câmara de combustão, alcançando assim os valores das propriedades requeridas para a combustão espontânea do combustível injetado. Mesmo não possuindo partes móveis, como o ramjet, a operação de um

scramjet segue o mesmo princípio dos turbojatos (Fig. 5), com admissão e compressão dos gases, queima de combustível na câmara de combustão e expansão dos gases para gerar empuxo.

Tratando-se da adição de combustível, o combustível é injetado na câmara de combustão ou imediatamente antes e é misturado com ar atmosférico, em velocidade supersônica. Os scramjets não são capazes de produzir empuxo quando parado, porque não existem partes móveis, portanto dependem de uma propulsão primária para colocar os scramjets em condição de operação. É necessário acelerar os scramjets até sua velocidade mínima de operação (número de Mach 4) (FRY, 2004).

Ainda, pode-se detalhar mais as diferenças entre turbojet, ramjet e scramjet (Fig. 5). O turbojet opera em velocidades subsônicas e a seção de compressão é composta por partes móveis. Além disso escoamento que entra na câmara de combustão está em regime subsônico. O ramjet por sua vez, não possui partes móveis na seção de compressão e o escoamento que chega nessa seção é supersônico. Entretanto, o mesmo escoamento ao passar por essa seção entra com regime subsônico na câmara de combustão. Já o scramjet, não possui partes móveis e diferentemente do ramjet, o escoamento que entra dentro da câmara de combustão está em regime supersônico, tendo essa característica particular entre os três motores.

Figura 5 – Sistema de propulsão aspirada: turbojato, ramjet e scramjet, em sequência de cima para baixo.



Fonte: <https://en.wikipedia.org/wiki/Scramjet>. Acessado em: 20/03/2020.

Poucos países têm domínio dessa tecnologia. No Brasil, o Instituto de Estudos Avançados (IEAv) desenvolve o veículo aeroespacial hipersônico 14-X e outras versões com o objetivo de promover a pesquisa de propulsão hipersônica aspirada (TORO et al., 2012). Atualmente, demonstradores scramjet aparecem como a oportunidade de disseminar o conhecimento em sistema de propulsão hipersônica aspirada e capacitar estudantes em universidades do Brasil, como está sendo desenvolvido na Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN), oportunidade que também aproxima a universidade de grandes centros de excelência.

## 2.4 Hipersônica no Brasil

O Brasil é um dos poucos países que desenvolve a tecnologia scramjet. O Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu, do Instituto de Estudos Avançados (IEAv), em São José dos Campos, atua no desenvolvimento de demonstradores tecnológicos, como o scramjet 14-X. A figura 6 a seguir mostra uma representação do scramjet 14-X waverider em desenvolvimento no IEAv. O veículo está sendo projetado para operar a 30 km de altitude, com número de Mach 10, correspondente a aproximadamente 3000 m/s (TORO et al., 2012).

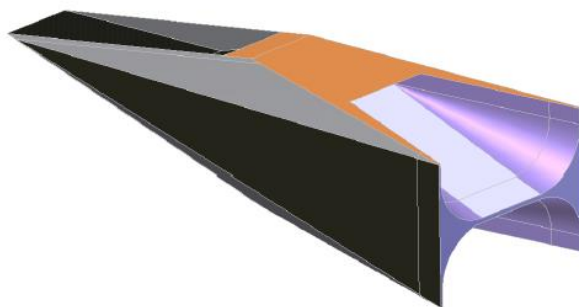
Figura 6 - Representação do scramjet 14-X waverider.



Fonte: Toro et al. (2012).

Através da concepção do scramjet 14-X waverider, versões adicionais estão sendo estudadas, como o 14-X S, mostrado na figura 7.

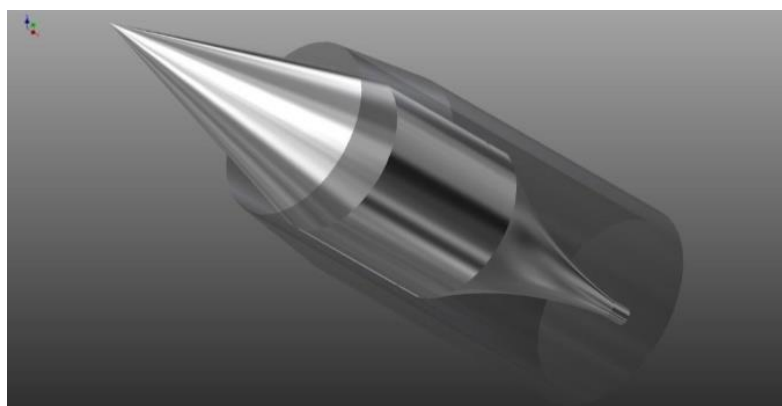
Figura 7 - Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X S.



Fonte: Galvão e Toro (2013).

O IEAv também estuda o projeto do 14-X SA (Fig. 8) o qual é um demonstrador da tecnologia scramjet de geometria axial, para voo a 30 km de altitude geométrica, com número de Mach 7. Segundo Mariano et al. (2013), esse projeto pode fornecer um caminho acessível para amadurecer os componentes e sistemas de propulsão hipersônica brasileiros em voo.

Figura 8 - Representação do veículo hipersônico 14-X SA.

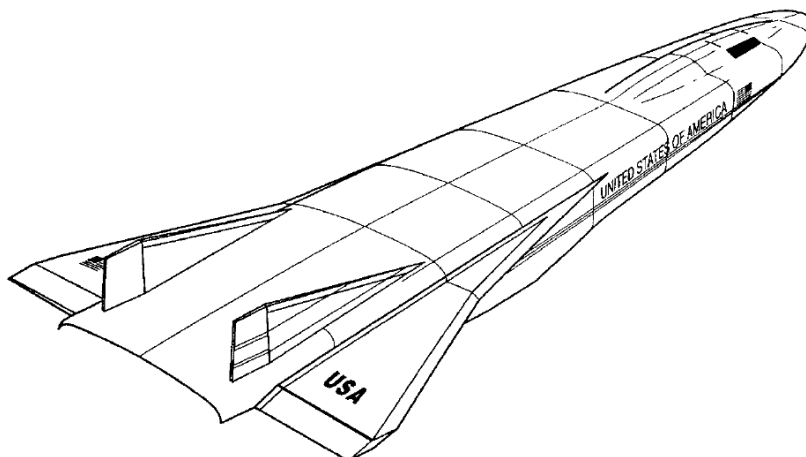


Fonte: Mariano et al. (2013).

## 2.5 Programa Hyper-X dos Estados Unidos

No início da década de 80, a Agência Espacial Norte Americana (NASA) e a Força Aérea Norte Americana uniram esforços para estudos sobre propulsão hipersônica resultando na criação do programa National AeroSpace Plane (NASP). O NASP (Fig. 9) tinha como objetivo desenvolver uma aeronave utilizando propulsão hipersônica (scramjet) para atingir velocidades de 27.360 km/h (número de Mach 25) alcançando a velocidade orbital, sem utilização de motor foguete (HALLION, 1998).

Figura 9 - Programa NASP, veículo aeroespacial X-30.



Fonte: Anderson (2006).

Devido as dificuldades orçamentárias ocorridas durante a maior parte do desenvolvimento do projeto, verificou-se que seria improvável o voo atmosférico do protótipo X-30, sem aumentar drasticamente os recursos financeiros. O programa NASP terminou em 1995, e a coordenação optou em concentrar recursos financeiros e humanos em tecnologias críticas, envolvendo combustão supersônica a ser demonstrada em protótipos scramjets. Logo, iniciou-se o desenvolvimento de demonstradores tecnológicos da combustão supersônica (HALLION, 1998).

O programa Hyper-X, composto de três veículos X-43 (Fig. 10) iniciado em 1996 após o término do programa NASP, foi idealizado para o projeto ser desenvolvido em laboratório e por simulação numérica e para ser realizado teste em voo atmosférico sob supervisão da "NASA Dryden Flight Research Center" (responsável pelo voo) e pela "NASA Langley Research Center" (responsável pela pesquisa da tecnologia de combustão supersônica), com o objetivo de demonstrar a tecnologia de motor à combustão supersônica "scramjet", propondo um aumento de carga útil para futuros veículos hipersônicos lançadores espaciais (MCCLINTON et al., 2006).

Figura 10 – Demonstrador scramjet X-43.



Fonte: <https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/X-43A/HTML/ED99-45243-01.html>.

O objetivo do programa Hyper-X era validar as principais tecnologias de propulsão e sistemas embarcados para aeronaves hipersônicas com ar aspirado. Os dois primeiros veículos X-43 estavam programados para voar a número de Mach 7 e o último, a número de Mach 10. No primeiro teste, realizado em 2 de junho de 2001, houve uma falha no foguete Pegasus, fazendo-o sair de controle no início do voo. Já o segundo e terceiro testes, realizados em 27 de março e 16 de novembro de 2004, respectivamente, foram concluídos com sucesso (MCCLINTON et al., 2006).

## 2.6 Programa HIFiRE

O programa HIFiRE (Hypersonic International Flight Research and Experimentation) teve início em 2006. Foram previstos 9 voos atmosféricos com 8 veículos de configurações e missões diferentes, testando vários sistemas como estabilidade de voo, sistema elétrico, instrumentação, trajetória e propulsão. Os objetivos de voo desse programa foram caracterizar o desempenho do sistema de propulsão scramjet, desenvolver algoritmos de controle de voo, para a combinação dessas missões e realização de voo de veículo integrado com um scramjet (BOWCUTT et al., 2012). A tabela 3 a seguir, mostra as configurações dos modelos desenvolvidos no programa HIFiRE.

Tabela 3 - Descrição do programa HIFiRE de cada missão.

<b>Projeto HIFiRE</b>	<b>Descrição</b>
HIFiRE-0	Veículo de voo simples, experimento de reorientação.
HIFiRE-1	Um cone embotado, experimento de transição da camada limite.
HIFiRE-2	Experimento de um scramjet de admissão interna.
HIFiRE-3	“Radical Farming” scramjet experimental.
HIFiRE-4	Experimento de controle de planador de reentrada.
HIFiRE-5	Cone elíptico para transição da camada limite.
HIFiRE-6	Planador aeronáutico experimental de controle adaptativo.
HIFiRE-7	Scramjet de reentrada para medição de pressão.
HIFiRE-8	30 segundos de voo de reentrada para teste de fuselagem.

Fonte: Bowcutt et al. (2012).

O desenvolvimento dos projetos e esforços para os testes foram realizados simultaneamente por várias equipes de projeto, dentre elas a Air Force Research Laboratory (AFRL). A NASA, nos Estados Unidos e Defence Science Technology Organisation (DSTO) na Austrália.

O presente trabalho apresenta resultados de projeto de um scramjet com geometria de compressão com admissão interna (Fig. 1), semelhante ao modelo de teste do programa HIFiRE 2, figura 11, que foi lançado no dia 1 de Maio de 2012, em Kauai, Hawaii. O objetivo primário desse demonstrador foi mensurar, em voo, a operacionalidade e desempenho da combustão, utilizando hidrocarboneto e operando a números de Mach entre 6 e 8. Os objetivos secundários incluíam o uso de instrumentação baseada em laser de diodo para medir a concentração dos produtos da combustão na saída da câmara de combustão, e validação da tecnologia scramjet e seus sistemas (BOWCUTT et al., 2012).

Figura 11 - HIFiRE versão 2.



Fonte: Bowcutt et al. (2012).

## 2.7 Projeto HEXAFLY

De acordo com Pezzella et al. (2014) o transporte civil de alta velocidade sempre foi prejudicado pela falta de potencial de alcance ou por um alto consumo de combustível e pela inércia, decorrente de uma eficiência de cruzeiro muito baixa. Nos últimos anos, novos conceitos radicais de veículos foram propostos para alterar esse cenário. Nesse contexto, o projeto HEXAFLY (High-speed Experimental FLY vehicles), desenvolvido pela Comunidade Europeia, visa mostrar experimentalmente esse novo conceito. O HEXAFLY (Fig. 12) se concentra em obter um regime de estabilidade em voos de alta velocidade.

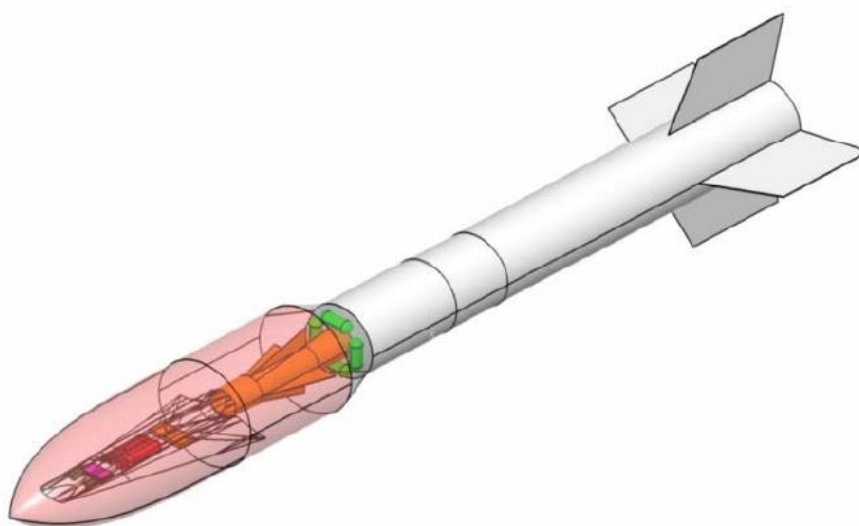
Figura 12 – Conceito do projeto HEXAFLY em escala.



Fonte: Steelant et al. (2015).

Para demonstração da tecnologia, o Veículo Experimental de Voo de Teste (EFTV, sigla em inglês), figura 13, usará o foguete VS 40 para decolar e acelerar até Mach 4,5, antes de mudar para o modo ramjet, para atingir a condição de cruzeiro de destino, com número de Mach 8 a uma altitude de 35km (STEELANT et al., 2015).

Figura 13 – Layout geral do veículo experimental com o motor VS 40.



Fonte: Steelant et al. (2015).

## 2.8 Estudos em desenvolvimento sobre scramjet

Esta seção apresenta resumo de artigos relacionados à scramjets sobre o que atualmente está sendo desenvolvido nos centros de pesquisa.

Capra et al. (2015) apresentaram o estudo computacional (CFD) bidimensional de um scramjet com configuração de compressão interna, com injeção de combustível através de poros. Para as configurações de simulação, considerou-se número de Mach 6,44, pressão de estagnação de 44,2 MPa e taxa de combustível/ar de 0,44. O combustível hidrogênio foi injetado a 92,33 mm a jusante do bordo de ataque. Os resultados da simulação mostram que a injeção de combustível por poros resulta em mistura mais eficiente em comparação com a escotilha, com 64% e 47%, respectivamente. O trabalho também mostra que na configuração com poros, há uma redução no comprimento de ignição e na geração de uma chama mais uniforme dentro os primeiros 100 mm da câmara de combustão, em comparação com 350 mm para injeção por escotilha.

Glass et al. (2014) apresentam uma pesquisa no projeto do HIFiRE 8, sobre a proposta de utilização de Compósitos de Matriz Cerâmica (CMCs sigla em inglês) como estruturas para o combustor. Os materiais utilizados para o combustor foram Carbono / Carbono (C / C) e Carbono-Carboneto de Silício (C / C-SiC). Para as condições de testes, foram feitas simulações de voo em números de Mach 5 e 6 por vários minutos, foi utilizado "Scanning Electron Microscope (SEM) para investigação na superfície dos materiais. Também, foi utilizado um tanque de combustível de hidrogênio nos testes. Ambos os sistemas sobreviveram as altas temperaturas do combustor com pouca erosão. Portanto, apresentaram desempenho aceitável para o HIFiRE 8, o veículo voará por 30 segundos a número de Mach 7.

Rolim et al. (2011) desenvolveram uma pesquisa sobre o 14-X waverider utilizando o túnel de choque T3. Para as condições de simulação e obtenção dos resultados, foi criado um modelo de 781 mm para teste a Mach 10 dentro do túnel de choque hipersônico. Também, utilizou-se o método da fotografia schlieren para visualização e obtenção dos resultados. Essas simulações mostraram que foi possível identificar uma onda de choque de recolamento na superfície inferior do veículo, característica para a configuração waverider, assim como foi possível identificar o aumento da pressão na seção de compressão.

Brown et al. (2006) trazem um estudo sobre a otimização da seção de compressão, bidimensional e com três rampas de um scramjet. A técnica de otimização é feita por um algoritmo de base evolutiva que busca a Máxima Recuperação de Pressão (PRF sigla em inglês). Para metodologia de otimização utilizou-se CFD para os cálculos e simulações computacionais da seção de entrada do scramjet, efeitos viscosos e entropia também são considerados. Simulações no bordo de ataque do modelo (com e sem efeitos viscosos) a fim de ajustar os efeitos de deslocamento da camada limite e recuperando o ângulo das ondas de choque produzidas pela otimização. Os resultados da simulação computacional mostram que os efeitos viscosos são significativamente menores que os efeitos não viscosos na região do combustor.

Pezzella et al. (2015) apresentam uma metodologia e a implementação de ferramentas para análise aerotérmica e discussão de materiais para o veículo HEXAFLY EFTV. Simulações computacionais por CFD foram realizadas, entre elas, uma avaliação da transição do escoamento de laminar para turbulento e, como uma

avaliação de escoamento local exige cálculos precisos de CFD, foi considerado o número de Mach correspondente a 7,88 e condições de operação a 32 km de altitude. Nos resultados observou-se que o Titânio, Cobre, C/C-SiC e Zircônia são materiais adequados a serem utilizados na estrutura do veículo, que podem por exemplo, garantir proteção térmica. As análises térmicas convergem na utilização desses materiais e na contribuição para melhor a desempenho de voo e atualização estrutural.

Bonelli et al. (2011) apresentam uma metodologia analítica no código computacional (SPREAD2.0), baseada na teoria de Chapman et al. (1958) para calcular a espessura da camada limite na superfície da parede da seção de compressão do scramjet. A mesma metodologia foi implementada nessa dissertação. Foi avaliado um scramjet com duas rampas de compressão, projetado para voar numa altitude de 30 km e número de Mach correspondente a 7,5. Foram simuladas condições sem e com efeitos viscosos e modelou-se o ar como um gás em equilíbrio. Ao considerar os efeitos viscosos do escoamento supersônico sobre a superfície, o trabalho então sugere a linearização no perfil do crescimento da camada limite ao longo do veículo. O trabalho foi realizado no âmbito do projeto do LAPCAT II (Long-Term Advanced Propulsion Concepts And Technologies II) e buscou conceber códigos computacionais que permitissem um projeto preliminar confiável para sistemas de propulsão hipersônicos. Obteve-se resultados satisfatórios quando comparados à simulação numérica (CFD), corroborando para afirmar que o código é uma ferramenta poderosa para análises primárias dos motores scramjets.

Tirtey et al. (2012) propuseram o desenvolvimento de experimento de um veículo com motor scramjet chamado SCRAMSPACE (Scramjet-based Access to Space Systems). O voo experimental tem como objetivo demonstrar a geração de empuxo, testar o desempenho, os materiais de proteção térmica e a instrumentação. A configuração do veículo escolhida foi de admissão interna, a mesma discutida nesta dissertação de mestrado. Além disso, o SCRAMSPACE será integrado ao motor-foguete brasileiro S30, como primeiro estágio da operação, e pelo motor Orion. Essa configuração é capaz de carregar uma carga útil ao espaço de 150 kg para uma altitude de 350 km. Os resultados apontam que o projeto tem viabilidade e é capaz de atender os objetivos científicos da missão e a construção do projeto está em andamento. Várias análises aerodinâmicas em CFD foram feitas para estudar

todos os aspectos da missão, incluindo a abertura na seção de entrada e a queima de hidrogênio na câmara de combustão.

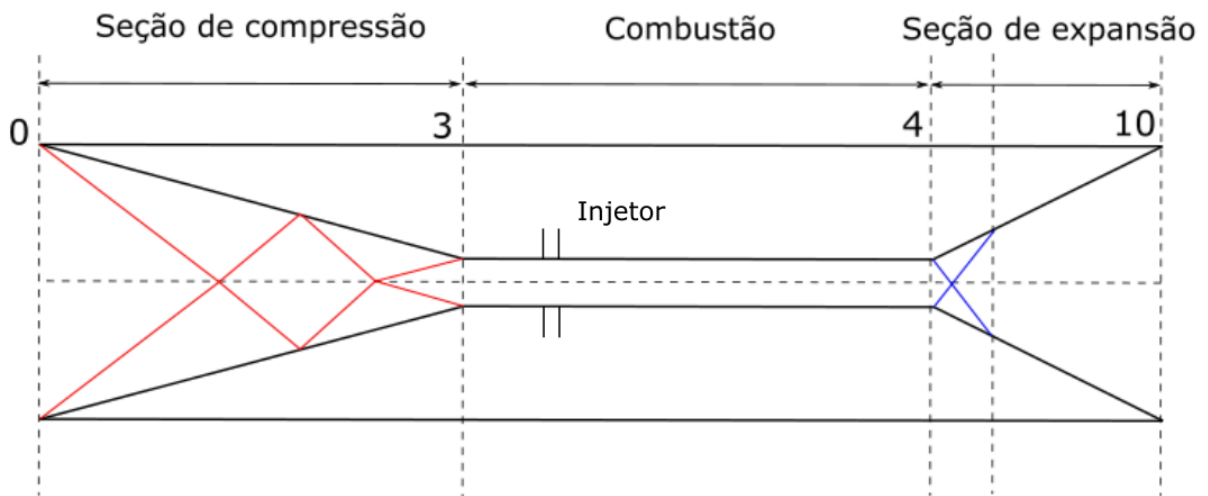
Galvão et al (2013) apresentam uma abordagem analítica sobre o demonstrador hipersônico brasileiro 14-X B, desenvolvido no Laboratório Prof. Henry T. Nagamatsu, no Instituto de Estudos Avançados – IEAv. O veículo aeroespacial foi projetado para operar à uma altitude de 30 km com número de Mach correspondente a 7. A abordagem analítica foi feita através da teoria de onda de choque oblíqua, ondas de choques refletidas, adição de calor (Teoria de Rayleigh) com fluxo unidimensional e teoria de Prandtl-Meyer. Quatro estudos de casos, utilizando a mesma configuração de scramjet (duas rampas de compressão com 5,5° e 20° e na seção de expansão um ângulo de 15°) foram analisados, sendo eles sem efeitos viscosos, com efeitos viscosos considerando o efeito da espessura de deslocamento da camada limite, com adição de calor e também com a variação da razão entre os calores específicos  $\gamma$ . Tais resultados mostram a variação em cada estudo de caso assim como a importância dos efeitos viscosos na consideração do projeto 14X-B.

Mariano et al. (2013) apresentam uma análise analítica e numérica do Veículo Aeroespacial Brasileiro 14-X SA, um scramjet com simetria cônica e pretende realizar voo hipersônico a uma altitude de 30 km com número de Mach correspondente a 7. Também foi desenvolvido no Laboratório Prof. Henri Nagamatsu – IEAv. A geometria (rampa de compressão de 23° e rampa de expansão de 15°) foi a mesma usada em ambas abordagens para efeitos comparativos. Observou-se uma convergência nos resultados analíticos e numéricos, de tal forma que a temperatura em ambos os casos atingiu cerca de 1250 K, valor suficiente para queima do combustível hidrogênio. Observou-se também um sutil trem de choque, a análise numérica mostra a uniformidade na pressão estática, temperatura estática e massa específica estática. Por fim, os resultados também mostram que a seção de expansão pode ser recalculada de forma que os resultados das propriedades aerodinâmicas se aproximem das mesmas condições atmosféricas na altitude desejada de 30 km.

## 2.9 Terminologia aplicada a scramjet

A terminologia apresentada nessa seção (Fig. 14) baseou-se em Heiser e Pratt (1994), que define a seção de compressão (externa e interna), seção de combustão e seção de expansão (interna e externa) do veículo scramjet. Esta definição permite analisar o ciclo termodinâmico no motor e, conseqüentemente, determinar a eficiência do sistema de propulsão.

Figura 14 - Terminologia do demonstrador "scramjet".



Fonte: Adaptado de Heiser e Pratt (1994).

A numeração apresentada na figura 14, também servirá de referência na apresentação dos resultados, de acordo com cada seção.

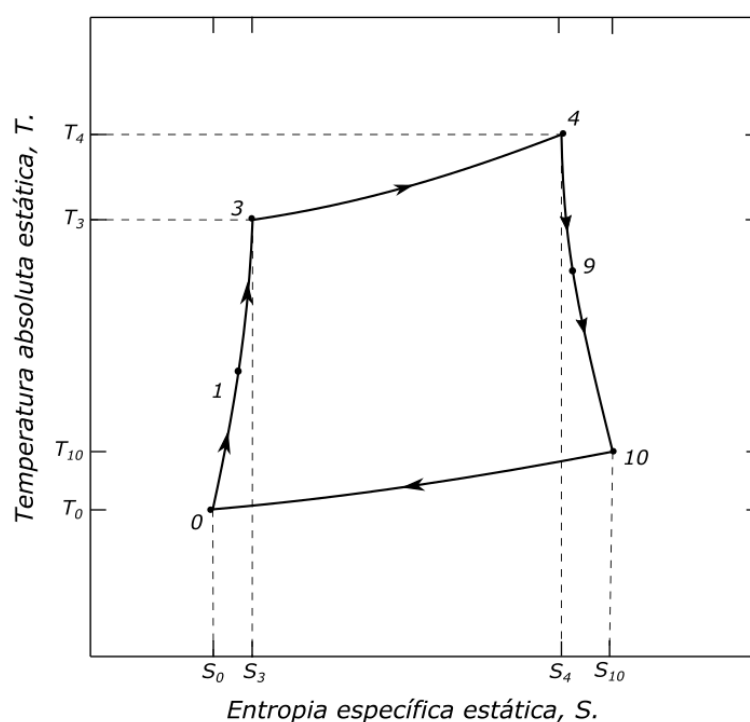
Observa-se na figura 14, que a seção de compressão é composta pela compressão externa e interna (entre as estações 0 e 3). Na seção de compressão o escoamento é comprimido ao encontrar deflexões positivas (rampas), estabelecendo ondas de choques oblíquas planas incidentes. Devido à simetria na estação 1, haverá uma interseção entre as ondas de choque, logo, tem-se choque on-lip e a onda de choque oblíqua incidente será refletida. Se a onda de choque refletida incidir na entrada da câmara de combustão, tem-se choque on-corner. Nessa condição de choque on-lip e de choque on-corner, de acordo com a lei da conservação da massa, todo o ar capturado pela seção frontal do veículo scramjet é comprimido e desacelerado para o interior da câmara de combustão, proporcionando condição de velocidade supersônica e temperatura suficientemente alta para queimar espontaneamente o combustível.

A câmara de combustão é representada pela seção entre as estações 3 e 4, onde o ar em velocidade supersônica queima espontaneamente o combustível com um acréscimo nos valores das propriedades termodinâmicas: pressão, temperatura, massa específica, e a diminuição no número de Mach e na velocidade do escoamento.

Entre as estações 4 e 10 (seção de expansão interna) ocorre a aceleração do escoamento que, após a queima com o combustível, acelera os produtos da combustão para velocidades que possibilitarão a geração de empuxo.

Segundo Heiser e Pratt (1994) o scramjet segue o ciclo Brayton (Fig. 15). Observa-se que entre as estações 0 e 3 ocorre a compressão adiabática do escoamento, onde ocorre o aumento de temperatura de  $T_0$  para  $T_3$ . As irreversibilidades ou perdas por atrito e as ondas de choque causam o aumento da entropia  $s_0$  para  $s_3$ , na entrada da câmara de combustão.

Figura 15 - Diagrama T-s do ciclo Brayton aplicada à terminologia scramjet.



Fonte: Adaptado de Heiser e Pratt (1994).

Entre as estações 3 e 4, que representa o isolador e câmara de combustão, ocorre a injeção de combustível para o processo de combustão. Esse processo ocorre à pressão constante e com o aumento de entropia de  $s_3$  para  $s_4$ .

Entre as estações 4 e 10 ocorre o processo de expansão dos produtos da combustão. Considera-se que na estação 10 os produtos da combustão expandem até a pressão atmosférica, ou seja,  $p_{10} = p_0$ . As irreversibilidades ou perdas por atrito e as ondas de choque causam o aumento do estado entrópico de  $s_4$  para  $s_{10}$  no fim do processo de expansão adiabática.

Na região das estações 10 e 0 assume-se o processo de ciclo termodinâmico fechado, reiniciando assim o ciclo. Também se considera pressão constante entre a os produtos da expansão e a atmosfera, retornando as condições da estação 0. Do ponto de vista energético, o calor rejeitado é equivalente a quantidade de calor adicionado na queima de combustível.

## 2.10 CubeSats

Os altos custos das missões espaciais baseadas em satélites, principalmente, pelos custos de seus lançamentos, desencadearam uma corrida por melhorias e otimizações desses satélites. Ou seja, estimula o desenvolvimento para baratear a produção e o custo de satélites que são lançados ao espaço. Dessa iniciativa, surgiram os CubeSats.

O CubeSat (Fig. 16) é uma tendência de miniaturização dos satélites. Em muitos setores, o progresso tecnológico permitiu reduções significativas no volume ocupado pelos mais variados equipamentos, como em computadores e componentes eletrônicos em geral. Entretanto, só recentemente, com o advento do padrão CubeSat, essa tendência começou a ser também observada em equipamentos espaciais. De certa forma, além de representarem uma inovação interessante na área espacial, eles correspondem a uma inovação no modelo de negócios a eles associados, uma vez que as maiores iniciativas estão fora do âmbito dos governos (VILLELA et al., 2019).

Além disso, os CubeSats, que são satélites de pequeno porte, com massa de até 10 kg, fazem parte da categoria de nanosatélites. A tabela a seguir mostra a classificação de alguns satélites conforme sua massa.

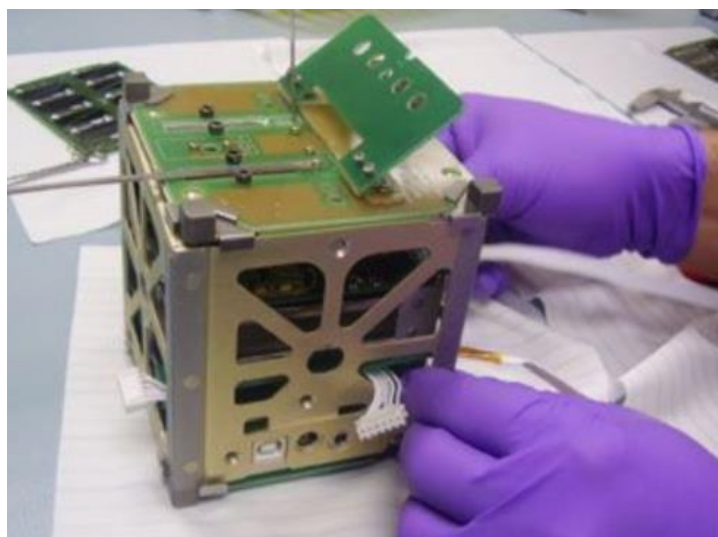
Tabela 4 – Classificação de satélites por massa.

Categoria	Massa (kg)
Picossatélite	0,1 até 1
Nanosatélite	1 até 10

Microsatélite	10 até 100
Pequeno/médio satélite	100 até 1000

Fonte: CGEE, 2018.

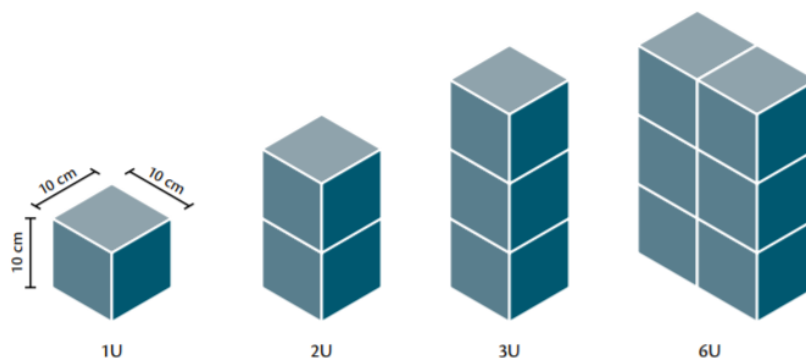
Figura 16 - Estrutura de um Cubesat 1U.



Fonte: Villela et al. (2019).

Apenas recentemente, percebendo a importância dessas plataformas, algumas agências espaciais resolveram implantar ações relacionadas aos CubeSats. Em 2017, o número de CubeSats lançados por ano superou o número de satélites convencionais (CGEE, 2018). As principais características dos CubeSats (Fig. 17) são: satélites compostos por unidades cúbicas padronizadas de 1U (10x10x10 cm), formando composições de 2U, 3U, 6U, entre outras; uso de sistemas de ejeção em órbita padronizados, denominados de P-POD (do Inglês, Poly Picosatellite Orbital Deployer) ou SSPL (do Inglês, Space Shuttle Picosatellite Launcher), capazes de liberar diversos satélites pela mesma interface. Existem sistemas comerciais destinados a satélites 1U, 2U, 3U e 6U; e uso de componentes COTS nos subsistemas de bordo (CGEE, 2018).

Figura 17 - Arquitetura dos CubeSats.

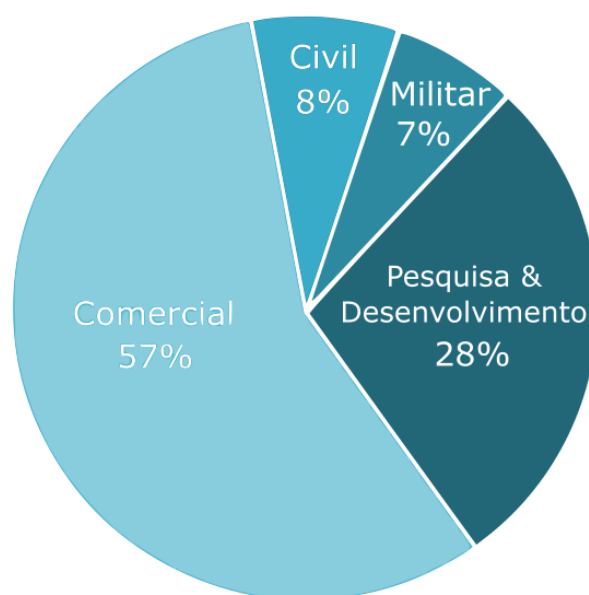


Fonte: Villela et al. (2019).

Os riscos associados ao uso desses pequenos satélites são compensados pela possibilidade de mais lançamentos desses artefatos em caso de falhas, pelo baixo custo de produção de lançamentos. Além disso, a taxa de falha desses artefatos tem decaído ao longo do tempo, na medida em que novas tecnologias são desenvolvidas (LANGER et al., 2016).

Segundo Villela et al. (2019) os CubeSats se apresentam como uma inovação na área espacial, capaz de proporcionar, a instituições e países que atualmente têm dificuldades de usar as aplicações espaciais em seu benefício, oportunidades concretas de acesso ao espaço para atender a essas demandas. A figura 18, a seguir, mostra as áreas de aplicação.

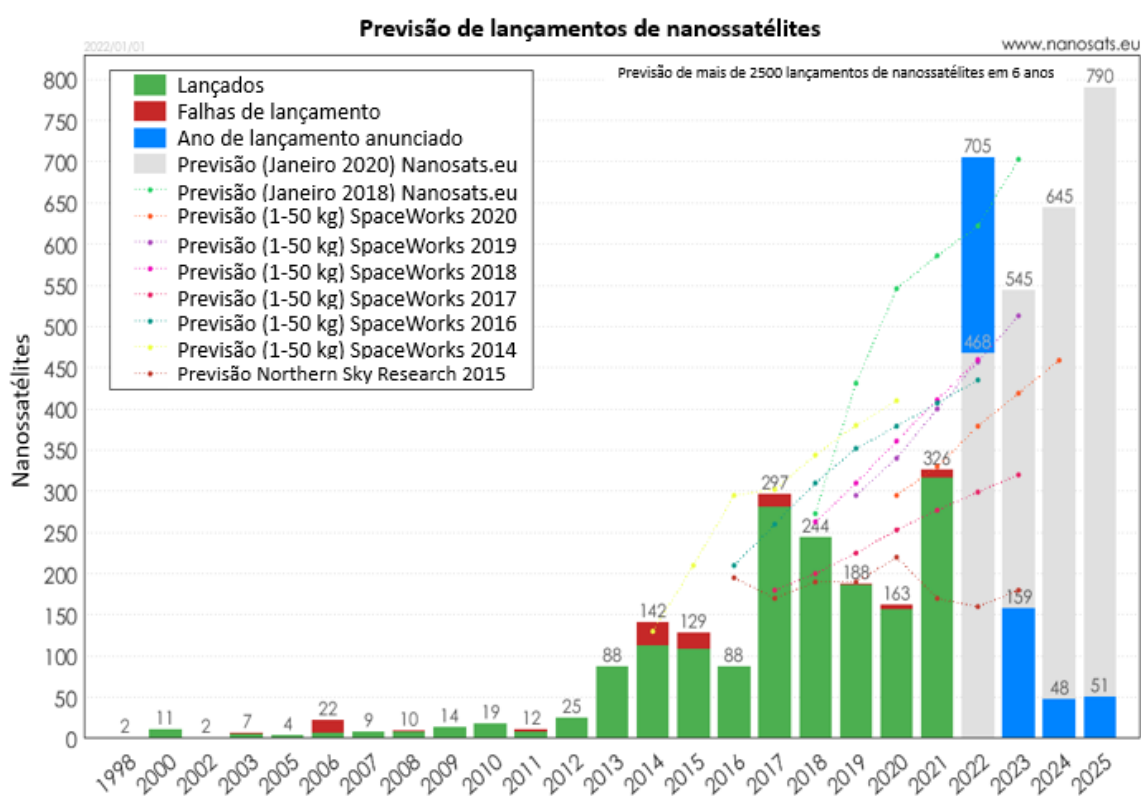
Figura 18 - Aplicações dos CubeSats.



Fonte: Adaptado de Villela et al. (2019).

Entende-se que o CubeSat também pode ser usado para várias aplicações, como teste de tecnologias e missões científicas, como aqueles relacionados à astronomia e ao clima espacial. Em setembro de 2012, foi lançado o centésimo CubeSat (Fig. 19). Os CubeSats estão mudando a maneira como os satélites são lançados ao espaço. Ao contrário do tradicional lançamento de satélites, na qual um ou apenas alguns satélites são lançados por um único veículo, atualmente é lançado um grande número de satélites por um único veículo. Essa atividade está entre as inovações apresentadas por esses pequenos satélites. Por exemplo, em 2013 foram lançados 84 CubeSats da ISS (VILLELA et al., 2019)

Figura 19 – Previsão de lançamentos de CubeSats por ano.



Fonte: Adaptado de [www.nanosats.eu](http://www.nanosats.eu) <Visitado em:11/04/2022>.

### 3 Fundamentação teórica

Esta seção apresenta a fundamentação teórica aplicada no desenvolvimento do projeto que abrange conceitos fundamentais como número de Mach, até a fundamentação sobre a espessura de deslocamento da camada limite.

#### 3.1 Número de Mach e regimes de velocidades

O parâmetro do número de Mach foi definido como sendo um parâmetro adimensional, conforme mostra na Eq. (3.1) (FOX et al., 2012).

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

onde,  $v$  representa a magnitude da velocidade do escoamento e  $a$  a velocidade do som no meio, dada pela Eq. (3.2).

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

onde,  $\gamma$  representa a razão dos calores específicos,  $R$  a constante característica do gás e  $T$  a temperatura estática do meio no qual o som se propaga.

Nas aplicações de mecânica dos fluidos em geral esse parâmetro é utilizado para quantificar o regime de velocidade estabelecido (Tabela 5).

Tabela 5 – Regime de velocidade.

Classificação	número de Mach	Velocidade (m/s)	Velocidade (km/h)
Subsônico Incompressível	$0 < M \leq 0,3$	$0 < v \leq 102$	$0 < v \leq 367,2$
Subsônico Compressível	$0,3 < M \leq 0,8$	$102 < v \leq 272$	$367,2 < v \leq 979,2$
Transônico	$0,8 < M \leq 1,2$	$272 < v \leq 408$	$979,2 < v \leq 1468,8$
Supersônico	$1,2 < M \leq 5$	$408 < v \leq 1700$	$1468,8 < v \leq 6120$
Hipersônico	$M > 5$	$v > 1700$	$v > 6120$

As análises a partir do regime de escoamento subsônico compressível, variações na massa específica do escoamento, devem ser levadas em consideração. Dependendo da geometria em interação com o escoamento, no regime transônico já é possível verificar o surgimento de regiões supersônicas, ou seja, surgimento de ondas de choque (ANDERSON, 2003). Estruturalmente, aeronaves não são projetadas para voar na janela de regime transônico, desse modo, os veículos são projetados para um regime subsônico compressível ou completamente supersônico ou hipersônico.

### **3.2 Regime hipersônico**

A temperatura, pressão e massa específica do escoamento aumentam significativamente à medida que o escoamento em velocidades supersônicas cresce e interage com uma onda de choque. Para valores de número de Mach acima de 5, esses valores aumentam de forma acentuada. Por isso, o regime de escoamento para  $M > 5$  é considerado regime hipersônico (ANDERSON, 2003).

No escoamento hipersônico, a distância entre a superfície do corpo e a onda de choque formada tende a ser pequena. Ou seja, a região de escoamento entre a onda de choque e o corpo é chamada de “camada de choque”, em escoamento hipersônico, resulta-se então uma fina camada de choque. Além disso, devido à grande geração de entropia, o escoamento hipersônico apresenta uma grande quantidade de energia cinética e, quando este escoamento é desacelerado por efeitos viscosos dentro da camada limite, a energia cinética perdida é transformada (em parte) em energia interna do gás, aumentando então a temperatura na região da camada limite (ANDERSON, 2003).

### **3.3 Equações governantes para fluido não viscoso**

A análise de um fluido compressível é baseada em três princípios fundamentais (ANDERSON, 2003). Esses princípios são mostrados pelas equações a seguir:

- *Continuidade*: Massa não pode ser criada nem destruída:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\mathcal{V}} \rho d\mathcal{V} = - \iint_S \rho \vec{V} d\vec{S} \quad (3.3)$$

onde  $\rho$  e  $\vec{V}$  são a massa específica e o vetor velocidade respectivamente,  $d\vec{S}$  a área da superfície infinitesimal e  $d\mathcal{V}$  é o volume infinitesimal dentro do volume de controle analisado.

- *Quantidade de movimento:* A taxa de variação da quantidade de movimento de um corpo é igual à força exercida sobre ele (Segunda Lei de Newton):

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\mathcal{V}} \rho \mathbf{V} d\mathcal{V} + \iint_S (\rho \mathbf{V} dS) \mathbf{V} = \iiint_{\mathcal{V}} \rho f dV - \iint_S p dS \quad (3.4)$$

- *Energia:* Energia não pode ser criada nem destruída, apenas muda de forma:

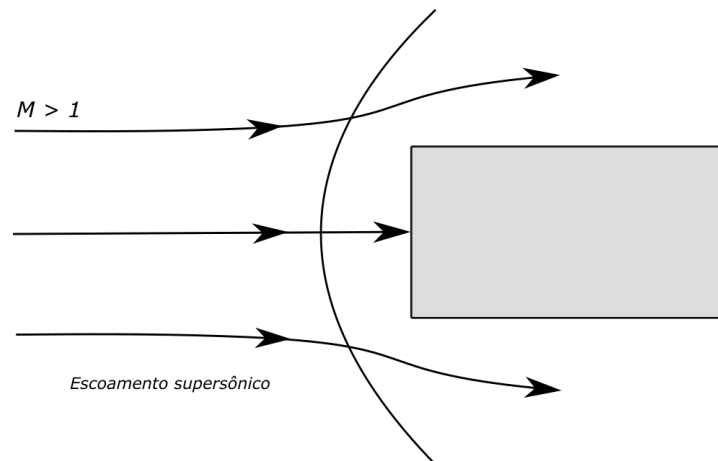
$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\mathcal{V}} \rho \left( e + \frac{V^2}{2} \right) d\mathcal{V} + \iint_S \rho \left( e + \frac{V^2}{2} \right) \mathbf{V} dS = \iiint_{\mathcal{V}} \dot{q} \rho dV - \iint_S p \mathbf{V} dS + \iiint_{\mathcal{V}} \rho (f \cdot \mathbf{V}) d\mathcal{V} \quad (3.5)$$

onde,  $e$  representa a energia interna do sistema e  $\dot{q}$  a taxa do fluxo de calor e  $f$  representa a força de campo por unidade de massa de fluido.

### 3.4 Onda de choque normal

Segundo Anderson (2003), a onda de choque normal forma-se perpendicular ao escoamento livre (Fig. 20). A onda de choque normal é formada em frente à um corpo rombudo, quando o escoamento sobre o mesmo é supersônico ( $Mach > 1$ ). Ainda, o choque é uma região muito fina, da ordem do caminho livre médio molecular, com espessura de  $10^{-5}$  cm para o ar em Condições Normais de Temperatura e Pressão (CNTP) padrão ( $T = 273,15$  K e  $P = 101325$  Pa).

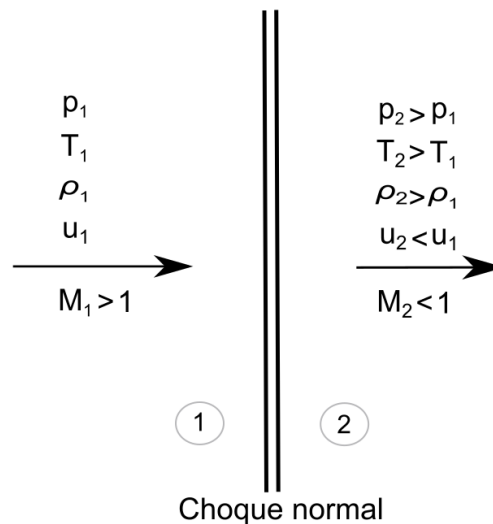
Figura 20 - Onda de choque normal.



Fonte: Adaptado de Anderson (2003).

A figura 21 mostra a variação das propriedades aerodinâmicas, considerando o escoamento unidirecional. A região 1 representa o escoamento livre, e a região 2 o escoamento após a onda de choque normal fixa no espaço. Observe-se que, há um acréscimo de valor em  $p_2$ ,  $T_2$ ,  $\rho_2$  e decréscimo de valor na velocidade do escoamento  $u_2$ , em razão do escoamento que passou a ser subsônico.

Figura 21 - Propriedades antes e depois onda de choque normal.



Fonte: Adaptado de Anderson (2003).

Colocando-se um volume de controle em torno da onda de choque normal, e utilizando a equação da continuidade na forma integral (Eq. 3.3), simplificada para o caso de regime permanente (Eq. 3.6):

$$\iint_S \rho \vec{V} \cdot d\vec{S} = 0 \quad (3.6)$$

obtém-se a equação da conservação da massa para o caso unidimensional Eq. (3.7).

$$-\rho_1 u_1 A + \rho_2 u_2 A = 0 \quad (3.7)$$

onde,  $\rho$  e  $u$  representam massa específica e a velocidade (que se aproxima perpendicularmente à onda de choque), respectivamente.

Agora, utilizando a equação da conservação da quantidade de movimento na forma integral (Eq. 3.4), e desprezando a ação de forças de campo (simplificada, para o caso de regime permanente), tem-se:

$$\iint_S \vec{V} (\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}) = -\iint_S p d\vec{S} \quad (3.8)$$

Logo, para o caso unidimensional, considerando área constante, obtém-se a equação da conservação da quantidade de movimento dada por Eq. (3.9).

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad (3.9)$$

onde,  $p$  representa a pressão estática do escoamento.

Utilizando a equação da energia na forma integral aplicada sobre o volume de controle mostrado na figura 21, Eq. (3.5), e simplificando para o caso de regime permanente, sem troca de calor ou trabalho, Eq. (3.10), dada por:

$$\iint_S \rho \left( e + \frac{V^2}{2} \right) \vec{V} \cdot d\vec{S} = \iint_S p \vec{V} \cdot d\vec{S} \quad (3.10)$$

pode-se obter a relação mostrada na equação 3.11.

$$(-p_1 u_1 + p_2 u_2) = -\rho_1 \left( e_1 \frac{u_1^2}{2} \right) u_1 + \rho_2 \left( e_2 \frac{u_2^2}{2} \right) u_2 \quad (3.11)$$

onde, a energia interna do sistema é representada por  $e$ .

Utilizando-se da definição de entalpia (Eq. 3.12), combinada com a equação anterior (Eq. 3.11),

$$h = e + pv \quad (3.12)$$

obtém-se a equação da energia para o caso unidimensional escrita na forma de entalpia Eq. (3.13).

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (3.13)$$

Considerando gás caloricamente perfeito  $p = \rho RT$  e  $h = c_p T$ , obtém-se um sistema fechado de equações que permitem avaliar a mudança nas propriedades termodinâmicas e o número de Mach de um escoamento ao cruzar uma onda de choque normal fixa no espaço (ANDERSON, 2003).

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2 + (\gamma + 1)M_1^2} \quad (3.14)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)}(M_1^2 - 1) \quad (3.15)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left[ 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)}(M_1^2 - 1) \right] \left[ \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2} \right] \quad (3.16)$$

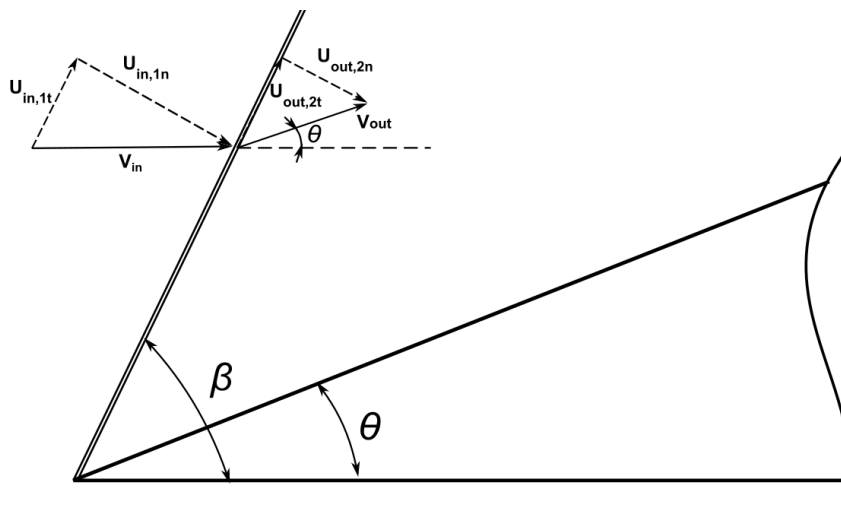
$$M_2^2 = \frac{1 + [(\gamma - 1)/2]M_1^2}{\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)/2} \quad (3.17)$$

### 3.5 Onda de choque oblíqua

Quando um escoamento supersônico encontra o bordo de ataque de um corpo no formato de cunha, é estabelecida uma onda de choque oblíqua plana incidente. Com o estabelecimento dessa onda, o escoamento que atravessa a onda de choque oblíqua plana incidente é comprimido entre a superfície do corpo e a onda de choque (Fig. 22). O resultado dessa compressão é o aumento dos valores das propriedades termodinâmicas, como pressão, temperatura, massa específica e velocidade de som, e a diminuição da velocidade do escoamento (e

consequentemente o número de Mach) permanecendo ainda em velocidade supersônica e paralela à superfície da rampa de compressão.

Figura 22 - Estabelecimento da onda de choque oblíqua incidente numa cunha.

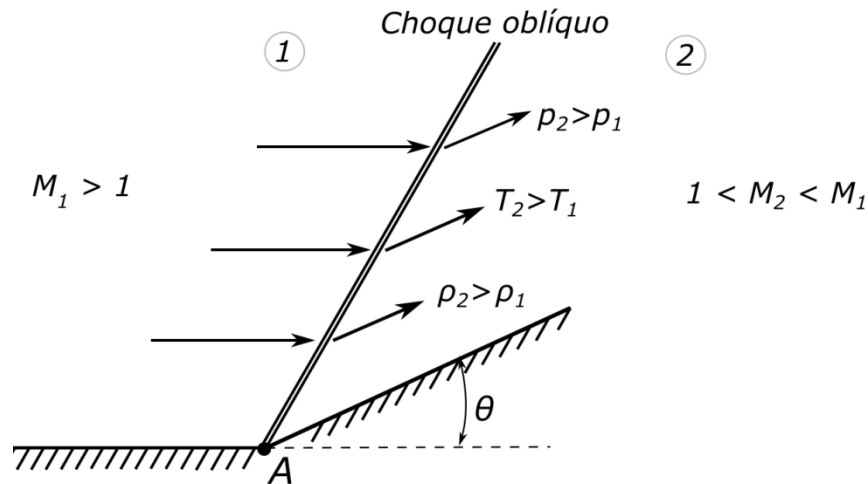


Fonte: Adaptado de Anderson (2003).

onde,  $p_1$ ,  $T_1$ ,  $\rho_1$  e  $M_1$  representam respectivamente pressão, temperatura, massa específica e número de Mach antes do estabelecimento da onda de choque oblíqua incidente e  $p_2$ ,  $T_2$ ,  $\rho_2$  e  $M_2$  representam respectivamente pressão, temperatura, massa específica e número Mach após a onda de choque oblíqua. Onde  $\theta$  é o ângulo físico da cunha, e  $\beta$  é o ângulo da onda de choque incidente estabelecida.

De acordo com Anderson (2003), uma onda de choque oblíqua (Fig. 23) ocorre quando o escoamento supersônico “dobra-se em si mesmo”. A onda de choque é defletida ao encontrar uma superfície de uma cunha com deflexão positiva  $\theta$ . As linhas de corrente do escoamento sofrem a mesma deflexão após a onda de choque. Consequentemente, essas linhas de corrente do escoamento são defletidas paralelamente à superfície com deflexão  $\theta$ . Ao cruzar a onda de choque oblíqua, o número de Mach é reduzido, mas ainda permanece supersônico. As propriedades termodinâmicas, temperatura, pressão e massa específica sofrem um acréscimo.

Figura 23 - Onda de choque oblíqua incidente.



Fonte: Adaptado de Anderson (2003).

Considerando o escoamento com comportamento de gás caloricamente perfeito e escoamento sem os efeitos viscosos, aplicando as leis de conservação obtém-se as equações na forma unidimensional (3.18) a (3.21) apresentadas por Anderson (2003).

$$\rho_1 u_{1,n} = \rho_2 u_{2,n} \quad (3.18)$$

$$u_{1,t} = u_{2,t} \quad (3.19)$$

$$p_1 + \rho_1 u_{1,n}^2 = p_2 + \rho_2 u_{2,n}^2 \quad (3.20)$$

$$h_1 + \frac{u_{1,n}^2}{2} = h_2 + \frac{u_{2,n}^2}{2} \quad (3.21)$$

Manipulando estas equações, obtém-se as relações das propriedades termodinâmicas e do número de Mach. A relação  $\theta-\beta-M$  que descreve uma dedução trigonométrica para definir o ângulo  $\theta$  em função de  $M$  e  $\beta$ , que é dada pela equação (3.22).

$$\operatorname{tg} \theta = 2 \cotg \beta \left[ \frac{(M_1 \operatorname{sen} \beta)^2 - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (3.22)$$

Logo, as relações das propriedades de uma onda de choque oblíqua incidente podem, como também o número de Mach após a onda de choque, são obtidas através das razões de propriedades a seguir:

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma+1)} [(M_1 \text{sen}\beta)^2 - 1] \quad (3.23)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left[ \frac{(\gamma+1)(M_2 \text{sen}\beta)^2}{(\gamma-1)(M_1 \text{sen}\beta)^2 + 2} \right] \quad (3.24)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad (3.25)$$

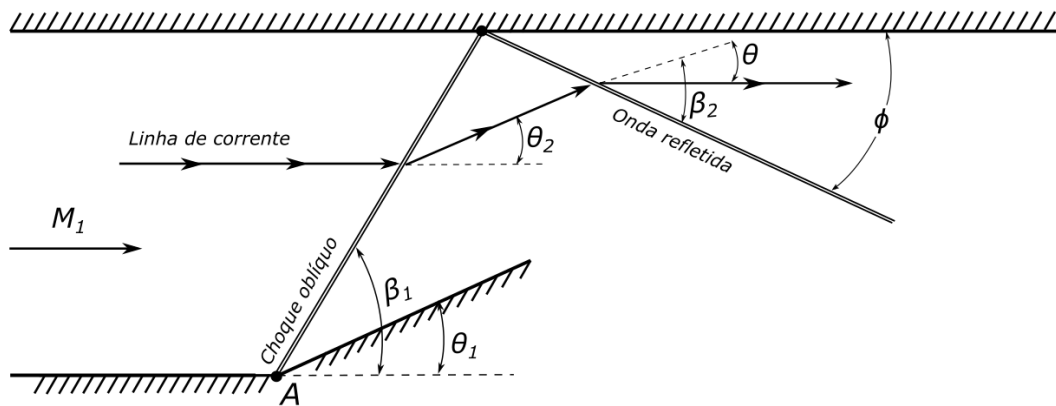
$$M_2 = \frac{\sqrt{\frac{(M_1 \text{sen}\beta)^2 + \frac{2}{(\gamma+1)}}{\frac{2\gamma}{(\gamma-1)} (M_1 \text{sen}\beta)^2 - 1}}}{\text{sen}(\beta - \theta)} \quad (3.26)$$

As equações de (3.23) a (3.25) permitem determinar a variação das propriedades e a equação (3.25) o número de Mach, do escoamento que atravessa a onda de choque oblíqua incidente, determinada pela equação (3.22).

### 3.6 Onda de choque oblíqua refletida

Se a onda de choque oblíqua plana incidente encontrar uma superfície plana, causará reflexão da onda de choque plana incidente, chamada onda de choque oblíqua plana refletida (Fig. 24). O escoamento desta onda de choque deve ajustar-se às condições de contorno, sendo paralelo à superfície do veículo. Para a determinação das propriedades do escoamento após o estabelecimento dessa onda de choque refletida podem ser utilizadas as mesmas relações utilizadas para a onda de choque oblíqua incidente (ANDERSON, 2003).

Figura 24 - Onda de choque oblíqua refletida.



Fonte: Adaptado de Anderson (2003).

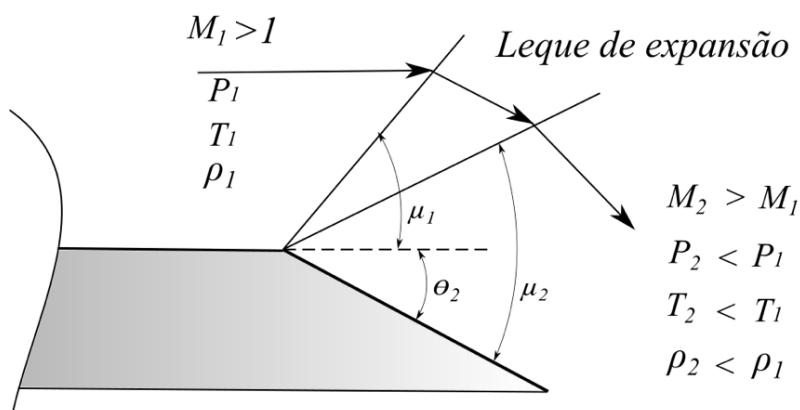
Na figura 24,  $M_1$  representa o número Mach antes da onda de choque incidente,  $\beta_1$  o ângulo de deflexão da onda de choque incidente,  $\theta_1$  o ângulo da cunha,  $M_2$  o número Mach após a onda de choque incidente,  $\beta_2$  o ângulo da onda de reflexão, a qual é relativa à direção do escoamento defletido e  $\phi$  é o ângulo da onda de choque refletida em relação à superfície superior do veículo, o valor de  $\phi$  é diferente de  $\beta_2$ , sendo dada por (Eq. 3.27) (ANDERSON, 2003).

$$\phi = \beta_2 - \theta \quad (3.27)$$

### 3.7 Onda de expansão

Quando o escoamento supersônico ou hipersônico em uma placa plana encontra uma deflexão negativa, esse escoamento precisa se ajustar à nova direção definida pela deflexão, gerando uma onda de expansão (Fig. 25). O ajuste do escoamento ocorrerá de tal forma que a direção original será alterada por uma onda de expansão contínua, e como resultado, haverá um aumento na velocidade do escoamento e no número de Mach, e uma diminuição na pressão, na temperatura e na massa específica (ANDERSON, 2003).

Figura 25 - Geometria da onda de expansão.



Fonte: Adaptado de Anderson (2003).

Os ângulos das linhas de Mach relativas à frente e a cauda da onda de expansão são dados, respectivamente, pelas Equações (3.28) e (3.29).

$$\mu_1 = \arcsin\left(\frac{1}{M_1}\right) \quad (3.28)$$

$$\mu_2 = \arcsin\left(\frac{1}{M_2}\right) \quad (3.29)$$

A partir da teoria da onda de expansão, é definida a função de Prandtl-Meyer, dada pela Equação (3.30).

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \operatorname{tg}^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M^2 - 1)} - \operatorname{tg}^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad (3.30)$$

Essa função depende do número de Mach da seção avaliada e das razões dos calores específicos do fluido que está expandindo. Logo,  $M_2$  é obtido pela função de Prandtl-Meyer, dado pela Equação (3.31).

$$\theta_2 = \nu(M_2) - \nu(M_1) \quad (3.31)$$

Determinando-se o número de Mach após o leque de expansão é possível obter as propriedades do escoamento após o leque através das relações isentrópicas dadas pelas Equações (3.32), (3.33) e (3.34), que representam, respectivamente, a

razão da temperatura, razão de pressão e a razão de massa específica através do leque de expansão.

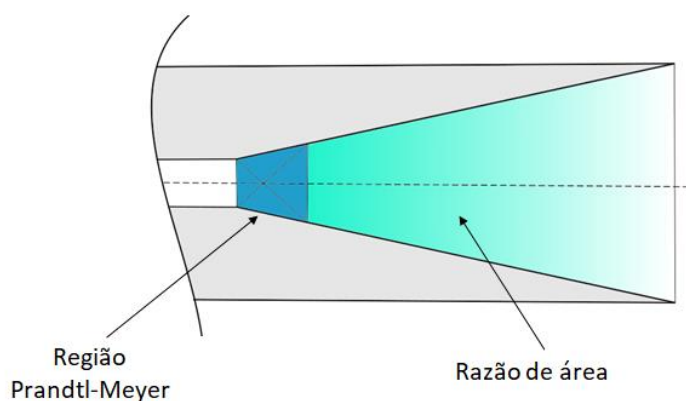
$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \quad (3.32)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left[ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.33)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left[ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (3.34)$$

Após a região de expansão onde a teoria de Prandtl-Meyer é empregada, a razão entre as áreas através das quais ocorre a expansão (Fig. 26), pode ser calculada pela Equação (3.35) (HEISER e PRATT, 1994). Como a largura do scramjet é constante desde o bordo de ataque até o bordo de fuga, a razão de área torna-se a razão de alturas entre a altura do bordo de fuga do scramjet e a altura da câmara de combustão. Essa análise é importante por se tratar de um bocal supersônico divergente, capaz de acelerar o escoamento em virtude do aumento da área da seção transversal.

Figura 26 - Representação da região de Prandtl – Meyer e razão de área.



Fonte: Autor.

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{H_2}{H_1} = \frac{M_1}{M_2} \left[ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.35)$$

onde,  $H_1$  e  $H_2$  representam as alturas inicial e final para o cálculo da razão de área, respectivamente, considerando que a largura do scramjet é constante.

### 3.8 Adição de calor

A operação de um scramjet envolve a queima de combustível na câmara de combustão, onde o combustível escolhido é misturado ao ar atmosférico em velocidade supersônica, causando combustão. A tabela 6 apresenta as características de alguns combustíveis para a operação do scramjet.

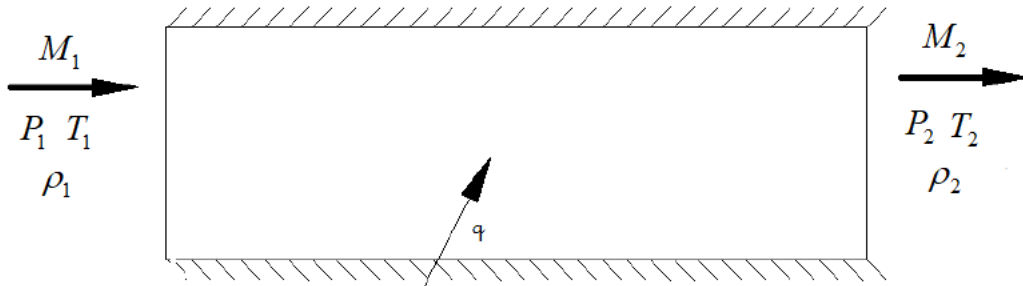
Tabela 6 - Combustíveis para aplicações aeroespaciais.

Combustível	Fórmula	Temperatura de autoignição (K)	$h_{pr}$ (MJ/kg)
Hidrogênio	H <sub>2</sub>	845,15	119,954
Metano	CH <sub>4</sub>	810,15	50,010
Etano	C <sub>2</sub> H <sub>6</sub>	745,15	47,484
Hexano	C <sub>6</sub> H <sub>14</sub>	498,15	45,100
Octano	C <sub>8</sub> H <sub>18</sub>	479,15	44,786
JP-7	C <sub>10</sub> H <sub>16</sub>	514,15	43,903
JP-10	C <sub>10</sub> H <sub>16</sub>	518,15	42,100

Fonte: Adaptado de Heiser e Pratt (1994) e Coordinating Research Council (1983).

Para esta seção, também são considerados escoamento unidimensional e sem efeitos viscosos e gás caloricamente perfeito. Além disso, o regime não é adiabático, porque considera-se que há fluxo de calor através do sistema (Fig. 27) este evento pode ser simulado usando as equações de escoamento unidimensional com adição de calor (teoria de Rayleigh).

Figura 27 - Geometria de escoamento com adição de calor.



Fonte: Adaptado de Anderson (2003).

Considerando o fluxo unidimensional com adição de calor entre as regiões de entrada e saída, obtém-se as equações governantes dadas por:

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad (3.36)$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad (3.37)$$

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} + q = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (3.38)$$

Considerando gás caloricamente perfeito, equação 3.39 é obtida. A equação de energia (Eq. 3.40) indica que a adição de calor afeta diretamente a mudança total de energia (temperatura total) do sistema (ANDERSON, 2003).

$$q = \left( c_p T_2 + \frac{u_2^2}{2} \right) - \left( c_p T_1 + \frac{u_1^2}{2} \right) \quad (3.39)$$

$$q = c_p (T_{02} - T_{01}) \quad (3.40)$$

Manipulando a equação da quantidade de movimento (Eq. 3.37), considerando gás caloricamente perfeito e a definição do número Mach, obtém-se:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \quad (3.41)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left[ \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \right]^2 \left[ \frac{M_2}{M_1} \right]^2 \quad (3.42)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left[ \frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_1^2} \right] \left[ \frac{M_1}{M_2} \right]^2 \quad (3.43)$$

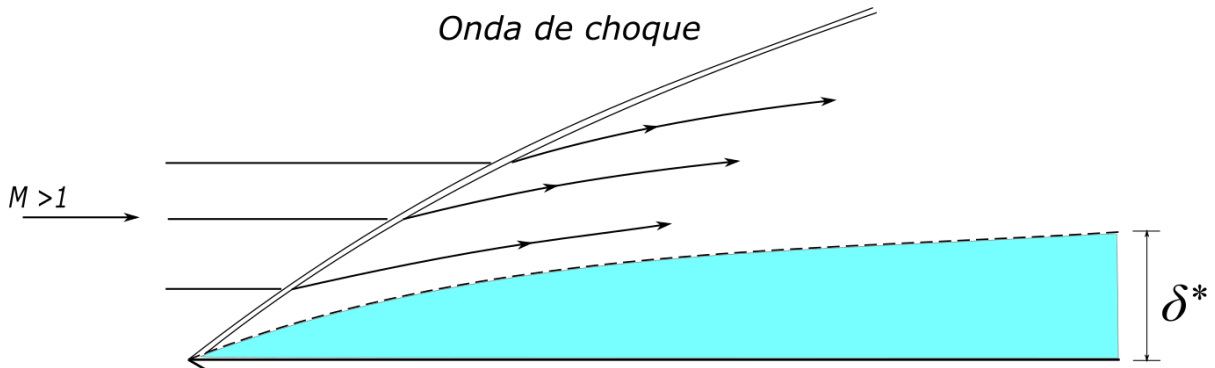
Utilizando a razão entre temperatura total e temperatura estática  $\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$ , com a equação 3.44, obtém-se:

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left[ \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \right]^2 \left[ \frac{M_1}{M_2} \right]^2 \left[ \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2} \right] \quad (3.44)$$

### 3.9 Teoria da camada limite

Segundo Anderson (2006) a camada limite (Fig. 28) é uma região adjacente à superfície de um corpo na qual está imersa no fluido. É importante analisar essa região porque existe um domínio de duas partes, a primeira é a região sem efeitos viscosos, distante do corpo e a outra é a região com efeitos viscosos, que fica dentro da camada limite, nessa região devem ser considerados os altos gradientes de velocidades, assim como as propriedades aerodinâmicas. A espessura de deslocamento da camada limite é responsável por: arrasto de pressão, arrasto por atrito, separação de fluidos e tensões de cisalhamento.

Figura 28 – Desenvolvimento da espessura de deslocamento (fora de escala, apenas para melhor visualização).



Fonte: Adaptado de Bonelli et al. (2011).

Diferentes simplificações podem ser implementadas. Na suposição mais simples, o escoamento do gás é considerado estável, adiabático, caloricamente perfeito e sem efeitos viscosos. No entanto, modelos mais atualizados estão sendo implementados para simulações de condições mais próximas da realidade (BONELLI et al., 2011).

Quando o ar em escoamento supersônico escoar sobre a superfície sólida das seções do scramjet, a viscosidade  $\mu$  quando associado à condição de não deslizamento, resulta-se na formação de uma espessura de deslocamento da camada limite  $\delta^*$  que tende a crescer na direção de propagação do escoamento.

Para efeitos de cálculo, a influência dos efeitos viscosos pode ser incluída prevendo a espessura do deslocamento, que permite considerar a nova inclinação da rampa de compressão, utilizando a teoria de Chapman-Rubesin (Eq. 3.41):

$$\frac{\delta^*}{x} = \sqrt{\frac{C^*}{\text{Re}_{\infty,x}}} \left( 1,72 + 2,21 \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 + 1,93 \frac{T_w - T_{aw}}{T_\infty} \right) \quad 3.41$$

onde,  $x$  é a coordenada tangencial superfície,  $C^*$  é a constante de Chapman-Rubesin,  $\text{Re}$  é o número de Reynolds,  $\gamma$  é a razão dos calores específicos,  $M$  é o número de Mach e os subscritos  $\infty$ ,  $w$ , e  $aw$  correspondem ao escoamento livre, à superfície e condições adiabáticas na parede, respectivamente.

A constante de Chapman-Rubesin, considerando a lei da potência da viscosidade ( $\mu = T^\omega$  onde  $\omega$  varia entre 0,75 e 1), é dada por:

$$C^* = \frac{T_\infty \mu^*}{T^* \mu_\infty} = \left( \frac{T^*}{T_\infty} \right)^{-(1-\omega)n} \quad 3.42$$

onde,  $n$  é igual a 0,5 para a condição de escoamento laminar e 0,2 na condição de escoamento turbulento.  $T^*$  corresponde a temperatura na condição de entalpia de referência.

Ainda, a equação da temperatura da parede adiabática é dada por:

$$\frac{T_{aw}}{T_\infty} = 1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \quad 3.43$$

onde  $r$  é o fator de recuperação. Esse fator convencionalmente é igual a  $r = \sqrt{\text{Pr}} \cong 0,85$  sob condições laminares e  $r = \text{Pr}^{1/3} \cong 0,9$  sob condições turbulentas, onde  $\text{Pr}$  é o número de Prandtl.

## 4 Metodologia

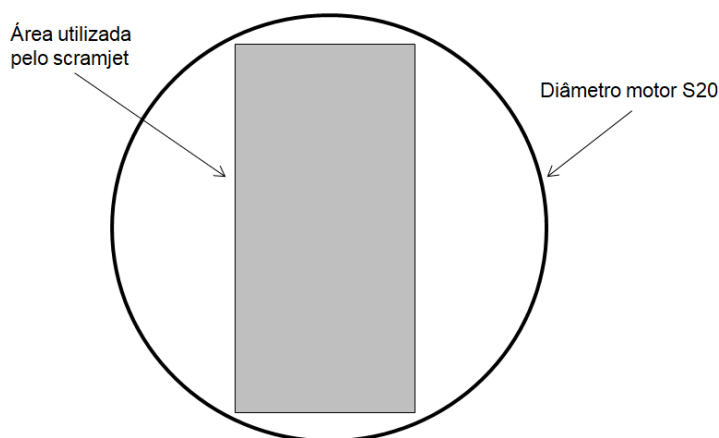
As considerações apresentadas nesta seção foram implementadas de forma que as condições de operação de voo sejam atendidas na altitude de 20 km e número de Mach 5,79. Além disso, considerações para a geometria do scramjet são apresentadas.

### 4.1 Considerações iniciais para construção do scramjet

É necessário conhecer as condições de projeto que o scramjet irá operar, para ser feita a análise teórico-analítica. As dimensões básicas do scramjet (largura e altura) são limitadas ao diâmetro do segundo estágio do SONDA III, o motor S20, que é de 300 mm (Fig. 29), portanto, essa é a primeira condição para acoplamento do scramjet ao motor foguete. Pelas relações trigonométricas e triângulo retângulo, é possível determinar a largura e as demais dimensões frontais do scramjet.

A seção retangular (Fig. 29) foi escolhida como a área condicionada ao scramjet. Portanto, o scramjet terá uma largura de 160 mm e uma altura de 250 mm. Esses valores servirão como base para a determinação da altura da câmara de combustão.

Figura 29 - Vista frontal das dimensões básicas do scramjet e do motor S20.



Fonte: Autor.

Além disso, determinou-se que o número de Mach de operação do scramjet, será de 5,79. Esse valor foi escolhido de acordo com o veículo lançador escolhido, o SONDA III.

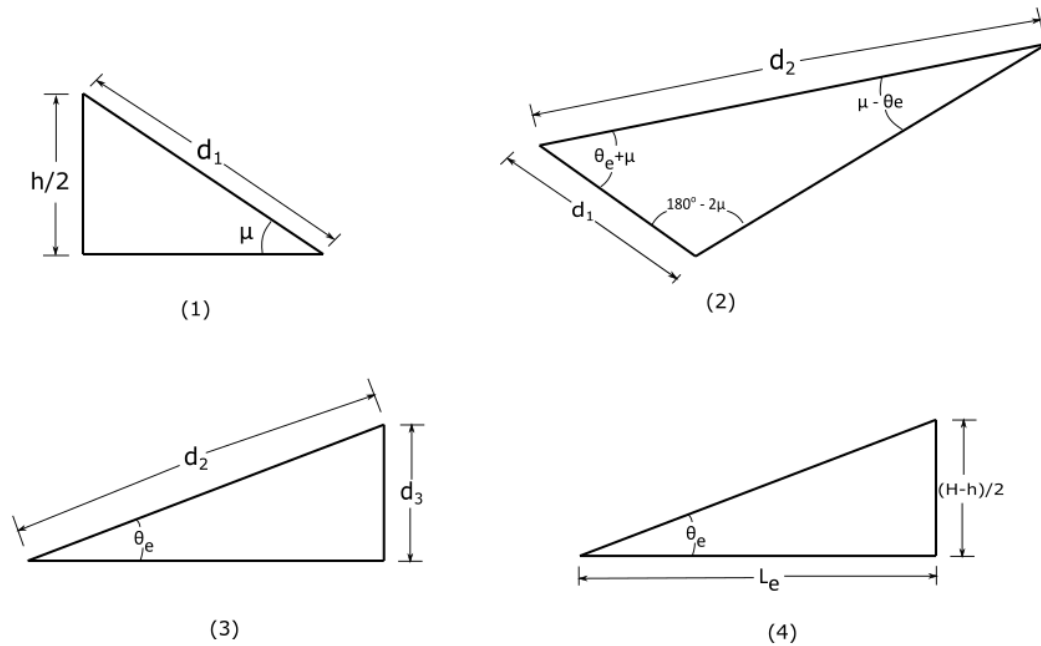


$$\alpha = 180 - 2\mu$$

$$\beta = \mu - \theta e$$

$$\text{sen}(\mu) = \frac{1}{M}$$

Figura 31 – Visualização dos triângulos na seção de expansão.



Fonte: Autor.

logo, pelo triângulo (1) tem-se:

$$d_1 = \frac{h}{2\text{sen}(\mu)} \quad (4.1)$$

pelo triângulo (2) tem-se:

$$\frac{d_2}{\text{sen}(180^\circ - 2\mu)} = \frac{d_1}{\text{sen}(\mu - \theta e)}$$

$$d_2 = d_1 \frac{\text{sen}(180^\circ - 2\mu)}{\text{sen}(\mu - \theta e)} \quad (4.2)$$

pelo triângulo (3) tem-se:

$$d_3 = d_2 \text{sen}(\theta e) \quad (4.3)$$

pelo triângulo (4) tem-se:

$$L_e = \frac{H - h}{2tg(\theta e)} \quad (4.4)$$

então, pode-se obter:

$$h^* = h + 2d_3 \quad (4.5)$$

$$h^* = h \left[ 1 + \frac{\text{sen}(\theta e)}{\text{sen}(\mu)} \cdot \frac{\text{sen}(180^\circ - 2\mu)}{\text{sen}(\mu - \theta e)} \right] \quad (4.6)$$

com isso, é possível calcular a altura  $h^*$  para continuidade dos cálculos de razão de área.

## 4.2 Cálculo da vazão mássica e injeção de combustível

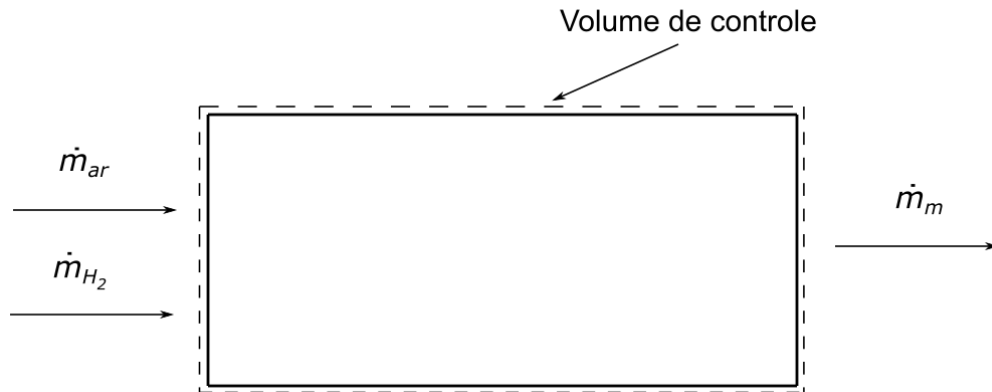
Para garantir que a mistura (ar + combustível hidrogênio) atinja uma temperatura de equilíbrio operando em regime permanente, podemos aplicar um volume de controle e utilizando os princípios da conservação da massa e energia. A equação da conservação da massa para a análise em um regime permanente é dada por:

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 = \rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2 \quad (4.7)$$

Onde,  $\rho$  e  $u$  representam a massa específica e a velocidade do escoamento, a área é dada por  $A = hl$ , sendo  $h$  e  $l$  altura e a largura da seção a qual está sendo calculada a vazão mássica.

Analisando um volume de controle na região de mistura da câmara de combustão (Fig. 32), pode-se observar que o fluxo de massa que entra ( $\dot{m}_1$ ) é correspondente ao fluxo de massa na seção de compressão do scramjet ( $\dot{m}_{ar}$ ) conduzido até a entrada da câmara de combustão, somado ao fluxo de massa de combustível  $H_2$  injetado ( $\dot{m}_{H_2}$ ). Ainda, o fluxo de massa que saí do volume de controle ( $\dot{m}_2$ ) é o resultado da mistura dos fluxos ar/combustível ( $\dot{m}_m$ ).

Figura 32 – Região de mistura da câmara de combustão.



Fonte: Carneiro (2020).

Portanto, é possível determinar a temperatura na qual o ar atmosférico deve ser admitido na câmara de combustão.

$$\dot{m}_{ar} + \dot{m}_{H_2} = \dot{m}_m \quad (4.8)$$

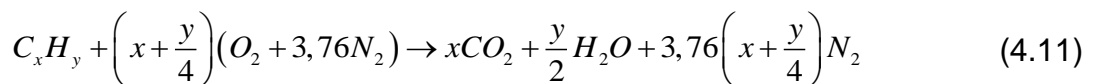
$$\dot{m}_{ar} h_{ar} + \dot{m}_{H_2} h_{H_2} = \dot{m}_m h_m \quad (4.9)$$

onde,  $h = c_p T$ .

Relacionando a Eq 4.2 e Eq. 4.3, considerando gás caloricamente perfeito, obtém-se então:

$$(\dot{m} c_p T)_{ar} + (\dot{m} c_p T)_{H_2} = (\dot{m} c_p T)_m \quad (4.10)$$

Através do balanceamento estequiométrico da combustão de hidrogênio com o ar atmosférico, é possível determinar o fluxo mássico de hidrogênio. A equação 4.5 a seguir descreve a equação genérica de combustão de hidrocarbonetos, dada por Heiser e Pratt (1994).



logo, é possível determinar a razão combustível/ar, representada por  $f_{st}$  (Eq. 4.6), apresentado por Heiser e Pratt (1994).

$$f_{st} = \frac{3(12x + y)}{103(4x + y)} \quad (4.12)$$

Para o combustível hidrogênio, os valores das constantes  $x$  e  $y$  são 0 e 2, respectivamente.

Resolvendo a equação 4.5, obtém-se o valor da razão combustível/ar com valor de 0,0291 kg de  $H_2$  / kg de ar. Portanto, é possível calcular o fluxo mássico de combustível necessário na queima estequiométrica. Para o fluxo de ar necessário, utilizou-se as propriedades do escoamento do ar na seção 0 do scramjet, apresentadas na tabela 6, sendo  $\rho = 0,0889 \text{ kg/m}^3$ , a velocidade do escoamento sendo  $u = 1710,0 \text{ m/s}$  e a área  $A = (0,250 \cdot 0,160) = 0,04 \text{ m}^2$ . A tabela 8 a seguir mostra os valores obtidos.

Tabela 8 – Vazões mássicas.

$m_{\text{ar}}$ [kg/s]	$m_{H_2}$ [kg/s]
6,080	0,1768

### 4.3 Temperatura máxima câmara de combustão

Os processos de compressão que ocorrem no fluido, na seção de compressão, são adiabáticos. A temperatura de estagnação do escoamento na entrada, que é uma propriedade fixa ao longo da linha de corrente do escoamento é dada pela equação a seguir (HEISER E PRATT, 1994).

$$T_t = T_0 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) = T_3 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_3^2 \right) \quad (4.13)$$

Ainda segundo Heiser e Pratt (1994) para que o número de Mach na entrada da câmara de combustão seja (Eq. 4.14):

$$M_3 = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[ \frac{T_0}{T_3} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) - 1 \right]} > 1 \quad (4.14)$$

É preciso definir que o valor de  $M_3$  seja maior que 1, como uma condição para garantir que existe solução real para o valor de  $M_3$ . Assim, garante-se também que o escoamento dentro da câmara de combustão seja supersônico e é possível definir o

ângulo de inclinação da rampa do veículo que possa gerar a temperatura na entrada da câmara de combustão no intervalo estabelecido. Pode-se então obter valores mínimos de  $M_0$  para que  $M_3$  seja real, pelas equações a seguir:

$$M_0 < \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left( \frac{T_3}{T_0} - 1 \right)} \quad (4.15)$$

$$M_0 > \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[ \left( \frac{\gamma-1}{2} \right) \frac{T_3}{T_0} - 1 \right]} \quad (4.16)$$

Utilizando os valores das condições do escoamento livre,  $T_0$  e  $M_0$  da tabela 6, logo, pode ser calculado o valor máximo de  $T_3$  que permita a combustão supersônica, através da equação 4.17.

$$T_3 < T_0 \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right) \quad (4.17)$$

$$T_{3\text{máx}} = 1391,04 \text{ K}$$

Ainda que  $M_3$  seja maior que 1, é preciso garantir que após a adição de calor o escoamento dentro da câmara de combustão seja supersônico. Considerando  $M_3 > 2$  como sendo um valor conservativo para esse cálculo, é possível encontrar um novo intervalo de temperatura estática (Eq. 4.18) ideal assim como a temperatura mínima que garanta essa condição. Essa condição foi utilizada para a escolha do ângulo da rampa de compressão.

$$T_{3\text{mín}} < T_0 \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2} \right) \quad (4.18)$$

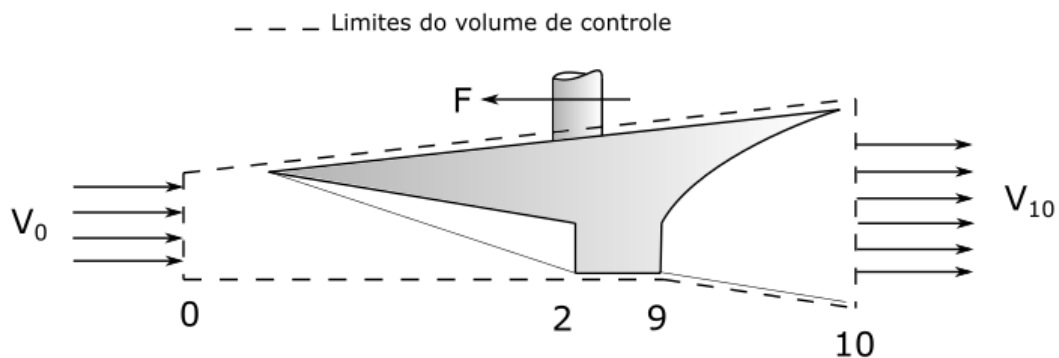
$$T_{3\text{mín}} = 927,36 \text{ K}$$

Portanto, essa condição de  $T_{3\min}$  será utilizada como base para determinar o ângulo da rampa. Os algoritmos das equações dessa seção foram desenvolvidos na plataforma Excel.

#### 4.4 Empuxo não instalado

O empuxo é responsável pela propulsão de veículos como aviões, motores foguetes e motores scramjet. Esse fenômeno (Fig. 33) é observado quando uma quantidade de massa é expelida e acelerada, geralmente na seção de expansão do veículo em uma direção. Através da terceira lei de Newton (ação e reação) é possível compreender que haverá uma força na direção oposta a esses gases, caracterizando assim o empuxo.

Figura 33 – Volume de controle sobre empuxo não instalado em motores scramjet.



Fonte: Adaptado de Heiser e Pratt (1994).

Heiser e Pratt (1994) apresentam uma metodologia para determinar o empuxo, considerando um volume de controle (Fig. 33) para análise na região inlet (seção 0) e outlet (seção 10) do veículo. Após serem determinadas as propriedades do escoamento livre e da expansão, o empuxo não instalado  $F$ , como é referenciado, pode ser calculado pela Eq. 4.19 ou 4.20.

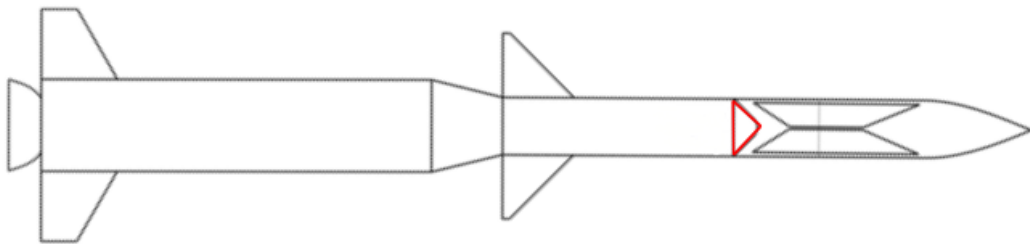
$$F = \dot{m}_{10}v_{10} - \dot{m}_0v_0 + (p_{10} - p_0)A_{10} \quad 4.19$$

$$F = \{\dot{m}v + pA\}_{10} - \{\dot{m}v + pA\}_0 - (A_{10} - A_0)p_0 \quad 4.20$$

#### 4.5 Seção de acoplamento do scramjet com o motor foguete

Uma rampa será colocada interligando a seção de expansão de scramjet com o motor S20 (Fig. 34). Com isso, mais uma onda de choque será gerada pelo escoamento que sai da seção de expansão. Para fins de cálculos, será considerada apenas a metade da cunha, ou seja, o ângulo escolhido para essa rampa será de  $15^\circ$ .

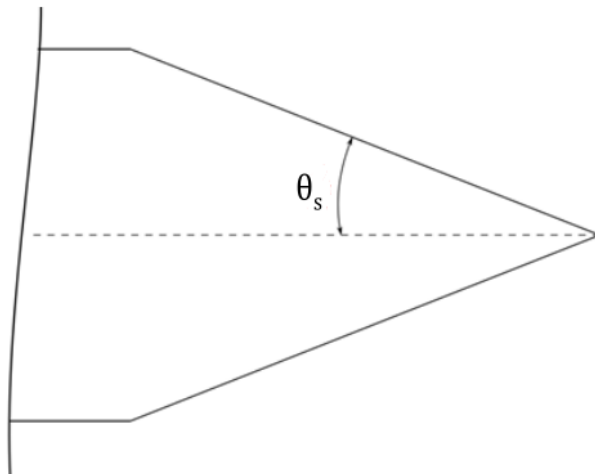
Figura 34 – Cunha de acoplamento destacada em vermelho.



Fonte: Autor.

Ampliando a região do acoplamento mostrado na figura acima, é possível destacar o ângulo  $\theta_s$  para fins de cálculos (Fig. 35). Os resultados para essa seção do acoplamento seguirão a mesma metodologia de uma onda de choque oblíqua incidente e serão representados nas tabelas e gráficos.

Figura 35 – Visualização do ângulo  $\theta_s$  da cunha.



Fonte: Autor.

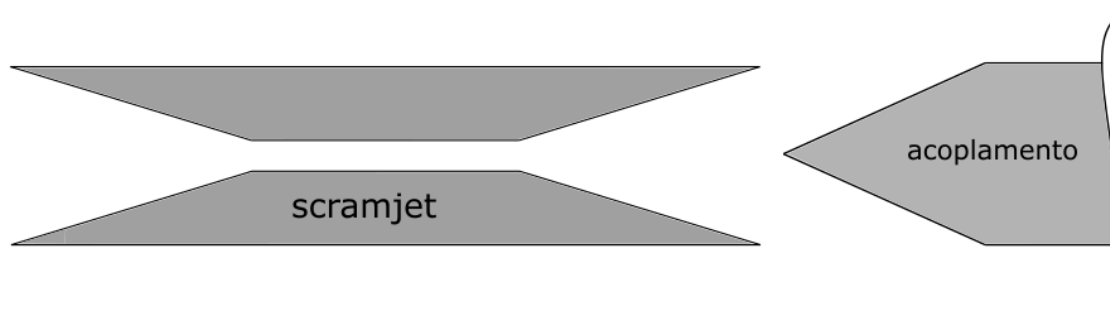
## 5 Resultados e Discussões

Os resultados apresentados nesta seção foram obtidos com base nos tópicos anteriores e serão expressos através de tabelas e gráficos, para a condição sem efeitos viscosos (power-off e power-on) e com efeitos viscosos (power-off e power-on).

### 5.1 Cálculo das propriedades

Neste capítulo serão apresentados os resultados considerando a metodologia de análise teórico-analítico, aplicada em um scramjet com admissão interna (Fig. 36).

Figura 36 - Geometria do scramjet.



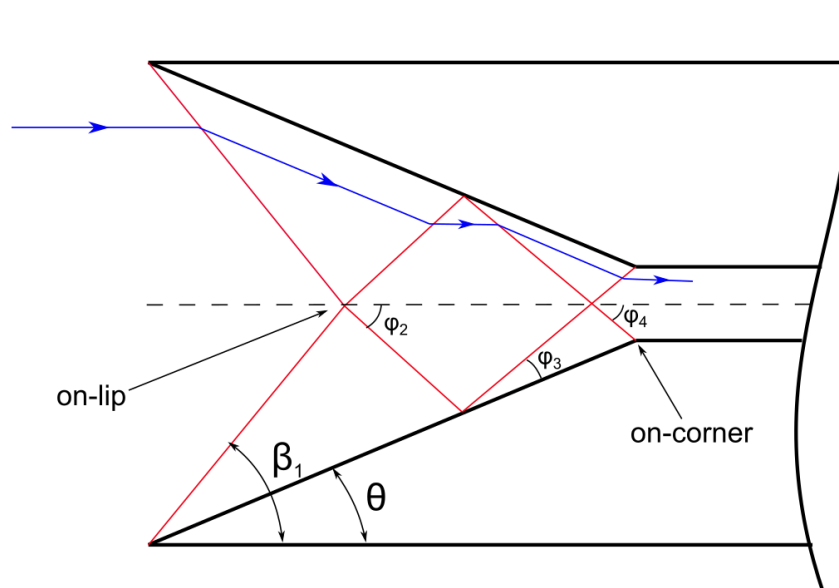
Fonte: Autor.

O scramjet com admissão interna, voando em velocidade correspondente a número de Mach 5,79 na altitude de 20 km, tem, apenas, uma rampa de compressão com ângulo de  $13^\circ$ . Para que a pressão na saída da estação 10 (seção de expansão) seja igual à pressão do escoamento livre na atmosfera, a vazão mássica na saída da câmara de combustão (estação 4) e no bordo de fuga do scramjet (estação 10) são consideradas iguais, ou seja  $\dot{m}_4 = \dot{m}_{10}$ . Também, um ângulo de  $15^\circ$  foi especificado para a seção de expansão nas condições power-off e power-on. Os ângulos foram mantidos na condição dos efeitos viscosos, para efeitos comparativos com os resultados dos efeitos não viscosos.

Considerando choque on-lip e choque on-corner, o scramjet com admissão interna, com, apenas, uma rampa de compressão, possibilita três ondas de choque refletidas (Fig. 37). A condição de choque on-lip é obtida quando as ondas de choque geradas no bordo de ataque do scramjet se interceptam na linha de simetria do

scramjet. A condição de choque on-corner é obtida quando a última onda de choque refletida incide na entrada da câmara de combustão.

Figura 37 - Ângulos e direção do escoamento na seção inlet.



Fonte: Autor.

A configuração desse trabalho apresentará a interseção das ondas de choques incidentes que definem a estação 1. A partir daí, haverá a primeira onda de choque refletida estabelecendo a condição on-lip, ou seja, as ondas de choque no bordo de ataque do scramjet resultará em ( $\varphi_2$ ) (Fig. 37), característica da compressão de admissão interna. Para que todo ar atmosférico que entra na seção inlet seja capturado e entre na câmara de combustão de forma paralela as paredes da mesma, é preciso estabelecer a condição on-corner, ou seja, a última reflexão da onda de choque oblíqua ( $\varphi_4$ ) precisa coincidir com a entrada da câmara de combustão, caso contrário aparecerá o fenômeno do trem de choque, onde as ondas de choque continuarão sendo refletidas dentro da câmara de combustão.

## 5.2 Resultados analíticos na condição power-off sem efeitos viscosos

Para os cálculos das razões das propriedades (Tab. 8), considerou-se o ângulo da rampa  $\theta = 13^\circ$ , o número de Mach de entrada estabelecido pela condição de operação de 5,79 e a relação  $\theta - \beta - M$ , equação (3.26), logo o ângulo de deflexão  $\beta = 20,8695^\circ$  foi determinado.

Com o valor de  $\beta$  obtido, foi possível determinar as razões das propriedades termodinâmicas através das equações (3.23) até (3.24). A mesma metodologia foi usada para calcular as propriedades até a entrada da câmara de combustão, fornecida pelas condições após a última onda de choque refletida (Fig. 32). Os resultados obtidos através dos cálculos das razões das propriedades termodinâmicas na seção de compressão, que resultam em 3 reflexões, sendo a última reflexão na entrada da câmara de combustão, são apresentados na tabela a seguir.

Portanto, pode-se determinar o valor das propriedades após a onda de choque (Tab. 9) multiplicando a razão das propriedades pelas condições anteriores a esta onda. No caso da rampa de compressão, são utilizados os valores das propriedades atmosféricas na altitude de 20 km, conforme a tabela 7.

Tabela 9 - Propriedades aerodinâmicas do escoamento ao longo scramjet (power-off).

		Escoa mento livre	Incidente	1ª reflexão	2ª reflexão	3ª reflexão	Câmara de combustão	Prandtl -Meyer	Razão de área	Acopla mento
$M_1$	-	5,79	5,79	4,14	3,16	2,48	1,94	1,94	2,53	5,17
$\theta$	°	-	13	13	13	13	-	15	15	15
$\beta$	°	-	20,86	24,56	29,08	35,03	-	-	-	-
$M_1$ sen $\beta$	-	-	2,062	1,7218	1,539	1,424	-	-	-	-
$M_2$	-	-	4,14	3,16	2,48	1,94	1,94	2,53	5,17	3,59
$p_2/p_1$	-	-	4,79	3,29	2,59	2,20	-	-	-	-
$T_2/T_1$	-	-	1,73	1,47	1,34	1,27	-	-	-	-
$\rho_2/\rho_1$	-	-	2,75	2,23	1,92	1,7323	-	-	-	-
$p$	kPa	5,529	26,52	87,31	226,81	499,25	499,25	223,71	5,529	27,56
$T$	K	216,65	376,75	555,37	447,81	950,167	950,16	731,7	263,0	465,95
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	0,0889	0,245	0,567	1,094	1,895	1,895	0,071	0,073	0,205
$a$	m/s	295,07	389,07	472,30	548,10	617,88	617,88	550,93	325,10	432,68
$u$	m/s	1710,0	1611,3	1495,8	360,4	1201,71	1201,7	1394,4	1680,6	1553,3
$T_{total}$	K	1669,2	1669,25	1669,15	1668,68	1668,99	1668,9	1668,2	1668,2	1668,8

Fonte: Autor.

A tabela acima detalha os valores das propriedades da onda de choque incidente e das ondas de choque refletidas, que ocorrem na seção de compressão, valores na câmara de combustão e na seção de expansão com o acoplamento. Após a formação da onda de choque incidente no bordo de ataque do scramjet que voa em velocidade hipersônica (número de Mach 5,79 e velocidade de voo 1710,0 m/s), os valores das propriedades termodinâmicas tiveram um acréscimo, destacando-se o

valor da temperatura na entrada câmara de combustão, que foi de 950,167 K, temperatura suficiente para gerar combustão com o hidrogênio, que tem uma temperatura de autoignição de 845,15 K, conforme a tabela 6. Proporcionalmente, o número de Mach sofre um decréscimo ao longo da seção, mas ainda atinge o valor de 1,94 na entrada da câmara de combustão, garantindo um regime de velocidade supersônico.

Os valores na entrada e na saída da câmara de combustão são os mesmos, tendo em vista que não há adição de calor, apenas conservação da energia total do sistema. Na seção de expansão, observa-se que o escoamento no final da razão de área é de 1680,0 m/s, valor inferior à velocidade de voo que é de 1710,0 m/s na altitude de 20 km.

### 5.3 Resultados analíticos na condição power-on sem efeitos viscosos

Para adição de calor (power-on), as considerações são as mesmas para rampa de compressão e as ondas de choque refletidas, como é mostrado na tabela 9. Porém, a fim de garantir que o escoamento após a adição de calor e, na saída da câmara de combustão seja supersônico, foi estabelecido então que o número de Mach seja 1,2. A partir dessa condição, é possível então determinar as propriedades após a adição de calor. Nota-se que ao considerar queima de combustível, as propriedades aerodinâmicas mudaram dentro da câmara de combustão, apresentadas na tabela 10.

Tabela 10 - Propriedades aerodinâmicas do scramjet (power-on).

		Escoa mento livre	Incidente	1 <sup>a</sup> reflexão	2 <sup>a</sup> reflexão	3 <sup>a</sup> reflexão	Câmara de Combustão	Prandtl- Meyer	Razão de área	Acopla mento
M <sub>1</sub>	-	5,79	5,79	4,14	3,16	2,48	1,94	1,2	1,8	5,3
θ	°	-	13	13	13	13	-	15	15	15
M <sub>2</sub>	-		4,1415	3,166	2,48	1,94	1,2	1,8	5,3	3,65
p	kPa	5,529	26,52	87,31	226,81	499,25	1478,7	624,11	5,529	28,45
T	K	216,65	376,75	555,37	447,81	950,16	1575,8	1231,2	306,6	551,69
ρ	kg/m <sup>3</sup>	0,0889	0,245	0,567	1,094	1,895	4,912	2,652	0,061	0,174
a	m/s	295,07	389,07	472,30	548,1	617,88	721,56	703,35	351,0	470,81
u	m/s	1710,0	1611,3	1495,8	360,4	1201,71	865,87	1266,0	1860,5	1718,4
T <sub>total</sub>	K	1669,2	1669,25	1669,15	1668,68	1668,99	2029,6	2029,0	2029,0	2029,2

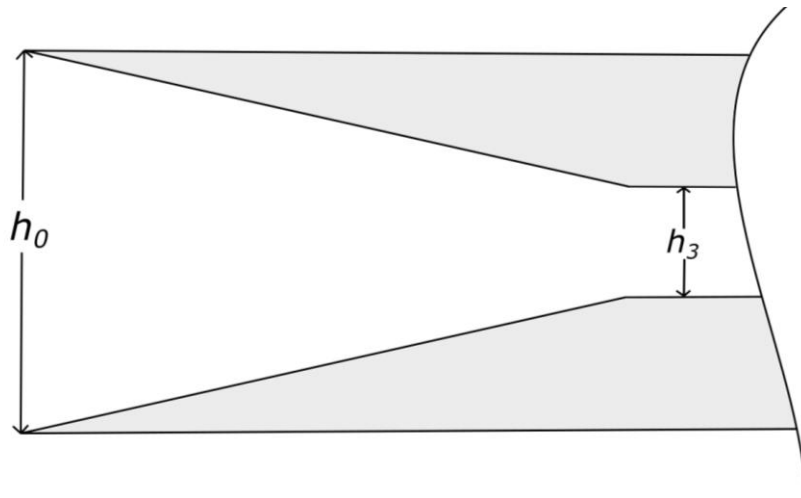
Na seção de expansão, onde as propriedades aerodinâmicas têm um decréscimo nos valores, observa-se que o escoamento ao fim da razão de área foi de 1860,5 m/s, valor superior ao escoamento livre de 1710,0 m/s. Pode-se inferir que o acréscimo na velocidade foi consequência da adição de calor na câmara de combustão. Também se nota que após a adição de calor a temperatura tem um acréscimo considerável, sendo um fator importante para futuras análises de resistência dos materiais.

Por fim, o escoamento ao deixar o scramjet encontra a acoplamento, com ângulo de  $15^\circ$  e mais uma vez as propriedades têm um acréscimo de valor após a interação com a onda de choque estabelecida na região.

#### 5.4 Cálculo da altura da câmara de combustão

Do princípio da conservação do fluxo de massa pode-se relacionar a altura do veículo com a altura da câmara de combustão (Fig. 38).

Figura 38 - altura do inlet e câmara de combustão.



Fonte: Autor.

A vazão mássica é dada pela (Eq. 4.7). Igualando a vazão mássica nas seções 0 e 3 do scramjet, temos:  $\dot{m}_0 = \dot{m}_3$ . Desenvolvendo essa igualdade, podemos chegar na (Eq. 5.1) a seguir:

$$h_3 = \frac{\rho_0 u_0}{\rho_3 u_3} h_0 \quad (5.1)$$

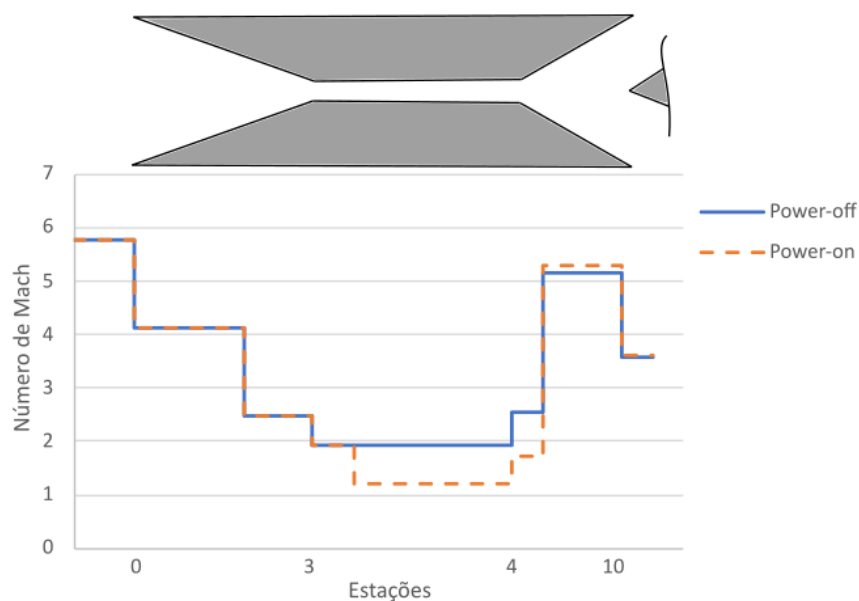
Com isso, pode-se definir o valor da altura ( $h_3$ ) da câmara de combustão. No projeto foi considerado o valor da dimensão ( $h_0$ ) igual a 0,250 m. e através da equação (5.1) dá a altura da câmara de combustão que é  $h_3 = 0,0211$  m.

### 5.5 Análise Gráfica na condição power- off e power-on sem efeitos viscosos

Para compreender melhor a variação das propriedades ao longo do scramjet, é apresentada uma análise gráfica do número de Mach, temperatura, pressão e massa específica (Figs. 39 a 42) ao longo do veículo. O eixo vertical representa os valores das propriedades aerodinâmicas e o eixo horizontal representa a distribuição das propriedades ao longo de cada seção do veículo.

Nota-se que a variação se inicia quando o veículo que voa em velocidade hipersônica interage com o escoamento livre que encontra a deflexão positiva da rampa (seção de compressão), ocorrendo então uma diminuição no número de Mach e o aumento nas propriedades aerodinâmicas. Na linha azul, devido a condição power-off, as propriedades não mudam dentro da câmara de combustão, ou seja, há conservação de energia total do sistema. Na seção de expansão é possível observar as variações nas regiões de Prandtl – Meyer e razão de área e no encontro com o acoplamento.

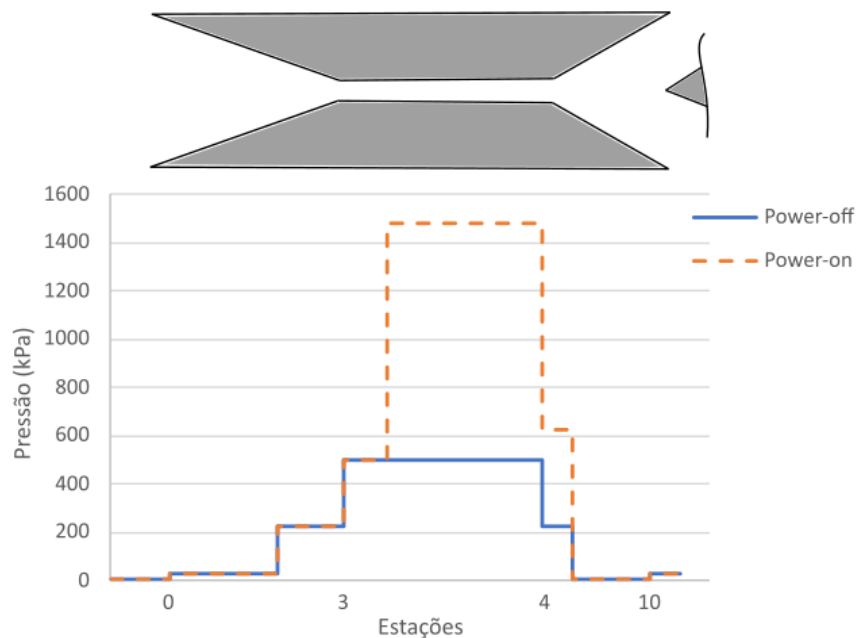
Figura 39 - Comparativo do número de Mach sem efeitos viscosos na condição power-on e power-off.



Fonte: Autor.

A análise gráfica da pressão (Fig. 40) mostra que na seção de compressão, os valores também permanecem constante em ambas condições. Ao analisar a seção de combustão, observa-se que a pressão na condição power-on tem um acréscimo logo após a injeção de combustível. Com isso, é importante analisar esse valor para que sejam escolhidos materiais que resistam a essa pressão interna e também que haja uma variação de área nessa seção. Logo após, na seção de expansão, o comparativo mostra que a pressão na condição power-on é a semelhante à condição power-off.

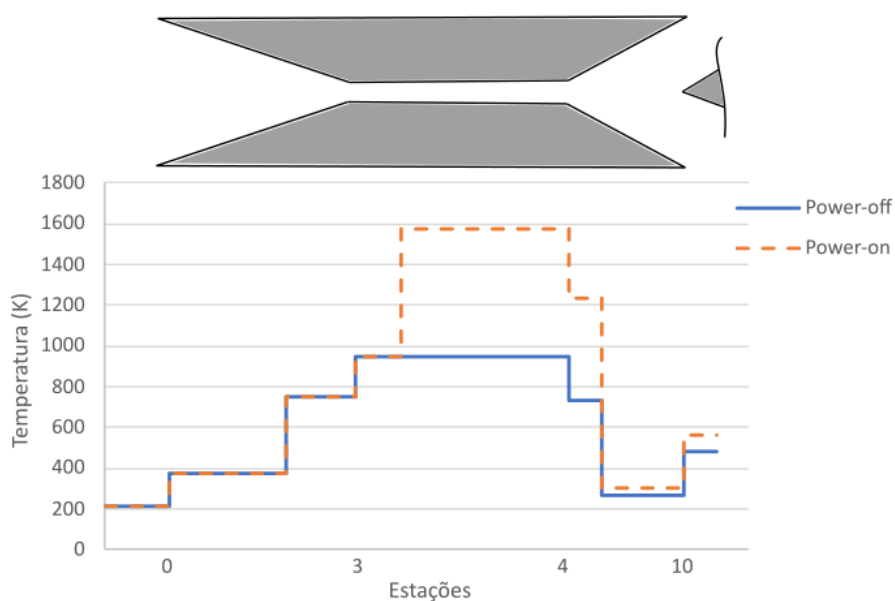
Figura 40 - Comparativo da pressão sem efeitos viscosos na condição power-on e power-off.



Fonte: Autor.

A figura 41 mostra a variação a temperatura para ambas as condições. Observa-se que a temperatura dentro de câmara de combustão sofre um acréscimo, porque há queima de combustível. Esse valor de temperatura também será um fator importante para futuras análises de materiais. Observa-se que há um acréscimo no valor da temperatura, de tal forma que na entrada da câmara de combustão (seção 3), obtém-se temperatura necessária para a queima de combustível. A linha em laranja mostra o acréscimo de valor após a adição de calor.

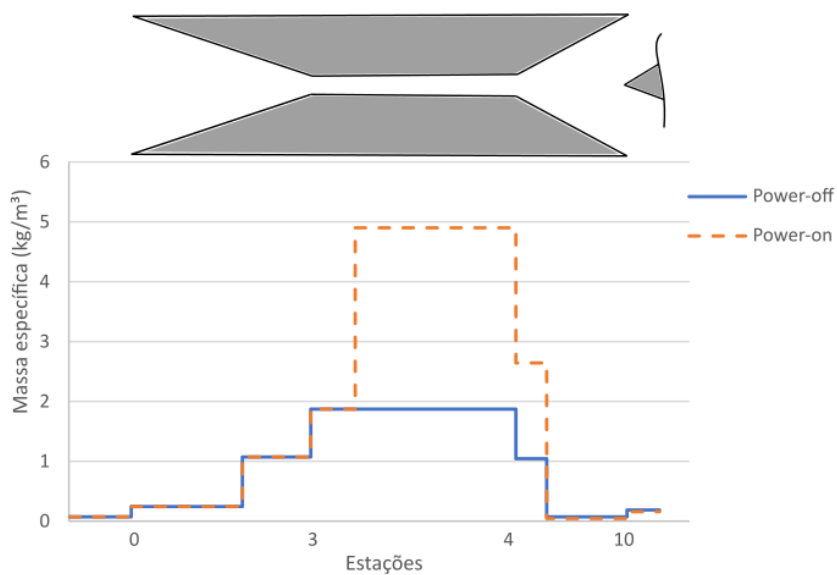
Figura 41 - Comparativo da temperatura sem efeitos viscosos na condição power-on e power-off.



Fonte: Autor.

Por fim, é possível observar que a massa específica (Fig. 42) também tem um acréscimo de valor dentro da câmara de combustão. Pode-se concluir que a injeção de combustível afeta de forma considerável no aumento das propriedades aerodinâmicas. Após a seção de expansão, são mostrados os valores da onda de choque incidente que encontra a rampa localizada no acoplamento.

Figura 42 - Comparativo da massa específica sem efeitos viscosos na condição power-on e power-off.



Fonte: Autor.

## 5.6 Análise da camada limite (power-off)

Esta seção terá como base nas equações apresentadas na metodologia sobre espessura de deslocamento da camada limite, apresentado por Bonelli et al. (2011), a qual será considerado os efeitos viscosos para determinar tal espessura nas superfícies do scramjet. Os resultados (através das equações 3.41 a 3.43) serão apresentados através de tabelas e gráficos.

Para as considerações iniciais (Tab.11), utilizou-se a temperatura da parede  $T_w = 300\text{K}$ , o número de Prandtl ( $Pr$ ) utilizado é de 0,7225. Também, considerou-se a constante de Chapman-Rubesin ( $C^*$ ), sendo obtida considerando a variável  $w$  (condição na superfície do veículo) como igual a 1, para uma análise mais conservadora.

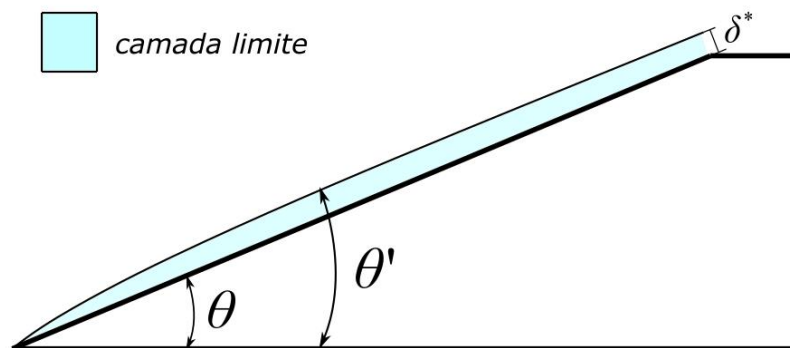
Tabela 11 – Considerações iniciais para cálculo da camada limite.

$T_w$ [K]	$Pr$	$w$	$C^*$	$\gamma$
300	0,7225	1	0,954	1,4

Fonte: Autor.

Na figura 43 é representado o desenvolvimento da camada limite, com espessura  $\delta^*$  ao longo da seção de compressão de ângulo  $\theta$ . Com o surgimento da camada limite, um novo ângulo deve ser levado em consideração nos cálculos analíticos, chamado de  $\theta'$ .

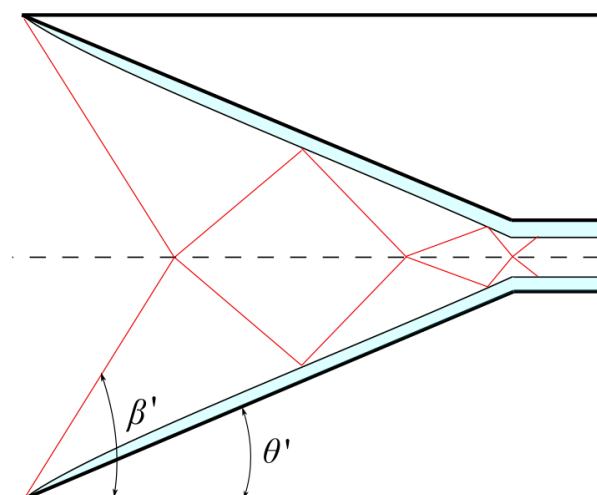
Figura 43 – Espessura da camada limite.



Fonte: Autor.

Com o surgimento da camada limite, as ondas de choque (Fig. 44) serão deslocadas e, conseqüentemente essas ondas não irão coincidir com a entrada da câmara de combustão.

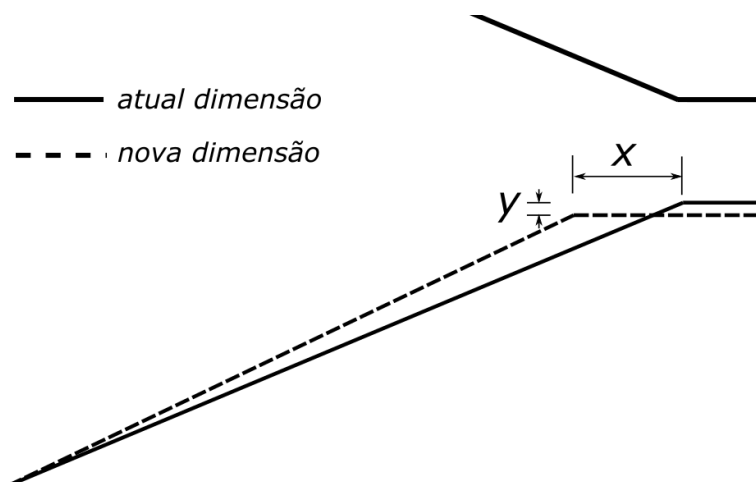
Figura 44 – Iteração das ondas de choque com a camada limite.



Fonte: Autor.

Com base nas considerações iniciais e no valor da espessura de deslocamento da camada limite  $\delta^*$ , será possível calcular as novas dimensões e o posicionamento da rampa de compressão do veículo (Fig. 45), a fim de que haja máxima captura de ar dentro da câmara de combustão, estabelecendo as condições on-lip e on-corner.

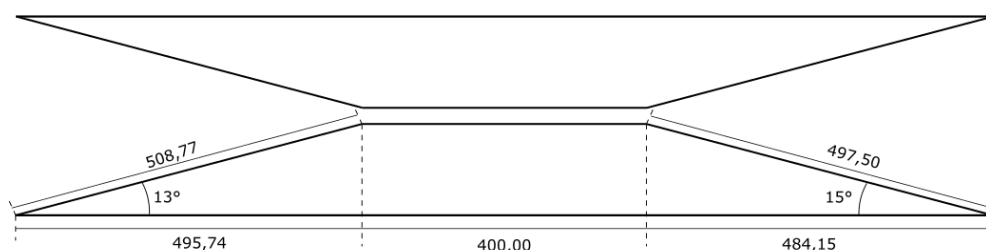
Figura 45 – Novas dimensões do scramjet.



Fonte: Autor.

A seguir (Fig. 46) é mostrada a vista de corte do scramjet com suas dimensões. Tais dimensões serão usadas para o cálculo na Eq. 3.41 nas condições power-on e power-off.

Figura 46 – Dimensões do scramjet na condição power-off, em milímetros.



Fonte: Autor.

Através da (Eq. 3.41) é possível observar que os resultados mostram que a taxa de crescimento da  $\delta^*$  está diretamente proporcional à velocidade e inversamente proporcional à temperatura de cada seção, a qual obteve-se um crescimento  $\delta^*$  de 2,361 mm na seção de compressão, de 0,688 mm na seção de combustão e de 0,831 na seção de expansão. A tabela 12 mostra as seções do veículo e a espessura de  $\delta^*$  ocorrida em cada seção e os novos ângulos gerados com incremento de  $\delta^*$ .

Tabela 12 – Crescimento da espessura de deslocamento nas seções do scramjet (condição power-off).

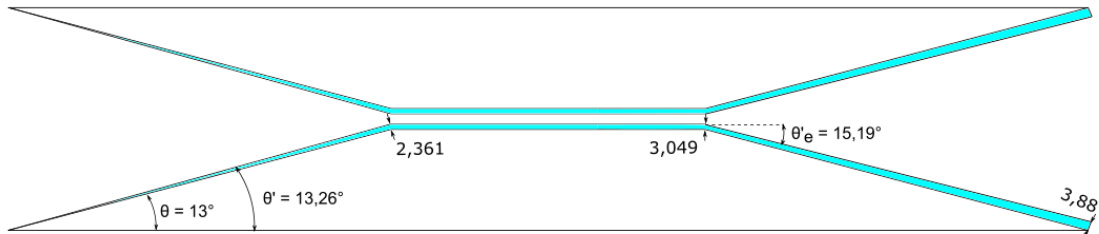
	Seção de Compressão	Combustor	Seção de Expansão
$\delta^*$ (mm)	2,361	0,688	0,831
$\theta$ (°)	13,26	0,096	15,19

Fonte: Autor.

Nesse trabalho, a espessura da camada limite foi linearizada assim como é proposto por Bonelli et al. (2011). Logo, a seguir (Fig. 47) é representado o scramjet com os resultados de  $\delta^*$  obtidos acima. Como mostrado na tabela 11, a espessura de deslocamento obtida ao longo da seção de compressão foi de 2,361 mm. Ao chegar na entrada da câmara de combustão com esse valor, a espessura  $\delta^*$  também é desenvolvida, obtendo-se um valor de 3,049 mm, ou seja, um crescimento de 0,688 como mostrado na tabela, gerando um ângulo de 15,19° na seção de expansão. Por

ser uma geometria simétrica, os resultados expressados ocorrem na superfície superior e inferior do scramjet.

Figura 47 – Visão geral do scramjet com os efeitos viscosos (dimensões em milímetros).



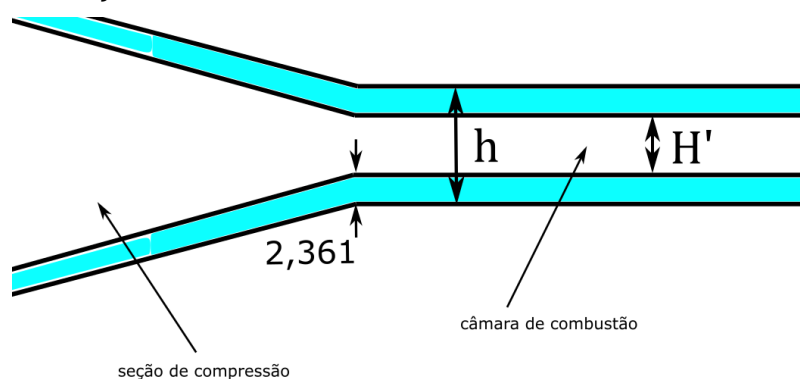
Fonte: Autor.

Para essa configuração de admissão interna, a condição de choque on-lip será sempre na interseção da primeira onda de choque, oriundas do bordo de ataque superior e inferior do scramjet, que geram a primeira onda de reflexão. Logo, não será necessário mudar a geometria para estabelecer essa condição. Entretanto, considerando os efeitos viscosos, a condição on-corner não é estabelecida devida à presença da camada limite, resultando então no ajuste da entrada da câmara de combustão.

Nota-se que a espessura de deslocamento que foi de 2,361 mm na entrada da câmara de combustão, gera uma obstrução para o fluxo de ar induzido pela seção de compressão (Fig. 48), resultando na diminuição da altura aparente da câmara de combustão que era de  $h = 21,1$  mm para  $H' = 16,37$  mm (Eq. 5.2).

$$H' = h - 2\delta^* \quad (5.2)$$

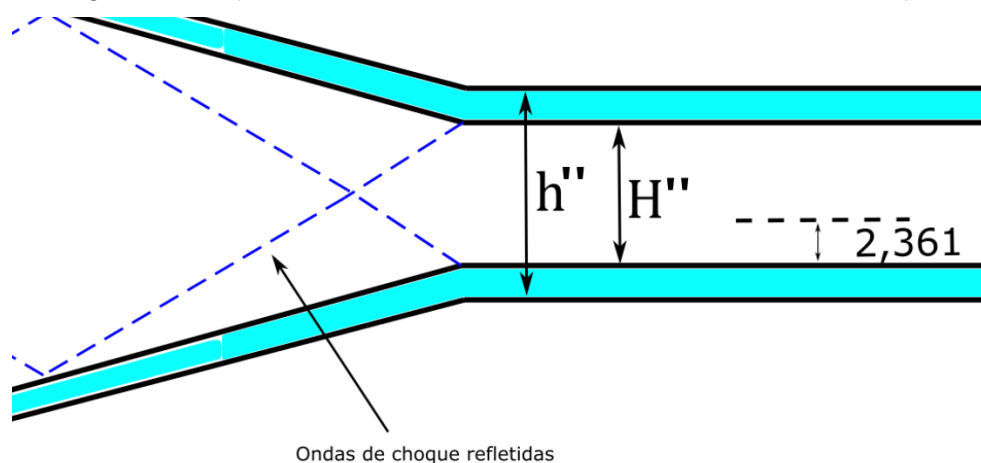
Figura 48 – Diminuição da altura da câmara de combustão devido aos efeitos viscosos.



Fonte: Autor.

Essa diminuição da altura ( $H'$ ) da câmara de combustão (Fig. 49) devido aos efeitos viscosos, poderá implicar no entupimento da seção e, conseqüentemente, impossibilitando a condição on-corner e até a combustão supersônica. Para contornar esse problema, alterou-se o comprimento da rampa de compressão, que passou de 508,78 mm para 498,76 mm. Com esse novo valor, foi possível estabelecer a condição on-lip e on-corner, gerando a máxima captura de ar para dentro da câmara de combustão. Portanto, isso resulta no aumento da altura  $h''$  (altura nominal da câmara de combustão) para 25,822 mm e da altura aparente  $H''$  da câmara de combustão para 21,1 mm, garantindo então a altura inicial necessária.

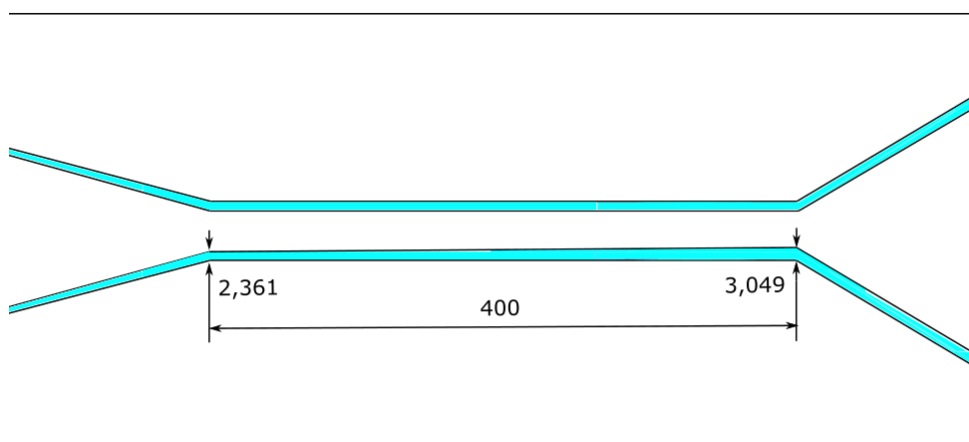
Figura 49 – Ajustes na altura da câmara de combustão do scramjet.



Fonte: Autor.

Na figura 50 é representada o crescimento linear da espessura de deslocamento na câmara de combustão.

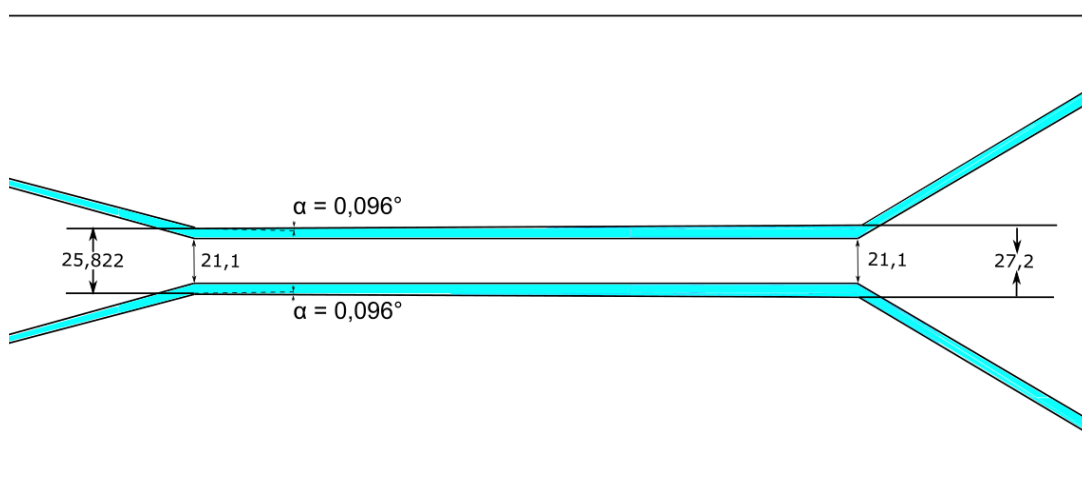
Figura 50 – Crescimento da espessura de deslocamento na câmara de combustão (em milímetros).



Fonte: Autor.

Para que a área da seção transversal na câmara de combustão se mantenha constante com a altura inicialmente projetada, foi proposto a utilização de um ângulo entre as superfícies na região da combustão do veículo (Fig. 51). Com o aumento linear da camada limite, observou-se que um ângulo de  $\alpha = 0,096^\circ$  nas superfícies acomodaria as camadas de tal forma que a seção permaneça constante. A implementação desse ângulo resultou no aumento da altura final da câmara de combustão para 27,2 mm.

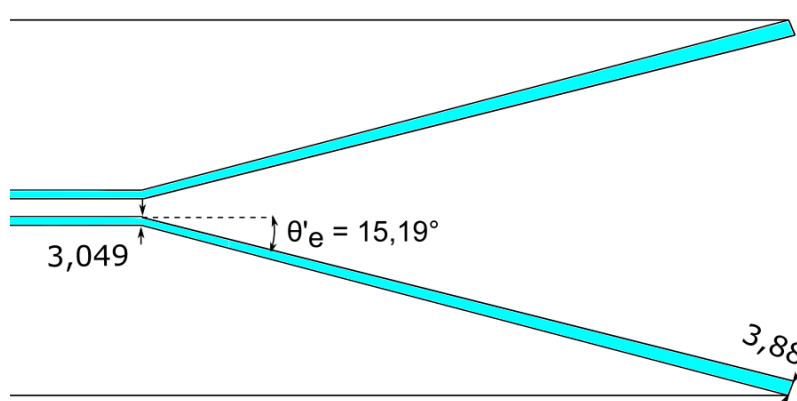
Figura 51 – Acomodação da espessura de deslocamento com  $\alpha = 0,096^\circ$  (alturas em milímetros).



Fonte: Autor.

Na seção de expansão, o comprimento longitudinal na direção do escoamento é de 270,81 mm e um ângulo de expansão de  $15^\circ$ , onde também foi estimado a influência da camada limite na região. Dessa forma, com o crescimento linear da espessura  $\delta^*$ , que na saída da câmara de combustão é de 3,049 mm cresceu para 3,885 mm no bordo de fuga do scramjet (Fig. 52). Esses valores resultam em um ângulo de  $15,19^\circ$  para a saída do escoamento.

Figura 52 – Ângulos e espessura da deslocamento (em milímetros) da camada limite na seção de expansão.



Fonte: Autor.

### 5.7 Análise da camada limite (power-on)

Assim como ocorreu na análise sem efeitos viscosos, as características da seção de compressão na condição power-on, dessa vez com camada limite, são as mesmas que foram projetadas para a condição power-off, mantendo-se então o ângulo de deflexão da rampa em  $13^\circ$  e sendo  $13,26^\circ$  com a espessura da camada limite. A tabela 13 mostra os resultados gerados em cada seção para a condição power-on.

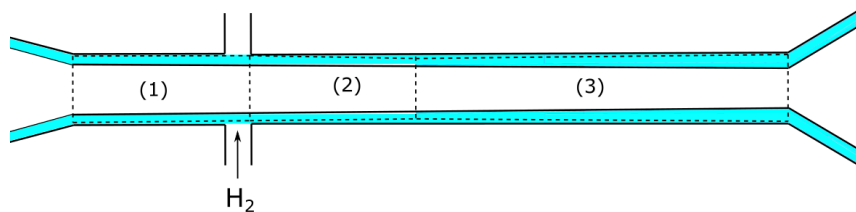
Tabela 13 - Crescimento da espessura de deslocamento nas seções do scramjet (condição power-on).

	Seção de Compressão	Combustor	Seção de Expansão
$\delta^*$ (mm)	2,361	0,666	0,715
$\theta$ ( $^\circ$ )	13,26	0,093	15,16

Na seção de combustão, a qual na condição power-on ocorre injeção de  $H_2$  para queima, definiu-se que o combustível será injetado numa distância de 125 mm da entrada da câmara de combustão em condições de 300 K e velocidade sônica. O Hidrogênio será misturado com o ar com temperatura igual a 970,43 K e número de Mach igual 1,89, iniciando assim a autoignição do hidrogênio (845,15K).

Para mais detalhes na câmara de combustão, essa seção foi subdividida em três segmentos, na qual as propriedades aerodinâmicas e velocidade do escoamento são diferentes (Fig. 53). Segmento 1 é a entrada da câmara de combustão ou isolador, o segmento 2 é a região de mistura e por último a região de combustão, segmento 3.

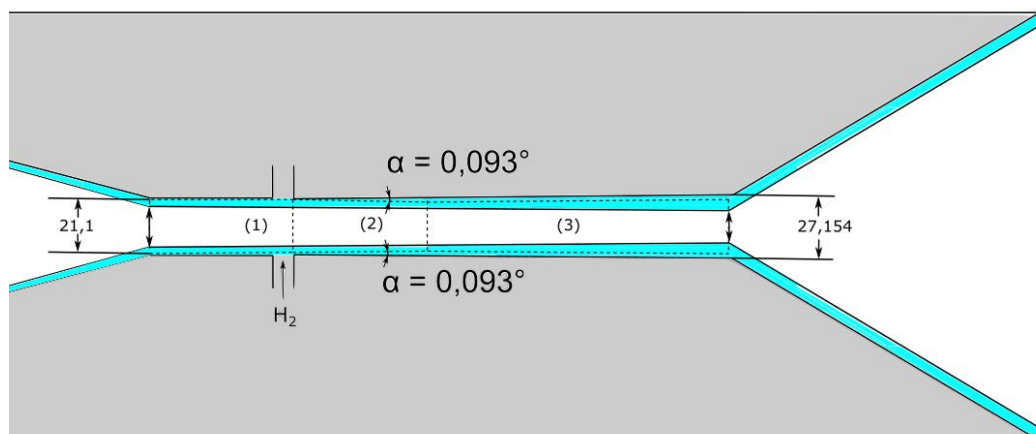
Figura 53 – Isolador, região de mistura e queima na câmara de combustão.



Fonte: Autor.

Para manter a área da seção transversal constante, com uma altura de 21,1 mm que é a condição inicial do projeto, também for proposto utilizar um ângulo na superfície da câmara para acomodar a camada limite (Fig. 54). Como o perfil dessa camada cresce ao longo da seção, usou-se então um ângulo de deflexão de  $\alpha = 0,093^\circ$ . Logo, a altura da câmara no final da seção passou de 21,1 mm para 27,154 mm.

Figura 54 – Acomodação da camada limite na seção de combustão.



Fonte: Autor.

Ainda, a teoria de Rayleigh foi utilizada para modelar a adição de calor nessa seção. Para garantir que o escoamento na saída dos gases não seja subsônico, foi definido que o número de Mach seja 1,2 como também foi feito na condição power-on e sem viscosidades.

Na seção de expansão, manteve-se o ângulo de deflexão negativa de 15°, podendo-se então estimar o comportamento na superfície desta seção. No comprimento de 270,81 mm (comprimento da seção na direção do escoamento) a camada limite cresceu de 3,027 para 3,742 mm no bordo de fuga, gerando então um ângulo de 15,61° em relação a espessura de deslocamento.

## 5.8 Propriedades do escoamento com camada limite

Com o novo ângulo formado pela espessura de deslocamento, é possível determinar as propriedades aerodinâmicas em cada seção do veículo, utilizando as mesmas metodologias descritas nos projetos anteriores.

A tabela 14 mostra os ângulos da onda de choque incidente gerado pela rampa de compressão de 13,26° e as três ondas de choque refletida, sendo a última onda de choque com valor de 35,83°, que coincide com o a entrada da câmara de combustão, gerando a condição on-corner.

Tabela 14 – Ângulos de reflexões na seção de compressão.

Seção de compressão	
$\beta_1$	21,13°
Reflexão 1	24,93°
Reflexão 2	29,60°
Reflexão 3	35,83°

Fonte: Autor.

Após serem calculadas as razões das propriedades pelas equações (3.22 a 3.26), que são equivalentes nas condições power-on e power-off, obteve-se os valores das propriedades ao longo do scramjet (Tab. 15). Por causa da espessura de deslocamento da camada limite, os valores na seção de compressão diferem dos valores apresentados na tabela 8. Isso reforça mais uma vez a importância de levar em consideração os efeitos viscosos nos projetos aeroespaciais, pois a camada limite é um fenômeno que gera efeitos relevantes nos projetos.

O escoamento que chega na câmara de combustão tem número de Mach igual a 1,89 e uma temperatura de 970,43 K, valor que é superior a temperatura de autoignição do hidrogênio. A velocidade no escoamento na saída do scramjet (seção 10) possui um valor de 1679,8 m/s e esse valor foi obtido porque não houve adição de calor, sendo uma velocidade inferior à velocidade do escoamento livre. Logo após, o escoamento encontra o acoplamento com o foguete e os valores das propriedades são apresentados a seguir:

Tabela 15 – Valores das propriedades do escoamento, condição power-off, com camada limite.

		Escoa mento livre	Incidente	1ª reflexão	2ª reflexão	3ª reflexão	Câmara de Combustão	Prandtl -Meyer	Razão de área	Acopla mento
$M_1$	-	5,79	5,79	4,10	3,12	2,37	1,89	1,89	2,47	5,15
$\theta$	°	-	13,26	13,26	13,26	13,26	-	15	15	15
$\beta$	°	-	21,13	24,93	29,60	35,83	-	-	-	-
$M_1$ sen $\beta$	-	-	2,08	1,732	1,544	1,392	-	-	-	-
$M_2$	-	-	4,10	3,12	2,37	1,98	1,89	2,47	5,15	3,58
$p_2/p_1$	-	-	4,91	3,33	2,615	2,21	-	-	-	-
$T_2/T_1$	-	-	1,76	1,48	1,34	1,27	-	-	-	-
$\rho_2/\rho_1$	-	-	2,79	2,25	1,9375	1,73	-	-	-	-
$p$	kPa	5,529	27,19	90,67	237,15	524,12	524,12	213,2	5,529	27,43

T	K	216,65	381,33	564,99	762,68	970,43	970,43	755,6	264,6	467,68
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	0,0889	0,248	0,559	1,083	1,881	1,881	0,989	0,073	0,204
a	m/s	295,07	391,43	476,46	553,5	624,43	624,43	551,02	326,1	433,49
u	m/s	1710,0	1608,5	1489,4	1316,8	1184,87	1184,8	1363,2	1679,8	1551,8
T <sub>total</sub>	K	1669,2	1669,24	1669,15	1668,83	1668,24	1668,2	1669,2	1669,2	1668,9

Fonte: Autor.

Nesta última configuração, foram considerados os efeitos da adição de calor e da camada limite. Os valores das propriedades aerodinâmicas e da velocidade do escoamento (número de Mach) para a seção de compressão (Tab. 15) foram os mesmos para os efeitos sem adição de calor e camada limite (Tab. 16).

Considerando a mesma velocidade do produto de combustão, correspondente ao número de Mach 1,2, a temperatura do fluxo de ar do hidrogênio diminuiu para 1557,04 K, devido aos efeitos viscosos, inferiores a 1575,8 K, para os efeitos não viscosos. E a velocidade do produto da combustão diminuiu para 1824,0 m/s, em relação a 1856 m/s, sem efeitos viscosos.

Tabela 16 - Valores das propriedades do escoamento, condição power-on, com camada limite.

		Escoamento livre	Incidente	1ª reflexão	2ª reflexão	3ª reflexão	Câmara de Combustão	Prandtl-Meyer	Razão de área	Acoplamento
M <sub>1</sub>	-	5,79	5,79	4,10	3,12	2,37	1,89	1,2	1,75	4,9
$\theta$	°	-	13,26	13,26	13,36	13,26	-	15	15	15
M <sub>2</sub>	-		4,10	3,12	2,37	1,87	1,2	1,75	4,9	3,45
p	kPa	5,529	27,19	90,67	237,15	524,12	1029,70	469,02	5,529	25,78
T	K	216,65	381,33	564,99	762,68	970,43	1557,0	1004,0	345,6	592,98
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	0,0889	0,248	0,559	1,083	1,881	2,348	0,0989	0,055	0,150
a	m/s	295,07	391,43	476,46	553,5	624,43	790,96	635,14	372,66	488,11
u	m/s	1710,0	1608,5	1489,4	1316,8	1184,87	949,15	1394,4	1826,0	1684,0
T <sub>total</sub>	K	1669,2	1669,25	1669,19	1668,83	1668,99	2005,4	2005,2	2005,1	2005,2

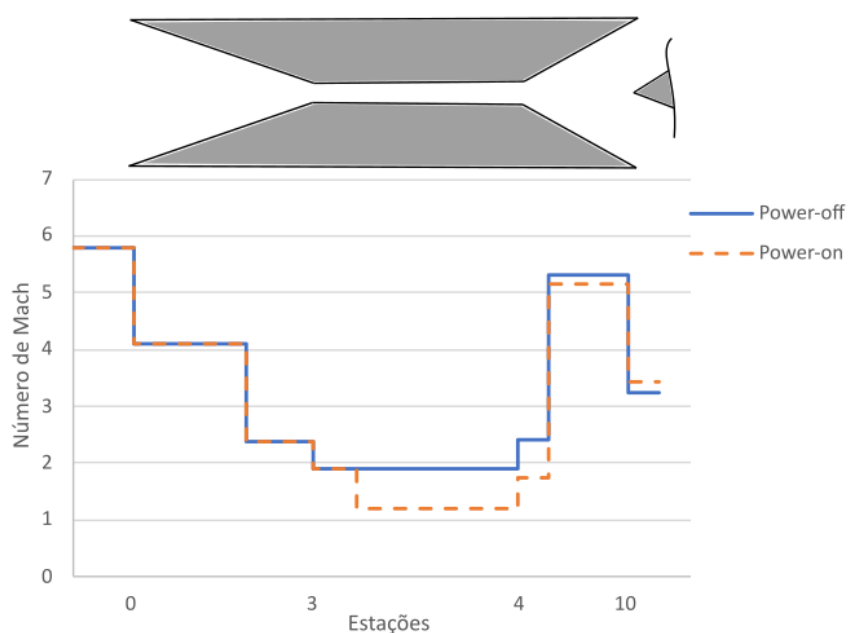
Fonte: Autor.

Analisando a câmara de combustão e seção de expansão na condição power-on, nota-se que como no projeto sem camada limite, foi determinado que o número de Mach seja 1,2 para garantir um escoamento dos gases provenientes da queima de combustível em regime supersônico. Dessa forma, na região de Prandtl-Meyer obteve-se os valores de Mach 2,4, na razão de área com 4,9 e no acoplamento um número de Mach correspondente a 3,2263.

## 5.9 Análise gráfica com camada limite

Essa análise mostra o comparativo das propriedades aerodinâmicas (temperatura, pressão, massa específica) e número de Mach dos projetos power-off e power-on com o efeito da espessura de deslocamento da camada limite, através da análise gráfica (Figs. 55 a 58).

Figura 55 – Comparativo do número de Mach com efeitos viscosos na condição power-on e power-off.



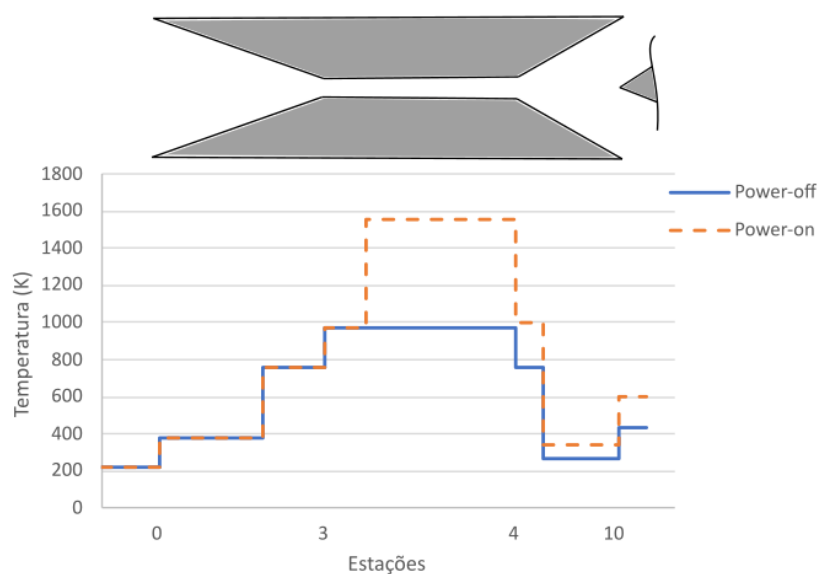
Fonte: Autor.

Os valores na seção de compressão seguem o mesmo padrão dos valores da primeira análise gráfica, visto que o ângulo de deflexão da rampa tem uma pequena mudança de valor. Entretanto, observa-se que o número de Mach em ambas condições que chega na câmara de combustão é supersônico, como visto na Tabela 15 e 16, garantindo que na saída da câmara de combustão o escoamento também seja supersônico. Tal resultado pode ter sua complementação através de estudos feitos especificamente dentro de câmara de combustão, ao analisar a mistura do escoamento com o combustível e os resultados da queima.

No comparativo sobre a temperatura (Fig. 56), observa-se que a temperatura se manteve próximo ao valor da temperatura da análise sem efeitos viscosos, garantindo então um valor suficiente para a queima espontânea do combustível

hidrogênio. Logo após a região do isolador, a temperatura atingiu 1295,91 K após a combustão, esse valor pode ser um parâmetro para seleção de materiais que para a seção de combustão. Observa-se também o aumento no valor ao final do scramjet, pois o escoamento passa por outra onda de choque, localizada no acoplamento.

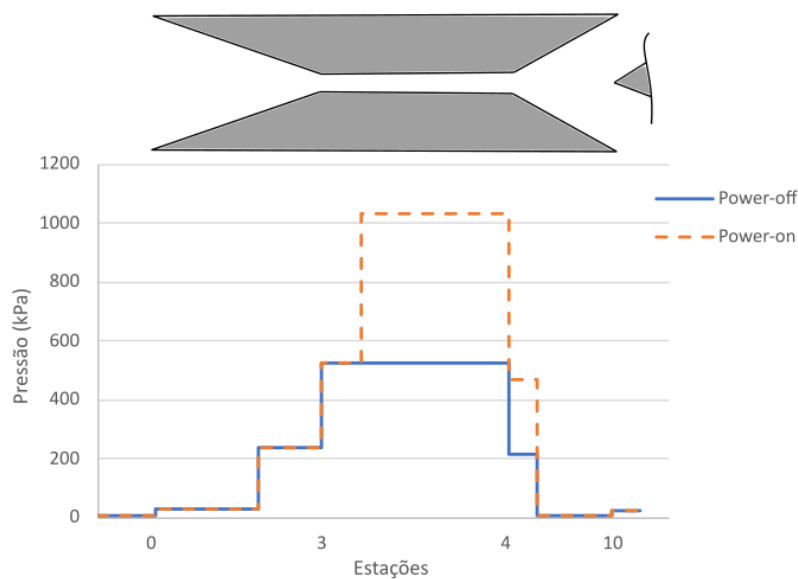
Figura 56 - Comparativo da temperatura com efeitos viscosos na condição power-on e power-off.



Fonte: Autor.

Na análise da pressão (Fig. 57) e como foi visto na tabela 15, os valores têm um acréscimo na seção de compressão e na condição power-on a pressão obtém um acréscimo considerável após a combustão, alcançando 1029,7 kPa, esse parâmetro também é importante para o dimensionamento do veículo, pois a área da câmara de combustão pode ser projetada de forma que a pressão seja suavizada na direção do escoamento. Esse tipo de análise não foi implementado neste trabalho.

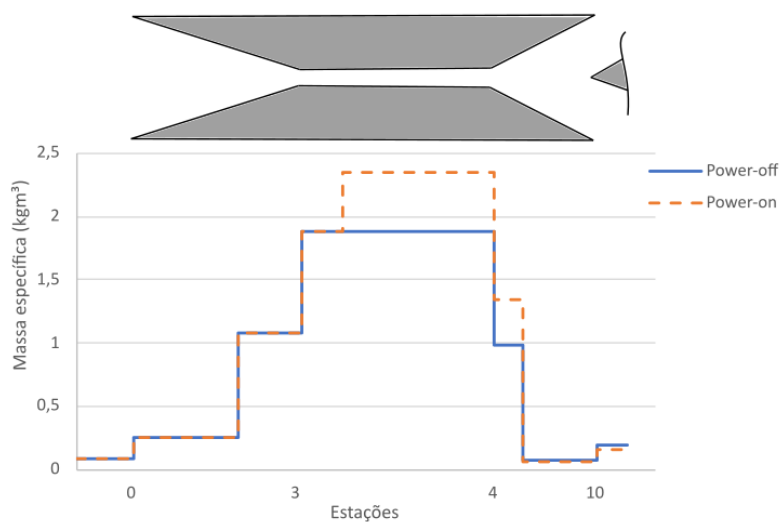
Figura 57 - Comparativo da pressão com efeitos viscosos na condição power-on e power-off.



Fonte: Autor.

Na análise sobre a massa específica (Fig. 58) observa-se que após a adição de calor há um acréscimo considerável, seguindo o mesmo comportamento das demais propriedades analisadas, tendo um salto de 1,8 para 2,4 após a adição de calor.

Figura 58 - Comparativo do massa específica com efeitos viscosos na condição power-on e power-off.

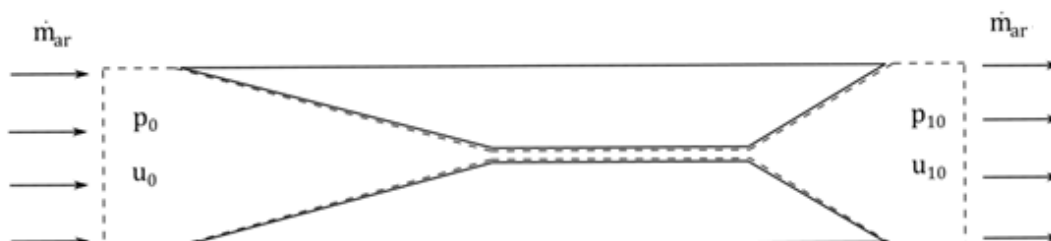


Fonte: Autor.

### 5.10 Análise de desempenho através do empuxo não instalado

Com os resultados apresentados nas tabelas 9 e 15, nota-se que a presença da camada limite influenciou diretamente no desempenho desse projeto com adição de calor e efeitos viscosos. Analisando os dois modelos (Tab. 16) com relação ao empuxo não instalado, pelo volume de controle envolvendo a estação 0 até a estação 10 do scramjet (Fig. 59), observou-se que o valor do empuxo não instalado sem efeitos viscosos e com efeitos viscosos foi de 150,5 N e de 116 N, respectivamente. É possível inferir que a presença dos efeitos viscosos afeta diretamente no desempenho no empuxo, uma redução de 22,92%.

Figura 59 – Volume de controle para cálculo do empuxo não instalado.



Fonte: Autor.

Na condição de sem efeitos viscosos, o combustível foi injetado a Mach 1, com 300 K de temperatura dentro da câmara de combustão e misturado ao escoamento com número de Mach 1,94 (correspondente a 1200 m/s) e temperatura de 950 K. Logo, o calor gerado foi de 362,26 kJ/kg. O mesmo processo ocorreu com efeitos viscosos, porém com uma redução no valor do número de Mach do escoamento que entra na câmara de combustão, que foi de 1,8975 e uma temperatura de 970 K. Logo, obteve-se um valor de 337,73 kJ/kg, um valor menor que condição anterior, o que mostra mais uma vez a influência da espessura de deslocamento da camada limite no desempenho do scramjet. A tabela a seguir mostra os principais resultados obtidos em cada seção e os resultados do empuxo não instalado.

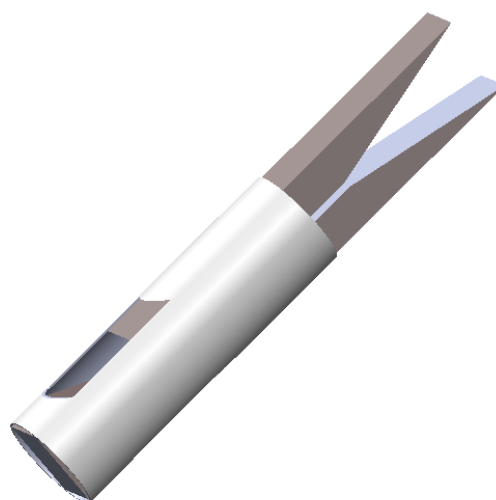
Tabela 17 – Comparativo entre as propriedades, adição de calor e o empuxo não instalado na condição power-on.

Condições de voo			Entrada da câmara de combustão		Saída da câmara de combustão		Seção de expansão			
Altitude	Vel.	Mach	Temp	Mach	Temp.	Mach	Mach	Vel.	Adição de calor	Empuxo não instalado
km	m/s	-	K	-	K	-	-	m/s	kJ/kg	N
20	1710	5,79	950,16	1,94	1575,8	1,2	5,3	1860,5	362,26	150,5
20	1710	5,79	970,43	1,89	1557,0	1,2	4,9	1826,0	337,73	116

### 5.11 Integração do scramjet com os motores foguete

Após o dimensionamento de todas as seções do scramjet, é possível fazer a integração do scramjet com a geometria do SONDA III. O veículo hipersônico será acoplado à carenagem (Fig. 60) que ficará a jusante do motor S20. Observa-se também que na carenagem há uma área para exaustão dos gases.

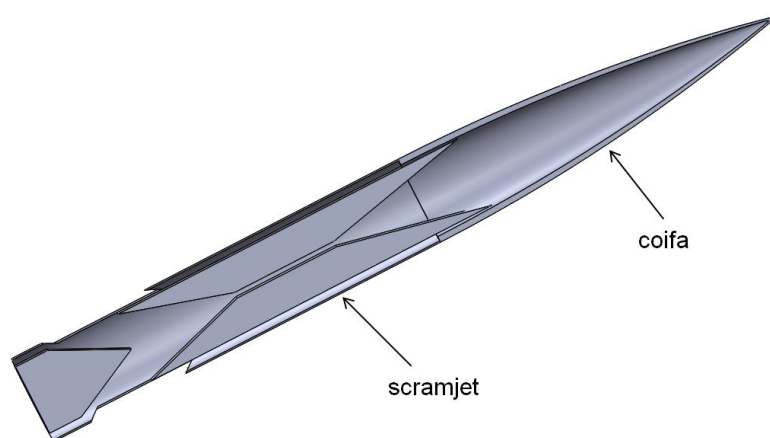
Figura 60 - Estrutura (case) que conecta o scramjet com o motor S20.



Fonte: Autor.

Também foi projetada uma coifa (Fig. 61) para proteção do scramjet durante os primeiros instantes do voo atmosférico. A coifa será bipartida, ou seja, na altitude de 20 km, a coifa será desacoplada do foguete SONDA III e o scramjet será acionado.

Figura 61 - Coifa projetada para o scramjet.



Fonte: Autor.

## 5.12 Arquitetura de Missão

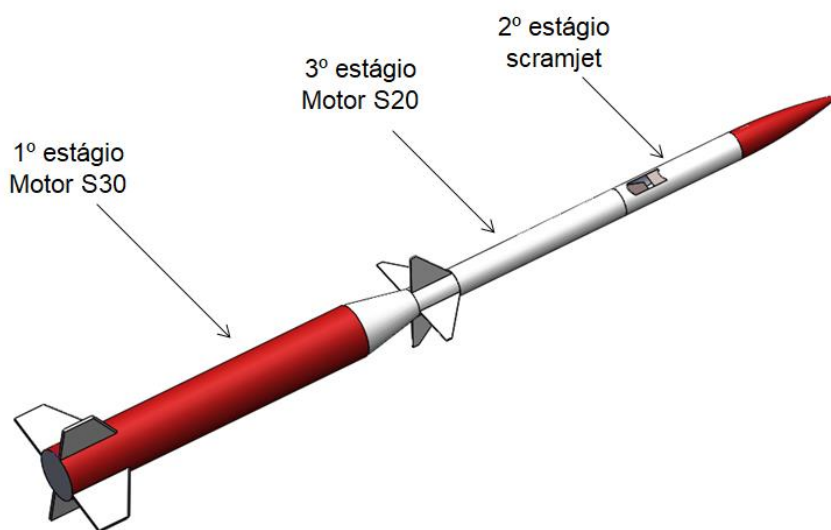
A concepção de uma missão aeroespacial envolve vários conceitos e tópicos para que a arquitetura da missão venha ser realizada (Fig. 62). Tal arquitetura inicia-se com a abordagem sobre conceito de missão, que pode ser um veículo lançador de nanossatélites utilizando tecnologia scramjet e até quem são os usuários ou consumidores finais da missão. Com a tecnologia scramjet, a mesma abordagem pode ser implementada.

Figura 62 – Elementos da concepção de missão.



Então, é possível observar o projeto final do foguete (Fig. 63), que terá o motor S30 como primeiro estágio, depois o acionamento do scramjet e por fim do motor S20, seguindo essa sequência. A figura 63 mostra a posição de cada componente propulsivo após feita o design conceitual.

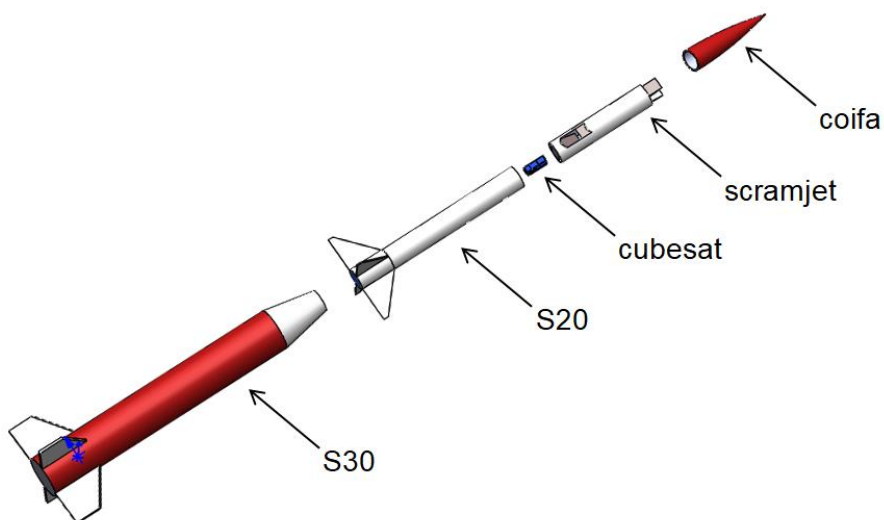
Figura 63 - Projeto preliminar da integração dos sistemas.



Fonte: Autor.

A figura 64 mostra uma vista explodida do sistema integrado, com o CubeSat 3U sendo a carga útil.

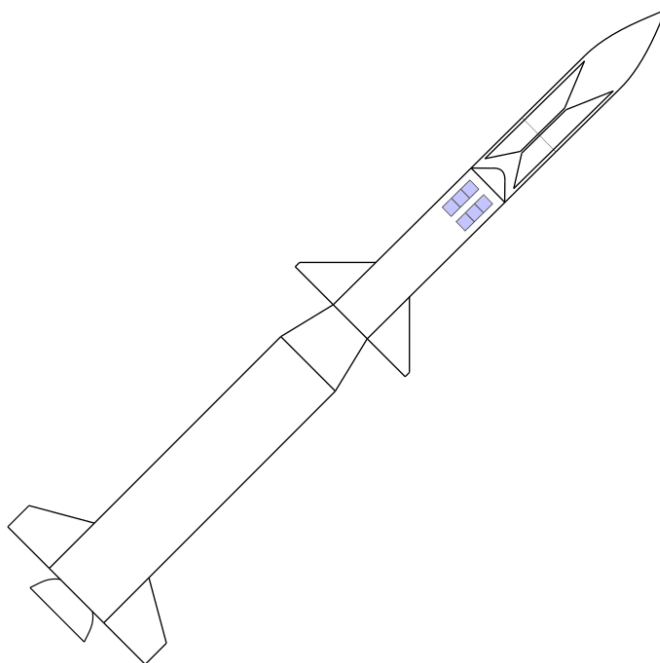
Figura 64 - Vista explodida do veículo com o CubeSat.



Fonte: Autor.

A proposta preliminar também pode levar como parâmetro o lançamento de mais de um CubeSat, como a dimensão de 10 cm<sup>3</sup> é possível projetar o veículo para sejam lançados mais modelos de CubeSats (Fig. 65).

Figura 65 – Esquema do veículo lançador com 2 CubeSats 3U.

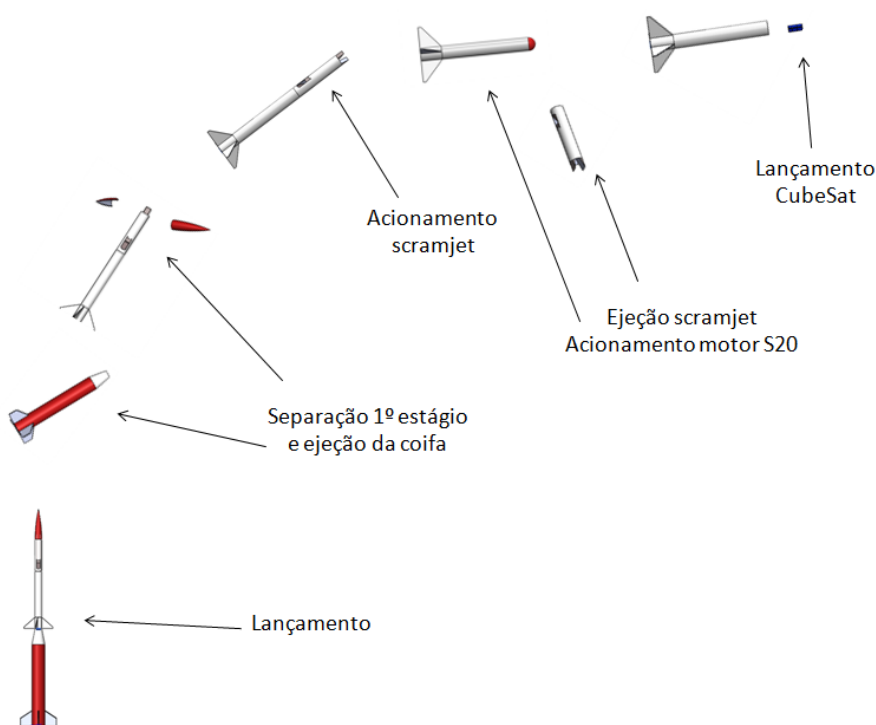


Fonte: Autor.

Essa seção mostra uma concepção (Fig. 66) de como seria o lançamento do veículo, com um CubeSat como carga útil.

O primeiro motor (S30) será acionado na base de lançamento para que o veículo atinja a altura operacional a qual o scramjet foi projetado (altitude de 20 km e número de Mach correspondente a 5,79). Na sequência (Fig. 66), a coifa bipartida será ejetada e o scramjet será acionado para o intervalo de 20 a 75 km, sendo o segundo estágio durante o voo atmosférico. Na fase final, o scramjet será desacoplado, sobrando apenas o motor S20 e a carga útil que será entregue no espaço.

Figura 66 - Sequência de atividades do lançamento.



Fonte: Autor.

Portanto, um projeto conceitual de um lançamento de carga útil ao espaço, com a inserção de tecnologias alternativas como propulsão hipersônica aspirada, pode ser importante para o desenvolvimento do setor aeroespacial no Rio Grande do Norte, por estar envolvendo o Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI), local com enorme potencial e onde pode ser feito o lançamento, o Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE) que no cenário nacional desenvolve pesquisas com CubeSats e a Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN), que possui capital intelectual para pesquisa e desenvolvimento desse veículo aeroespacial utilizando o demonstrador de tecnologia de combustão supersônica.

## 6 Conclusões

Foram realizados estudos analíticos das propriedades termodinâmicas e de escoamento de um demonstrador tecnológico scramjet com a configuração de admissão interna. O objetivo geral do trabalho foi apresentar um projeto analítico e preliminar de um veículo lançador de CubeSats, utilizando um demonstrador tecnológico scramjet desenvolvido na UFRN, para a realização de um voo de demonstração na altitude de 20 km a uma velocidade correspondente a número de Mach 5,79, investigando as condições de operação do veículo, assim como a integração do veículo e CubeSats. Tais resultados contribuem para a qualificação de mestrandos da Universidade Federal do Rio Grande do Norte nos estudos da combustão supersônica.

O veículo demonstrador da combustão supersônica foi projetado de forma que a geometria seja utilizada no foguete em estudo (SONDA III utilizando os motores S20 e S30) atentando-se às dimensões para que o acoplamento seja realizado em toda a estrutura: carenagem, motores e carga útil.

Os resultados analíticos mostram convergência nos valores obtidos nos cálculos da adição de calor (power-on) e sem adição (power-off), na seção de compressão. Essa convergência em ambas condições resultaram em temperaturas suficientes para que haja combustão espontânea do hidrogênio que é de 845 K. Além disso, com o estudo sobre os efeitos viscosos (espessura de deslocamento da camada limite), observou-se a importância de levar em consideração os tais efeitos e o quanto esse fenômeno tem influência quando trata-se de escoamentos em altas velocidades. Novos ângulos foram gerados com o incremento da espessura de deslocamento, gerando novos resultados e novos dimensionamentos do veículo.

Na condição power-on observou-se que as propriedades aerodinâmicas têm um acréscimo de valor após a combustão, resultado valores elevados como 1575,8 K na condição power-on sem efeitos viscosos e de 1557,0 K com efeitos viscosos. Mais uma vez evidenciando a influência da espessura de deslocamento, que causou um decréscimo no valor da temperatura. Tais resultados geraram um aumento da energia total do sistema, e conseqüentemente a adição de calor gerou valores de 363,262 kJ/kg e 337,732 kJ/kg na condição de sem efeitos viscosos e com efeitos viscosos, respectivamente.

Também, a comparação entre os resultados do empuxo não instalado comprovou que a espessura de deslocamento influencia diretamente do desempenho do motor, a qual houve uma redução de 22,92% em comparação com o empuxo não instalado sem os efeitos viscosos, mas ambas análises indicaram a possibilidade de haver propulsão.

Após os resultados analíticos, foi possível elaborar um projeto conceitual do veículo lançador de nanossatélites, integrando as partes propulsivas e também a carga útil para acesso ao espaço. Também foi elaborado uma sequência de lançamento que possibilitou visualizar como a tecnologia de combustão supersônica é utilizada, assim como tal veículo leva o CubeSat ao espaço.

Esse trabalho mostra a importância do desenvolvimento de demonstradores da combustão supersônica, para acesso ao espaço. O demonstrador tecnológico scramjet pode ser uma tecnologia promissora para lançamento de CubeSats ou outro tipo de carga paga, contribuindo com a exploração espacial. Especialmente para o Rio Grande do Norte, onde há o Centro de Lançamento da Barreira do Inferno - CLBI, o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE e a UFRN, podendo ser uma tecnologia estratégica para essas instituições.

Em conclusão, também possibilita mais estudos sobre o desenvolvimento de lançadores de nanossatélites utilizando propulsão aspirada como parte do projeto, podendo ser analisado vários campos de estudos como: aerodinâmica, estrutura interna e externa do veículo e assim como o quanto de carga útil poderá ser levada ao espaço depois dessas análises mais aprofundadas.

## 7. Sugestões para trabalhos futuros

Um veículo lançador com tecnologia scramjet envolve assuntos complexos e demandam muitos estudos, como os estudos atmosféricos, análise dimensional e estrutural do veículo e até influência da camada limite. Em razão disso, observou-se que é possível desenvolver mais trabalhos para complementação dessa dissertação de mestrado. Como sugestão, é possível fazer análises mais detalhadas na camada limite, identificando os valores das propriedades aerodinâmicas e suas influências, através de estudos numéricos. Também é possível estudar os materiais que possam ser utilizados, de acordo com as propriedades obtidas em cada seção, para configuração de scramjet com admissão interna.

Também, é possível fazer um estudo sobre a variação da área da seção de expansão, para ter melhor eficiência, e isso pode ser feito variando o ângulo de deflexão após a término da câmara de combustão. Dentro da câmara de combustão, é possível realizar estudos sobre a inserção do combustível, como por exemplo, se um ou dois injetores podem ser projetados para melhor eficiência na mistura, assim como estudos sobre a região onde esses injetores podem ser posicionados.

Outro estudo importante é a demonstração de quanto eficiente é utilizar scramjet com em veículos aeroespaciais (foguetes ou outras aeronaves) que mostre uma relação entre carga útil e demais viabilidades econômicas (economia de combustível, de material e outras) pois cada veículo que é projetado em estudos possui uma porcentagem diferente em cada item citado.

Por fim, com esses detalhes técnicos, é possível integrar o conhecimento para que seja viável o projeto real de um demonstrador tecnológico da combustão supersônica para fins de acesso ao espaço ou outras necessidades.

## 8. Referências

ANDERSON Jr, J. A. **Modern Compressible Flow**, The Historical Perspective, McGraw-Hill, Inc, 2003.

ANDERSON, J. D. **Hypersonic and high-temperature gas dynamics**. AIAA Education Series. 2nd ed. 2006.

BONELLI, F.; CUTRONE, F.; VOTTA, R.; VIGGIANO, A.; MAGI, V. **Preliminary Design of a Hypersonic Air-breathing Vehicle**. 17<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. AIAA 2011-2319. São Francisco, California.

BOWCUTT, K.; PAULL, A.; DOLVIN, D.; SMART, M. **HIFiRE: An international collaboration to advance the science and technology of hypersonic flight**. 28<sup>th</sup> International Congress of the Aeronautical Sciences - ICAS, 2012.

BOSCOV, J. **Sounding Rocket Development Program**. 6th AIAA Sounding Rocket Conference, 26 – 28 October 1982, Orlando, USA.

BROWN, M.; MUDFORD, N. R.; NEELY, A. J.; RAY, T. **Robust design optimization of two-dimensional Scramjet inlets**. 14<sup>th</sup> AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006.

CAPRA, B. R.; BOYCE, R. R.; KUHN, M.; HALD, H. **Porus Versus Porthole fuel injection in a radical farming scramjet: Numerical Analysis**. Journal of Propulsion and Power. AIAA Early Edition, 2015.

CARNEIRO, R. **Estudo Analítico de um demonstrador da tecnologia da combustão supersônica**. Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Dissertação de Mestrado. 2020.

CGEE - CENTRO DE GESTÃO E ESTUDOS ESTRATÉGICOS. **CubeSats**. Brasília, DF: 2018. 46 p.

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 No. 1356, 1958.

COORDINATING RESEARCH COUNCIL. **Handbook of Aviation Fuel Properties**. 1983.

DOLINSKY, M. M. IAE – presença brasileira no espaço. São José dos Campos: IAE, 1992 (report 003/AVD-P/92).

FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J. **Introdução à mecânica dos fluidos**. 8. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2012. 1097 p.

FRY, R.S. **A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution**. *Journal of Propulsion and Power*. Vol. 20, n. 1, p. 27-58. Jan.-Feb. 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. Proceedings... Rio de Janeiro. ABCM, 2013.

GLASS, D. E.; CAPRIOTTI, D. P; REIMER, T.; KÜTEMAYER, M.; SMART, M. **Testing of DLR C/C-SiC and C/C for HIFiRE 8 Scramjet Combustor**. 19<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2014.

HALLION, R.P. **The Hypersonic Revolution. Case Studies in the History of Hypersonic Technology**. Vol. II. From Scramjet to the National Space-Plane (1964-1986). EUA. Air Force History and Museums Program. 1998.

HEISER, H. W. and PRATT, D. T (with Daley, D. H. and Mehta, U. B.). **Hypersonic Airbreathing Propulsion**. Education Series. EUA. AIAA, 1994.

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. **Plano Diretor do INPE 2016 – 2019**: São José dos Campos, 2016.

KETSDEVER A.; YOUNG, M. **An overview of advanced concepts for space access**. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT. Hartford, 2008.

LANGER, M.; BOUWMEESTER, J. **Reability of CubeSats – statistical data, developers beliefs and the way forward**. In: ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 30, Logan – Utah, USA. 2016.

MARIANO, A. R.; CARVALHAL, A. K.; TORO, P. G. P. **Brazilian 14-X SA Hypersonic Axisymmetrical Scramjet Aerospace Vehicle Analytical and Numerical Analysis at Mach Number 7**, 22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013) Novembro, 2013, Ribeirão Preto, SP, Brasil.

MCCLINTON, C. R.; RAUSCH, D.; SITZ, J. e REUKAUF, P. **Hyper-X Program Status**. In: AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2006-1910, Kyoto, Japan. 2006.

PALMERIO, A. F. **Introdução à Tecnologia de Foguetes**. Inc. p 79 – 81, 2013.

PEZZELLA, G.; MARINI, M.; CICALA, M.; VITALE, A.; LANGENER, T.; STEELANT, J. **Aerodynamic Characterization of HEXAFLY Scramjet Propelled Hypersonic Vehicle**. 32<sup>nd</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA. (AIAA 2014-2844). 2014.

PEZZELLA, G.; CARADENTE, V.; SCIGLIANO, R.; MARINI, M.; STEELANT, J. **Aerothermal Environment Methodology of the HEXAFLY-INT Experimental Flight Test Vehicle (EFTV)**. 32<sup>nd</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference. 16-20 June 2015, Atlanta, GA.

PNAE - **Programa Nacional de Atividades Espaciais 2012 – 2021** / Agência Espacial Brasileira. Brasília. Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação. 2012.

PEMAER – **Planejamento Estratégico Militar da Aeronáutica, 2018 – 2027**. Ministério da Defesa, Comando da Aeronáutica, 2018.

ROLIM, T. C.; TORO, P. G. P.; MINUCCI, M. A. S.; OLIVEIRA, A. C.; FOLLADOR, R. C. **Experimental results of a Mach 10 conical-flow derived waverider to 14-X hypersonic aerospace vehicle**. Journal of Aerospace Technology and Management, 2011.

STEELANT, J.; LANGENER, T.; MATTEO, F. D.; HANNEMANN, K.; RIEHMER, J.; KUHN, M.; DITTERT, C.; SCHEUERPFUG, F.; JUNG, W.; MARINI, M.; PEZZELLA, G.; CICALA, M.; SERRE, L.; **Conceptual Design of the High-Speed**

**Propelled Experimental Flight Test Vehicle HEXAFLY.** In 20<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 6-9 July 2015, Glasgow, Scotland.

TIRTEY, S. C.; BOYCE, R. R.; BROWN, L. M.; CREAGH, M. A.; VAN STADEN, P.; CAPRA, B. **The SCRAMSPACE I Scramjet flight design and construction.** 18<sup>th</sup> AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2012.

TORO, P. G. P.; MINUCCI, M. A. S.; ROLIM, T. C.; FOLLADOR, R. C.; SANTOS, A. M.; CAMILLO, G. P.; BARRETA, L. G. **Brazilian 14 – X Hypersonic Aerospace Vehicle Project.** In: 18<sup>th</sup> AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference 24-28 September 2012, Tours, France.

**U.S. STANDARD ATMOSPHERE.** NASA TM-X 74335. National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration and United States Air Force. 1976.

VILLELA, T.; COSTA, C. A.; BRANDÃO, A. M.; BUENO, F. T. LEONARDI, R. **Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview.** Hindawi. International Journal of Aerospace Engineering. Article ID 5063145, 13 p. 2019.