

UNIVERSIDADE FUMEC
FACULDADE DE ENGENHARIA E ARQUITETURA – FEA
ENGENHARIA AERONAUTICA

Marco Gabaldo

**ANÁLISE DE VIABILIDADE TÉCNICA DE UM LANÇADOR DE SATÉLITE
REUTILIZÁVEL DE DOIS ESTÁGIOS USANDO MOTORES RISCRA™ JET**

Professor orientador:

Rogério Botelho Parra

Belo Horizonte

Junho/2018

Marco Gabaldo

**ANÁLISE DE VIABILIDADE TÉCNICA DE UM LANÇADOR DE SATÉLITE
REUTILIZÁVEL DE DOIS ESTÁGIOS USANDO MOTORES RISCAM™ JET**

Trabalho Final do Curso apresentado à Faculdade de
Engenharia e Arquitetura da Universidade FUMEC,
como requisito para a conclusão do Curso de
Engenharia Aeronáutica

Belo Horizonte

Junho/2018

Marco Gabaldo

**ANÁLISE DE VIABILIDADE TÉCNICA DE UM LANÇADOR DE SATÉLITE
REUTILIZÁVEL DE DOIS ESTÁGIOS USANDO MOTORES RISCRAM™ JET**

Trabalho Final do Curso apresentado à Faculdade de
Engenharia e Arquitetura da Universidade FUMEC,
como requisito para a conclusão do Curso de
Engenharia Aeronáutica

Prof. Esp. Rogério Botelho Parra Orientador

Prof. Esp. Convidado José Américo Leão

Prof. Dr. Convidado José Eduardo Mautone Barros

Prof. Rogério Botelho Parra
Coordenador do Curso de Engenharia Aeronáutica

Belo Horizonte

Junho/2018

Aos meus pais e a minha esposa

"Cientistas descobrem o mundo que existe, engenheiros criam um que nunca existiu."
(Theodore von Karman)

"O futuro dependerá daquilo que fazemos no presente."
(Mahatma Gandhi)

RESUMO

O presente estudo traz a concepção de um veículo lançador de satélites de dois estágios. Este lançador foi projetado para colocação, em baixa órbita, cargas úteis de até 500 kg. O motor de ciclo combinado apresentado neste trabalho é denominado *Rocket Ignited Supersonic Combustion Ramjet* (RISCRAM™ jet). O nome completo do motor está registrado nos Estados Unidos como marca registrada comercial. O conceito do motor RISCRAM™ está protegido e depositado como patente internacional com o seguinte número WO2016157224A1, foi classificado como motor para veículo hipersônico com combustor supersônico. O primeiro estágio, totalmente reutilizável, é propulsionado por dois motores a jato tipo RISCRAM™ jet que aspira ar atmosférico e permite atingir velocidades de até Mach 6 abaixo de 30 km de altitude e Mach 15 acima de 40 km de altitude em modalidade foguete puro. Será introduzido o transporte aeroespacial, o veículo lançador e funcionamento do motor. O lançador descrito neste trabalho tem características típicas dos veículos supersônicos existentes atualmente no mercado. A viabilidade técnica do motor RISCRAM™ será avaliada através de simulações numéricas. A conclusão do trabalho é que o sistema proposto seja tecnicamente capaz de colocar em órbita uma carga no espaço usando um veículo lançador de satélite reutilizável com o motor *RISCRAM™* descrito.

Palavras-chave: Lançador de satélite. Risqram™. Hipersônico

ABSTRACT

The present study brings the design of a two-stage satellite launch vehicle. This launcher is designed for low-orbit placement, payloads up to 500 kg. The combined cycle engine presented in this work is called Rocket Ignited Supersonic Combustion Ramjet (RISCRAM™ jet). The full name of the engine is registered in the United States as a registered trademark. The concept of the RISCRAM™ engine is protected and deposited as an international patent under the following number WO2016157224A1, it has been classified as hypersonic vehicle engine with supersonic combustor. The first stage, completely reusable, is powered by two RISCRAM™ jet engines that aspirates atmospheric air and allows speeds up to Mach 6 below 30 km altitude and Mach 15 above 40 km altitude in pure rocket mode. Aerospace transportation launch vehicle and engine operation will be introduced. The launcher described in this work has characteristics typical of the supersonic vehicles currently on the market. The technical feasibility of the RISCRAM™ engine will be evaluated through numerical simulations. The conclusion of the work is that the proposed system is technically capable of orbiting a load in space using a reusable satellite launch vehicle with the described RISCRAM™ engine.

Key words: *Satellite launcher. Riscram™. Hypersonic.*

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

FIGURA 01 - PRIMEIRO ESPAÇO-PORTO DOS ESTADOS UNIDOS	17
FIGURA 02 - SEA LAUNCH PLATAFORMA FIXA DE LANÇAMENTO NO MAR	18
FIGURA 03 - VARIAÇÃO DE DENSIDADE, TEMPERATURA A GRAVIDADE EM FUNÇÃO DA ALTITUDE.....	19
FIGURA 04 – CLASSIFICAÇÃO DA EXAUSTÃO DOS BOCAIS	20
FIGURA 05 - ECONOMIA ESPACIAL GLOBAL 2016	24
FIGURA 06 - LINHA DE GABRIELLI E VON KARMAN	25
FIGURA 07 - GABRIELLE VON KARMAN PARA VEÍCULOS LANÇADORES E HIPERSÔNICOS EXISTENTES	27
FIGURA 08 - VARIANTES CONCEPTUAIS DE FUTUROS SISTEMAS DE LANÇAMENTO ESPACIAL.....	30
FIGURA 09 – CLASSIFICAÇÃO VEÍCULO EM FUNÇÃO DA VELOCIDADE	31
FIGURA 10 - VEÍCULO ESPACIAL - AGÊNCIA ESPACIAL INDIANA.....	32
FIGURA 11 - VEÍCULO ESPACIAL SKYLON	33
FIGURA 12 - REPRESENTAÇÃO DO FUNCIONAMENTO DE UM MOTOR SCRAMJET.	34
FIGURA 13 - ESQUEMATIZAÇÃO DO EFEITO TAN	35
FIGURA 14 - FLUXOGRAMA DA EVOLUÇÃO CONCEITUAL DO MOTOR RISCRAM™.....	36
FIGURA 15 -ESQUEMA INTERNO DO MOTOR RISCRAM™.....	37
FIGURA 16 - RISCRAM™ EM FASE DE BAIXO SUBSÔNICO.....	38
FIGURA 17 - RISCRAM™ EM FASE DE ALTO SUBSÔNICO / TRANSÔNICO.....	38
FIGURA 18- RISCRAM™ EM FASE DE ALTO SUPERSÔNICO/HIPERSÔNICO	39
FIGURA 19 - RISCRAM™ EM FASE FOGUETE.....	39
FIGURA 20- VEÍCULO POHOX COM SEGUNDO ESTÁGIO.	40
FIGURA 21 - BOMBARDEIRO XB-70 VALKYRIE	41
FIGURA 22 - VISTA EM PERSPECTIVA DO VEÍCULO POHOX.....	43
FIGURA 23 - VISTA SUPERIOR DO VEÍCULO POHOX.....	43
FIGURA 24 - CONOPS CONCEITO DA OPERAÇÃO.....	45
FIGURA 25- RISCRAM™ ESQUEMA DOS MODELOS MATEMÁTICOS USADOS.....	46
FIGURA 26 - ENVELOPE DE VOO DE UM VEÍCULO DEMONSTRADOR COM MOTOR RISCRAM™	50
FIGURA 27- TEMPERATURA ESTÁTICA, PRESSÃO ESTÁTICA E NÚMERO DE MACH PARA MODALIDADE DE BAIXO NÍVEL SUBSÔNICO EM CADA ESTAÇÃO DO MOTOR	51
FIGURA 28 - TEMPERATURA ESTÁTICA, PRESSÃO ESTÁTICA E NÚMERO MACH PARA MODALIDADE DE VOO SUBSÔNICO PRÓXIMO DE MACH 1 EM CADA ESTAÇÃO DO MOTOR	52
FIGURA 29 - TEMPERATURA ESTÁTICA, PRESSÃO ESTÁTICA E NÚMERO MACH PARA MODALIDADE DE VOO SUPERSÔNICO PRÓXIMO DE MACH 1 EM CADA ESTAÇÃO DO MOTOR.....	53
FIGURA 30 - TEMPERATURA ESTÁTICA, PRESSÃO ESTÁTICA E NÚMERO MACH PARA MODALIDADE DE VOO A ELEVADO NÍVEL SUPERSÔNICO PRÓXIMO DE MACH 1 EM CADA ESTAÇÃO DO MOTOR	54

FIGURA 31 - TEMPERATURA ESTÁTICA DO MOTOR RISCRA TM , PRESSÃO ESTÁTICA E NÚMERO MACH PARA A MODALIDADE FOGUETE EM CADA ESTAÇÃO DE MOTOR.....	55
FIGURA 32 - TRIPLO BOCAL 3D PARA SIMULAÇÃO RISCRA TM	57
FIGURA 33- PSEUDO-SCHLIEREN ASSIMÉTRICO DE FLUXO SUPERSÔNICO NÃO REATIVO NA VELOCIDADE DO VEÍCULO MACH 2.	58
FIGURA 34 - CAMPO DE TEMPERATURA ESTÁTICA ASSIMÉTRICA DO FLUXO SUPERSÔNICO NÃO REATIVO NA VELOCIDADE DO VEÍCULO MACH 2.	58
FIGURA 35 - CAMPO DE MACH AXISIMÉTRICO DO FLUXO SUPERSÔNICO NÃO REATIVO NA VELOCIDADE DO VEÍCULO MACH 2.	59
FIGURA 36 - MODELO TRIDIMENSIONAL.....	60
FIGURA 37 - MALHA MODELO TRIDIMENSIONAL VISTA LATERAL.....	60
FIGURA 38 - MALHA MODELO TRIDIMENSIONAL VISTA LATERAL MOSTRANDO A ESPESSURA DOS ELEMENTOS USADOS.....	61
FIGURA 39 - CURVAS DE NÍVEL DE MACH PARA FASE SUPERSÔNICA (FLIGHT MACH = 1.6)	64
FIGURA 40 - PSEUDO-SCHLIEREN PARA FASE SUPERSÔNICA (FLIGHT MACH = 1.6).....	64
FIGURA 41 - CURVAS DE NÍVEL DE FRAÇÃO DE MASSA DE H ₂ PARA FASE SUPERSÔNICA (FLIGHT MACH = 1.6)	65
FIGURA 42 - CURVAS DE NÍVEL DE ENERGIA CINÉTICA TURBULENTO PARA FASE SUPERSÔNICA (FLIGHT MACH = 1.6).....	65
FIGURA 43 - CURVAS DE NÍVEL DE TEMPERATURA ESTÁTICA PARA FASE SUPERSÔNICA (FLIGHT MACH = 1.6)	66

LISTA DE TABELAS

Tabela 01	Classificação das órbitas.	21
Tabela 02	Dados resumidos do primeiro e segundo estágio.	38
Tabela 03	Resultados da análise unidimensional	49
Tabela 04	Parâmetro Fluent® para modelo de turbulência SST k- ω	58
Tabela 05	Mecanismo de reação para combustão de H ₂ /O ₂ /Ar.	58

LISTA DE QUADROS

Quadro 01	Veículos e lançadores hipersônicos	25
Quadro 02	Parâmetros para escolha de propelentes.	42
Quadro 03	Subdivisão das estações do motor RISCRA TM	45
Quadro 04	Condições de voo para simulação unidimensional	48

LISTA DE SIGLAS

AIAA -	<i>American Institute of Aeronautics and Astronautics</i>
AP -	<i>Ammonium perchlorate</i>
CATS -	<i>Cheap access to space</i>
CFD -	<i>Computational Fluids Dynamics</i>
CONOPS -	<i>Concept of operations</i>
EDT -	<i>Eddy Dissipation Model</i>
ESA -	<i>European Space Agency</i>
FAA -	<i>Federal Aviation Administration</i>
GEO -	<i>Geostationary Orbit</i>
HTPB -	<i>Hydroxyl-terminated polybutadiene</i>
LEO -	<i>Low Earth orbit</i>
LOX -	<i>Liquid Oxygen</i>
MEO -	<i>Medium Earth orbit</i>
NASA -	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
RANS -	<i>Reynolds Average Navier Stokes equations</i>
RISCRAM™ -	<i>Rocket Ignited Supersonic Combustion Ramjet</i>
RLV -	<i>Reusable Launch Vehicle</i>
SCRAMjet -	<i>Supersonic Combustion Ramjet Engine</i>
SHCRAMjet -	<i>Shock-Induced Combustion Ramjet Engine</i>
SST -	<i>Shear Stress Transport</i>
TAN -	<i>Thrust Augmented Nozzle</i>
TBCC -	<i>Turbine-Based Combined Cycle</i>
TRCC -	<i>Turbine-Rocket Combine Cycle</i>
TSTO -	<i>Two Stage To orbit</i>
UCS -	<i>Union of Concerned Scientists</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

c_p	Calor específico a pressão constante
G	Gravidade
M	massa
\dot{m}	<i>Vazão mássica</i>
R	<i>Raio da terra</i>
T	Temperatura estática
ν	Velocidade orbital
V	Velocidade
ϕ	Eficiência de transferência do momentum

SUMÁRIO

INTRODUÇÃO	14
CAPITULO 1 - TRANSPORTE ESPACIAL	17
1.1 Definição de transporte espacial.....	17
1.2 Trajetória e órbita.....	20
1.3 Definição de missão e seu limite.....	22
1.4 Estágios e fases da missão.....	28
1.5 Retorno ao espaço terrestre e interrupção da missão.....	28
CAPITULO 2 - O veículo de transporte: lançador	29
2.1 Conceitos de veículos reutilizáveis	29
2.2 Aerodinâmica e estrutura do veículo lançador	30
CAPÍTULO 3 - SISTEMA DE PROPULSÃO RISCRATM	33
3.1 Definição de motor a ciclo combinado para veículos reutilizáveis.....	33
3.2 Descrição das características do motor RISCRA TM	37
CAPÍTULO 4 - Estudo da Viabilidade técnica do Lançador de Satélite Reutilizável de Dois Estágios Usando Motores RISCRATM jet.	40
4.1 Veículo e missão	40
4.2 Análise da viabilidade técnica.....	46
4.2.1 Análise unidimensional	46
4.2.2 Resultados unidimensionais	50
4.2.3 Análise tridimensional.....	57
4.2.4 Resultados	63
CONSIDERAÇÕES FINAIS	68
REFERÊNCIAS	69

INTRODUÇÃO

A literatura do século XIX inspirou cientistas a estudar o assunto do voo espacial e entender se as ideias fantasiosas nos livros de literatura eram plausíveis. Vários livros de Júlio Verne pareciam prever a direção em que a humanidade evoluiria. Na época, o autor acreditava que as naves seriam lançadas através de um canhão, chamado na história de “Columbiad”, uma referência a um canhão utilizado na guerra de 1812 (MILLER, 2014). Pouco mais de 100 anos depois, Neil Armstrong, comandante da Apollo 11, conseguiu decolar da Flórida com o veículo Columbia e pousou no Oceano Pacífico após completar uma viagem à Lua. As citações de Júlio Verne passam, então, de previsões a coincidências instigantes. A literatura, ao longo da história, inspirou vários cientistas, como Tsiolkovsky, Goddard ou von Braun, a contribuir na exploração e conquista do espaço (OBVIUS, 2017). Com o fim da Segunda Guerra Mundial, em 1945, um outro conflito emergiu no mundo: a Guerra Fria. União Soviética e Estados Unidos investiram em tecnologia, armas e propaganda, num embate para provar supremacia ao restante do mundo. Foi a chamada Corrida Espacial, que teve início em 4 de outubro de 1957 com o lançamento do Sputnik. Foi a primeira vez que um objeto criado por humanos foi colocado em órbita.

Nesse contexto histórico foram desenvolvidas novas tecnologias que possibilitaram grande avanço do setor aeroespacial e o uso comercial do espaço. Atualmente, as operadoras de telecomunicações contratam a fabricação de satélites, que são parte integrante da economia espacial. Embora o setor das telecomunicações ainda seja a principal área de exploração do mercado aeroespacial, alguns empreendimentos comerciais já possuem planos de longo prazo para explorar recursos naturais originários da Terra, para emprego em atividades espaciais. O turismo espacial, por exemplo, é uma atividade muito promissora, que pode ter um crescimento muito significativo num futuro próximo, à medida que novas empresas se esforcem para possibilitar a redução dos custos e dos riscos dos voos espaciais transportando pessoas comuns.

A União Internacional de Telecomunicações (ITU) e a *Cisco Company* realizam pesquisas sobre a futura demanda de comunicações para 2020 (GEMALTO, 2017). O relatório gerado a partir dessas pesquisas prevê um grande aumento no uso do mercado de telecomunicações, com mais da metade da população mundial se comunicando até 2020. Isso significa que mais de 6 bilhões de pessoas necessitarão de sistemas de comunicação disponíveis sem interrupções do serviço até 2020. Os satélites são os únicos meios para atender a essa demanda no setor das comunicações terrestres.

Existe também o mercado da mineração espacial que está cada vez mais concreto. Mineração de planetas e corpos celestes no espaço podem suprir a demanda futura de platino, silício, alumínio e outros elementos químicos importantes para evolução tecnológica do planeta (ESTY, 2016). Para que a utilização comercial do espaço seja economicamente viável, o preço da carga útil deve reduzir significativamente. Atualmente muitas empresas trabalham para otimizar os custos de acesso ao espaço, uma tendência denominada de filosofia *Cheap Access To Space* (CATS). Segundo a revista POPULAR MECHANICS (2017), essa corrida ao espaço é baseada em duas grandes filosofias: lançadores descartáveis e lançadores reutilizáveis. Existe também uma alternativa aos foguetes, a que se dá o nome de "Lançamento sem foguetes", como um elevador espacial, corrente espacial, Skyhook, loop de lançamento, dentre outras técnicas. Lançadores reutilizáveis também são propostos como uma alternativa para reduzir os custos de acesso ao espaço. Lançadores reutilizáveis de satélites ou de cargas espaciais são projetados atualmente com estruturas que lembram o antigo Ônibus Espacial e o Concorde. Dois veículos aparentemente diferentes, mas com a mesma característica: atingir velocidades orbitais próximas a Mach 8, ou seja, 8 vezes a velocidade do som, condições fundamentais para o posicionamento de cargas na camada suborbital. Justifica-se, assim, o desenvolvimento dessa pesquisa de natureza exploratória com foco em propulsão e transporte espaciais.

Este trabalho propõe investigar e analisar de forma qualitativa a viabilidade técnica de um lançador de satélite utilizando motores hipersônicos de ciclo combinado denominados RISCRATM. O texto está estruturado em 4 capítulos e foi organizado a partir da coleta de informações contidas em artigos, congresso e relatórios técnicos do setor aeroespacial.

O primeiro capítulo aborda o cenário atual do transporte de carga no espaço, detalhando os problemas do posicionamento da carga parcial fora da atmosfera. O segundo capítulo, descreve o veículo responsável para o transporte da carga espacial. No terceiro capítulo é reportada uma descrição teórica do motor RISCRATM. No quarto capítulo são apresentados estudos, observações e análises do professor Jose Eduardo Mautone Barros e do autor desse trabalho.

Todos os dados e análises são baseados em prévias publicações e apresentados em seguida. Para demonstrar a viabilidade técnica do veículo e do sistema propulsivo descrito, será apresentado o veículo lançador de satélite, a missão para a qual o veículo é designado e por último o sistema propulsivo. Também são detalhados modelos unidimensionais para explicar a teoria por trás desse tipo de motor. Uma pesquisa teórica e simulações dão suporte a esse conceito de propulsão. Também será mostrado o modelo tridimensional essencial para explicar

o funcionamento do motor de tipo *Rocket-Based Combined Cycle* (RBCC), denominado RISCARAM™.

Os resultados mostram que é possível combinar diferentes ciclos do motor para alcançar a exosfera a partir do nível do mar, com sinergia entre os componentes do motor: entrada, bypass supersônico, turbojato, foguete e SCRAMjet. Demonstra-se, dessa forma, o funcionamento do sistema de propulsão, que tem características tais, capazes de permitir que um veículo lançador de satélites posicione cargas nas camadas suborbitais do planeta e reentre de volta do espaço para aterrissar no mesmo espaço-porto de partida, demonstrando a sua viabilidade técnica. No último capítulo, apresentam-se as considerações finais deste trabalho, além de propostas de trabalhos futuros.

CAPITULO 1 - TRANSPORTE ESPACIAL

1.1 Definição de transporte espacial

Pode-se definir transporte espacial como o segmento do setor produtivo ligado ao deslocamento de pessoas ou cargas no espaço. Embora o espaço não tenha um lugar de aterrissagem específico, existem posições e órbitas definidas da força gravitacional terrestre. Qualquer objeto colocado no espaço com a velocidade certa, pode ocupar posições determinadas, definindo, dessa maneira, o destino da carga que ele venha a transportar. Segundo a *Federal Aviation Administration* (FAA), o lugar de decolagem dos veículos espaciais é chamado de espaço-porto, que é definido como qualquer superfície que possua infraestrutura destinada à aterrissagem, à decolagem e à movimentação de espaçonaves e veículos destinados para voos suborbitais, embarque e desembarque de pessoas e cargas. Atualmente, já existem no mercado dois espaços-portos. Um está localizado no Novo México nos Estados Unidos, como ilustrado na Figura 01, financiado pela XPrice, e outro espaço-porto está em construção no Reino Unido.

Figura 01 - Primeiro Espaço-porto dos Estados Unidos



Fonte: FREARSON, 2018

Existem outras infraestruturas para lançamentos de veículos espaciais, como as bases marítimas de lançamentos, denominadas de *Sea Launch*, que são estruturas de lançamento de veículos espaciais em águas internacionais e que podem disparar lançadores a partir da posições fixas ou móveis, aumentando consideravelmente a capacidade de carga útil e

reduzindo os custos de lançamento quando comparadas a sistemas baseados em terra. Bases fixas no mar são infraestruturas petrolíferas (offshore) recondiçionadas e adaptadas para lançamento aeroespaciais. A Figura 02 mostra uma base de lançamento flutuante da firma *Sea Launch* usada para lançamentos comerciais em águas internacionais.

Figura 02 - *Sea Launch* Plataforma fixa de lançamento no mar

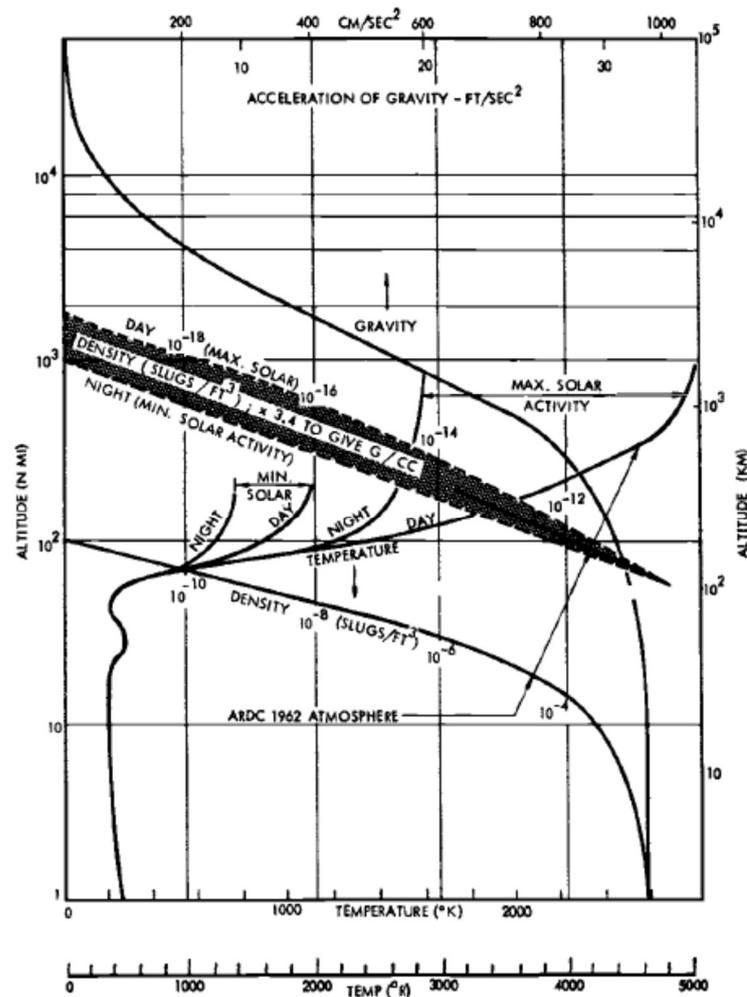


Fonte: FOUSTO, 2017

Uma outra alternativa de lançamento são os veículos propulsionados por aviões. As principais vantagens de um veículo espacial ser lançado através um avião são o ganho de velocidade e a economia de combustível, pois não se gasta energia na primeira fase de decolagem onde a atmosfera é mais densa. Em densidades mais elevadas, ou seja, em altitudes mais baixas, o arrasto de uma aeronave é sempre maior. Além disso, é importante considerar que o impulso de um veículo supersônico é perdido devido à sobre-expansão da descarga em alta pressão ambiente e sub-expansão em baixa pressão ambiente.

Em geral, quando um foguete atravessa a atmosfera, as perdas devido à variação na pressão ambiente levam a concluir que existe apenas uma área de exaustão para cada altitude. Como essa situação só ocorre em um ponto, ele vai ser considerado ponto ótimo de funcionamento do bocal do motor foguete naquela altitude. Para se manter uma boa relação entre pressão de exaustão e a pressão ambiente, o motor foguete deveria ser equipado de bocal (ou tubeira) de dimensões variáveis, onde o diâmetro e o comprimento podem ser alterados em função da variação na altitude e da conseqüente mudança na pressão e na temperatura ambiente.

Figura 03 Variação de densidade, temperatura a gravidade em função da altitude.

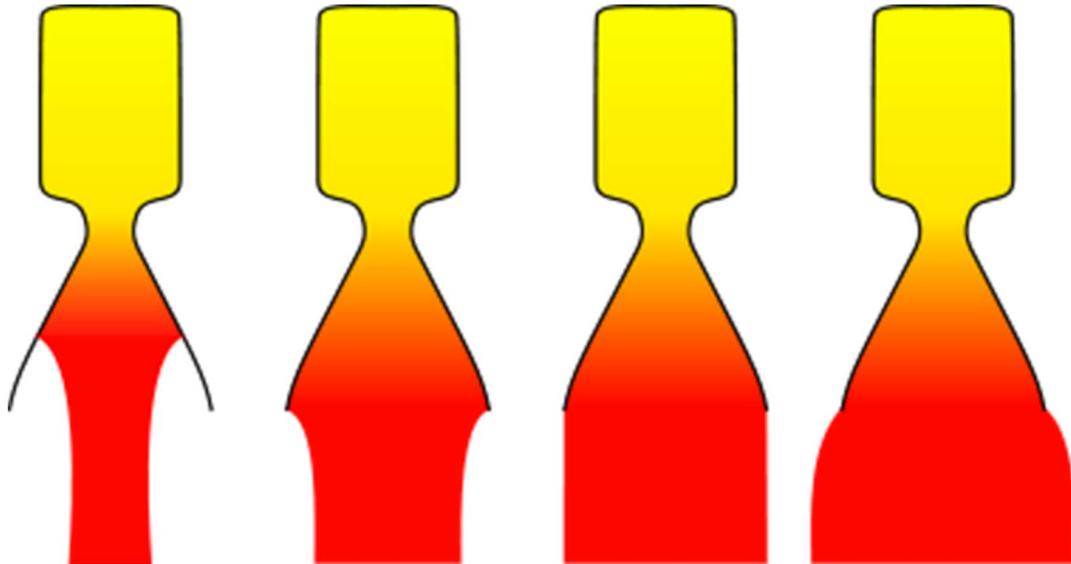


Fonte: ALLEN, 2012

Devido à complexidade mecânica desta solução, os motores são construídos com uma área de exaustão fixa, capaz de aceitar a redução no desempenho, em troca de menor peso e maior confiabilidade. Foguetes lançados a partir de altitudes elevadas podem ser otimizados para baixa pressão ambiente, alcançando, assim, um maior impulso durante todo o regime de operação. Observa-se que pressão de exaustão menor que a pressão atmosférica pode estar presente em uma tubeira supersônica. A pressão ambiente não consegue entrar na tubeira, pois os gases estão fluindo a velocidades supersônicas, exceto em algumas situações críticas pelo atrito com as paredes. A Figura 04 mostra a classificação de um bocal (ou tubeira), onde a primeira imagem é da tubeira subexpandida (ou *underexpanded*), a segunda é de uma tubeira ideal de dimensões corretas onde a área de exaustão permite que a pressão de exaustão se equipare à pressão ambiente, a terceira é denominada sobre-expandida (ou *overexpanded*) e a

quarta e última imagem é de caso extremo de tubeira sobre-expandida, que acontece quando os gases com baixa pressão se desprendem da parede da tubeira (HUZEL,1971).

Figura 04 – Classificação da exaustão dos bocais



Fonte: SUTTON, 2001

1.2 Trajetória e órbita

Para se colocar uma carga no espaço, é importante traçar uma trajetória do espaçoporto para o anel orbital específico através de cálculos de astrodinâmica e propulsão, permitindo um voo seguro e garantindo a integridade estrutural do veículo e da carga. O tipo de voo a ser analisado neste trabalho é um voo suborbital, que nada mais seria que um veículo espacial chegando ao espaço, mas a sua trajetória interceptando a atmosfera terrestre de modo que não complete uma revolução orbital, atingindo uma altitude superior atingindo uma altitude superior à linha de Karman, que está a 100 km acima do nível do mar e define o limite entre a atmosfera terrestre e o espaço exterior. Dessa forma, um veículo suborbital reutilizável pode desacoplar-se do segundo estágio e retornar ao espaçoporto para nova missão. A escolha da velocidade ótima vai ser determinante para o sucesso da missão.

No caso dos voos suborbitais que alcançam 100 km de altitude, procura-se atingir o menor delta-v, (mudança de velocidade ou Δv), necessário, que é de cerca de 1,4 km/s. Delta-v é um escalar que representa a medida do impulso, em metros por segundo, necessário para realizar uma manobra ou uma manobra orbital no espaço. Outro fator importante para o sucesso de uma missão e para o cálculo da trajetória de um lançador é a janela de lançamento, que é o

período em que todas as condições para o lançamento de um foguete ou veículo espacial estejam favoráveis.

O local adequado também é importante para o cálculo da trajetória e economia do combustível. Escolhas erradas do espaçoporto podem criar prejuízos econômicos e limitações da missão. A proximidade da base de lançamento com a linha do Equador auxilia o impulso dos lançadores, favorecendo, assim, a economia do propelente utilizado. Veículos espaciais precisam ser lançados de modo que cheguem à órbita desejada em torno da Terra com velocidades suficientes para não serem atraídos de volta à superfície pelo campo gravitacional terrestre. Considerando-se que um ponto no Equador gira a 1670 km/h para percorrer o perímetro de 40.075,02 km em 24 horas, a 45 graus de latitude a velocidade de um ponto na superfície devido à rotação da Terra será de 1180 km/h. Assim, quanto mais próximo do Equador for feito o lançamento de um foguete, maior será sua velocidade inicial devido à própria rotação da Terra, e, portanto, maior será a economia de combustível para atingir uma órbita determinada. No Brasil, é importante lembrar a estratégica posição da base de Alcântara, que permite lançamentos de veículos espaciais em todos os tipos de órbita, desde as equatoriais (em faixas horizontais) às polares (em faixas verticais). A base mencionada é considerada uma das melhores do mundo pela sua localização geográfica, por estar a dois graus da linha do Equador. Para definição de uma trajetória, é necessário a escolha de uma órbita que dependerá do propósito da missão. Carga para abastecimento da estação espacial internacional que ocupará uma órbita baixa demanda uma trajetória diferente à de um satélite de telecomunicações, que ocupará uma órbita geoestacionária a uma distância maior da Terra. A tabela a seguir classifica as órbitas *Low Earth Orbit* (LEO), *Medium Earth Orbit* (MEO) e *Geostationary Orbit* (GEO) em função da altitude, período orbital e vida útil.

Tabela 01 Classificação das órbitas

Parâmetro	LEO	MEO	GEO
Satélite altitude	300 - 1500 km	5000 - 12000 km	±35800 km
Período orbital	7 – 40 min	2 – 8 horas	24 horas
Vida do Satélite	Curta	Longa	Muito longa

Fonte: LEY (2009)

Um satélite pode permanecer na mesma órbita durante um longo período, já que a atração gravitacional da Terra vem equilibrar a força centrífuga. Como os satélites estão em órbita fora da atmosfera, não existe resistência do ar. Por isso, de acordo com as leis de Newton,

a velocidade do satélite é constante, o que permite uma órbita estável em torno da Terra durante muitos anos. A atração gravitacional diminui à medida que aumenta a distância entre o núcleo da Terra e o corpo que está orbitando. Existe, por isso, uma ligação direta entre a distância da Terra e a velocidade orbital do satélite.

$$v^2 = \frac{GM}{R} \Rightarrow v = \sqrt{\frac{GM}{R}} \quad (1)$$

A uma distância de 36.000 km, o tempo de percurso da órbita é de 24 horas, o que corresponde ao tempo de rotação da Terra, por isso denominada órbita geoestacionária. A essa distância, um satélite acima do Equador se manterá estacionário em relação à Terra. São as órbitas mais procuradas para satélites de telecomunicações.

1.3 Definição de missão e seu limite

Uma missão de lançamento de carga espacial pode ser definida como um conjunto de atividades que tem como propósito colocar no espaço algo de útil e valioso. Através da definição da órbita do segundo estágio, do peso e do tipo de lançador, é possível definir, no detalhe, a missão de lançamento. O veículo responsável para levar a carga ao espaço é geralmente denominado de primeiro estágio. Quando a carga tem dispositivo de propulsão e controle de atitude é chamada de segundo estágio.

O tipo mais comum de segundo estágio é o satélite artificial que tem um sistema propulsivo integrado (ou externo separável), sistema de comunicação e análise de dados. Também se encontram segundos estágios com pequenos propulsores e capsula de carga para estação espacial internacional, usados para enviar material de suprimento para os astronautas da estação espacial. A separação de estágios de um veículo lançador de satélite usualmente é feita em duas etapas: liberação e afastamento. A liberação é a operação de abertura de uma seção da estrutura do lançador para permitir o desacoplamento do segundo estágio do primeiro.

O afastamento é uma operação que permite colocar o segundo estágio a uma velocidade e rotação adequada, permitindo a estabilização do mesmo através do efeito giroscópico. Depois de afastado, o lançador pode retornar à base, seguindo o procedimento mais crítico de reentrada atmosférica. Pode-se definir como satélite todos os corpos, artificiais ou

naturais, que giram em torno de outro corpo. Quando são artificiais, cumprem determinadas missões, definidas por quem os idealizou. Segundo a UCS (*Union of Concerned Scientists*), os satélites podem ser classificados em função da missão: comunicação, navegação, ciência espacial, desenvolvimento, demonstração, ciência terrestre e observação. Existem limitações a serem consideradas. A primeira é o posicionamento da carga na órbita. A força gravitacional terrestre limita as posições orbitais e, conseqüentemente, as missões possíveis dos satélites artificiais ao redor do planeta Terra. No entanto, estudos de propulsão e mecânica orbital são executados para garantir o sucesso das missões apesar desse tipo de limitação orbital.

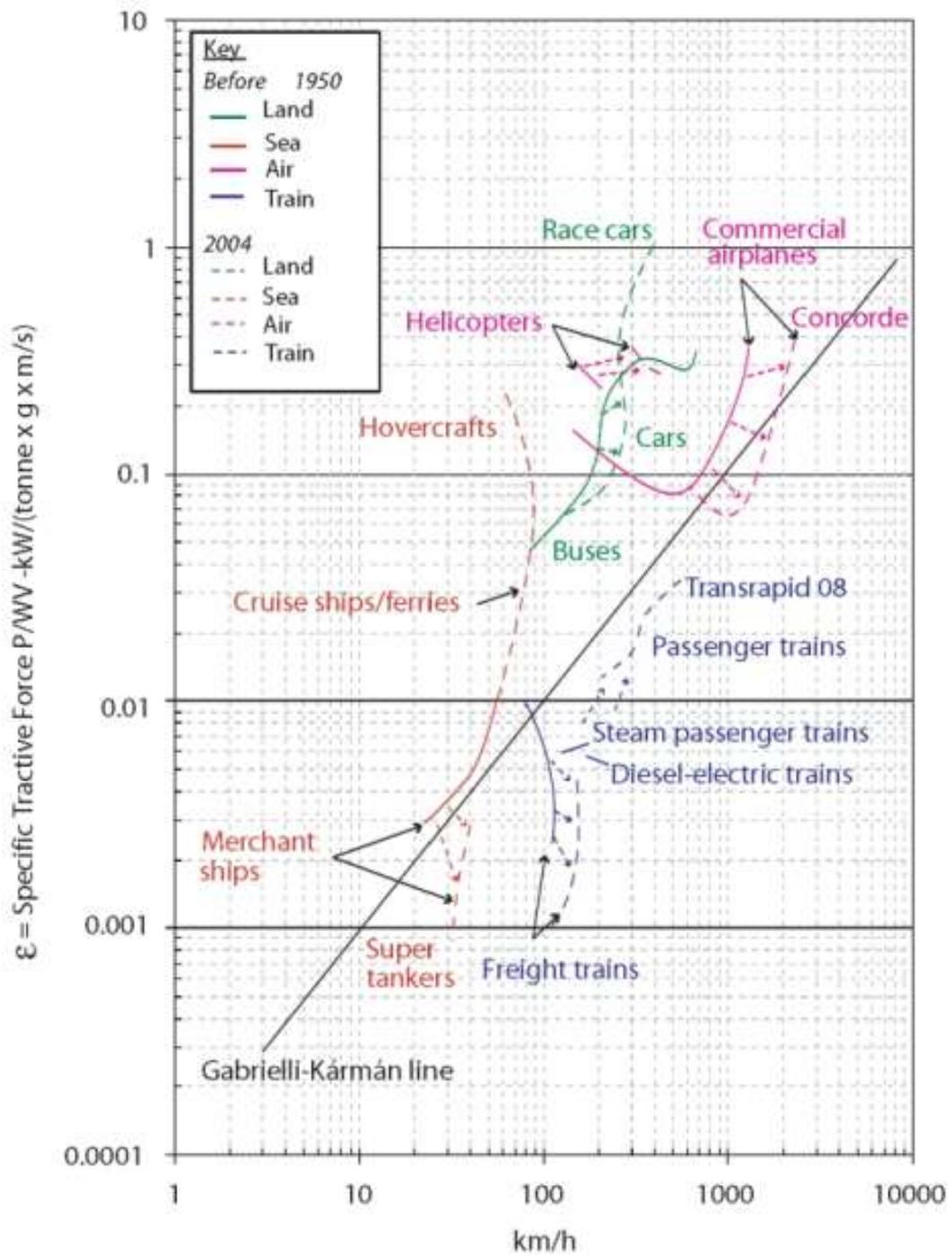
Uma outra limitação é o combustível. Os veículos têm autonomia suficiente para uma missão específica. No caso de mudança ou aborto da missão, o combustível deve ser suficiente para recuperá-los. Poluição sonora é outro limitador da missão, uma vez que o veículo hipersônico decola, no momento de aceleração elevada, próxima de Mach supersônico. Pode ocorrer o fenômeno denominado de *Sonic Boom*, característico dos veículos supersônicos e hipersônicos, limitando a escolha do espaço-porto a locais desabitados ou pouco povoados.

O espaço-porto é, assim, uma limitação muito considerável, pois além de ser fundamental que esteja em regiões distantes das áreas populosas, ainda requer espaço com pista de grande comprimento e com uma posição geográfica vantajosa para conseguir uma boa velocidade de escape e consumo reduzido de combustível.

Custos de lançamento e fabricação do segundo estágio são também limitadores da missão. Geralmente, os custos de lançamento aumentam em razão direta com a distância da órbita, além dos custos com infraestrutura, custos operacionais como salários de técnicos altamente treinados, abastecimento, manutenção e de projeto (BARROS, 2017). De modo geral, o transporte tem várias limitações. Deve-se buscar a eficiência máxima possível daquele sistema de transporte. Hoje, existem quase 90 veículos de lançamento orbital em serviço, contando as variantes. Estes veículos são lançados por organizações governamentais e comerciais em mais dez países, embora a atividade de rotina ocorra principalmente nos EUA, Rússia, China, Europa, Índia e Japão. Os veículos utilizados para lançar grandes satélites comerciais são o Ariane 5, operado por Arianespace; o Proton M, lançado pela ILS; e o Falcão 9, fornecido por SpaceX. Além disso, existem mais de 50 novos sistemas de veículos em desenvolvimento. Segundo o relatório anual de Transporte Espacial Comercial publicado no 2018 publicado pela FAA e reportado na Figura 05, a economia espacial global é composta por receitas da indústria privada e orçamentos do governo que foi de US \$ 345 bilhões em 2016. Cerca de US \$ 261 bilhões (76%) foi receita gerada por empresas que prestam serviços como televisão, celulares, comunicações de banda larga, sensoriamento remoto, sistemas de satélites

semelhante a um coeficiente de atrito. Quanto menor o valor, mais "eficiente" o modo de transporte. Gabrielli e von Kármán coletaram dados correlatando potência instalada, velocidade máxima e peso bruto para uma ampla variedade de modos de transporte.

Figura 06 - Linha de Gabrielli e von Karman



Fonte: YONG, 2005

O Grupo de Pesquisa Ferroviária do *Imperial College*, em Londres, atualizou recentemente esta informação com informações sobre veículos modernos, como mostrado na Figura 06. Para cada um dos vários modos de transporte, uma linha é desenhada para representar o limite inferior dos veículos existentes. Em geral, a tecnologia existente é capaz de produzir um veículo que fica à esquerda e acima do limite, mas é necessário algum tipo de avanço tecnológico para se ter um novo veículo ultrapasse a linha e adicione um ponto de dados à parte inferior direita (GABRIELLI, 1950). Demonstra-se, com esse artigo, que é necessário um avanço tecnológico para um ter um novo e eficiente sistema de transporte. O artigo original de Gabrielli e Von Kármán foi escrito em uma época que marcou o início do transporte aéreo comercial. Mesmo assim, eles notaram que o transporte aéreo bem-sucedido dependia de aeronaves que viajavam em alta velocidade e em alta altitude.

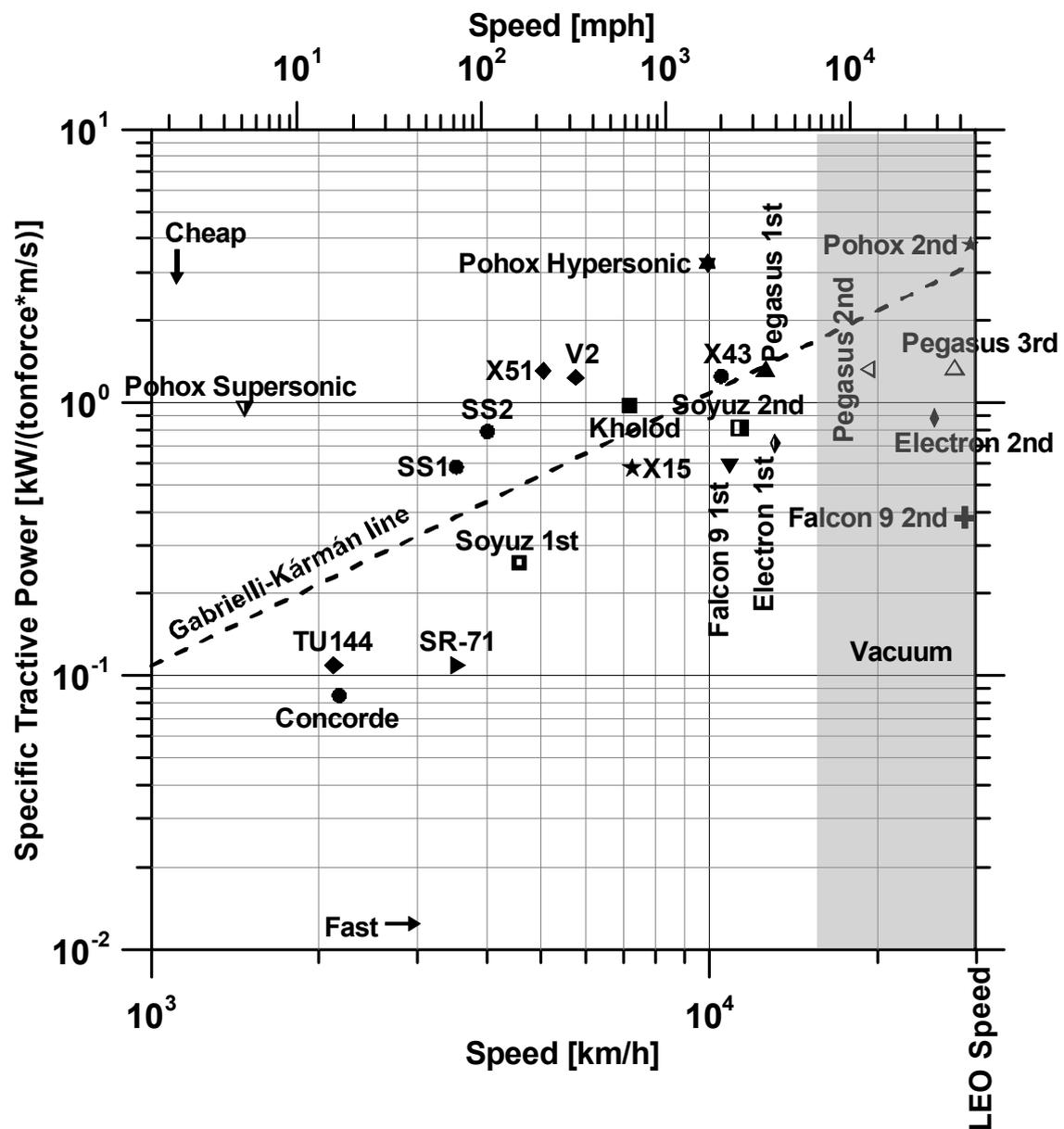
Quadro 01 - Veículos e lançadores hipersônicos

Concorde	Avião comercial supersônico, motor aspirado, turbojato com pós-combustão.
TU 144	Aviões comerciais supersônicos, motor aspirado, turbojato com pós-combustor
SR71	Aeronave militar supersônica, motor aspirado, turbo-Ramjet
X 43	Míssil hipersônico, motor SCRAMjet sem carga útil
X 51	Míssil hipersônico, motor SCRAMjet
Kholod	Míssil hipersônico, motor SCRAMjet, sem carga útil, trajetória balística
X 15	Espaçonave tripulada, motor de foguete
SS 1	Space Ship One - espaçonave suborbital tripulada experimental
SS 2	Space Ship Two - espaçonave suborbital tripulada comercial
V 2	Míssil supersônico, motor de foguete
Electron	1º, 2º e 3º Estágio - lançador de microssatélites, motores de foguete de propulsor líquido
Soyuz	1ª e 2ª Estágio - lançador tripulado, motores de foguete
Falcon 9	1ª e 2ª Estágio - lançador de satélites, motores de foguete, primeiro estágio reutilizável
Pegasus	1ª, 2ª e 3ª Estágio - lançador de satélites, motores de foguetes, propelente sólido
Pohox	Espaçonave de dois estágios em órbita (TSTO) - motores a jato RISCAM™ com redundância de propulsão e sem otimização estrutural - 1ª etapa reutilizável (motor a jato de ar tipo <i>Rocket Ignited Combustão Supersônica Ram Jet</i>)

Fonte: Barros, 2018

A figura 06 mostra que o Concorde representa um marco, pois, pela primeira vez, a tecnologia avançada era introduzida com sucesso no serviço de transporte. Posteriormente, por razões econômicas, ele acabou sendo retirado de serviço. Barros (2018) atualizou a linha de Gabrielli e von Karman para os atuais veículos lançadores e hipersônicos existentes. A Figura 07 representa essa atualização da linha, mas foca em veículos hipersônicos. A Figura 07 é acompanhada pelo Quadro 01 que detalha as características principais dos veículos hipersônicos presentes nela.

Figura 07 - Gabrielle Von Karman para veículos lançadores e hipersônicos existentes



FONTE: Barros, 2018

1.4 Estágios e fases da missão

Segundo Palmeiro (2017) a definição do número de estágios é um dos primeiros passos do projeto de um veículo espacial, quando serão determinadas as massas e velocidades envolvidas durante a missão, focalizando nos aspectos energéticos do lançamento. O estágio tem como principal característica transformar a energia de seus motores em ganho de velocidade e de altitude do foguete, isso considerando o conceito de lançador tradicional descartável. Ainda segundo Palmeiro (2017), é importante distinguir, as definições ocidental e soviética de estágios. No conceito soviético, estágio baseia-se na equação do foguete (ou equação de Tsiolkovsky), segundo a qual o primeiro estágio é o veículo completo e segundo estágio é o veículo depois de ter alijado o motor e seus periféricos. Esse trabalho versa sobre o veículo reutilizável, ou exclusivamente um. Outra forma de estudar a missão é dividi-la em fases. Cada fase representa um momento crítico da missão. No caso de veículo reutilizável, que é a proposta deste trabalho, as fases da missão são apresentadas a seguir: lançamento, subida, separação da carga útil, manobra, reentrada e aterrissagem.

1.5 Retorno ao espaço terrestre e interrupção da missão

Depois que o veículo se separa do segundo estágio, começa a fase de reentrada na atmosfera terrestre para volta ao espaçoporto. Todas as espaçonaves ao reentrar na atmosfera terrestre são submetidas à arrasto aerodinâmico que provoca aquecimento na superfície do veículo, fenômeno definido como ablação. Os materiais usados para proteção dos veículos espaciais são submetidos a gases quentes, desencadeando um mecanismo de deterioração em que a camada exposta diretamente ao fluxo que está escoando na superfície do veículo carboniza e se torna isolante térmico (LEY 2009).

Segundo uma pesquisa liderada pelo doutor Zeng (2017), quando um veículo se movimenta a uma velocidade elevada, o calor gerado pelo atrito com o ar atmosférico é extremamente elevado, comprometendo a integridade estrutural da aeronave. Isso porque as temperaturas a que chegam a frente e os bordos de ataque do veículo podem atingir até 3.000 K dependendo das velocidades. Esses problemas estruturais são causados principalmente pelos processos de oxidação e ablação, com o ar e o gás extremamente quentes removendo as camadas superficiais dos materiais externos da aeronave. Para se manter a integridade estrutural da aeronave, são necessários revestimentos com materiais cerâmicos. Esses materiais são conhecidos como *Ultra-High-Temperature Ceramics* (UHTC), sigla em inglês para cerâmicas

de temperatura ultra alta. Essas cerâmicas são usadas nos motores aeroespaciais e nos protótipos de veículos hipersônicos, incluindo foguetes e veículos de reentrada. Importante lembrar que a velocidade no início da reentrada é a velocidade máxima de voo que o veículo pode suportar e é prevista pelo envelope de voo do veículo e durante o planejamento da missão. Durante o estudo de uma missão, é fundamental que se considere um correto ângulo de reentrada, que precisa ser mantido, a fim de evitar que o veículo queime fora da atmosfera na fase de descida e aproximação à atmosfera terrestre. Manobras erradas podem provocar falhas catastróficas.

CAPITULO 2 - O veículo de transporte: lançador

2.1 Conceitos de veículos reutilizáveis

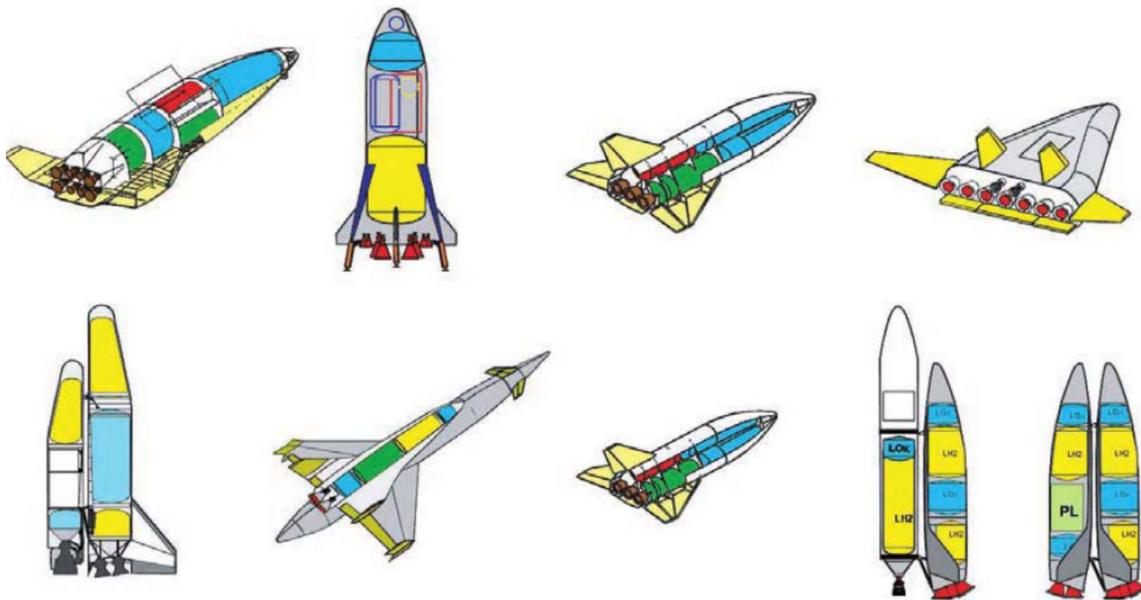
Existem duas filosofias de lançadores de cargas espaciais: lançadores reutilizáveis e descartáveis. Os lançadores descartáveis são os mais tradicionais. Eles utilizam vários estágios, até a velocidade orbital desejada, caindo logo na atmosfera terrestre após separar-se da carga útil, na atmosfera terrestre. Algumas vezes ainda retornam em condições de serem recuperados e restaurados, porém, na maioria dos casos, acabam sendo destruídos durante a queda.

Por outro lado, existem veículos aeroespaciais reutilizáveis, que podem ser usados várias vezes mantendo, em cada voo, as mesmas condições de projeto. A sua navegabilidade espacial poderia ser mantida ao longo dos anos, sendo submetidos a corretas manutenções (VAN LAAK, 2011). O sistema de lançamento reutilizável permite a recuperação total ou parcial dos equipamentos para posterior reutilização. Veículos reutilizáveis, tem possibilidade de abortar a missão e voltar em segurança para a base, condição inviável nos sistemas tradicionais de propulsão aeroespacial como os foguetes. Uma das boas características dos veículos reutilizáveis é a possibilidade de padronização dos seus componentes, das infraestruturas e das instalações. Esse tipo de conceito de transporte reutilizável se propõe como serviço de pronta resposta com escala flexível de lançamentos.

O primeiro veículo reutilizável a alcançar a órbita foi o ônibus espacial desenvolvido pela NASA. O objetivo era reduzir os custos de lançamento dos sistemas dispensáveis, mas acabou ficando mais caro. O último ônibus espacial foi aposentado em 2011. Para desenvolvimentos futuros de veículos aeroespaciais, há muitas opções que levam a uma variedade de soluções concebíveis como mostra a Figura 08. No entanto novos designs de veículos estão limitados por alguns parâmetros como: possibilidade de reutilização parcial ou

total da estrutura da aeronave, número de etapas, método de lançamento, pouso (horizontal, vertical, com e sem propulsão, alado) e propulsão (propulsão de foguete, entrada de ar, e motores a ciclos combinados combinações).

Figura 08 - Variantes conceituais de futuros sistemas de lançamento espacial.



Fonte: LEY, 2009

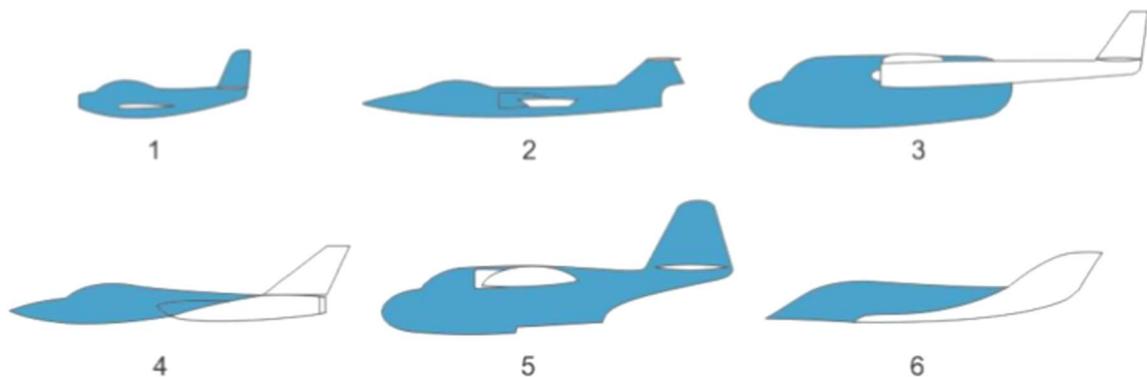
2.2 Aerodinâmica e estrutura do veículo lançador

Aerodinâmica é elemento fundamental a ser considerado para projeção de um veículo aeroespacial. Uma análise aerodinâmica errada pode determinar falhas catastróficas na estrutura do veículo, ou consumo excessivo de combustível, inviabilizando a missão. Neste trabalho são considerados veículos supersônicos e hipersônicos.

Anderson (1989) define como supersônico um veículo capaz de atingir velocidades superiores a Mach 1 e inferiores a Mach 5, ou seja, de uma a cinco vezes a velocidade do som. Ainda, segundo o mesmo autor, veículos hipersônicos são capazes de atingir velocidades maiores de Mach 5 até M 22. O design dos veículos hipersônicos prevê análises mais críticas de aerodinâmica, enquanto os mesmos passam por velocidades subsônicas, supersônicas e hipersônicas, exigindo designs aerodinâmicos completamente diferentes para cada fase. Na maioria dos casos, trabalha-se com veículos de superfícies intermediárias, que satisfazem todas as condições aerodinâmicas. A seguir, é apresentada uma esquematização de fuselagem em função da velocidade de voo. A primeira imagem da Figura 09 é de uma aeronave que voa em regime subsônico; a segunda, de um veículo supersônico; a terceira, de um veículo subsônico

de alta capacidade de carga; a quarta imagem apresenta um veículo com alta capacidade de manobras em voo supersônico; a quinta imagem mostra um veículo hidroavião e a última imagem da Figura 09 apresenta um veículo hipersônico.

Figura 09 – Classificação veículo em função da velocidade



Fonte: SOLER, 2013

A construção de um veículo que muda de superfícies aerodinâmicas para cada condição de voo resultaria extremamente oneroso e, portanto, inviável. A mudança de aerodinâmica estrutural do veículo será em função da variação de velocidades, de mudanças térmicas e fluidodinâmicas do ar ao escoar por sobre uma superfície com velocidade elevada. Se uma superfície aerodinâmica estiver se deslocando com velocidade acima da velocidade do som, o fluxo de ar à frente da asa não sofrerá influência do campo de pressão da asa, uma vez que as perturbações não podem se propagar mais rápido que a velocidade de voo. O efeito da compressibilidade não depende da velocidade do ar, mas da relação entre a velocidade do ar e a velocidade do som. Essa relação entre as duas velocidades é chamada de número de Mach, que é a razão entre a velocidade verdadeira do ar e a velocidade do som a uma altitude específica.

No regime transônico, o fluxo sobre os componentes da aeronave é parcialmente subsônico e parcialmente supersônico. Nos regimes supersônico e hipersônico existe fluxo supersônico sobre todas as partes da aeronave. Com fluxo supersônico, todas as mudanças na velocidade, pressão, temperatura, densidade e direção de fluxo acontecem repentinamente e em um curto espaço. As áreas de mudanças são distintas, e os fenômenos causadores da mudança são chamados de ondas de choque. Todas as ondas de compressão ocorrem abruptamente e são dissipadoras de energia. Os fatores descritos anteriormente exigem projetos de veículos

capazes de se adaptarem a essas mudanças abruptas do ar. Os melhores designs foram definidos ao longo dos anos, chegando-se a uma configuração mais comum de veículo com forma de flecha (enflechamento de 70 graus), fuselagem longa e fina, asas curtas e com motores de grande empuxo. Também possui uma área frontal muito pequena e formato altamente aerodinâmico para minimizar a área de superfície total, área da asa muito pequena, mas a fuselagem é muitas vezes moldada para gerar sustentação adicional e conjunto de propulsão altamente integrado no veículo (ANDERSON, 1989).

O tamanho e a estrutura dependem também do volume da carga útil e do tanque de combustível, que, para esse tipo de veículo, representa uma parte considerável. Aeronaves subsônicas normalmente apresentam montagens de motores que são componentes distintos por si mesmos, é fácil a identificação dos motores em qualquer aeronave comercial. Até mesmo designs destinados a velocidades supersônicas baixas, como o Concorde, apresentam baías de motores distintos, difícil de acontecer em veículos hipersônicos. Considerando que as camadas de choque são comuns no voo hipersônico, os projetistas devem ter o cuidado de evitar que a onda de choque de um componente da aeronave interfira de forma adversa em outro componente. É suficiente dizer que as interações de choque e a operação ideal do motor determinam que o sistema de propulsão seja altamente integrado ao projeto geral da estrutura da aeronave.

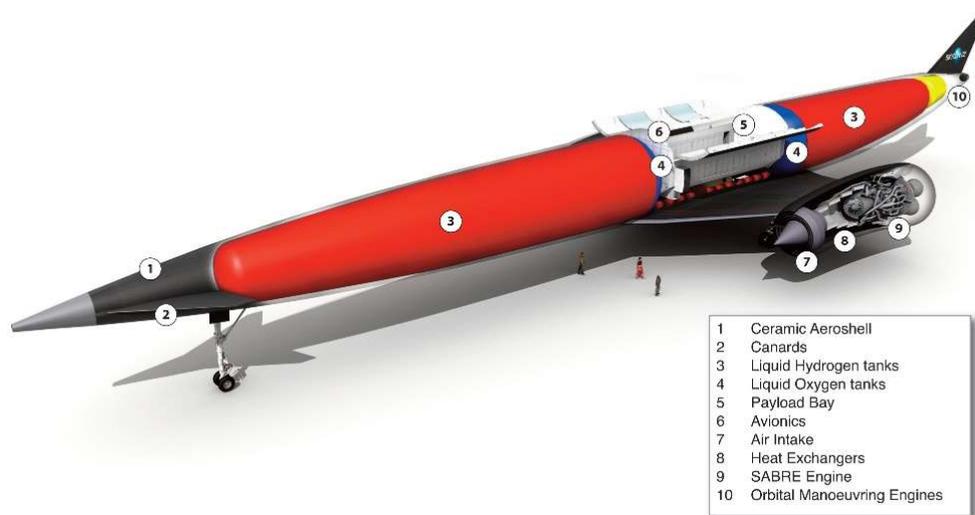
Figura 10 - Veículo Espacial - Agência Espacial Indiana



Fonte: NASASPACEFLIGHT, 2017

A Figura 10 apresenta a imagem do lançador de satélites de dois estágios da agência espacial indiana. O veículo representa uma proposta de lançador não tripulado reutilizável com design tradicional. A Figura 11 apresenta o veículo Skylon, projeto de um avião espacial não tripulado em desenvolvimento pela empresa britânica Reactions Engines, utilizando como sistema propulsivo o motor de ciclo combinado SABRE. O sistema de propulsão SABRE conta com um motor foguete com alimentação de ar para chegar a órbita em uma única etapa.

Figura 11 - Veículo espacial Skylon



Fonte: SPACEKATE, 2018

CAPÍTULO 3 - SISTEMA DE PROPULSÃO RISCRA™

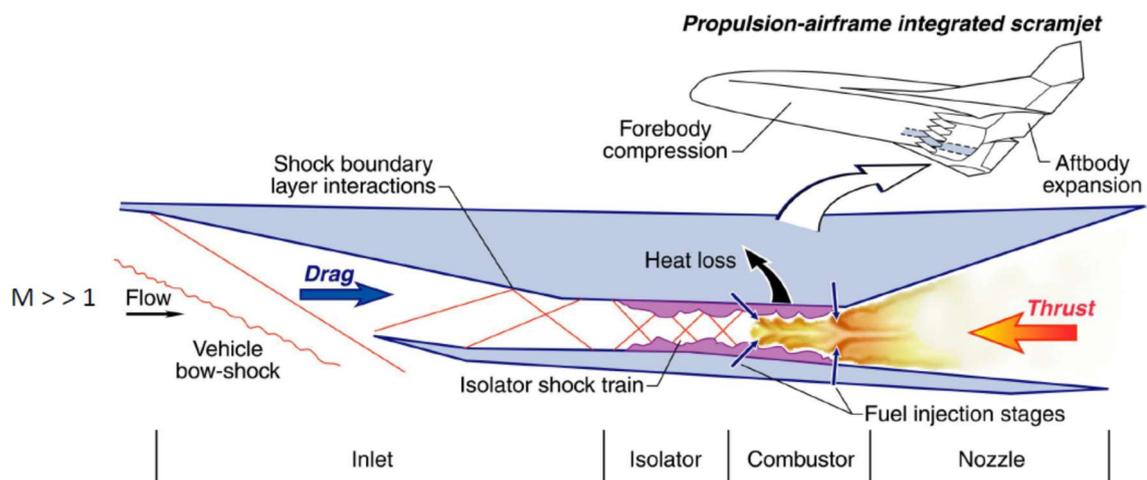
3.1 Definição de motor a ciclo combinado para veículos reutilizáveis

No contexto de lançamento de carga no espaço, o motor tem o papel mais importante no que diz respeito ao projeto, concepção do veículo e da missão. O projeto correto do motor determina o correto posicionamento da carga e o sucesso da missão, além de fornecer o empuxo, o motor determina o *design* do veículo. O propósito é fornecer alta velocidade de saída, tornando o veículo menos sensível aos ventos da atmosfera inferior durante a travessia da troposfera, promovendo um nível mais conveniente de aceleração. Apesar da grande variedade de motores e sistemas propulsivos aeroespaciais, o estado da arte dos motores para veículos supersônicos e hipersônicos pode ser resumido em três grandes categorias de motores:

RBCC, TBCC, TRCC. Os motores *Rocket-Based Combined Cycle (RBCC)* ou motor a ciclo combinado baseado em foguete, são uma combinação de um motor Ramjet-SCRAMjet com foguete como motor principal. O RBCC tem a capacidade de suprir lacunas de desempenho entre foguetes e motores aspirados. Assim, ele se comporta como um foguete potenciado a ar (ou Air Augmented) no regime de voo subsônico para transônico; como um Ramjet/SCRAMjet durante o voo de média e alta velocidade, e como um foguete perto de velocidades orbitais. Sempre compartilhando o mesmo hardware de sistema. Um TBCC, ou sistema de propulsão de ciclo combinado baseado em turbina, é um motor de turbina acoplado a um Ramjet/ SCRAMjet.

O sistema de propulsão TRCC, ou *Turbo Rocket Combined Cycle*, é outro sistema de propulsão combinado, que reúne um motor de turbina de pós-combustão com um sistema de propulsão SCRAM. Os motores mencionados anteriormente foram concebidos durante a Segunda Guerra Mundial, com o objetivo de desenvolver mísseis estratégicos rápidos e de longo alcance. Os fundamentos teóricos desses motores estão baseados no motor Ramjet, que consiste de uma entrada de ar, uma zona de combustão e de um bocal de saída de gases, sem partes móveis, como compressor ou turbina. Esse tipo de motor é projetado de tal forma a comprimir e desacelerar o ar na entrada com a finalidade de aumentar a pressão na zona de combustão operando a velocidades elevadas. Quanto maior a velocidade do ar de entrada, maior será o aumento da pressão. Esse conceito de motor evoluiu ao longo dos anos para o motor SCRAMjet que é um motor Ramjet capaz de trabalhar as velocidades supersônicas (MATTINGLY, 2006).

Figura 12 - Representação do funcionamento de um motor SCRAMjet.

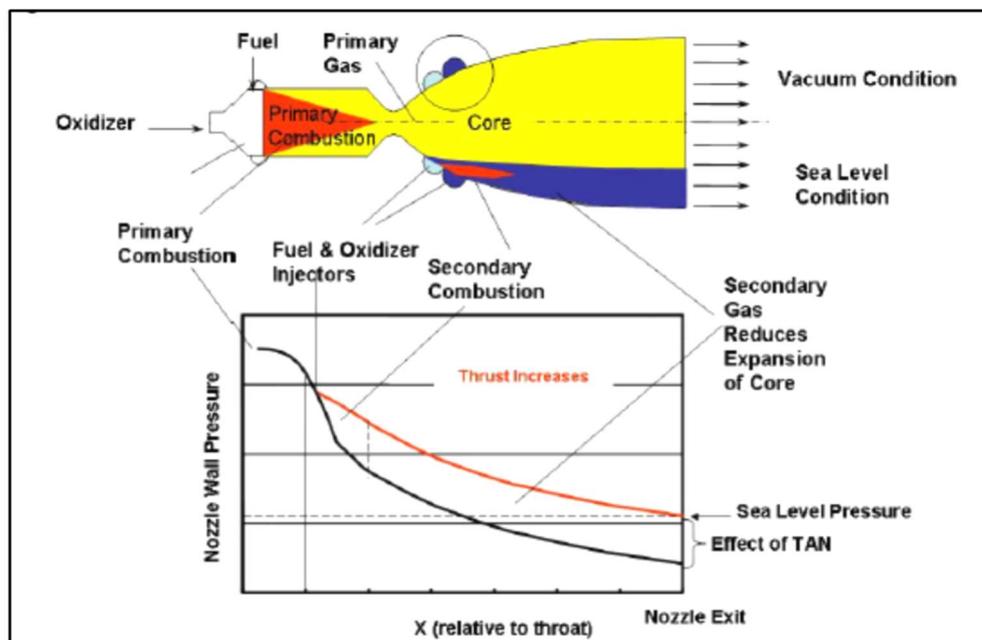


Quando o fluxo de ar é desacelerado pelo motor SCRAMjet, a velocidade relativa e a energia cinética diminuem e, pela conservação da energia, a energia cinética que foi retirada pelo sistema, é transformada em energia interna. Com o resultado, a temperatura, pressão e densidade do fluxo de entrada no queimador são consideravelmente mais elevadas do que na corrente livre. (HEISER, 1994).

À mesma época do surgimento do SCRAMjet, Boris Ivanovich Shavyrin propôs um conceito de Foguete de Ar Aumentado (em inglês *Air-Augmented Rockets*) que usa o escapamento supersônico de um foguete para comprimir ainda mais o ar coletado pelo efeito de RAM durante o voo para ser usado como massa de trabalho adicional, levando uma maior eficiência de propulsão do que a proporcionada por um foguete simples (isolado). Várias pesquisas foram conduzidas por Hide e Escher sobre o conceito de Foguete Ejetor (ou *Rocket Ejector*), semelhante ao conceito anterior, chegando-se à conclusão de que o desempenho na velocidade subsônica é menor do que o foguete somente.

O conceito de Bocal aumentado através do *Thrust Augmented Nozzle* (TAN) funciona aumentando-se o impulso no bocal do foguete, injetando propelente em uma região anular na seção divergente de uma tubeira sobre-expandida. Essa injeção de propelente a pressões moderadas permite obter alto impulso na decolagem sem perdas de impulso sobre expansão, devido à variação de altitude (BULMAN, 2011).

Figura 13 - Esquemática do efeito TAN

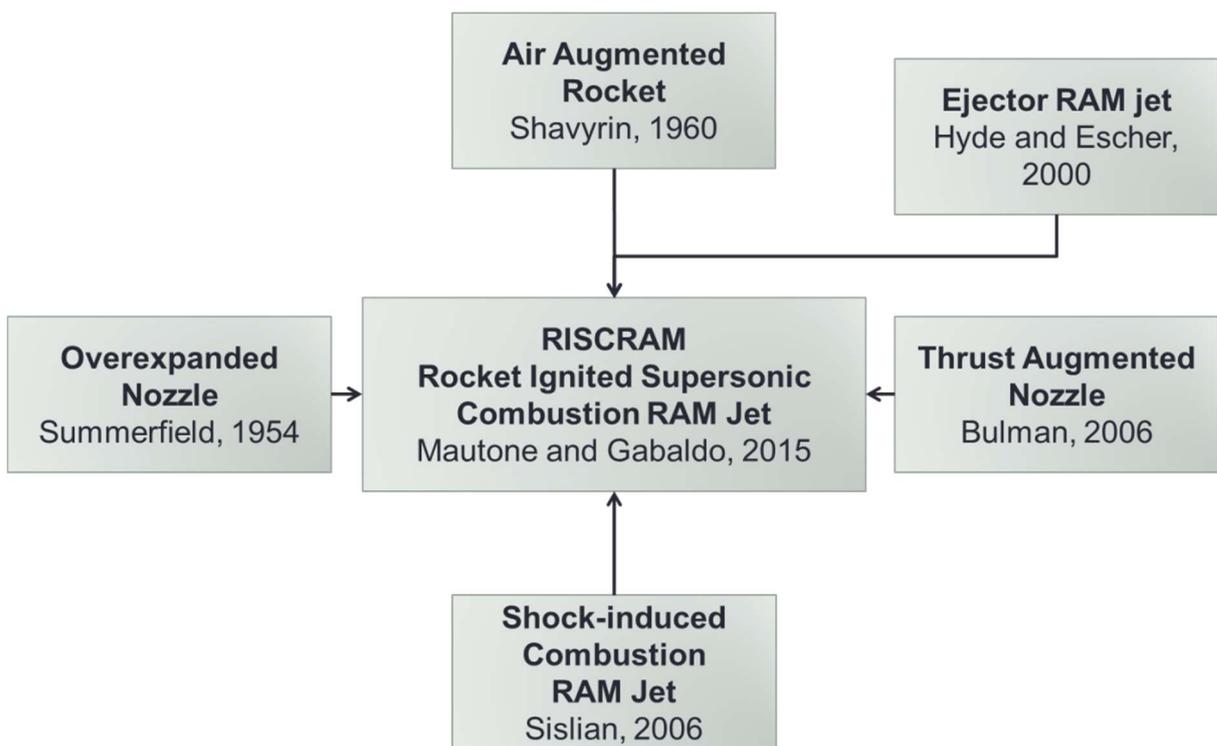


Fonte: BULMAN, 2011

O motor *Shock-Induced Combustion Ramjet Engine* (SHCRAM) é um novo conceito dos motores de RAMjet de sucção de ar, proposto para ser usado em fluxos hipersônicos. O motor SHCRAM Jet baseia-se na geração de um padrão oblíquo de onda de choque para misturar e queimar a razão controlada do fluxo de ar e combustível. O comprimento do combustor em um jato SHCRAM pode ser significativamente mais curto que a configuração típica do SCRAMjet, que requer um combustor longo.

Nessa configuração do motor, a combustão ocorre atrás das ondas de choque, facilitando a ignição e aumentando a velocidade de queima. Para se prever a separação de fluxo em uma tubeira, há uma ampla gama de dados disponíveis na literatura sobre projeção de tubeira e mistura de fluxo de combustível.

Figura 14 - Fluxograma da evolução conceitual do Motor RISCRATM



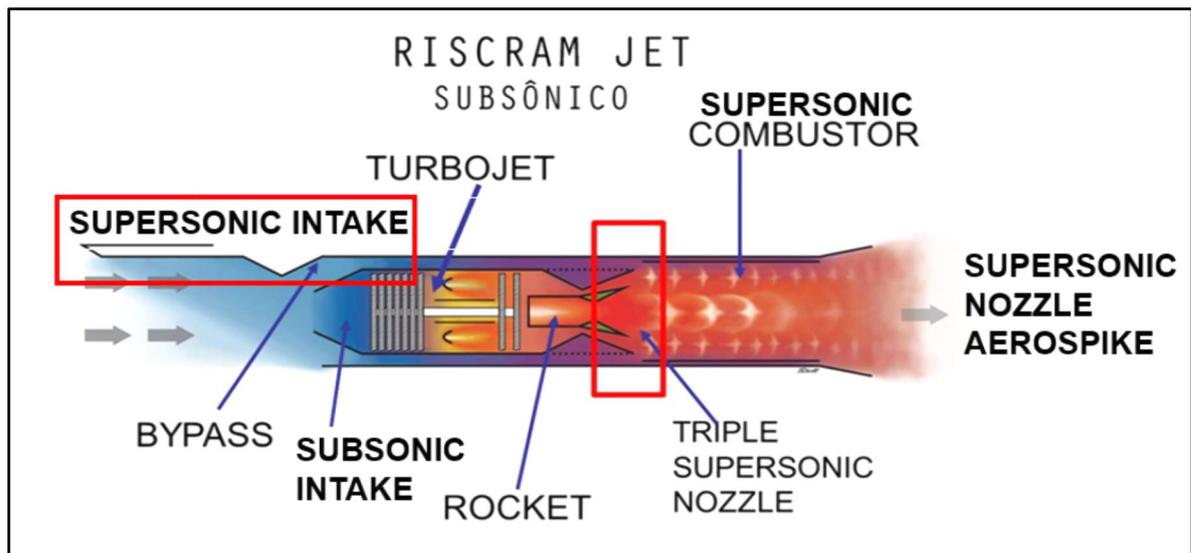
Fonte: GABALDO (2016)

Um dos primeiros e mais importantes critérios veio de Summerfield (STARK, 2005). Todos os estudos mencionados anteriormente e citados na Figura 14 podem demonstrar teoricamente a funcionalidade do motor RISCRA™, o qual será apresentado com detalhes do próximo parágrafo.

3.2 Descrição das características do motor RISCRATM

O motor de ciclo combinado apresentado neste trabalho é denominado de RISCRATM, que significa Rocket Ignited Supersonic Combustor Ram jet. O nome completo do motor está registrado nos Estados Unidos como marca registrada comercial (JUSTIA, 2018). O conceito do motor RISCRATM está protegido e depositado como patente internacional com o seguinte registro WO2016157224A1 e foi classificado como motor para veículo hipersônico com combustor supersônico (Barros, 2015). Esse tipo de motor tem benefícios do motor foguete, do motor turbojato e motor SCRAMjet, sendo, assim, classificado na categoria de motor RBCC mencionado anteriormente. A seguir é apresentada uma ilustração do motor RISCRATM e dos elementos principais que o caracterizam: turbojato, motor foguete, by-pass, combustor supersônico e região de convergência dos três fluxos supersônicos.

Figura 15 -Esquema interno do motor RISCRATM



Fonte: GABALDO (2016)

O mecanismo de funcionamento do modelo apresentado acima é baseado em uma mistura simultânea dos três fluxos de saída de gases quentes dos três motores no canal SCRAM (também denominado de combustor), ou seja, três jatos supersônicos articulados em um combustor supersônico que aumenta a entalpia do fluxo de gás e amplia-o para gerar empuxo.

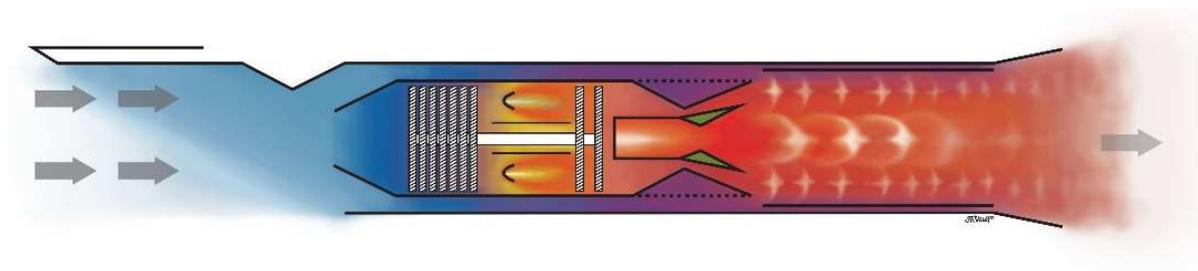
O conceito RISCRATM usa esse critério de fluxo sobre-expandido a fim de gerar os padrões de choque oblíquos para reter a combustão dentro do canal de combustão supersônico e para manter a chama no centro do duto. O padrão de fluxo dentro do combustor é controlado para gerar ondas de choque oblíquas e camadas de cisalhamento. Esse padrão é

responsável pela mistura e queima de ar com combustível dentro do canal SCRAM. Padrões diferentes são gerados para cada intervalo de velocidade de voo do veículo, alterando os parâmetros operacionais de cada componente dos motores.

O ciclo RISCRATM veio de um conceito de aerodinâmica diferente: bocal Sobre-expandido, Rocket Ejector e TAN, como mostrado na Figura 14. Conforme reportado nas Figuras 16,17,18 e 19, as fases operacionais do motor RISCRATM são: Subsônica, Transônica, Supersônica, Hipersônica e foguete.

A primeira fase é representada pela Figura 16 onde todos os componentes funcionam em conjunto: turbo-retro (com potência total), duto de derivação e foguete (com baixo nível de impulso). Nesta fase, o veículo varia de Mach 0 ao Mach 1 ao nível do mar.

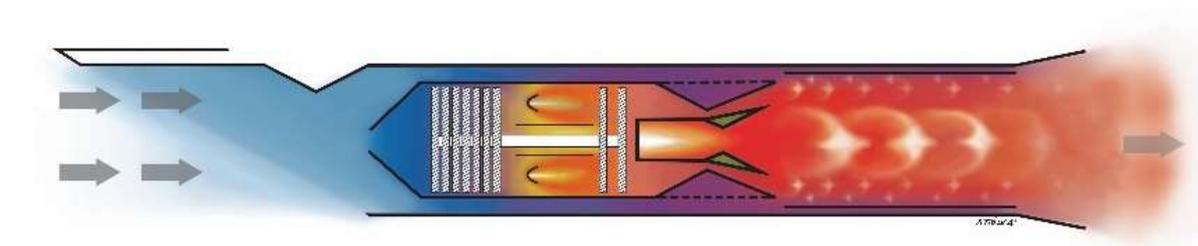
Figura 16 - RISCRATM em fase de baixo subsônico



Fonte: BARROS, 2016

A segunda fase é representada pela Figura 17. A entrada do turbojato vai fechando, e o foguete vai contribuindo mais com o fluxo de massa de ar, fazendo com que a velocidade do veículo aumente até Mach 1.6.

Figura 17 - RISCRATM em fase de alto subsônico / transônico

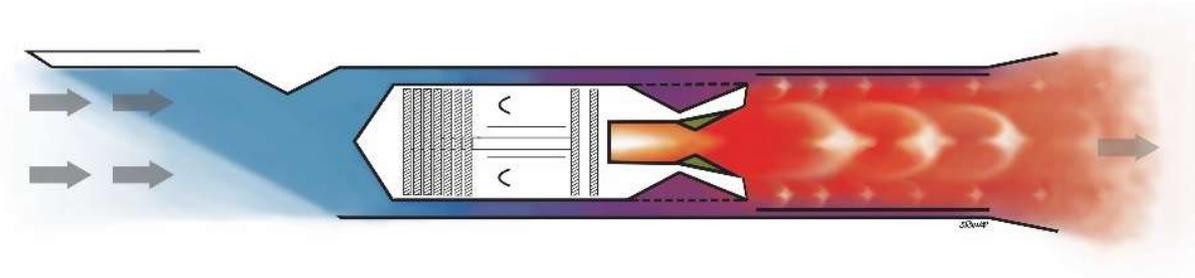


Fonte: BARROS, 2016

A terceira fase é representada pela Figura 18. Cessa a ação do turbojato. Os fluxos do foguete e do canal de derivação são os principais contribuintes. A velocidade do veículo está agora de Mach 1.6 para hipersônico. Nessa fase, o duto de derivação contribui com o aumento do fluxo de massa de ar e o foguete contribui com força total. Em todas essas fases, o

combustível para queima no canal SCRAM é fornecido pelo foguete por injeção nas paredes da câmara de combustão, trabalhando também como filme de refrigeração para a câmara do foguete.

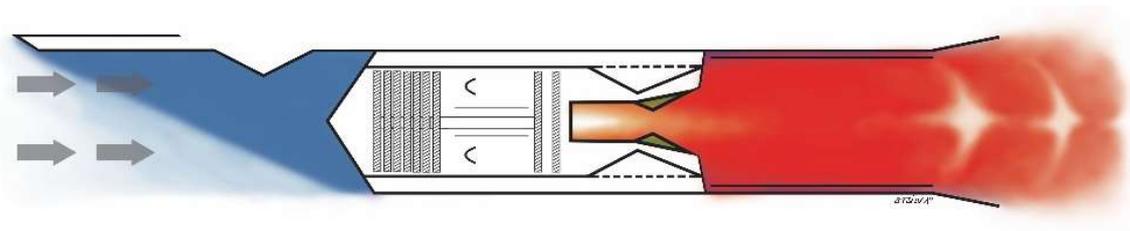
Figura 18- RISCRATM em fase de Alto Supersônico/Hipersônico



Fonte BARROS, 2016

A quarta e última fase é representada pela Figura 19, também chamada fase de foguete. Neste modo, o motor RISCRATM recebe apenas uma contribuição de fluxo de foguete, atingindo velocidades de voo hipersônico em altitude, onde o efeito de fricção aerodinâmica é insignificante. Posteriormente, o canal SCRAM (câmara de combustão supersônica) e o bocal funcionam como uma extensão do bocal do foguete aumentando a relação de expansão.

Figura 19 - RISCRATM em fase Foguete.



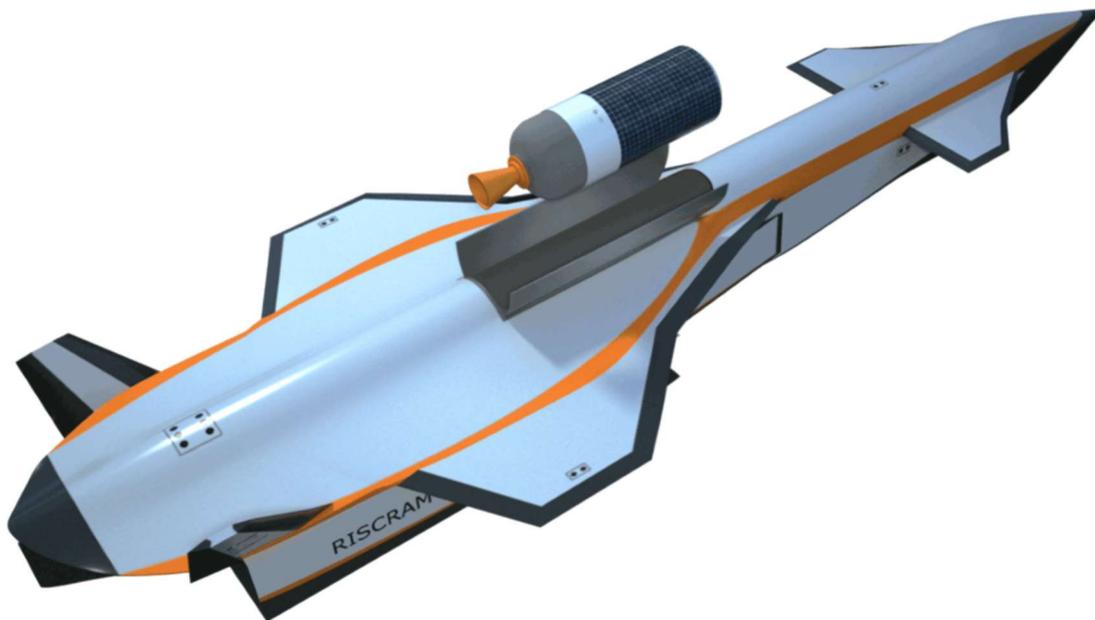
Fonte: BARROS, 2016

CAPÍTULO 4 - Estudo da Viabilidade técnica do Lançador de Satélite Reutilizável de Dois Estágios Usando Motores RISCRA™ jet.

4.1 Veículo e missão

O veículo lançador de satélite apresentado neste trabalho é denominado pelo autor de Pohox, que significa flecha na linguagem Maxakali (BICALHO, 2010), etnia autóctone do estado de Minas Gerais, Brasil. O nome flecha foi escolhido pela peculiaridade dos veículos supersônicos de serem compridos e com diâmetro reduzido, lembrando a geometria de uma flecha. O arrasto do veículo varia com o coeficiente de esbeltez da fuselagem, isto é, com a razão entre o comprimento e o diâmetro máximo da mesma, segundo a teoria do corpo de Sears-Haack, que descreve a forma com o arrasto de onda teórico mais baixo em fluxo supersônico, para um determinado comprimento de corpo e volume dado (HAACK, 1941).

Figura 20- Veículo Pohox com Segundo estágio.



Fonte: BARROS, 2017

Segundo Barbosa (2016) o veículo Pohox tem como modelo de referência o veículo XB 70 Valkyrie, veículo militar projetado para voos de alta altitude e viajara as velocidades supersônicas. Observando a figura 20 e 21 é possível comparar as semelhanças das entradas de ar, Canard e estrutura enflechada dos veículos XB 70 e do veículo Pohox. O bombardeiro

Valkyrie inspirou diversos veículos supersônicos famosos, como o Concorde e o Tupolev Tu-144. Ainda hoje o bombardeiro XB 70 é usado como referência para estudos de novos projetos de veículos supersônicos. Barbosa (2013) afirma que é possível comparar o Pohox, também, com o veículo X-15 do fabricante North American Aviation que voa a velocidade hipersônica. Comparar o Pohox com veículos similares ajuda a consolidar os resultados obtidos durante os estudos teóricos com dados reais.

Figura 21 - Bombardeiro XB-70 Valkyrie



Fonte: AEREO JOR (2018)

Sempre segundo Barbosa (2016), o Pohox descrito neste trabalho é uma aeronave reutilizável, capaz de decolar e pousar por meios próprios em uma pista convencional de aeroporto, para a missão de lançamento de satélites, utilizando motores do tipo RISCRATM. A proposta compreende o arranjo geométrico, a distribuição de massas e as primeiras análises de viabilidade técnica da configuração. A Figura 20 mostra o veículo Pohox. É importante observar que ele está acima da linha de Gabrielle von Karman apresentada na Figura 7, porque não foi estruturalmente otimizado. Ele conta com dois motores RISCRATM para aumentar a

potência e confiabilidade do veículo, embora isso seja um agravante no que se refere ao seu peso. A seguir os principais dados do primeiro e segundo estágio são apresentados na Tabela 02.

Tabela 02 – Dados resumidos do primeiro e segundo estágio.

Função	Veículo lançador orbital
Comprimento	27 m
Envergadura	10.4 m
Altura	5 m
Peso Máximo de Decolagem	31000 kg
Número estágios	2
Carga útil	500 kg
Estagio	Primeiro
Número de motores	2 motores RISCRA TM
Classe de motores	RBCC
Empuxo	50000 N até 250000 N
Propelente	Ar atmosférica / NOX / LOX / RP-1
Estagio	Segundo
Motor	S50
Empuxo	50000 N
Propelente	Sólido AP / AI / HTPB

Considera-se o posicionamento dos dois motores ao lado da fuselagem (tanques de combustível e trem de pouso central), e sob as asas, fazendo ligação com as empenas. As paredes laterais da fuselagem dianteira se conectam ao início da rampa para compressão do ar para os motores. O controle longitudinal do veículo é feito com Canard, e empenas a cauda de castor com controle de vetor de fluxo. Como ilustrado na foto 18 a seguir a baía de alojamento da carga útil é também a região do centro de gravidade da aeronave.

Figura 22 - Vista em perspectiva do veículo Pohox



Fonte: autor

Como ilustra a Figura 22, o veículo exige entradas de ar com características supersônicas requeridas para fornecer uma quantidade adequada e uniforme de ar para o motor ao longo de várias condições de voo mais severas que no escoamento subsônico. Além disso, a natureza do escoamento supersônico faz com que sejam mais complexos o projeto e a integração com a fuselagem. Em um voo supersônico, o fluxo de ar é desacelerado por ondas de choque, que podem produzir uma perda de pressão total muito maior do que, e em adição, as perdas na camada limite.

Figura 23 - Vista superior do veículo Pohox



Fonte: autor

O combustível ocupa uma parte bastante considerável da estrutura do veículo. A escolha adequada do combustível é, portanto, essencial para que se tenham uma correta integração entre peso, autonomia, segurança e economia. O Quadro 02 apresenta alguns dos parâmetros utilizados para definir a escolha de propelentes.

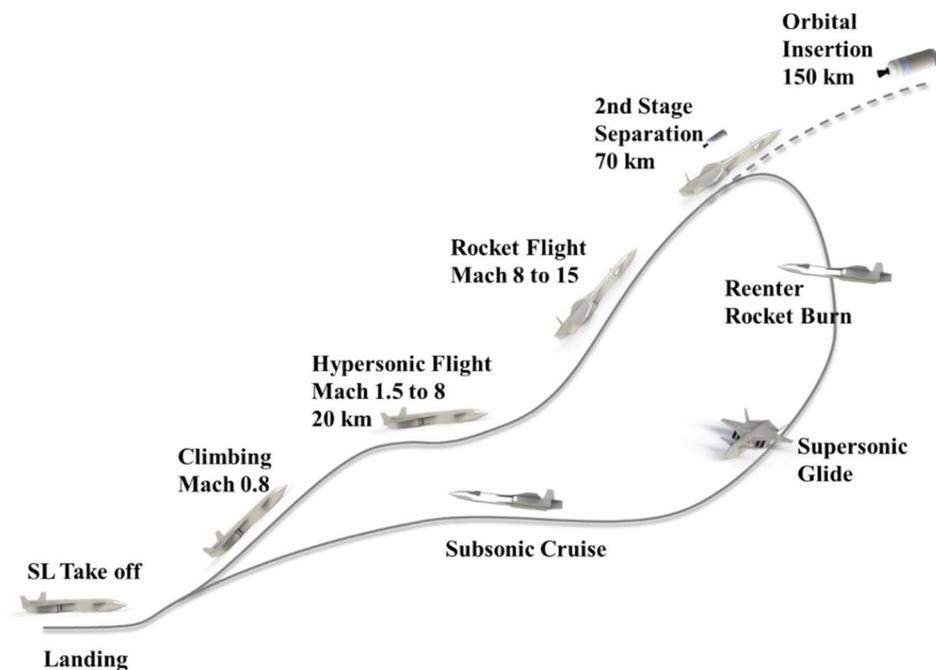
Quadro 02 - Parâmetros para escolha de propelentes.

Economia	Disponibilidade em grandes quantidades Baixo custo Logística de produção Simplicidade do processo produtivo Compromisso com o meio ambiente
Performances dos propelentes	Alto impulso específico Alta velocidade de exaustão Fácil ignição Conteúdo energético Consumo específico de propelente Combustão estável
Periculosidade	Ausência de efeitos corrosivos Perigos de explosão Perigo de fogo Toxicidade Estabilidade no transporte e armazenamento
Propriedades físicas desejáveis	Baixo ponto de congelamento Alta densidade Alto calor específico Alta condutividade térmica Baixa viscosidade Baixa pressão de vapor

Para uma compreensão melhor do motor, é importante analisar a missão que o lançador precisa cumprir para colocar a carga em órbita. O veículo Pohox foi concebido para decolar de um espaço-porto com uma pista suficientemente comprida que lhe permita subir com peso cheio, com o motor RISCRATM funcionando em configuração subsônica como descrito

e ilustrado no subitem 3.2. Para cumprir corretamente essa missão, o veículo Pohox precisa subir com velocidade subsônica de 0.8 Mach e até 18 km de altitude como ilustrado na Figura 24. Uma vez próximo de velocidades transônicas, o veículo entrará numa fase considerada pela maioria dos projetistas como uma fase crítica de voo: o regime transônico. Nesse regime, o Pohox precisará atingir velocidades próximas de 1.6 Mach para poder desligar o motor turbojato e começar a modalidade supersônica de funcionamento do motor RISCRATM. Essa modalidade permanecerá até atingir velocidades próximas de 8 Mach, como ilustrado na Figura 24.

Figura 24 - CONOPS conceito da operação



Fonte: autor

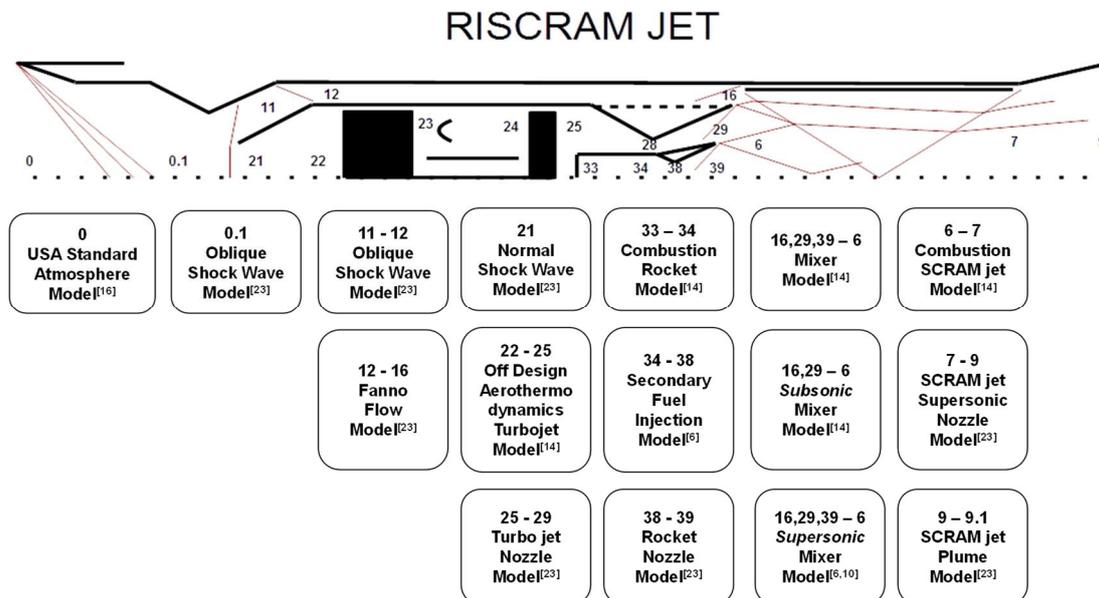
Tendo o veículo atingido a altitude em torno de 30 Km, onde a atmosfera é muito rarefeita, é imprescindível que se proceda ao fechamento da entrada de ar, dando-se início à modalidade de foguete do motor RISCRATM, como ilustrado anteriormente na Figura 19. Uma vez que o veículo atinge a órbita desejada, começa a fase de separação entre o primeiro e segundo estágio. Uma vez separados os estágios, o veículo Pohox começa a fase de reentrada. Durante a reentrada o veículo plana até atingir uma velocidade subsônica. Quando o veículo se aproxima a velocidade subsônica o motor RISCRATM é reativado em modalidade subsônica permitindo um voo seguro até o espaçoporto. Os detalhes do funcionamento do motor RISCRATM será apresentado no parágrafo sucessivo.

4.2 Análise da viabilidade técnica.

4.2.1 Análise unidimensional

O objetivo do modelo unidimensional termodinâmico é identificar os parâmetros físicos mais importantes do modelo teórico como fluxos de massa, temperatura, pressão (estática e total) e número de Mach. Um diagrama esquemático das subdivisões das estações do motor é apresentado na Figura 25, junto com um resumo esquemático das equações usadas em cada estação e subestação (GABALDO, 2016).

Figura 25- RISCRAJ™ Esquema dos modelos matemáticos usados.



Fonte: GABALDO, 2016

O Quadro 03 define as subdivisões das estações onde as propriedades aerodinâmicas são calculadas por modelo unidimensional. As dimensões e os índices de área das Figuras não são o tamanho real do motor, por isso são apenas um esboço representativo. O modelo unidimensional usa equações algébricas a partir de modelos aerodinâmicos que foram desenvolvidos e aplicados para estudar os fluxos compressivos (ZUCROW,1976). O Quadro 01 mostra os modelos matemático utilizados para simulações unidimensionais para fluxos compressíveis com áreas variáveis.

Segundo Barros (2016), o Quadro sintetiza equações para fluxo compressível com atrito, ou denominadas equações de Fanno, aplicáveis para o duto by-pass e o fluxo prolongado da tubeira durante a modalidade de foguete. O modelo usa equações para fluxo compressível com liberação de calor, também denominado de fluxo de Rayleigh, para duto de combustão

supersônico de tipo SCRAM. Os modelos de fluxo de Fanno e Rayleigh são usados para determinar condições de fluxo na linha sônica (*shocked flow*) em componentes relacionados. Foram utilizadas equações para choque normal e oblíquo, em rampas de admissão de ar supersônicas bidimensional para calcular a recuperação da estagnação. As equações de choque normais foram utilizadas para avaliar a recuperação da estagnação ao consumo de Turbojato (estação 21). As relações de choque oblíquas e normais foram usadas para avaliar as voltas de fluxo no duto de derivação (11-16 estações) no modo de fluxo supersônico.

Quadro 03 - Subdivisão das estações do motor RISCRATM

Estações	Componentes	Descrição
0	Entrada Supersônica	Condição de Fluxo Livre
0.1		Supersônica Entrada bidimensional
11	Bypass	Bypass Entrada
12		Bypass Duto
16		Bypass Saída
21	Turbojato	Turbojato Entrada
22		Turbojato Difusor Subsônico
23		Turbojato Saída do Compressor
24		Turbojato Saída Câmara de Combustão
25		Turbojato Saída Turbine
28		Turbojato Garganta Tubeira
29		Turbojato Saída Tubeira
33	Foguete	Foguete Injetor
34		Foguete Saída da Câmara de Combustão
38		Foguete Garganta Tubeira
39		Foguete Saída Tubeira
6	SCRAM	SCRAM Entrada Câmara de Combustão
7		SCRAM Saída Câmara de Combustão
9		SCRAM Saída Tubeira
9.1		<i>Aerospike</i> Saída Tubeira Planar

Fonte: Barros, 2016

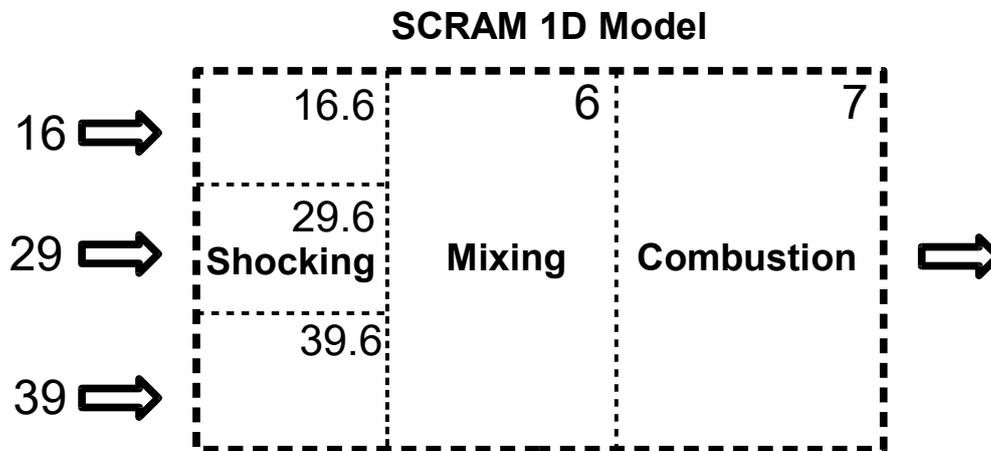
O roteiro matemático representado na Figura 25 foi feito com o objetivo de sintetizar as equações usadas para os cálculos unidimensionais. Todo o modelo anterior consistiu em uma análise de fluxo compressível padrão, no entanto o modelo de misturador supersônico é uma extensão do modelo de misturador supersônico da área constante (MATTLEY,1987) e (McGOVERN, 2012) para considerar a interação de choque entre os fluxos. A Figura 26 apresenta um diagrama esquemático desse modelo. A hipótese principal é o equilíbrio de pressão entre os fluxos, para respeitar a condição de Kutta (BEVILAQUA,1986). Isso foi modelado usando duas ondas de choque oblíquas para igualar a pressão através de linhas de corte de fluxo e, em seguida, calculando a mistura usando equações de conservação de massa, energia e momento.

A eficiência da transferência de momento, proposta por von Karman, foi usada para explicar a mistura pobre através do canal de combustão (BEVILAQUA,1986). O valor de 0,84 foi utilizado para a eficiência de transferência de momento como sugerido por HUANG (1999), a partir de avaliações experimentais de ejetores industriais.

A combustão supersônica no canal de combustão foi modelada por equações de fluxo de Rayleigh, considerando uma baixa eficiência de queima. As propriedades de gases misturados são uma média ponderada de fluxo de massa e propriedades de cada corrente de gás. O equilíbrio da pressão estática baseou-se na pressão de escape do turbojato (estação 29), como usado na abordagem de von Karman para o fluxo secundário subsônico no canal do by-pass (BEVILAQUA,1986).

Um procedimento iterativo foi necessário para calcular a pressão de estagnação na saída do bypass para explicar o fluxo de Fanno do ar no duto da entrada de ar. Além disso, o equilíbrio da pressão estática baseou-se na pressão de escape do canal do bypass (estação 16) para o fluxo secundário supersônico no canal de bypass. Esta foi a maior pressão estática das três correntes em cada condição.

Figura 26 - Modelagem do Combustor Supersônico



Fonte: GABALDO, 2016

As equações de conservação usadas para modelar o misturador supersônico de área constante, estações 16.6, 29.6 e 39.6 a 6, (2), (3) e (4), apresentadas a seguir:

Conservação da massa

$$\dot{m}_{16.6} + \dot{m}_{29.6} + \dot{m}_{39.6} = \dot{m}_6 \quad (2)$$

Conservação do momento (Equilíbrio de pressão)

$$\phi_6(\dot{m}_{16.6}V_{16.6} + \dot{m}_{29.6}V_{29.6} + \dot{m}_{39.6}V_{39.6}) = \dot{m}_6V_6 \quad (3)$$

Conservação da energia

$$\dot{m}_{16.6} \left(c_{p1} T_{16.6} + \frac{V_{16.6}^2}{2} \right) + \dot{m}_{29.6} \left(c_{p2} T_{29.6} + \frac{V_{29.6}^2}{2} \right) + \dot{m}_{39.6} \left(c_{p39.6} T_{39.6} + \frac{V_{39.6}^2}{2} \right) = \dot{m}_6 \left(c_{p6} T_6 + \frac{V_6^2}{2} \right) \quad (4)$$

O modelo matemático usado para resolver esse modelo de termodinâmica unidimensional foi escrito usando scripts MATLAB® para esses modelos conhecidos de fluxos de compressão. Todas as rotinas MATLAB® desenvolvidas possuem sistemas de proteção para reconhecer as transições subsônicas e supersônicas. Não foi utilizada qualquer biblioteca de fluxo compressível MATLAB® interna porque não era suficiente para descrever o modelo unidimensional. Os scripts MATLAB® foram criados para cada fase de voo, de modo que a sequência de execução das equações e cálculos seja estabelecida com a fase de voo ou modo

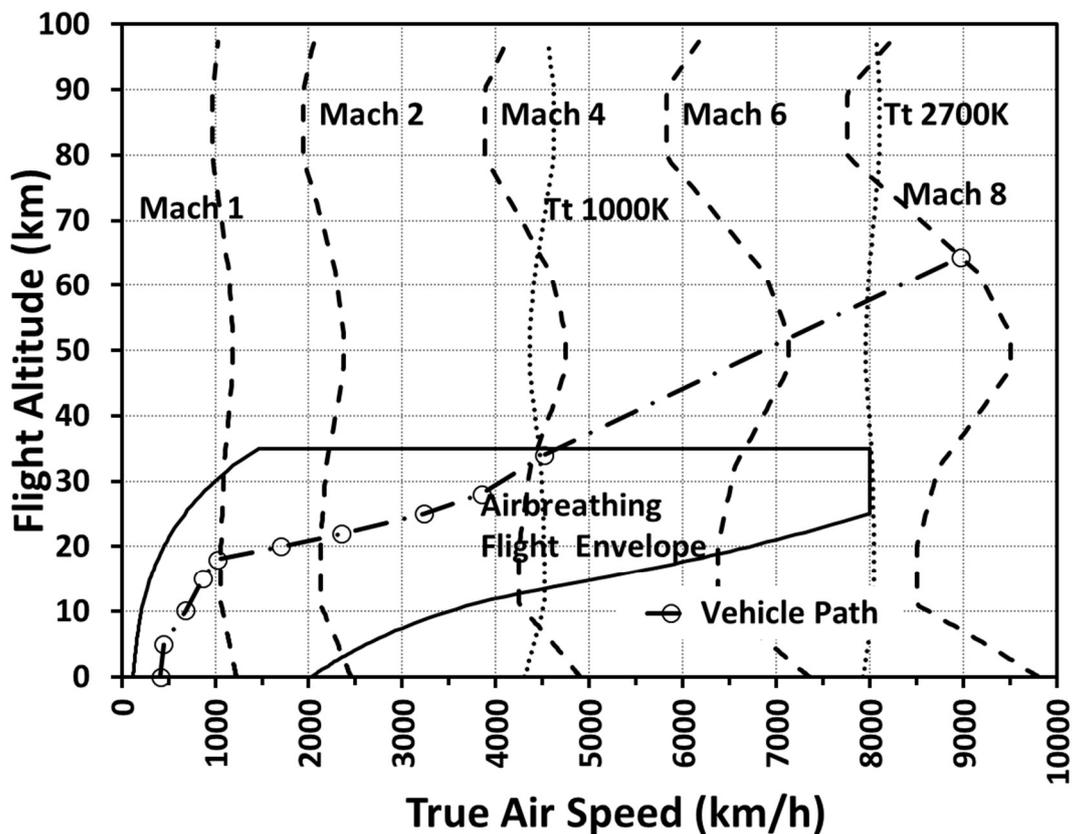
operacional. Para as velocidades de voo subsônicas, a sequência de simulação é foguete, entrada, turbojato, bypass, SCRAM e bocal. Para as velocidades de voo supersônicas, a sequência foi foguete, entrada de ar, bypass, turbojato, SCRAM e bocal, considerando todas as correntes supersônicas indo para o misturador.

4.2.2 Resultados unidimensionais

O modelo unidimensional foi usado para dimensionar o motor RISCRATM para um impulso nominal de 500 N, sem mudar o desempenho de cada componente. Todos os resultados obtidos foram utilizados para o dimensionamento do motor, tais como:

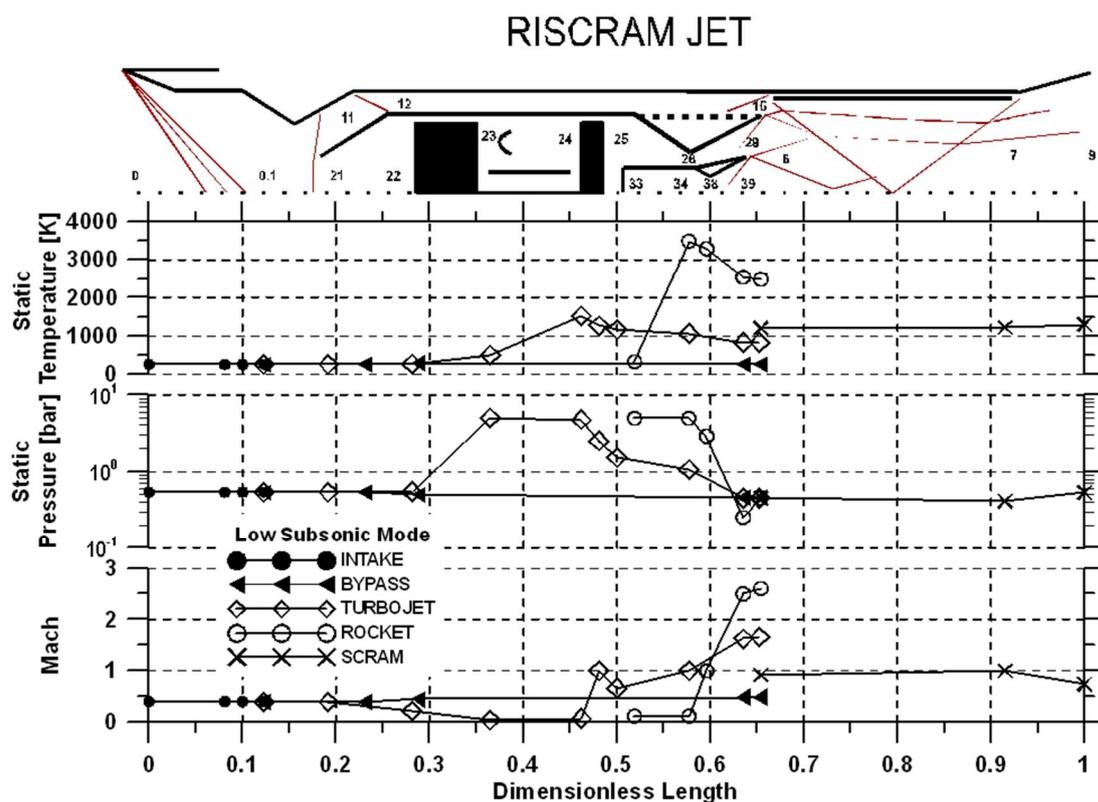
- ângulos de rampa de entrada supersônica
- área de duto de bypass
- relação de expansão do bocal do turbojato
- nível de foguete do propulsor
- relação de expansão do bocal do foguete
- injeção de combustível no motor SCRAM
- relação de expansão do bocal RISCRATM

Figura 27 - Envelope de voo de um veículo demonstrador com motor RISCRATM



Os resultados apresentados, a seguir, referem-se ao motor que trabalha em diferentes condições de voo e altitudes. A Figura 27 representa o envelope de voo (BARBOSA, 2014) de uma missão hipotética de um veículo demonstrador propulsionado pelo motor RISCRA M™. No Quadro 04, são apresentados cinco modos de operação do veículo demonstrador mencionado anteriormente. Os números de Mach e altitudes de voo foram retirados da trajetória do veículo mostrado na Figura 27. Mesmo que o Mach 3 não seja considerado um voo hipersônico, neste estudo, as condições internas do motor atingem o fluxo de configuração hipersônica desde Mach 1.6, devido ao desligamento do turbojato a essa velocidade. Como já mencionado anteriormente, foram feitos cálculos do modelo unidimensional do motor usando scripts Matlab®.

Figura 28- Temperatura estática, pressão estática e número de Mach para modalidade de baixo nível subsônico em cada estação do motor



Fonte: GABALDO, 2016

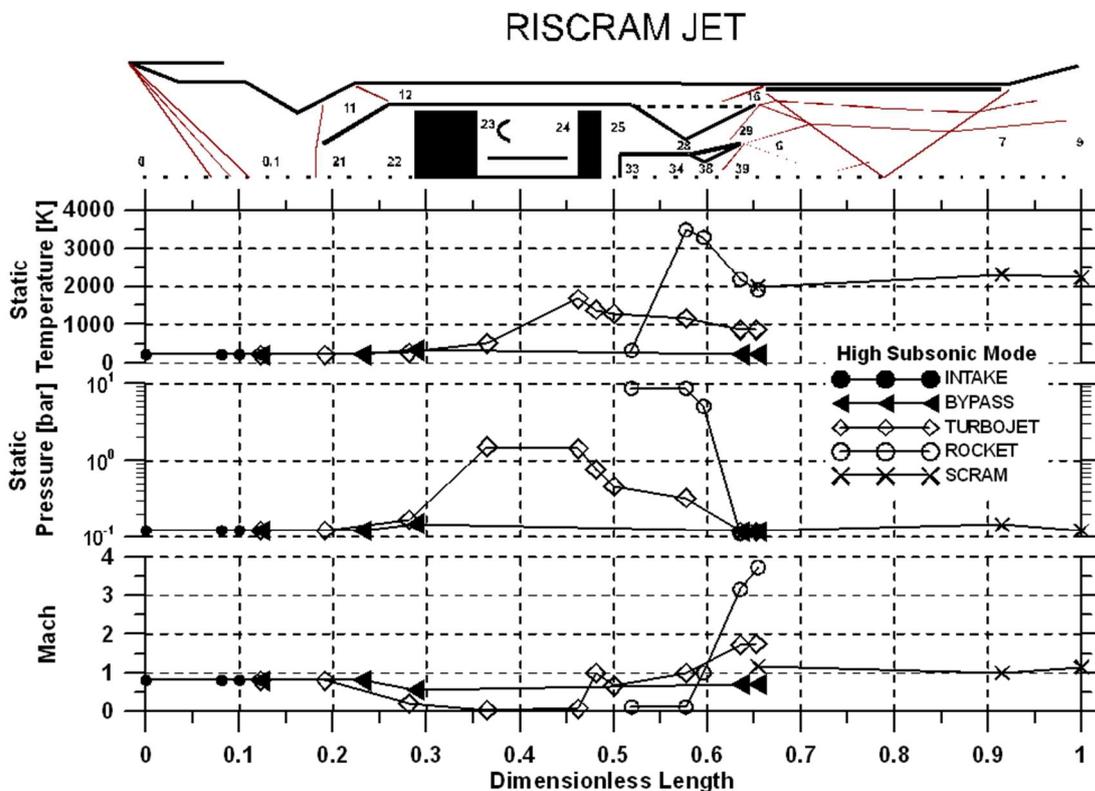
Os cálculos foram organizados e apresentados através das Figuras 28,29,30,31,32. Essas figuras representam, nos eixos das abcissas, a posição relativa (unidade adimensional) da

estação do motor, enquanto nos eixos das ordenadas encontra-se, de cima para baixo, Temperatura Estática, Pressão Estática e número de Mach.

A Figura 28 mostra a temperatura estática, a pressão estática e o número de Mach para cada estação do motor a jato RISCRATM para uma velocidade de voo subsônica (GABALDO, 2016). A partir da Figura, pode-se ver que o combustor supersônico opera em condições transônicas em uma condição de escoamento perturbado com ondas de choque na saída antes do bocal divergente. O foguete opera em um baixo nível de impulso e o turbojato opera com potência total.

A Figura 29 mostra os mesmos parâmetros da figura anterior para cada estação do motor RISCRATM para uma alta velocidade subsônica. A partir da Figura, pode-se observar que o combustor supersônico opera em condições supersônicas ao longo do inteiro ducto até o bocal. O foguete opera um nível médio de impulso e o turbojato continua a operar a potência total.

Figura 29 - Temperatura estática, pressão estática e número Mach para modalidade de voo subsônico próximo de Mach 1 em cada estação do motor



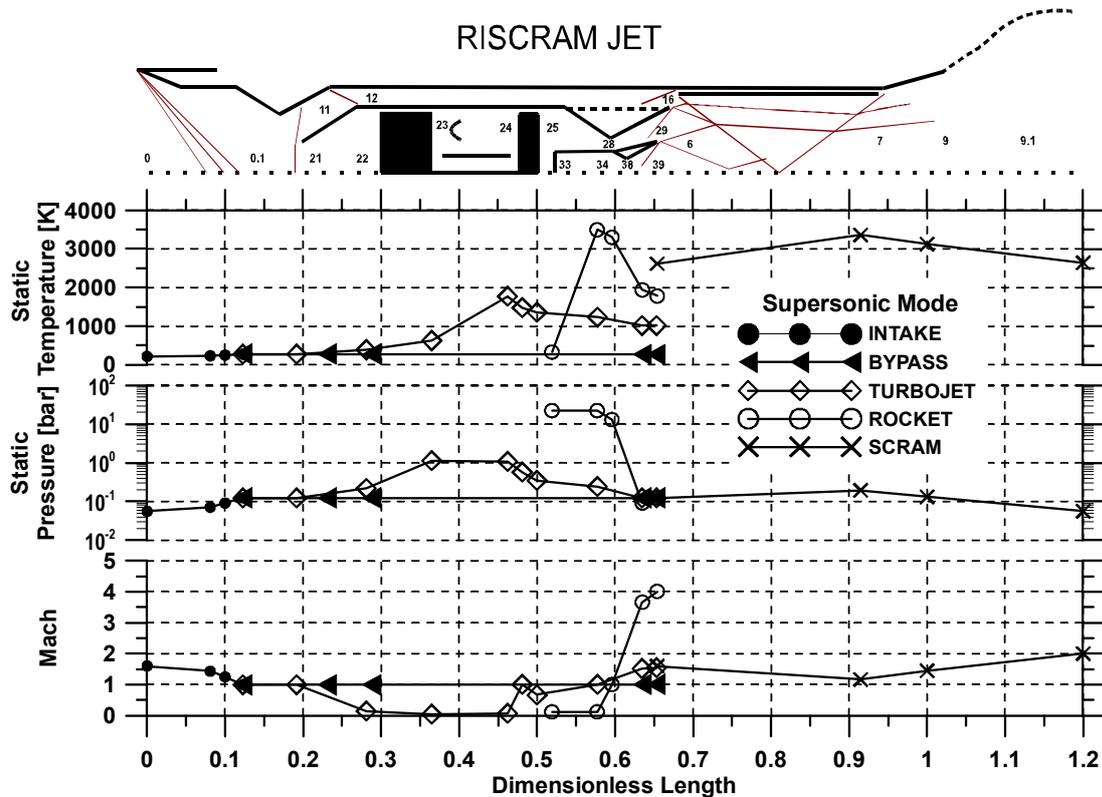
Fonte: GABALDO, 2016

Quadro 04. Condições de voo para simulação unidimensional

Mach de Voo	Altitude (m)	Fases Operacionais
0.4	5,000	Baixo subsônico
0.8	15,000	Alto subsônico
1.6	20,000	Supersônico
3.5	28,000	Hipersônico
8.0	64,400	Foguete

Fonte: GABALDO, 2016

Figura 30 - Temperatura estática, pressão estática e número Mach para modalidade de voo supersônico próximo de Mach 1 em cada estação do motor



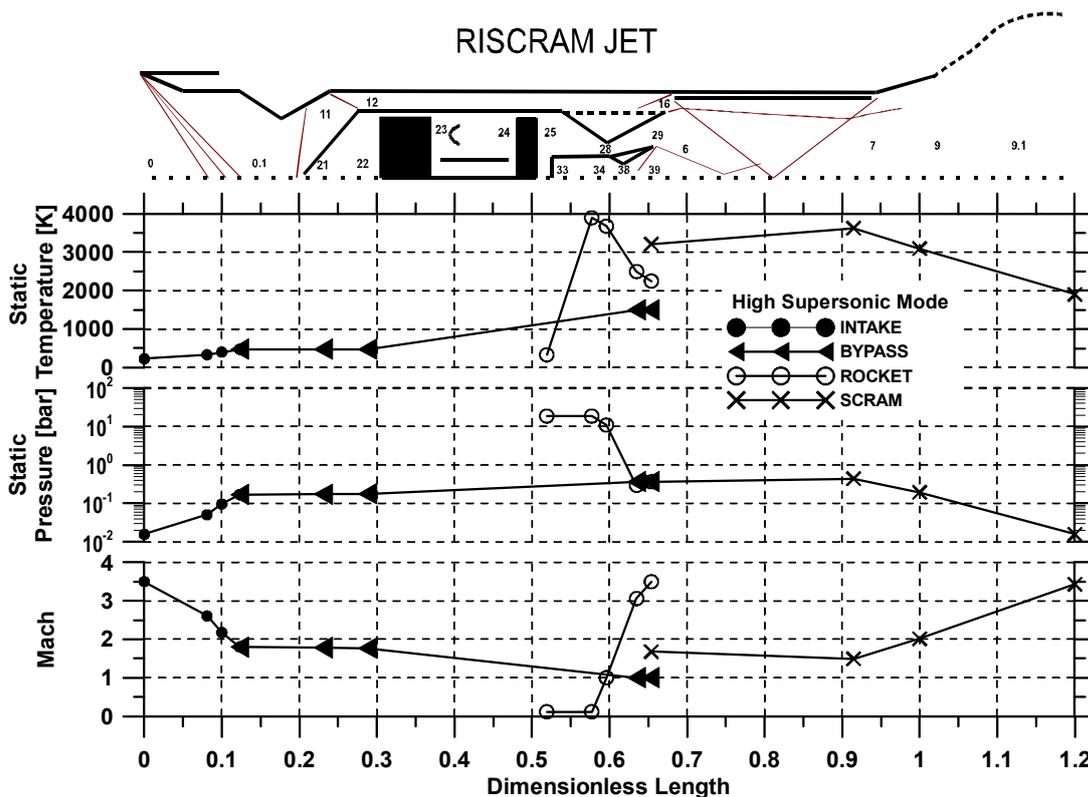
Fonte: GABALDO, 2016

A Figura 30 mostra os mesmos parâmetros para cada estação do motor RISCRAJ™ para uma velocidade de voo supersônica. A partir da figura, pode-se ver que o combustor supersônico opera em condições supersônicas com uma condição chocada na saída

antes do bocal divergente. O foguete opera um alto nível de impulso e o turbojato continua a operar uma potência total, mas com baixo fluxo de massa. O bocal *aerospike* plano é necessário nessa condição operacional. Os baixos fluxos de massa do turbojato e do bypass aumentam a temperatura estática média no canal SCRAM.

A Figura 31 mostra os mesmos parâmetros para cada estação do motor RISCRATM para uma alta velocidade de voo supersônica, com o mesmo modo de voo hipersônico. Pode-se ver que o combustor supersônico opera em condições supersônicas até o bocal divergente. O foguete opera um nível de impulso total com o turbojato inoperante. O bocal *aerospike* plano é imprescindível nesta condição operacional. O baixo fluxo de massa do bypass aumenta ainda mais a temperatura estática média no canal SCRAM. A recuperação da entrada de ar foi aumentada em relação à modalidade de voo supersônica.

Figura 31 - Temperatura estática, pressão estática e número Mach para modalidade de voo a elevado nível supersônico próximo de Mach 1 em cada estação do motor

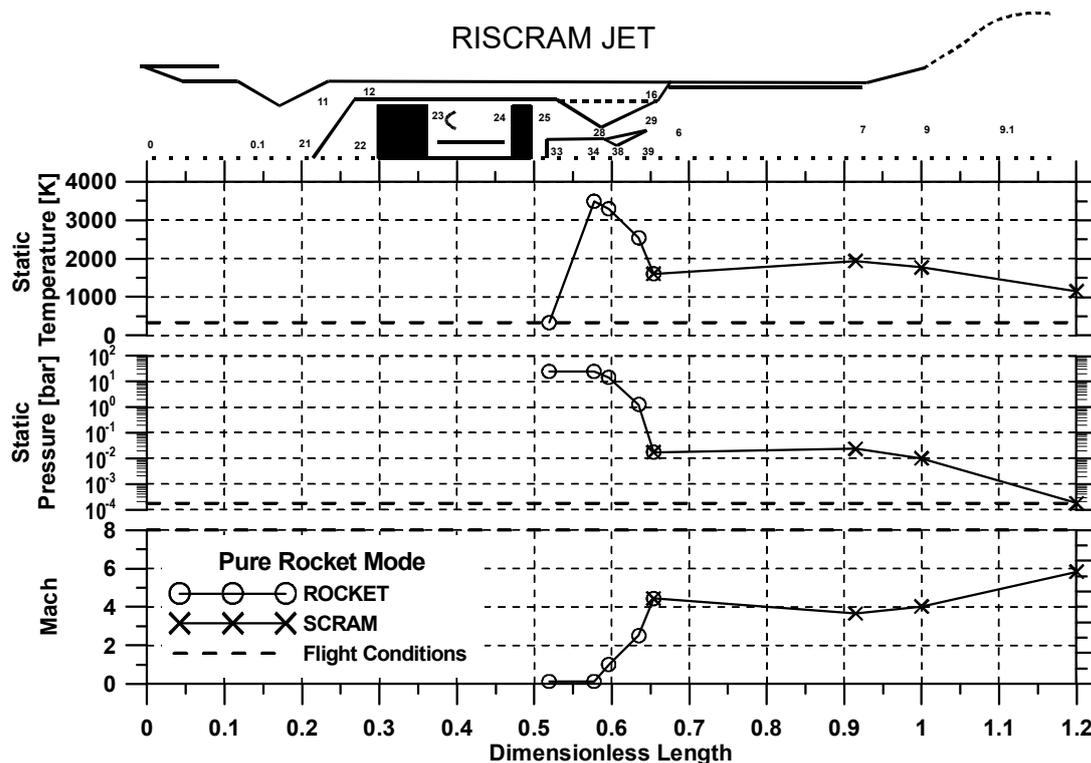


Fonte: GABALDO, 2016

A Figura 32 mostra os mesmos parâmetros para cada estação do motor RISCRATM para uma velocidade de voo hipersônica, livre de atrito atmosférico, isto é,

considerado voo espacial. Pela figura pode-se ver que o único componente do motor a operar é o foguete usando o canal SCRAM e o bocal estendido.

Figura 32 - Temperatura Estática do Motor RISCRATM, Pressão Estática e Número Mach para a modalidade foguete em cada Estação de Motor



Fonte: GABALDO, 2016

O bocal aero adaptativo, denominado *aerospike* plano, é altamente necessário nesta condição operacional. As variações de propriedades no canal SCRAM são devidas a um fluxo de fricção (fluxo de Fanno) através do bocal estendido. Observa-se que os fluxos oriundos do by-pass que passam próximos à câmara de combustão do turbojato e o fluxo do duto bypass alimentam o ducto SCRAM e são responsáveis pelo arrefecimento das paredes.

Os resultados foram obtidos mudando-se os seguintes parâmetros: nível de impulso do foguete, relação de expansão do bocal do foguete, ângulos de rampa de admissão supersônica, área de admissão subsônica do turbojato e excesso de combustível para alimentar o combustor supersônico. Todas essas variações de parâmetros, necessárias para cada modo operacional, eram valores viáveis. A Tabela 03 apresenta um resumo dos resultados para impulso e impulso específico para os casos de teste simulados 1-D em cada fase de voo e modo

operacional. Além disso, é apresentado impulso e impulso específico para alguns componentes do motor operando sozinhos na mesma condição de voo do motor a jato RISCARAM™.

Esse motor foi dimensionado para uma demonstração e prova de conceito. Os parâmetros de desempenho, portanto, não são os melhores. Os resultados na Tabela 03 e das Figuras 28 até 30 indicam que o veículo deve decolar usando o turbojato. Em algum ponto, em baixa velocidade subsônica, o foguete deve ser ligado e o jato RISCARAM™ operado a partir de velocidades subsônicas para altas velocidades supersônicas com melhor impulso, mas com um impulso específico decrescente. O impulso aumenta com a velocidade e o impulso específico, diminui. Nas velocidades transônicas, é necessário operar o foguete com toda a força para superar as forças de arrasto. No caso de o motor e veículo operarem a velocidades hipersônicas, o impulso deve ser maior do que um motor puro SCRAM do mesmo tamanho e condições de voo, como pode ser visto nos dados da Tabela 03, com impulso específico menor para o motor RISCARAM™. Para o voo sem atrito atmosférico, considerado voo espacial, a configuração do RISCARAM™ melhor é do foguete, com uma relação de expansão do bocal fixo, pois o Pohox possui uma tubeira tipo *aerospike* que permite adaptação da expansão para cada altitude de voo. Isso justifica que o veículo saia da região denominada *airbreathing* (aspirado) *flight envelope* da Figura 27 para Mach 4.

Tabela 03 - Resultados da análise unidimensional

Flight Phase	Mach	Altitude (m)	Thrust (N)				Isp (s)	
			Pure Turbojet	Pure Rocket	Pure SCRAMjet	RISCARAMjet		
Sea Level	0.03	0	484		NOP		2976	
				335			221	
Subsonic	0.40	5000	292		NOP		2718	
				335			221	
							234	668
High Subsonic	0.80	15000	84		NOP		2628	
				402			265	
							185	405
Supersonic	1.60	20000	29		NOP		2273	
				428			282	
							375	338
High Supersonic	3.50	28000	NOP	408	NOP		268	
				439			289	
							327	351
Hypersonic	7.00	28000	NOP		225		665	
							292	
							442	355
Space Flight	8.00	64400	NOP	444	NOP		292	
							292	
							456	357

NOP = no operation

Fonte: GABALDO, 2016

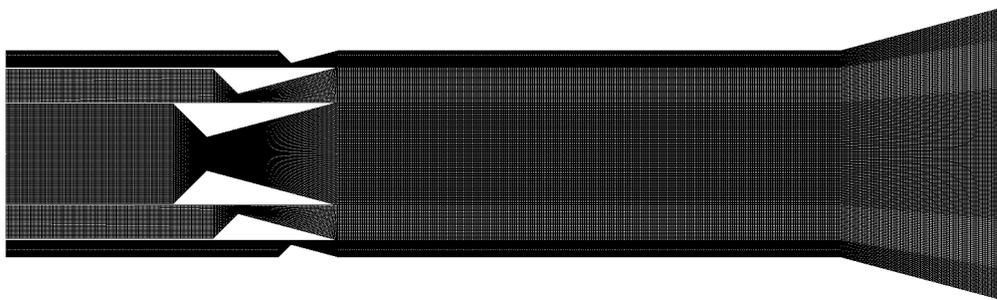
A análise termodinâmica unidimensional ajuda a se chegar a uma demonstração rápida do conceito teórico. Esse modelo matemático ajuda a estabelecer critérios de projeto para o

motor RISCRATM, verificar e especificar as proporções de expansão usadas em cada fase de voo para o foguete e turbojato.

4.2.3 Análise tridimensional

Para complementar a análise unidimensional, um modelo de fluxo termodinâmico tridimensional nos ajuda a entender melhor a dinâmica dos fluxos compressivos dentro do canal SCRAM. A Figura 33 apresenta uma modelagem para simulação numérica de uma vista parcial do motor RISCRATM, com o específico bocal supersônico triplo e o canal SCRAM.

Figura 33 - Triplo bocal 3d para simulação RISCRATM



Fonte: GABALDO, 2016

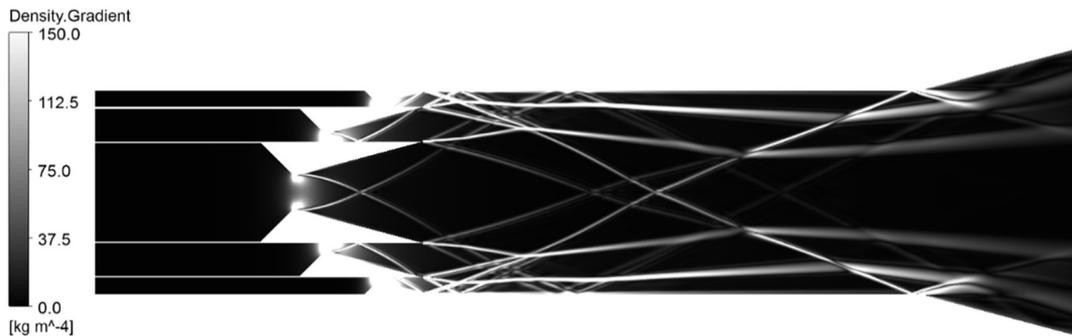
A Figura 33 é uma malha planar de 186.150 volumes prismáticos e 285.067 nós com refinamento de malha em gargantas de bocal e camadas próximas de cisalhamento. O canal de admissão e bypass foi simplificado para uma fácil simulação.

O fluxo não-reativo tridimensional calculado foi modelado usando equações de RANS. Um modelo de turbulência corrigido da temperatura para o fluxo de jato de alta temperatura foi utilizado no modelo de k-epsilon, sendo o mais robusto segundo os autores, de turbulência supersônica (ABDOL-HAMID, 2004). Todos os resultados foram computados sem combustão. As simulações foram geradas usando o software ANSYS CFX, versão 15.

Duas camadas de cisalhamento de fluxo concêntrico são mostradas na Figura 34, que compõem a mistura SCRAM. É importante considerar que todos os cálculos para o fluxo do duto de derivação, fluxo de turbojato e fluxo de foguete são feitos para chegar perto de Mach 3 na saída do bocal SCRAM. Além disso, é bom lembrar que, nesse tipo de mecanismo de ciclo combinado, não existe apenas um ponto de projeto, mas pontos de projeto diferentes para cada fase de voo. O motor RISCRATM ideal deve funcionar em todas as fases de voo com os melhores parâmetros operacionais possíveis. O foguete opera o tempo todo com tubeira sobre-expandida para gerar ondas de choque necessárias para misturar e queimar dentro do combustor

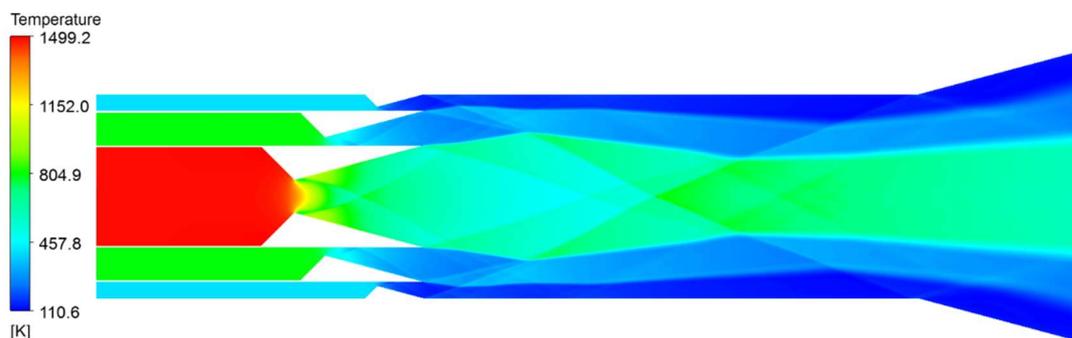
supersônico em condições de sobre-expansão, de acordo com a pressão do turbojato e do bypass que é maior que a pressão de saída do foguete.

Figura 34- Pseudo-Schlieren assimétrico de fluxo supersônico não reativo na velocidade do veículo Mach 2.



Fonte: GABALDO, 2016

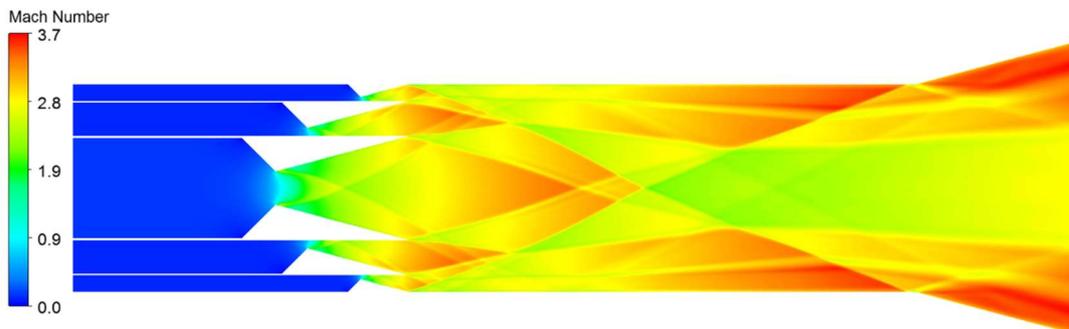
Figura 35 - Campo de temperatura estática assimétrica do fluxo supersônico não reativo na velocidade do veículo Mach 2.



Fonte: GABALDO, 2016

O Pseudo-*Schlieren* assimétrico, mostrado na Figura 34, estruturado com diversas ondas de choque, foi propositadamente construído dentro do combustor supersônico. Esse padrão de onda de choque oblíquo permite reter a chama dentro do duto SCRAM, e a camada de cisalhamento promove a transferência de massa necessária para alimentar a combustão com oxigênio e combustível parcialmente queimado. O termo *Schlieren* (do alemão "*Schliere*", que significa "franja") é uma técnica de visualização da variação de densidade de fluido. A Figura 34 representa uma simulação computacional dessa técnica.

Figura 36 - Campo de Mach Axisimétrico do fluxo supersônico não reativo na velocidade do veículo Mach 2.



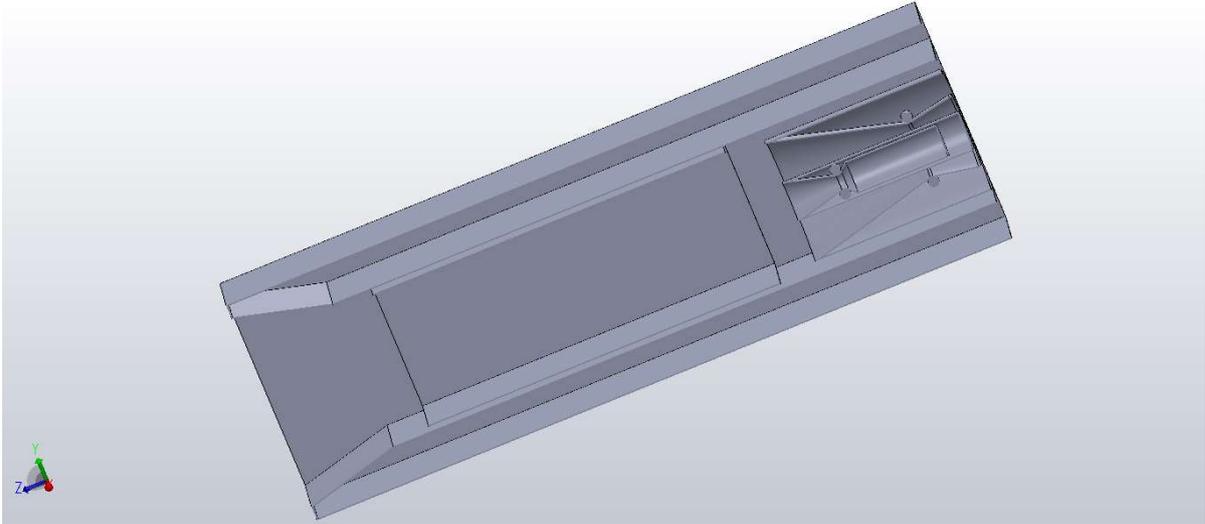
Fonte: GABALDO, 2016

A Figura 35 mostra o campo de temperatura estática, indicando que uma região mais fria é criada perto das paredes do jato RISCAM, o que permite proteger a câmara de combustão. A Figura 36 mostra o campo da distribuição do número de Mach, que indica uma mistura parcial no final do duto e no bocal SCRAM, mas o valor médio registrado na simulação é maior que o estimado para o voo. A análise tridimensional do fluxo ajuda a confirmar o que foi mostrado no modelo aerodinâmico unidimensional, como também ajuda a obter um comprimento menor da mistura de combustão e a melhorar o caminho do fluxo dentro de todo o motor. Como descrito nos parágrafos anteriores, simulações mostram a metodologia, os resultados e a análise unidimensional para preparar a condição de contorno da simulação tridimensional a frio.

Com base no modelo descrito anteriormente, foi escolhida uma configuração para voo supersônico. Essa fase foi escolhida por apresentar a característica mais importante das interações de fluxo e representar uma nova condição aerodinâmica que não é utilizada em nenhum ciclo combinado do sistema proposto até o momento. A questão principal é a interação com três fluxos supersônicos com reação química. Na simulação realizada, utilizou-se H_2 , O_2 e ar como propelentes RISCAM™.

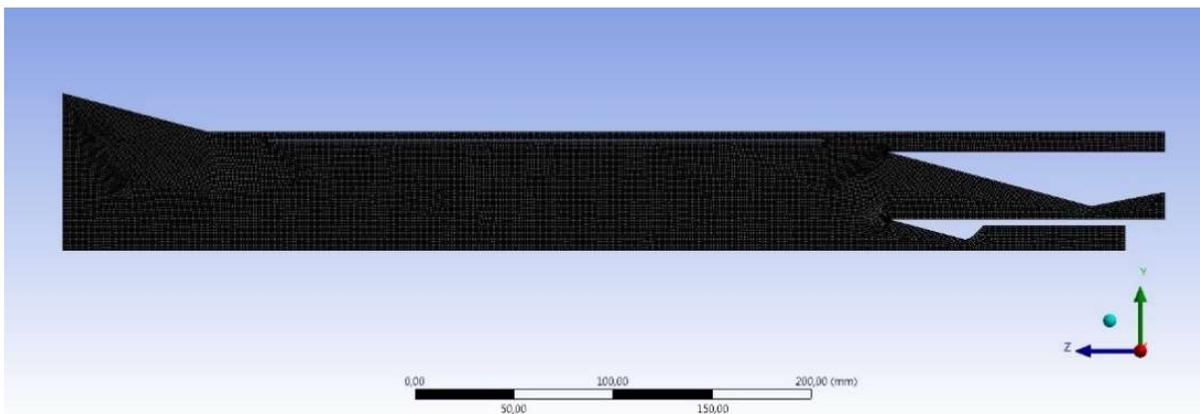
A Tabela 03 apresenta os dados usados para definir as condições de contorno da simulação tridimensional. Esses dados foram obtidos de um software unidimensional para análise de ciclos de motores e análise de equilíbrio químico.

Para complementar a análise unidimensional, um modelo de fluxo termodinâmico tridimensional ajuda a entender melhor a dinâmica dos fluxos compressivos dentro do duto SCRAM. A Figura 37 mostra o motor parcial RISCAM™, no específico o bocal triplo supersônico e o duto SCRAM modelado com Solidwork versão 2016.

Figura 37 - Modelo tridimensional

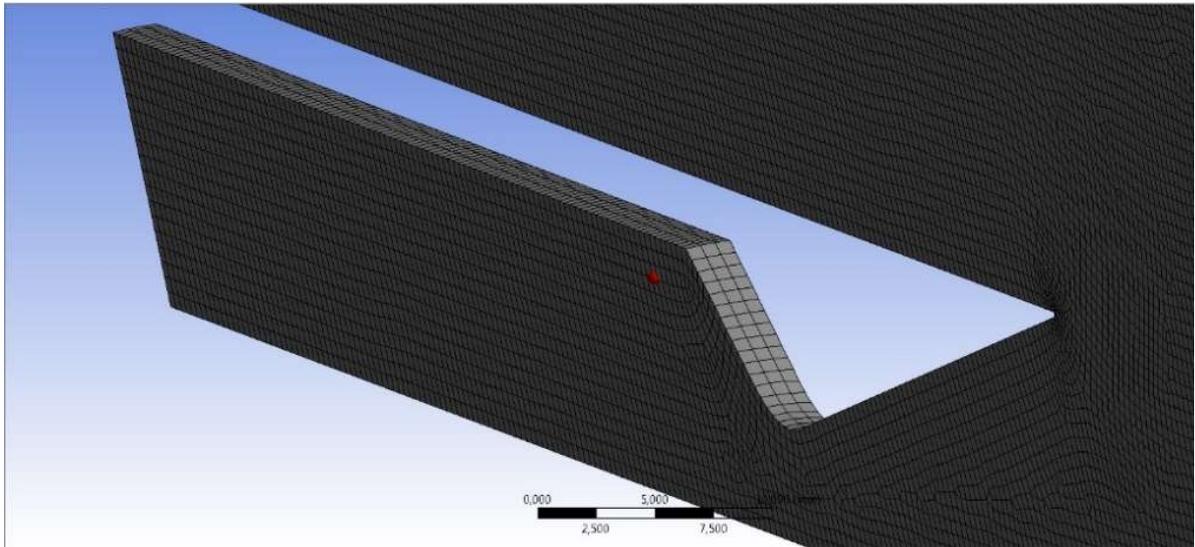
Fonte: GABALDO, 2016

As malhas usadas nas simulações são apresentadas também nas Figuras 38 e 39. Correspondem a uma malha planar de 284.000 volumes com refinamento de malha nas proximidades do bocal e das camadas de cisalhamento. A entrada e parte do duto de derivação foram removidos para facilitar a simulação.

Figura 38 - Malha modelo tridimensional vista lateral

Fonte: GABALDO, 2016

Figura 39 - Malha modelo tridimensional vista lateral mostrando a espessura dos elementos usados



Fonte: GABALDO, 2016

Segundo Barros (2016), o fluxo computacional tridimensional reativo foi modelado usando equações RANS. Foi utilizado o modelo de turbulência SST $k-\omega$, sendo o modelo robusto aconselhado pelos autores e sugerido pelo manual Fluent®, de duas equações de viscosidade turbulenta. O modelo SST $k-\omega$ representa o estado da arte dos modelos de turbulência disponíveis para simulações numéricas, pois é robusto, confiável e implementado nos softwares de simulação. Neste trabalho utilizou-se o coeficiente de amortecimento turbulento para Reynolds elevado, o coeficiente de dissipação para a energia cinética, a taxa de dissipação específica e outros parâmetros presentes na Tabela 04. A camada limite turbulenta foi modelada com cinco elementos da malha, usando-se equações de correção padrão da Fluent®. O modelo utilizado para combustão baseou-se em EDM de Taxa Finita com quatro reações químicas para mistura $H_2/O_2/Ar$, que reduz o mecanismo cinético químico como mostrado na Tabela 04, seguindo o manual de simulação de software (ANSYS, 2013). A Tabela 05 apresenta o mecanismo de reação reduzida para combustão de $H_2/O_2/Ar$: (Fator de Frequência cm, mol, s), (Expoente de Temperatura), (Energia de Ativação J / mol).

Tabela 04 - Parâmetro Fluent® para modelo de turbulência SST k- ω

Fluent® Parameters	Values
α^*_∞	1
α_∞	0.52
β^*_∞	0.09
a1	0.31
β_i Inner	0.075
β_i Outer	0.0828
TKE Inner	1.176
TKE Outer	1
SDR Inner	2
SDR Outer	1.168
Energy Prandtl Number	0.85
Wall Prandtl Number	0.85
Turbulent Schmidt Number	0.7

Fonte: GABALDO, 2016

Tabela 05. Mecanismo de reação para combustão de H₂/O₂/Ar.

Reactions	Arrhenius Equations		
	Frequency Factor [cm,mol,s]	Temperature Exponent	Activation Energy [J/mol]
$H + O_2 \rightleftharpoons OH + O$	2.00E+14	0	7.03E+07
$H_2 + O \rightleftharpoons OH + H$	5.06E+04	2.67	2.63E+07
$H_2 + OH \rightleftharpoons H_2O + H$	1.00E+08	1.6	1.38E+07
$2H + M \rightleftharpoons H_2 + M$	1.00E+18	-1.0	0.00E+00

Fonte: GABALDO, 2016

Foram utilizados 40 núcleos do cluster CFD da Petrobras para executar a simulação que leva quase 26 horas para ser completada para cada caso. A simulação foi realizada com o número de Courant em torno de 1,0. Mesmo com a simplificação aplicada neste modelo, há um aumento de carga computacional significativo em relação à simulação feita com fluxo frio descrito no parágrafo anterior. Observa-se que o hidrogênio é o combustível que tem a maior energia por unidade de peso, ideal para veículos aeroespaciais.

4.2.4 Resultados

A análise do fluxo tridimensional ajudou a confirmar o que foi mostrado no modelo aerodinâmico unidimensional, além de ajudar a obter um comprimento mais curto da mistura de combustão e melhorar o fluxo de circulação dentro de todo o motor. As Figuras a seguir são resultados da análise CFD, anteriormente apresentada, para uma fase de voo supersônico, em Mach 1.6 com fluxo reativo de H_2 , O_2 e mistura de ar. Nas Figuras 40 e 44 pode-se observar um caminho complexo de ondas de choque no centro do canal SCRAM. O fluxo é mantido supersônico dentro do duto, mesmo com um fluxo subsônico proveniente do duto de derivação e um fluxo transônico proveniente da saída do turbojato. Como mostram as Figuras 40, 41 e 42, a maior parte da mistura e da combustão ocorrem no primeiro e segundo diamante de choque, o que significa que a combustão foi mantida dentro do combustor supersônico, como esperado, e ocorre após a linha de corte criada entre turbojato e foguete.

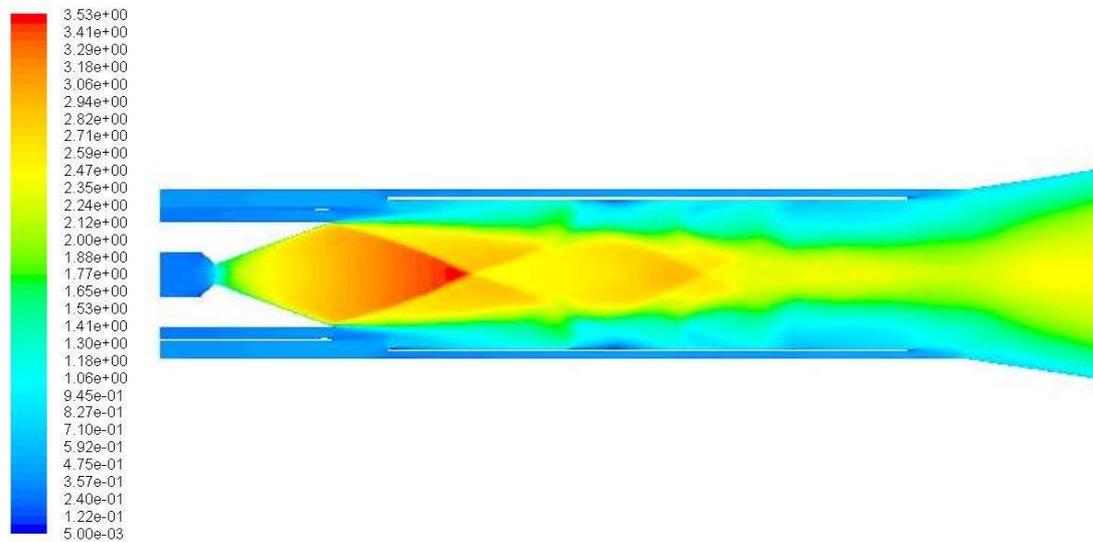
A Figura 40 mostra um perfil de Mach que é uniforme na região central do bocal, com diminuição do número de Mach no sentido radial em direção às paredes na seção transversal de saída do bocal. Isso indica que uma mistura efetiva de momento de fluxo foi alcançada durante o interior do canal SCRAM. A Figura 43 mostra que, nessa condição supersônica, existe uma formação de cisalhamento interno entre as correntes de turbojato e foguete, concentrando a maior parte da energia cinética turbulenta e coincide com a região onde ocorrem a mistura e a combustão.

Além disso, pode-se ver que o fluxo de derivação vai formando uma película de resfriamento perto da parede do duto SCRAM, que ajuda a manter temperaturas abaixo de 500 K, conforme desejado. Pode-se notar que há um aumento artificial de temperatura no bocal divergente RISCAM™ em áreas anulares entre o fluxo central e o fluxo de parede. Esse aumento previsto de temperatura foi devido à expansão e não devido à combustão.

Na Figura 42, é mostrado que não há combustível para queimar nessa região. Esperava-se um aumento de temperatura inferior, como era previsto pela simulação. Uma vantagem de usar uma tubeira sobre-expandida é reduzir o comprimento de mistura como consequência da redução da relação força / peso do combustor supersônico. Através da formação de diamantes de choque, é possível queimar a maior parte do combustível.

A Figura 44 mostra que em quase todas as regiões dentro do canal SCRAM as temperaturas estão abaixo de 2500 K. A figura indica uma combustão distribuída, com baixa liberação de calor, conforme desejado para essa modalidade de voo, onde precisa-se apenas recuperar energia perdida, a causa do fluxo do foguete sobre-expandido.

Figura 40 - Curvas de nível de Mach para fase supersônica (Flight Mach = 1.6)



Fonte: GABALDO, 2016

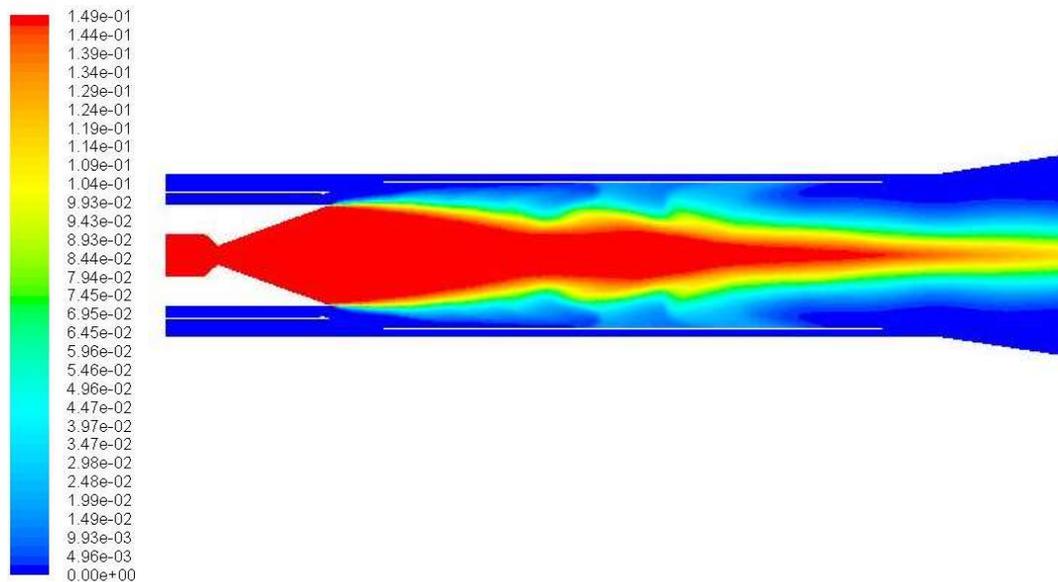
O foguete opera todo o tempo sobre-expandido a fim de gerar ondas de choque necessárias para misturar e queimar dentro do combustor supersônico em condições sobre-expansão, uma vez que a pressão do turbojato e do bypass de ar é maior que a pressão de saída do foguete.

Figura 41 - Pseudo-Schlieren para fase supersônica (Flight Mach = 1.6)



Fonte: GABALDO, 2016

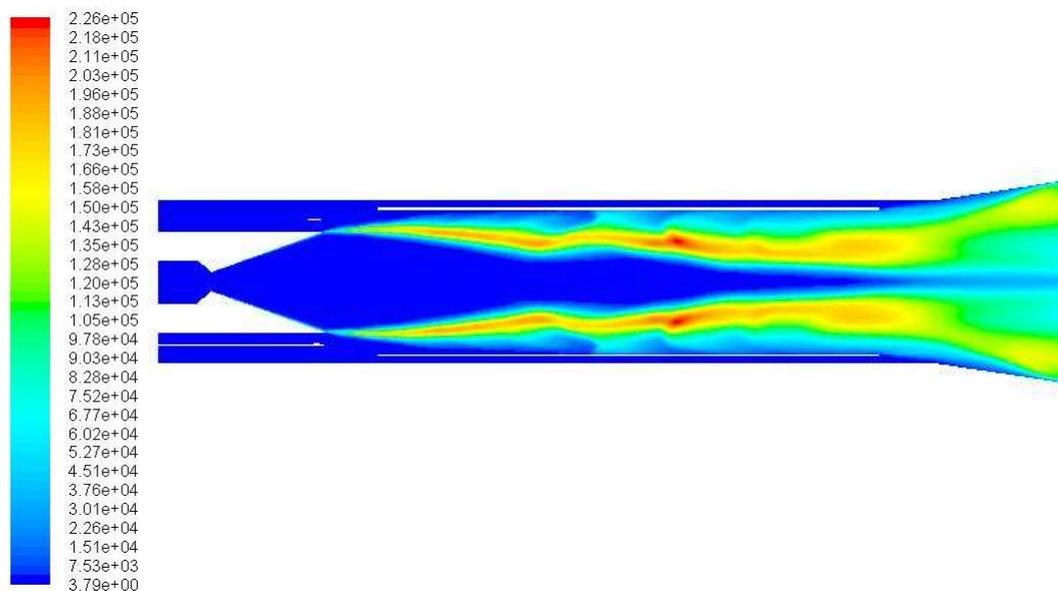
Figura 42 - Curvas de nível de fração de massa de H₂ para fase supersônica (Flight Mach = 1.6)



Fonte: GABALDO, 2016

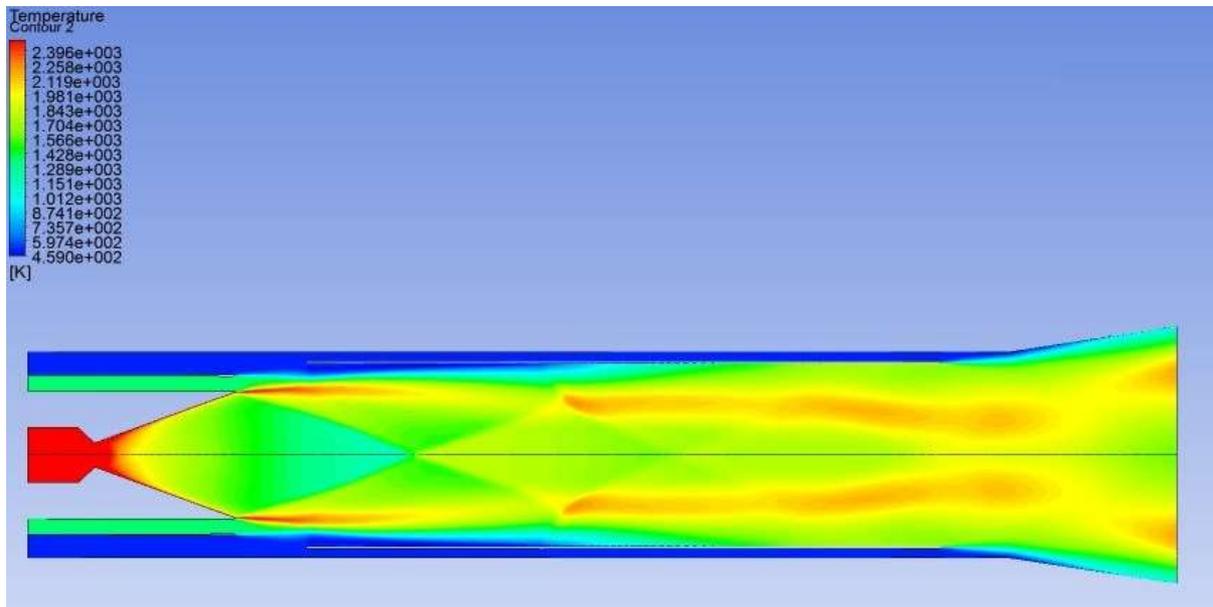
Uma camada de cisalhamento de fluxo concêntrico que compõe a mistura SCRAM é mostrada na Figura 43. Esse padrão de onda de choque oblíqua permite reter a chama dentro do canal SCRAM, e a camada de cisalhamento promove a transferência de massa necessária para alimentar a combustão com oxigênio e combustível parcialmente queimado.

Figura 43 - Curvas de nível de Energia Cinética Turbulenta para fase supersônica (Flight Mach = 1.6)



Fonte: GABALDO, 2016

Figura 44 - Curvas de nível de Temperatura Estática para fase supersônica (Flight Mach = 1.6)



Fonte: GABALDO, 2016

O modelo tridimensional é capaz de analisar três misturas de fluxo supersônico dentro de uma câmara de combustão (seção 6 a 7, como representado da Figura 25) com o objetivo de manter a combustão supersônica o tempo todo ao longo do comprimento das seções 6 a 7. Propositadamente, procurou-se de obter condições uniformes de fluxo no bocal (seção 9 da Figura 25). Isso causa uma melhor eficiência da mistura e reduz o comprimento da combustão. A parede de resfriamento dentro das seções 6 a 7, como mostra a Figura 25, é necessária para diminuir a temperatura. Isso é facilmente obtido usando o fluxo frio supersônico proveniente do bypass.

O ciclo do motor proposto mostrou as seguintes vantagens: o motor RISCRATM pode operar no nível do mar e permitir que o veículo atinja a exosfera funcionando de forma eficiente de Mach 0 até Mach 24. Ele possui um padrão de fluxo supersônico que melhora a mistura de combustão, além de possuir um fluxo frio que protege as paredes do canal SCRAM do fluxo interno mais quente. O foguete puro pode operar de Mach 15 até 24 com uma alta taxa de expansão, adequada para altitudes superiores a 60 km. Uma das desvantagens mais evidentes desse motor é que ele tem baixa eficiência de propulsão durante a fase subsônica. É preciso considerar, no entanto, que essa fase de voo é curta. Esse tipo de motor perde eficiência para depois obter desempenho supersônico e evitar problemas de combustão nas fases de transição fases transônicas, supersônicas e hipersônicas. Observou-se que é importante manter o fluxo

dentro do combustor sempre com velocidade supersônica e trabalhar sempre com o bocal do foguete sobre-expandido.

A ideia é usar o ar resultante do bypass, mas ter Turbojato para aumentar a vazão mássica, aumentando, assim, o impulso. Além disso, é necessário mais poder de computação para obter melhores resultados de simulação com o fluxo reativo e a combustão em regime supersônico. O modelo tridimensional foi claramente útil para mostrar dinâmicas sobre a mistura de combustão e as distribuições de pressão.

O motor de ciclo combinado RISCRATM proposto poderia ser uma solução prática para alcançar o voo hipersônico, em relação a outras propostas de ciclo combinado existentes, ou motores de foguete. Pode-se concluir por este trabalho que é possível reduzir o comprimento de combustão de mistura do fluxo de oxidante / combustível usando ondas de choque oblíquas, mesmo para o comprimento curto da seção divergente do bocal. Os resultados obtidos mostram que uma combustão quase completa é conseguida em menos dois diâmetros da área do bocal de saída.

CONSIDERAÇÕES FINAIS

O primeiro objetivo deste trabalho foi apresentar o transporte aeroespacial de baixa órbita para possibilitar uma melhor compreensão do veículo lançador de satélite apresentado. O transporte aeroespacial precisa de soluções tecnológicas para economizar o acesso ao espaço. Nesse trabalho sugere-se que essa diminuição de custos é possível com escolha de veículos reutilizáveis com motores de ciclo combinados sendo motores versáteis e de bom desempenho em várias configurações de voo.

O segundo objetivo foi apresentar o veículo Pohox como sugestão de lançador de satélite sendo um veículo estudado para ser reutilizável e adequado para funcionar com motores de ciclo combinado de tipo RBCC. O veículo proposto tem alta taxa de lançamento e baixo custo operacional devido a associação com o motor RISCRATM Jet.

O terceiro objetivo foi apresentar as tecnologias consolidadas de propulsão supersônicas que sustentam o conceito atrás do motor RISCRATM descrito no capítulo 3. O motor proposto é, em via teórica, candidato para propulsar veículos supersônicos e hipersônicos, isso avigorado pelas simulações uni, bi e tridimensionais e pelas pesquisas bibliográficas apresentadas nos capítulos 3 e 4 do trabalho. A demonstração do funcionamento desse sistema propulsivo possibilita a criação de um novo mercado nacional e internacional na área de propulsão aeroespacial, fugindo dos conceitos tradicionais de propulsão. O motor RISCRATM pode ser também destinado como sistema propulsivo de caças de 7^a geração, ou sistema de propulsão para mísseis estratégicos de longo alcance do tipo *Prompt Global Strike*.

Os próximos passos desse trabalho serão construir uma infraestrutura laboratorial para dar continuidade à pesquisa e construir um motor RISCRATM de dimensões reduzidas para ser testado em um veículo demonstrador com empuxo equivalente a 50 kgf. Através de ensaios com um demonstrador menor e um motor de menor empuxo, será possível validar o funcionamento, de forma concreta, do Motor RISCRATM. É possível especular que utilizando-se o veículo e o sistema propulsivo, é possível construir veículos maiores para transporte de grandes cargas como descrito neste trabalho.

Outro trabalho futuro será uma análise mais detalhada do funcionamento do veículo Pohox e da missão a ser executada. Sugere-se também, como trabalhos futuros, uma análise mais detalhada da missão do veículo lançador de satélite, com simulação do escoamento ao redor do veículo, e utilização de softwares especializados no projeto aerodinâmico de aeronaves supersônicas e hipersônicas. Além disso, uma análise econômica é fundamental para justificar o conceito de veículo reutilizável e o motor a ciclo combinado.

REFERÊNCIAS

- ABDOL-HAMID, K.; MASSEY, S. J.; ELMILIGUI, A., **Temperature corrected turbulence model for high temperature jet flow**. Transaction of ASME Vol 126 844-850, 2004.
- AEREO JOR. **Lenda Mach 3: o North American XB-70 Valkyrie**. Disponível em < <https://www.aereo.jor.br/2012/02/12/lenda-mach-3-o-north-american-xb-70-valkyrie/>> Acesso em 29, abr.2018
- AFSC - Air Force Space Command - SPACE AND MISSILE SYSTEMS CENTER STANDARD. **Air Force Space Command, SPACE AND MISSILE SYSTEMS CENTER STANDARD RELIABILITY PROGRAM FOR SPACE SYSTEMS APPROVED FOR 2017**. Disponível em < http://everyspec.com/USAF/USAF-SMC/download.php?spec=SMC-S-013_13JUN2008.021531.PDF > Acesso em 21, abr.2018
- ALEXANDER, D. C.; SISLIAN, J. P.; PARENT, B., **Hypervelocity Fuel/Air Mixing in Mixed-compression Inlets of Scramjets**. AIAA Journal 44 (10): 2145–55, 2006.
- ALLEN, Ned. **AIAA Aerospace Design Engineers Guide**. Sixth Ed. AIAA, Meryland 2012
- ANDERSON, J. D., **Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics**. 2nd ed., McGraw-Hill series in Aeronautical and Aerospace Engineering, New York: The McGraw-Hill Company, 1989.
- ANSYS Inc., **ANSYS Fluent® Theory Guide**, Canonsburg, PA, November 2013
- BARBOSA, L. F. M., et al " The Conceptual Design of a Horizontal Take-off and Landing, Reusable Satellite Launcher," Aerospace Technology Congress 2016, FTF och GDPR, Stockholm 2016, Disponível em:< https://ftfsweden.se/wpcontent/uploads/2016/12/FT2016_B13_Luciano_Barbosa_-_finalversion-.pdf > Acesso em 10, abr. 2018
- BARBOSA, L. F. M., BARROS, J.E.M. **Study of Unmanned Supersonic Aircraft Configuration**. SAE International. 2013-36-0344, 2013
- BARBOSA, L. F. M., MACIEL, F. M. O., BARROS, J.E.M. **Study of Unmanned Supersonic Aircraft Configuration**. SAE International. 2014-36-0193, 2014
- BARROS, J.E.M, **Apostila de Propulsão I** - Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial < http://www.mautone.eng.br/apostilas/propulsao1/PropulsaoI_Introducao.pdf > Acesso em 01, jun. 2018
- BARROS, J. E. M., GABALDO, M., Patent PCT Application for a **Engine For Hypersonic Aircrafts With Supersonic Combustor**, Docket No Pct/It2015/000096, filed 03, Italy,03 April 2015.
- BARROS, J. E. M., GABALDO, M., Patent PCT Application for a **Engine For Hypersonic Aircrafts With Supersonic Combustor**, Docket No WO2016157224A1, filed 03, Italy, 06 Out. 2016.

BARROS, J. E. M., GABALDO, M., BARROS, O. R. **Technical and Economic Feasibility Analysis of a Two Stage Reusable Satellite Launcher Using RISCRA™ jet engines.** SAE BRASIL; 2017-36-0150.

BENNET, J. **NASA Picks Lockheed Martin to Make Low-Boom Supersonic X-Plane** Disponível em: < <https://www.popularmechanics.com/flight/a19671692/nasa-supersonic-x-plane-lockheed-martin/> > Acesso em 11, abr.2018

BEVILAQUA, P. M., **Advances in Ejector Thrust Augmentation**, Springer-Verlag, New York Inc, 1986 , pp 375-405.

BICALHO, Charles. **Koxuk, a imagem do yãmîy na poética maxakali**, Tese. Estudos Literários - Faculdade de Letras, Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2010.

BULMAN, M. J., SIEBENHAAR A.; **Combined Cycle Propulsion: Aerojet Innovations for Practical Hypersonic Vehicles**, 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco California, 11-14 April 2011, AIAA paper 2011-2397.

GABALDO, M., BARROS, J.E., GUERRA, D.G. **Aerothermodynamic cycle model for new hypersonic propulsion: Rocket Ignited Supersonic Combustion Ram Jet**, AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition, Salt Lake City Utah, AIAA 2016-4872

GABALDO, M., BARROS, J.E., GUERRA, D.G., OLIVEIRA, E. **Aerothermodynamic simulation model for new hypersonic propulsion: Rocket Ignited Supersonic Combustion Ram Jet.** AIAA SPACE 2016, AIAA SPACE Forum, (AIAA 2016-5323)

ESTY, T. **Asteroid Mining and Prospecting.** H.C.O. Astronomy 98. Cambridge, Massachusetts: Harvard University. Retrieved 9 December 2016.

FAA - FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **FAA Launch Site Operator License.** 2016. Disponível em: < https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/environmental/nepa_docs/reviaw/operator/ > Acesso em: 30, jun. 2017

FAA - FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **The Annual Compendium of Commercial Space Transportation 2018.** Disponível em: < https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/media/2018_AST_Compndium.pdf > Acesso em: 28, jun. 2018

FOUST, J. **Sea Launch sale to Russian airline company expected to be completed by end of the year.** Disponível em: < <http://spacenews.com/sea-launch-sale-to-russian-airline-company-expected-to-be-completed-by-end-of-the-year/> > Acesso em 11, abr.2018

FREARSON, A. **Spaceport America** Disponível em: < <https://www.dezeen.com/2011/10/19/spaceport-america-by-foster-partners/> > Acesso em 11, abr.2018

FUSARO, R., et al **Thales Alenia, CABIN ESCAPE SYSTEM: A WAY TO ENSURE CREW SAFETY DURING SUBORBITAL FLIGHTS**. 2016. Disponível em: <http://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0506_paper.pdf> Acesso em 11, abr.2018

GABRIELLI, G. ,VON KÁRMÁN. T. **What price speed? Specific power required for propulsion of vehicles**, Mechanical Engineering, ASME, Volume 72, Number 10, 1950, p775–781

GEMALTO. **Infographic: the number of internet users by 2020**. Disponível em: <<http://www.gemalto.com/review/pages/infographic-the-number-of-internet-users-by-2020.aspx>>. Acesso em: 22, abr. 2018

HAACK, W. **Geschoßformen kleinsten Wellenwiderstandes**. 1941. Disponível em: < <https://web.archive.org/web/20070927020313/http://www.lima-wiederladetechnik.de/Ballistik/Lilienthal-139-1-Haack.pdf> > Acesso em: 22, abr. 2018

HYDE, E. H., ESCHER, W. J. D., **Marquardt's Mach 4.5 Supercharged Ejector Ramjet (SERJ) High-Performance Aircraft Engine Project: Unfulfilled Aspirations** Ca.1970, Joint Propulsion 36th 16-19 Jul. 2000, Huntsville, AL; United States, AIAA Paper 2000-3109.

HUANG, B. J., CHANG, J. M., WANG, C.P., PETRENKO, V. A., **A 1-D analysis of ejector performance**. Elsevier, International Journal of Refrigeration, 22 (1999) 354-364.

HUZEL, D. K. & Huang, D. H., **Design of Liquid Propellant Rocket Engines (2nd ed.)**. NASA SP-125. Technical report, 1971

JUSTIA, **Trademark - RISC RAM™** Disponível em: < <https://trademarks.justia.com/865/62/riscram-86562358.html> > Acesso em: 22, abr. 2018

KANDA T., **Study of a Combined-Cycle Engine**. Propulsion Research Center, JAXA, 2003.

von KARMAN, T., **Theoretical Remarks on Thrust Augmentation**. *Contributions to Applied Mechanics*, Reissner Anniversary Volume, J. W. Edwards, Ann Arbor, Mich., 1949.

KARPENKO, A V, UTKIN, A. F., POPOV, A. D., **Otechestvenniye strategicheskiye raketnoye kompleks**. Sankt-Peterburg: Nevskii bastion; Gangut, 1999.

LEY, W., WITTMANN, K., HALLMANN, W. **Handbook of Space Technology**. Library of Flight AIAA. 2009

MATTINGLY, J. D., VON OHAIN, H., **Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets**. *AIAA Education Series*. Washington, 1987.

McGOVERN R., KARTIK V. BULUSU, MOHAMMED A. ANTAR AND JOHN H. LIENHARD V, **One-dimensional Model of an Optical Ejector and Parametric Study of Ejector Efficiency**, *ASME International*, June 2012.

MILLER, R., PORCO, C., DURDA, D. **The Art of Space: The History of Space Art, from the Earliest Visions to the Graphics of the Modern Era.** London UK: Zenith Press, 2014

NASA- TM –X – 74335 U.S.A. **Standard Atmosphere**, NASA, 1976.

NASASPACEFLIGHT. **ISRO & Reusability: Wings vs VTVL.** Disponível em: <
<https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=40313.0> > Acesso em: 01, jun. 2017

OBVIUS. **Momentos Espaciais Extraordinários.** Disponível em: <
http://obviousmag.org/archives/2009/09/momentos_espaciais_extraordinarios.html > Acesso em: 22, abr. 2018

PALMEIRO, A. **Introdução à Tecnologia de Foguetes**, São Jose Dos Campos: JAC Grafica Editora, 2016

POPULAR MECHANICS. **No rockets, no problem.** Disponível em:
<<http://www.popularmechanics.com/space/rockets/a6229/no-rockets-no-problem/>>. Acesso em: 1, mai. 2017.

QUILAN J R, MC DANIEL J.C., DROZDA T.G., LACZE G. OEFELEIN J. **A Priori Analysis of Flamelet-Based Modeling for a Dual-Mode SCRAMjet Combustor.** *Propulsion Energy Forum 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA paper 2014-3743.

RAO, S. M. V., Jagadeesh, G., **Observation on the non-mixed length and unsteady shock motion in two dimensional supersonic ejector.** *AIP Publishing LLC*, 2014.

RICH, B.R., Janos, L. **Skunk Works: A Personal Memoir of My Years of Lockheed.** Back Bay Books. 1996

SANCHEZ, J. S., **Experimental investigation of a 2-d air augmented rocket: high pressure ratio and transient flow-fields.** M.S Thesis., Aerospace Engineering, Cal Poly San Luis Obispo, March 2012.

SOLER, M. **Fundamentals of Aerospace Engineering: An Introductory Course to Aeronautical Engineering.** Createspace, 2013

SPACEKATE. **SKYLON – the answer to UK space dreams?** Disponível em: <
<http://spacekate.com/2014/skylon-the-answer-to-uk-space-dreams/> > Acesso em: 20, mar. 2017

STARK, R. H., **Flow Separation in Rocket Nozzles, a Simple Criteria.** *AIAA*, 2005.

SUTTON, G. **Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineering of Rockets** (7th ed.). Wiley-Interscience. 2001

VAN LAAK, J. **FAA Approach to Human Space Flight Regulations: For Occupant Safety on Orbital Missions.** Deputy Associate Administrator, FAA Office of Commercial Space Transportation (FAA). May 26, 2011

VARVILL R., Bond A., **A comparison of Propulsion Concepts for SSTO Reusable Launchers.** *JBIS Journal of the British Interplanetary Society*, Vol 56, pp 108-117 2003.

WHITLEY, N., A. K., van Dommelen, L., **A determinate model of thrust-augmenting ejectors.** *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, Springer Verlag, January 1996, pp 37-55.

YONG et al. **What price speed Revisited** Disponível em < <http://www.ingenia.org.uk/Content/ingenia/issues/issue22/Imperial.pdf> > Acesso em 21, abr.2018

ZENG, Y., et al **Ablation-resistant carbide $Zr_{0.8}Ti_{0.2}C_{0.74}B_{0.26}$ for oxidizing environments up to 3,000 °C.** 2017. Disponível em < <https://www.nature.com/articles/ncomms15836.pdf> > Acesso em 21, abr.2018

ZUCROW, M. J., AND HOFFMAN, J. D., **Gas Dynamics.** Vol. I ,” John Wiley & Sons, New York, 1976.