

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Walter Diniz da Silva Henriques

**ESTRUTURAÇÃO DA ARQUITETURA CONCEITUAL
DE UM VEÍCULO HIPERSÔNICO UTILIZANDO
ENGENHARIA DE SISTEMAS BASEADA EM
MODELOS**

Trabalho de Graduação
2021

Curso de Engenharia Aeronáutica

Walter Diniz da Silva Henriques

**ESTRUTURAÇÃO DA ARQUITETURA CONCEITUAL
DE UM VEÍCULO HIPERSÔNICO UTILIZANDO
ENGENHARIA DE SISTEMAS BASEADA EM
MODELOS**

Orientador

Prof. Dr. Christopher Shneider Cerqueira (ITA)

Coorientador

Cap. Av. João de Barro Monteiro Cavalcanti (IEAv)

ENGENHARIA AERONÁUTICA

SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

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

da Silva Henriques, Walter Diniz

Estruturação da Arquitetura Conceitual de um Veículo Hipersônico utilizando Engenharia de Sistemas baseada em Modelos / Walter Diniz da Silva Henriques.

São José dos Campos, 2021.

71f.

Trabalho de Graduação – Curso de Engenharia Aeronáutica– Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2021. Orientador: Prof. Dr. Christopher Shneider Cerqueira . Coorientador: Cap. Av. João de Barro Monteiro Cavalcanti.

1. Hipersônica. 2. Engenharia de Sistemas. 3. Capella. I. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

DA SILVA HENRIQUES, Walter Diniz. **Estruturação da Arquitetura Conceitual de um Veículo Hipersônico utilizando Engenharia de Sistemas baseada em Modelos.** 2021. 71f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Walter Diniz da Silva Henriques

TÍTULO DO TRABALHO: Estruturação da Arquitetura Conceitual de um Veículo Hipersônico utilizando Engenharia de Sistemas baseada em Modelos.

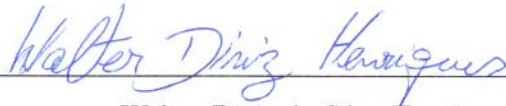
TIPO DO TRABALHO/ANO: Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) / 2021

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias deste trabalho de graduação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte deste trabalho de graduação pode ser reproduzida sem a autorização do autor.

Walter Diniz da Silva Henriques
Av. Cidade Jardim, 679
12.233-066 – São José dos Campos–SP

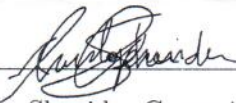
ESTRUTURAÇÃO DA ARQUITETURA CONCEITUAL DE UM VEÍCULO HIPERSÔNICO UTILIZANDO ENGENHARIA DE SISTEMAS BASEADA EM MODELOS

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação




Walter Diniz da Silva Henriques

Autor



Christopher Shneider Cerqueira (ITA)

Orientador



João de Barro Monteiro Cavalcanti (IEAv)

Coorientador



Prof. Maurício Andrés Varela Morales
Coordenador do Curso de Engenharia Aeronáutica

São José dos Campos, 5 de março de 2021.

Dedico esse trabalho à minha amada mãe, Eleonora, e minha futura esposa, Gabriela, vocês são meu norte e meu porto.

Agradecimentos

Acima de tudo, agradeço a Deus, por toda suas bênçãos na minha vida, que eu seja digno e possa retribuir todas as oportunidades que tive de alguma forma.

Agradeço a minha Mãe, Eleonora, por ter me ensinado a nunca desistir dos meus sonhos por mais distantes que eles parecessem ser.

À minha futura esposa, Gabriela, por ter estado do meu lado ao longo de todos os duros anos de graduação, me apoiando e me acalmando, mesmo nos momentos mais difíceis.

À todos os amigos e amigas que fiz nessa jornada de ITA, e todos os viradões que fizemos. Vocês são incríveis, sei que não chegaria até aqui sem a ajuda de vocês e que de tudo que passou, nossos momentos serão os que mais farão falta daqui para frente. Desejo felicidades a todos.

Ao meu orientador, Prof. Christopher, pelo seu inestimável auxílio nessa tarefa hercúlea de compreender a engenharia de sistemas e pelo seu eterno bom humor e camaradagem.

Ao Cap. Cavalcanti, a quem tive a honra de ter como colega de classe durante um período de faculdade e a honra ainda maior de te-lo como coorientador desse trabalho. Seu profissionalismo e nível técnico são de minha mais profunda admiração.

Agradeço também, aos mestres que tive nas diversas cadeiras do ITA àqueles que acreditam que uma boa aula pode fazer a diferença na vida dos alunos e que não é pela intimidação e pela pressão psicológica que se aprende, mas por despertar o interesse genuíno. Em especial ao Prof. Morales, que nunca deixou de acreditar em todos nós.

Muito obrigado a todos!

*“Tudo vale a pena.
Se a alma não é pequena.”*
— FERNANDO PESSOA

Resumo

Novos produtos atualmente requerem alto grau de complexidade, devem ser projetos inteligentes, seguros, ecologicamente corretos além de ter preços competitivos. Para isso, é necessário projetar e modelar diversos subsistemas para que os componentes dos produtos atinjam as necessidades dos clientes e das entidades de interesse. Em uma abordagem clássica de engenharia de sistemas, a construção dos sistemas e subsistemas é descrita em grandes compilados de documentos o que colabora para dificultar a consistência do projeto e impedir que seu objetivo inicial seja alcançado. Para resolver esse problema, a engenharia de sistemas baseada em modelos (MBSE) age no sentido de mudar o modelo de projeto orientado a documentos para um modelo de descrição mais coerente, integrado e visual do sistema. As principais vantagens dessa metodologia são melhoraria na comunicação de toda a equipe do projeto, análise de perdas e ganhos em decisões numa perspectiva global e identificação problemas. A tecnologia Hipersônica encontra-se em termos científicos, no limite do conhecimento e tem o potencial de se tornar uma revolução no setor aeroespacial nas próximas décadas. Seu desenvolvimento, por outro lado, ainda está muito restrito devido a sua complexidade elevada e alta demanda por recursos. Assim, projetos nessa área constituem uma demanda evidente de engenharia de sistemas. A proposta desse trabalho é desenvolver um modelo inicial de engenharia de sistemas baseada em modelos, com base no método ARCADIA demonstrando sua aplicação como meio auxiliar no gerenciamento do projeto. Além disso, será apresentado um modelo matemático do motor scramjet, como ferramenta de análise de viabilidade tecnológica. Dessarte, mostrando a integração das ferramentas de engenharia de sistemas com projeto conceitual.

Abstract

New products currently require a high degree of complexity, they must be intelligent, safe, ecologically correct projects, in addition to having competitive prices. For this, it is necessary to design and model several subsystems so that the product components meet the needs of customers and entities of interest. In a classic systems engineering approach, the construction of systems and subsystems is described in large compilations of documents, which leads to hinder the consistency of the project and prevent its initial objective from being achieved. To solve this problem, model-based systems engineering (MBSE) acts to change the document-oriented design model to a more coherent, integrated and visual system description model. The main advantages of this methodology are to improve the communication of the entire project team, analyze losses and gains in decisions in a global perspective and identify problems. Hypersonic technology is in scientific terms, at the limit of knowledge and has the potential to become a revolution in the aerospace sector in the coming decades. On the other hand, its development is still very restricted due to its high complexity and high demand for resources. Thus, projects in this area constitute a clear demand for systems engineering. The purpose of this work is to develop an initial model-based systems engineering model, based on the ARCADIA method, demonstrating its application as an aid to project management. In addition, a mathematical model of the scramjet engine will be presented, as a tool for analyzing the technological feasibility. Thus, showing the integration of systems engineering tools with conceptual design.

Lista de Figuras

FIGURA 1.1 – Variação da eficiência propulsiva com o ângulo de ataque.	17
FIGURA 1.2 – Influência da parcela de orçamento dedicada à Engenharia de Sistemas no orçamento final do projeto.	18
FIGURA 2.1 – Altitudes por número de Mach para diferentes projetos hipersônicos.	20
FIGURA 2.2 – Características dos diferentes tipos de aeronaves Hipersônicas. . . .	21
FIGURA 2.3 – Classificação de veículos Hipersônicos.	22
FIGURA 2.4 – Forma em planta de alguns RVs e CAVs	23
FIGURA 2.5 – Linha do tempo dos principais projetos ligados ao desenvolvimento de tecnologia hipersônica.	25
FIGURA 2.6 – Linha do tempo dos principais projetos ligados ao desenvolvimento de tecnologia hipersônica.	26
FIGURA 2.7 – Linha do tempo dos principais projetos ligados ao desenvolvimento de tecnologia hipersônica.	27
FIGURA 2.8 – Atividades que devem ser inter-relacionadas segundo o método ARCADIA.	30
FIGURA 2.9 – Etapas do método ARCADIA.	30
FIGURA 3.1 – Exemplo de análise operacional em alto nível.	33
FIGURA 3.2 – Exemplo de análise operacional em alto nível.	34
FIGURA 3.3 – Exemplo de análise operacional em alto nível.	34
FIGURA 3.4 – Exemplo de análise de sistema explorando os conceitos de funções e trocas funcionais.	36
FIGURA 3.5 – Exemplo de aplicação dos conceitos de interações por atores externos.	37
FIGURA 3.6 – Modelo de Motor Scramjet.	39

FIGURA 3.7 – Perfil de temperatura em função da altitude geopotencial.	41
FIGURA 3.8 – Representação didática de uma onda de choque oblíqua.	42
FIGURA 3.9 – Representação didática de uma onda de choque refletida.	43
FIGURA 3.10 – Representação de choque on-lip e on-corner.	44
FIGURA 3.11 – Representação didática de uma onda de expansão.	45
FIGURA 3.12 – Curva de Rayleigh.	47
FIGURA 3.13 – Volume de controle para cálculo do empuxo.	50
FIGURA 4.1 – Entidades operacionais e Atores definidos na análise operacional. . .	51
FIGURA 4.2 – Capacidades Operacionais.	52
FIGURA 4.3 – Cenário Operacional: Demonstrar uso da tecnologia hipersônica. . .	53
FIGURA 4.4 – Cenário Operacional: Garantir a operacionalidade	54
FIGURA 4.5 – Cenário Operacional: Operar o Veículo	55
FIGURA 4.6 – Arquitetura Operacional final.	56
FIGURA 4.7 – Diagrama de Interações de atividade operacional.	57
FIGURA 4.8 – Diagrama de atores e entidades do sistema.	58
FIGURA 4.9 – Diagrama de Missões.	58
FIGURA 4.10 – Diagrama de capacidades do sistema.	59
FIGURA 4.11 – Diagrama de Arquitetura de sistemas, visão global.	60
FIGURA 4.12 – Diagrama de Arquitetura de sistemas, visão do ponto de vista do Lançamento e da Atmosfera.	61
FIGURA 4.13 – Diagrama de Arquitetura de sistemas, visão do ponto de vista dos Clientes e Patrocinadores.	62
FIGURA 4.14 – Dimensões em mm do motor scramjet em vista lateral.	65
FIGURA 4.15 – Distribuição de pressão ao longo do motor.	65
FIGURA 4.16 – Distribuição de temperatura ao longo do motor.	66
FIGURA 4.17 – Distribuição de densidade ao longo do motor.	66
FIGURA 4.18 – Distribuição de número de Mach ao longo do motor.	67

Lista de Tabelas

TABELA 4.1 – Propriedades da atmosfera a 30km de altitude.	63
TABELA 4.2 – Propriedades termoquímicas dos reagentes na entrada da câmara de combustão.	63
TABELA 4.3 – Propriedades físicas do escoamento ao longo do tubo de compressão.	64
TABELA 4.4 – Propriedades físicas do escoamento após o tubo de compressão. . . .	64

Lista de Abreviaturas e Siglas

AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AOTV	Aeroassisted orbital transfer vehicle
ARCADIA	Architecture Analysis and Design Integrated Approach
ARV	Ascent and Re-entry Vehicle
AS	Análise de Sistema
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CV	Cruise Vehicle
HEXAFLY-INT	High-Speed Experimental Fly Vehicles - INTernational
HGV	Hypersonic Glide Vehicles
HORUS	Horizontal Upper Stage
HOTOL	Horizontal Take-Off and Landing
IEAv	Instituto de Estudos Avançados
INCOSE	International Council on Systems Engineering
MBSE	Model-Based Systems Engineering
MSTO	Multi Stage to Orbit
NASA	National Aeronautics and Space Administration
AO	Análise Operacional
RV	Re-entry Vehicle
SSTO	Single Stage to Orbit
TSTO	Two Stage to Orbit

Lista de Símbolos

a	velocidade do som no meio
A	área da seção transversal
c_p	calor específico
D	arrasto total sobre o motor
E	empuxo gerado pelo motor
E_i	empuxo descontado do arrasto
f	razão de fluxo de massa
f_{st}	razão estequiométrica de fluxo de massa
g	aceleração de gravidade local
h	entalpia
L	sustentação total sobre o motor
M	número de Mach
\dot{m}	fluxo de massa
P	peso máximo carregado
p	pressão estática
R	constante real dos gases
T	temperatura do meio
T_o	temperatura total do meio
T_{ign}	Temperatura de ignição
u	velocidade do escoamento no referencial do corpo
u_n	componente normal do vetor velocidade
X_1	grandeza X em condições a jusante
X_2	grandeza X em condições a montante
β	ângulo de choque
γ	coeficiente adiabático dos gases
θ	ângulo de rampa
Π	razão de recuperação de pressão
ρ	densidade do ar
$v(M)$	função de Prandtl-Meyer calculada em M

Sumário

1	INTRODUÇÃO	16
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	19
2.1	Hipersônica	19
2.1.1	Contextualização	19
2.1.2	Definição	19
2.1.3	Classes de veículos hipersônicos	21
2.1.4	Histórico dos veículos Hipersônicos	24
2.1.5	Cenário atual	27
2.2	Engenharia de Sistemas	28
2.2.1	Contextualização	28
2.2.2	Definições e conceitos	28
3	MATERIAIS E MÉTODOS	31
3.1	Aplicação do <i>Capella</i> (MBSE)	31
3.1.1	Análise Operacional	31
3.1.2	Análise de sistemas	35
3.1.3	Análise de compensação de capacidade	35
3.1.4	Análise de necessidades funcionais e não funcionais	35
3.1.5	Formalizar e consolidar a expressão das necessidades do sistema	38
3.2	Modelo Matemático	39
3.3	Atmosfera	40
3.4	Ondas de Choque Oblíqua	41
3.5	Critério de Máxima recuperação de Pressão	43

3.5.1	Critério de máxima captura de ar (choque on-lip e on-corner)	44
3.6	Ondas de expansão	44
3.6.1	Expansão de Prandtl-Meyer	45
3.6.2	Expansão por razão de áreas	46
3.7	Escoamento de Rayleigh	46
3.8	Autoignição do combustível	48
3.9	Transferência de calor por combustão	48
3.10	Empuxo não instalado	49
3.11	Forças Aerodinâmicas	50
4	RESULTADOS	51
4.1	Análise Operacional	51
4.2	Análise de Sistemas	57
4.3	Modelo Matemático	63
4.3.1	Avaliação do Motor scramjet sem efeitos viscosos	63
5	CONCLUSÃO	68
	REFERÊNCIAS	70

1 Introdução

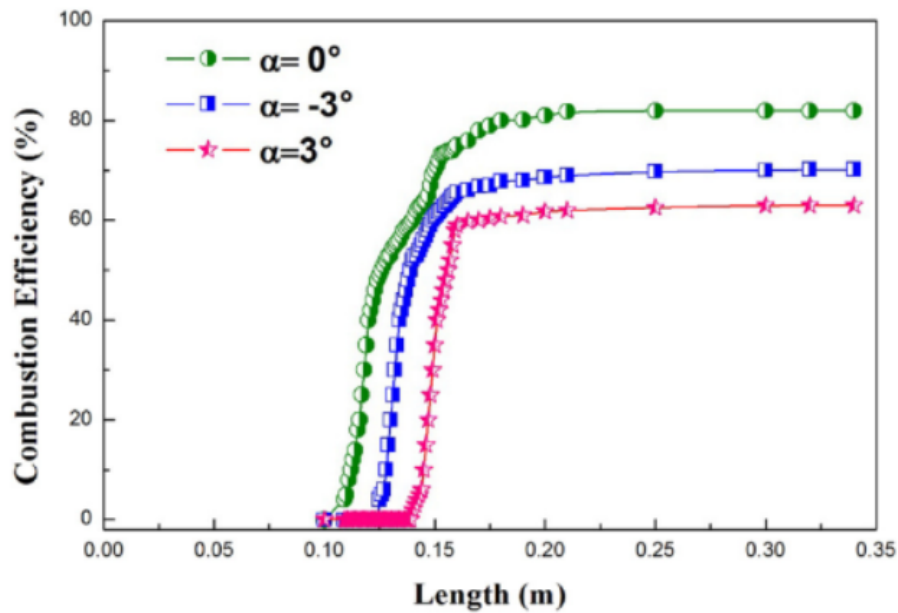
A evolução da Engenharia de Sistemas, da maneira como ocorre hoje, constitui uma evolução na identificação de novas metodologias e técnicas de modelagem que buscam auxiliar na compreensão e desenvolvimento de sistemas ao passo que sua complexidade aumenta,(JACKSON, 2009). O uso de modelos apresenta papel de destaque no contexto da engenharia de sistemas atual. Um modelo pode ser descrito como uma abstração da realidade que possibilita responder questões específicas sobre o mundo real, pode ser uma ferramenta conceitual, matemática ou física que busca auxiliar a tomada de decisão num projeto. Os adventos das ferramentas de software tem possibilitado o desenvolvimento da engenharia de sistemas baseada em modelos (MBSE: Model-based Systems Engineering) que possui como premissas representar um sistema de forma mais consistente reduzindo significativamente os seus riscos e o tempo de desenvolvimento, (ESTEFAN, 2008).

Atualmente, o mundo se encontra num contexto muito sensível em relação a tecnologia hipersônica. Ao mesmo tempo que diversos países estão avançando no seu desenvolvimento, existe uma opinião crescente de que as pesquisas nessa área possam trazer resultados nocivos para a humanidade dado o poder destrutivo desta tecnologia, (SLOWING..., 2021). Especula-se, que no futuro, se tenha um cenário de proibição de desenvolvimento de tecnologia hipersônica e somente os países que já demonstraram o domínio da tecnologia terão direito ao seu controle, assim como ocorreu com a tecnologia nuclear. O Brasil precisa então, aproveitar essa janela tecnológica e demonstrar seu domínio da tecnologia hipersônica o mais rápido possível. Sendo assim, o trabalho do Instituto de Estudos Avançados (IEAv) nesse cenário é de fundamental importância.

A necessidade da aplicação engenharia de sistemas nasce do entendimento de que qualquer projeto hipersônico possui um alto nível de complexidade e que possui subsistemas altamente correlacionados. Na Figura 1.1 pode-se observar um caso onde isso ocorre (CHOUBEY; PANDEY, 2016). Percebe-se que pequenas variações do ângulo de ataque, de uma aeronave hipersônica de cruzeiro motorizada com scramjet, provocam elevadas variações da eficiência propulsiva. Isso ocorre pelo fato de o ângulo de ataque influenciar diretamente o ângulo de rampa da entrada do motor, encarregado de nortear a direção das ondas de choque ao longo da extensão do veículo. Essas ondas de choque são, por sua vez, as responsáveis pela taxa de compressibilidade na câmara de combustão, fator

principal para garantir a combustão supersônica.

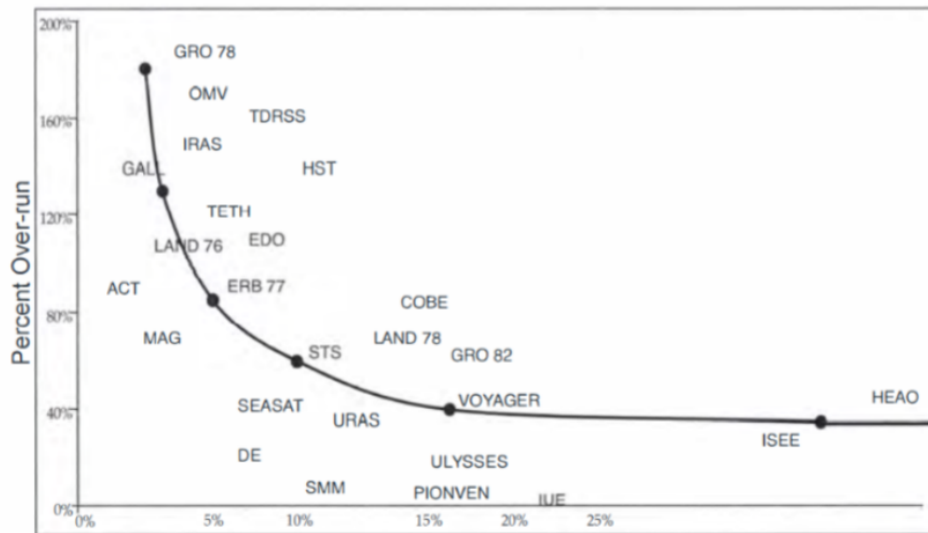
FIGURA 1.1 – Variação da eficiência propulsiva com o ângulo de ataque.



Fonte: Adaptado de (CHOUBEY; PANDEY, 2016)

Outro fator de grande impacto é o custo do projeto que por natureza é muito elevado. Historicamente sabe-se que projetos hipersônicos muitas vezes sofrem cancelamento por questões financeiras. Nesse contexto, a engenharia de sistemas traz boas perspectivas em termos de redução gastos. Na Figura 1.2, com o estudo dos últimos projetos aeroespaciais da NASA (NASA, 2007), percebeu-se que quanto maior a porcentagem de capital destinada à engenharia de sistemas nos projetos menor era a necessidade de se pedir por ampliações de orçamentos. Significando que a engenharia de sistemas auxilia em uma boa gestão do capital empregado (LYON, 2021).

FIGURA 1.2 – Influência da parcela de orçamento dedicada à Engenharia de Sistemas no orçamento final do projeto.



Fonte: Adaptado de (NASA, 2007)

O presente trabalho pretende demonstrar a aplicabilidade da engenharia de sistemas no âmbito de um projeto hipersônico apresentando uma metodologia feita com base no método Arcádia utilizando-se do software *Capella*.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Hipersônica

2.1.1 Contextualização

Aeronaves hipersônicas têm sido pensadas para uso tanto civil como militar há vários anos, (NOOR; VENNARI, 1997). Com tal tecnologia, esperava-se que fosse possível realizar missões de bombardeiro com muito mais eficiência, velocidade e sem possibilidade do inimigo se defender, visto que, mísseis hipersônicos tendem a possuir trajetórias mais imprevisíveis e a voar abaixo das zonas de detecção dos radares em grande parte de sua trajetória. Além disso, veículos hipersônicos poderiam ser usados para espionagem (semelhante ao conceito operacional do BlackBird atualmente) e para transporte rápido de recursos ou tropas em situações de guerra. De uma perspectiva comercial, transportes a Mach 5 ou superior possibilitariam a locomoção de pessoas e cargas por grande distâncias e assim realizar viagens entre locais diametralmente opostos no globo em não mais que poucas horas. Outro uso já estudado para os veículos hipersônicos é o astronáutico, (SZIROCZAK; SMITH, 2016) que visa baratear viagens espaciais ou lançamento de satélites, auxiliando no tráfego de astronautas ou no turismo espacial.

Os estudos do voo hipersônico iniciaram-se na década de 1960 e produziram diversos avanços nos últimos anos. Os principais países atuantes nessa área de pesquisa são os Estados Unidos, com projetos em todas as áreas relacionadas ao voo hipersônico, como síntese de projetos, materiais, estrutura e propulsão. Países como Rússia e China também chegaram a dominar os estágios mais avançados da tecnologia. Já as nações Europeias, a Austrália e outros países em desenvolvimento como o Brasil e a Índia estão buscando desenvolver as tecnologias e encontram-se em níveis mais baixos de domínio tecnológico.

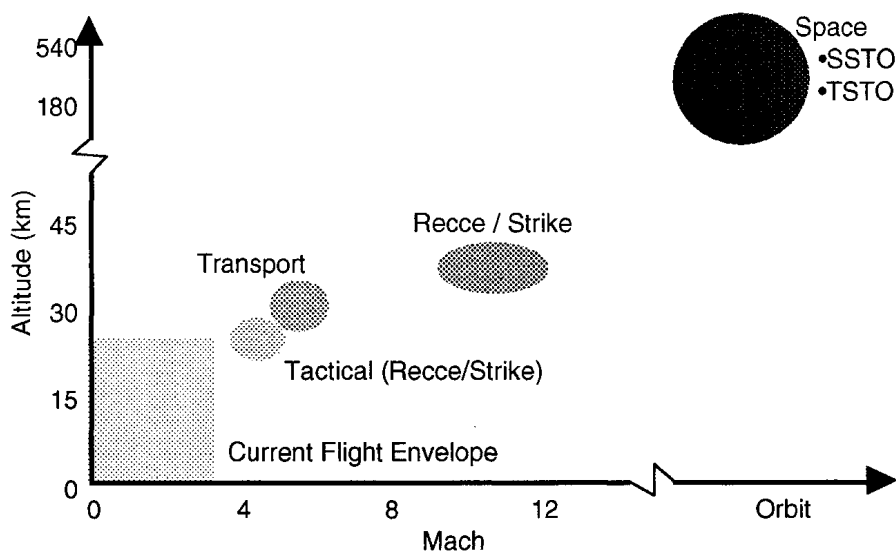
2.1.2 Definição

Uma das questões no estudo do escoamento hipersônico é a definição clara e objetiva desse tipo de escoamento, (ANDERSON, 2011). Embora seja comum abordar o tema

caracterizando-o pela velocidade acima de Mach 5, essa visão é incompleta, uma vez que existem veículos que voam a velocidades inferiores e são considerados como hipersônicos mas também o contrário, veículo que voam até em Mach 7 ou 8 e não são. Em suma, a condição para um escoamento ser determinado como hipersônico ou supersônico é uma combinação entre uma série de parâmetros físicos derivados das condições ambientes onde ocorre o voo. Os principais fatores levados em conta são a espessura fina da camada de choque, altos gradientes de entropia próximos a superfície do corpo, elevados coeficientes de viscosidade, altas espessuras de camada limite e grandes gradientes de temperatura.

Outros fenômenos que ocorrem nestas condições de voo são os relacionados as moléculas dos gases atmosféricos. Essas moléculas se dissociam, devido aos efeitos termodinâmicos provocados pelas altas taxas de aquecimento aerodinâmico, e tornam-se cruciais para a manutenção do voo controlado. Dessa forma, o voo hipersônico passa a ter uma forte interação entre forças aerodinâmicas e mecanismos termodinâmicos. Quando o escoamento hipersônico atinge o veículo, a energia cinética do escoamento é convertida em energia térmica, devido à compressão adiabática e dissipação viscosa. A esse efeito se adicionam os fenômenos de dissociação e ionização gasosa, que começam a ocorrer na superfície da aeronave. Esse cenário, tão adverso e agressivo é a origem de grande parte dos desafios que envolvem o voo hipersônico. Além disso, vale ressaltar que as condições de voo podem variar bastante de acordo com o tipo de projeto. Suas características vão depender do tipo de missão do veículo, bem como de suas restrições espaciais. A seguir, na Figura 2.1, tem-se uma amostragem dos valores usuais de número de Mach e altitude para diferentes tipos de projetos, (BERTIN, 1994).

FIGURA 2.1 – Altitudes por número de Mach para diferentes projetos hipersônicos.

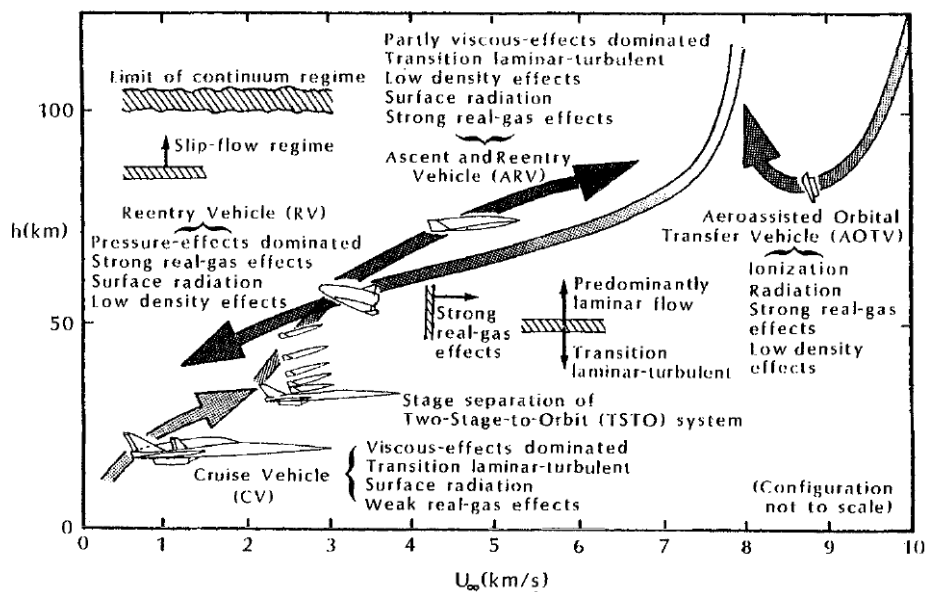


Fonte: Adaptado de (NOOR; VENNERI, 1997)

Resumidamente, o escoamento hipersônico pode ser definido como o regime onde alguns ou todos os fatores supracitados se tornam importantes à medida que se aumenta o número de Mach.

2.1.3 Classes de veículos hipersônicos

FIGURA 2.2 – Características dos diferentes tipos de aeronaves Hipersônicas.



Fonte: Adaptado de (BERTIN, 1994)

Nas Figura 2.2 e 2.3, tem-se a separação e caracterização dos principais tipos de veículos considerados hipersônicos. A seguir, observa-se a descrição das quatro classes principais, (BERTIN, 1994) e (HIRSCHEL, 2004).

- Re-entry Vehicle (RV): Veículos de re-entrada, são sub-divididos em alados e não-alados. Como exemplo, temos o Space Shuttle Orbiter, Buran, Hermes e o X-37.
- Cruise Vehicles (CV ou CAV): Veículos hipersônicos de cruzeiro. Por exemplo o primeiro estágio do Sânguer (transportation system) e todos os planadores hipersônicos (HGVs).
- Ascent and Re-entry Vehicles (ARV): Veículos ascendentes de re-entrada. A exemplo têm-se: o estágio final do Horus e do Sânguer, o Rockwell X-30, o HOTOL e o Skylon.
- Aeroassisted orbital transfer vehicles (AOTV): Veículos de transferência de órbita assistida, sem projetos consolidados até o momento.

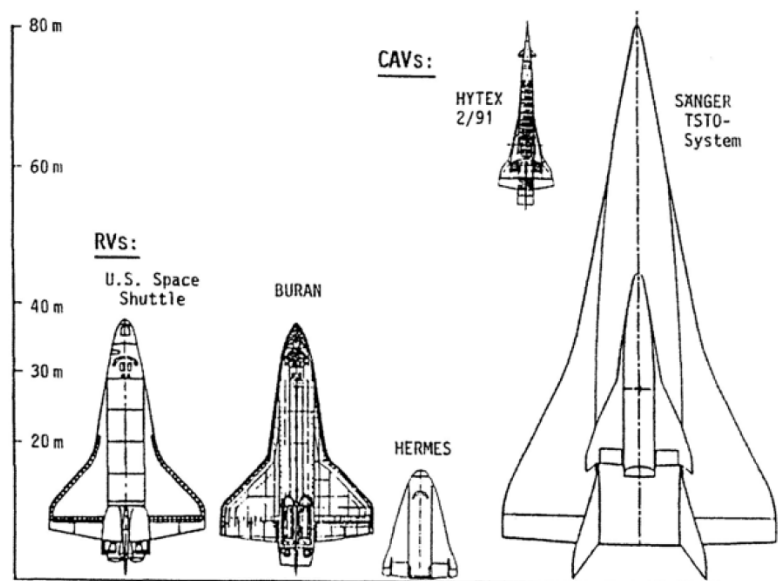
FIGURA 2.3 – Classificação de veículos Hipersônicos.

Item	Re-entry vehicles (RV)	Cruise and acceleration vehicles (CAV)	Ascent and re-entry vehicles (ARV)	Aeroassisted orbital transfer vehicles (AOTV)
Mach number range	28 - 0	0 - 7(12)	0(7) - 28	20 - 35
Configuration	blunt	slender	opposing design requirements	very blunt
Flight time	short	long	long(?)/short	short
Angle of attack	large	small	small/large	head on
Drag	large	small	small/large	large
Aerodynamic lift/drag	small	large	large/small	small
Flow field	compressibility-effects dominated	viscosity-effects dominated	viscosity-effects/compressibility-effects dominated	compressibility-effects dominated
Thermal surface effects: 'viscous'	not important	very important	opposing situation	not important
Thermal surface effects: 'thermo-chemical'	very important	important	opposing situation	very important
Thermal loads	large	medium	medium/large	large
Thermo-chemical effects	strong	weak/medium	medium/strong	strong
Rarefaction effects	initially strong	weak	medium/strong	strong
Critical components	control surfaces	inlet, nozzle/afterbody, control surfaces	inlet, nozzle/afterbody, control surfaces	control devices
Special problems	large Mach number span	propulsion integration, thermal management	propulsion integration, opposing design requirements	plasma effects

Fonte: Adaptado de (HIRSCHEL; WEILAND, 2009)

Sistemas de lançamento de dois estágios (TSTO: Two Stage to Orbit), como o Sänger, podem ser classificados como CV no primeiro estágio e um ARV no segundo estágio, alimentado por motor foguete. A mudança de motores ocorreria a aproximadamente Mach 7. É interessante notar que fenômenos aerodinâmicos críticos diferem para os dois estágios, o que traz ainda mais complexidade para o projeto, (BERTIN, 1994).

FIGURA 2.4 – Forma em planta de alguns RVs e CAVs



Fonte: Adaptado de (BERTIN, 1994)

Os veículos do tipo CAV e ARV se diferenciam por sofrerem um grande impacto da alta viscosidade em seus projetos, levando-os a buscarem por soluções que otimizem essa relação. Já Veículos RV são dominados por efeitos de compressibilidade e portanto, por grandes efeitos termoquímicos. Isso vale também para a reentrada de um veículo do tipo ARV e AOTV, (HIRSCHEL, 2004).

Os veículos CAV são mais sensíveis ao arrasto, devido a fase de cruzeiro e, por isso, precisam ser mais esbeltos, já que também voam em baixos ângulos de ataque, Figura 2.4. Já os veículos RVs necessitam ser mais rombudos, uma vez que possuem uma fase de frenagem muito relevante nas suas missões e ao mesmo tempo precisam voar em altos ângulos de ataque. Esse tipo de veículo possui fenômenos termodinâmicos muito mais agressivos em termos de carregamento estrutural e térmico. Os veículos RV são portanto submetidos a diferenciais de temperatura mais acentuados que os CAVs, sendo assim dominados por efeitos termoquímicos como dissociação e ionização gasosa. Já nos CAVs predominam-se efeitos viscosos associados ao atrito aerotermodinâmico. Nos CAVs, os sistemas de geração de sustentação e propulsão são integrados e a área do túnel de compressão é ajustada para aumentar de acordo com o Mach livre. Veículos de Re-entrada são projetos voltados principalmente para desaceleração, em geral são veículos bastante rombudos, devido a sua necessidade de produzir arrasto. Além disso, essa característica aumenta suas taxas de radiação, reduzindo as cargas térmicas para níveis aceitáveis. Os RV sem asas normalmente voam em ângulos de ataque negativos, o que os leva a terem baixas razões de L/D. Veículos RVs voam, em geral, até Mach 25, enquanto os veículos CAVs voam entre Mach 7 e 12, (HIRSCHEL; WEILAND, 2010) e (HIRSCHEL, 2004).

Vale ressaltar que poucos veículos hipersônicos voaram com sucesso. Dentre os RVs, têm-se em destaque o Space Shuttle e o Buran que realizaram missões bem sucedidas na década de 1980, (HIRSCHEL, 2004).

Muitos RVs operam com Lançadores, sistemas auxiliares feitos para colocar veículos espaciais em órbita por meio de seu sistema de propulsão, também chamados de “Aceleradores”. Nesse caso, os RVs retornam da órbita como planadores ou com outro sistema de propulsão, sendo essa uma alternativa bem mais cara e perigosa para operação. Os SSTOs (Single Stage to Orbit), sistemas de uma única etapa para atingir altitudes orbitais, são o tipo de sistema que possui operação “semelhante a um avião”, porém requererem altas quantidades de combustível. Um exemplo seria o projeto Skylon, que está em desenvolvimento no Reino Unido. Os projetos TSTO e MSTO (Multi Stage to Orbit), que possuem dois ou mais estágios de propulsão, possuem lançadores ou aceleradores para estágios de baixa altitude e contam com outro sistema propulsivo interno em altitudes mais elevadas. Com isso, eles conseguem reduzir peso, otimizar a operação e reduzir a dependência de bases de lançamento ideais para suas orbitas designadas, uma vez que conseguem atingir diferentes latitudes antes da fase orbital, aumentando o número de orbitas possíveis de se atingir em relação ao SSTO. Por outro lado, são projetos mais caros e complexos, (SZIROCZAK; SMITH, 2016).

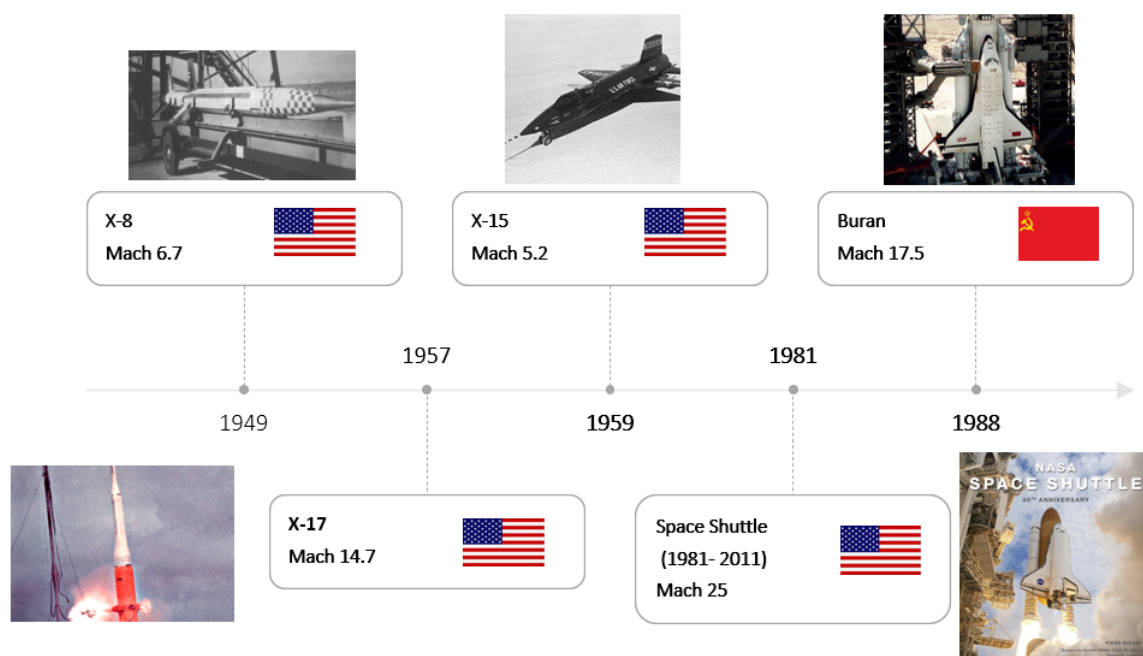
Já os veículos hipersônicos de transporte possuem necessidade de serem acelerados até a velocidade hipersônica (por outra aeronave ou por um foguete lançador, por exemplo) e a partir desse ponto operam como um avião convencional, com o fato de voarem a cerca de 30km de altitude e velocidades entre Mach 6 e 10. A altitude elevada é necessária para reduzir cargas estruturais como arrasto de atrito. Ainda assim, esses veículos precisam de tração durante toda a missão. Também chamados de “planadores”, possuem a característica de serem colocados em altitudes orbitais rapidamente e retornarem a suas rotas. Com isso, economizam combustível e conseguem outras vantagens como aumento de velocidade e redução de temperatura, (SZIROCZAK; SMITH, 2016).

2.1.4 Histórico dos veículos Hipersônicos

A humanidade tem buscado desenvolver tecnologias ligadas ao voo hipersônico desde a década de 1950, Figura 2.5, (SZIROCZAK; SMITH, 2016). Nessa época, os projetos de maior destaque foram o X-15, o X-8 e o X-17, Figura 2.5. Sendo o X-15 o pioneiro do voo hipersônico tripulado. O projeto foi iniciado em 1954 e executou o primeiro voo em 8 de junho de 1959. Foram feitos três exemplares da aeronave totalizando 199 voos. Os protótipos eram acelerados por um avião cargueiro, B-52, e soltos na velocidade de operação. O X-8 e o X-17 foram foguetes usados para testes e coleta de informações meteorológicas, (BERTIN, 1994).

Posteriormente na década de 1980 iniciou-se o desenvolvimento dos ônibus espaciais. O Space Shuttle foi o programa de veículo de reentrada mais longo até hoje, sendo iniciado em 1969, realizando a primeira missão em 12 de abril de 1981 e operando até 2011 com um número total de 135 missões completas. Mesmo assim, o Space Shuttle não foi um completo sucesso, devido ao fato de não satisfazer certos requisitos, principalmente de custo, reusabilidade, dentre outros problemas de manutenção. Seu principal concorrente, o Buran, o ônibus espacial soviético, apresentou melhores soluções nesses aspectos uma vez que não possuía sistemas propulsivos integrados e assim garantia maior carga paga máxima e melhores condições de reutilização e manutenção, (HIRSCHEL; WEILAND, 2010).

FIGURA 2.5 – Linha do tempo dos principais projetos ligados ao desenvolvimento de tecnologia hipersônica.

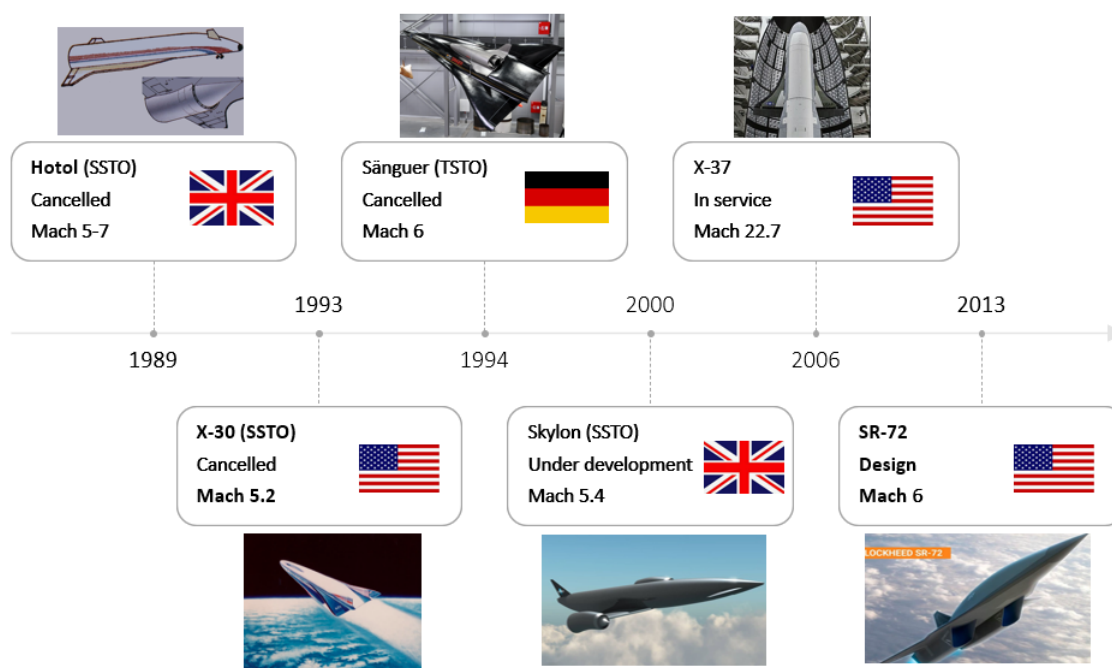


Fonte: Figura do Autor.

Poucos anos depois, outros sistemas de reentrada começaram a ser desenvolvidos na intenção de se criar aeronaves de único estágio e totalmente reutilizáveis, Figura 2.6. Os primeiros projetos nesse sentido foram o Rockwell X-30 e o HOTOL, Figura 2.6. O X-30 foi o primeiro grande projeto a tentar aplicar a tecnologia de motores scramjet, porém na época seu grau de maturidade era pouco desenvolvido. Já o HOTOL tinha como solução a utilização de motorização híbrida composta por ciclos a jato e foguete combinados. Esses projetos não foram bem sucedidos, mas deixaram sucessores. O X-43 que sucedeu o X-30 foi a primeira aeronave americana a voar com motores scramjet e o Skylon, sucessor do HOTOL, está em desenvolvimento apostando em uma nova tecnologia propulsiva que mescla motores ramjet e motores foguete, (HIRSCHEL; WEILAND, 2010).

Outro projeto importante também foi o Sänguer alemão que possuía dois estágios (TSTO), composto por duas aeronaves, separando os subsistemas para que a aeronave de primeiro estágio operasse na atmosfera e a de segundo estágio, chamada de HORUS, operasse em regiões orbitais. Mais recentemente, tem-se o Boeing X-37 que opera na área de lançamento de satélites atualmente e o SR-72 Darkstar, sucessor do SR-71 Black Bird, um projeto com scramjet aplicado para fins militares, que ainda está em desenvolvimento e pretende ser uma aeronave de espionagem assim como seu antecessor, (HIRSCHEL, 2004).

FIGURA 2.6 – Linha do tempo dos principais projetos ligados ao desenvolvimento de tecnologia hipersônica.



Fonte: Figura do Autor.

Os veículos hipersônicos planadores (HGV), Figura 2.7, começaram a ser desenvolvidos no final do século 20 e estão começando a ser testados e operados nas duas últimas décadas, (SZIROCZAK; SMITH, 2016). Trata-se de uma aplicação da tecnologia scramjet com normalmente dois estágios de operação. Primeiro o veículo é impulsionado por outro sistema, normalmente um foguete, até uma altitude e velocidade onde os sistemas são desconectado e o scramjet é acionado. Diversos países já demonstraram a utilização dessa tecnologia, como o X-51 dos EUA, o DZ-FZ da China, o Avangard da Rússia e o HSTDV da Índia. O projetos do Brasil, X-14 e a da Austrália, Spartan, estão em fase de desenvolvimento. O HEXAFLY-INT é um consórcio Europeu com apoio do Brasil que realizará o lançamento da aeronave no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) com um foguete brasileiro (VS-43 ou V-50).

FIGURA 2.7 – Linha do tempo dos principais projetos ligados ao desenvolvimento de tecnologia hipersônica.



Fonte: Figura do Autor.

2.1.5 Cenário atual

Entre os maiores desafios atuais para o desenvolvimento de tecnologias hipersônicas estão o ganho em eficiência, custo operacional e realização de projeto sustentáveis, (SZIROCZAK; SMITH, 2016).

As aplicações para o transporte hipersônico incluem voos de emergência para suporte a tratamento médico, viagens de negócios com tempo reduzido e aplicações militares. Outra aplicação em desenvolvimento é auxiliar o lançamento de veículos espaciais (AOTV), com a vantagem, em relação as plataforma de lançamento convencionais, de operação contínua sem sacrificar o veículo de apoio, (SZIROCZAK; SMITH, 2016).

Atualmente, percebe-se que para alcançar o sucesso em missões hipersônicas é necessária uma visão sistêmica apurada, distribuindo esforços multidisciplinares, atendendo além dos requisitos físicos do veículo também os requisitos de segurança, manutenção, flexibilidade operacional, confiabilidade e sustentabilidade, (SZIROCZAK; SMITH, 2016).

O maior dificuldade dos projetos hipersônicos é com certeza seu financiamento, devido ao seu alto custo envolvido, além do alto custo de manufatura dos componentes das aeronaves, a pouca maturidade tecnológica leva a altos índices de falhas nos protótipos, encarecendo ainda mais os projetos, (SZIROCZAK; SMITH, 2016).

Outro problema do mercado é a baixa experiência com uso de veículo hipersônicos. No setor de lançadores, especula-se que os veículos hipersônicos podem se tornar uma alternativa mais barata para o lançamento de satélites, por exemplo. Estima-se que a partir de 2022, cerca de 30 satélites serão lançados no mundo por ano. Nesse contexto, uma das grandes vantagens dos veículos hipersônicos está na sua reutilização, o que poupará, além de muitos custos, grandes quantidades de homem-horas permitindo realizar mais lançamentos num mesmo intervalo de tempo quando comparada aos lançadores convencionais, (SZIROCZAK; SMITH, 2016).

2.2 Engenharia de Sistemas

2.2.1 Contextualização

No ciclo de desenvolvimento de um sistema, as práticas mais tradicionais focavam principalmente na definição de requisitos, sua alocação para cada componente do sistema e a rastreabilidade associada, (WALDEN *et al.*, 2015). As abordagens atuais concentram-se na análise funcional, no design do sistema e na justificção das escolhas arquitetônicas e etapas de verificação. Além disso, o projeto leva em conta não apenas o ponto de vista funcional, mas também outros pontos que afetam a definição e a discriminação do sistema. Por exemplo, restrições relacionadas à integração do sistema, gerenciamento de produtos, questões de segurança, desempenho e viabilidade. A engenharia de sistemas, portanto, não se trata apenas de gerenciar os requisitos do sistema, mas é uma atividade de design complexa. Como resposta a este desafio, o método ARCADIA foi criado pela Thales S.A em 2007, colocando a arquitetura e a colaboração no centro das práticas de engenharia de sistemas. A visão do método ARCADIA é unir diferentes especializações de engenharia, incluindo projetistas, desenvolvedores, especialistas, clientes e parceiros externos, (ESTEFAN, 2008).

2.2.2 Definições e conceitos

De acordo com o Conselho Internacional de Engenharia de Sistemas (INCOSE), a definição geral de engenharia de sistemas é, (HILLARY *et al.*, 2018): “A Engenharia de Sistemas é uma abordagem transdisciplinar e integrativa para permitir a realização, uso e retirada bem-sucedida de sistemas projetados, usando princípios e conceitos de sistemas e métodos científicos, tecnológicos e de gerenciamento.”

Em outras palavras, a engenharia de sistemas trata de usar uma metodologia, com base em ciência e tecnologia, para realizar uma abordagem sistêmica e integrada, visando o sucesso do projeto.

Além disso, o conceito de sistema vem sendo aprimorado desde meados do século XX e atualmente a definição mais aceita é, (WALDEN *et al.*, 2015): “Um conjunto integrado de elementos e subsistemas que cumprem determinado objetivo. Esses elementos incluem produtos (hardwares, softwares e firmwares), processos, pessoas, infraestruturas, técnicas, instalações, serviços e outros elementos de suporte.”

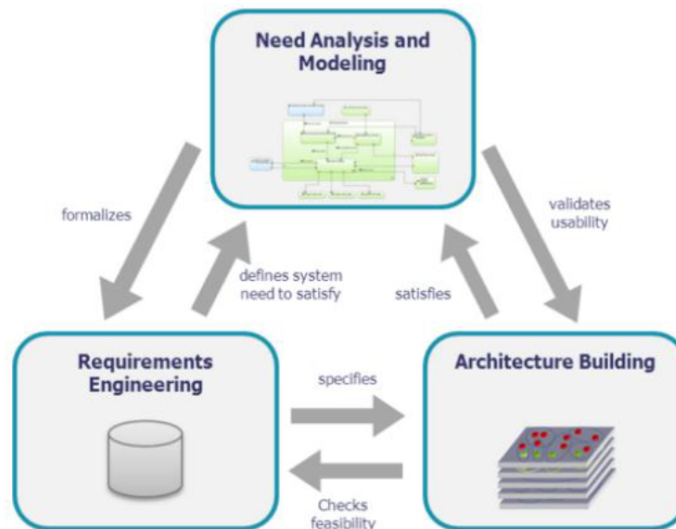
Dentro da área de Engenharia de Sistemas existem diversas escolas e formas de se abordar as técnicas. Nesse trabalho será usado o método ARCADIA (Architecture Analysis and Design Integrated Approach) que é um método baseado em modelos (MBSE).

O ARCADIA é um método de engenharia estruturado para identificar e verificar a arquitetura de sistemas complexos. Ele é baseado nos seguintes princípios gerais, (VOIRIN, 2017).

- Todos os stakeholders de engenharia compartilham a mesma linguagem, conjunto de métodos e informações de engenharia e possuem o próprio produto como um modelo compartilhado;
- Cada conjunto de restrições (por exemplo, segurança, desempenho, custo, massa, etc.) é formalizado em um “ponto de vista” contra o qual cada arquitetura candidata será verificada;
- Regras de verificação de arquitetura são estabelecidas e o modelo é desafiado contra elas, de modo a verificar se a definição de arquitetura atende às expectativas, o mais cedo possível no processo;
- A co-engenharia entre os diferentes níveis de engenharia é apoiada pelo desenvolvimento conjunto de modelos. Modelos de vários níveis da arquitetura e trade-offs são deduzidos, validados e conectados entre si.

Para tanto é necessário estabelecer um equilíbrio entre as três seguintes atividades Figura 2.8 no mesmo nível de importância.

FIGURA 2.8 – Atividades que devem ser inter-relacionadas segundo o método ARCADIA.

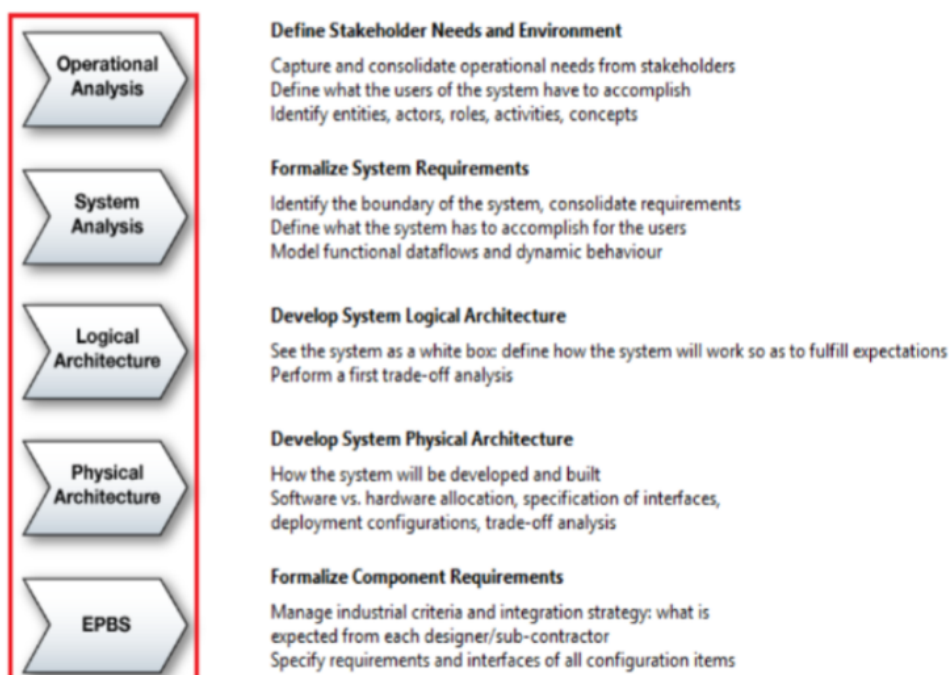


Fonte: Adaptado de (VOIRIN, 2017)

O método ARCADIA é desenvolvido por meio do software *Capella* que será usado nesse trabalho. O *Capella* é uma ferramenta de modelagem que atende às restrições de implantação em grande escala em um contexto operacional.

Na Figura 2.9, tem-se a descrição breve de cada etapa do ARCADIA de modo geral.

FIGURA 2.9 – Etapas do método ARCADIA.



Fonte: Adaptado de (CAPELLA,2021)

3 Materiais e Métodos

3.1 Aplicação do *Capella* (MBSE)

3.1.1 Análise Operacional

A análise operacional é o primeiro nível do método Arcádia. O seu propósito é focar na identificação das necessidades e objetivos dos usuários finais do sistema, buscando garantir a adequação do sistema às necessidades operacionais. Essa etapa pode ser entendida como “o que os usuários do sistema precisam realizar”.

Na análise operacional (AO) os usuários do sistema devem alcançar seus objetivos independentemente de qualquer solução ou do sistema em si. É um nível mais elevado conceitualmente, que não depende do sistema, campo da solução.

O estágio de Análise Operacional se concentra na definição das necessidades das partes interessadas e no contexto do sistema. Podendo ser dividido em:

- definir os usuários do sistema, entidades e atores;
- definir missão e necessidades operacionais;
- realizar a análise das necessidades operacionais.

3.1.1.1 Definir missão e necessidades operacionais

A primeira etapa consiste em determinar as missões futuras dos usuários do sistema e do ambiente, ou mais especificamente suas motivações, expectativas, metas, objetivos e intenções. Bem como, definir as capacidades necessárias para assumir essas missões. Por vezes consideradas como metas parciais em vista do cumprimento da missão, essas capacidades representam o “know-how” necessário para o cumprimento com êxito da missão e devem ser possíveis de se realizar de fato.

Os principais atores envolvidos e entidades operacionais devem ser considerados a partir deste momento em diante.

As restrições existentes na execução da missão também devem ser identificadas em todos níveis que podem impactá-lo: habilidades do ator, modos de operação e responsabilidades, regras e procedimentos associados, meios e sistemas existentes, restrições regulatórias, temporais e aspectos programáticos, etc.

3.1.1.2 Definir os usuários do sistema

Para definir os usuários do sistema, bem como as entidades e atores que estarão envolvidos em sua operação, é necessário seguir as seguintes classificações:

- Entidade operacional: entidade pertencente ao mundo real (organização, sistema existente, etc.), cuja função é interagir com o sistema em estudo ou com seus usuários (tripulação, veículo, etc.);
- Ator operacional: caso particular de entidade operacional humana individual (piloto, fiscal, etc.);

3.1.1.3 Realizar a análise das necessidades operacionais

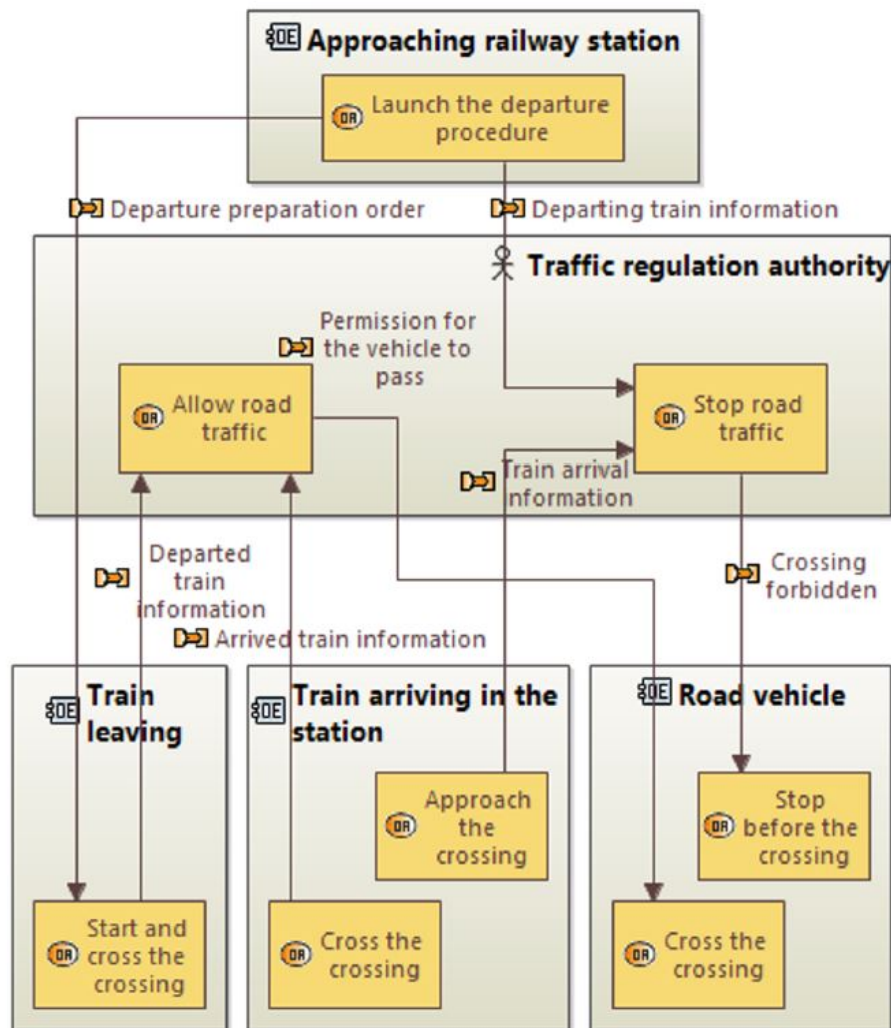
O objetivo principal desta análise é conseguir encontrar quais são as condições necessárias para o cumprimento da missão previamente definida, e também das capacidades associadas, principalmente por meio de atividades e interações dos principais atores e entidades que contribuem para o projeto.

Devem ser levados em conta na análise as diversas situações que influenciam na missão, bem como os piores casos que podem ser encontrados. Analisar e comparar as condições e situações da missão deve ser um processo contínuo, devido ao fato de serem eles que norteiam a análise das necessidades. Desenvolver essa análise pode revelar novas restrições ao conjunto solução e até mesmo proporcionar oportunidades de desenvolvimento de novos processos ou soluções.

Outra vantagem dessa etapa é que a escolha dos atores, organizações e entidades, pode ser refinada, uma vez que seus papéis estarão mais claramente identificados.

Na Figura 3.1, está representada uma OA vista em alto nível. As entidades operacionais aparecem em bege e as atividades alocadas para cada entidade em laranja. Nesse contexto, tem-se um problema de segurança de tráfego entre automóveis numa linha de trem. É possível notar as problemáticas envolvidas no processo, bem como as ações que cada entidade deve ter para controlar a situação.

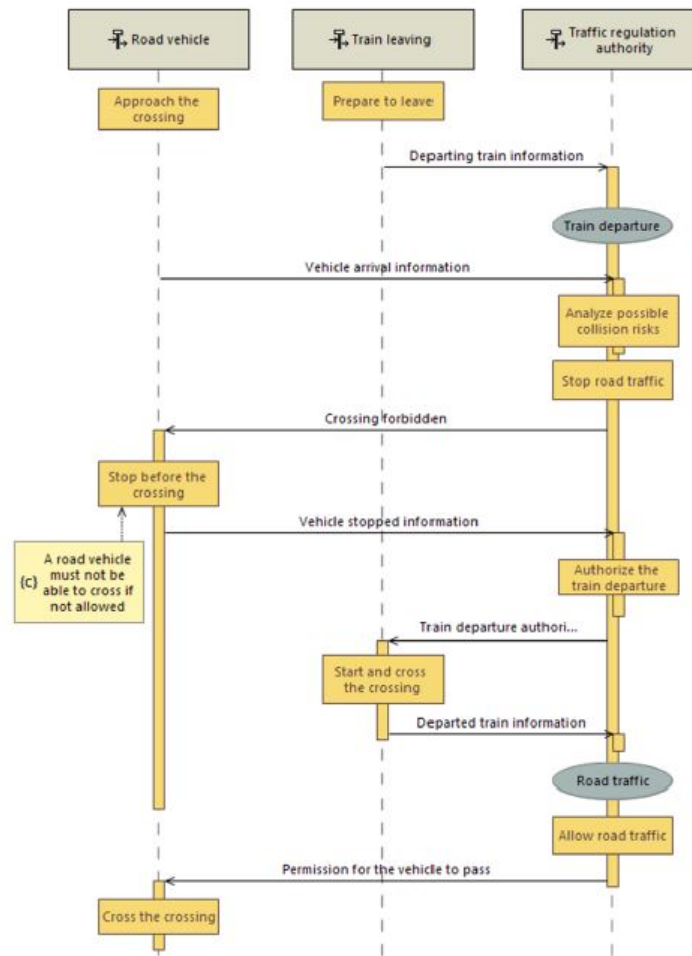
FIGURA 3.1 – Exemplo de análise operacional em alto nível.



Fonte: Adaptado de (VOIRIN, 2017)

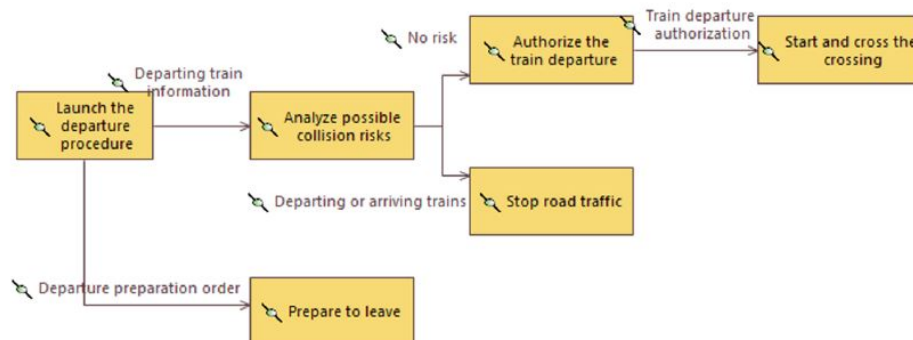
As diferentes circunstâncias de operação encontradas nas fases anteriores devem ser explícitas na forma de cenários operacionais, evidenciando suas condições de implementação, requisitos e capacidades, além da contribuição de cada entidade. Além disso, outra ferramenta de análise importante é o cenário operacional que implementa as atividades sequencialmente, em forma de teia, contribuindo para a capacidade de visualização da missão como um todo, como exemplificado nas Figuras 3.2 e 3.3, respectivamente.

FIGURA 3.2 – Exemplo de análise operacional em alto nível.



Fonte: Adaptado de (VOIRIN, 2017)

FIGURA 3.3 – Exemplo de análise operacional em alto nível.



Fonte: Adaptado de (VOIRIN, 2017)

3.1.2 Análise de sistemas

O propósito da análise de sistema (AS) é definir a contribuição esperada do sistema para as necessidades dos seus usuários. Para isso, é importante que, na Análise Operacional, os requisitos expressos pelo cliente estejam bem descritos.

A definição de expectativas envolvendo o sistema é principalmente efetuada na forma de necessidades funcionais descritas como funções ou serviços que o sistema precisa realizar nos seus diferentes cenários de trabalho. Assim como o papel que o sistema precisa assumir nas atividades do usuário. Desse modo, a AS delimita as funções requisitadas pelo sistema, destituindo-as daquelas que eventualmente serão assumidas por outras entidades ou sistemas externos. Com isso, também se antecipam as possíveis trocas que o sistema terá de realizar com os agentes externos que podem atuar como suportes para as restrições impostas ao sistema de interesse.

Assim sendo, é essencial manter a liberdade de escolha durante o processo de desenvolvimento da solução, de modo a possibilitar um diálogo constante com os clientes focado em necessidades, durante a fase de AS. Para isso, nesta fase deve-se excluir qualquer tipo de escolha de implementação ou detalhamento sobre a construção da solução do sistema.

As principais atividades que subdividem a AS são:

- realizar uma análise de compensação de capacidade;
- realizar uma análise de necessidades funcionais e não funcionais;
- formalizar e consolidar a expressão das necessidades do sistema.

3.1.3 Análise de compensação de capacidade

Essa análise tem objetivo de definir as características necessárias para o cumprimento de cada capacidade operacional (dimensão do problema). Visa também descobrir diferentes formas de satisfazer as capacidades exigidas, assim como definir critérios para avaliação de cada escolha (dimensão da solução). É recomendável que essa etapa seja feita em conjunto com clientes e utilizadores finais.

O primeiro passo consiste em identificar falhas e problemas em relação aos requisitos e capacidades operacionais exigidos e os atuais sistemas e soluções existentes.

3.1.4 Análise de necessidades funcionais e não funcionais

O propósito dessa etapa é formalizar as necessidades funcionais alocadas aos sistemas e identificar suas restrições, que se traduzem em necessidades não funcionais, essas por sua

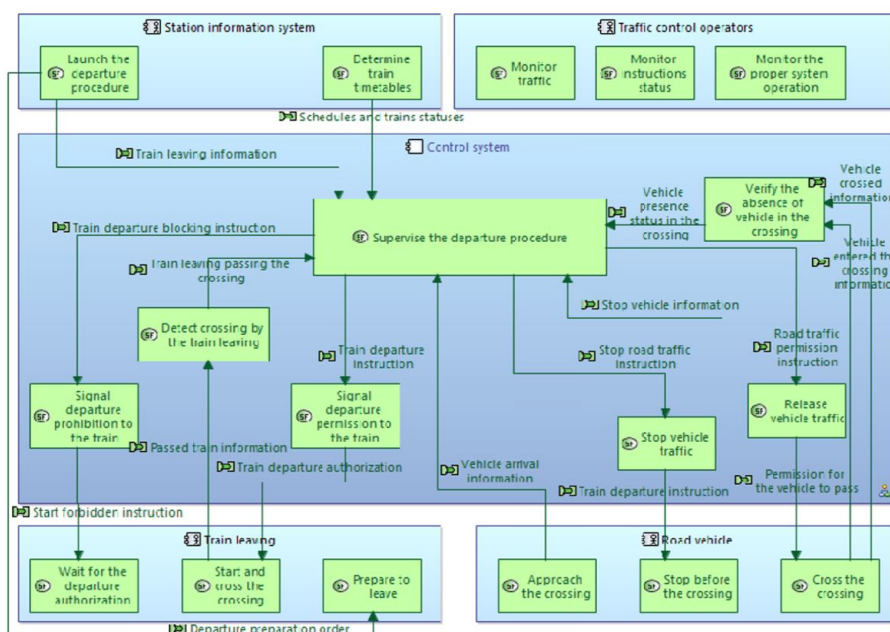
vez terão de ser adequadas as condições de operação. Seu processo de desenvolvimento é o mesmo que o de uma análise funcional apenas diferenciando alguns aspectos a serem priorizados no que tange às restrições.

Quando a análise de sistemas for executada, novos atores podem ser identificados, operadores ou sistemas externos com os quais será necessária interação.

Em seguida, serão analisadas as capacidades operacionais que o sistema deve contribuir, levando em conta a análise de compensação de capacidades previamente estabelecida. Cada capacidade do sistema deve estar ligada a uma capacidade operacional.

Para cada um desses recursos ou capacidades do sistema, serão atribuídas atividades operacionais necessárias para promover cada capacidade e, para cada atividade, funções que serão de responsabilidade dos usuários do sistema (ou operadores) ou de atores definidos e outros que serão atribuídos ao sistema. O resultado das interações são definidas por trocas funcionais entre essas funções, Figura 3.4. Os principais dados trocados pelo sistema e as entidades de interesse também são formalizados neste momento, a fim de contribuir para o esclarecimento das trocas funcionais.

FIGURA 3.4 – Exemplo de análise de sistema explorando os conceitos de funções e trocas funcionais.



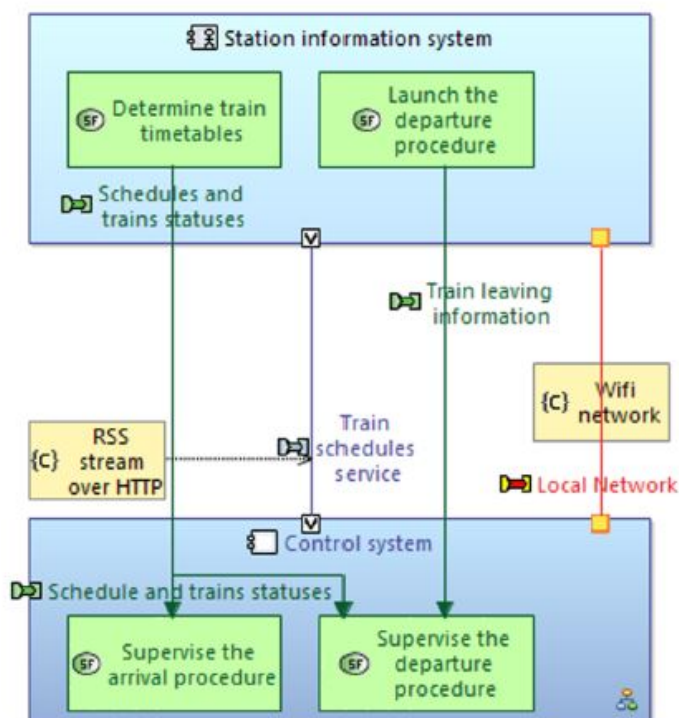
Fonte: Adaptado de (VOIRIN, 2017)

Os cenários operacionais e processos definidos na AO também estão inclusos na AS definindo cenários entre o sistema e o seu ambiente. Esses cenários e cadeias funcionais definirão o conteúdo das capacidades do sistema e permitirão um primeiro nível de verificação e consolidação da AS, especialmente para verificar se as funções e trocas definidas são suficientes e adequadas ao âmbito de aplicação do sistema assim definido, o que pode

levar muitas vezes leva à adição de trocas funcionais ausentes, à modificação ou adição funções, etc.

Caso de atores ou sistemas externos sejam impostos pelo cliente (ou pelo estado da arte) e possuam um nível complexo ou crítico de interações com o sistema, é recomendável realizar análises funcionais e não funcionais mínimas para estes sistemas ou atores externos, e compará-los com a AS, para garantir o compatibilidade entre os dois, Figura 3.5.

FIGURA 3.5 – Exemplo de aplicação dos conceitos de interações por atores externos.



Fonte: Adaptado de (VOIRIN, 2017)

3.1.5 Formalizar e consolidar a expressão das necessidades do sistema

A consolidação das necessidades do sistema está relacionada ao sucesso das três dimensões anteriores, análise operacional, requisitos e análise funcional. É por meio de sua comparação que a consistência e integridade do sistema é garantida. Assim, todas as atividades e processos operacionais devem estar presentes na análise funcional, todos os requisitos devem ter sido levantados corretamente e qualquer incompatibilidade entre eles precisa ter sido identificada.

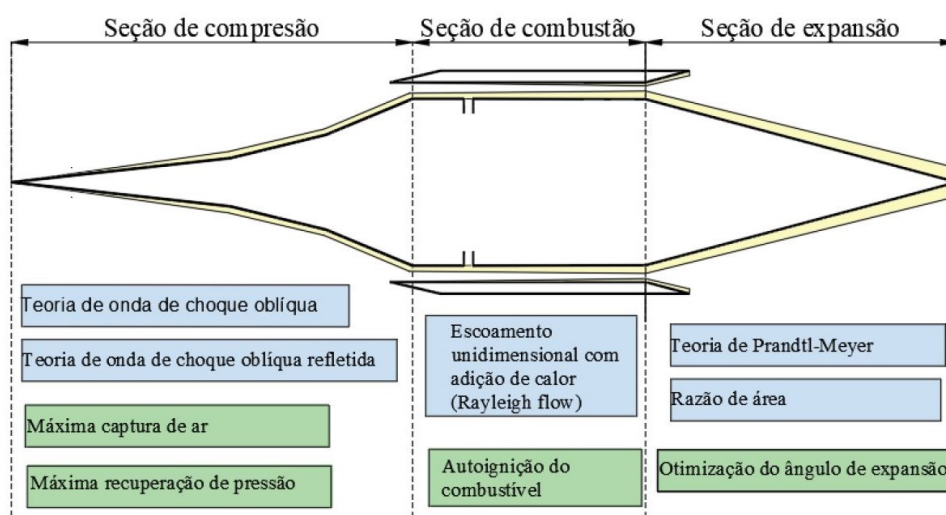
A constituição e atualização das relações entre AO, análise funcional do necessidades e requisitos do sistema, são, portanto, muito importante: por um lado, elas permitem que a análise funcional do sistema seja justificada e sua consistência seja verificada com as outras duas dimensões. Por outro lado, elas constituem a base para as análises de impacto que farão uso do modelo durante as fases de projeto. Por exemplo, se um requisito funcional é complexo ou difícil de alcançar, a negociação com o cliente será mais fácil quando considerando as questões operacionais deste requisito e, portanto, ao avaliar seu alcance real e sua criticidade.

3.2 Modelo Matemático

O objetivo geral dessa simulação é: realizar a modelagem de uma ferramenta para projeto preliminar de motor hipersônico aspirado, scramjet, de forma que, a partir de condições iniciais definidas pelo projetista, seja possível avaliar a viabilidade da implementação dessa tecnologia.

Nesta seção, serão expostos os principais pontos da teoria utilizada na modelagem e da ferramenta, bem como as hipóteses simplificadoras consideradas a fim de permitir sua aplicação de forma simples, mas mantendo resultados coerentes. Sendo assim, toda a teoria utilizada está baseada numa análise unidimensional, de um motor scramjet proposto para voar na altitude de 30 km numa velocidade de 2051 m/s , correspondente a um número de Mach de 6,8. Na figura 3.6, tem-se uma representação esquemática das seções do motor, bem como as teorias utilizadas em cada uma.

FIGURA 3.6 – Modelo de Motor Scramjet.



Fonte: adaptado de (CARNEIRO, 2018)

A configuração avaliada desconsidera efeitos viscosos. As teorias de onda de choque oblíqua e onda de choque refletida explicam o processo de compressão interna e externa do veículo, enquanto a teoria de Rayleigh para escoamento unidimensional é empregada para modelar o processo de adição de calor na câmara de combustão. Já teoria de Prandtl-Meyer e a teoria de razão de área são utilizadas na seção de expansão interna e externa.

Em cada componente do scramjet foram utilizados determinados critérios de otimização, a saber:

- máxima recuperação de pressão e máxima captura de ar no compressor;
- combustão supersônica espontânea pela autoignição do combustível;

- otimização do ângulo de expansão para controle da pressão do bordo de fuga do veículo na seção de expansão.

Um escoamento qualquer é regido por quatro princípios físicos fundamentais:

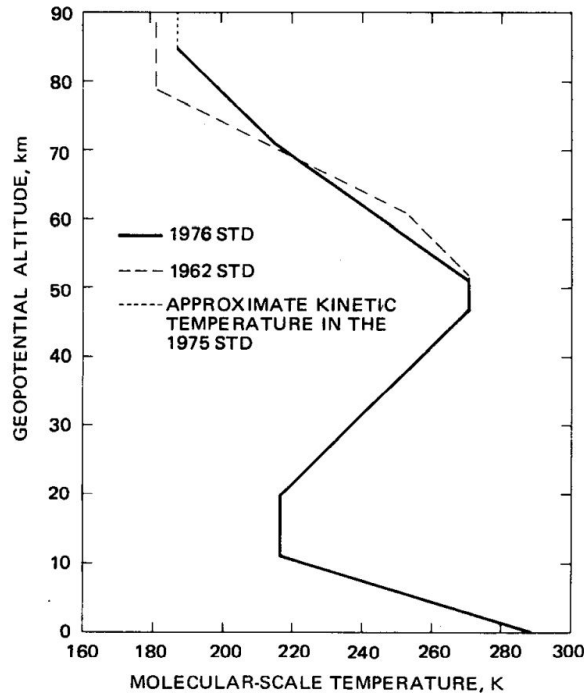
1. o princípio da conservação da massa representado pela equação da continuidade;
2. o princípio da conservação da quantidade de movimento representado pela 2^a lei de Newton;
3. o princípio da conservação da energia representado pela 1^a lei da termodinâmica;
4. e o princípio do aumento da entropia representado pela 2^a lei da Termodinâmica.

Desse modo, as próximas seções apresentarão as equações finais obtidas destes princípios quando aplicados ao escoamento em torno dos setores do motor scramjet.

3.3 Atmosfera

Para este modelo será utilizada a altitude de 30 km para demonstração dos resultados. Para este fim, será utilizado o modelo de atmosfera padrão (NASA, 1976) para determinar as propriedades atmosféricas nessa altitude, Figura 3.7. A determinação de um modelo atmosférico depende do conhecimento do perfil de temperatura da atmosfera, obtido experimentalmente.

FIGURA 3.7 – Perfil de temperatura em função da altitude geopotencial.



Fonte: U.S. Standard Atmosphere, 1976

Neste modelo supõe-se que a atmosfera pode ser considerada como um gás perfeito cuja massa molar permanece constante numa mesma altitude, desse modo atribui-se um mesmo valor para as constantes dos gases, R e γ .

3.4 Ondas de Choque Oblíqua

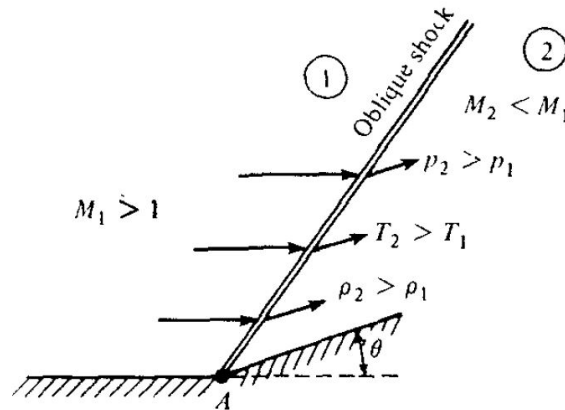
Em (ANDERSON, 2006) pode-se encontrar a seguinte definição de onda de choque: “uma onda de choque é uma região extremamente fina, tipicamente da ordem de 10^{-5} cm de espessura, através da qual as propriedades do escoamento podem mudar drasticamente”. Em termos analíticos, as equações de conservação da massa, da quantidade de movimento e da energia quando aplicados a uma onda de choque oblíqua plana incidente na superfície, são dadas por (ANDERSON, 2006):

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad (3.1)$$

$$p_1 + \rho_1 u_{1,n}^2 = p_2 + \rho_2 u_{2,n}^2 \quad (3.2)$$

$$h_1 + \frac{u_{1,n}^2}{2} = h_2 + \frac{u_{2,n}^2}{2} \quad (3.3)$$

FIGURA 3.8 – Representação didática de uma onda de choque oblíqua.



Fonte: Adaptado de (ANDERSON, 2003)

Como mostrado na Figura 3.8, quando o escoamento supersônico sofre uma deflexão positiva de ângulo θ é estabelecida uma onda de choque oblíqua incidente com ângulo β . Após a deflexão, o escoamento se ajusta as novas condições de contorno, defletindo de um ângulo θ , paralelo à superfície da rampa. Após a onda, o número de Mach diminui, mantendo o regime supersônico, e pressão, temperatura e massa específica aumentam. Para analisar esse fenômeno é necessário decompor o vetor velocidade em componentes normal e tangencial. Sabendo que a velocidade tangencial é mantida constante enquanto a velocidade normal diminui a justante, (ANDERSON, 2003).

As expressões matemáticas que descrevem os comportamentos dessas grandezas estão demonstradas em (ANDERSON, 2003) foram escritas abaixo, Equações 3.4-3.10.

$$M_{1,n} = M_1 \sin \beta \quad (3.4)$$

$$\tan(\theta) = 2 \cot \beta \left[\frac{M_1^2 - 1}{M_{1,n}^2 (\gamma + \cos(2\beta)) + 2} \right] \quad (3.5)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} [M_{1,n}^2 - 1] \quad (3.6)$$

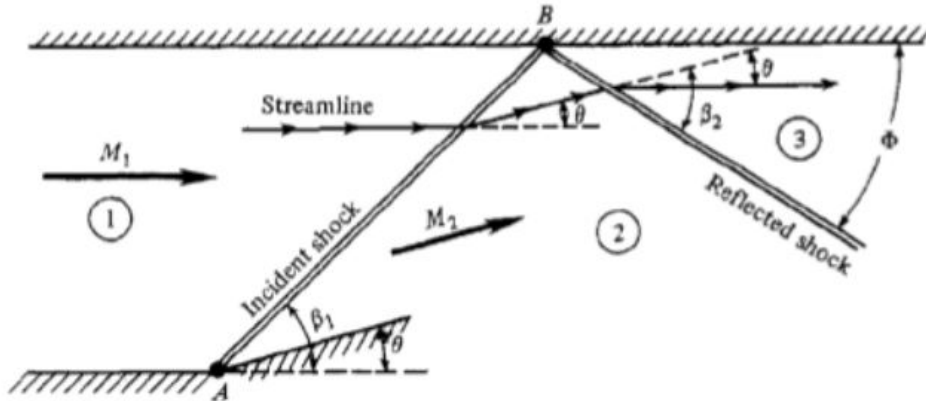
$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1) M_{1,n}^2}{(\gamma - 1) M_{1,n}^2 + 2} \quad (3.7)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2 \rho_1}{p_1 \rho_2} \quad (3.8)$$

$$M_{2,n}^2 = \frac{M_{1,n}^2 + (2/(\gamma + 1))}{(2\gamma/(\gamma - 1))M_{1,n}^2 - 1} \quad (3.9)$$

$$M_2 = \frac{M_{2,n}}{\text{sen}(\beta - \theta)} \quad (3.10)$$

FIGURA 3.9 – Representação didática de uma onda de choque refletida.



Fonte: Adaptado de (ANDERSON, 2003)

Quando uma onda de choque oblíqua incide sobre uma superfície plana sólida, Figura 3.9, isso provoca a reflexão da onda incidente, denominada onda de choque oblíqua refletida. Desse modo, o escoamento sofre um novo ajuste, que no caso dos motores scramjet, visa alinhar o fluxo de ar com entrada da câmara de combustão.

3.5 Critério de Máxima recuperação de Pressão

Como será visto no cálculo do Empuxo, a diferença entre a pressão de entrada e saída no motor é um fator essencial para garantir uma boa performance do motor de propulsão aspirada. Desse modo, se faz necessário reduzir aos máximos as perdas de pressão total durante o ciclo termodinâmico. De acordo com (RAN; MAVRIS,) para cada 1% de pressão total reduzida, o motor perderá ao menos 1% de empuxo. Para minimizar esse problema, foi elaborado o método de máxima recuperação de pressão total, (OSWATITSCH, 1980). Nesse método, em um sistema com n-1 ondas de choque oblíquas e uma onda de choque normal refletida, a máxima recuperação de pressão é atingida quando as ondas de choque oblíquas possuem mesma intensidade, ou seja, suas componentes perpendiculares são iguais, Eq. 3.11.

$$M_0 \sin \beta_1 = M_1 \sin \beta_2 = \dots = M_{n-2} \sin \beta_{n-1} \quad (3.11)$$

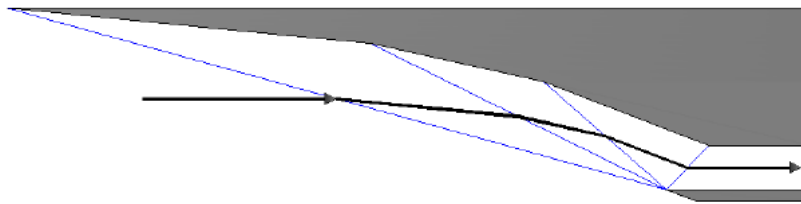
A razão recuperação da pressão total é apresentada por (HEISER *et al.*, 1994) como o parâmetro Π , é dada por:

$$\Pi = \frac{p_2}{p_1} \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (3.12)$$

3.5.1 Critério de máxima captura de ar (choque on-lip e on-corner)

Outra questão importante para a performance do motor é quantidade de ar que pode ser aspirada pela zona de compressão. Para que todo o fluxo de massa de ar disponível seja capturada na seção de admissão, é preciso que ocorram duas condições. A primeira, chamada de choque on-lip, consiste na configuração na qual as ondas de choque incidentes convergem para o bordo de ataque da carenagem. Já a segunda, choque on-corner, caracteriza-se pela presença da onda de choque refletida na entrada da câmara de combustão (CHE; TANG, 2008), Figura 3.10. Neste trabalho serão realizados cálculos admitindo essas duas hipóteses como verdadeiras.

FIGURA 3.10 – Representação de choque on-lip e on-corner.

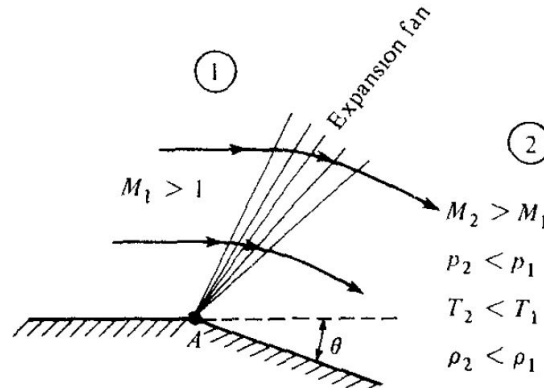


Fonte: Adaptado de (CARNEIRO, 2018)

3.6 Ondas de expansão

Ondas de expansão ocorrem quando um escoamento supersônico encontra, um canto convexo ou “quina”, criando assim um leque de expansão decorrente da gradual deflexão das linhas corrente que são defletidas de forma a se manterem paralelas a superfície, Figura 3.11.

FIGURA 3.11 – Representação didática de uma onda de expansão.



Fonte: Adaptado de (ANDERSON, 2003)

Neste trabalho, as ondas de expansão serão tratadas por duas metodologias distintas, a Expansão de Prandtl-Meyer e a Expansão por Razão de Áreas.

3.6.1 Expansão de Prandtl-Meyer

Na expansão de Prandtl-Meyer, também chamada de expansão livre ou centrada, ocorre um processo contrário a onda de choque oblíqua. Nesse processo, o escoamento é acelerado e tem suas propriedades termodinâmicas, pressão, temperatura e densidade, reduzidas (ANDERSON, 2003). Para determinar a relação entre os números de Mach incidente e defletido, utiliza-se a função de Prandtl-Meyer, mostrada na Equação 3.13.

$$v(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \arctg \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}(M^2-1)} - \arctg \sqrt{M^2-1} \quad (3.13)$$

$$\theta_2 = v(M_2) - v(M_1) \quad (3.14)$$

Por se tratar de uma expansão isentrópica e também sabendo que a temperatura total (T_o) e a pressão total (p_o) são constantes através do leque de expansão, as equações 3.15-3.17, expressam as relações de temperatura e de pressão através desse leque de expansão (ANDERSON, 2003).

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \quad (3.15)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.16)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{p_2 T_1}{p_1 T_2} \quad (3.17)$$

3.6.2 Expansão por razão de áreas

Como a teoria das ondas de expansão de Prandtl-Meyer é válida somente para escoamentos confinados (HEISER *et al.*, 1994), onde é possível a existência da reflexão das frentes de onda, para expansões externas, é necessário utilizar outra teoria. A teoria da razão de áreas (ANDERSON, 2003), também conhecida como relação área-numero de Mach estabelece que o número de Mach em qualquer seção de um duto é uma função da razão entre a área dessa seção com a área da seção onde o escoamento é sônico e possui equação analítica expressa em Equação 3.18.

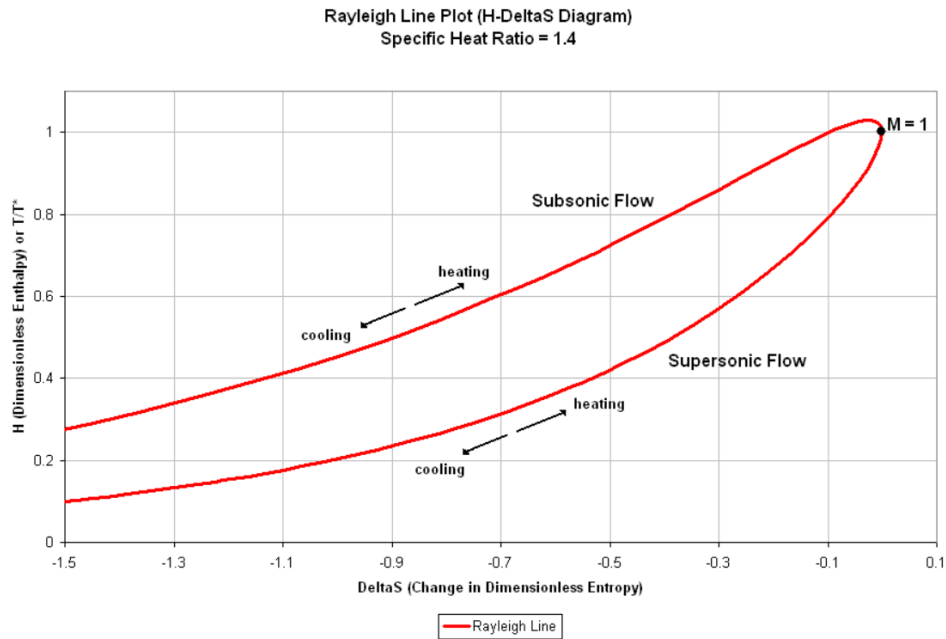
$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.18)$$

De maneira geral, o equacionamento definido compõe o desenvolvimento de uma geometria de expansão plana, normalmente utilizada no projeto de motores scramjet bidimensionais, como é o caso deste trabalho.

3.7 Escoamento de Rayleigh

O escoamento de Rayleigh leva em consideração os efeitos do aquecimento ou resfriamento de um escoamento supersônico em um duto de área constante e sem fricção. Em Figura 3.12, em especial a parte inferior ao ponto ‘C’, é sugerido que um escoamento supersônico, num processo de adição de calor, tenha sua velocidade reduzida até o limite sônico, representado pelo ponto ‘C’. Esta é uma situação de interesse deste trabalho.

FIGURA 3.12 – Curva de Rayleigh.



Fonte: Adaptado de (WIKIPEDIA,2021)

O teoria de Rayleigh pode ser aplicada para modelar o processo de combustão que ocorre no combustor de um motor scramjet. Para isso, as condições da entrada da câmara de combustão são dadas pelas propriedades termodinâmicas e velocidade estimadas após a onda de choque refletida da seção de compressão interna. Conforme a linha de Rayleigh, Figura 3.12, quando energia é adicionada ao escoamento supersônico, as propriedades termodinâmicas aumentam enquanto a velocidade e número de Mach diminuem. Equação da energia mostra que a adição de calor aumenta a temperatura total do sistema, Eq.3.19.

$$q = c_p(T_{o,2} - T_{o,1}) \quad (3.19)$$

onde a temperatura total (T_o) é dada por:

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (3.20)$$

Para um volume de controle de seção de área constante, com escoamento unidimensional e adição de calor, as razões de propriedades no formato de equações fechadas podem ser obtidas manipulando as equações governantes. Neste caso tem-se que:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \quad (3.21)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \right) \left[\frac{M_2}{M_1} \right]^2 \quad (3.22)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_1^2} \left[\frac{M_1}{M_2} \right]^2 \quad (3.23)$$

$$\frac{T_{o,2}}{T_{o,1}} = \left[\frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \right]^2 \left[\frac{M_2}{M_1} \right]^2 \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right] \quad (3.24)$$

3.8 Autoignição do combustível

A adição de calor em motores scramjets ocorre na seção de combustão, através da queima do combustível. Nesse trabalho será usado como combustível o hidrogênio por apresentar maiores valores de entalpia de combustão, assumindo que a reação se dará de forma espontânea, devido tanto pela temperatura de ignição (imposta como temperatura mínima para a câmara de combustão) como pelas condições de absorção de comburente que também será dimensionada para garantir o fluxo de ar necessário estequiometricamente para a combustão.

3.9 Transferência de calor por combustão

Considerando o volume de controle na entrada da câmara de combustão, tem-se que:

A conservação da massa no volume de controle, estabelece que:

$$\rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2 = \dot{m}_1 = \dot{m}_2 \quad (3.25)$$

Desse modo:

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_{ar} + \dot{m}_{h_2} \quad (3.26)$$

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_{mistura} = \dot{m}_m \quad (3.27)$$

Por outro lado, a conservação da energia determina que:

$$\dot{m}_{ar} c_{p,ar} T_{ar} + \dot{m}_{h_2} c_{p,h_2} T_{h_2} = \dot{m}_m c_{p,m} T_m \quad (3.28)$$

Assim, a temperatura do ar na entrada da câmara deve ser de:

$$T_{ar} = \frac{(\dot{m}_{ar} + \dot{m}_{h2})c_{p,m}T_m - \dot{m}_{h2}c_{p,h2}T_{h2}}{\dot{m}_{ar}c_{p,ar}} \quad (3.29)$$

$$C_{p_m} = \frac{\dot{m}_{ar}c_{p,ar} + \dot{m}_{h2}c_{p,h2}}{\dot{m}_{ar} + \dot{m}_{h2}} \quad (3.30)$$

Definindo razão de fluxo de massa da seguinte forma:

$$f = \frac{\dot{m}_{h2}}{\dot{m}_{ar}} \quad (3.31)$$

Para a reação estequiométrica de combustão do hidrogênio, tem-se que $f = f_{st} = 0,0291$.

Temos que:

$$T_{ar} = \frac{(c_{p,ar} + fc_{p,h2})T_m - fc_{p,h2}T_{h2}}{c_{p,ar}} \quad (3.32)$$

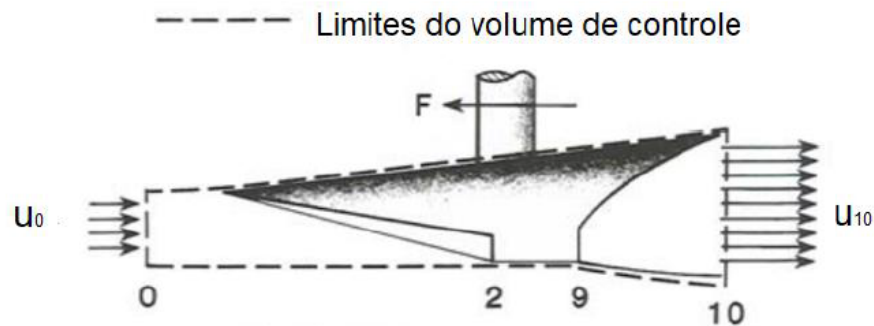
Fazendo com que a temperatura na entrada câmara de combustão (T_3) seja igual a temperatura do ar:

$$T_3 = \frac{(c_{p,ar} + fc_{p,h2})T_{ign,h2} - fc_{p,h2}T_{h2}}{c_{p,ar}} \quad (3.33)$$

3.10 Empuxo não instalado

Quando uma certa quantidade de massa é expelida ou acelerada em uma direção, a terceira lei de Newton prevê o surgimento de uma força de reação na mesma direção e sentido oposto. Esta força é conhecida como empuxo e é responsável pela propulsão dos veículos como os motores scramjets. Analisando o volume de controle que delimite toda a região do inlet e outlet do propulsor do veículo, como visto na Figura 3.13, pode-se calcular esse empuxo de acordo com a Equação 3.34.

FIGURA 3.13 – Volume de controle para cálculo do empuxo.



Fonte: Adaptado de (HEISER *et al.*, 1994)

Uma vez determinadas as propriedades do escoamento não perturbado, após a expansão, é possível calcular o empuxo. Entretanto, nota-se que o empuxo calculado por esta abordagem é referenciado na literatura como empuxo não instalado e desconsidera os efeitos da força do arrasto.

$$E = \dot{m}_{10}u_{10} - \dot{m}_0u_0 + (p_{10} - p_0)A_{10} \quad (3.34)$$

3.11 Forças Aerodinâmicas

Para o cálculo das forças aerodinâmicas foi utilizada a distribuição de pressão obtida ao longo das seções do motor scramjet, segundo as metodologias anteriormente explicadas. Com isso, decompõe-se as pressões aplicadas nas paredes do motor em componentes horizontais, de arrasto, e verticais, de sustentação, somando todas as contribuições ao final.

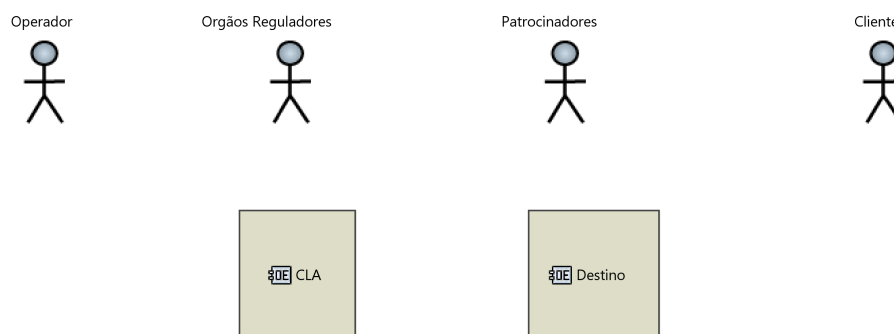
4 Resultados

Toda a metodologia aplicada foi baseada na seguinte missão apresentada pelos stakeholders: “Desenvolver um demonstrador tecnológico hipersônico utilizando-se da tecnologia scramjet que possa ser utilizado como solução de transporte aéreo.”

4.1 Análise Operacional

Primeiramente, Figura 4.1, foram elencados os principais atores e entidades que participam do ambiente onde a situação problema está definida. Como existem diversos atores ou entidades que realizam as mesmas funções nesse contexto, alguns elementos desse diagrama constituem grupos e não indivíduos propriamente. O ator nomeado como “Operador” é caracterizado pelo grupo responsável em enviar comandos para aeronave, sejam eles quais forem. De modo análogo os elementos “Órgãos Reguladores” representam todos os interessados em reconhecer a segurança da operação em termos do bem comum. Já os “Patrocinadores” são o grupo interessado em financiar o projeto em troca de resultados quantitativos e o “Cliente” será o grupo que usará o serviço de transporte oferecido. No que diz respeito às entidades, têm-se o “CLA” que será responsável pelo Lançamento e o “Destino” que representa o local de entrega do material transportado.

FIGURA 4.1 – Entidades operacionais e Atores definidos na análise operacional.

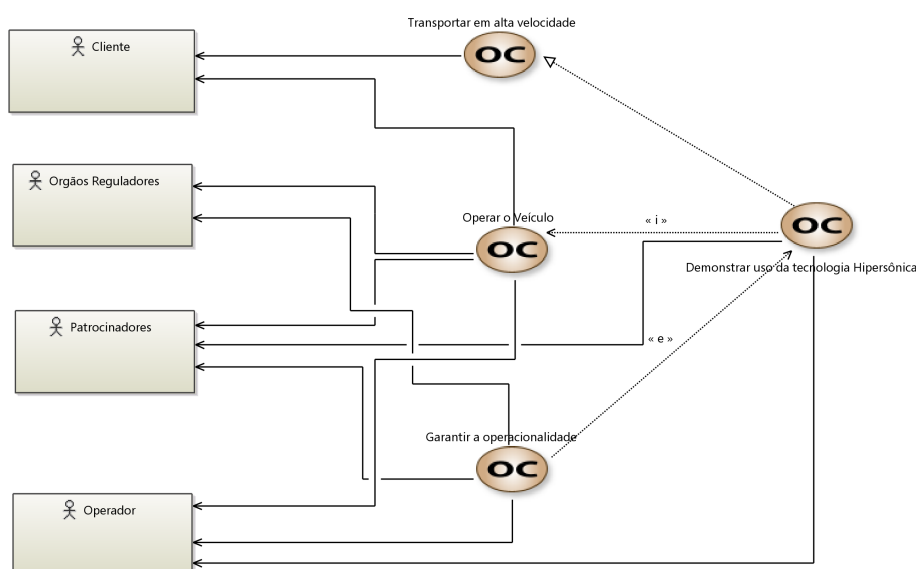


Fonte: Figura do autor.

A seguir, Figura 4.2, tem-se as capacidades operacionais identificadas e relacionadas aos seus grupos de interesse. Uma vez que a missão já está declarada, é possível identificar suas capacidades. Ao selecionar “Demonstrar uso da tecnologia hipersônica”, está formalizado o compromisso com os critérios para classificação de escoamento hipersônico e com o uso de motores scramjet. A capacidade “Transportar em alta velocidade” foi criada na perspectiva do “cliente” uma vez que para esse ator é necessário que o transporte seja feito num tempo significativamente menor que por aeronaves convencionais. A capacidade “Operar o Veículo” traduz a necessidade que existe de o veículo ser controlável de modo a realizar trajetórias previstas para alcançar seu destino e poder realizar o pouso de forma estável. Por fim, “Garantir a operacionalidade” prevê assegurar as condições de segurança da operação tanto do ponto de vista de interesse dos “Órgãos Reguladores” quanto dos demais atores que buscam a integridade do veículo.

É importante mencionar é as relações entre as capacidades encontradas. A capacidade “Transportar em alta velocidade” pode ser entendida como uma generalização de “Demonstrar uso da tecnologia hipersônica”, uma vez que essa não estabelece nenhum parâmetro restritivo para a taxa de deslocamento do veículo. A relação de inclusão também pode ser verificada, por razões intrínsecas, entre “Operar o Veículo” e “Demonstrar uso da tecnologia hipersônica” que, por sua vez, admite-se como extensão de “Garantir a operacionalidade”, mais uma vez, por não ser possível demonstrar o domínio da tecnologia sem os critérios mínimos de segurança.

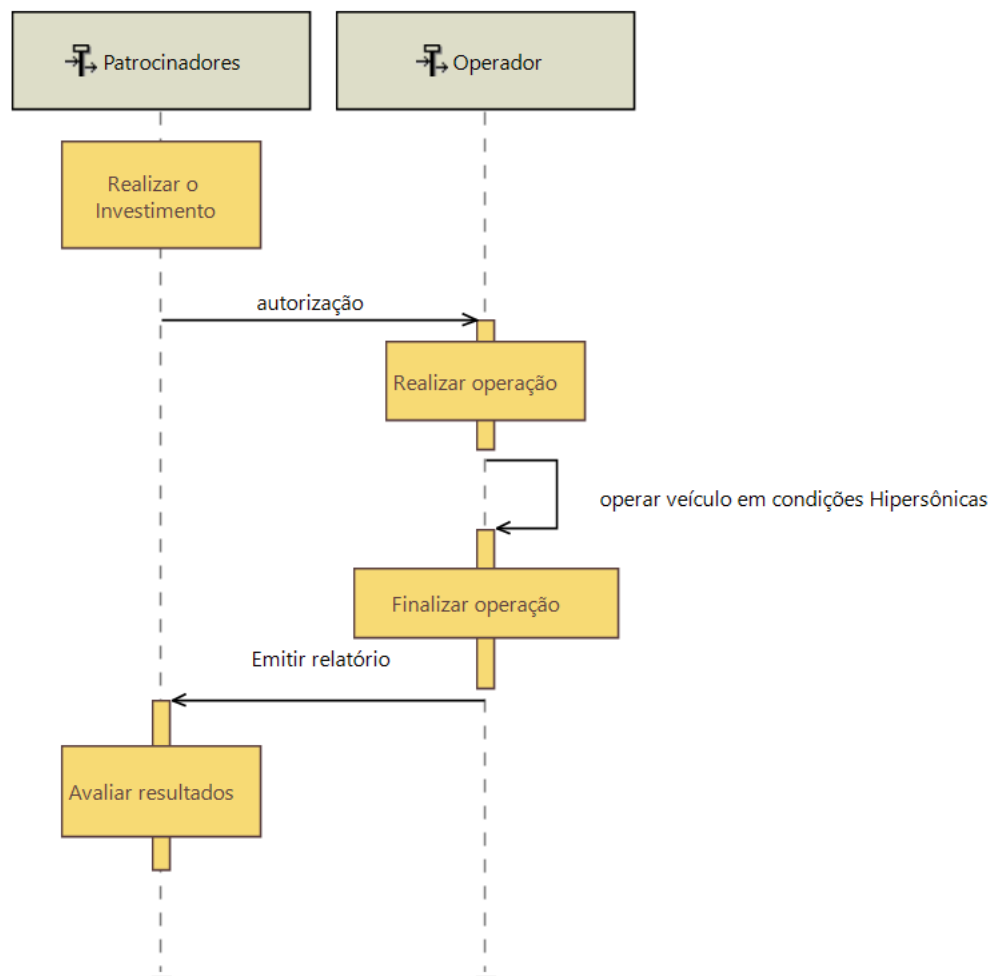
FIGURA 4.2 – Capacidades Operacionais.



Fonte: Figura do autor.

O primeiro cenário operacional analisado, Figura 4.3, é o que envolve a capacidade de “Demonstrar uso da tecnologia hipersônica”. Nesse cenário, os “Patrocinadores” precisam disponibilizar recursos para o acontecimento da operação e autorizar a execução da atividade pelo “Operador”. Este, irá comandar a operação segundo os parâmetros técnicos, operando nas condições de projeto e por fim finalizar a operação com um pouso adequado, emitindo ao final da missão um relatório para ser avaliado pelos “Patrocinadores”.

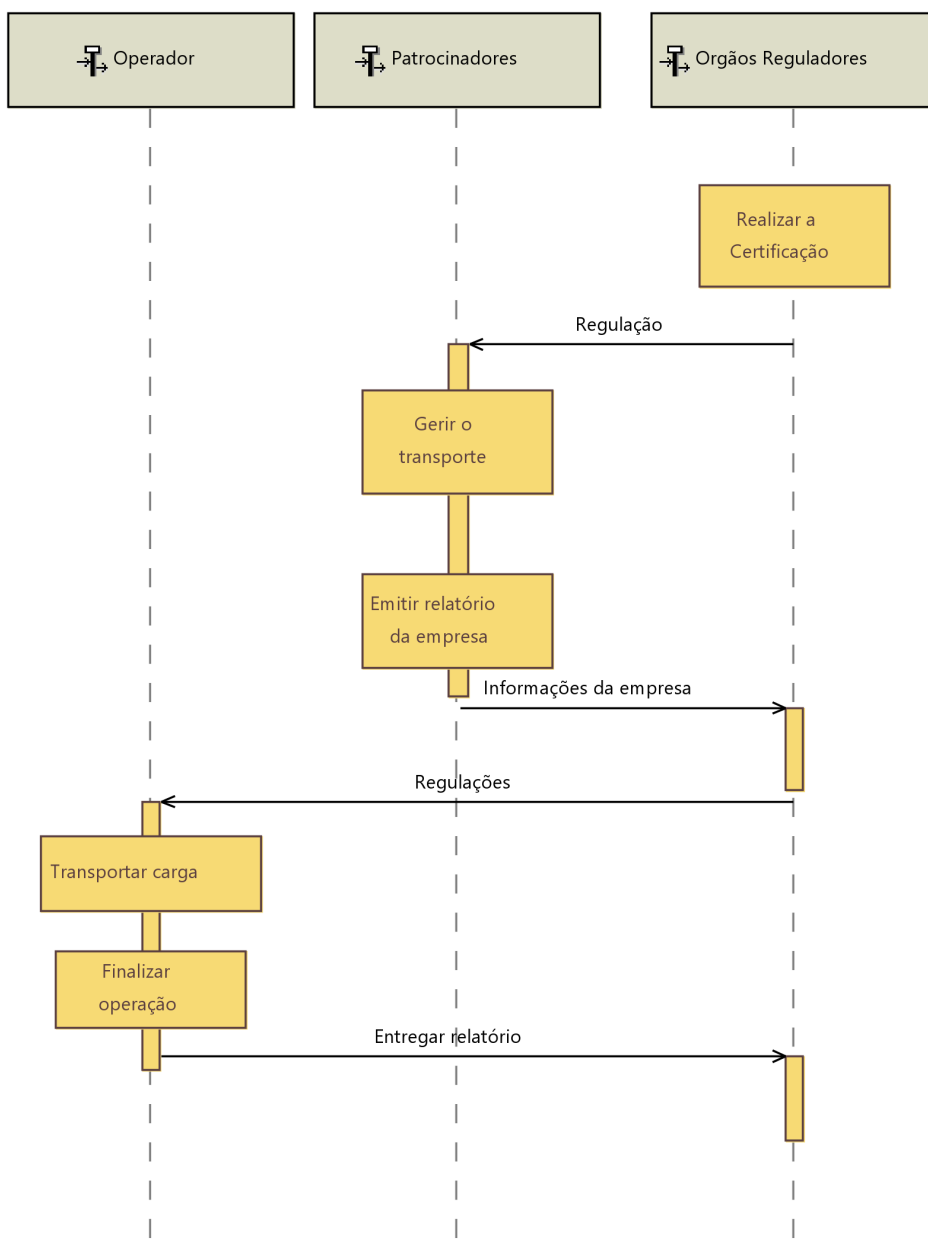
FIGURA 4.3 – Cenário Operacional: Demonstrar uso da tecnologia hipersônica.



Fonte: Figura do autor.

No cenário que visa “Garantir a operacionalidade”, Figura 4.4., os “Orgãos Reguladores” iniciam realizando a certificação regulando as atividades propostas pelos “Patrocinadores” que devem gerenciar a missão, verificando os resultados e emitir um relatório da empresa para os “Orgão Reguladores” informando sobre os resultados obtidos nas missões. A seguir, os “Orgãos Reguladores” aplicam critérios de regulação diretamente no setor de operação, onde o “Operador”, após realizar a missão deve entregar também um relatório sobre os resultados obtidos.

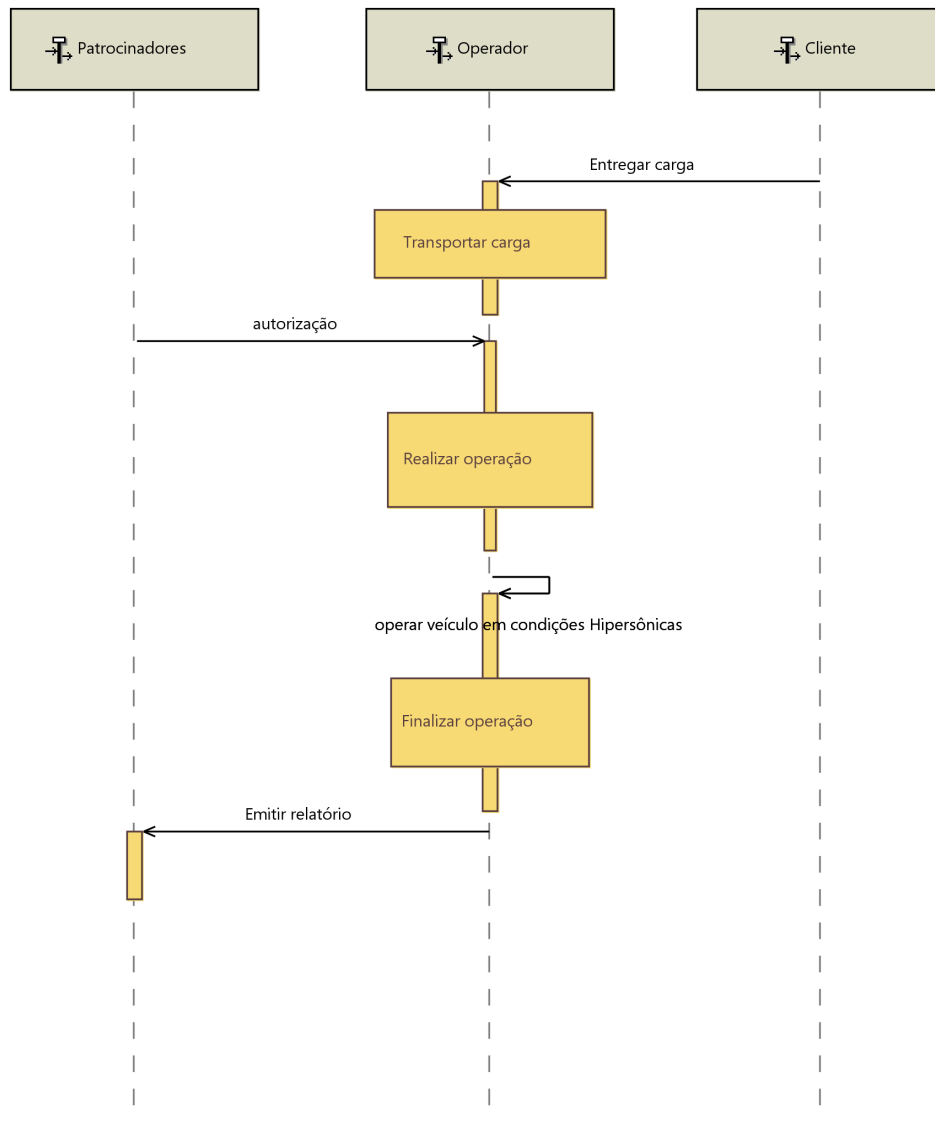
FIGURA 4.4 – Cenário Operacional: Garantir a operacionalidade



Fonte: Figura do autor.

Por fim, o cenário “Operar o Veículo”, Figura 4.5, consiste na entrega da carga por parte do “cliente” para o “operador” que irá realizar a missão de transporte, mediante autorização dos “Patrocinadores” e após finalização emitir um relatório.

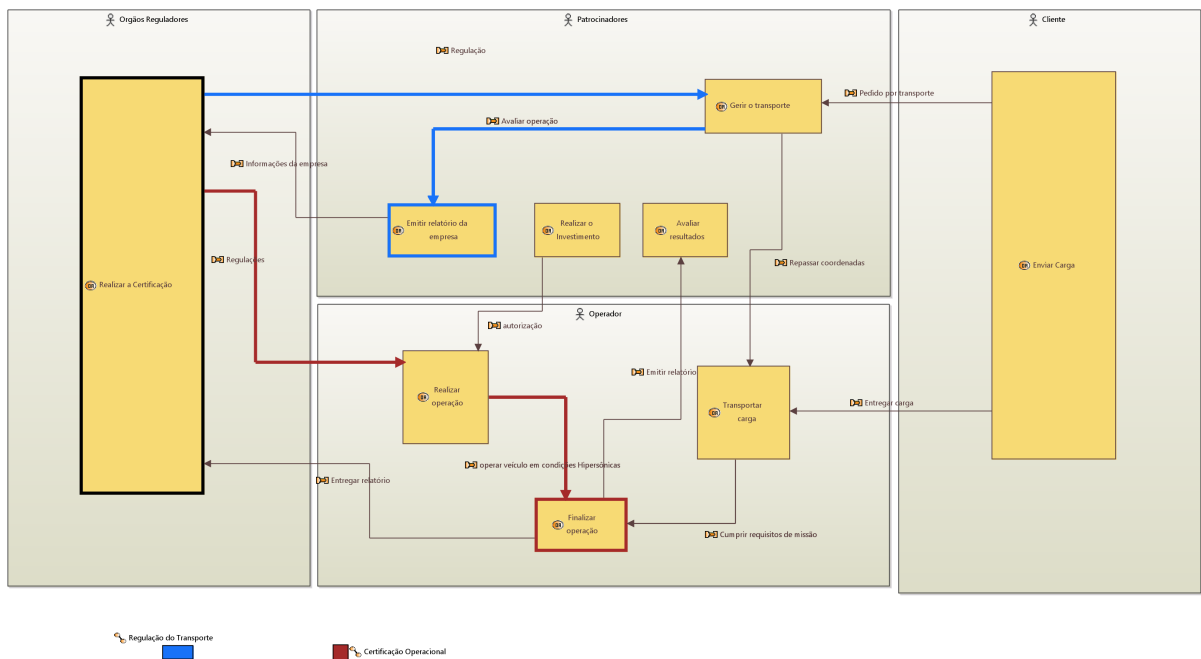
FIGURA 4.5 – Cenário Operacional: Operar o Veículo



Fonte: Figura do autor.

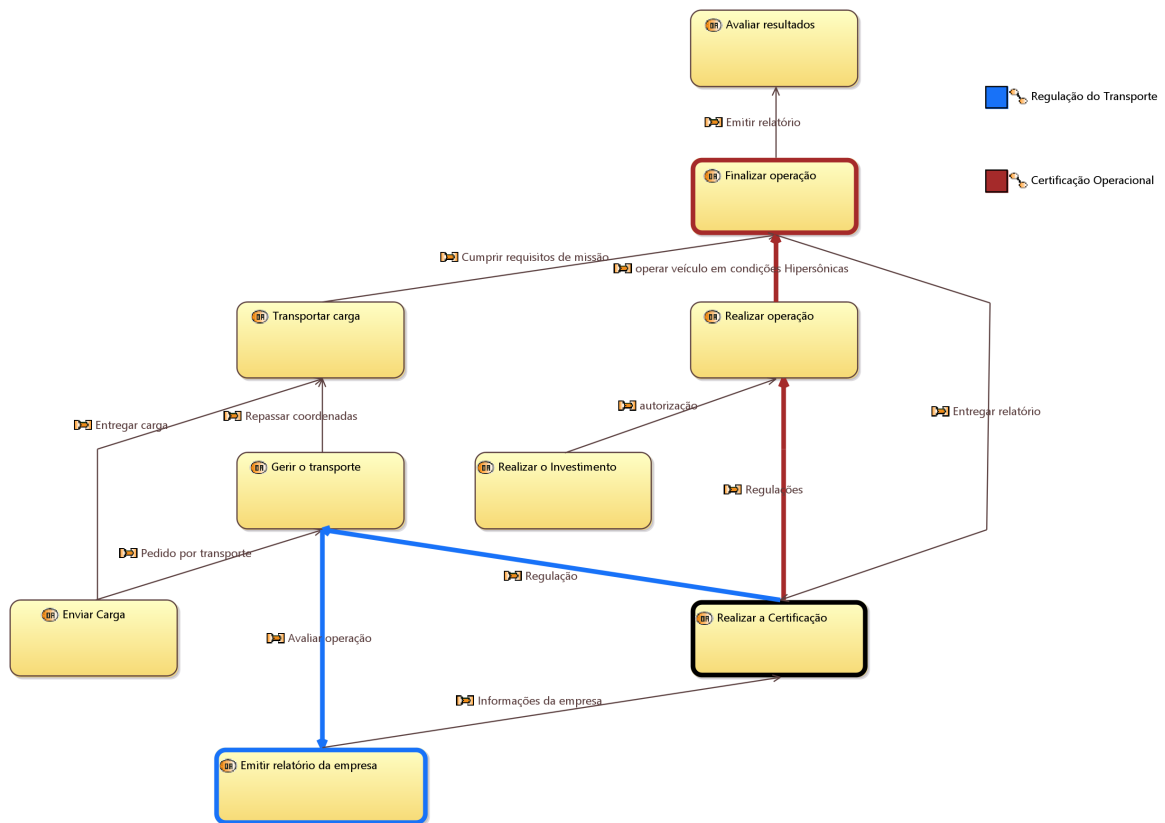
Com isso, a arquitetura operacional final obtida é a representada na Figura 4.6. Na arquitetura final estão representadas todas as atividades dos atores e suas interações, já mencionadas nos diagramas de cenário. Tem-se em destaque na Figura 4.6 duas cadeias funcionais relativas ao cenário de “Garantir a Operabilidade”, usadas para exemplificar a funcionalidade dessa ferramenta. Abaixo, Figura 4.7, tem-se o diagrama de Interações de Atividade Operacional que mostra com maior destaque o fluxo de atividades e sua relações sem se preocupar com quem está as executando.

FIGURA 4.6 – Arquitetura Operacional final.



Fonte: Figura do autor.

FIGURA 4.7 – Diagrama de Interações de atividade operacional.

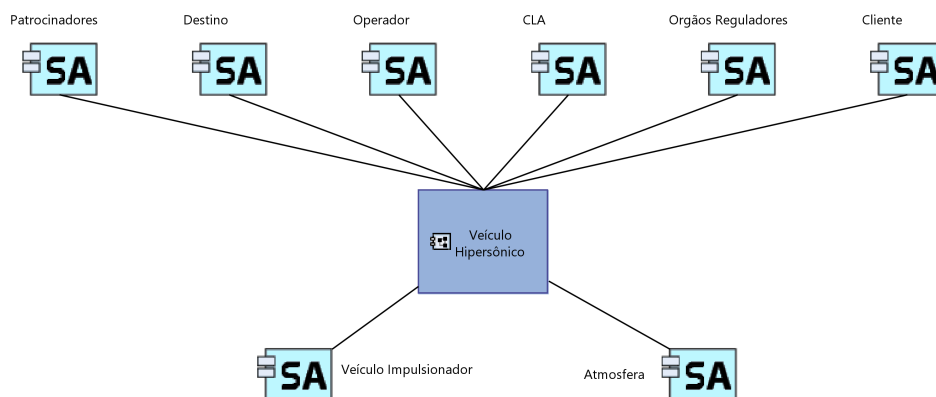


Fonte: Figura do autor.

4.2 Análise de Sistemas

No diagrama de atores e entidades, Figura 4.8, foi feita a seleção dos atores e entidades operacionais no contexto da análise de sistemas e definido o contexto do sistema. As entidades “atmosfera” e “veículo lançador” foram adicionadas devido às etapas posteriores onde suas interações foram levantadas.

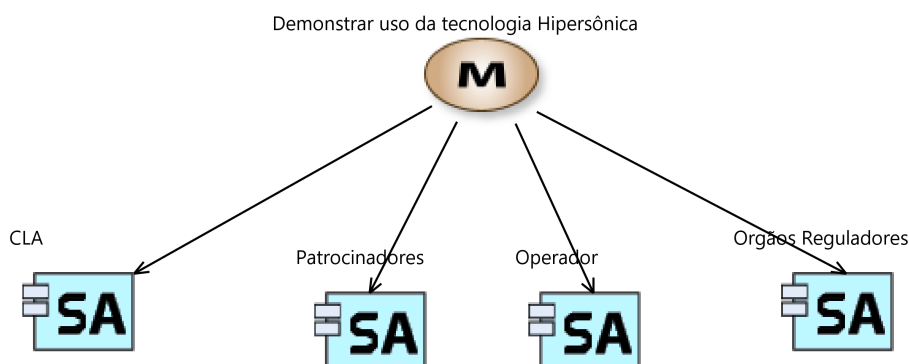
FIGURA 4.8 – Diagrama de atores e entidades do sistema.



Fonte: Figura do autor.

No diagrama de missões, Figura 4.9, está descrito qual será a missão do sistema e quais os atores e entidades estão envolvidos nela. Vale notar que diferentemente do diagrama de capacidades operacionais, o diagrama de missões é mais amplo e considera todas as entidades que influenciam, mesmo que indiretamente, na missão do sistema. O “CLA” por exemplo, por ser a plataforma lançadora possui diversas restrições que deverão ser aplicadas ao sistema, assim como os “Órgãos Reguladores” que aplicarão restrições relacionadas a segurança da operação.

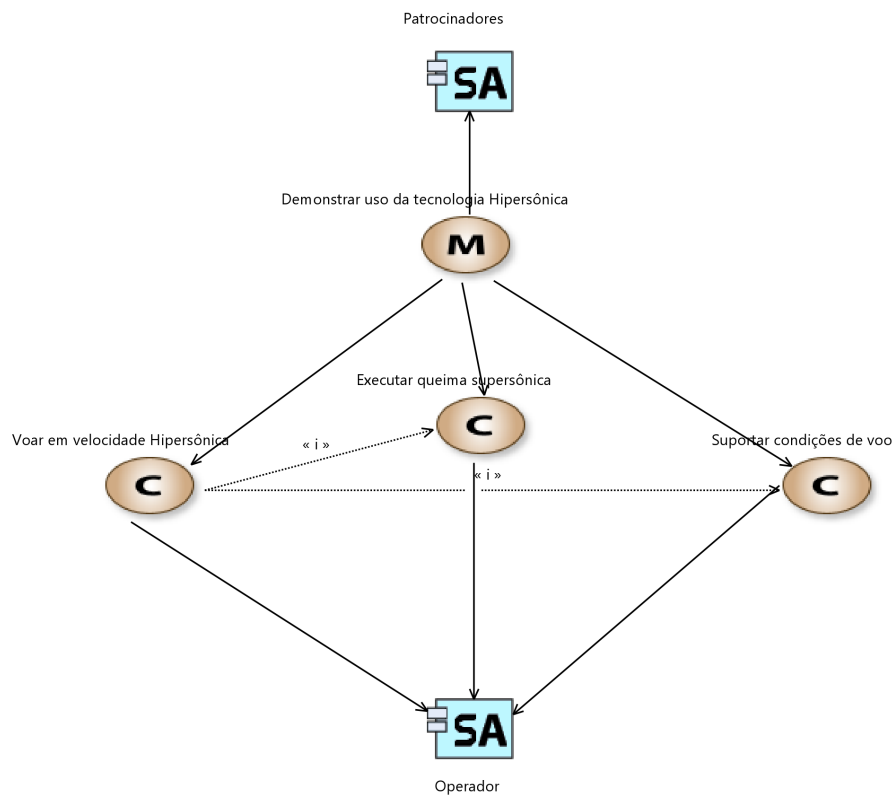
FIGURA 4.9 – Diagrama de Missões.



Fonte: Figura do autor.

No diagrama de capacidades, Figura 4.10, a missão principal do sistema foi subdividida em capacidades que o sistema precisa possuir para cumprir a missão. A capacidade “voar em condições supersônicas” engloba diversos aspectos da operação que precisam ser alinhados para atingir esse objetivo, dentre eles foram levantados dois, “Executar queima Supersônica” relacionado ao funcionamento do motor scramjet e “Suportar condições de voo” que está ligado a parte de resistência estrutural do veículo.

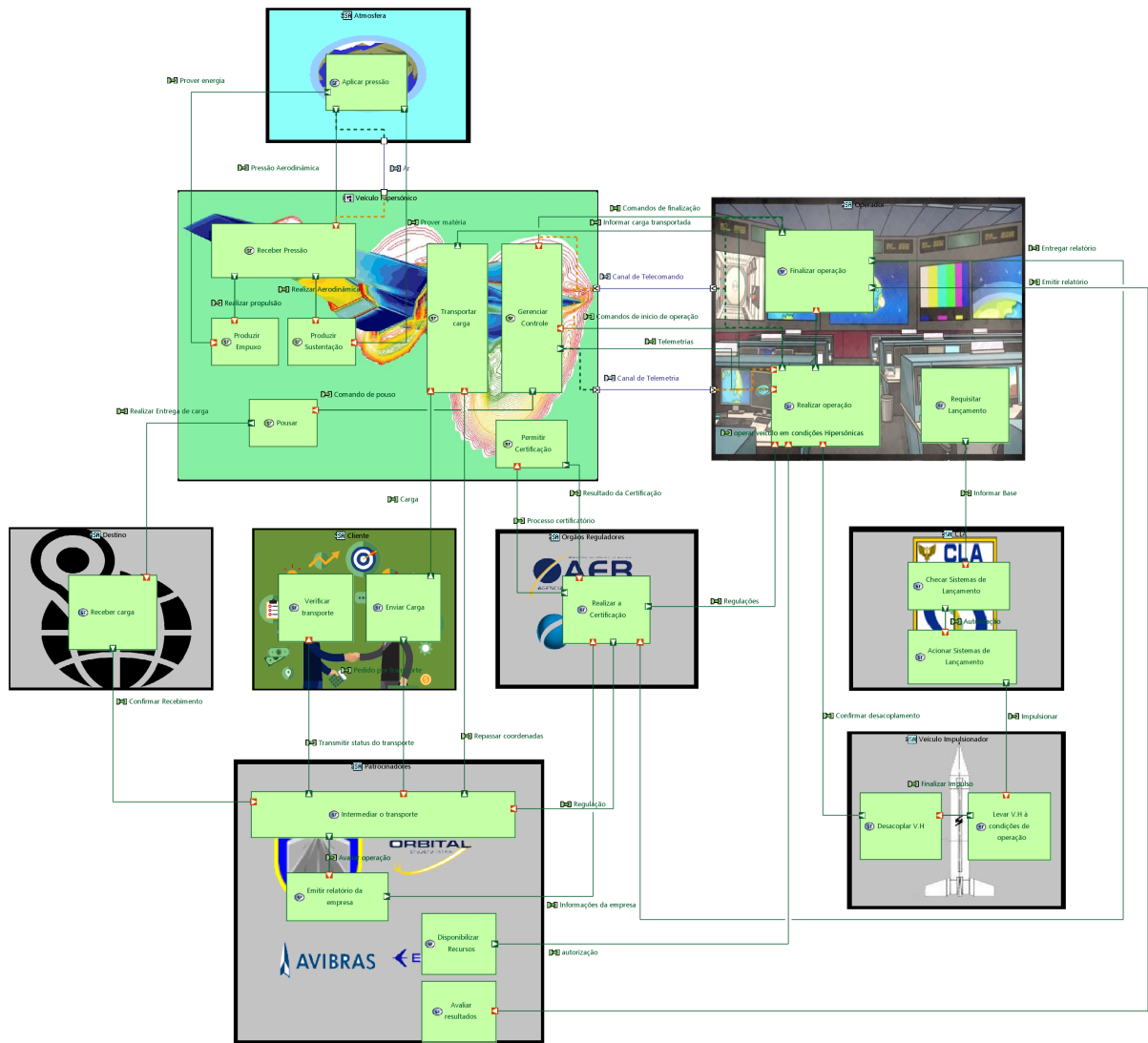
FIGURA 4.10 – Diagrama de capacidades do sistema.



Fonte: Figura do autor.

Por fim, tem-se o diagrama de Arquitetura de sistemas, Figura 4.11. Nesse diagrama estão incluídas as principais funções do sistema e seus atores e entidades que se relacionam no ambiente operacional através das trocas funcionais. Por se tratar de um diagrama muito complexo, foi feita sua divisão para facilitar a visualização dos diferentes processos descritos.

FIGURA 4.11 – Diagrama de Arquitetura de sistemas, visão global.

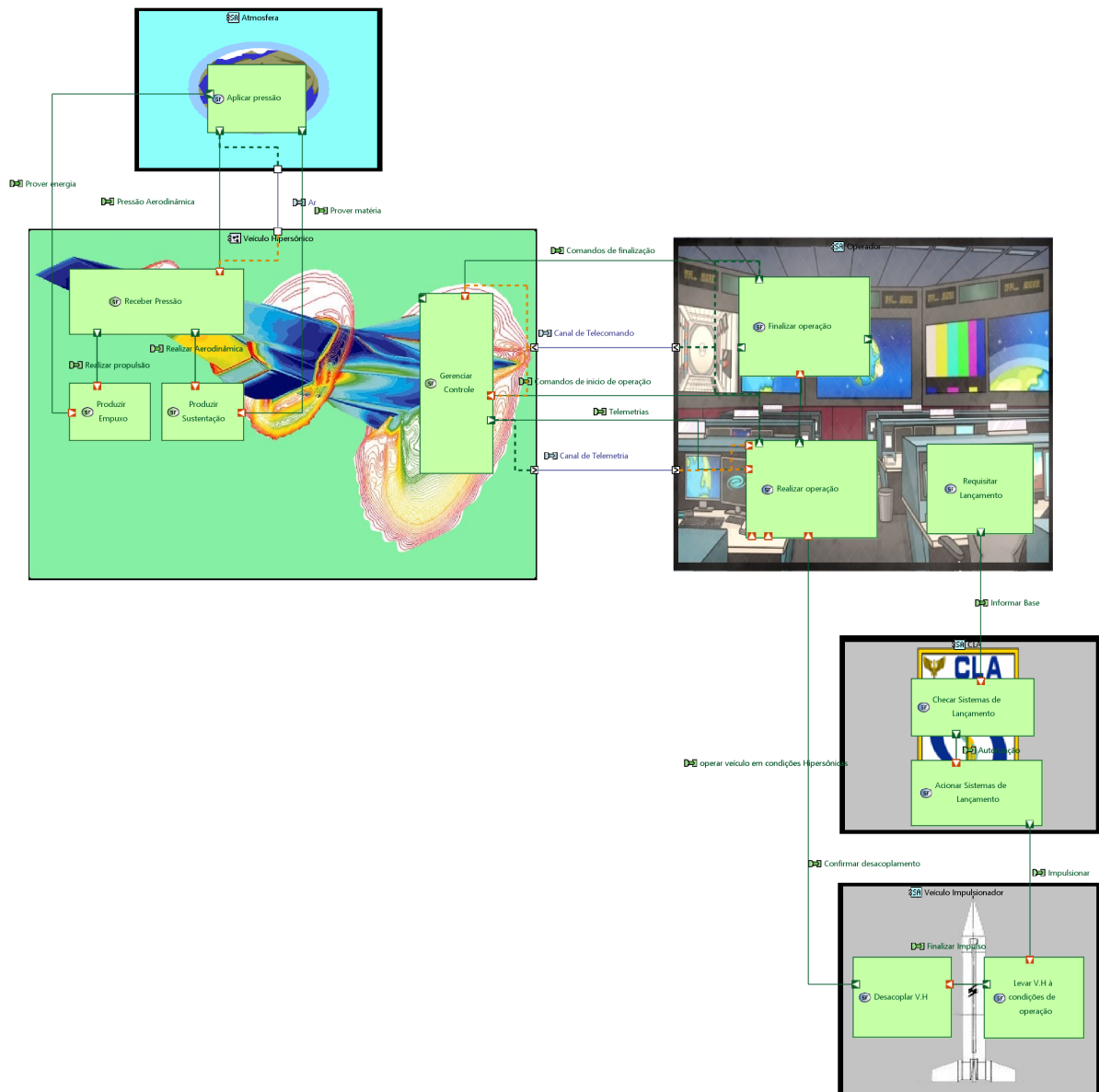


Fonte: Figura do autor.

Na Figura 4.12, tem-se o diagrama de Arquitetura do ponto de vista do Lançamento e da Atmosfera. Nesse contexto, pode-se observar os seguintes processos:

- O processo de troca de energia entre o veículo e o ar atmosférico, que envolve as questões aerodinâmicas e propulsivas.
- O processo de controle, que ocorre entre o “Operador” e o “Veículo Hipersônico”.
- O processo de Lançamento, que envolve o “CLA”, o “Veículo Impulsionador”, o “Operador” e o “Veículo Hipersônico”.

FIGURA 4.12 – Diagrama de Arquitetura de sistemas, visão do ponto de vista do Lançamento e da Atmosfera.

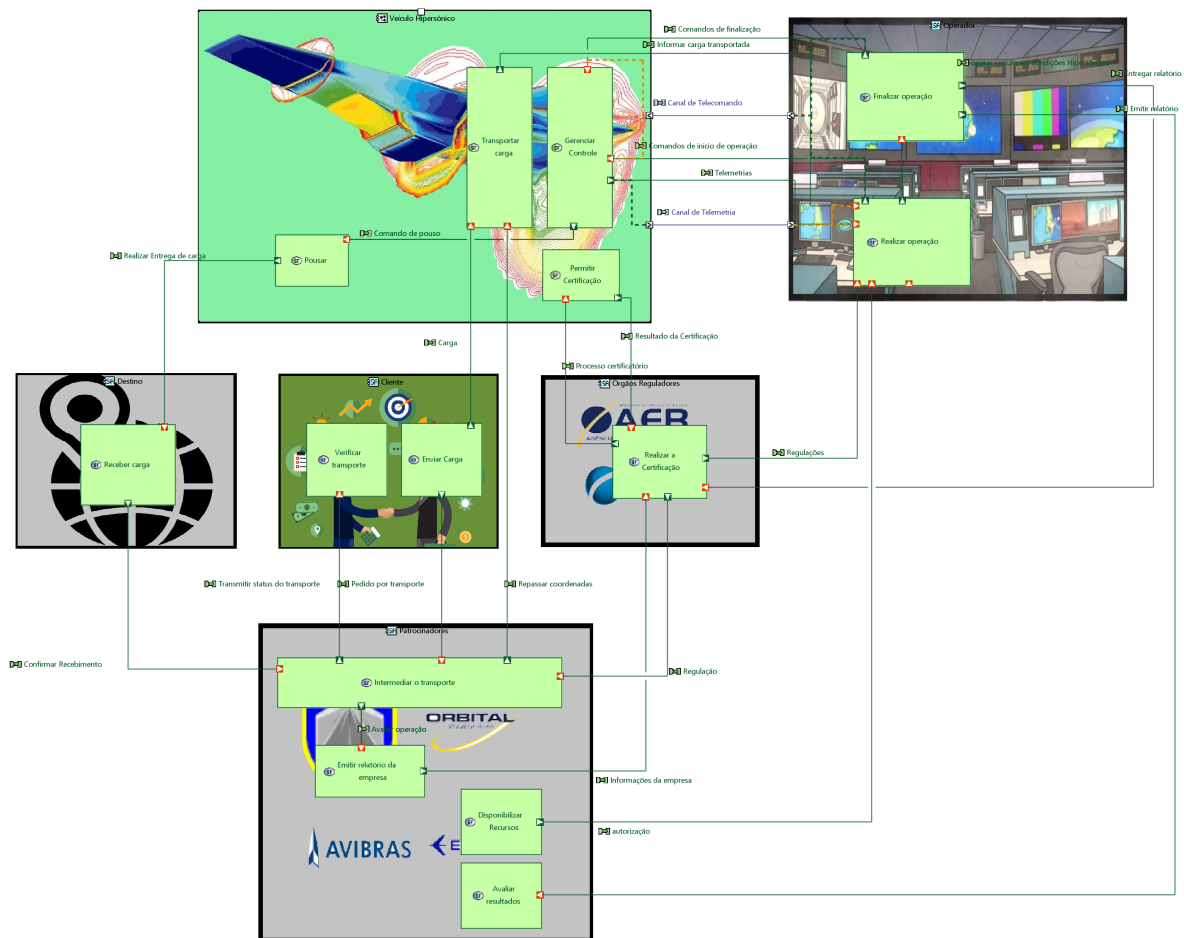


Fonte: Figura do autor.

Na Figura 4.13, tem-se o diagrama de Arquitetura do ponto de vista dos Clientes e Patrocinadores. Nesse contexto, pode-se observar os seguintes processos:

- O processo de transporte, que ocorre entre o “Cliente”, “Patrocinadores”, “Veículo Hipersônico” e o “Destino” .
- O processo de operação do veículo, que ocorre entre o “Operador” e o “Veículo Hipersônico”.
- O processo de Lançamento, que ocorre entre o “CLA”, “Veículo Impulsionador” e o “Operador”.

FIGURA 4.13 – Diagrama de Arquitetura de sistemas, visão do ponto de vista dos Clientes e Patrocinadores.



Fonte: Figura do autor.

4.3 Modelo Matemático

4.3.1 Avaliação do Motor scramjet sem efeitos viscosos

Nesta seção serão apresentados os resultados obtidos no modelo de veículo scramjet 2D, com escoamento unidimensional, projetado para operar a 30km de altitude e velocidade correspondente a Mach 6, 8.

Os parâmetro atmosféricos utilizados com base no modelo de atmosfera padrão (??), foram inseridos na Tabela 4.1.

TABELA 4.1 – Propriedades da atmosfera a 30km de altitude.

T	p	ρ	a
K	N/m^2	kg/m^3	m/s
226,5	1197	0,01841	301,7

Para o cálculo da temperatura de entrada da câmara de combustão, foram utilizados os seguintes valores, Tabela 4.2 de calores específicos e temperaturas de ignição do hidrogênio (HEISER *et al.*, 1994), bem como a fração estequiométrica (obtida via balanceamento da reação química, estequiométrica). Para a análise foi considerada a temperatura de 249,5K do hidrogênio proveniente do tanque de combustível.

TABELA 4.2 – Propriedades termoquímicas dos reagentes na entrada da câmara de combustão.

c_{par}	$T_{ign_{h_2}}$	$c_{p_{h_2}}$	T_{h_2}	f_{st}
kJ/kgK	K	kJ/kgK	K	
1,005	845,15	14,33	249,5	0,0291

Essa temperatura representa a temperatura mínima do ar na seção de entrada da câmara de combustão necessária para a autocombustão do hidrogênio. O resultado encontrado, calculado conforme explicado na seção 3.9, foi de:

$$T_{cc} = 1092,5 K \quad (4.1)$$

Em seguida, foram calculados os principais parâmetros físicos do escoamento, desde as rampas de compressão até a entrada da câmara de combustão, segundo as metodologias descritas nas seções 3.4 e 3.5. Os resultados encontram-se na Tabela 4.3 abaixo.

TABELA 4.3 – Propriedades físicas do escoamento ao longo do tubo de compressão.

	Mach	β [°]	θ [°]	p [n/m^2]	ρ [kg/m^3]	T [K]
Escoamento Livre	6,8	–	–	1197	0,0184	226,5
Rampa 1	5,7	13,1	6,3	3139,3	0,0357	306,1
Rampa 2	4,8	15,6	7,4	8233,3	0,0694	413,6
Rampa 3	4,0	18,8	8,8	2159,3	0,1346	558,8
Onda Refletida	2,4	35,6	22,6	1307,2	0,4168	1092,5

Foi considerado que a câmara de combustão terá um comprimento tal que o Número de Mach na sua seção de saída seja o limite do regime transônico, $Mach = 1, 2$, maximizando sua eficiência. Assim foi calculada a temperatura de saída da câmara de combustão e o calor gerado na queima, conforme explicado na seção 3.7.

$$T_5 = 2420,9 \text{ K} \quad (4.2)$$

$$q_{in} = 11422,9 \text{ J} \quad (4.3)$$

Para se chegar na igualdade de pressões na saída do motor, isto é, no fim da seção de expansão. Foi feito iterativamente a variação do ângulo da rampa de expansão, até que se alcançasse a condição desejada. Desse modo, obteve-se o seguinte valor para o ângulo de expansão:

$$\theta_{exp} = 8.08^\circ \quad (4.4)$$

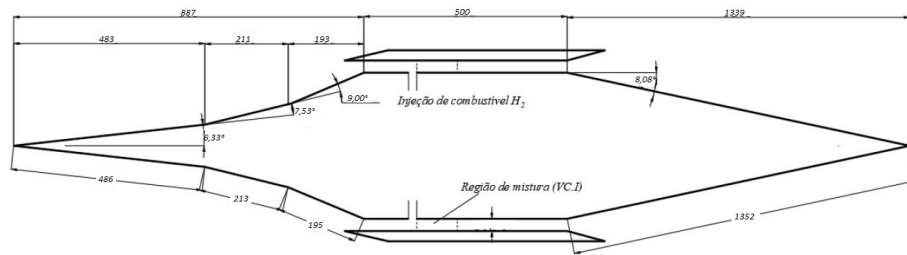
Com isso, foram calculados conforme a teoria explicada na seção 3.6, os parâmetros termodinâmicos de interesse, apresentados na Tabela 4.4.

TABELA 4.4 – Propriedades físicas do escoamento após o tubo de compressão.

	Mach	p [N/m^2]	ρ [kg/m^3]	T [K]
Escoamento Livre	6,8	1197	0,0184	226,5
Entrada do combustor	2,4	130716,3	0,4168	1092,5
Saída do combustor	1,2	384483	0,5533	2420,9
Seção de expansão (Prandtl-Meyer)	1,5	257331,4	0,4153	2158,5
Seção de expansão livre (Razão de área)	5,3	1191,9	0,0089	464,8

A seguir, Figura 4.14, tem-se as dimensões das rampas do motor scramjet calculadas geometricamente, utilizando-se dos ângulos de rampa encontrados.

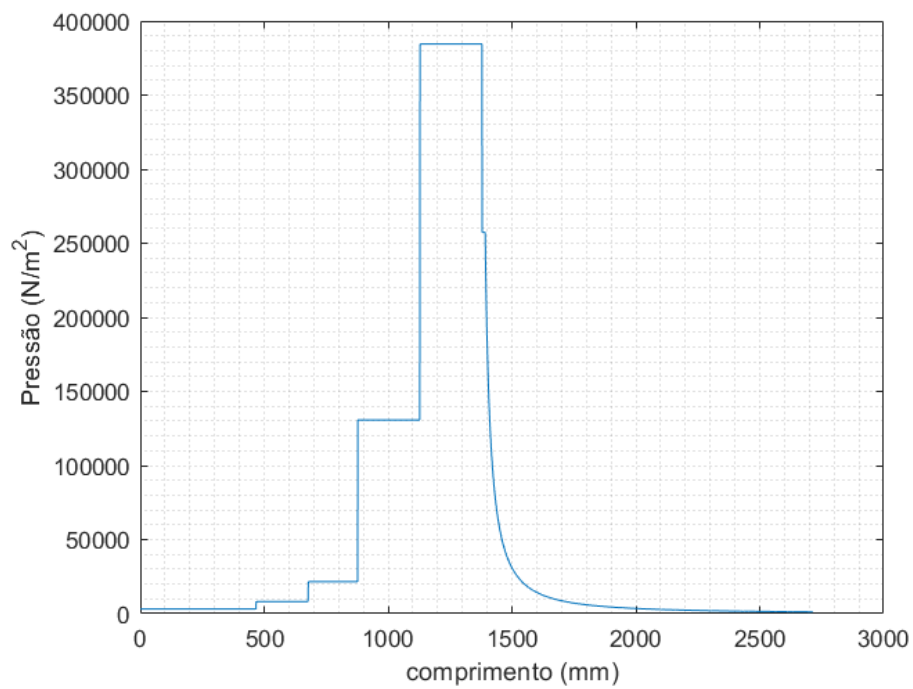
FIGURA 4.14 – Dimensões em mm do motor scramjet em vista lateral.



Fonte: Figura do autor.

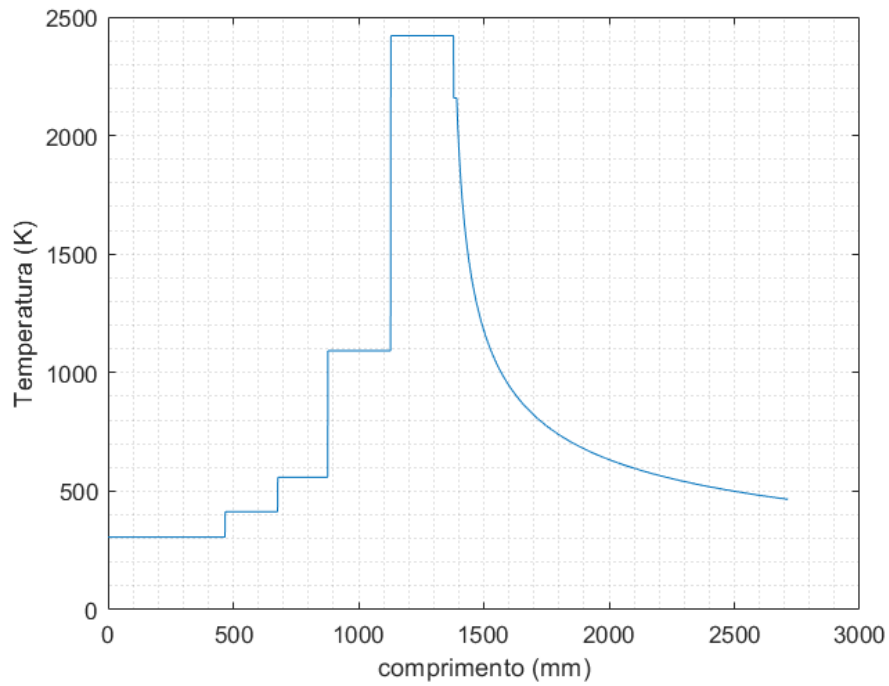
Na sequência, Figuras 4.15 a 4.18, tem-se a distribuição das variáveis termodinâmicas e do número de Mach ao longo do comprimento do motor.

FIGURA 4.15 – Distribuição de pressão ao longo do motor.



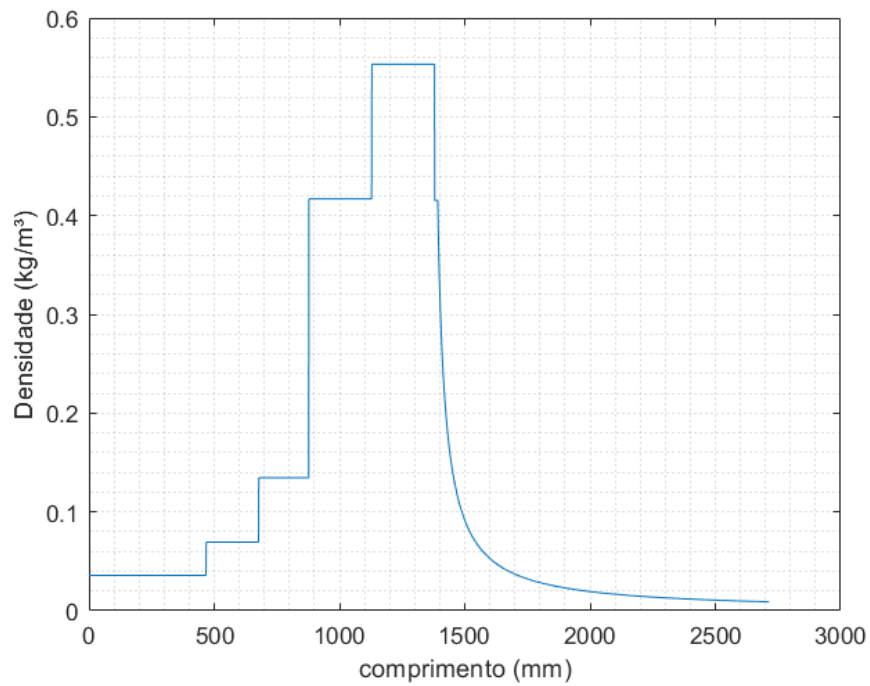
Fonte: Figura do autor.

FIGURA 4.16 – Distribuição de temperatura ao longo do motor.



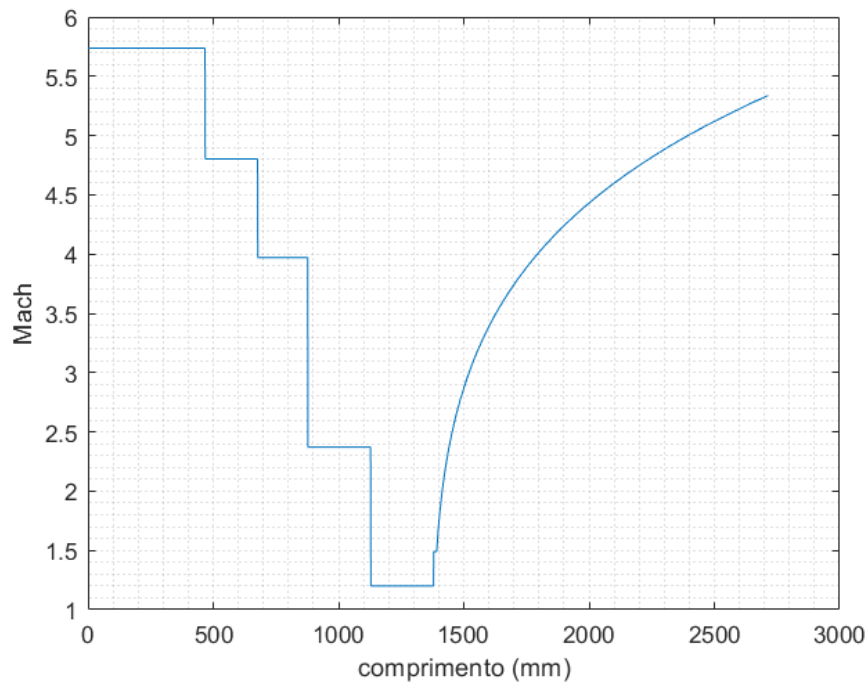
Fonte: Figura do autor.

FIGURA 4.17 – Distribuição de densidade ao longo do motor.



Fonte: Figura do autor.

FIGURA 4.18 – Distribuição de número de Mach ao longo do motor.



Fonte: Figura do autor.

Por fim, têm-se os resultados das forças de empuxo e aerodinâmicas que atuam sobre o veículo, calculadas conforme explicado nas seções 3.10 e 3.11. Empuxo do motor:

$$E = 559,9 \text{ N} \quad (4.5)$$

Sustentação total:

$$L = 2300,1 \text{ N} \quad (4.6)$$

Arrasto total:

$$D = 365,7 \text{ N} \quad (4.7)$$

Empuxo descontado do arrasto (Empuxo instalado):

$$E_i = 234,19 \text{ N} \quad (4.8)$$

Capacidade de carga, considerando a gravidade $g = 9,688 \text{ m/s}^2$ (modelo WSG84):

$$P = 237,42 \text{ kg} \quad (4.9)$$

5 Conclusão

O investimento contínuo de diversos países no mundo na área de tecnologias hipersônicas tem levado a grandes avanços e projetos cada vez mais ousados e elaborados. Por outro lado, todo esse avanço traz consigo a necessidade de uma organização igualmente mais robusta, de modo que todas as áreas de interesse do projeto assumam uma visão sistêmica propiciando um completo aproveitamento dos recursos disponíveis.

Na busca por ferramentas que auxiliem esse trabalho organizacional, foi encontrado na Engenharia de Sistemas Baseada em Modelos um conjunto de instrumentos visuais e organizacionais capazes de tornar de fácil visualização conceitos e restrições tanto de natureza técnica quanto prática, assim como demonstrar as funções de cada parte do sistema, suas interfaces com os demais sub-sistemas e o papel de cada grupo ou entidade relacionada ao projeto. No que tange aos projetos ligados à área de hipersônica, têm-se inúmeras oportunidades de aplicação da metodologia MBSE, uma vez que muitas vezes são necessárias combinações de diversos sistemas auxiliares, os quais também possuem diversas complexidades associadas, para viabilizar o funcionamento de aeronaves hipersônicas. Indo mais além, a adoção da metodologia MBSE proporciona também brechas para comunicação entre áreas que podem estar distantes em termos conceituais, permitindo antecipar problemas e soluções.

Aplicando esses conceitos no modelo desenvolvido no software *Capella*, percebeu-se que no problema do projeto de veículo hipersônico alimentado por motor scramjet, existem de fato, várias complexidades a serem discutidas. Mesmo com uma proposta de se estabelecer um modelo que pudesse representar simplificada a estrutura de um projeto dessa natureza, questões como atuação de determinados atores, como operadores e órgãos reguladores e clientes, admitem inúmeros vieses e precisam ser debatidas exaustivamente nas fases iniciais de planejamento para não deixar ambiguidades gerarem problemas futuros. Uma das questões que levantou impasses durante a análise das capacidades foi acerca da prioridade dada a missão, determinada como “demonstrar tecnologia hipersônica”. Como o veículo hipersônico pode assumir diversas funções é preciso ter claro qual será sua missão, pois essa questão influenciará todas as camadas do sistema.

Desse modo, foi possível desenvolver o modelo até a análise de sistemas como foi pro-

posto, ilustrando funções e relações do sistema com seu ambiente e entidades de interesse. Sendo assim, foi possível perceber a aplicação da engenharia de sistemas como ferramenta de desenvolvimento e organização de sistemas complexos.

Em paralelo, foi criado um modelo matemático com fim de avaliar a viabilidade de implementação da tecnologia proposta. O modelo foi elaborado utilizando conceitos fundamentais das áreas de aerodinâmica e propulsão hipersônica. Seus resultados demonstraram, conforme esperado, que a tecnologia scramjet possui, apesar das inúmeras barreiras tanto da parte construtiva quanto operacional, grande potencial de aplicação.

Por fim, ao analisar possíveis continuidades dadas a esse trabalho, pode-se aspirar o desdobramento do modelo feito com o *Capella*, com a elaboração da arquitetura lógica, analisando os subsistemas, suas funções e componentes lógicos. Além disso, seria interessante simular o desempenho do motor combinado com modelo waverider podendo assim descrever toda sua trajetória até o pouso.

Referências

ANDERSON, J. D. **Modern Compressible Flow: With Historical Perspective**. 3rd. ed. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2003. ISBN 9780072424430.

ANDERSON, J. D. **Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics**. 2nd. ed. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. (AIAA education series). ISBN 9781563477805.

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 5th. ed. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2011. ISBN 9780073398105.

BERTIN, J. J. **Hypersonic Aerothermodynamics**. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994. ISBN 9781563470363.

CARNEIRO, R. **Estudo analítico de um demonstrador da tecnologia da combustão supersônica**. Dissertation (Mestrado em Engenharia Mecânica) — Universidade Federal do Rio Grande do Norte(UFRN, Águas de Lindóia, 2018. Available at: <http://abcm.org.br/anais-de-eventos/CIT18/0751>.

CHE, J.; TANG, S. Research on integrated optimization design of hypersonic cruise vehicle. **Aerospace Science and Technology**, v. 12, n. 7, p. 567–572, 2008. ISSN 1270-9638. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963808000242>.

CHOUBEY, G.; PANDEY, K. Effect of variation of angle of attack on the performance of two-strut scramjet combustor. **International Journal of Hydrogen Energy**, v. 41, 04 2016. Accessed on: 24 de jun 2021.

ESTEFAN, J. Survey of model-based systems engineering (mbse) methodologies. **INCOSE MBSE Focus Group**, v. 25, 01 2008.

HEISER, W. H.; PRATT, D. T.; DALEY, D. H. **Hypersonic airbreathing propulsion**. 1st. ed. Washington,D.C.: AIAA, 1994.

HILLARY, S.; GRIEGO, R.; ARNOLD, E.; DORI, D. *et al.* A fresh look at systems engineering - what is it, how should it work? **INCOSE International Symposium**, v. 28, p. 955–970, 07 2018.

HIRSCHEL, E. H. Historical perspective on programs, vehicles and technology issues. 01 2004.

HIRSCHEL, E. H.; WEILAND, C. **Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. ISBN 9783540899730.

HIRSCHEL, E. H.; WEILAND, C. Design of hypersonic flight vehicles: some lessons from the past and future challenges. 2010.

JACKSON, P. **Getting Design Right: A Systems Approach**. [S.l.: s.n.], 2009. 1-367 p. ISBN 9780429130977.

LYON, D. **Systems Engineering: Required for Cost-Effective Development of Secure Products**. 2021. Available at: <https://www.sans.org/white-papers/34000/>. Accessed on: June 2021.

NASA. **U.S. Standard Atmosphere**. Washington, D.C., 1976. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19770009539>. Accessed on: 19 out. 2021.

NASA. **Systems Engineering Handbook**. 1st. ed. Washington, D.C., 2007.

NOOR, A. K.; VENNERI, S. L. **Future Aeronautical and Space Systems**. 1st. ed. Washington, D.C.: AIAA, 1997.

OSWATITSCH, K. Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds (the efficiency of shock diffusers). *In: _____*. **Schneider W., Platzer M. (eds) Contributions to the Development of Gasdynamics**. Vieweg+Teubner Verlag, 1980. p. 290–323. Available at: https://doi.org/10.1007/978-3-322-91082-0_18.

RAN, H.; MAVRIS, D. Preliminary design of a 2d supersonic inlet to maximize total pressure recovery. *In: _____*. **AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences**. [S.l.: s.n.]. Available at: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2005-7357>.

SLOWING the Hypersonic Arms Race: Union of concerned scientists. 2021. Available at: <https://www.ucsus.org/resources/slowing-hypersonic-arms-race>. Accessed on: 11 jun. 2021.

SZIROCZAK, D.; SMITH, H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 84, p. 1–28, 2016. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042115300087>. Accessed on: 24 de jun 2021.

VOIRIN, J.-L. **Model-based System and Architecture Engineering with the Arcadia Method**. 1st. ed. [S.l.]: ISTE Press - Elsevier, 2017.

WALDEN, D. D.; ROEDLER, G. J.; FORSBERG, K.; SHORTELL, R. D. H. T. M. **Systems Engineering Handbook: A Guide for System Life Cycle**. 4th. ed. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2015. ISBN 9781118999400.

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

^{1.} CLASSIFICAÇÃO/TIPO <p style="text-align: center;">TC</p>	^{2.} DATA <p style="text-align: center;">24 de novembro de 2021</p>	^{3.} REGISTRO N° <p style="text-align: center;">DCTA/ITA/TC-127/2021</p>	^{4.} N° DE PÁGINAS <p style="text-align: center;">71</p>
^{5.} TÍTULO E SUBTÍTULO: Estruturação da arquitetura conceitual de um veículo hipersônico utilizando engenharia de sistemas baseada em modelos.			
^{6.} AUTOR(ES): Walter Diniz da Silva Henriques			
^{7.} INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA			
^{8.} PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Engenharia de Sistemas; MBSE; Capella; Hipersônico			
^{9.} PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Veículos hipersônicos; Engenharia de sistemas; Esquemas conceituais; Arquitetura (comunicações); Engenharia aeroespacial.			
^{10.} APRESENTAÇÃO: <p style="text-align: right;"> <input checked="" type="checkbox"/> Nacional <input type="checkbox"/> Internacional </p> ITA, São José dos Campos. Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica. Orientador: Christopher Shneider Cerqueira; coorientador: João de Barro Monteiro Cavalcanti. Publicado em 2021.			
^{11.} RESUMO: Novos produtos atualmente requerem alto grau de complexidade, devem ser projetos inteligentes, seguros, ecologicamente corretos além de ter preços competitivos. Para isso, é necessário projetar e modelar diversos subsistemas para que os componentes dos produtos atinjam as necessidades dos clientes e das entidades de interesse. Em uma abordagem clássica de engenharia de sistemas, a construção dos sistemas e subsistemas é descrita em grandes compilados de documentos o que colabora para dificultar a consistência do projeto e impedir que seu objetivo inicial seja alcançado. Para resolver esse problema, a engenharia de sistemas baseada em modelos (MBSE) age no sentido de mudar o modelo de projeto orientado a documentos para um modelo de descrição mais coerente, integrado e visual do sistema. As principais vantagens dessa metodologia são melhoraria na comunicação de toda a equipe do projeto, análise de perdas e ganhos em decisões numa perspectiva global e identificação problemas. A tecnologia Hipersônica encontra-se em termos científicos, no limite do conhecimento e tem o potencial de se tornar uma revolução no setor aeroespacial nas próximas décadas. Seu desenvolvimento, por outro lado, ainda está muito restrito devido a sua complexidade elevada e alta demanda por recursos. Assim, projetos nessa área constituem uma demanda evidente de engenharia de sistemas. A proposta desse trabalho é desenvolver um modelo inicial de engenharia de sistemas baseada em modelos, com base no método ARCADIA demonstrando sua aplicação como meio auxiliar no gerenciamento do projeto. Além disso, será apresentado um modelo matemático do motor scramjet, como ferramenta de análise de viabilidade tecnológica. Dessarte, mostrando a integração das ferramentas de engenharia de sistemas com projeto conceitual.			
^{12.} GRAU DE SIGILO: <p style="text-align: center;"> <input checked="" type="checkbox"/> OSTENSIVO <input type="checkbox"/> RESERVADO <input type="checkbox"/> SECRETO </p>			