

**FACULDADE DE TECNOLOGIA DE SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
FATEC PROFESSOR JESSEN VIDAL**

GABRIELE CRISTINA CHARAMEDA PEREIRA

**PROJETO E ANÁLISE DA AEROTERMODINÂMICA DE
SISTEMA DE PROPULSÃO HIPERSÔNICA ASPIRADA
PARA VOO ATMOSFÉRICO A 30 KM DE ALTITUDE COM
VELOCIDADE CORRESPONDENTE A NÚMERO DE
MACH 7**

São José dos Campos
2024

GABRIELE CRISTINA CHARAMEDA PEREIRA

**PROJETO E ANÁLISE DA AEROTERMODINÂMICA DE
SISTEMA DE PROPULSÃO HIPERSÔNICA ASPIRADA
PARA VOO ATMOSFÉRICO A 30 KM DE ALTITUDE COM
VELOCIDADE CORRESPONDENTE A NÚMERO DE
MACH 7**

Trabalho de Graduação apresentado à Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Tecnólogo em Projetos de Estruturas Aeronáuticas.

Orientador Interno: Me. Dercy Felix da Silva
Orientador Externo: Dr. Felipe Jean da Costa

São José dos Campos
2024

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

PEREIRA, Gabriele Cristina Charameda
Projeto e Análise da Aerodinâmica de Sistema de Propulsão Hipersônica Aspirada para Voo Atmosférico a 30 Km de Altitude com Velocidade Correspondente a Número de Mach 7.
São José dos Campos, 2024.
50f.

Trabalho de Graduação – Curso de Tecnologia em Projeto de Estruturas Aeronáuticas.
FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal, 2024.
Orientador Interno: Me. Dercy Felix da Silva
Orientador Externo: Dr. Felipe Jean da Costa

1. Scramjet. 2. Hipersônica. 3. CFD. I. Faculdade de Tecnologia. FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal. Divisão de Informação e Documentação. II. Título


REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

PEREIRA, Gabriele Cristina Charameda. **Projeto e Análise da Aerodinâmica de Sistema de Propulsão Hipersônica Aspirada para Voo Atmosférico a 30 Km de Altitude com Velocidade Correspondente a Número de Mach 7**. 2024. 50f. Trabalho de Graduação - FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME(S) DO(S) AUTOR(ES): Gabriele Cristina Charameda Pereira
TÍTULO DO TRABALHO: Projeto e Análise da Aerodinâmica de Sistema de Propulsão Hipersônica Aspirada para Voo Atmosférico a 30 Km de Altitude com Velocidade Correspondente a Número de Mach 7.
TIPO DO TRABALHO/ANO: Trabalho de Graduação/2024.

É concedida à FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal permissão para reproduzir cópias deste Trabalho e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte deste Trabalho pode ser reproduzida sem a autorização do autor.



Gabriele Cristina Charameda Pereira
Rua Carinhonha, 70, Vila São Bento
São José dos Campos - SP

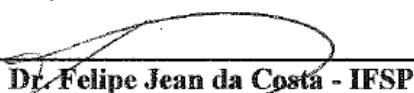
GABRIELE CRISTINA CHARAMEDA PEREIRA

**PROJETO E ANÁLISE DA AEROTERMODINÂMICA DE
SISTEMA DE PROPULSÃO HIPERSÔNICA ASPIRADA
PARA VOO ATMOSFÉRICO A 30 KM DE ALTITUDE COM
VELOCIDADE CORRESPONDENTE A NÚMERO DE
MACH 7**

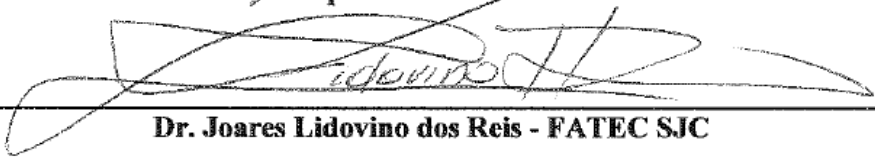
Trabalho de Graduação apresentado à
Faculdade de Tecnologia de São José dos
Campos, como parte dos requisitos
necessários para a obtenção do título de
Tecnólogo em Projetos de Estruturas
Aeronáuticas.



Me. Dercy Felix da Silva - FATEC SJC



Dr. Felipe Jean da Costa - IFSP



Dr. Joares Lidovino dos Reis - FATEC SJC



Esp. Felix Arlindo Strottmann - FATEC SJC

**17/06/2024
DATA DA APROVAÇÃO**

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, que sempre me amparou e permitiu que eu chegasse até aqui. Em especial, agradeço aos meus pais, Evandro Cesar Pereira e Karen Cristina Charameda Pereira, aos meus irmãos, Bianca Cristina Charameda Pereira e Julio Cesar Charameda Pereira, e aos meus avós Caetano Brasileiro Charameda, Luiz Eduardo Pereira e Maria Aparecida da Costa Pereira, por compartilharem comigo os momentos mais importantes e desafiadores da minha vida e por me guiarem com sabedoria. Minha gratidão vai também ao meu companheiro de vida, Luigi Lunardi.

Sou grata aos meus orientadores, Dr. Felipe Jean da Costa, pela orientação desta obra, seu incansável empenho e explicações esclarecedoras que possibilitaram a conclusão deste trabalho; e ao Prof. Me. Dercy Felix da Silva, sempre disponível para me auxiliar. Agradeço também à BRENG por todo suporte e a todos da empresa, especialmente Gustavo Jean da Costa, Alana Aires da Rocha Brito e Bruno Coelho Lima, pelo companheirismo e incentivo.

Agradeço aos colegas de classe que atravessaram essa jornada comigo e aos professores pelos ensinamentos valiosos, mencionando especialmente alguns colegas: Nicolas Trindade Rubin, Diego Neves De Aragão Bevilaqua, Esther Gladys Borges Gomes, Rafael Goncalves De Oliveira, Fabio Junio Rodrigues da Silva, Luis Felipi Ferraz Batalha, Tales Guilherme De Oliveira Bispo, Yan Christian De Lira, Julia Raquel de Moraes Soares Bueno, Pedro Henrique Santos Silva, Sidney Nascimento Souza Júnior e Lucio Kinoshita.

Por fim, expresso minha gratidão a todos que, de alguma forma, contribuíram para esta conquista.

RESUMO

A *startup* aeroespacial brasileira BRENG Engenharia e Tecnologia, está estudando Sistemas de Propulsão Hipersônica Aspirada (HAP) como parte integrante dos esforços do INCT-PRO-HYPER (Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia em HAP) e PROCAD DEFESA, uma rede de pesquisa que envolve universidades, centros de pesquisa, empresas e é liderada pelo Instituto de Estudos Avançados (IEAv) do Comando da Aeronáutica (COMAER). O sistema HAP estudado pela BRENG, denominado Veículo Hipersônico Vector (VHV), é baseado na combustão supersônica *scramjet* e em um ciclo combinado de propulsão a laser. O VHV é um demonstrador tecnológico projetado para demonstrar, durante a velocidade de voo hipersônica correspondente a número de Mach 7 através da atmosfera terrestre a 30 km de altitude, três tecnologias inovadoras: i) tecnologia *waverider*, para obter sustentação através de ondas de choque cônicas durante o voo supersônico ou hipersônico; ii) motor *scramjet* que consiste em um sistema de propulsão hipersônico baseado em combustão supersônica, usando hidrogênio como combustível, e iii) conceito de propulsão a laser, onde o fenômeno de ruptura do ar promove o empuxo do veículo aeroespacial e o acelera até condições supersônicas/hipersônicas. Durante o voo hipersônico, o motor *scramjet* promove a compressão e desaceleração da corrente livre na estação de entrada do *scramjet*, através das ondas de choque oblíquas/cônicas. O *scramjet* é um motor aeronáutico sem partes móveis e integrado como parte do veículo aeroespacial, a fim de condicionar o ar em velocidades supersônicas e, em seguida, queimar combustível (hidrogênio) na câmara de combustão. O objetivo deste trabalho é realizar o projeto e análise da aerodinâmica de sistema de propulsão hipersônica aspirada para voo atmosférico a 30 km de altitude com velocidade correspondente a número de Mach 7 visando a definição da geometria externa do VHV-23.

Palavras-Chave: Scramjet; hipersônica; CFD.

ABSTRACT

Brazilian aerospace startup BRENG Engenharia e Tecnologia is studying Hypersonic Aspirated Propulsion Systems (HAP) as an integral part of the efforts of INCT-PRO-HYPER (National Institute of Science and Technology in HAP) and PROCAD DEFESA, a research network that involves universities, research centers, companies and is led by the Institute of Advanced Studies (IEAv) of the Aeronautics Command (COMAER). The HAP system studied by BRENG, called the Hypersonic Vector Vehicle (VHV), is based on supersonic combustion (scramjet) and a combined laser propulsion cycle. The VHV is a technological demonstrator designed to demonstrate, during hypersonic flight speed corresponding to Mach number 7 through the Earth's atmosphere at 30 km altitude, three innovative technologies: i) waverider technology, to obtain lift through waves of conical shock during supersonic or hypersonic flight; ii) scramjet engine which consists of a hypersonic propulsion system based on supersonic combustion, using hydrogen as fuel, and iii) laser propulsion concept, where the phenomenon of air rupture promotes the thrust of the aerospace vehicle and accelerates it until supersonic/hypersonic conditions. During hypersonic flight, the scramjet engine promotes the compression and deceleration of the free current at the scramjet input station, through oblique/conical shock waves. The scramjet is an aircraft engine with no moving parts and integrated as part of the aerospace vehicle in order to condition air at supersonic speeds and then burn fuel (hydrogen) in the combustion chamber. The objective of this work is to carry out the design and analysis of the aerothermodynamics of an aspirated hypersonic propulsion system for atmospheric flight at 30 km altitude with a speed corresponding to Mach number 7 with a view to defining the external geometry of the VHV-23.

Keywords: Scramjet; hypersonics; CFD.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Comparação Entre a Massa de Decolagem de Motores Foguetes.	14
Figura 2. Veículo Hipersônico Aeroespacial Vector com Conceitos de <i>Waverider</i> , <i>Scramjet</i> e Propulsão a Laser.	17
Figura 3. Programas de Propulsão Hipersônica Aspirada ao Redor do Mundo.	19
Figura 4. HCM (esquerda) e HGV (direita).	21
Figura 5. Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X.	21
Figura 6. Projeto Conceitual de Veículo Hipersônico <i>waverider</i>	23
Figura 7. Projeto Conceitual de Veículo Hipersônico com Tecnologia <i>scramjet</i>	23
Figura 8. Construção de “waverider” Derivada de Escoamento Cônico.	24
Figura 9. Estrutura Interna (esquerda) e Estrutura Externa (direita) do 14-X S.	24
Figura 10. Torre Móvel de Integração (TMI) do CLA.	25
Figura 11. 14-X S Integrado ao VAH.	26
Figura 12. Etapas da Operação Cruzeiro.	26
Figura 13. Grandes Metas do Programa 14-X.	28
Figura 14. Esquema de um Veículo Hipersônico Ilustrando a Interação da Aerotermodinâmica, Propulsão e Fuselagem.	29
Figura 15. Terminologia de um <i>Scramjet</i>	29
Figura 16. Concepção do VAH de Referência Definido para o Projeto do VHV-23.	31
Figura 17. Geometria da Onda de Choque Oblíqua Plana.	32
Figura 18. Esquema para Correção da Geometria.	35
Figura 19. Domínio Computacional CFD.	36
Figura 20. Malha Tridimensional do VHV-23.	37
Figura 21. Volume Elementar para os Balanços de Conservação.	38
Figura 22. Tipos de <i>Solver</i> no Fluent.	39
Figura 23. Distribuição das Forças de Pressão ao Longo das Superfícies Externas do VHV-23.	40
Figura 24. Demonstrador VHV-23.	41
Figura 25. Vistas das Seções da Geometria Externa.	41
Figura 26. Malha Refinada Automaticamente nas Regiões de Interesse.	44
Figura 27. Contorno de Mach Mostrando as Ondas de Choque.	44
Figura 28. Contorno de Mach nas Superfícies Externas do VHV-23.	45
Figura 29. Contorno de Mach nas Superfícies Externas do VHV-23.	45

LISTA DE TABELAS

Tabela 1. Propriedades a 30 km de Altitude.....	42
Tabela 2. Resultado do Cálculo das Seções do VHV-23.	42
Tabela 3. Espessura de Deslocamento nas Seções do VHV-23.	43
Tabela 4. Ângulo Efetivo nas Seções do VHV-23.	43
Tabela 5. Resultado do Cálculo das Seções do VHV-23.	43
Tabela 6. Força de Arrasto de Onda por Unidade de Spam do VHV-23.	46

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

BRENG	Brasil Engenharia
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CLBI	Centro de Lançamento de Barreira do Inferno
COMAER	Comando da Aeronáutica
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
END	Estratégia Nacional de Defesa
FAB	Força Aérea Brasileira
GND	Guiamento, Navegação e Controle
HAP	<i>Hypersonic Airbreathing Propulsion</i> (Propulsão Hipersônica Aspirada)
HCMs	<i>Hypersonic Cruise Missiles</i> (Mísseis Hipersônicos de Cruzeiro)
HGVs	<i>Hypersonic Glide Vehicles</i> (Veículos Planadores Hipersônicos)
IEAv	Instituto de Estudos Avançados
ISDP	<i>International Security and Defense Policy Center</i> (Centro Internacional de Políticas de Segurança e Defesa)
MTCR	<i>Missile Technology Control Regime</i> (Regime de Controle de Tecnologia de Mísseis)
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i> (Administração Nacional de Aeronáutica e Espaço)
PROCAD-DEFESA	Programa de Cooperação Acadêmica em Defesa Nacional
RAND	<i>National Defense Research Institute</i> (Instituto de Pesquisa em Defesa Nacional)
SSTO	<i>Single Stage to Orbit</i> (Estágio Único para Órbita)
TBCC	<i>Turbine-Based Combined Cycle</i> (Motor de Ciclo Combinado Baseado em Turbina)
TRL	<i>Technology Readiness Level</i> (Nível de Maturidade Tecnológica)
TSTO	<i>Two Stage to Orbit</i> (Dois Estágios para Órbita)
UFABC	Universidade Federal do ABC
VAH	Veículo Acelerador Hipersônico
VHV	Veículo Hipersônico Vector

LISTA DE SÍMBOLOS

b	Altura de captura de entrada de ar
cos	Cosseno
cot	Cotangente
h	Entalpia
I	Vértice de interseção entre onda de choque oblíqua refletida e camada limite
km	Quilômetros
M	Número de Mach
p	Pressão
R	Vértice de reflexão da onda de choque oblíqua no bordo de ataque da carenagem
r	Fator de recuperação
Re	Número de Reynolds
S	Comprimento tangencial da rampa
sin	Seno
T	Temperatura
tan	Tangente
u	Velocidade
x	Coordenada horizontal
x (corr)	Coordenada horizontal corrigida

Letras Gregas

β	Beta (Ângulo da onda de choque)
γ	Gamma (Razão de calores específicos)
δ	Delta (Espessura de deslocamento)
ρ	Rho (Massa específica)
θ	Theta (Ângulo de deflexão)
μ	Um (Viscosidade)

Subscrito

- 0 Condição no escoamento não perturbado
- 1 Condição na entrada de ar
- 2 Condição na entrada da câmara de combustão
- 3 Condição na câmara de combustão
- 4 Condição na saída da câmara de combustão
- aw Parede adiabática
- eff Efetivo
- n1 Normal na região 1
- w Parede

Sobrescrito

- * Calculado na temperatura de referência

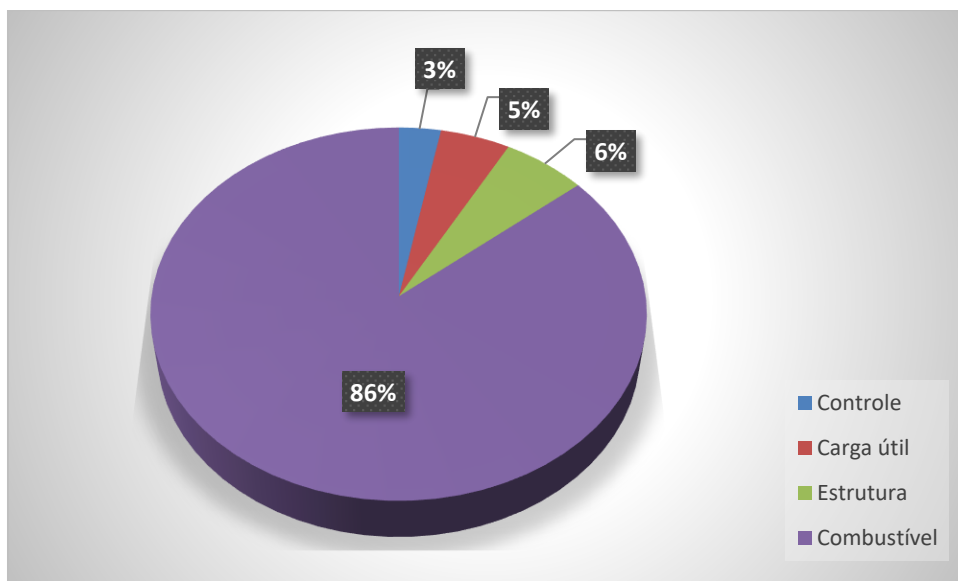
SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	14
1.1. Objetivo Geral	17
1.2. Objetivos Específicos	17
1.3. Termo de Confiabilidade	18
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	19
2.1. Pesquisa em Propulsão Hipersônica Aspirada em torno do Mundo.....	19
2.2. Pesquisa em Propulsão Hipersônica Aspirada no Brasil.....	21
2.3. Programa 14-X	22
2.4. Operação Cruzeiro	24
2.5. Tecnologia <i>Scramjet</i>	28
3. DESENVOLVIMENTO.....	31
3.1. Definição da Geometria Externa do VHV-23	31
3.2. Cálculo Teórico-Analítico do Campo de Pressão com Efeitos da Viscosidade	32
3.2.1. Teoria de Choque Oblíquo	32
3.2.2. Camada Limite	33
3.3. Análise Numérica Computacional Fluidodinâmica com Efeitos da Viscosidade	35
3.3.1. Análise Numérica Computacional Fluidodinâmica (CFD)	35
3.3.2. Domínio Computacional e Malha	36
3.3.3. Condições Iniciais e de Contorno.....	37
3.3.4. Discretização das Equações de Conservação	37
3.3.5. Funções de Interpolação	39
3.3.6. Método Numérico de Solução (<i>Solver</i>)	39
3.3.7. Força de Arrasto de Onda.....	40
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES	41
4.2. Cálculo Teórico-Analítico do Campo de Pressão.....	42
4.2.1. Cálculo Teórico-Analítico das Ondas de Choque Oblíquas.....	42
4.2.2. Resultados da Camada Limite	43
4.3. Análise Numérica Computacional Fluidodinâmica (CFD)	44
4.4. Força de Arrasto de Onda.....	46
5. CONCLUSÃO.....	47
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	48

1. INTRODUÇÃO

No contexto dos veículos aeroespaciais os requisitos básicos tais como a confiabilidade, o peso, o consumo de energia, a velocidade e os custos são primordiais para o desenvolvimento de veículos para acesso ao espaço e exploração espacial (COSTA, 2011). Diante deste cenário encontram-se veículos multiestágios, não reutilizáveis, baseados na combustão química, em que a energia química é convertida em energia cinética garantindo 97-98% de eficiência (KETSDEVER et al., 2008). Normalmente esse sistema de propulsão são sólidos, líquidos ou híbridos de tal forma que 95% do peso do veículo aeroespacial corresponde ao sistema de propulsão, sendo combustível mais oxidante e sua estrutura, restando apenas 5% do volume para acomodação de carga útil, Figura 1, exigindo uma rigorosa redução contínua de peso e de consumo de combustível (COSTA, 2011).

Figura 1. Comparação Entre a Massa de Decolagem de Motores Foguetes.



Fonte: Adaptado de Costa e Toro (2010).

Atualmente estão sendo conduzidas pesquisas para diminuir o peso dos veículos espaciais através da otimização do sistema de propulsão a bordo e dos materiais utilizados, buscando também a diminuição dos custos de lançamento e permitindo acesso facilitado ao espaço.

O avanço nas pesquisas, no que tange ao conteúdo tecnológico, de produtos aeroespaciais, principalmente de veículos lançadores de satélites e de veículos hipersônicos, atingiu seu limite de maturidade tecnológica de tal forma que tornou pouco atrativo o

transporte de cargas úteis para a órbita da Terra utilizando tecnologias de propulsão atualmente em funcionamento (foguetes) que fazem uso de combustíveis químicos: sólidos e/ou líquidos (COSTA, 2011).

O promissor desempenho de alta velocidade desempenhado pelo motor movido a hidrogênio, motor *scramjet*, e especificamente seu aparente potencial para alcançar velocidades quase orbitais, levaram a uma atenção crescente em missões hipersônicas de cruzeiro e, em particular, o perseguido conceito de avião aeroespacial de Estágio Único para Órbita (SSTO – *Single Stage to Orbit*). É claro que no início da década de 1960, a crescente disponibilidade de fundos para estudos relacionados com o espaço, juntamente com o declínio acentuado de recursos para a pesquisa aeronáutica, foi um fator chave no foco do *scramjet* empregado em conceitos SSTO. Em particular, a Força Aérea dos EUA patrocinou o trabalho do *scramjet* e apoiou diretamente o conceito de avião aeroespacial (CURRAN, 2001).

O Projeto Hipersônico do Programa Aeronáutico Fundamental da NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) teve como um de seus sistemas de referência um acesso de Dois Estágios para Órbita (TSTO – *Two Stage to Orbit*) para o veículo aeroespacial. Consequentemente, as soluções para estes desafios exigem mudanças de paradigmas, novos modos de produção e novas tecnologias de carácter estratégico. Os requisitos para plataformas de lançamento de satélites confiáveis e de alto desempenho, bem como as rigorosas limitações de combustíveis (redução de tamanho, peso e consumo de energia) para o lançamento de cargas úteis em órbita, incentivam o desenvolvimento de aeronaves com propulsão hipersônica aspirada, *scramjet*. O TSTO em sua concepção acelera o estágio para um número Mach na faixa de $6 \leq M \leq 13$. Nesse ponto, o primeiro estágio e o segundo estágio se separam.

O primeiro estágio continua em órbita alimentado pelo foguete propulsor e o primeiro estágio com ar aspirado retorna ao local de lançamento. O sistema de propulsão é um Motor de Ciclo Combinado Baseado em Turbina (TBCC – *Turbine-Based Combined Cycle*) com uma turbina, operando até cerca de Mach 3,5, e um motor *scramjet* operando até cerca de Mach 12. O número Mach máximo para a turbina e o número Mach mínimo e máximo para o *scramjet* dependeriam de sua capacidade demonstrada. Esses veículos que aspirados são geralmente otimizados para acelerar ao longo de uma pressão dinâmica constante (GLASS, 2008). Dessa forma foram concebidos os primeiros esboços de veículos aeroespaciais hipersônicos aspirados.

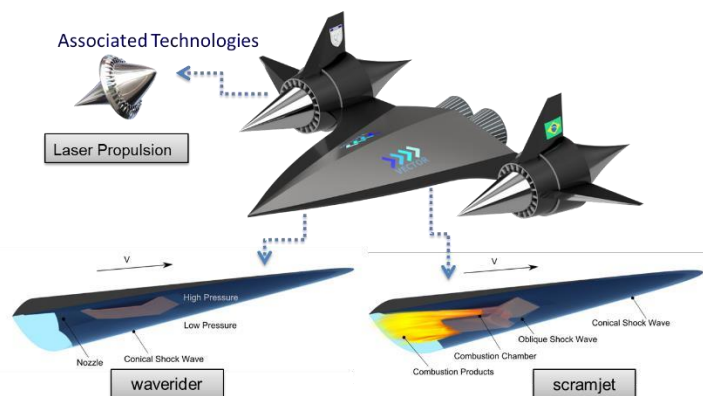
O Brasil começou a investir em capacidades hipersônicas com o início do programa de aeronave hipersônica 14-X em 2006. Este conceito experimental de propulsão aspirada hipersônica seria acelerado por dois motores foguetes, S30 e S31, e depois impulsionado por um *scramjet*. Segundo relatórios técnicos, teria potencial para voar a Mach 7 e atingir uma altitude de 30 km. O desenvolvimento foi proposto pelo Instituto de Estudos Avançados (IEAv) da Força Aérea Brasileira (FAB). Em 2011, o primeiro voo do *scramjet* 14-X estava programado para 2013, mas artigos publicados em 2013 indicam que o veículo permaneceu em fase de projeto. Em 2017, um modelo 14-X foi testado em Mach 7–8 em preparação para um teste de voo ainda não programado na época (SPEIER et al., 2017). Logo, em 14 de dezembro de 2021 a versão denominada 14-XS foi acelerada conforme previsto pelos motores S30 e S31, que compõem o VAH (Veículo Acelerador Hipersônico), a uma altitude de 30 km com velocidade correspondente a número de Mach 7 diretamente do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA).

A *startup* aeroespacial brasileira BRENG Engenharia e Tecnologia, está estudando Sistemas de Propulsão Hipersônica Aspirada (HAP – *Hypersonic Airbreathing Propulsion*) como parte integrante dos esforços do INCT-PRO-HYPER (Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia em HAP), uma rede de pesquisa que envolve universidades, centros de pesquisa, empresas e é liderada pelo Instituto de Estudos Avançados (IEAv), do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) do Comando da Aeronáutica (COMAER). Além disso, a BRENG participa do Programa de Cooperação Acadêmica em Defesa Nacional, PROCAD-DEFESA, encabeçada pelo IEAv, para colaborar com a formação de Recursos Humanos nas áreas de HAP visando o acesso ao espaço (COSTA; COSTA; BRITO, 2022).

O sistema HAP estudado pela BRENG, denominado Veículo Hipersônico Vector (VHV), Figura 2, é baseado na combustão supersônica (*scramjet*) e em um ciclo combinado de propulsão a laser. O VHV é um demonstrador tecnológico projetado para demonstrar, durante a velocidade de voo hipersônica correspondente a número de Mach 7 através da atmosfera terrestre a 30 km de altitude, três tecnologias inovadoras: i) tecnologia *waverider*, para obter sustentação através de ondas de choque cônicas durante o voo supersônico ou hipersônico; ii) motor *scramjet* que consiste em um sistema de propulsão hipersônico baseado em combustão supersônica, usando hidrogênio como combustível, e iii) conceito de propulsão a laser, onde o fenômeno de ruptura do ar promove o empuxo do veículo aeroespacial e o acelera até condições supersônicas/hipersônicas. Durante o voo hipersônico, o motor *scramjet* promove a compressão e desaceleração da corrente livre na estação de entrada do *scramjet*, através das ondas de choque oblíquas/cônicas. O *scramjet* é um motor

aeronáutico sem partes móveis e integrado como parte do veículo aeroespacial, a fim de condicionar o ar em velocidades supersônicas e, em seguida, queimar combustível (hidrogênio) na câmara de combustão.

Figura 2. Veículo Hipersônico Aeroespacial Vector com Conceitos de *Waverider*, *Scramjet* e Propulsão a Laser.



Fonte: Costa (2022).

1.1. Objetivo Geral

O objetivo geral deste trabalho é realizar o projeto e análise da aerodinâmica de sistema de propulsão hipersônica aspirada para voo atmosférico a 30 km de altitude com velocidade correspondente a número de Mach 7, considerando a configuração *scramjet* denominada VHV-23.

1.2. Objetivos Específicos

Para a consecução deste objetivo geral foram estabelecidos os objetivos específicos:

- Realizar pesquisa bibliográfica sobre projeto e manufatura de Veículos Hipersônicos Aeroespaciais que utilizam as tecnologias *waverider* e *scramjet*;
- Definição da geometria externa do VHV-23;
- Cálculo teórico-analítico do campo de pressão com efeitos da viscosidade;
- Simulação computacional fluidodinâmica com efeitos da viscosidade;
- Realizar revisão do projeto da configuração externa do VHV-23;
- Desenvolver projeto da configuração *scramjet* do VHV-23;
- Desenvolver projeto dimensional do VHV-23 visando manufatura do mesmo para realização de voo atmosférico.

1.3. Termo de Confiabilidade

No presente trabalho, adotou-se uma abordagem rigorosa em relação à confidencialidade dos dados coletados e analisados. Alguns dados não podem ser divulgados devido à sua natureza sensível e ao potencial impacto que a exposição dessas informações poderia ter sobre indivíduos e organizações envolvidas. Proteger a privacidade e garantir a segurança das informações pessoais e institucionais são prioridades que guiam esta pesquisa.

Eu, Gabriele Cristina Charameda Pereira, matriculado no curso de Projeto de Estruturas Aeronáuticas da Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos - Prof. Jessen Vidal, comprometo-me a manter a confidencialidade de todas as informações sensíveis obtidas durante a realização deste Trabalho de Graduação (TG) intitulado Projeto e Análise da Aerodinâmica de Sistema de Propulsão Hipersônica Aspirada para Voo Atmosférico a 30 km de Altitude com Velocidade Correspondente a Número De Mach 7. Entendo que a divulgação não autorizada de tais informações pode acarretar prejuízos significativos e comprometer a integridade ética deste estudo.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. Pesquisa em Propulsão Hipersônica Aspirada em torno do Mundo

Vários centros de investigação estão envolvidos no desenvolvimento de novas tecnologias de propulsão, visando uma nova geração de veículos de exploração espacial, científicos e comerciais com decolagem em aero-espaço-portos (para uso de aeronaves e veículos espaciais), tão seguros quanto e 100 vezes mais barato que os atuais veículos espaciais, que utilizam propulsores convencionais sistemas (foguetes), conforme mostrado na Figura 3 (COSTA, 2018).

Figura 3. Programas de Propulsão Hipersônica Aspirada ao Redor do Mundo.



Fonte: Costa (2018).

Outro interesse da comunidade internacional é a nova classe de armas, como planadores, mísseis balísticos e hipersônicos de cruzeiro, devido ao caráter dual de utilização da Tecnologia Hipersônica Aspirada. De acordo com o relatório elaborado em 2015-2017 pelo Centro Internacional de Políticas de Segurança e Defesa (ISDP - *International Security and Defense Policy Center*) do Instituto de Pesquisa em Defesa Nacional (RAND - *National Defense Research Institute*), conforme mostra Speier et al. (2017), é importante examinar as implicações da proliferação de mísseis hipersônicos e possíveis medidas para impedi-la. O relatório da RAND classifica duas classes de mísseis, tais como: i) Veículos Planadores Hipersônicos (HGVs – *Hypersonic Glide Vehicles*), Figura 4, que são lançados por foguetes para o espaço próximo, onde são liberados e voam até seus alvos planando ao longo da alta

atmosfera, nos níveis superiores de velocidades hipersônicas. ii) Mísseis Hipersônicos de Cruzeiro (HCMs – *Hypersonic Cruise Missiles*), Figura 4, são movidos até seus alvos por foguetes ou sistema de propulsão avançado, como *scramjets*, como uma versão mais rápida dos mísseis de cruzeiro existentes.

As estimativas preveem que ambos os tipos de mísseis podem estar prontos para uso militar numa década ou menos. Devido à sua altitude de voo e capacidade de manobra, ambos os tipos de mísseis são muito mais difíceis de se detectar e defender do que os mísseis balísticos convencionais, resultando em menor capacidade de contramedidas. Os Estados Unidos, a Rússia e a China estão atualmente desenvolvendo mísseis hipersônicos. Outros países além destes três também estão desenvolvendo até certo ponto a tecnologia hipersônica, como a França e a Índia, que atuam em certa medida, em cooperação com a Rússia. Existem programas na Austrália, Japão e em países da União Europeia.

Assim, o relatório da RAND sugere alguns controles globais de Tecnologias Hipersônicas em outros países além de Estados Unidos, Rússia e China. O Regime de Controle de Tecnologia de Mísseis (MTCR – *Missile Technology Control Regime*), assinado por 35 nações, é um modelo para os controles sugeridos, que já incorpora alguns controles sobre tecnologias relacionadas à hipersônica, mas para inibir apenas a proliferação de mísseis capazes de lançar cargas nucleares, químicas ou biológicas. Neste caso, os mísseis hipersônicos não precisam lançar apenas uma ogiva de destruição em massa para ser eficaz. Portanto, o relatório recomenda alguns controles de exportação em mísseis hipersônicos que podem exigir algumas políticas fora do MTCR ou abordagens híbridas dentro e fora do regime.

Além disso, o relatório da RAND menciona pesquisas hipersônicas no Brasil, Canadá, Irã, Israel, Paquistão, Singapura, Coreia do Sul, Taiwan, Bielorrússia, Egito, Coreia do Norte, Polónia, África do Sul, Turquia e Ucrânia. O relatório destaca que o Brasil como o único País subdesenvolvido possui um programa avançado com atividades desenvolvimento e testes, enquanto os outros países realizam principalmente pesquisas ou propostas acadêmicas ou empreitadas com baixos níveis de financiamento (SPEIER et al., 2017).

Figura 4. HCM (esquerda) e HGV (direita).



Fonte: Rand (2018).

2.2. Pesquisa em Propulsão Hipersônica Aspirada no Brasil

Em 2007, o Brasil foi apontado como potencial comprador do planejado projeto indiano do Míssil BrahMos I - um míssil de cruzeiro dotado de tecnologia *ramjet* que pode atingir velocidades de até Mach 3 (JON, 2007).

O Brasil começou a investir em capacidades hipersônicas com o início do programa do veículo hipersônico 14-X em 2006, Figura 5. Este conceito experimental de veículo dotado com motor *scramjet* seria acelerado inicialmente por dois motores foguetes, com potencial para voar a Mach 7 e atingir uma altitude de 30 km.

Figura 5. Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X.



Fonte: Costa (2011).

O desenvolvimento foi proposto pelo Instituto de Estudos Avançados (IEAv) do Comando da Aeronáutica (COMAER). Em 2011, o primeiro voo do *scramjet* 14-X estava

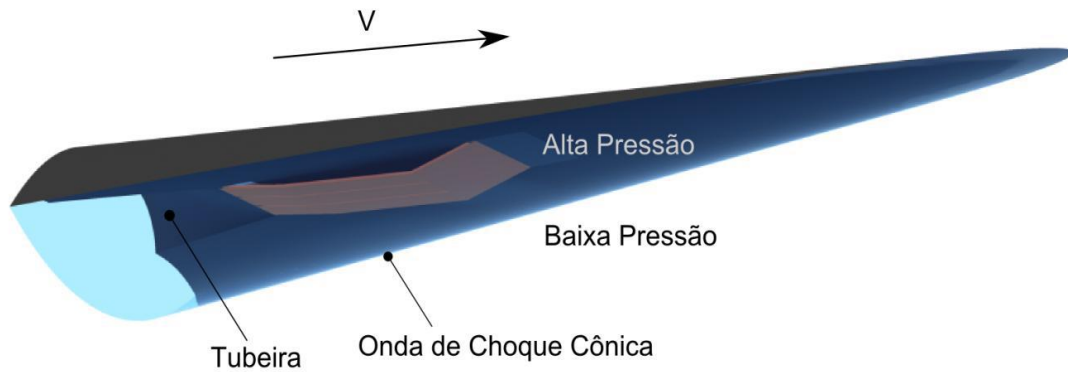
programado para 2013, mas artigos publicados em 2013 indicam que o veículo permaneceu em fase de projeto (CARDOSO; SOUZA, 2013a). Em 2017, um modelo 14-X foi testado em Mach 7–8 em preparação para um teste de voo ainda não programado à época (MARTOS et al., 2017). Além disso, pesquisadores do Centro de Engenharia Mecânica e Ciências Aplicadas da Universidade Federal do ABC (UFABC), em São Paulo, Brasil, publicaram pesquisas acadêmicas sobre escoamentos hipersônicos e voos à ar aspirado (CARDOSO, 2013b). No entanto, esta investigação limitou-se à viabilidade dos estudos em vez do desenvolvimento e teste de novas tecnologias.

2.3. Programa 14-X

O programa 14-X no IEAv nasceu com a dissertação de mestrado do então 1º Tenente Engenheiro Rolim (2009), com as configurações *waverider* (Figura 6) e preconização *scramjet* (Figura 7). A tecnologia *waverider* é oriunda de um cone (Figura 8), através de onda de choque cônica que garante a sustentação do veículo. Formada durante o voo supersônico/hipersônico na atmosfera terrestre, essa onda de choque se inicia no bordo de ataque do veículo e fixa-se em seu intradorso, mantendo uma região de alta pressão, resultando em alta sustentação e mínimo arrasto. O ar atmosférico que é comprimido pela onda de choque gerada a partir do bordo de ataque do veículo pode ser canalizado e utilizado em um sistema de propulsão hipersônica aspirada baseada na tecnologia *scramjet* como mostra a Figura 7 (COSTA, 2011).

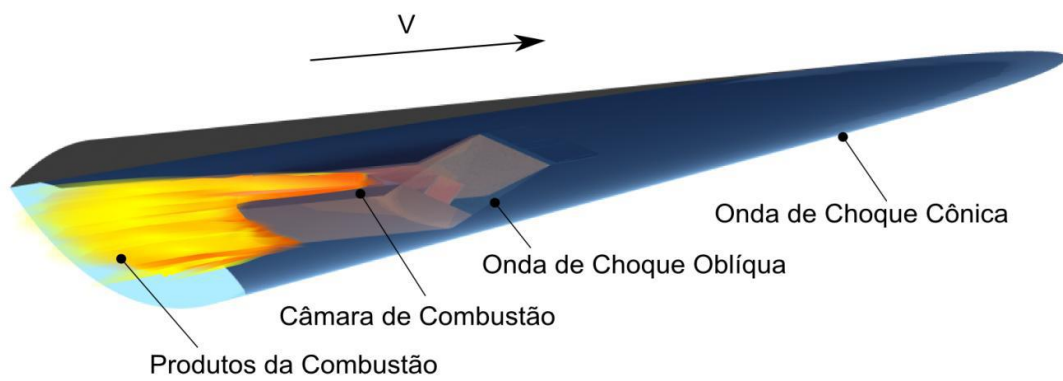
O 14-X foi batizado desta forma em homenagem ao centenário, em 2006, do primeiro voo do 14-Bis realizado por Santos-Dumont. Nesse sentido, o 14-X evidencia a mesma importância que o 14-Bis teve na época para Santos-Dumont, um homem que rompeu as barreiras da tecnologia e inovação, feito que o programa 14-X visa alcançar na atualidade, uma vez que será utilizado um veículo espacial para habilitar uma tecnologia Aeronáutica (DCTA, 2021a).

Figura 6. Projeto Conceitual de Veículo Hipersônico *waverider*.



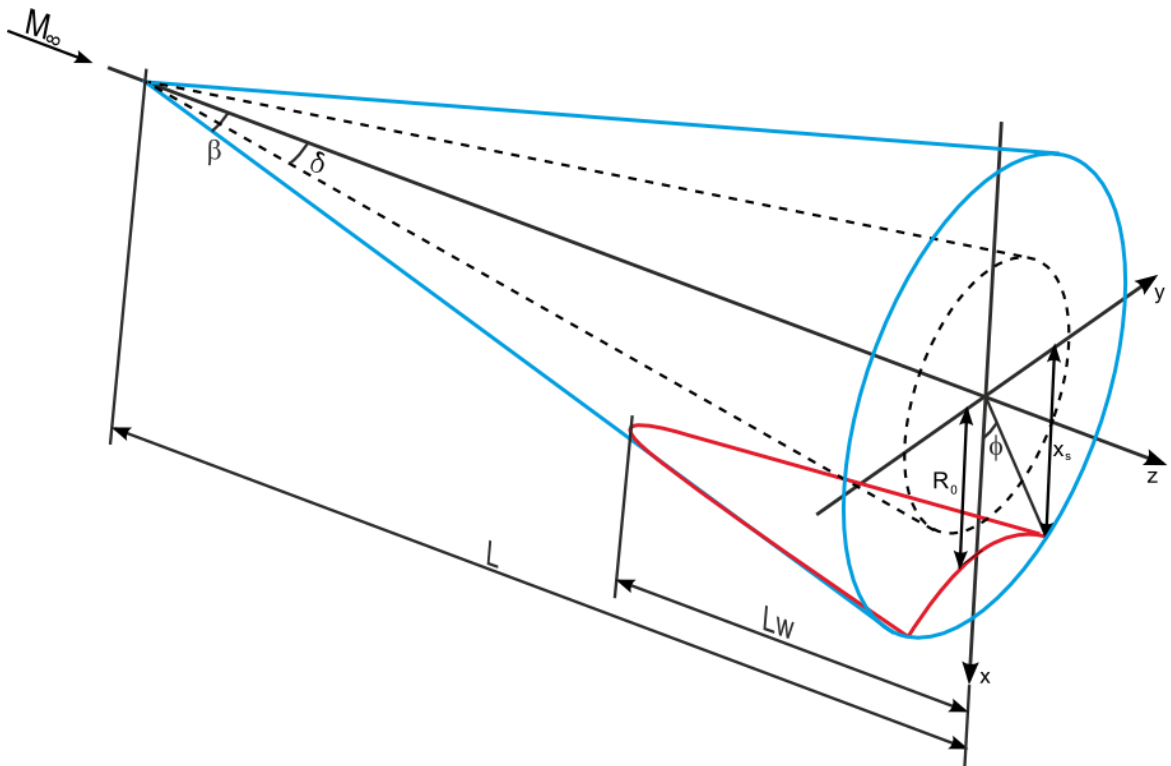
Fonte: Costa (2011).

Figura 7. Projeto Conceitual de Veículo Hipersônico com Tecnologia *scramjet*.



Fonte: Costa (2011).

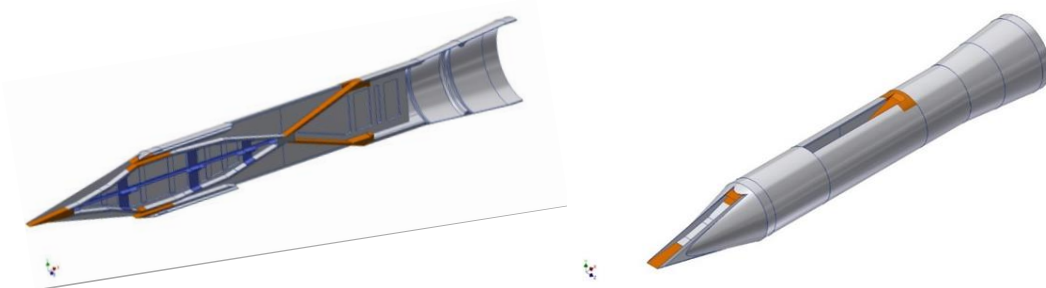
Figura 8. Construção de “waverider” Derivada de Escoamento Cônico.



Fonte: Adaptação de Rolim (2009).

O demonstrador tecnológico 14-X S é uma derivação do conceito inicial do 14-X (que apresenta a tecnologia *waverider*), de forma mais simplificada, contando apenas com a tecnologia *scramjet*, sendo basicamente composto por dois motores *scramjet*, de forma simétrica, conforme ilustra a Figura 9.

Figura 9. Estrutura Interna (esquerda) e Estrutura Externa (direita) do 14-X S.



Fonte: Costa (2016).

2.4. Operação Cruzeiro

O setor aeroespacial, desde o último século, busca evoluir e encontrar alternativas para tornar o voo hipersônico uma realidade. Nesse sentido, o Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) através do programa 14-X visa demonstrar toda a

capacidade do Brasil em desenvolver um motor hipersônico e foguetes para a realização de experimentos aeroespaciais. Além disso, visa capacitar o Brasil na área estratégica e prioritária da hipersônica por meio da operação em voo de um sistema com propulsão hipersônica aspirada (DCTA, 2021a).

A Força Aérea Brasileira (FAB), por meio do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), Figura 10, realizou no dia 14 de dezembro de 2021 o lançamento para viabilizar o ensaio em voo do 14-X S, primeiro demonstrador brasileiro da tecnologia hipersônica aspirada, por meio da Operação Cruzeiro (DCTA, 2021b).

Figura 10. Torre Móvel de Integração (TMI) do CLA.



Fonte: DCTA (2021a).

O 14-X S foi acelerado a uma velocidade próxima a Mach 6,8 (mais de seis vezes a velocidade do som), a cerca de 30 km de altitude, por meio de um Veículo Acelerador Hipersônico (VAH), composto pelos motores foguetes S31 e S30, conforme Figura 11. Após a realização do ensaio, o conjunto seguiu a trajetória prevista, atingindo o apogeu em 160 km, percorrendo um total de 200 km de distância a partir da costa brasileira, até seu impacto numa área segura no Oceano Atlântico, Figura 12. Além do CLA, o Centro de Lançamento de Barreira do Inferno (CLBI) atuou como Estação Remota de Rastreamento. Com esse primeiro ensaio, o Brasil ingressa, de maneira definitiva, no seleto grupo de nações que detém o conhecimento técnico e os meios para projetar, construir, lançar e rastrear um sistema hipersônico aspirado (DCTA, 2021b).

Figura 11. 14-X S Integrado ao VAH.



Fonte: DCTA (2021b).

Figura 12. Etapas da Operação Cruzeiro.



Fonte: DCTA (2021b).

Desta forma a operação Cruzeiro visou capacitar o Brasil na área estratégica e prioritária da hipersônica, em atendimento à Estratégia Nacional de Defesa (END), por meio da operação em voo de um sistema com propulsão hipersônica aspirada (tecnologia de propulsão *scramjet*). Para cumprir seus objetivos, o programa 14-X foi dividido em quatro grandes metas, Figura 13, associadas, respectivamente, aos ensaios em voo dos demonstradores de tecnologia designados como:

- I. 14-X S: demonstração em voo ascendente balístico da combustão supersônica;
- II. 14-X SP: demonstração em voo ascendente balístico da propulsão hipersônica aspirada;
- III. 14-X W: demonstração em voo planado (sem propulsão) de um veículo hipersônico controlável e manobrável com sistemas de Guiamento, Navegação e Controle (GNC), emprego de materiais avançados, durante o voo hipersônico na estratosfera; e
- IV. 14-X WP: demonstração em voo autônomo de um veículo hipersônico controlável e manobrável com propulsão hipersônica aspirada ativa.

Até o presente momento foram capacitados recursos humanos, construídos laboratórios e túneis de vento hipersônico (únicos na América Latina), além da realização de diversos ensaios em laboratório. O Nível de Maturidade Tecnológica (TRL – *Technology Readiness Level*) da tecnologia de propulsão *scramjet* nacional antes da operação Cruzeiro era de TRL 6, significando que a tecnologia constitui um protótipo totalmente funcional, sendo qualificado e aceito para operação em ambiente relevante, ou seja, fora do ambiente laboratorial. Após a operação Cruzeiro, a tecnologia de propulsão hipersônica avançou para o TRL 7, com a comprovação e demonstração de seu funcionamento em ambiente relevante, ou seja, em voo atmosférico (DCTA, 2021b).

Figura 13. Grandes Metas do Programa 14-X.



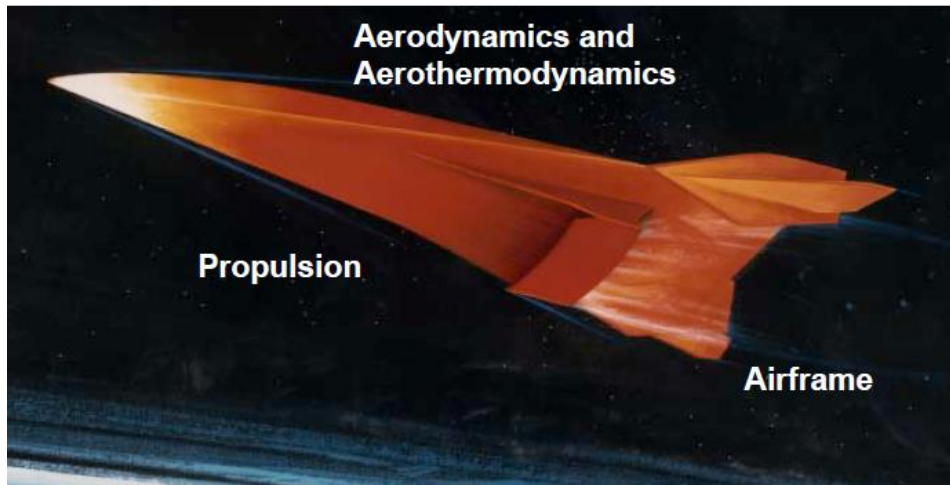
Fonte: DCTA (2021b).

2.5. Tecnologia *Scramjet*

O veículo aeroespacial dotado da tecnologia *scramjet*, não possui partes móveis em seu sistema de propulsão, valendo-se de um estado-reator (motor aeronáutico aspirado) que utiliza ondas de choque geradas durante o voo hipersônico, onde a combustão ocorre em regime supersônico (HEISER e PRATT, 1994). O motor *scramjet* comprime e desacelera o ar atmosférico através das ondas de choque geradas no bordo de ataque do veículo, e mistura este ar atmosférico com o combustível injetado em sua câmara de combustão. Esse processo de combustão se dá em regime supersônico, denominada de combustão supersônica, onde o produto dessa combustão é expelido em sua região de expansão (HEISER e PRATT, 1994).

Uma característica dos estado-reatores, *ramjet* e *scramjet*, é a característica de um sistema integrado, onde o motor e o veículo são indistinguíveis, Figura 14. A parte frontal do veículo contribui para a compressão do ar atmosférico, e sua parte traseira para a geração de empuxo (COSTA, 2011).

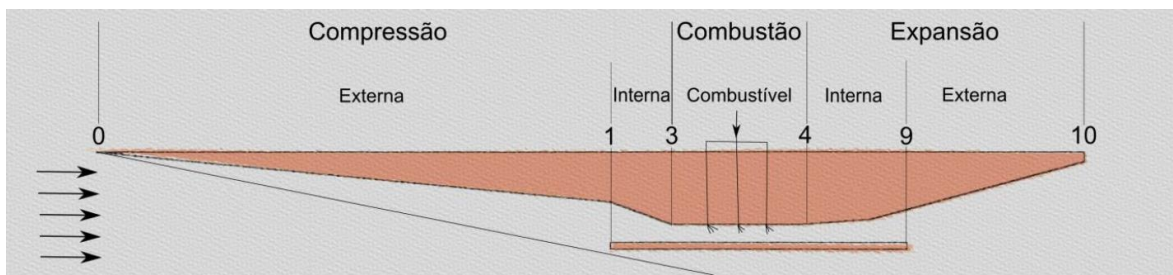
Figura 14. Esquema de um Veículo Hipersônico Ilustrando a Interação da Aerodinâmica, Propulsão e Fuselagem.



Fonte: Glass (2008).

O motor *scramjet*, segundo terminologia definida por Heiser e Pratt (1994), é composto por uma entrada de ar supersônica também chamada de seção de compressão (externa e interna), pela seção de combustão ou combustor e a tubeira que também é conhecida como seção de expansão ou exaustão (interna e externa), conforme apresentado na Figura 15 (COSTA, 2011).

Figura 15. Terminologia de um *Scramjet*.



Fonte: Adaptação de Heiser e Pratt (1994).

O desenho esquemático da terminologia *scramjet*, Figura 15, leva em consideração 2 rampas de compressão, em que a 1ª rampa de compressão (entre os pontos 0 e 1), localizada no bordo de ataque gera uma região de alta pressão que contribui para a sustentação do veículo hipersônico. A 2ª rampa de compressão (entre os pontos 1 e 3) gera as condições do escoamento de ar adequadas (pressão e temperatura) para a entrada de ar da câmara de combustão.

Entre as seções 3 e 4 o combustível é injetado, na seção da câmara de combustão, ocorrendo a mistura com o ar atmosférico em velocidade supersônica e com pressão e temperatura adequadas para ocorrer a autoignição da mistura ar/combustível. A 1ª rampa de expansão (entre a seção 4 e 9) é necessária para a pré-expansão do escoamento dos produtos da combustão, e a 2ª rampa de expansão (entre a seção 9 e 10) gera a velocidade adequada para promover o empuxo necessário para o voo do veículo hipersônico (HEISER e PRATT, 1994).

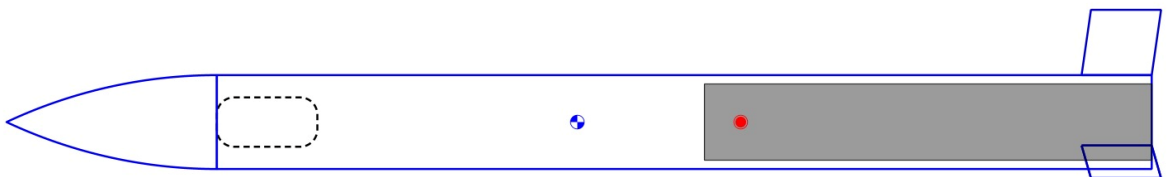
3. DESENVOLVIMENTO

3.1. Definição da Geometria Externa do VHV-23

A configuração externa do VHV-23 utiliza a concepção de configuração semelhante a adotada no projeto do 14-X S, Figura 9, de forma a se acomodar através de uma interface mecânica junto ao VAH. Essa configuração é construída com base em um campo de escoamento hipersônico conhecido associado a ondas de choques geradas durante o voo, com as seguintes hipóteses:

- i. A geometria externa, do VHV-23, irá provocar o estabelecimento de ondas de choque, consequentemente, com diferentes pressões ao longo das regiões de sua geometria;
- ii. O bordo de ataque, do VHV-23, gera onda de choque oblíqua atada, determinando uma região de pressão em que a força exercida nessa superfície se iguale à força exercida pela pressão na superfície do extradorso, consequentemente, possibilitando condições de equilíbrio dinâmico do VHV-23;
- iii. Todas as ondas de choque geradas pela superfície externa do VHV-23 deverão produzir pressões com forças que se anulam quando computadas em relação a uma superfície oposta da geometria do VHV-23;
- iv. A geometria externa do VHV-23 deverá possuir compatibilidade com o diâmetro do VAH definido para o projeto, Figura 16.

Figura 16. Concepção do VAH de Referência Definido para o Projeto do VHV-23.



Fonte: Autor (2024).

3.2. Cálculo Teórico-Analítico do Campo de Pressão com Efeitos da Viscosidade

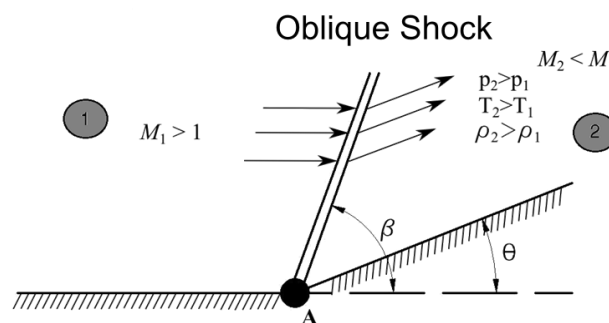
3.2.1. Teoria de Choque Oblíquo

Um veículo aeroespacial em velocidade supersônica/hipersônica estabelece em seu bordo de ataque em formato de cunha (com ângulo θ) uma onda de choque oblíqua incidente atada com ângulo β , conforme apresentada na Figura 17, promovendo a compressão do ar após a onda de choque.

Esta compressão do ar provoca alteração das propriedades aerodinâmicas (pressão, temperatura, massa específica e velocidade do som) e da velocidade (número de Mach) do escoamento, mantendo o escoamento paralelo à superfície da rampa de compressão em velocidade supersônica/hipersônica.

A velocidade do escoamento não perturbado pode ser decomposta em componentes perpendiculares (u) e tangenciais (w) às ondas de choque oblíquas, de modo que, considerando o volume de controle, nenhuma força externa (pressão nula) seja aplicada através da onda de choque oblíqua. Na região frontal constante, observa-se que os componentes da velocidade através da onda de choque oblíqua geram e não geram momento.

Figura 17. Geometria da Onda de Choque Oblíqua Plana.



Fonte: Anderson JR (2003).

As Equações de 1 a 6 representam as razões das propriedades termodinâmicas de uma onda de choque oblíqua, considerando que o escoamento através de onda de choque oblíqua é governado pela componente perpendicular da velocidade do escoamento não perturbado, escoamento não viscoso, adiabático, regime permanente sem forças de campo e que não há difusão de massa (ANDERSON JR, 2003).

$$M_{n1} = M_1 \sin \beta \quad (1)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M_{n1}^2 - 1) \quad (2)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{u_{n1}}{u_{n2}} = \frac{M_1^2 (\gamma + 1)}{2 + (\gamma - 1) M_1^2} \quad (3)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{h_2}{h_1} = \frac{p_2}{p_1} \frac{\rho_2}{\rho_1} \quad (4)$$

$$M_{n2}^2 = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{n1}^2}{\gamma M_{n1}^2 \frac{\gamma - 1}{2}} \quad (5)$$

$$M_2 = \frac{M_{n2}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (6)$$

Utilizando métodos numéricos (Newton-Raphson, secantes, etc.), aplicados na Equação 7, é possível obter o ângulo da onda de choque (β), em relação à deflexão (θ) do escoamento.

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \left[\frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (7)$$

3.2.2. Camada Limite

Considerando os efeitos da viscosidade do escoamento utiliza-se a abordagem para calcular a espessura de deslocamento δ^* , que representa a distância física onde o escoamento não viscoso é deslocado de sua posição inicial devido à presença da camada-limite. Isso provoca o surgimento de uma rampa virtual de compressão a qual assume um novo ângulo θ , que induzirá um novo ângulo β da onda de choque oblíqua. Através da teoria de Chapman-Rubesin, conforme Equação 8, pode-se calcular a espessura de deslocamento δ^* (SIMEONIDES, 1992).

$$\delta_3^* = \frac{S_3}{Re_S^{1/5}} \left[0.036 \left(\frac{\mu^*}{\mu_1} \right)^{1/5} \left(\frac{T_1}{T^*} \right)^{4/5} \left(1.4 + 0.4M_1^2 + 1.22 \frac{T_w - T_{aw}}{T_1} \right) \right] \quad (8)$$

Através das Equações 9 a 12 pode-se calcular a temperatura de referência T^* , a temperatura da parede adiabática T_{aw} , o número de Reynolds Re_{S3} , e a viscosidade dinâmica μ_1 .

$$T^* = 0.28T_1 + 0.5T_w + 0.22T_{aw} \quad (9)$$

$$T_{aw} = T_1 + r \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \quad (10)$$

$$\text{Re}_{S3} = \frac{\rho_1 u_1 s_3}{\mu_1} \quad (11)$$

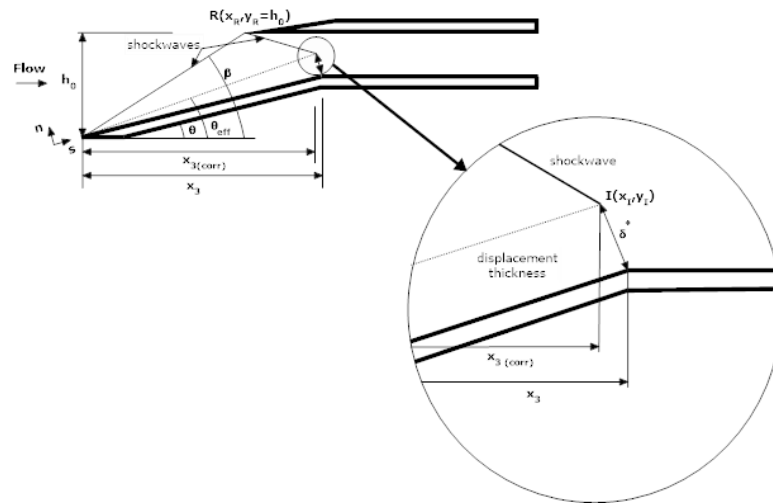
$$\mu_1 = 1,7894 \times 10^{-5} \left(\frac{T}{288,16} \right)^{3/2} \frac{398,16}{T+110} \quad (12)$$

Conforme mencionado a camada limite induzirá uma nova rampa virtual, logo o processo para a obtenção da uma geometria efetiva da entrada de ar levando em consideração a espessura de deslocamento δ^* consiste de 6 passos, como segue:

1. Cálculo das propriedades termodinâmicas considerando escoamento não viscoso;
2. Através da teoria de Chapman-Rubesin calcula-se a espessura de deslocamento δ^* ;
3. Com base na espessura de deslocamento δ^* obtém-se um novo ângulo θ efetivo, θ_{eff} , da rampa de compressão;
4. Os valores das propriedades termodinâmicas deverão ser recalculados a partir desse θ_{eff} ;
5. O processo de 2-4 deverá ser iterado até que se obtenha uma convergência para θ_{eff} ;
6. Finalmente, a geometria deverá ser ajustada de tal forma que comporte a camada limite sem interferir na continuidade entre as estações 0 e 3 do motor *scramjet*.

Para satisfazer a condição de continuidade haverá a necessidade de ajustar a geometria apresentada na Figura 18, conforme descrito anteriormente no passo 6, devido a espessura de deslocamento.

Figura 18. Esquema para Correção da Geometria.



Fonte: Costa (2018).

O processo para correção da geometria do motor *scramjet* com base na metodologia descrita acima considera alguns parâmetros, conforme Figura 18, onde h_0 representa a altura de captura da entrada de ar entre o bordo de ataque da rampa de compressão e o bordo de ataque da carenagem, e x_3 é a coordenada horizontal entre o bordo principal da rampa de compressão e o início da câmara de combustão.

A dimensão x_3 (corr) mostra a coordenada horizontal corrigida para o novo ponto inicial da câmara de combustão. Os pontos R e I representam os vértices de reflexão da onda de choque oblíqua no bordo de ataque da carenagem e intersecção entre onda de choque oblíqua refletida e camada limite, respectivamente.

3.3. Análise Numérica Computacional Fluidodinâmica com Efeitos da Viscosidade

3.3.1. Análise Numérica Computacional Fluidodinâmica (CFD)

A Análise Numérica Computacional Fluidodinâmica (CFD) do Demonstrador Tecnológico VHV-23 considerando ângulo de ataque zero pode ser obtida com a solução das equações de governo (em três dimensões) de Navier-Stokes oriundas dos princípios fundamentais da física.

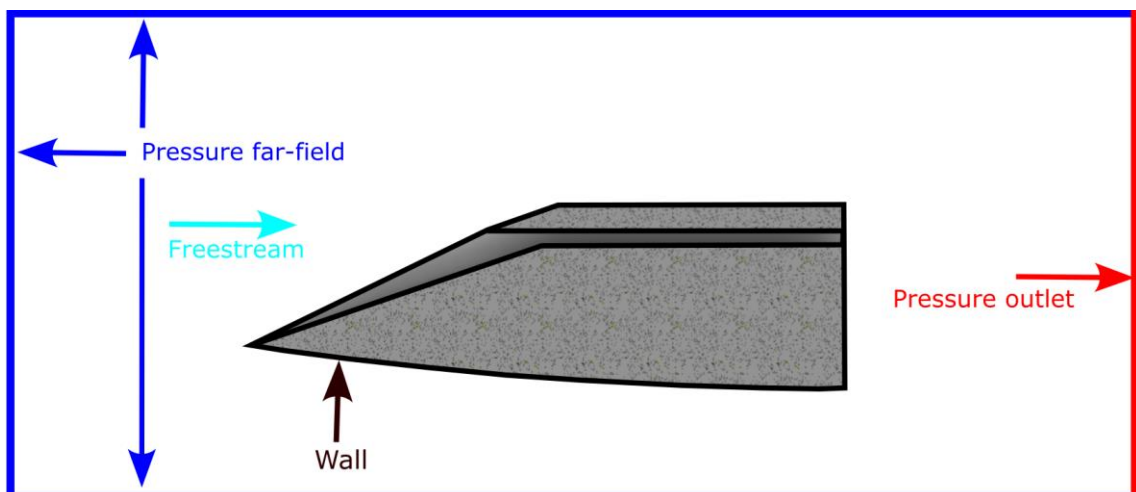
Para esta solução será utilizado o *software* Fluent, comercializado pela empresa ANSYS, para resolver as equações de governo de Navier-Stokes. As malhas foram geradas utilizando o *software* ANSYS Meshing, e a simulação foi realizada no Fluent, ambos são integrados ao ANSYS Workbench, tendo sido utilizada a versão 2023R2 com licença acadêmica do *software* ANSYS.

3.3.2. Domínio Computacional e Malha

O domínio computacional representa a região física de interesse contendo os fenômenos importantes a serem analisados durante o voo do veículo VHV-23. O domínio computacional é dividido em volumes elementares, conhecidos como células, que formam uma malha computacional, neste caso foi considerado uma análise em domínio tridimensional.

As condições de contorno para a presente análise são estabelecidas na Figura 19, onde a cor azul representa o escoamento não perturbado (*freestream*) com condição de contorno *pressure far-field* na direção do escoamento incidente, com os valores apropriados de número de Mach, pressão e temperatura nas condições de voo do VHV-23. Em vermelho as condições de saída definidas como *pressure outlet*. Em preto são as linhas definidas como paredes (*wall*), na condição de parede adiabática, considerando o escoamento viscoso.

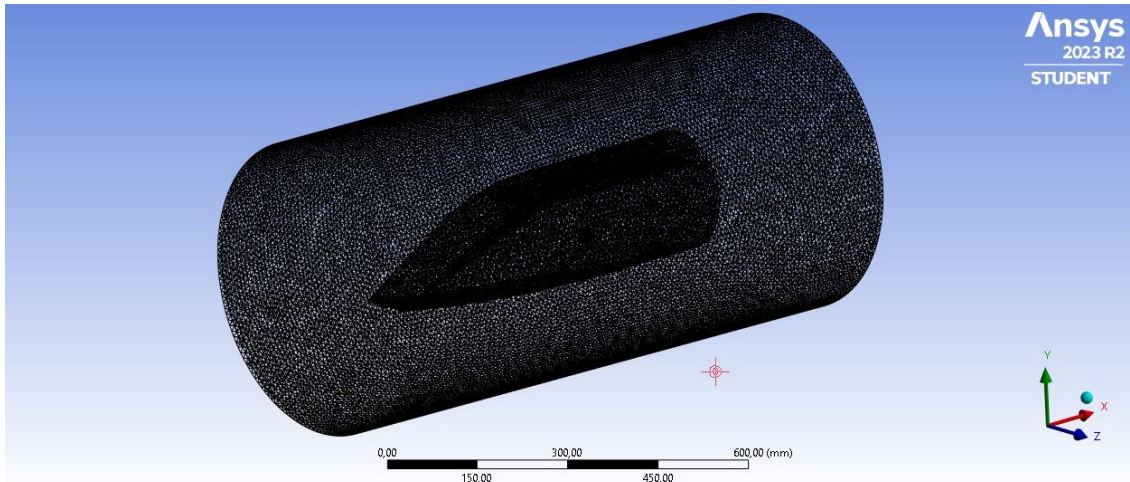
Figura 19. Domínio Computacional CFD.



Fonte: Autor (2024).

A análise numérica CFD da aerodinâmica foi realizada utilizando a geometria tridimensional de voo do VHV-23, considerando o escoamento em regime permanente, viscoso, compressível, sem troca de calor, e os efeitos de gás real. Desta maneira, a Figura 20 mostra a malha utilizada, contendo 629372 células, 1288059 faces e 119855 nós.

Figura 20. Malha Tridimensional do VHV-23.



Fonte: Autor (2024).

3.3.3. Condições Iniciais e de Contorno

As condições de contorno utilizadas para simular a condição de escoamento não perturbado durante o voo do VHV-23 em velocidade correspondente a Mach 7, na altitude de 30 km foram as seguintes: pressão de 1187 Pa, temperatura de 226,5 K e densidade de $1,841 \times 10^{-2} \text{ kg/m}^3$. Além disso foi estabelecida condição de Parede Adiabática, ou seja, Equação 13:

$$\frac{\partial T}{\partial n} = 0 \quad (13)$$

Onde n é a direção normal à parede, com velocidade na camada limite tendendo a 0, e criando um gradiente de velocidade até a velocidade 0 na parede.

3.3.4. Discretização das Equações de Conservação

As equações diferenciais que governam o escoamento através da onda de choque são descritas pelas equações da continuidade, momento e energia, que precisam ser discretizadas no tempo e espaço, de tal maneira que seja possível representá-las através de equações algébricas de forma aproximada no domínio computacional.

Para isso o método dos volumes finitos, método que está inserido no ANSYS Workbench, estabelece que necessitam satisfazer a conservação da propriedade física em questão (massa, momento ou energia) em nível de volumes elementares, onde existem duas maneiras equivalentes: Integração sobre o volume elementar, no espaço e no tempo, das

equações conservativas na forma diferencial ou ainda, a realização de um balanço das propriedades conservativas nos volumes finitos ou elementares.

O *software* ANSYS Workbench obtém as equações aproximadas integrando as equações diferenciais, conforme a aproximação numérica da forma conservativa da equação da continuidade através da sua integração num volume elementar. Realizando a integração no tempo e no espaço sobre o volume elementar bidimensional mostrado na Figura 21, obtêm-se, Equação 14:

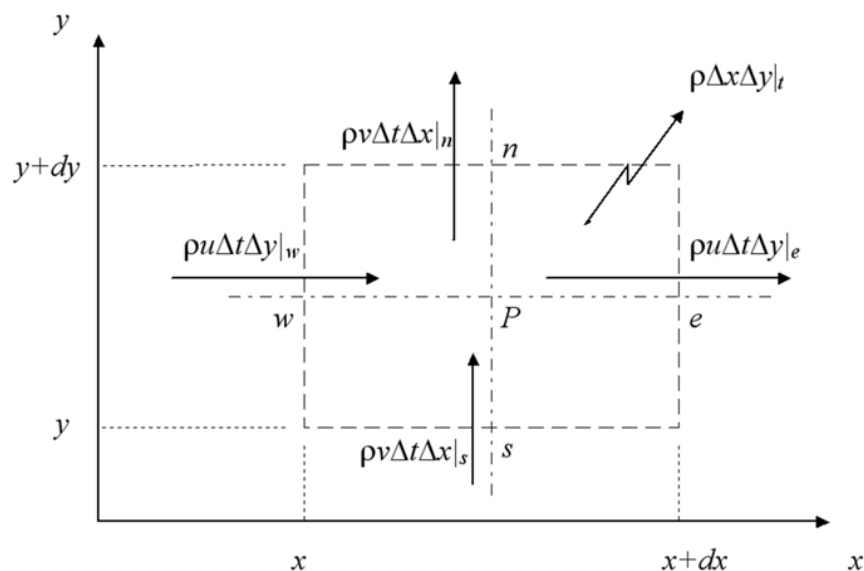
$$\iiint \left[\frac{\partial}{\partial t} (\rho) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho v) \right] dx dy dt = 0 \quad (14)$$

Onde o fluxo de massa avaliado no meio da face do volume elementar representa a média da variação na face, conforme Equação 15, aproximada:

$$\frac{(\rho)_{t+\Delta t} - (\rho)_t}{\Delta t} + \left[\frac{(\rho u)_e - (\rho u)_w}{\Delta x} + \frac{(\rho v)_n - (\rho v)_s}{\Delta y} \right] = 0 \quad (15)$$

Os termos $(\rho)_{t+\Delta t}$ e $(\rho)_t$ correspondem a massa dentro do volume elementar nos dois níveis de tempo, sendo o nível posterior e anterior. Os índices e, w, n, e s, são as faces leste, oeste, norte e sul do volume elementar, onde há fluxo de massa durante o intervalo de tempo Δt (LIMA, 2016).

Figura 21. Volume Elementar para os Balanços de Conservação.



Fonte: Maliska (2014).

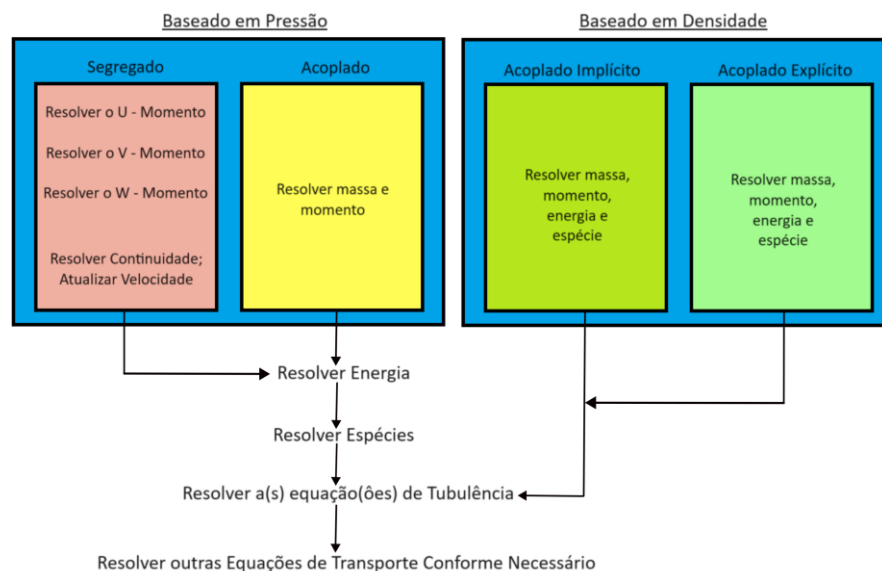
3.3.5. Funções de Interpolação

Para a presente análise foi utilizado o esquema implícito para obtenção da função de avanço da solução no tempo para a propriedade física de interesse no ponto nodal. Dessa forma caracteriza-se as funções de interpolação como relações empregadas na obtenção dos valores das propriedades físicas de interesse, assim como, de sua derivada normal às faces dos volumes elementares, ou seja, relações que ligam os pontos nodais dos volumes elementares, onde são armazenados os valores das propriedades físicas de interesse (MALISKA, 2014).

3.3.6. Método Numérico de Solução (*Solver*)

No *software* Fluent há duas opções de *solvers* disponíveis, onde uma opção é baseada na pressão e outra baseada na densidade, como mostra a Figura 22. Para o problema abordado, considerou-se utilizar o *solver* baseado na densidade (*Density-based solver*) de forma implícita, onde as equações de governo são resolvidas simultaneamente, e as equações escalares adicionais são resolvidas de forma segregada.

Figura 22. Tipos de *Solver* no Fluent.



Fonte: Adaptado de Ansys (2024).

3.3.7. Força de Arrasto de Onda

Quando um corpo escoar através de um fluido haverá uma resistência ao avanço definida como força de arrasto, a qual é paralela ao escoamento e contrária ao movimento do corpo (BRUNETTI, 2008).

Considerando a equação da pressão, que relaciona a aplicação de uma força F sobre uma área A , haverá uma pressão p , como é mostrado nas Equações 16 e 17 (SANTOS, 2024).

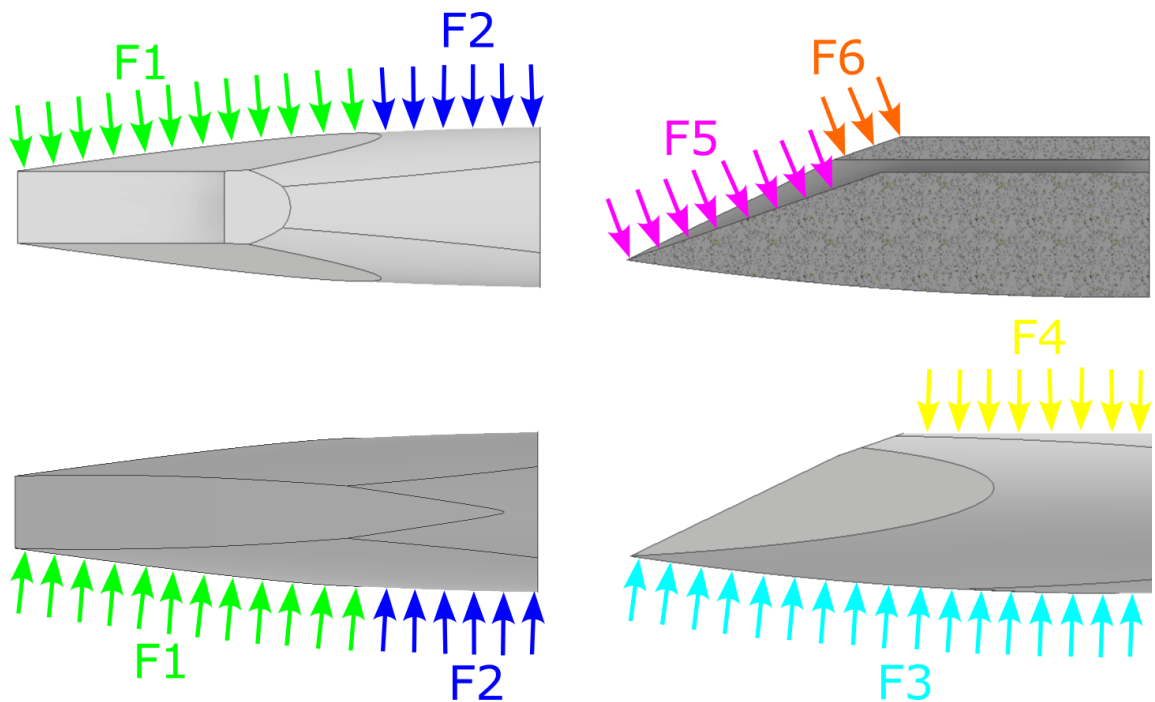
$$p = \frac{F}{A} \quad (16)$$

Isolando a força “F”, obtém-se:

$$F = p \cdot A \quad (17)$$

A Figura 23 mostra a distribuição das forças que agem sobre as superfícies do VHV-23, tendo seis forças distintas por conta dos diferenciais de pressão em cada superfície externa e suas respectivas áreas.

Figura 23. Distribuição das Forças de Pressão ao Longo das Superfícies Externas do VHV-23.



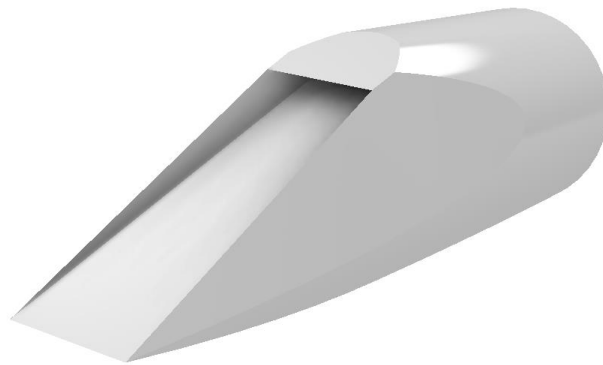
Fonte: Autor (2024).

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1. Definição da Geometria Externa do VHV-23

Levando em consideração as hipóteses assumidas para definição da configuração externa do VHV-23, bem como a configuração externa e as interfaces do VAH de referência, foi proposta a configuração preliminar do VHV-23 conforme mostra Figura 24. Buscou-se uma configuração mais simétrica possível visando a estabilidade do conjunto VHV-23 mais VAH de referência. Para o modelamento 3D foi utilizado a ferramenta CAD.

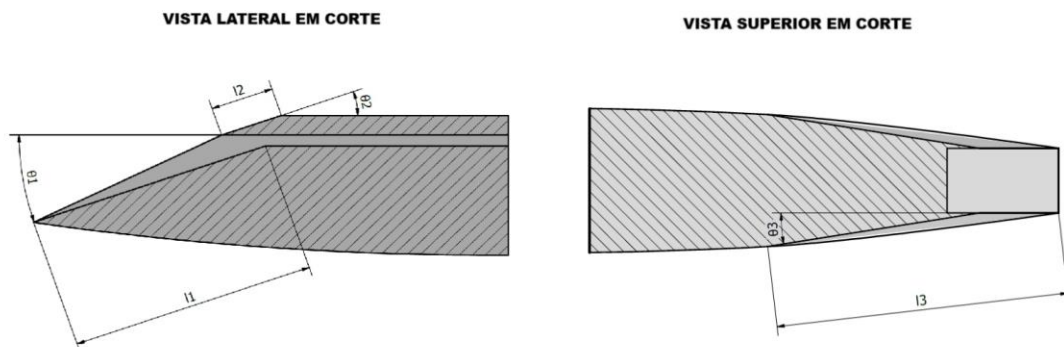
Figura 24. Demonstrador VHV-23.



Fonte: Autor (2024).

De acordo com a Figura 24 foram estabelecidas na Figura 25 as regiões para cálculo preliminar bidimensional, utilizando o equacionamento de choque oblíquo.

Figura 25. Vistas das Seções da Geometria Externa.



Fonte: Autor (2024).

4.2. Cálculo Teórico-Analítico do Campo de Pressão

Para a análise teórica-analítica foram utilizadas as equações de choque oblíquo sem considerar os efeitos da viscosidade; contabilização das propriedades termodinâmicas do ar e velocidade do som de acordo com a atmosfera padrão (U.S STANDARD ATMOSPHERE, 1976); e por fim o cálculo do choque oblíquo considerando os efeitos da viscosidade.

4.2.1. Cálculo Teórico-Analítico das Ondas de Choque Oblíquas

Considerando o perfil da missão em 30 km de altitude e velocidade do VHV-23 correspondente a número de Mach 7, foram determinadas as condições atmosféricas para tal altitude, de acordo com a atmosfera padrão conforme mostrado na Tabela 1.

Tabela 1. Propriedades a 30 km de Altitude.

Condições atmosféricas/voo	Altitude de 30 km
Temperatura (K)	226,50
Pressão (Pa)	1197
Densidade (kg/m ³)	1,841x10 ⁻²
Velocidade do som (m/s)	301,70
Número de Mach de voo	7,00

Fonte: Autor (2024).

Através da teoria de choque oblíquo, foram calculadas as propriedades termodinâmicas do escoamento e número de Mach após as ondas de choque nas regiões definidas na Figura 25. A Tabela 2 mostra os resultados obtidos, em que os valores do ângulo da onda de choque foram suprimidos por se tratar de um dado protegido.

Tabela 2. Resultado do Cálculo das Seções do VHV-23.

Condições após a onda de choque	SEÇÃO 1 (11 E 01)	SEÇÃO 2 (12 E 02)	SEÇÃO 3 (13 E 03)
Temperatura (K)	628,56	628,56	296,70
Pressão (Pa)	13053,16	13053,16	2.877
Densidade (kg/m ³)	7,234x10 ⁻²	7,234x10 ⁻²	3,378x10 ⁻²
Número de Mach	3,80	3,80	3,66

Fonte: Autor (2024).

4.2.2. Resultados da Camada Limite

Com base no equacionamento da camada limite, foi quantificada a espessura de deslocamento para cada seção do VHV-23 conforme mostra Tabela 3.

A partir da Tabela 3 e com auxílio de software CAD foram determinados os ângulos efetivos para cada seção do VHV-23 como mostrado na Tabela 4.

Tabela 3. Espessura de Deslocamento nas Seções do VHV-23.

Espessura de deslocamento	Valor (mm)
SEÇÃO 1 (11 E θ_1) δ^*	Valor suprimido
SEÇÃO 2 (12 E θ_2) δ^*	Valor suprimido
SEÇÃO 3 (13 E θ_3) δ^*	Valor suprimido

Fonte: Autor (2024).

Os valores foram suprimidos por se tratar de um dado protegido.

Tabela 4. Ângulo Efetivo nas Seções do VHV-23.

Ângulo efetivo	Valor (graus)
SEÇÃO 1 (11 E θ_1) θ_{eff}	Valor suprimido
SEÇÃO 2 (12 E θ_2) θ_{eff}	Valor suprimido
SEÇÃO 3 (13 E θ_3) θ_{eff}	Valor suprimido

Fonte: Autor (2024).

Os valores foram suprimidos por se tratar de um dado protegido.

De posse do novo ângulo efetivo de cada região e através da teoria de choque oblíquo, foram calculadas as propriedades termodinâmicas do escoamento e número de Mach após as ondas de choque nas regiões definidas de acordo com a Tabela 5.

Tabela 5. Resultado do Cálculo das Seções do VHV-23.

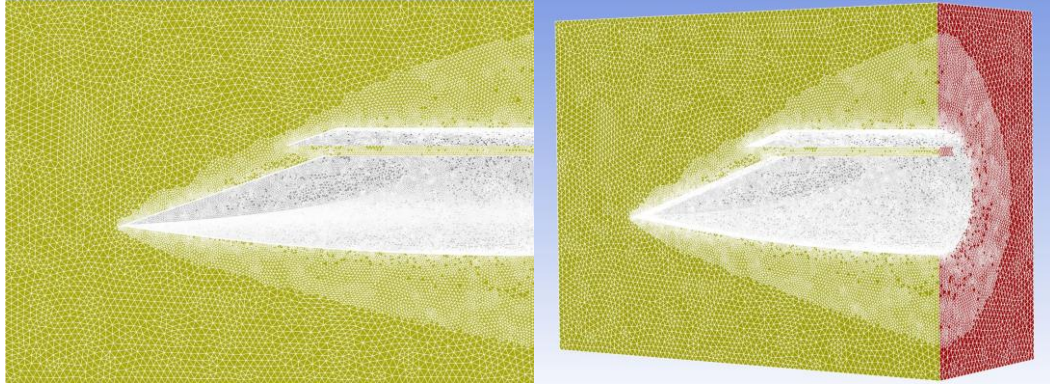
Condições após a onda de choque	SEÇÃO 1 (11 E θ_1)	SEÇÃO 2 (12 E θ_2)	SEÇÃO 3 (13 E θ_3)
Temperatura (K)	645.80	662,65	302,20
Pressão (Pa)	13.600	14.130	3.031
Densidade (kg/m ³)	$7,33 \times 10^{-2}$	$7,426 \times 10^{-2}$	$3,50 \times 10^{-2}$
Número de Mach	3,73	3,67	5,95

Fonte: Autor (2024).

4.3. Análise Numérica Computacional Fluidodinâmica (CFD)

A Figura 26 mostra o domínio computacional utilizada na simulação CFD, onde a malha foi refinada automaticamente no entorno imediatamente a superfícies do VHV-23.

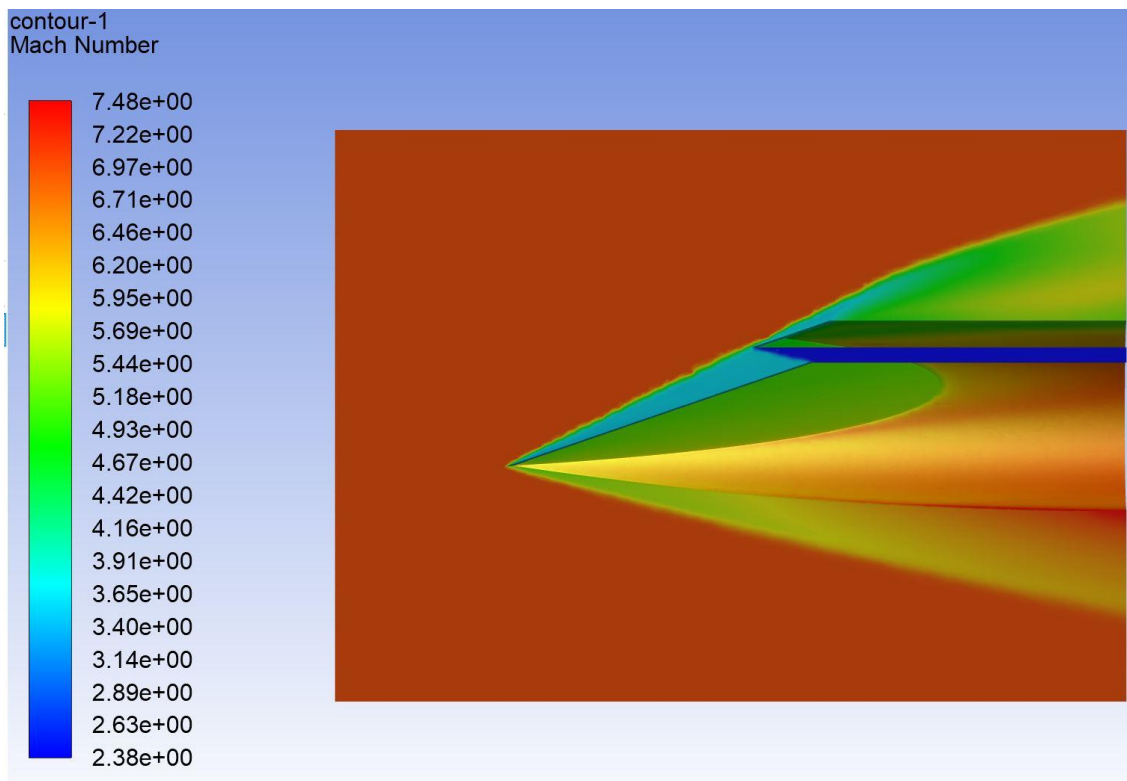
Figura 26. Malha Refinada Automaticamente nas Regiões de Interesse.



Fonte: Autor (2024).

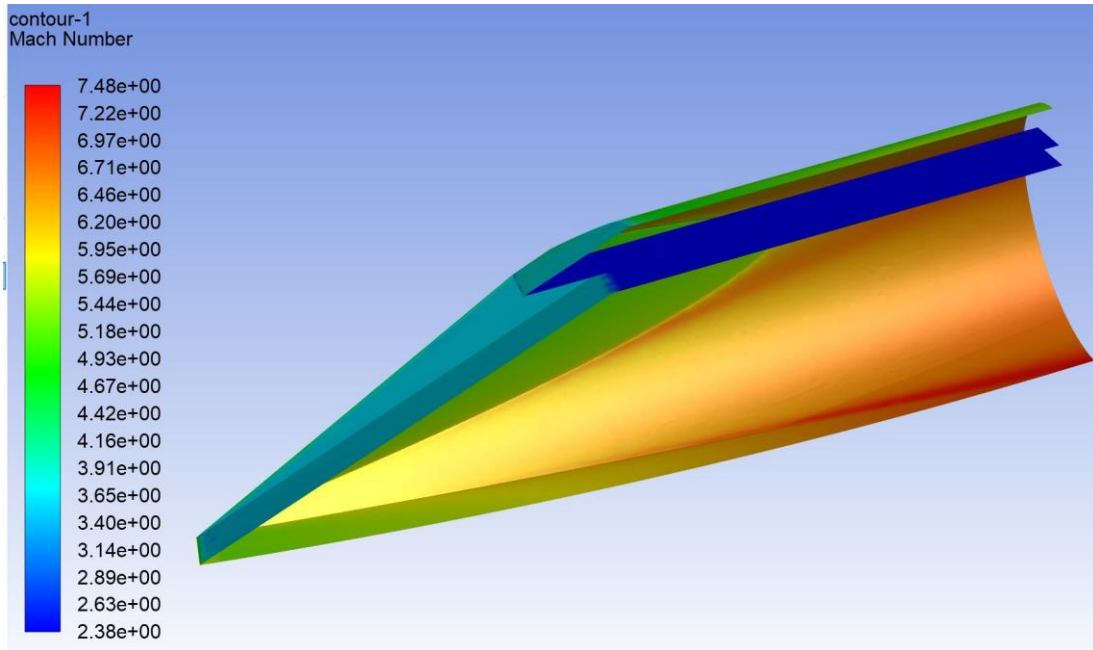
Pode-se observar na Figura 27 o contorno de Mach mostrando as ondas de choque e na Figura 28 o número de Mach de escoamento nas superfícies do VHV-23.

Figura 27. Contorno de Mach Mostrando as Ondas de Choque.



Fonte: Autor (2024).

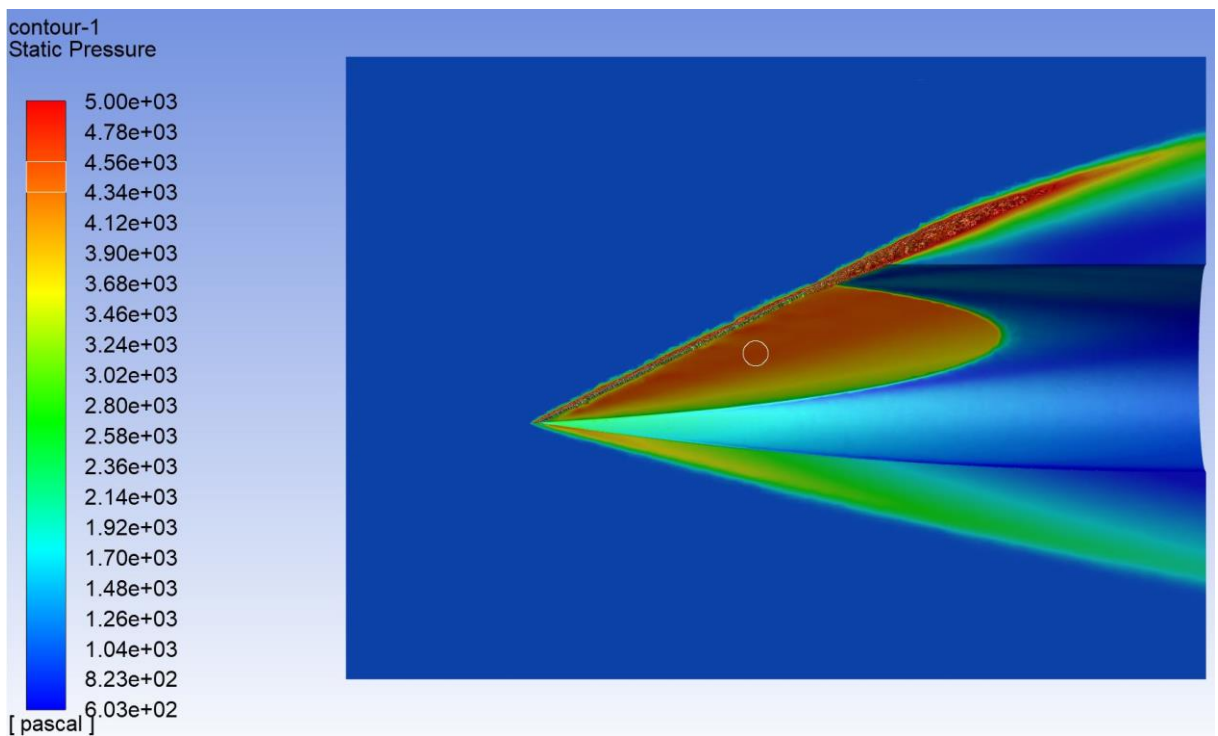
Figura 28. Contorno de Mach nas Superfícies Externas do VHV-23.



Fonte: Autor (2024).

A Figura 29 mostra o contorno de pressão nas superfícies externas do VHV-23, cujos valores foram utilizados para calcular as forças de arrasto de onda.

Figura 29. Contorno de Mach nas Superfícies Externas do VHV-23.



Fonte: Autor (2024).

4.4. Força de Arrasto de Onda

A força de arrasto de onda foi calculada levando-se em consideração todas as regiões do VHV-23 e pode ser resumizada na Tabela 6.

Tabela 6. Força de Arrasto de Onda por Unidade de Spam do VHV-23.

Força de arrasto de onda por unid. de spam	Valor (N/m)
SEÇÃO 1 (11 E q1)	Valor suprimido
SEÇÃO 2 (12 E q2)	Valor suprimido
SEÇÃO 3 (13 E q3)	Valor suprimido
Total	Valor suprimido

Fonte: Autor (2024).

Os valores foram suprimidos por se tratar de um dado protegido.

5. CONCLUSÃO

Para analisar a estabilidade de voo de veículos hipersônicos acelerados por motores foguetes é necessário o entendimento das forças envolvidas nas superfícies externas da geometria de estudo.

No presente trabalho, foram apresentados resultados aerodinâmicos, através do equacionamento de onda de choque oblíqua e contabilização da camada limite de forma teórico-analítica. Esses resultados mostraram de forma aproximada a distribuição de pressão nas superfícies analisadas dando o indicativo do comportamento para equilíbrio das forças no entorno do VHV-23.

Por outro lado, a análise de CFD trouxe resultados mais apurados das pressões no entorno do veículo e provendo um mapa aerodinâmico mais detalhado.

Por fim foram contabilizadas as forças e arrasto de onda e conclui-se tanto pelo CFD quanto pelas forças de arrasto de ondas que o conjunto VHV-23 mais VAH de referência possui um equilíbrio adequado de forças. Entretanto recomenda-se que em trabalhos futuros sejam estudados os requisitos e o comportamento dinâmico do conjunto em questão.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON JR., J. D. **Modern Compressible Flow, with Historical Perspective**. 3^a ed. McGraw-Hill, 2003.

ANSYS. **Academic**. Disponível em: <<https://www.ansys.com/academic>> Acesso em: 18/03/2024.

BRUNETTI, F. **Mecânica dos Fluidos / 2^a Ed.**, São Paulo, SP: Pearson Prentice Hall, 2008.

CARDOSO, R.L. Propulsion and Power: New Findings on Propulsion and Power from Federal University Summarized, **Defense & Aerospace Week**, p. 396. July 3, 2013a.

CARDOSO, R. L. ; SOUZA, M. S. Brazilian 14-X S Hypersonic Scramjet Aerospace Vehicle Dimensional Design at Mach Number 7. **22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013)**, Ribeirao Preto, Brazil: November 2013b.

COSTA, F.J., TORO, P.G.P. Projeto de Câmara de Combustão de Sistema de Propulsão com Combustão Supersônica **Simpósio de Iniciação Científica da FATEC São Paulo**. 2010. São Paulo -SP.

COSTA, F. J. Projeto Dimensional para Manufatura do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X. 2011. 79f. **Trabalho de Graduação** - FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal, 2011.

COSTA, G. J.; COSTA, F. J.; LAITON, S. N. P.; MINUCCI, M. A. S.; OLIVEIRA, A. C.; RÊGO, I. S.; TORO, P. G. P. Projeto Preliminar de uma Proteção Aerodinâmica Para a Entrada de Ar do Motor Scramjet do Demonstrador Tecnológico 14-X S. In: **CAIA 4 - 4^o Congresso Argentino De Ingeniería Aeronáutica**, 2016, Córdoba - Argentina. CAIA 4, 2016.

COSTA, F. J., ROLIM, T. C., OLIVEIRA, A. C., TORO, P. G. P. Scramjet Design and Analysis for Experimental Investigation on Supersonic Combustion with Energy Addition. In: **53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference**. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Atlanta, USA, 2017.

COSTA, F. J. Conceptual Design Of The Technological Demonstrator Of Combined Cycle Engine With Airbreathing Supersonic Combustion And Laser Propulsion Systems / São José dos Campos, 2018. **Thesis of Doctor of Science** – Course of Sciences and Space Technologies. Area of Space Propulsion and Hypersonics – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2018.

COSTA, G. J. **Análise Aerodinâmica do Campo de Escoamento Sobre Um Inlet Móvel Para o Motor Scramjet 14-X S**. 2018. 51f. Trabalho de Graduação - FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal.

COSTA, F.J., COSTA, G.J., BRITO, A.A.R. Aerodynamic Heating Calculation for a Hypersonic Airbreathing Propulsion System at Mach Number 7. In: **19th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering**. November 06-10th, 2022, Bento Gonçalves, RS, Brazil.

CURRAN, E.T. Scramjet Engines: The First Forty Years. **Journal of Propulsion and Power**. Vol. 17, n. 6, p. 1138-1148. Nov. - Dez. 2001.

DCTA, Tenente Larissa. **Do “14-Bis ao 14-X” leia a história por trás da Operação Cruzeiro**. 2021a Disponível em: <https://www.fab.mil.br/noticias/mostra/38314> . Acesso em: 31/10/2023.

DCTA. **FAB realiza primeiro teste de voo do motor aeronáutico hipersônico 14-X**. 2021b Disponível em <https://www.fab.mil.br/noticias/mostra/38395> . Acesso em: 31/10/2023.

GLASS, D.E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles. In: **15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference**, 28 April - 1 May 2008 (AIAA 2008-2682), Dayton, Ohio – USA.

HEISER, W. H.; PRATT, D. T. Hypersonic Airbreathing Propulsion. Washington, D. C.: **AIAA Education Series**, 1994.

JON, G. BrahMos Outlines \$2bn Export Target for Supersonic Cruise Missile, **Jane’s Defence Industry**, November 8, 2007.

KETSDEVER, A.D., YOUNG. M.P., MOSSMAN, J.B. e PANCOTTI, A.P. An Overview of Advanced Concepts for Space Access. In: **44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit**, 2008(AIAA 2008-5121), Hartford, Connecticut, EUA. Anais... 2008. 27f.

LIMA, B. C. **Estudo da Dinâmica dos Gases de um Tubo de Choque**. 2016. 81f. Dissertação de mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

MALISKA, C. R. **Transferência de calor e mecânica dos fluidos computacional**. 2ª ed. rev. e ampliada. Rio de Janeiro: LTC, 2014.

MARTOS, J.F.A., REGO, I.S., LAITON, S.N.P., LIMA, B.C., COSTA, F.J. and TORO, P.G.P., “Experimental Investigation of Brazilian 14-X B Hypersonic Scramjet Aerospace Vehicle,” **International Journal of Aerospace Engineering**, Vol. 2017, No. 50, May 2, 2017.

RAND. **Hypersonic Missiles: A New Proliferation Challenge**. 2018 Disponível em [Hypersonic Missiles: A New Proliferation Challenge | RAND](#) . Acesso em: 08/11/2023.

ROLIM, T. C. Experimental Analysis of a Hypersonic Waverider. 2009. 120 f. **Dissertação** (Mestrado em Ciência, Engenharia Mecânica e Aeronáutica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2009.

SANTOS, M. A. S. **Pressão**. Brasil Escola. Disponível em <<https://brasilecola.uol.com.br/fisica/pressao.htm>>. Acesso em 22/03/2024.

SIMEONIDES, G., **Hypersonic Shock Wave Boundary Layer Interactions Over Compression Corners**, Doctoral Thesis, University of Bristol, Bristol, UK, 1992.

SPEIER, R.H., NACOUZI, G., LEE, C. e MOORE, R.M. Hypersonic Missile Nonproliferation: Hindering the Spread of a New Class of Weapons by **RAND Corporation**, 2017.

U.S. Standard Atmosphere. NASA TM-X 74335. Washington, D. C.: National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration and United States Air Force, 1976.