

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Rafael Bruno Cardoso Facchin

**ANÁLISE DE VIABILIDADE PRELIMINAR DE UM
VEÍCULO NANOLANÇADOR BRASILEIRO**

Trabalho de Graduação
2021

Curso de Engenharia Aeroespacial

Rafael Bruno Cardoso Facchin

**ANÁLISE DE VIABILIDADE PRELIMINAR DE UM
VEÍCULO NANOLANÇADOR BRASILEIRO**

Orientador

Prof. Dr. Christopher Shneider Cerqueira (ITA)

Coorientador

Capitão Engenheiro Luiz Gustavo Muniz do Nascimento (IAE)

ENGENHARIA AEROESPACIAL

SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

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

Facchin, Rafael Bruno Cardoso
Análise de Viabilidade Preliminar de um Veículo Nanolanzador Brasileiro / Rafael Bruno Cardoso Facchin.
São José dos Campos, 2021.
98f.

Trabalho de Graduação – Curso de Engenharia Aeroespacial– Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2021. Orientador: Prof. Dr. Christopher Shneider Cerqueira. Coorientador: Capitão Engenheiro Luiz Gustavo Muniz do Nascimento.

1. Veículo Lançador. 2. Veículo de Sondagem. 3. Propulsão. 4. Viabilidade. I. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

FACCHIN, Rafael Bruno Cardoso. **Análise de Viabilidade Preliminar de um Veículo Nanolanzador Brasileiro**. 2021. 98f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Rafael Bruno Cardoso Facchin

TÍTULO DO TRABALHO: Análise de Viabilidade Preliminar de um Veículo Nanolanzador Brasileiro.

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

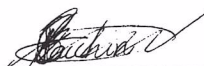
É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias deste trabalho de graduação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte deste trabalho de graduação pode ser reproduzida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



Rafael Bruno Cardoso Facchin
Rua Augusta, 183
07025-130 – Guarulhos–SP

ANÁLISE DE VIABILIDADE PRELIMINAR DE UM VEÍCULO NANOLANÇADOR BRASILEIRO

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação



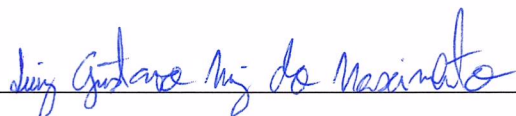
Rafael Bruno Cardoso Facchin

Autor



Christopher Shneider Cerqueira (ITA)

Orientador



Luiz Gustavo Muniz do Nascimento (IAE)

Coorientador

Prof^ª. Dr^ª. Cristiane Aparecida Martins
Coordenadora do Curso de Engenharia Aeroespacial

São José dos Campos, 12 de novembro de 2021.

Eu dedico este trabalho àqueles que me acompanharam desde o início da minha trajetória de 8 anos e que se culmina neste momento, dedico à minha mãe Solange e ao meu pai Marcelo pelo apoio e confiança, ao meu irmão Regis pela parceria e companheirismo e, também àqueles que, como eu, possuem o sonho de mudar o mundo e o setor espacial, tornando a Terra e a humanidade melhores.

Agradecimentos

Primeiramente e, acima de tudo, agradeço à Deus por ter me capacitado e me permitido chegar até aqui hoje, pois, se não por Ele, esse sonho jamais teria se tornado realidade.

Agradeço à minha família pelo apoio e ensinamentos, pelos valores de humildade e perseverança a mim passados e por me permitirem acreditar que era um sonho possível, sem esse pilar em minha vida toda essa trajetória seria imensamente mais desafiadora e dura.

Agradeço ao Professor Dr. Christopher ao Capitão Muniz pelo auxílio e motivação no desenvolvimento do trabalho, por me ajudar a me manter nos trilhos para que eu pudesse concluir essa etapa e mostrando métodos e técnicas para que o desenvolvimento pudesse ser dado de melhor forma.

Agradeço à equipe ITA Rocket que deixou mais leve minha vivência no ITA, que me permitiu ter histórias para contar e me ajudou a enxergar qual o meu propósito, apesar de pouco tempo na equipe, hoje posso dizer que quando eu me lembrar do ITA, os momentos de mais carinho serão àqueles que passei com vocês.

Agradeço aos amigos Daniel e Michel, por me mostrarem que o ITA é um caminho e não um fim, e me colocarem energia para que eu pudesse finalizar essa monografia, e me mostrarem que tudo isso pode ser apenas o começo de algo muito mais incrível e desafiador.

“Space isn't remote at all. It's only an hour's drive away if your car could go straight upwards.”

— FRED HOYLE

Resumo

Ao longo dos últimos anos diversas, companhias privadas e demais agentes ingressaram no setor espacial da era do *New Space* para fomentar o desenvolvimento de novas tecnologias e produtos acessíveis do ponto de vista tecnológico e econômico principalmente para uso em satélites e veículos lançadores.

Nesse contexto a demanda por lançamento de nanossatélites cresce substancialmente a cada ano e espera-se que tal tendência se perpetue ao longo dos próximos anos com a entrada de cada vez mais agentes.

Assim, o foco do presente trabalho é apresentar uma análise de factibilidade que justifique o desenvolvimento de um veículo lançador de nanossatélites brasileiro que ao mesmo tempo corresponda a tal demanda e permita o aperfeiçoamento de capacidades estratégicas no âmbito da Força Aérea Brasileira.

Para isso, analisou-se o ambiente de negócios na dinâmica do *New Space* para tal veículo e elaborou-se um modelo de negócios Canvas para tal desenvolvimento, bem como os valores agregados à Força Aérea Brasileira oriundos do veículo proposto.

De posse da análise da factibilidade econômica foi possível justificar e levantar requisitos para o desenvolvimento de um projeto conceitual do sistema propulsivo de um terceiro estágio para o veículo de sondagem VS-40, de modo a se analisar a factibilidade tecnológica de uma abordagem de desenvolvimento tecnológico incremental com base na expertise do Instituto de Aeronáutica e Espaço em trabalhos passados, buscando diminuição dos recursos necessários para o desenvolvimento do veículo.

De posse de tais análises foi possível, ao final do trabalho, estimar parâmetros iniciais do sistema propulsivo e analisar sua factibilidade.

Abstract

Over the past few years, several private companies and other agents have entered the space sector of the NewSpace era to promote the development of new technologies and products accessible from a technological and economic point of view, mainly for application in satellites and launch vehicles.

In this context, the demand for launching nanosatellites grows substantially each year and it is expected that this trend will continue over the next few years with the entry of more and more agents.

Thus, the focus of this work is to present an analysis possibility that justifies the development of a Brazilian nanosatellite-launched vehicle that, while corresponding to such demand, allows for the improvement of strategic capabilities within the scope of the Brazilian Air Force.

For this, the business environment in the NewSpace dynamics for such vehicle was analyzed and a Canvas business model was elaborated for such development, as well as the values added to the Brazilian Air Force arising from the proposed vehicle.

With the economic feasibility analysis, it was possible to justify and raise requirements for the development of a conceptual design of a third stage propulsive system for the VS-40 sounding rocket, in order to analyze the possibility of an incremental approach for technological development based on the expertise of the Institute of Aeronautics and Space in past works, seeking to reduce the resources necessary for the development of the vehicle.

In possession of such analyses, it was possible, at the end of the work, to estimate initial parameters of the propulsive system and analyze its possibility.

Lista de Figuras

FIGURA 1.1 – Veículos de sondagens brasileiros. Fonte: (AGÊNCIA..., 2021)	23
FIGURA 2.1 – Campanhas de lançamento do VSB-30.	26
FIGURA 2.2 – Lançamento do veículo VS-40 de Andoya na Noruega. Fonte: (VS-40, 2019)	28
FIGURA 2.3 – Beyond Earth Launch System. Fonte: (Anônimo, 2021)	29
FIGURA 2.4 – Compartilhamento de trabalho e novos desenvolvimentos do SS-520 como lançador. Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)	30
FIGURA 2.5 – Composição e desenvolvimento do SS-520-5. Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)	31
FIGURA 2.6 – Composição do 2 ^o e 3 ^o estágio do SS-520-5. Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)	32
FIGURA 2.7 – Estrutura de montagem do satélite no SS-520-5. Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)	32
FIGURA 2.8 – Sequência de eventos (CONOPS). Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)	33
FIGURA 2.9 – Principais tendências da dinâmica do <i>New Space</i> . Fonte: adaptado de (TUGNOLI <i>et al.</i> , 2019)	34
FIGURA 2.10 – Lançamentos de nanossatélites com previsões. Fonte: (KULU, 2021)	35
FIGURA 2.11 – Distribuições de pequenos satélites por massa (2012-2019). Fonte: (BRYCE..., 2020)	36
FIGURA 2.12 – Nanossatélites lançados por tipos. Fonte: (KULU, 2021)	37
FIGURA 2.13 – Exemplo de nanossatélite de forma 6U. Fonte:(6U..., 2021)	37
FIGURA 2.14 – Aplicações militares de nano e microssatélites. Fonte:(WILLIAMS, 2020)	38
FIGURA 2.15 – Nanossatélites lançados por países. Fonte: (KULU, 2021)	39

FIGURA 2.16 – <i>Benchmarking</i> das estratégias de lançamento para pequenos satélites. Fonte: (TUGNOLI <i>et al.</i> , 2019)	41
FIGURA 2.17 – Modelo de Valor Canvas. Fonte: (TUGNOLI <i>et al.</i> , 2019)	43
FIGURA 3.1 – Fluxograma para tomada de decisão deste trabalho. Fonte:Autor	44
FIGURA 4.1 – Modelo de Negócios Canvas do Veículo Nanolanzador.	45
FIGURA 4.2 – Modelo de Valor Canvas para o segmento FAB.. Fonte: Autor	47
FIGURA 5.1 – Princípio de Funcionamento de um Motor Foguete. Fonte:(Anônimo, 2000)	51
FIGURA 5.2 – Principais componentes de um MFPS. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)	52
FIGURA 5.3 – Envelope Motor do S30. Fonte: (FELIX, 2017)	53
FIGURA 5.4 – Tipos de proteção térmica e regiões de aplicação. Fonte: (SILVEIRA, 2012)	54
FIGURA 5.5 – Ignitor pirogênico. Fonte: (FELIX, 2017)	54
FIGURA 5.6 – TUBEIRA DO TIPO BOCAL DE LAVAL. Fonte: Wilson K. Shimote	55
FIGURA 5.7 – Ilustração da geração da força de empuxo em um foguete. Fonte: (NETO, 2020)	56
FIGURA 5.8 – Forças atuantes nos gases resultantes da combustão. Fonte: adaptado de (TURNER, 2009)	56
FIGURA 5.9 – Força estática devido a pressão atmosférica. Fonte: (TURNER, 2009)	57
FIGURA 5.10 – Motores foguetes apresentados em um gráfico de I_{sp} por F_T . Fonte: (TAYLOR, 2017)	59
FIGURA 5.11 – Perfis de queima de motor propelente sólido. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)	60
FIGURA 5.12 – Geometria de grão propelente sólido em conjunto com seu perfil de empuxo. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)	61
FIGURA 5.13 – Tipos de foguete multiestágio. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)	66
FIGURA 5.14 – Nomenclatura de um foguete de 3 estágios. Fonte: (CORNELISSE <i>et al.</i> , 1979)	66
FIGURA 5.15 – Forças aerodinâmicas em um foguete. Fonte: adaptado de (TURNER, 2009)	69

FIGURA 5.16 – Pressão dinâmica, velocidade e altitude como função da razão de massa do foguete. Fonte: (TURNER, 2009)	70
FIGURA 6.1 – Processo de decisão de alto nível. Fonte: adaptado de (HENRY R. HUMBLE, 1993)	71
FIGURA 6.2 – Principais parâmetros da geometria estrela. Fonte: adaptado de (FILHO, 1988)	81
FIGURA 7.1 – Geometria estrela do grão projetado. Fonte: Autor	90
FIGURA 7.2 – Curvas características do motor SX.	91

Lista de Tabelas

TABELA 2.1 – Tipos de satélites e suas características.(NASCIMENTO, 2013)	25
TABELA 2.2 – Tipos de veículos e suas características.(TUGNOLI <i>et al.</i> , 2019)	25
TABELA 2.3 – Características físicas do VSB-30. Fonte:(VSB-30, 2018)	27
TABELA 2.4 – Características vôo do VSB-30. Fonte:(VSB-30, 2018)	27
TABELA 2.5 – Principais características do veículo de sondagem VS-40. Fonte: (VS-40, 2020)	28
TABELA 2.6 – Características físicas do veículo SS-520-5. Fonte: adaptado de (INATANI; OHTSUKA, 2018)	31
TABELA 2.7 – Características do 3 ^o estágio. Fonte: adaptado de (INATANI; OHTSUKA, 2018)	32
TABELA 2.8 – SS-520-5 planejamento e resultado de voo. Fonte: adaptado de (INATANI; OHTSUKA, 2018)	33
TABELA 2.9 – Características das principais soluções para lançamento de satélite. .	40
TABELA 2.10 – <i>Benchmarking</i> das estratégias de lançamento para pequenos satélites. Fonte: adaptado de (TUGNOLI <i>et al.</i> , 2019)	40
TABELA 4.1 – Proposta de valor para o veículo lançador de nanossatélites. Fonte: adaptado de (TUGNOLI <i>et al.</i> , 2019)	48
TABELA 5.1 – Materiais utilizados para Envelope Motor. Fonte: (SILVEIRA, 2012) .	53
TABELA 5.2 – Principais vantagens de um MFPS. Fonte: adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2001)	61
TABELA 5.3 – Principais desvantagens de um MFPS. Fonte: adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2001)	62
TABELA 5.4 – Composição do propelente sólido do Space Shuttle. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)	63

TABELA 5.5 – Principais características desejáveis para um propelente sólido. Fonte: (NASCIMENTO, 2020)	63
TABELA 6.1 – Parâmetros necessários para cálculo do incremento de velocidade. Fonte: Autor	72
TABELA 6.2 – Parâmetros estimados para o propelente.	75
TABELA 6.3 – Parâmetros estimados para o envelope motor.	76
TABELA 6.4 – Parâmetros estimados para a proteção térmica interna.	78
TABELA 6.5 – Parâmetros estimados para a tubeira.	79
TABELA 7.1 – Diretrizes para o desenvolvimento do projeto. Fonte: Autor	84
TABELA 7.2 – Requisitos para o estágio projetado. Fonte: Autor	84
TABELA 7.3 – Parâmetros de projeto para cálculo do incremento de velocidade. Fonte: Autor	85
TABELA 7.4 – Resultados da dinâmica do veículo. Fonte: Autor	85
TABELA 7.5 – Características do propelente PC-18.	86
TABELA 7.6 – Estimativas de Massa de Propelente.	86
TABELA 7.7 – Parâmetros adotados para o envelope motor.	87
TABELA 7.8 – Resultados do dimensionamento do Envelope Motor.	87
TABELA 7.9 – Resultados do dimensionamento do ignitor.	88
TABELA 7.10 – Parâmetros de dimensionamento da Proteção Térmica Interna.	88
TABELA 7.11 – Resultados do dimensionamento da proteção térmica interna.	88
TABELA 7.12 – Parâmetros de projeto para dimensionamento da tubeira.	89
TABELA 7.13 – Resultados para o dimensionamento da Tubeira com TVC.	89
TABELA 7.14 – Parâmetros de construção da geometria do grão.	89
TABELA 7.15 – Resultados do dimensionamento do grão propelente.	90
TABELA 7.16 – Parâmetros de projeto obtidos via simulação.	91
TABELA 7.17 – Comparação entre os valores simulados e estimados para o projeto.	92

Lista de Abreviaturas e Siglas

AEB	Agência Espacial Brasileira
CFRP	Polímero de Fibra de Carbono Reforçado
COMAER	Comando da Aeronáutica
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CLBI	Centro de Lançamento Barreira do Inferno
COTS	Commercial off-the-shelf
CTA	Centro Tecnológico da Aeronáutica
DLR	Agência Espacial Alemã
EM	Envelope Motor
EMAER	Estado Maior da Aeronáutica
FAB	Força Aérea Brasileira
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IFI	Instituto de Fomento Industrial
ISS	International Space Station
LEO	Órbita Terrestre Baixa
METI	Ministério da Economia, Comércio e Indústria Japonês
MFPS	Motor Foguete de Propelente Sólido
NGC	Navegação e Controle
P&D	Pesquisa e Desenvolvimento
PBAN	Polibutadieno de Acrilonitrila
PEB	Programa Espacial Brasileiro
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais
PTI	Proteção Térmica Interna
PSLV	Polar Satellite Launch Vehicle
R-SAD	Sistema Remoto de Segurança e Ativamento
RCS	Rhumb-line Control System
TRI	Níveis de Prontidão de Tecnologia
TVC	Thrust Vector Control
VLM	Veículo Lançador de Microsatélites
VLS	Veículo Lançador de Satélites

VS	Veículo de Sondagem
VSB	Veículo de Sondagem Brasileiro

Lista de Símbolos

α	Ângulo Característico da Geometria Estrela
a	Coefficiente de Taxa de Queima
a_0	Coefficiente de Taxa de Queima na Temperatura de Referência
a_{max}	Aceleração Máxima
A	Área
A_p	Área de Queima da Estrela
A_s	Área de Saída da Tubeira
A_t	Área da Garganta da Tubeira
A_w	Área Exposta da Proteção Térmica Interna
C_D	Coefficiente de Arrasto
C_L	Coefficiente de Sustentação
c^*	Velocidade Característica
D	Força de Arrasto
$D_{e,EM}$	Diâmetro Externo do Envelope Motor
$D_{e,Tub}$	Diâmetro Externo da Tubeira
D_{EM}	Diâmetro do Envelope Motor
D_t	Diâmetro da Garganta da Tubeira
δv	Incremento de Velocidade
ϵ	Razão de Expansão da Tubeira
ϵ_{II}	Razão de Volume de Resíduos
ϵ	Eficiência Estrutural
ϕ	Razão de Propelente
f	Raio do Bico da Estrela
FR	Fator de Redução do Diâmetro da Tubeira em Relação ao do Envelope Motor
FS	Fator de Segurança
F_T	Força de Empuxo ou Tração
F_{tu}	Tensão Última do Material
φ	Razão de Empuxo por Peso
g_0	Gravidade na Superfície Terrestre
h_0	Altitude de Ignição

h_b	Altitude de Fim de Queima
I_{sp}	Impulso Específico
λ	Razão de Carga Útil
Λ	Razão de Massa
ℓ	Comprimento Característico da Geometria Estrela
L	Força de Sustentação
L_{cyl}	Comprimento Cilíndrico
L_{EM}	Comprimento do Envelope Motor
L_g	Comprimento do Grão
L_{sub}	Porcentagem de Tubeira Submersa
\dot{m}	Fluxo Mássico
M_0	Massa Inicial
M_c	Massa Estrutural
$M_{cyl,EM}$	Massa da Parte Cilíndrica do Envelope Motor
M_{domo}	Massa do Domo do Envelope Motor
M_{EM}	Massa do Envelope Motor
M_f	Massa Final
$M_{ignitor}$	Massa do ignitor
M_p	Massa de Propelente
M_{PTI}	Massa da Proteção Térmica Interna
M_{saias}	Massa das Saias do Envelope Motor
M_{Tub}	Massa da Tubeira
M_{TVC}	Massa do TVC
$M_{Tub+TVC}$	Massa do Conjunto da Tubeira
M_u	Massa de Carga Útil
n	Index de Combustão
N	Número de Pontas da Estrela
η_V	Coefficiente de Preenchimento
θ_n	Ângulo Efetivo do Divergente
P	Pressão
ρ	Densidade do Ar
ρ_{EM}	Densidade do Envelope Motor
ρ_p	Densidade do Propelente
ρ_{PTI}	Densidade da Proteção Térmica Interna
P_a	Pressão Ambiente
p_{avg}	Pressão Média de Câmara
p_{burst}	Pressão de Ruptura
P_c	Pressão de Câmara
p_{max}	Pressão Máxima de Câmara

π_k	Varição da Pressão de Câmara com a Temperatura
P_s	Pressão de Saída da Tubeira
R	Raio do Propelente
R_{EM}	Raio do Envelope Motor
r_a	Altitude de Apogeu da Órbita
r_p	Altitude de Perigeu da Órbita
T	Temperatura de Operação do Motor
t	Tempo desde a ignição
t_b	Tempo de Queima
t_c	Tempo de Voo Livre
t_{EM}	Espessura do Envelope Motor
t_{PTI}	Espessura da Proteção Térmica Interna
t_w	Tempo de Exposição da Proteção Térmica Interna
T_0	Temperatura de Referência
μ	Constante Gravitacional Terrestre
u_e	Velocidade de Exaustão Efetiva dos Gases
v	Velocidade
v_0	Velocidade Inicial
v_e	Velocidade de Exaustão dos Gases
V_{EM}	Volume do Envelope Motor
v_f	Velocidade Final
v_g	Taxa de Queima
v_p	Velocidade de Perigeu
V_{porta}	Volume da Porta de Passagem
V_{prop}	Volume do Propelente
V_{sliver}	Volume de Sliver
v_{PTI}	Taxa Média de Erosão da Proteção Térmica Interna
y^*	Distância de Combustão

Sumário

1	INTRODUÇÃO	22
1.1	Motivação	22
1.2	Veículos Desenvolvidos no Brasil	23
1.3	Objetivo	23
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	25
2.1	Definições	25
2.2	Estado da Arte	25
2.2.1	Veículos de Sondagem	25
2.2.2	Veículos Lançadores	28
2.3	Ferramentas de Análise de Viabilidade Econômica	33
2.3.1	Ambiente de Negócios: O <i>New Space</i>	33
2.3.2	Análise de Demanda de Nanossatélites	35
2.3.3	Análise de Soluções Substitutas	39
2.3.4	Análise de Novo Produto	41
3	METODOLOGIA E MÉTODOS	44
3.1	Fluxograma de Decisão	44
4	VIABILIDADE ECONÔMICA PRELIMINAR	45
4.1	Análise de Mercado para Veículos Lançadores	45
4.1.1	Modelo de Negócios Canvas	45
4.1.2	Proposta de Valor	47
4.2	Diferencial Competitivo	48

5	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	50
5.1	Proposta de Trabalho	50
5.2	Engenharia de Sistema	50
5.3	Motor Foguete	51
5.3.1	Princípio de Funcionamento	51
5.3.2	Principais Componentes	51
5.3.3	Parâmetros de Desempenho	55
5.3.4	Grão Propelente	59
5.4	Dinâmica do veículo	64
5.4.1	Equação do Foguete	64
5.4.2	Foguete Multiestágio	65
5.4.3	Voo em Gravidade Constante	67
5.4.4	Voo na Atmosfera	69
6	CONCEPÇÃO DO SISTEMA PROPULSIVO	71
6.1	Etapas de Projeto	71
6.2	Necessidades da Missão	72
6.3	Incremento da Velocidade	72
6.4	Escolha da Tecnologia Propulsiva	74
6.5	Dimensionamento do Sistema Propulsivo	74
6.5.1	Massa de Propelente	74
6.5.2	Envelope Motor	76
6.5.3	Ignitor	78
6.5.4	Proteção Térmica	78
6.5.5	Tubeira	79
6.5.6	Grão Propelente	80
7	RESULTADOS	84
7.1	Requisitos da Missão	84
7.2	Incremento de Velocidade	84
7.3	Escolha de Tecnologia Propulsiva	86

7.4	Estimativa de Massas	86
7.4.1	Massa de Propelente	86
7.4.2	Envelope Motor	87
7.4.3	Ignitor	88
7.4.4	Proteção Térmica	88
7.4.5	Tubeira	89
7.5	Grão Propelente	89
7.5.1	Geometria	89
7.5.2	Simulação	90
7.6	Validação	91
8	CONCLUSÃO	94
8.1	Considerações Finais	94
8.2	Trabalhos Futuros	94
	REFERÊNCIAS	96

1 Introdução

1.1 Motivação

A principal motivação para o desenvolvimento de um veículo lançador nacional dentro da Força Aérea Brasileira é o atendimento às diretrizes e ações expostas no Programa Nacional de Atividades Espaciais 2012-2021 (AEB, 2012), dentre as quais destaca-se nesse contexto:

- Promover a conscientização pública sobre a relevância do setor espacial;
- Promover o aumento das capacidades nacionais de:
 - Defesa;
 - Monitoramento;
 - Telecomunicações;
 - Conhecimento do setor espacial;
- Domínio de tecnologias críticas de acesso ao espaço;
- Alcançar a capacidade de lançar satélites independentemente a partir do território nacional;

De maneira secundária, tem-se como motivação a diretriz do comandante da FAB para os anos de 2021-2022 (COMAER, 2021), na qual se destaca a necessidade de incremento da atividade espacial brasileira, uma vez que os serviços espaciais são essenciais e fazem parte do dia-a-dia da população. Ainda, destaca-se que tal incremento permitiria um maior desenvolvimento do Centro Espacial de Alcântara e, conseqüentemente, da região de Alcântara-MA, do ponto de vista social e econômico. No longo prazo, isto poderia prover a autossustentabilidade de recursos para o desenvolvimento do setor espacial.

1.2 Veículos Desenvolvidos no Brasil

No Brasil, os únicos veículos já desenvolvidos são os denominados veículos de sondagem, ou seja, veículos que tem por missão transportar a carga útil e dar a ela condições iniciais para que seus equipamentos e experimentos cumpram seus objetivos, mas que não são capazes de alocar uma carga útil em órbita. (FELIX, 2017)

Alguns exemplos típicos de missão de veículos de sondagem são:

- Conduzir experimentos até uma camada específica da atmosfera, ou fora dela, permitindo ambiente de microgravidade;
- Conduzir uma carga útil até uma posição e velocidades pré-estabelecidas;

Ao longo do Programa Espacial Brasileiro (PEB), os veículos de sondagem desenvolvidos no Brasil são mostrados na Figura 1.1.



FIGURA 1.1 – Veículos de sondagens brasileiros. Fonte: (AGÊNCIA..., 2021)

Dos veículos expostos na Figura 1.1, os veículos VS-30, VSB-30 e VS-40 ainda estão ativos no IAE.

1.3 Objetivo

O objetivo desse trabalho é propor um veículo lançador que atenda aos requisitos impostos pelo PNAE prezando pelos seguintes diferenciais:

- Factibilidade tecnológica e econômica;

- Baixo tempo de desenvolvimento do projeto;
- Competitivo no cenário internacional;

Nesse sentido, analisou-se a possibilidade de adaptação de um veículo de sondagem brasileiro para se tornar um veículo nano lançador, definindo requisitos e estimativas iniciais para um projeto conceitual do veículo proposto.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Definições

Para o desenvolvimento desse trabalho, adotou-se algumas definições apresentadas nas Tabelas 2.1 e 2.2.

TABELA 2.1 – Tipos de satélites e suas características.(NASCIMENTO, 2013)

Classificação	Massa (kg)
Minissatélite	100-500
Microssatélite	10-100
Nanossatélite	1-10
Picossatélite	0.01-1

TABELA 2.2 – Tipos de veículos e suas características.(TUGNOLI *et al.*, 2019)

Classificação	Capacidade (kg)
Veículo de Sondagem	Não coloca carga útil em órbita
Nano lançador	Capaz de colocar até 30 kg em órbita LEO
Micro lançador	Capaz de colocar até 500 kg em órbita LEO
Lançador pequeno	Capaz de colocar entre 500 kg e 2000 kg em órbita LEO
Lançador médio	Capaz de colocar entre 2000 kg e 20000 kg em órbita LEO
Lançador pesado	Capaz de colocar entre 20000 kg e 50000 kg em órbita LEO
Lançador super pesado	Capaz de colocar mais de 50000 kg em órbita LEO

2.2 Estado da Arte

2.2.1 Veículos de Sondagem

Conforme descrito em 1.2, os veículos de sondagem são aqueles que realizam voos em determinadas características necessárias para um teste da carga útil, porém, não são

capazes de colocar uma carga em órbita. No contexto desse trabalho, se faz interessante um estudo mais aprofundado do veículo de sondagem brasileiro VSB-30.

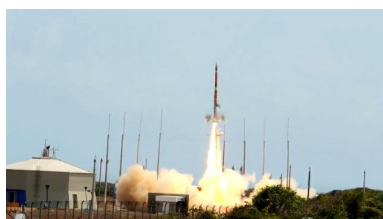
2.2.1.1 VSB-30

O VSB-30 é um veículo que nasceu a partir de uma consulta do Centro Aeroespacial Alemão (DLR) ao Centro Tecnológico da Aeronáutica (CTA)/Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) visando a construção de um booster para o foguete de sondagem VS-30, apresentado em (VSB-30, 2018), com o intuito de fomentar o programa europeu de microgravidade e de acordo com o interesse da Agência Espacial Brasileira (AEB) na área de microgravidade.

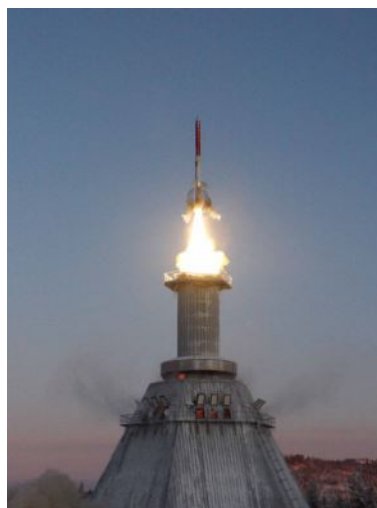
Ainda, conforme exposto em (VSB-30, 2018), seu projeto iniciou-se em 2001, sendo seu primeiro lançamento feito do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), em 2004, durante a Operação Cajuana, e seu primeiro lançamento internacional feito em 2005, no Centro de lançamento de Esrange, na Suécia.

Por fim, sua certificação foi realizada junto ao Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI) em 2004.

Na Figura 2.1 é possível ver o lançamento do VSB-30 nos dois centros mencionados.



(a) Lançamento do VSB-30 durante a Operação Rio Verde, no CLA.



(b) Lançamento do VSB-30 durante a Operação Texus 48, na Suécia.

FIGURA 2.1 – Campanhas de lançamento do VSB-30.

O VSB-30 é um veículo suborbital, com dois estágios que utilizam motor foguete a propelente sólido que possui capacidade de prover um ambiente de microgravidade (altitude acima de 110 km e com momento angular nulo) por cerca de 6 minutos, conforme

consta em (VSB-30, 2018).

Suas principais características físicas são mostradas na Tabela 2.3, enquanto suas principais características de voo são mostradas na Tabela 2.4.

TABELA 2.3 – Características físicas do VSB-30. Fonte:(VSB-30, 2018)

Característica	Valor
Comprimento	12639,6 <i>mm</i>
Diâmetro dos estágios	557 <i>mm</i>
Massa total na decolagem	2579 <i>kg</i>
Massa de propelente	Não disponível
Primeiro estágio	670 <i>kg</i>
Segundo estágio	874 <i>kg</i>
Massa prevista de carga útil	400 <i>kg</i>

TABELA 2.4 – Características vôo do VSB-30. Fonte:(VSB-30, 2018)

Característica	Valor
Velocidade máxima	2000 <i>m/s</i>
Aceleração máxima	11 <i>g</i>
Mach máximo	6,9
Apogeu	276 <i>km</i>
Elevação	87,3°
Tempo de microgravidade	350 <i>s</i>

2.2.1.2 VS-40

Conforme exposto em (VS-40, 2019), o veículo de sondagem VS-40 é um veículo de 2 estágios a propelente sólido, sendo o primeiro estágio um motor S40 e o segundo estágio um motor S44.

Teve seu desenvolvimento iniciado na década de 90 como uma etapa intermediária no desenvolvimento do veículo lançador de satélites brasileiro (VLS-1), objetivando testar o motor do 4º estágio do veículo lançador em voo, o S44.

Foram realizados um total de três lançamentos deste veículo, sendo dois realizados no Brasil, e um no exterior, mostrado na Figura 2.2.



FIGURA 2.2 – Lançamento do veículo VS-40 de Andoya na Noruega. Fonte: (VS-40, 2019)

As principais características do veículo são apresentadas na Tabela 2.5.

TABELA 2.5 – Principais características do veículo de sondagem VS-40. Fonte: (VS-40, 2020)

Característica	Valor
Comprimento Total	6725 <i>mm</i>
Diâmetro máximo	1 <i>m</i>
Massa Total	6235 <i>kg</i>
Massa de Carga Útil	500 <i>kg</i>
Apogeu	650 <i>km</i>

2.2.2 Veículos Lançadores

Um veículo lançador é um foguete capaz de colocar uma certa carga em uma órbita terrestre baixa (LEO), conforme descrito em (TUGNOLI *et al.*, 2019), sendo, no contexto deste trabalho interessante o estudo de propostas de veículos nano lançadores, ou seja, veículos com capacidade de lançar até 30 kg em órbita LEO, como definido na Tabela 2.2.

Para um levantamento das propostas de nano lançadores em desenvolvimento ou já desenvolvidos utilizou-se o banco de dados disposto em <https://spacefund.com/launch-database/>, sendo encontrado 13 lançadores dessa categoria dentre os mais de 160 disponíveis no banco de dados.

Destaca-se nesse trabalho 2 projetos apresentados a seguir: *Beyond Earth Launch System* e SS-520-5.

2.2.2.1 Beyond Earth Launch System

Este veículo, mostrado na Figura 2.3, está sendo desenvolvido pela empresa *Beyond Earth* (TRL 3), com o principal diferencial de ser um veículo portátil, ou seja, é um veículo que pode ser enviado para qualquer centro de lançamento dentro de contêineres convencionais de navios, e lançado de acordo com a necessidade do usuário, portanto, é um veículo com lançamento responsivo. A importância de tal veículo é que, dentre os veículos presentes no banco de dados, ele é o único nanolanzador que possui como objetivo um diferencial atrelado à responsividade.



FIGURA 2.3 – Beyond Earth Launch System. Fonte: (Anônimo, 2021)

O veículo é composto de três estágios, sendo os dois primeiros com propelente sólido, e o terceiro estágio com o par bipropelente líquido NO_2 /Alcool. Ainda, a capacidade desse veículo é colocar em órbita sol síncrona uma carga útil de até 30 kg. (Anônimo, 2021).

2.2.2.2 SS-520-5

O veículo SS-520-5 desenvolvido pela Agência de Exploração Espacial Japonesa (JAXA), é o resultado de um programa fundado pelo ministério da economia, comércio e indústria japonês (METI), cujo objetivo foi o desenvolvimento de pequenos foguetes e microssatélites à preços competitivos com base em tecnologia COTS japonesa. (INATANI; OHTSUKA, 2018).

Com base no orçamento limitado, uma solução mais eficiente e efetiva foi adaptar o veículo de sondagem SS-520 para um veículo lançador, de acordo com (INATANI; OHTSUKA,

2018), projeto financiado em conjunto com o setor privado japonês, mais especificamente com a *IHI Aerospace* e com a *Canon Electronics*, sendo o projeto idealizado conforme a Figura 2.4.

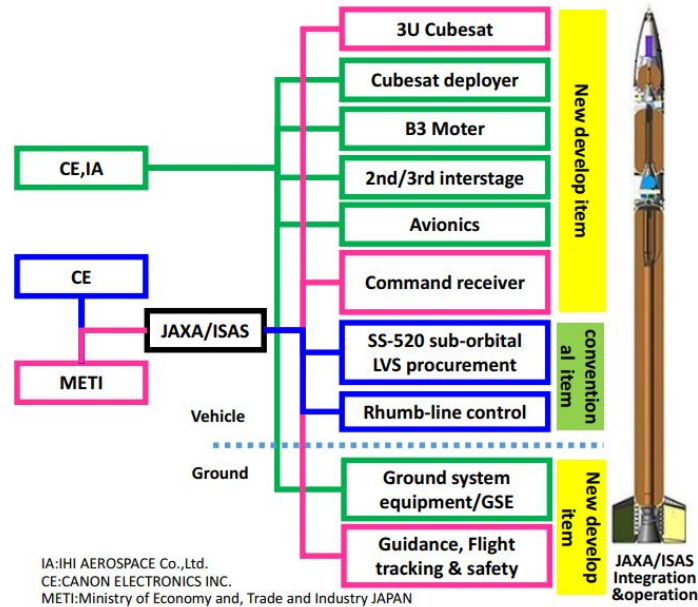


FIGURA 2.4 – Compartilhamento de trabalho e novos desenvolvimentos do SS-520 como lançador. Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)

O veículo lançador é um foguete de 3 estágios com propelente sólido, sendo os 2 primeiros um SS-520 cada, e o terceiro um pequeno estágio.

Por ser baseado em um foguete de sondagem com capacidade limitada, foi necessário minimizar o sistema, segundo (INATANI; OHTSUKA, 2018). Para isso, algumas medidas foram adotadas:

1. No controle de navegação (NGC) foi decidido orbitar o satélite com apenas a direção do lançamento do segundo estágio;
 - A partir do segmento solo era decidido se a ignição do segundo estágio poderia ocorrer ou não;
2. A estabilização do foguete é feita pelo spin de acordo com uma Rhumb-line de controle;
 - É o único momento de controle de atitude, o segundo e terceiro estágio apenas corrigem as perturbações advindas da combustão;
 - O spin continua até que o satélite seja posto em órbita;
3. Reduzir a massa da aviônica;

- Redução de massa dos componentes e miniaturização;
- Ponto primordial para o sucesso da missão;

Tais considerações são comentadas em (INATANI; OHTSUKA, 2018), sendo a composição do SS-520-5 mostrado na Figura 2.5, bem como as principais características mostradas na Tabela 2.6, onde RCS significa *Rhumb-line control system*.

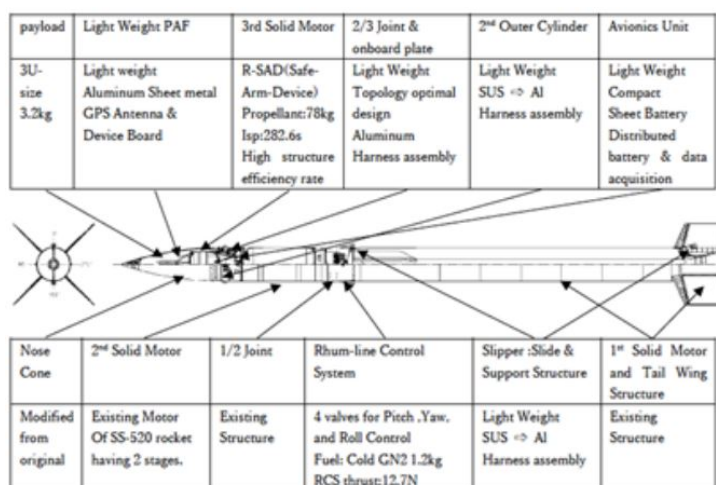


FIGURA 2.5 – Composição e desenvolvimento do SS-520-5. Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)

TABELA 2.6 – Características físicas do veículo SS-520-5. Fonte: adaptado de (INATANI; OHTSUKA, 2018)

Item	Característica	Especificação
Comprimento	-	9855 mm
Massa na decolagem	-	2579 kg
Diâmetro	Referência	520 mm
Diâmetro	Empenas	1795 mm
Primeiro estágio	Propelente sólido	1594 kg
Segundo estágio	Propelente sólido	324,9 kg
Terceiro estágio	Propelente sólido	78,7 kg
Estabilização de atitude	Spin estável pelas empenas	Taxa de spin: 1,6 Hz ± 0,2
Controle de atitude	Controle de rhumb-line e controle ativo de natação	Máximo de 80
RCS	Gás frio	1,2 kg e empuxo de 13,7 N
Carga útil	4 kg	Órbita: 180 km x 1800 km

O design do segundo e terceiro estágio foi feito como mostrado na Figura 2.6, segundo (INATANI; OHTSUKA, 2018), para dar capacidade ao veículo de sondagem SS-520 de satelização.

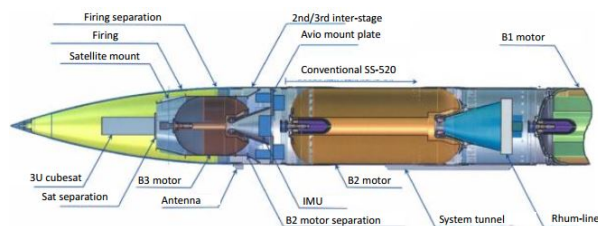


FIGURA 2.6 – Composição do 2º e 3º estágio do SS-520-5. Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)

As características do 3º estágio são mostradas na Tabela 2.7, onde CFRP significa polímero de fibra de carbono reforçado e R-SAD significa sistema remoto de segurança e ativamento do dispositivo.

TABELA 2.7 – Características do 3º estágio. Fonte: adaptado de (INATANI; OHTSUKA, 2018)

Componente	Característica	Especificação
Grão Propelente	Tempo de queima	25,6 s
	Empuxo no vácuo	12,76 kN máx
	Pressão	6,22 MPa máx
	I_{sp} no vácuo	282,6 s
Case do motor	Material	CFRP
Tubeira	Material	CFRP
Propelente	Tipo	BP-211J
	Massa	78,7 kg
Massa	Sem tubeira	86,27 kg
Dispositivo de ignição	Tipo	Motor de boost
	R-SAD com tempo de delay	Delay de 5s

Visando a redução no peso do veículo, fez-se a montagem do GPS bem como dos receptores diretamente na estrutura de montagem do satélite, mostrada na Figura 2.7.



FIGURA 2.7 – Estrutura de montagem do satélite no SS-520-5. Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)

Por fim, a sequência de eventos da missão do SS-520-5 é mostrada na Figura 2.8.

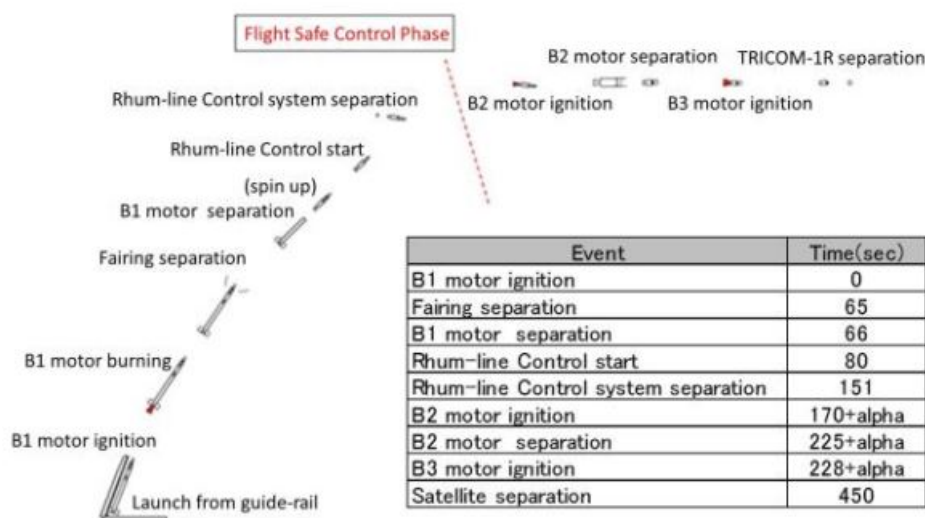


FIGURA 2.8 – Sequência de eventos (CONOPS). Fonte:(INATANI; OHTSUKA, 2018)

Como resultado de voo, o foguete foi capaz de satelizar com sucesso o CubeSat Tricom-1R, e os dados de voo obtidos são os mostrados na Tabela 2.8.

TABELA 2.8 – SS-520-5 planejamento e resultado de voo. Fonte: adaptado de (INATANI; OHTSUKA, 2018)

Parâmetro	Planejado	Resultado
Apogeu (km)	1910	2010
Perigeu (km)	181	183
Inclinação (graus)	30,76	30,78
Semi-eixo maior (km)	7425	7475
Excentricidade	0,1164	0,1222

2.3 Ferramentas de Análise de Viabilidade Econômica

2.3.1 Ambiente de Negócios: O *New Space*

Com base no exposto em (TUGNOLI *et al.*, 2019), o *New Space* é um novo contexto no cenário internacional para o setor espacial, surgido a partir de novas abordagens para atividades espaciais e possibilitando uma mudança de foco do setor público para o setor privado. Suas principais tendências são sumarizadas na Figura 2.9.

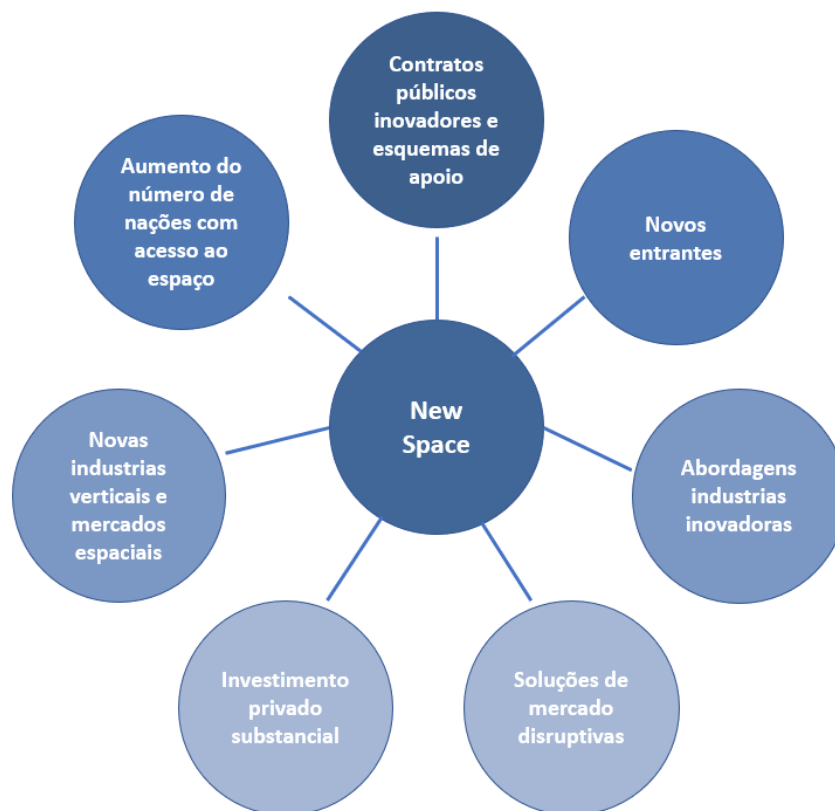


FIGURA 2.9 – Principais tendências da dinâmica do *New Space*. Fonte: adaptado de (TUGNOLI *et al.*, 2019)

O *New Space* é possível a partir de um cenário favorável de políticas espaciais e modelos de negócios, frequentemente contrastando o "*Traditional Space*", por ser um modelo mais orientado pelas exigências de mercado de tecnologias espaciais do que pelas estratégias e objetivos políticos dos governos. Ainda, do ponto de vista financeiro, o *New Space* diferencia-se do modelo tradicional pela crescente quantidade de investimentos provenientes do setor privado frente aos do setor público, evidenciando uma crença na lucratividade de tais desenvolvimentos. Ou seja, o *New Space* é o resultado de uma nova forma de se conduzir as atividades espaciais.

Entretanto, o ambiente do *New Space* ainda está em consolidação, uma vez que mesmo as instituições privadas do setor espacial hoje ainda atuam como fornecedores para programas governamentais, e, portanto, são dependentes de financiamento público.

O ambiente de desenvolvimento do *New Space* é geral marcado por duas características: abordagem industrial inovadora e soluções de mercados disruptivas. Do ponto de vista de abordagens inovadoras, destacam-se técnicas como: otimização de organização industrial, economia de escala, cadeia de fornecedores racionalizadas e integração vertical, arquiteturas padrões, utilização de tecnologia comercial, entre outros. Já do ponto de vista de soluções disruptivas destacam-se o desenvolvimento de soluções com capacidade de disruptora dos mercados existentes ou criação de novos mercados, tais como: estraté-

gia de redução de preço agressiva, soluções de integração e personalização para diferentes missões, flexibilidade de lançamentos e disponibilidade de lançamentos (lançamentos mais responsivos do ponto de vista deste trabalho), entre outros.

Em geral, o *New Space* também é associado ao crescente número de direcionamento de mercado, tanto do segmento *downstream* quanto do *upstream*. Do segmento *downstream*, pode-se destacar o aumento do lançamento de CubeSats e megaconstelações de satélites. Por outro lado, do segmento *upstream*, destaca-se o aumento de projetos de micro e nano lançadores dedicados aos pequenos satélites, visando atender esse nicho de mercado crescente. Porém, tanto a sustentabilidade quanto a lucratividade desse mercado ainda necessitam ser comprovadas.

2.3.2 Análise de Demanda de Nanossatélites

Para se analisar a demanda de nanossatélites, inicialmente é necessário um vislumbre das quantidades de nanossatélites lançados nos últimos anos, mostrado na Figura 2.10.

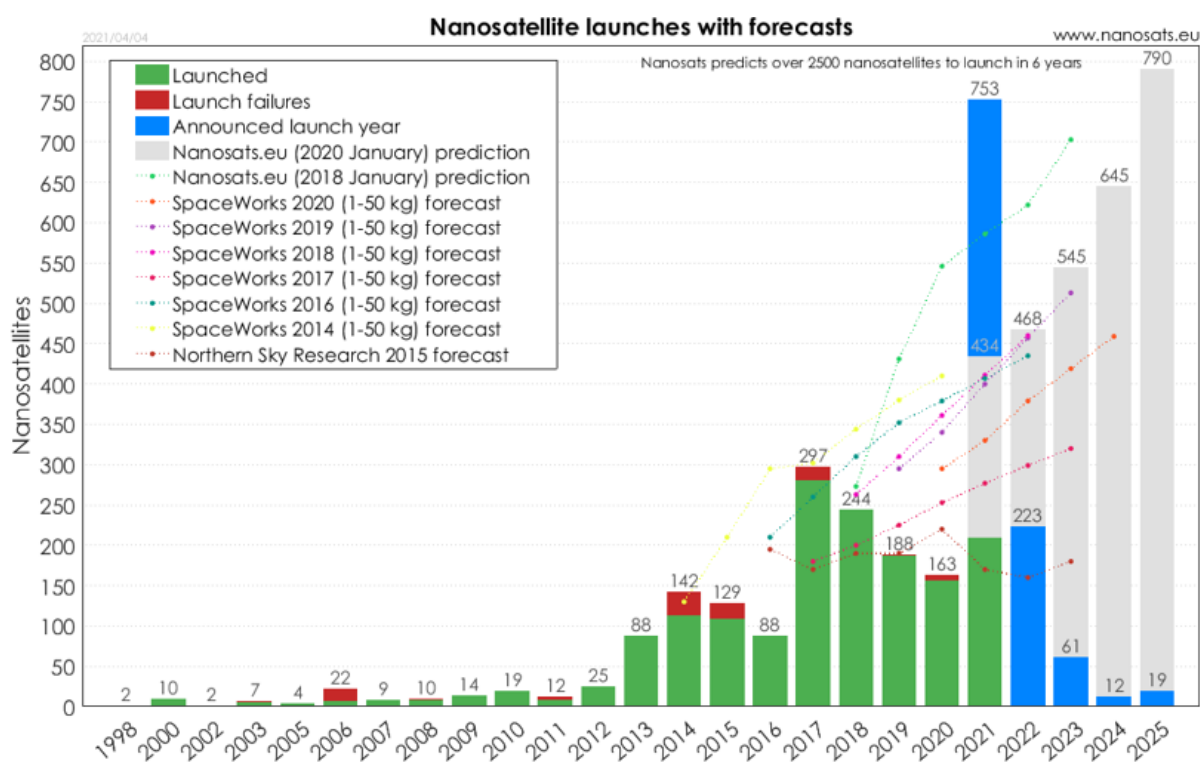


FIGURA 2.10 – Lançamentos de nanossatélites com previsões. Fonte: (KULU, 2021)

Da Figura 2.10, é possível notar o expressivo aumento de nanossatélites de 2020 para 2021, podendo ser justificado, principalmente, por lançamentos adiados do ano de 2020 por conta da pandemia da COVID-19. Porém, pelas projeções espera-se um aumento do número de nanossatélites lançados nos próximos anos.

Entretanto, para atribuir ainda mais significado ao crescimento do lançamento de nanossatélites, e não apenas um reflexo do aumento de lançamentos de pequenos satélites do contexto do *New Space*, é interessante ressaltar os dados presentes na Figura 2.11.

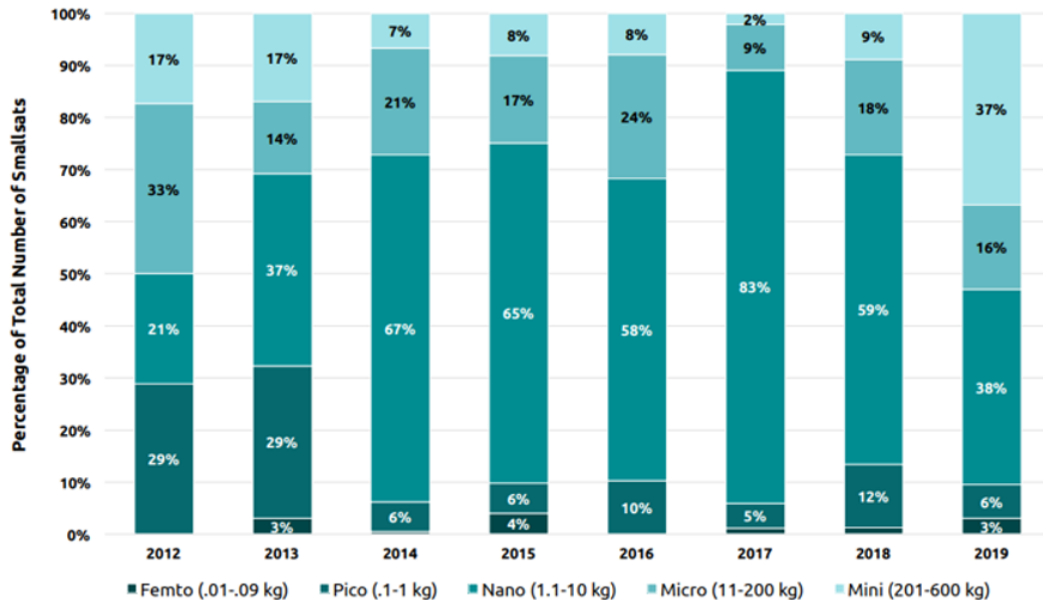


FIGURA 2.11 – Distribuições de pequenos satélites por massa (2012-2019). Fonte: (BRYCE..., 2020)

Da Figura 2.11, é interessante ressaltar que, apesar do aumento do número de pequenos satélites lançados, embutido na tendência do *New Space*, o número de nanossatélites lançados permaneceu como sendo o de maior porcentagem dentro da categoria, mesmo em 2019, quando os satélites da constelação Starlink começaram a ser lançados, os quais se enquadram na categoria de microssatélites.

Uma vez consolidada tal importância dos nanossatélites dentro da categoria de pequenos satélites, faz-se necessário entender os tipos de nanossatélites mais lançados. Para isso, os dados expostos na Figura 2.12 são relevantes.

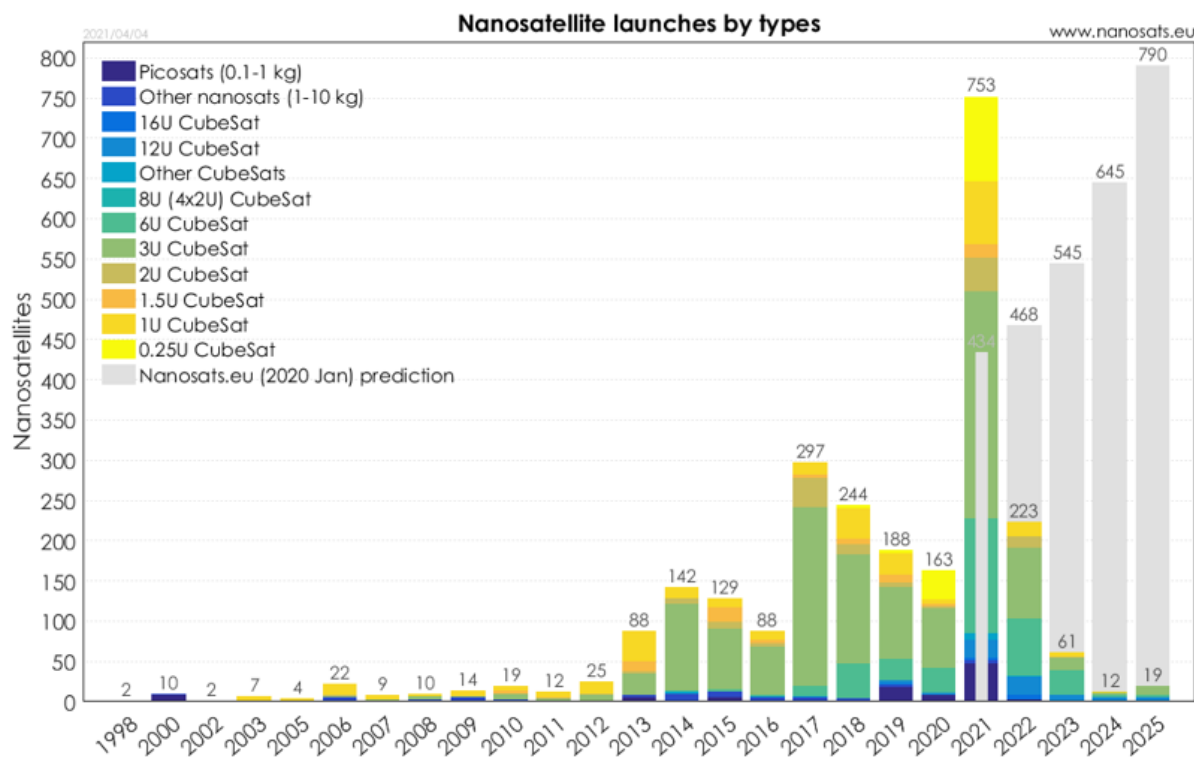


FIGURA 2.12 – Nanossatélites lançados por tipos. Fonte: (KULU, 2021)

Da Figura 2.12, ressalta-se que o principal formato de nanossatélite lançado é o CubeSat 6U, ilustrado na Figura 2.13, indicando que os possíveis *deployers* do veículo a ser proposto deve ser capaz de ser compatível com tal formato e, ainda, que nanolanzadores com capacidade de até 8 kg são capazes de atender a demanda do principal formato de nanossatélite utilizado.



FIGURA 2.13 – Exemplo de nanossatélite de forma 6U. Fonte:(6U..., 2021)

Dentro do contexto de Força Aérea Brasileira, é interessante ressaltar a aplicabilidade dos nanossatélites, o que justificaria sua demanda e, conseqüentemente, um veículo lançador de nanossatélites. Para isso, consideraremos o exposto na Figura 2.14.

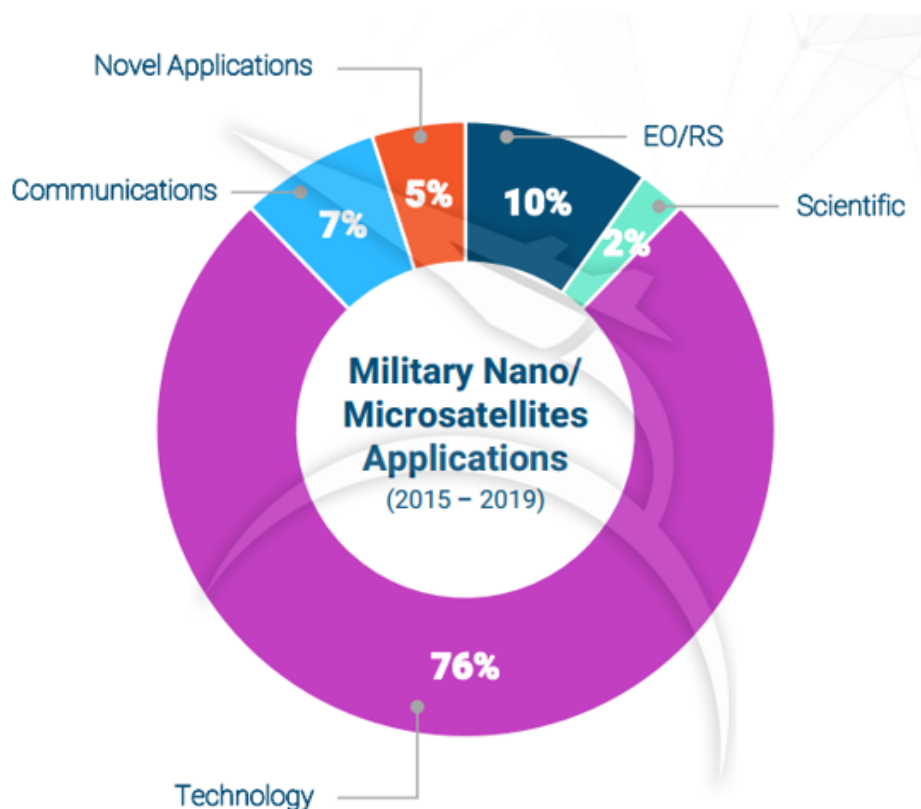


FIGURA 2.14 – Aplicações militares de nano e microsatélites. Fonte:(WILLIAMS, 2020)

Assim, nota-se da Figura 2.14 que a principal demanda para nanosatélites dentro da FAB seria sua aplicabilidade no contexto de demonstração e validação de tecnologias de acesso ao espaço, justificando uma necessidade de acessibilidade ao espaço para desenvolvimento de tais aplicações.

Por fim, espera-se que a demanda por lançamento de nanosatélites aumente na América Latina com a possibilidade de acesso ao espaço por um veículo desenvolvido e lançado do solo brasileiro, uma vez que o número de tais satélites desenvolvidos por países dessa região é baixo frente aos Estados Unidos e a região da Europa, conforme exposto na Figura 2.15. Assim, a disponibilidade de lançamentos pode desencadear um potencial nicho de mercado nessa região.

TABELA 2.9 – Características das principais soluções para lançamento de satélite.

Solução	Características
Piggyback	Uma das mais utilizadas atualmente Preenchimento do espaço em excesso dos veículos Perdendo espaço para <i>rideshare</i> Bom custo benefício (às vezes grátis)
Rideshare	Veículo mais acessível é o indiano PSLV Alocação de diversas cargas úteis até cumprir a capacidade de lançamento Não há cliente principal Maior flexibilidade de parâmetros Maior frequência de lançamentos Ganha relevância com o aumento da demanda Fornece melhor <i>timing</i> para as empresas Adaptações dos veículos atuais podem fomentar essa estratégia
Liberação da ISS	Aumento da vida útil Limitado pela capacidade do <i>Kibo's airlock</i> Limitado pela frequência de missões para a ISS A órbita é limitada pela órbita da ISS menor custo para cargas úteis científicas
Lançadores dedicados	Cada veículo pode focar em um nicho de mercado Lançadores de satélites únicos ou de vários satélites Diversos lançamentos por ano dedicados para pequenos satélites Total controle dos parâmetros da missão Fomentar novas oportunidades de exploração espacial

A partir da Tabela 2.9, é possível elaborar um *benchmarking* para o lançamento de satélites considerando os seguintes parâmetros: disponibilidade do veículo, frequência de voo, custo-benefício e flexibilidade de parâmetros. O *benchmarking* elaborado, conforme (TUGNOLI *et al.*, 2019), pode ser visto na Tabela 2.10 e na Figura 2.16.

TABELA 2.10 – *Benchmarking* das estratégias de lançamento para pequenos satélites. Fonte: adaptado de (TUGNOLI *et al.*, 2019)

	Piggyback	Liberação da ISS	Rideshare	Lançadores dedicados
Disponibilidade do veículo	Média	Muito baixa	Alta	Alta
Frequência de voo	Baixa	Média	Alta	Muito alta
Custo-benefício	Muito alta	Média	Média para alta	Médio para baixa
Flexibilidade de parâmetros	Baixa	Muito baixa	Alta	Muito alta

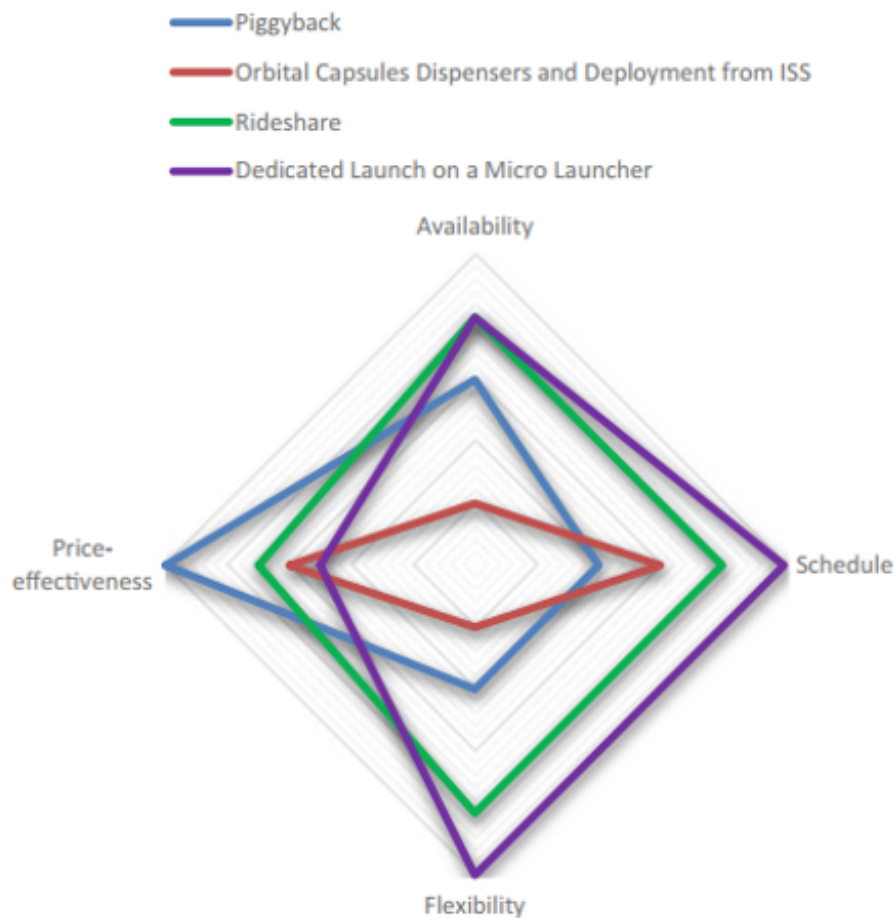


FIGURA 2.16 – *Benchmarking* das estratégias de lançamento para pequenos satélites. Fonte: (TUGNOLI *et al.*, 2019)

2.3.4 Análise de Novo Produto

2.3.4.1 Modelo de Negócios: Canvas

Um modelo de negócios Canvas, conforme descrito em (OSTERWALDER *et al.*, 2010), é uma estratégia para representar a lógica pela qual uma organização visa agregar valor abrangendo as 4 principais áreas de um negócio: clientes, oferta, infraestrutura e viabilidade financeira.

Tal modelo de negócios é constituído de 9 componentes básicos:

- Segmento de Clientes/Segmentos de Mercado: uma organização serve a um ou diversos Segmentos de Clientes;
- Proposta de Valor: busca resolver os problemas do cliente e satisfazer suas necessidades com propostas de valor;
- Canais: as propostas de valor são levadas aos clientes por Canais de comunicação,

distribuição e vendas;

- Relacionamento com Clientes: o relacionamento com clientes é estabelecido e mantido com cada segmento de clientes;
- Fontes de Renda: as fontes de receita resultam de propostas de valor oferecidas com sucesso aos clientes;
- Recursos Principais: os recursos principais são os elementos ativos para oferecer e entregar os elementos previamente descritos;
- Atividades-Chave: atividades-chave da organização;
- Parcerias Principais: algumas atividades são terceirizadas e alguns recursos são adquiridos fora da organização;
- Estrutura de Custos: os elementos do modelo de negócios resulta na estrutura de custo;

2.3.4.2 Proposta de Valor

A partir do Modelo de Negócios Canvas, mostrado na Figura 4.1, é possível criar um Modelo de Valor Canvas, segundo (OSTERWALDER *et al.*, 2015), visando evidenciar o entendimento do perfil do usuário do veículo e descrever como o veículo proposto cria valor para aquele usuário, com isso, é possível identificar se de fato a proposta de valor do veículo está coerente com o perfil do usuário. Ou seja, buscando uma abordagem mais detalhada dos blocos Proposta de Valor e Segmentos de Mercado do Modelo de Negócios Canvas.

Para cada segmento de mercado, faz-se necessário a criação de um Modelo de Valor, objetivando validar a proposta criada, sendo a estruturação completa de um Modelo de Valor Canvas mostrada na Figura 2.17.

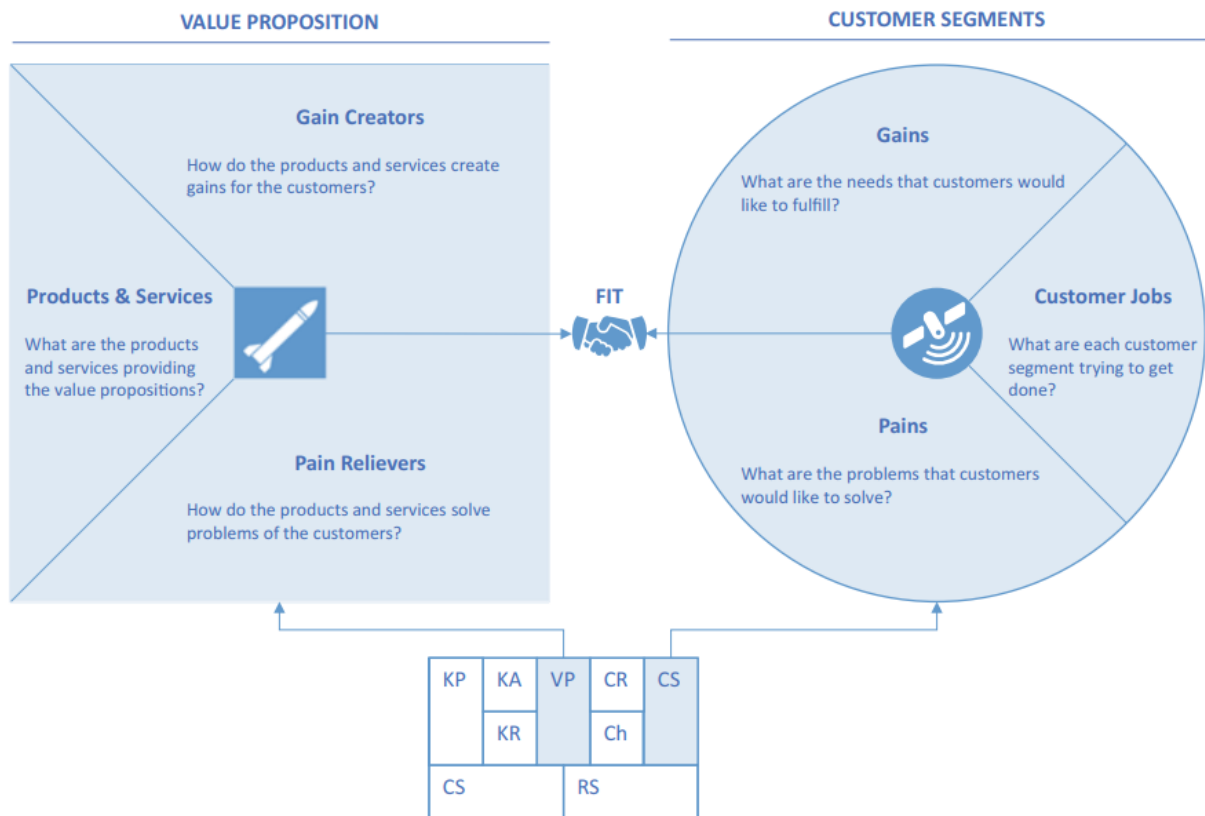


FIGURA 2.17 – Modelo de Valor Canvas. Fonte: (TUGNOLI *et al.*, 2019)

3 Metodologia e Métodos

3.1 Fluxograma de Decisão

Para análise de factibilidade do projeto proposto neste trabalho, espera-se seguir a abordagem exposta na Figura 3.1 para conclusão final.

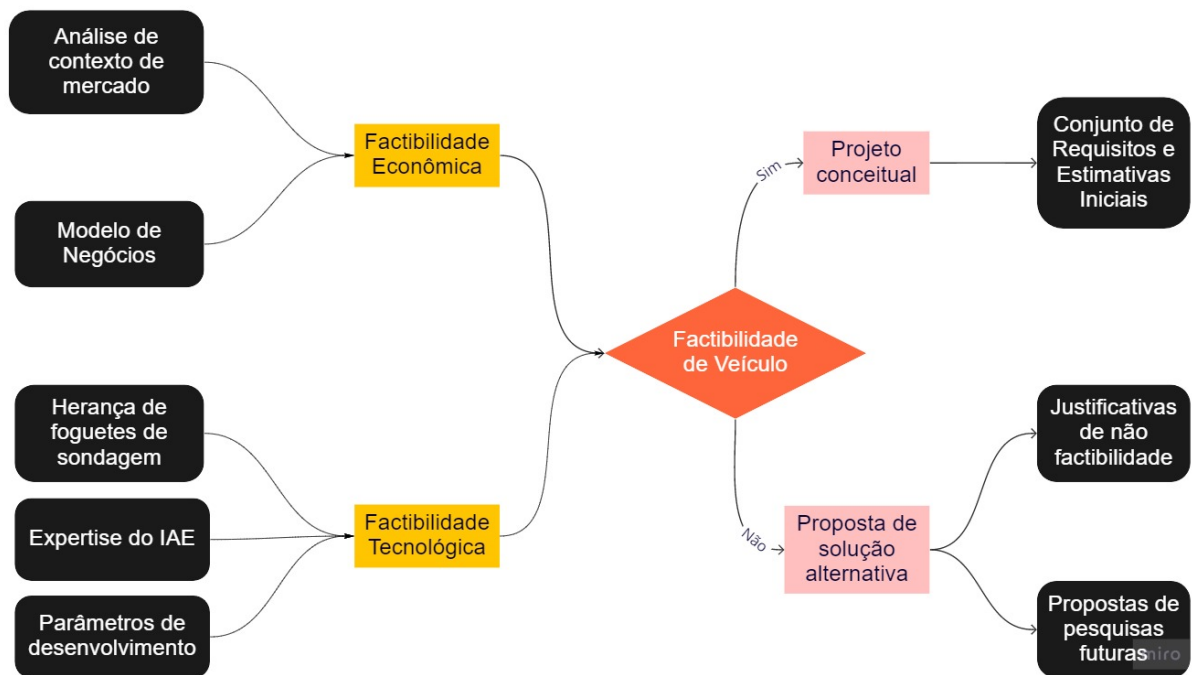


FIGURA 3.1 – Fluxograma para tomada de decisão deste trabalho. Fonte: Autor

4 Viabilidade Econômica Preliminar

4.1 Análise de Mercado para Veículos Lançadores

4.1.1 Modelo de Negócios Canvas

Visando o projeto de um nanolanzador a ser desenvolvido no IAE, elaborou-se o Modelo de Negócios Canvas mostrado na Figura 4.1.



FIGURA 4.1 – Modelo de Negócios Canvas do Veículo Nanolanzador.

A escolha de cores utilizada na Figura 4.1 possui como objetivo evidenciar o principal valor gerado associado a cada segmento de mercado, bem como qual recurso e qual canal está relacionado a cada parceiro chave.

Nesse sentido, considerou-se que, para a Força Aérea Brasileira, o principal valor ge-

rado pelo desenvolvimento do veículo proposto é a responsividade de lançamentos, sendo possível lançamentos de nanosatélites visando a reposição imediata de dispositivos de defesa ou auxílio ao atendimento de ocorrências em lugares de difícil acesso ou difícil observação, como a verificação da extensão de dano ambiental ou busca por destroços em acidentes aéreos. Já com relação ao canal de comunicação, entende-se que para FAB ocorreria visando necessidade de cumprimento de alguma missão de ação imediata, como missões de salvamento, monitoramento ou guerra, por exemplo, necessitando de um prontidão na resposta.

Ainda com relação à FAB, sua posição como parceiro-chave se justifica na disponibilidade de recursos chave, uma vez que a FAB, em conjunto com a AEB, fornece ao IAE recursos de infraestrutura para testes e ensaios no desenvolvimento de novas tecnologias, bem como o direcionamento de pessoal capacitado para função para trabalhar no IAE, por fim, também pela disponibilidade dos centros de lançamentos para o veículo, como CLA e CLBI.

Para o segmento de mercado de instituições privadas, considerou-se o principal valor gerado pelo baixo custo de lançamento, tornando assim o espaço acessível para um número maior de instituições e diminuindo a barreira de entrada nesse setor do ponto de vista orçamentário para empresas sediadas no Brasil. Entende-se que tal incentivo se daria por intermédio da AEB, justificando sua posição como parceiro-chave, uma vez que por meio de editais de convocação ela seria responsável por fomentar o desenvolvimento de empresas nacionais do setor espacial e por ser o elo de ligação de tais empresas com lançamentos disponibilizados pelo IAE.

Já para o segmento de mercado de universidades, entende-se que o principal valor gerado é a flexibilização dos parâmetros de missão, uma vez que o principal objetivo de missões espaciais oriundas de universidades são programas de desenvolvimento científico, os quais podem exigir a utilização de órbitas não usuais por satélites comerciais para observação de determinado fenômeno. Ainda, entende-se que o contato entre o IAE e as universidades se daria por parcerias de pesquisas e projetos científicos.

Por fim, as informações em amarelo mostradas na Figura 4.1, referem-se a atribuições do IAE para o desenvolvimento do veículo. No bloco atividades-chave, cabe ao IAE entender quais os novos requisitos emergentes do mercado de veículos lançadores, quais as particularidades das missões atuais e futuras, e quais adaptações são requeridas pelos segmentos de mercado para que o valor gerado seja maior, e, assim, uma vez de posse de tais requisitos ser capaz de pesquisar soluções para o desenvolvimento de novas versões do veículo que atendam esses requisitos.

Do ponto de vista de estrutura de custos, visando principalmente a P&D, cabe ao IAE os custos de testes e ensaios das soluções propostas, da concepção e manufatura do

veículo para elaboração de tais testes, bem como da manutenção do veículo para mantê-lo em prontidão de lançamento, uma vez que se busca gerar o valor de uma resposta imediata de lançamento, apesar dessa atividade gerar um custo associado.

Uma vez que o IAE é uma organização militar, portanto, uma instituição pública, sua fonte de renda é oriunda apenas do Governo Federal, bem como de órgãos relacionados ao governo, por exemplo o Ministério da Defesa e a AEB, sendo assim demais fontes de renda como venda dos veículos e venda de lançamentos não se justifica.

Por fim, as atividades ligadas ao bloco de relação com o cliente incluem principalmente o fornecimento de um manual do usuário, para que o cliente saiba como deve ser desenvolvido o nanossatélite para que seja compatível com o veículo fornecido, bem como a prestação de consultoria e validação no decorrer do projeto do nanossatélite, de modo que a compatibilidade e integrabilidade com o veículo seja respeitada e a missão efetuada com sucesso.

4.1.2 Proposta de Valor

Tomando como base a Força Aérea Brasileira, entendido como o principal segmento a ser atendido pelo veículo a ser desenvolvido no IAE, tem-se o Modelo de Valor Canvas mostrado na Figura 4.2.

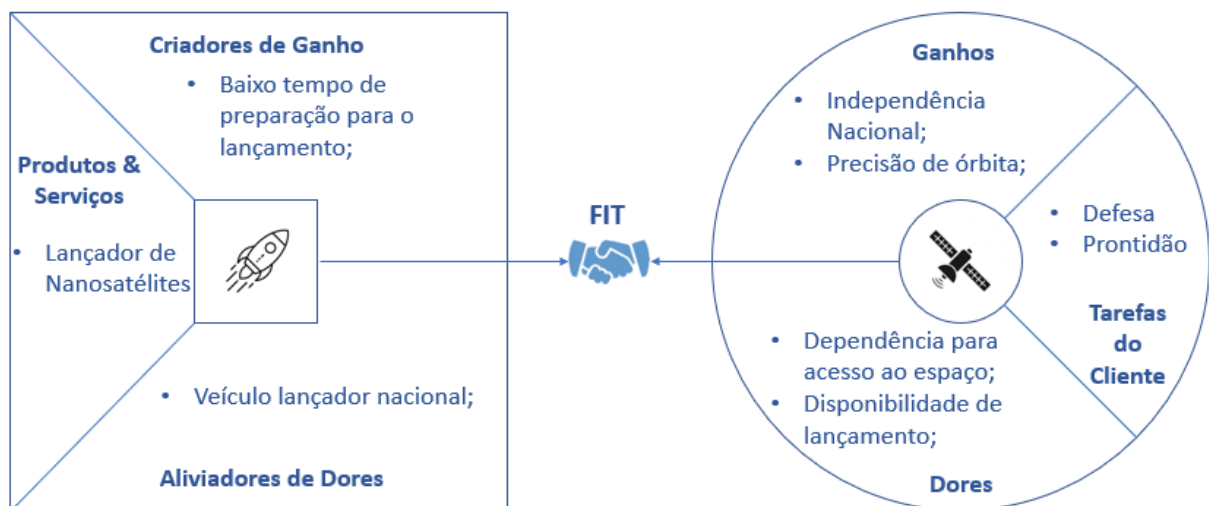


FIGURA 4.2 – Modelo de Valor Canvas para o segmento FAB.. Fonte: Autor

Considerando o exposto em (TUGNOLI *et al.*, 2019), elaborou-se uma proposta de valor completa com diferentes segmentos de mercado, contemplando quais as principais necessidades, quais as vantagens e desvantagens de um veículo lançador dedicado ao segmento de micro e nanossatélites, e quais os obstáculos de entrada nesse setor, tal proposta é mostrada na Tabela 4.1. Ressalta-se que, com relação ao preço de um veículo dedicado,

em (TUGNOLI *et al.*, 2019) os veículos citados são mais caros frente as soluções atuais. Entretanto, espera-se no desenvolvimento do veículo proposto nesse trabalho a utilização de legado de demais projetos já realizados e de sucesso no IAE visando a concepção de um veículo dedicado de baixo custo.

TABELA 4.1 – Proposta de valor para o veículo lançador de nanossatélites. Fonte: adaptado de (TUGNOLI *et al.*, 2019)

Cientes	Principais necessidades	Vantagens dos Microlançadores	Fraquezas dos Microlançadores	Obstáculos
Constelações (Sensoreamento e telecomunicação)	* Tempo de acesso; * Órbitas específicas	* Disponibilidade * Cronograma * Flexibilidade	* Capacidade limitada; * Preço;	* Lançadores maiores podem ser mais eficientes * Competição com "rideshares";
Substituição em constelações	* Órbitas específicas	* Disponibilidade * Flexibilidade		* Depende do sucesso de megaconstelações
Desenvolvimento científico; P & D; Demonstração de tecnologia;	* Baixo preço;	* Disponibilidade * Cronograma * Flexibilidade	* Capacidade limitada; * Preço;	* Número limitado de missões; * Competição com piggyback * Competição com rideshare;
Universidade Educação CubeSats amador	* Baixo preço;	* Disponibilidade	* Preço;	* Baixa possibilidade de missões; * Preços muito elevados para essa classe;
Defesa	* Prontidão de acesso; * Precisão de acesso; * Preço não é o diferencial;	* Disponibilidade * Cronograma * Flexibilidade		* Número limitado de missões; * Parcialmente suprido por veículos não comerciais; * Necessidade de certificação militar para lançamento;

4.2 Diferencial Competitivo

Do exposto na seção 2.3.3, entende-se que a estratégia de um veículo lançador dedicado para pequenos satélites não possui uma boa relação de custo-benefício, ainda, seu diferencial de frequência de voo e flexibilidade de parâmetros necessita da consolidação do modelo de negócios de constelações para que seja validado.

Assim, entende-se que para uma melhora desse cenário seria um aumento de seu custo-benefício por meio do barateamento de seu projeto em uma etapa inicial, com isso, propõe-se para o desenvolvimento do veículo nano lançador brasileiro a utilização dos estágios do VSB-30 (ou VS-40) como seus dois estágios iniciais, visando a utilização de herança tecnológica, o que tornaria o desenvolvimento do veículo mais eficiente do ponto de vista econômico e de tempo de projeto.

Do ponto de vista econômico, a sua redução se daria por dois aspectos:

- Herança tecnológica do veículo: permite menor utilização de recursos no desenvolvimento dos primeiros estágios, mantendo o foco apenas nas eventuais adaptações necessárias para tal aplicação dos estágios do VSB-30 (ou VS-40);
- Herança tecnológica do CLA: permitiria um menor número de modificações no CLA, dado que o centro já é capaz de lançar o VSB-30 (ou VS-40), modelo para o desenvolvimento do veículo lançador;

Já do ponto de vista de tempo de desenvolvimento, a redução se daria na concentração de esforços para o desenvolvimento das adaptações necessárias dos estágios iniciais do

VS-30 (ou VS-40), logo, já em grande parte validados o que diminui a necessidade de execução de ensaios. Ainda, permitiria uma concentração maior no desenvolvimento de um 3º estágio, responsável pela inserção de carga útil em órbita, e, uma vez que o último estágio em geral possui menor empuxo associado, as instalações do IAE poderiam ser suficientes para seus ensaios e desenvolvimento.

Por fim, a diferenciação do veículo proposto dada pela capacidade responsiva se justifica pela aplicabilidade de tal característica à missões militares, como missões de defesa ou de monitoramento e sensoriamento para busca e resgate. Ainda, não há estratégia plenamente responsiva, conforme ilustrado pela Figura 2.16. Sendo assim, ao se atingir tal capacidade é possível o desdobramento de novas aplicações e novos nichos de mercados para serem atendidos por tal capacidade, a qual, a depender da aplicação, pode ponderar com maior valor atribuído à responsividade do que ao custo-benefício, como no caso de missões militares.

5 Fundamentação Teórica

5.1 Proposta de Trabalho

A proposta do presente trabalho é elaborar um projeto conceitual para o sistema propulsivo de um último estágio em um veículo de sondagem já existente no âmbito nacional, denominado SX, objetivando tornar tal veículo um veículo lançador. Com isso, neste capítulo, abordaremos a fundamentação teórica referente ao planejamento de uma missão e o desempenho de foguetes, englobando conceitos e equações importantes a serem aplicadas em capítulo posterior.

5.2 Engenharia de Sistema

Com base no exposto em (LARSON, 2009), a engenharia de sistemas é uma abordagem multidisciplinar com o objetivo de desenvolver um sistema operável e que seja uma solução balanceada capaz de atender tanto os requisitos como as restrições de um projeto para um sistema complexo.

Entretanto a engenharia de sistemas não se baseia apenas nos detalhes de requisitos e interfaces de um subsistema, mas sim, na capacidade de obter a melhor solução para um determinado problema, visto que diferentes possibilidades atendem determinada missão, o objetivo da engenharia de sistemas é escolher o melhor design para uma solução, e, a partir de tal escolha, garantir que os detalhes técnicos de projeto sejam atingidos. Sendo, portanto, melhor aplicado nas fases conceituais de um projeto de um sistema complexo.

Por fim, faz parte da equipe de engenharia de sistemas a realização das seguintes atividades durante o ciclo de vida de um sistema espacial, conforme (LARSON, 2009) e (NASCIMENTO, 2013).

- "A determinação das necessidades das partes interessadas (stakeholders) e quais são os critérios de sucesso da missão";
- "A identificação de requisitos de alto nível críticos para a missão e o entendimento

dos critérios de aceitação”;

- ”A criação do conceito da missão e das arquiteturas físicas e funcionais”;
- ”O desenvolvimento do conceito de operações e a integração com o conceito da missão e com os requisitos de alto nível”;
- ”O projeto de interfaces críticas entre os elementos da arquitetura”;
- ”O desenvolvimento de requisitos sem qualquer ambiguidade derivados do conceito de missão, da arquitetura, do conceito de operações e das interfaces definidas.”

5.3 Motor Foguete

5.3.1 Princípio de Funcionamento

Conforme discorrido em (TURNER, 2009), a Lei de Ação e Reação, também conhecida como 3ª Lei de Newton, implica que uma força exercida em uma direção acarreta outra força com direção contrária e mesma intensidade. No caso de um motor foguete a propelente sólido (MFPS), tal lei se aplica devido à ejeção de gases em alta velocidade resultantes da combustão de um grão propelente, assim, com a ejeção, e, conseqüentemente a redução da massa, o foguete é acelerado como esquematizado na Figura 5.1.

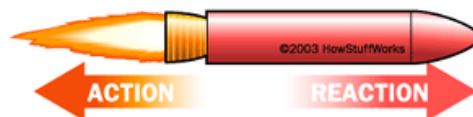


FIGURA 5.1 – Princípio de Funcionamento de um Motor Foguete. Fonte:(Anônimo, 2000)

5.3.2 Principais Componentes

Um MFPS é composto por diversos componentes, sendo os principais apresentados na Figura 5.2, e, aqueles abordados no escopo do presente trabalho, detalhados a seguir.

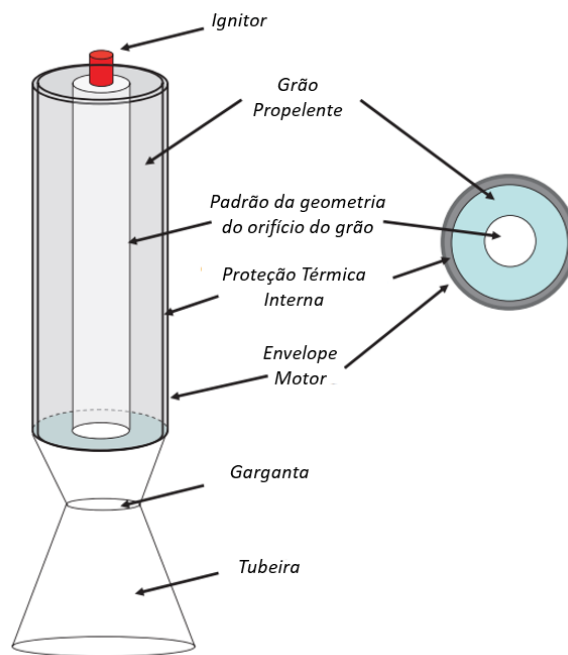


FIGURA 5.2 – Principais componentes de um MFPS. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)

5.3.2.1 Envelope Motor

Conforme exposto em (FELIX, 2017), o envelope motor, ilustrado na Figura 5.3, é a região cilíndrica alongada de um motor foguete, e deve desempenhar as seguintes funções:

- Armazenar o grão propelente;
- Deve suportar a pressão interna gerada pelos gases da combustão do propelente;
- Deve transmitir as cargas de voo, atuando como uma viga estrutural primária do foguete;

O envelope motor é também o elemento de fixação no qual demais componentes do motor foguete estão fixados, tais como a tubeira e o ignitor.

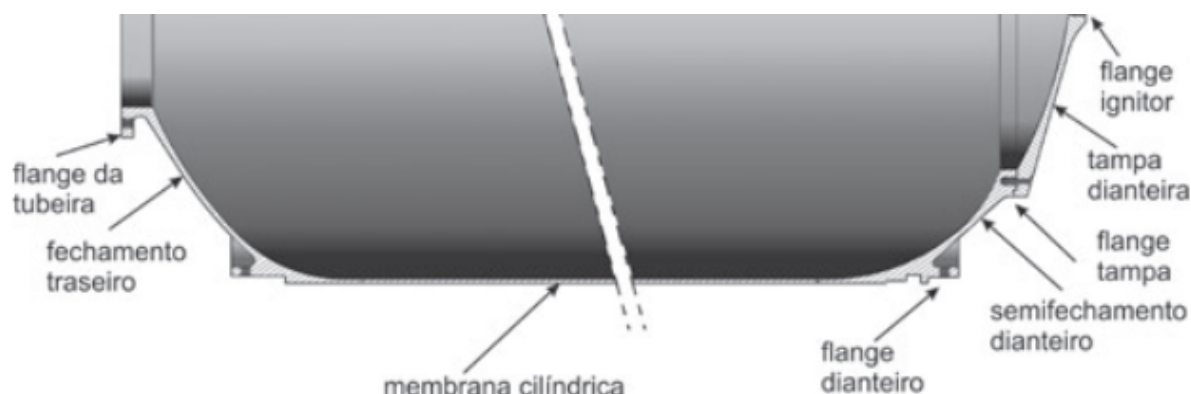


FIGURA 5.3 – Envelope Motor do S30. Fonte: (FELIX, 2017)

Para MFPS, o envelope motor é, em geral, a estrutural mais cara do sistema, conforme (FELIX, 2017), sendo assim, a escolha de seu material é fundamental para que seu custo de produção seja reduzido e não seja necessário longos períodos para sua finalização. Sendo assim, são preferíveis materiais compósitos para sua fabricação frente à materiais metálicos, principalmente devido à menor massa e ao menor tempo de fabricação, alguns exemplos de materiais utilizados são apresentados na Tabela 5.1.

TABELA 5.1 – Materiais utilizados para Envelope Motor. Fonte: (SILVEIRA, 2012)

Material	Massa Específica (kg/m ³)	Resistência à Tração (MPa)	Módulo de Elasticidade (GPa)
Carbono/Epóxi	1,60	600	70
Kevlar/Epóxi	1,40	440	30
Vidro/Epóxi	1,90	350	25
Aço	7,85	990	207
Alumínio	2,72	460	72
Titânio	4,50	930	110

5.3.2.2 Proteção Térmica

A proteção térmica é a estrutura responsável pela proteção do motor devido a queima do propelente, segundo (FELIX, 2017), uma vez que as estruturas não seriam capazes de suportar as elevadas temperaturas atingidas com a combustão.

Dependendo da região do motor, são empregados diferentes tipos de proteção térmica, sendo utilizado no IAE parcelas de proteção térmica rígidas, e parcelas flexíveis, conforme (FELIX, 2017).

Segundo (SILVEIRA, 2012), a região mais crítica para proteção térmica dentro da câmara de combustão do envelope motor é a região traseira, uma vez que é região exposta aos gases provenientes da combustão por mais tempo. Ainda, tem-se que na região cilíndrica do motor é utilizado um liner, por vezes em conjunto com a proteção térmica, com a função de prover uma melhor adesão do propelente ao envelope motor, uma vez que,

como o grão também atua como um isolante térmico, o tempo de exposição da parede do envelope motor aos gases da combustão é curto.

Os diferentes tipos de proteção térmica utilizados em um motor podem ser ilustrados na Figura 5.4, sendo os principais materiais utilizados: tecido de carbono com resina fenólica, tecido de carbono com resina epoxídica, sílica com resina fenólica, poliisobreno com kevlar com fibras de asbestos, borracha nitrílica de butadieno.

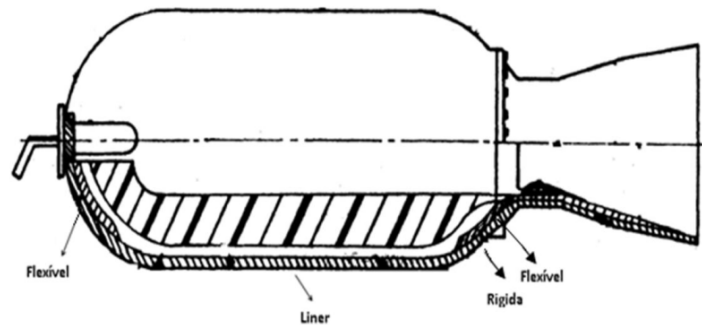


FIGURA 5.4 – Tipos de proteção térmica e regiões de aplicação. Fonte: (SILVEIRA, 2012)

Assim, segundo (SILVEIRA, 2012), tem-se que as principais características de interesse para proteção térmica são: resistência à erosão, baixa condutividade térmica, baixa massa específica, fácil moldagem e fabricação, boa adesão e compatibilidade com os componentes do motor.

5.3.2.3 Ignitor

Segundo exposto em (FELIX, 2017), o ignitor é o elemento responsável por iniciar a queima do bloco propelente, fornecendo energia necessária para tal.

O tipo de ignitor considerado no presente trabalho será o ignitor pirogênico, mostrado na Figura 5.5.

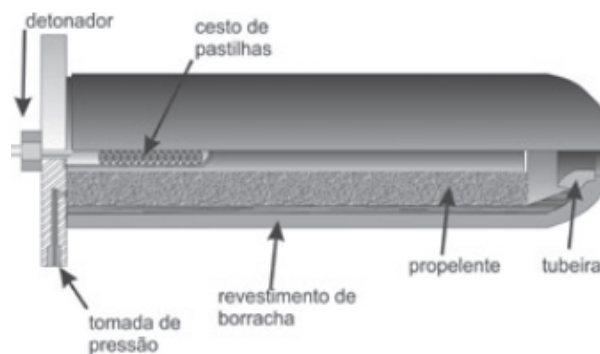


FIGURA 5.5 – Ignitor pirogênico. Fonte: (FELIX, 2017)

Tal ignitor funciona como se fosse um motor em miniatura, tendo a ignição do cesto de pastilhas dada por um detonador eletrônico, e os gases em alta temperatura ejetados por esse ignitor são capazes de ignitar o motor maior inclusive em ambientes de vácuo.

5.3.2.4 Tubeira

A tubeira é o componente responsável por acelerar os gases provenientes da combustão, permitindo que eles expandam e, com isso, forneçam energia para o foguete de modo a manter a conservação da quantidade de movimento, conforme (FELIX, 2017).

Uma tubeira típica, mostrada na Figura 5.6, é formada por uma região convergente, uma seção crítica ou garganta, e por um divergente, sendo denominada bocal de Laval.

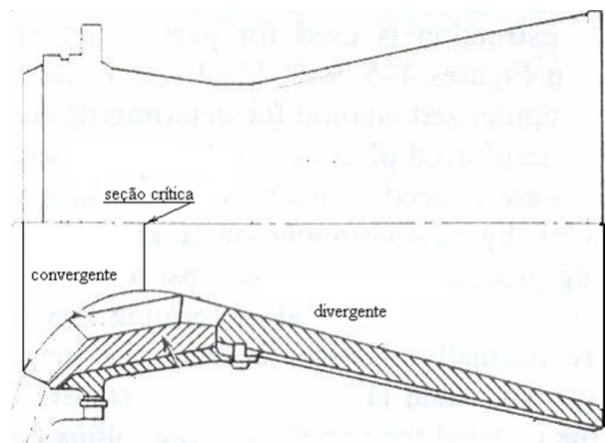


FIGURA 5.6 – Tubeira do tipo Bocal de Laval. Fonte: Wilson K. Shimote

5.3.3 Parâmetros de Desempenho

Para se determinar os parâmetros de desempenho de um motor foguete será considerado o exposto em (TAYLOR, 2017), o qual afirma que tais parâmetros são:

- Força de empuxo ou tração - F_T
- Impulso específico - I_{sp}
- Fluxo mássico - \dot{m}

5.3.3.1 Força de Empuxo

Conforme exposto em (TURNER, 2009), a força de empuxo é a força responsável por acelerar o foguete devido a expansão e ejeção dos gases provenientes da câmara de com-

bustão de um motor foguete, e pode ser calculada pela equação 5.1, sendo u_e a velocidade de exaustão efetiva dos gases.

$$F_T = \dot{m} \cdot u_e \tag{5.1}$$

Na câmara de combustão, logo após a queima do propelente, os gases podem ser aproximados como estacionários tendo sua energia representada pela temperatura e pressão. Entretanto, tal energia necessita ser convertida em velocidade e isso ocorre devido à expansão dos gases na tubeira. Nesse elemento, os gases acelerados até atingir a velocidade do som na região da garganta, e, após, continuam a ser acelerados na região de divergente. Isto acaba por gerar uma resultante que acelera o foguete devido à reação nas paredes da tubeira, em decorrência da expansão devido a aceleração contínua dos gases. Tal descrição é ilustrada na Figura 5.7.

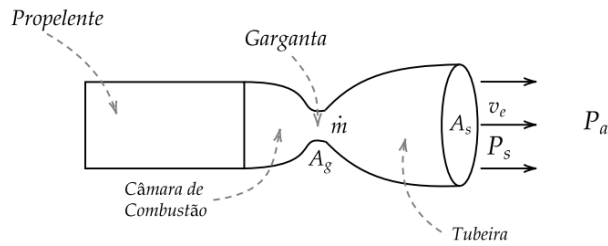


FIGURA 5.7 – Ilustração da geração da força de empuxo em um foguete. Fonte: (NETO, 2020)

Para o cálculo da força de empuxo desenvolvida no foguete, considere os dois tipos de forças atuantes na aceleração dos gases da combustão, mostrados na Figura 5.8. À esquerda, tem-se a reação das paredes do motor devido à expansão dos gases após a combustão, e, à direita, a força devido ao gradiente de pressão ao longo do escoamento na tubeira.

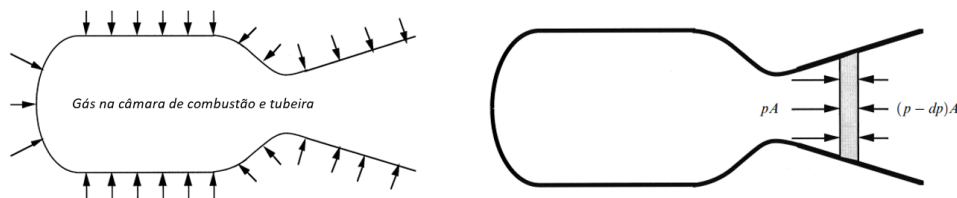


FIGURA 5.8 – Forças atuantes nos gases resultantes da combustão. Fonte: adaptado de (TURNER, 2009)

A força de reação da parede nos gases pode ser calculada pela equação 5.2.

$$F_w = \oint P \cdot dA \tag{5.2}$$

Já a força devido ao gradiente de pressão pode ser dada pela equação 5.3.

$$dF = P \cdot A - (P - dP) \cdot A \quad (5.3)$$

Dessa forma, conforme (TURNER, 2009), desconsiderando efeitos de turbulência imediatamente na saída da tubeira, e sabendo que o escoamento imediatamente antes de sair da tubeira não é influenciado pela pressão ambiente, a equação da força exercida nos gases é dada pela expressão 5.4.

$$F_G = \oint P \cdot dA - P_s \cdot A_s = \dot{m} \cdot v_e, \quad (5.4)$$

sendo v_e a velocidade de exaustão dos gases.

Por outro lado, para a força aceleradora do foguete, tem-se, inicialmente, a força estática devido à distribuição de pressão apresentada na Figura 5.9, na qual o plano **BB** é um plano de corte arbitrário para verificação de equilíbrio de forças, dada pela equação 5.5.

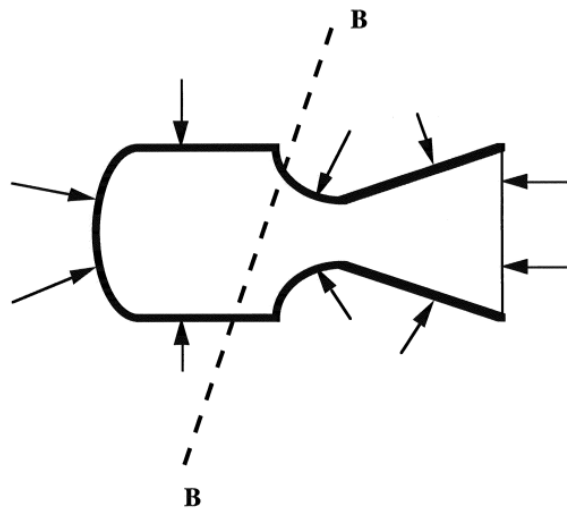


FIGURA 5.9 – Força estática devido a pressão atmosférica. Fonte: (TURNER, 2009)

$$F_R = \oint P \cdot dA \quad (5.5)$$

Entretanto, uma vez que o motor é acionado, não há mais força da pressão atmosférica na saída da tubeira, como descrito em (TURNER, 2009), devido ao escoamento supersônico ocupar a região. Dessa forma, a força de aceleração do foguete, denominada força de empuxo, passa a ser dada pela equação 5.6, considerando que no caso do motor desligado

o plano **BB** esteja localizado na saída da tubeira, sem perda de generalidade.

$$F_R = \oint P \cdot dA - P_a \cdot A_s \quad (5.6)$$

Assim, isolando o termo da integral em 5.4 e substituindo em 5.6, tem-se a equação final do empuxo, desconsiderando forças aerodinâmicas, apresentada na equação 5.7.

$$F_T = \dot{m} \cdot v_e + P_s \cdot A_s - P_a \cdot A_s \quad (5.7)$$

Por fim, é possível calcular a velocidade efetiva de exaustão dos gases, a partir da equação 5.1, obtendo a equação 5.8.

$$u_e = v_e + \left(\frac{P_s - P_a}{\dot{m}} \right) \quad (5.8)$$

5.3.3.2 Impulso Específico

De acordo com o exposto em (TURNER, 2009), o impulso específico é uma medida de eficiência do foguete, podendo ser interpretado como o momento fornecido por quilograma do foguete a partir do propelente expelido. Dessa forma, quanto maior o impulso específico, mais eficiente será o motor.

Seu cálculo está relacionado a velocidade de exaustão efetiva dos gases e é definido conforme a equação 5.9.

$$I_{sp} = \frac{u_e}{g_0}, \quad (5.9)$$

sendo g_0 a gravidade na superfície da Terra.

Ressalta-se que nem sempre um motor com maior impulso específico é o melhor motor a ser utilizado, uma vez que os motores mais eficientes possuem a desvantagem de não serem muito potentes, fornecendo um empuxo menor, como exposto em (SUTTON; BIBLARZ, 2001). A Figura 5.10 apresenta alguns exemplos de motores reais e seus valores de empuxo e impulso específico.

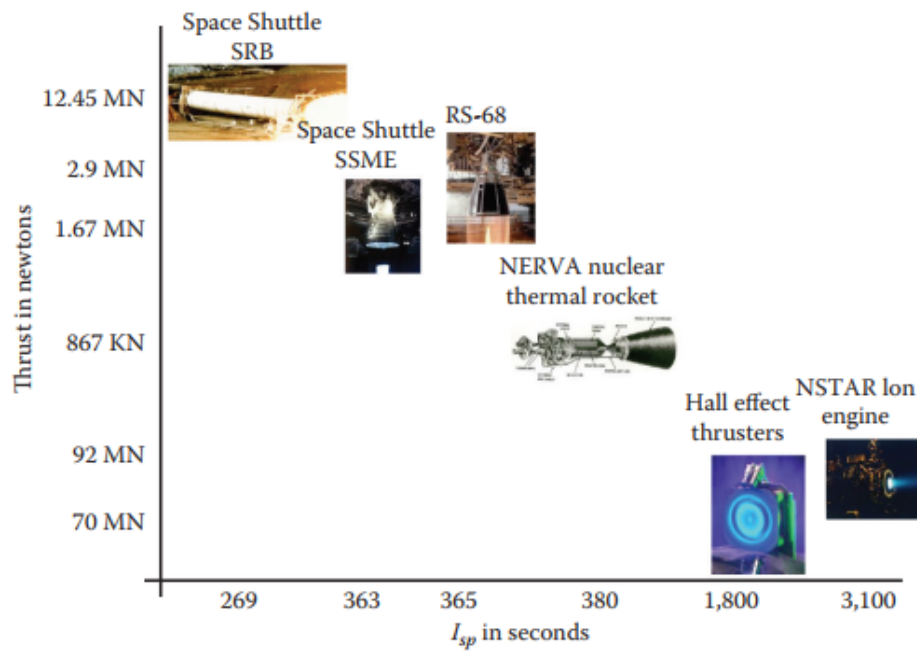


FIGURA 5.10 – Motores foguetes apresentados em um gráfico de I_{sp} por F_T . Fonte: (TAYLOR, 2017)

5.3.3.3 Fluxo Mássico

Conforme exposto em (TAYLOR, 2017), o fluxo mássico é um parâmetro importante para o dimensionamento do tamanho do motor, podendo ser derivado a partir de parâmetros de projeto de empuxo e impulso específico a partir da equação 5.10.

$$F_T = \dot{m} \cdot u_e = \dot{m} \cdot I_{sp} \cdot g_0$$

$$\dot{m} = \frac{1}{g_0} \cdot \frac{F_T}{I_{sp}} \quad (5.10)$$

Ressalta-se, ainda, que da curva formada pelos motores na Figura 5.10 é possível obter o fluxo mássico a partir de sua derivada, podendo se estimar qual deve ser o fluxo para um determinado par de empuxo e impulso específico.

5.3.4 Grão Propelente

5.3.4.1 Características

Os propelentes são a fonte primária de energia térmica de um motor, e, em caso de propelente sólido, consistem em uma mistura sólida na qual o combustível e o oxidante

são unificados.

O propelente pode ser classificado de diversas formas dada sua composição e seu comportamento ou processo de manufatura. Entretanto, no presente trabalho serão considerados suas aplicações em um MFPS em forma de grão propelente e suas classificações quanto ao tipo de queima e à geometria do grão.

O formato e a configuração de um grão são projetados em função da missão do MFPS, respeitando a relação, extraída de (NASCIMENTO, 2020):

$$\text{Missão} = \text{Aceleração} \times \text{Tempo} + \text{Consumo de Massa} \times \text{Tempo}$$

Tal relação está subordinada ao tipo de queima do grão propelente, o qual pode ser neutra, regressiva ou progressiva, conforme apresentado na Figura 5.11.

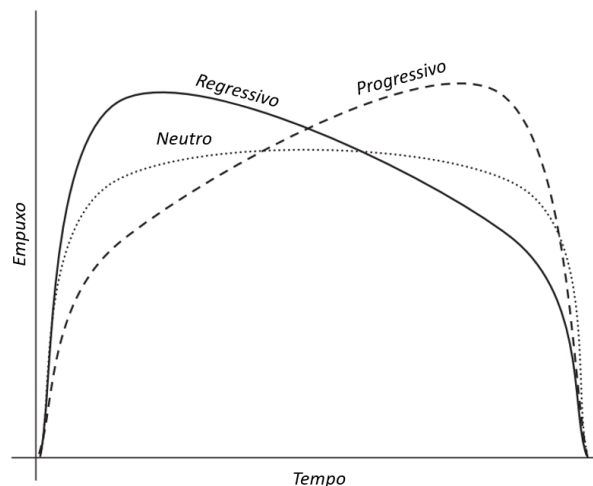


FIGURA 5.11 – Perfis de queima de motor propelente sólido. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)

Cada tipo de perfil de queima de um grão propelente está relacionado com a configuração geométrica da perfuração do grão, uma vez que determinam o desenvolvimento da superfície de queima a partir da ignição, sendo algumas das geometrias mostradas na Figura 5.12, adaptada de (TAYLOR, 2017).

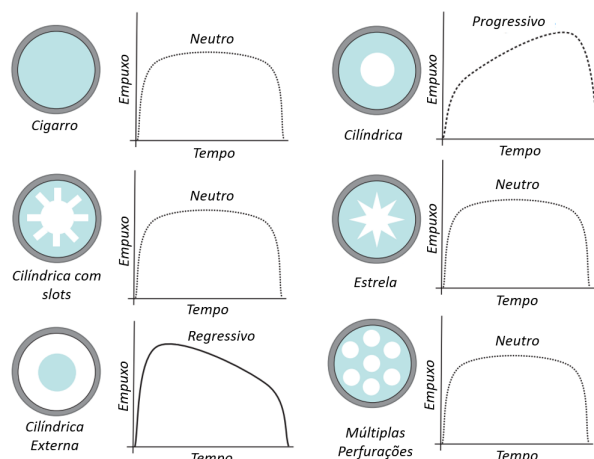


FIGURA 5.12 – Geometria de grão propelente sólido em conjunto com seu perfil de empuxo. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)

Ressalta-se, ainda, que existem geometrias em 3 dimensões e também grãos não cilíndricos, ambos não abordados no presente trabalho, características as quais permitem que o perfil de empuxo do grão propelente seja misto, a depender das necessidades da missão, como exposto em (CORNELISSE *et al.*, 1979).

Por fim, conforme exposto em (SUTTON; BIBLARZ, 2001), é possível elencar as principais vantagens de um MFPS, apresentadas na Tabela 5.2, e desvantagens, apresentadas na Tabela 5.3, frente às demais soluções para motores foguetes.

TABELA 5.2 – Principais vantagens de um MFPS. Fonte: adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2001)

Fácil design (Com pouca ou nenhuma peça móvel);
Fácil de operar;
Pronto para ser operado rapidamente;
Não vai vazar, derramar ou espirrar;
Geralmente, menor razão peso por impulso específico;
Pode ser acelerado ou parado e reiniciado (algumas vezes) se pré-programado;
Possibilita o controle do vetor empuxo (Aumenta a complexidade);
Pode ser armazenado de 5 a 25 anos;
Em geral, possui maior densidade, sendo assim mais compacto;
Alguns propelentes são não-tóxicos;
O mesmo design de grãos e cases pode ser utilizado para diferentes tubeiras;
Dispositivos de terminação de impulso permitem o controle sobre o impulso total;
A ablação e gaseificação do isolador, bico e materiais de revestimento contribuem para o fluxo de massa e, portanto, para o impulso total;
Alguns motores de mísseis táticos podem ser produzidos em grandes quantidades (mais de 200.000 por ano);
Pode ser projetado para recuperação, recondicionamento e reutilização (Caso do Space Shuttle);

TABELA 5.3 – Principais desvantagens de um MFPS. Fonte: adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2001)

O potencial de explosão e incêndio é maior, falhas podem ser catastróficas e a maioria não pode aceitar o impacto de uma bala ou cair em uma superfície dura;
Muitos exigem licença ambiental e recursos de segurança para o transporte em meios de transporte públicos;
Sob certas condições, alguns propelentes e grãos podem detonar;
Danos cumulativos de grãos ocorrem devido a ciclos de temperatura ou manuseio brusco; isso limita a vida útil;
Se projetado para reutilização, requer ampla manutenção e novos propelentes;
Requer um sistema de ignição;
Cada reinicialização requer um sistema de ignição separado e isolamento adicional - na prática, uma ou duas reinicializações;
Os gases de escape são geralmente tóxicos para propelentes compostos que contêm perclorato de amônio;
Alguns propelentes ou ingredientes do propelente podem se deteriorar (se decompor) durante o armazenamento;
A maioria das plumas de propelente sólido causa mais atenuação de radiofrequência do que as plumas de propelente líquido.
Apenas alguns motores podem ser parados, se necessário, mas o motor fica desabilitado (não reutilizável);
Uma vez aceso, não pode alterar o impulso ou a duração predeterminada.
Um design de pino móvel com uma área de garganta variada permitirá mudanças de empuxo, mas a experiência é limitada;
Se o propelente contiver mais do que uma pequena porcentagem de partículas de carbono, alumínio ou outro metal, o escapamento será fumegante e a radiação da pluma será intensa;
A integridade do grão (rachaduras, áreas não aderidas) é difícil de determinar no sítio de lançamento;
O impulso e a duração da operação variam com a temperatura ambiente dos grãos e não podem ser controlados facilmente. Assim, a trajetória de voo, velocidade, altitude e alcance de um motor irão variar com a temperatura do grão;
Boosters grandes levam alguns segundos para iniciar;
O isolamento térmico é necessário em quase todos os motores de foguete sólido;
Não pode ser testado antes de usar;
Precisa de uma provisão de segurança para evitar ignição inadvertida, o que levaria a um acionamento não planejado do motor, podendo causar um desastre;

5.3.4.2 Lei de Queima

A lei de queima de um grão propelente sólido, como descrito em (TAYLOR, 2017), pode ser equacionada pela equação 5.11, também conhecida como lei de Saint-Robert.

$$r = a \cdot P_c^n, \quad (5.11)$$

sendo a o coeficiente de taxa de queima dado em $mm/(sMPa^n)$ e n o index de combustão, adimensional, ambos constantes empíricas para cada formulação de propelente, e P_c a pressão de câmara do motor.

Ressalta-se, entretanto, conforme (CORNELISSE *et al.*, 1979), que o valor do parâmetro a é dependente da temperatura, sendo regido pela equação 5.12.

$$a = a_0 \cdot e^{\frac{\pi K}{1-n} \cdot (T-T_0)}, \quad (5.12)$$

sendo a_0 o coeficiente de queima na temperatura de referência T_0 e, T , a temperatura de operação do motor, na qual se deseja obter a e π_K o valor da variação da pressão de câmara com a temperatura mantendo a razão entre a área de queima e a área da garganta da tubeira constantes.

5.3.4.3 Composição

Conforme descrito em (TAYLOR, 2017), um grão propelente sólido é composto por uma mistura de materiais e aparenta uma consistência de um elastômero de borracha. A mistura, em geral, é composta por um combustível, um oxidante, um catalisador, um composto *binder* elastômero, plastificante, agente de curas e, em alguns casos, outros aditivos, a depender do processo de manufatura.

Um exemplo de composição de propelente é mostrado na Tabela 5.4.

TABELA 5.4 – Composição do propelente sólido do Space Shuttle. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)

Substância	Função	Porcentagem
Perclorato de Amônio	Oxidante	69,8%
Alumínio atomizado em pó	Combustível	16%
Polibutadieno de Acrilonitrila (PBAN)	<i>Binder</i> e Combustível	12%
Epoxi	Agente de cura	2%
Óxido de Ferro em pó	Catalisador	0,2%

Ainda, ressalta-se, do exposto em (SUTTON; BIBLARZ, 2001), que para formulação de um propelente sólido as características mais importantes a serem analisadas são aquelas mostradas na Tabela 5.5.

TABELA 5.5 – Principais características desejáveis para um propelente sólido. Fonte: (NASCIMENTO, 2020)

Elevado impulso específico
Velocidade de queima ajustável e previsível para atender uma dada missão
Valores baixos dos coeficientes da Lei de Queima
Resistência mecânica adequada para voo
Alta densidade
Baixo retardo de ignição
Baixa degradação com o tempo
Baixa absorção de umidade
Manufatura simples
Insensibilidade relativa

5.4 Dinâmica do veículo

5.4.1 Equação do Foguete

A equação do foguete, também denominada Equação de Tsiolkovsky é uma das equações fundamentais para projetos conceituais de foguetes, uma vez que calcula a variação de velocidade ideal fornecida por um motor foguete em ambiente livre de forças externas, e pode ser derivada conforme o exposto em (TURNER, 2009).

Pela aplicação da 2ª Lei de Newton no foguete temos a equação 5.13.

$$F_T = M \cdot \frac{dv}{dt}, \quad (5.13)$$

sendo M a massa do foguete, F_T a força de empuxo e dv/dt a aceleração.

Da equação 5.7, podemos reescrever a equação 5.13 como sendo:

$$\dot{m} \cdot u_e = M \cdot \frac{dv}{dt}$$

Porém, sendo \dot{m} o fluxo mássico, então:

$$\dot{m} = -\frac{dM}{dt}$$

Assim, substituindo:

$$\frac{dM}{dt} \cdot u_e = M \cdot \frac{dv}{dt}$$

Cancelando o termo dt e rearranjando os termos, obtém-se a equação 5.14 para o incremento diferencial de velocidade do foguete.

$$dv = -u_e \cdot \frac{dM}{M} \quad (5.14)$$

Assim, integrando a equação 5.14 é possível obter a equação de Tsiolkovsky, dada pela equação 5.15.

$$\int_{v_0}^{v_f} dv = -u_e \cdot \int_{M_0}^{M_f} \frac{dM}{M}$$

$$\Delta v = u_e \cdot \ln \left(\frac{M_0}{M_f} \right), \quad (5.15)$$

sendo M_0 a massa inicial do foguete, M_f a massa final e u_e a velocidade de exaustão efetiva dos gases.

Por fim, a partir da definição de impulso específico, dada pela equação 5.9, é possível reescrever a equação 5.15 em uma forma mais usual, dada pela equação 5.16.

$$\Delta v = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln(\Lambda), \quad \Lambda = \frac{M_0}{M_f} \quad (5.16)$$

sendo I_{sp} o impulso específico do motor, g_0 a gravidade na superfície da Terra e Λ a razão de massa.

5.4.2 Foguete Multiestágio

Conforme exposto em (CORNELISSE *et al.*, 1979), com a queima do propelente, o envelope motor que fora projetado para uma certa massa de propelente torna-se superestimado, assim, uma massa excessiva passa a ser acelerada em conjunto com o foguete sem necessidade. Uma maneira de mitigar tal desperdício de energia é o estagiamento do foguete, ou seja, divide-se o foguete em várias parcelas, cada uma com seu sistema propulsivo, sendo cada parcela denominada estágio, e quando o propelente de cada estágio for consumido, é possível a liberação do estágio diminuindo a massa inerte a ser acelerada sem necessidade. Ainda, o estagiamento possibilita o controle de empuxo e uma melhor adaptação da geometria da tubeira de cada estágio visando maior eficiência na altitude em que tal sistema propulsivo é utilizado. Ressalta-se que o estagiamento torna-se vantajoso apenas em situações em que a massa do estágio é grande em relação à massa do propelente, uma vez que o estagiamento necessita de equipamentos auxiliares, provisão para separação dos estágios e, conseqüentemente, massa extra.

No presente trabalho será abordado apenas o foguete multiestágio no qual os estágios são seriais, e não aqueles de estagiamento paralelo, ambos ilustrados na Figura 5.13.

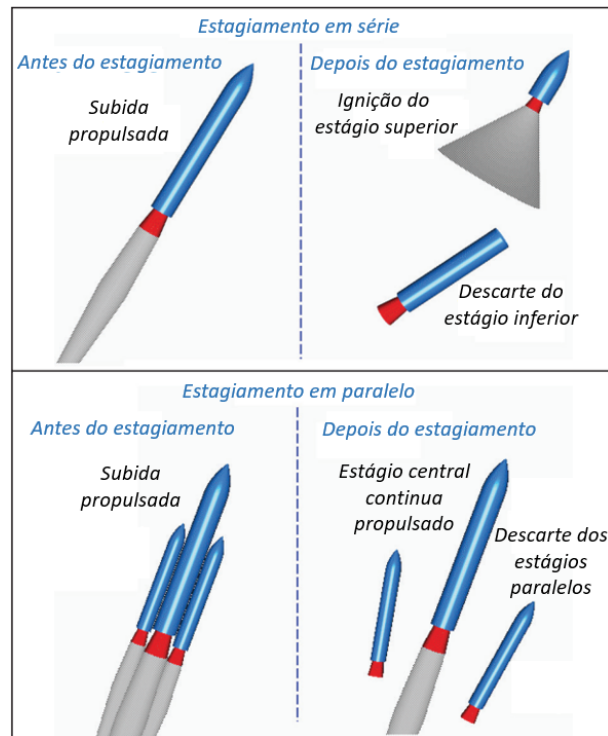


FIGURA 5.13 – Tipos de foguete multiestágio. Fonte: adaptado de (TAYLOR, 2017)

Para o cálculo da velocidade ideal de um foguete multiestágio com os estágios em série, utiliza-se a equação 5.16 para cada estágio, conforme descrito em (CORNELISSE *et al.*, 1979), para isso, considere o foguete de três estágios mostrado na Figura 5.14.

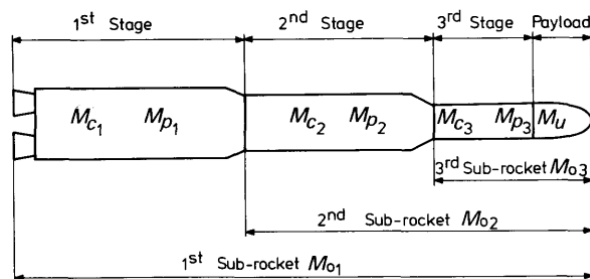


FIGURA 5.14 – Nomenclatura de um foguete de 3 estágios. Fonte: (CORNELISSE *et al.*, 1979)

Na Figura 5.14, a nomenclatura das grandezas se dá como se segue:

- Sub-foguete 1: foguete completo
- Sub-foguete $(i + 1)$: sub-foguete i - estágio i
- M_{c_i} : massa estrutural do estágio i
- M_{p_i} : massa de propelente do estágio i

- M_u : massa da carga útil do foguete (satélite)

Ainda, por definição, conforme (CORNELISSE *et al.*, 1979), a massa de carga útil para um sub-foguete i é o sub-foguete $i + 1$, sendo assim, para um foguete de N estágios, a razão de massa Λ_i para um sub-foguete i é dada pela equação 5.17.

$$\Lambda_i = \frac{\sum_{k=i}^N (M_{c_k} + M_{p_k}) + M_u}{\sum_{k=i+1}^N (M_{c_k} + M_{p_k}) + M_u + M_{c_i}} \quad (5.17)$$

Inicialmente, considerando a queima do primeiro estágio, ou seja, o sub-foguete 1, temos que a massa inicial é dada por:

$$M_{0_1} = M_u + \sum_{i=1}^3 (M_{c_i} + M_{p_i})$$

Já para massa final, tem-se:

$$M_{f_1} = M_u + M_{c_1} + \sum_{i=2}^3 (M_{c_i} + M_{p_i})$$

Portanto, ao se utilizar a equação 5.16, tem-se que com a queima do primeiro estágio a variação de velocidade ideal é dada por:

$$\Delta v_1 = I_{sp_1} \cdot g_0 \cdot \ln\left(\frac{M_{0_1}}{M_{f_1}}\right) = I_{sp_1} \cdot g_0 \cdot \ln(\Lambda_1)$$

Assim, assumindo a velocidade inicial como sendo nula, ao final da queima do terceiro e último estágio, e aplicando o raciocínio análogo ao desenvolvido para o sub-foguete 1 aos sub-foguetes 2 e 3, tem-se a velocidade ideal final dada pela equação 5.18.

$$v_{final,ideal} = g_0 \cdot \sum_{i=1}^3 (I_{sp_i} \cdot \ln \Lambda_i) \quad (5.18)$$

5.4.3 Voo em Gravidade Constante

Conforme desenvolvido em (CORNELISSE *et al.*, 1979), em um campo gravitacional constante a equação 5.13 passa a ter a contribuição da força peso, podendo ser reescrita como a equação 5.19.

$$F_T - M \cdot g_0 = M \cdot \frac{dv}{dt} \quad (5.19)$$

Aplicando o mesmo desenvolvimento mostrado na seção 5.4.1, a equação diferencial para a velocidade é mostrada na equação 5.20.

$$dv = -u_e \cdot \frac{dM}{M} - g_0 \cdot dt \quad (5.20)$$

Assim, integrando a equação 5.20 é possível obter variação de velocidade em um gravitacional uniforme e homogêneo, dada pela equação 5.21.

$$\int_{v_0}^{v_f} dv = -u_e \cdot \int_{M_0}^{M_f} \frac{dM}{M} - g_0 \cdot \int_0^{t_b} dt$$

$$\Delta v = u_e \cdot \ln \left(\frac{M_0}{M_f} \right) - g_0 \cdot t_b, \quad (5.21)$$

sendo M_0 a massa inicial do foguete, M_f a massa final, u_e a velocidade de exaustão efetiva dos gases e t_b é o tempo de queima do motor.

Considerando um foguete multiestágio, pode-se adaptar a equação 5.18 com um tratamento matemático análogo, obtendo-se a equação 5.22 para um foguete de N estágios.

$$v_f = g_0 \cdot \left(\sum_{i=1}^N (I_{sp_i} \cdot \ln \Lambda_i - t_{b_i}) \right), \quad (5.22)$$

sendo t_{b_i} o tempo de queima de cada estágio.

Para o voo em gravidade constante, é relevante se obter a altitude ao fim de queima de um estágio i , para isso, é utilizado a equação 5.23.

$$h_{b_i} = h_{0_i} + v_{0_i} \cdot t_{b_i} + \frac{g_0 \cdot I_{sp_i}^2}{\varphi_i} \cdot \left(1 - \frac{1}{\Lambda_i} \cdot (\ln \Lambda_i + 1) - \frac{1}{2 \cdot \varphi_i} \cdot \left(1 - \frac{1}{\Lambda_i} \right)^2 \right), \quad (5.23)$$

sendo t_{b_i} o tempo de queima do estágio, v_{0_i} a velocidade inicial do estágio, I_{sp_i} o impulso específico do estágio, h_{0_i} a altitude de ignição do estágio e $\varphi_i = \frac{I_{sp_i}}{t_{b_i}} \cdot \left(1 - \frac{1}{\Lambda_i} \right)$ a razão de empuxo por peso.

Uma vez desligado o motor do estágio, ainda é possível se determinar a altitude do foguete em função do tempo, até que o motor do próximo estágio seja ignitado, dada pela equação 5.24.

$$h(t) = h_{b_i} + v_{f_i} \cdot (t - t_{b_i}) - \frac{g_0 \cdot (t - t_{b_i})^2}{2}, \quad (5.24)$$

sendo t o tempo decorrido desde a ignição do estágio i .

Bem como sua velocidade, dada pela equação 5.25.

$$v(t) = v_{f_i} - g_0 \cdot (t - t_{b_i}) \quad (5.25)$$

5.4.4 Voo na Atmosfera

Conforme descrito em (TURNER, 2009), uma vez que o foguete é um veículo que desenvolve altas velocidades e rapidamente entra em um regime supersônico, a atmosfera exerce um importante papel em sua dinâmica devido o surgimento de forças aerodinâmicas de sustentação e de arrasto, ilustradas na Figura 5.15.

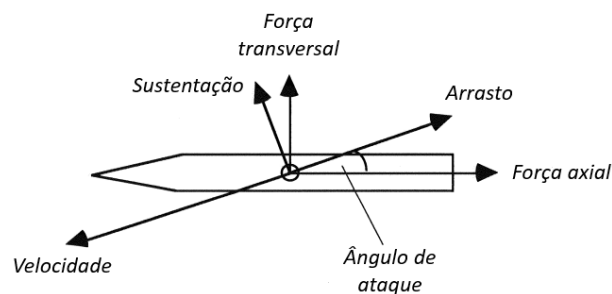


FIGURA 5.15 – Forças aerodinâmicas em um foguete. Fonte: adaptado de (TURNER, 2009)

A força aerodinâmica surge devido a efeito do escoamento do ar sobre a superfície do foguete. As componentes desta força, denominadas sustentação (L) e arrasto (D), possuem orientação definidas como perpendicular e paralela ao vetor velocidade, respectivamente.

Ambas as forças dependem da densidade do ar (ρ) e da velocidade do foguete (v), podendo ser representadas por:

$$L = C_L \cdot A \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2}, \quad D = C_D \cdot A \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2}$$

Os coeficientes C_L e C_D são grandezas dependentes da geometria do veículo, do número de Mach e do ângulo de ataque e o termo $\frac{\rho \cdot v^2}{2}$ é também denominado de pressão dinâmica, cujo comportamento típico é mostrado na Figura 5.16.

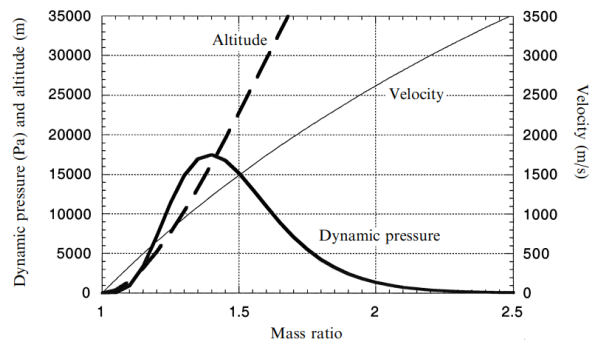


FIGURA 5.16 – Pressão dinâmica, velocidade e altitude como função da razão de massa do foguete. Fonte: (TURNER, 2009)

A análise dos efeitos aerodinâmicos em um foguete é importante pois o projeto do motor dos primeiros estágios devem levar em consideração a altitude de máxima pressão dinâmica para projetos mais avançados de geometria da tubeira, bem como um correto dimensionamento da aceleração imposta, uma vez que é a região onde o veículo está sujeito a maior arrasto, portanto, é interessante que seu empuxo esteja otimizado naquele momento.

6 Concepção do Sistema Propulsivo

6.1 Etapas de Projeto

Para um projeto completo de um sistema de propulsão espacial, será adotado o roteiro esquemático mostrado na Figura 6.1.

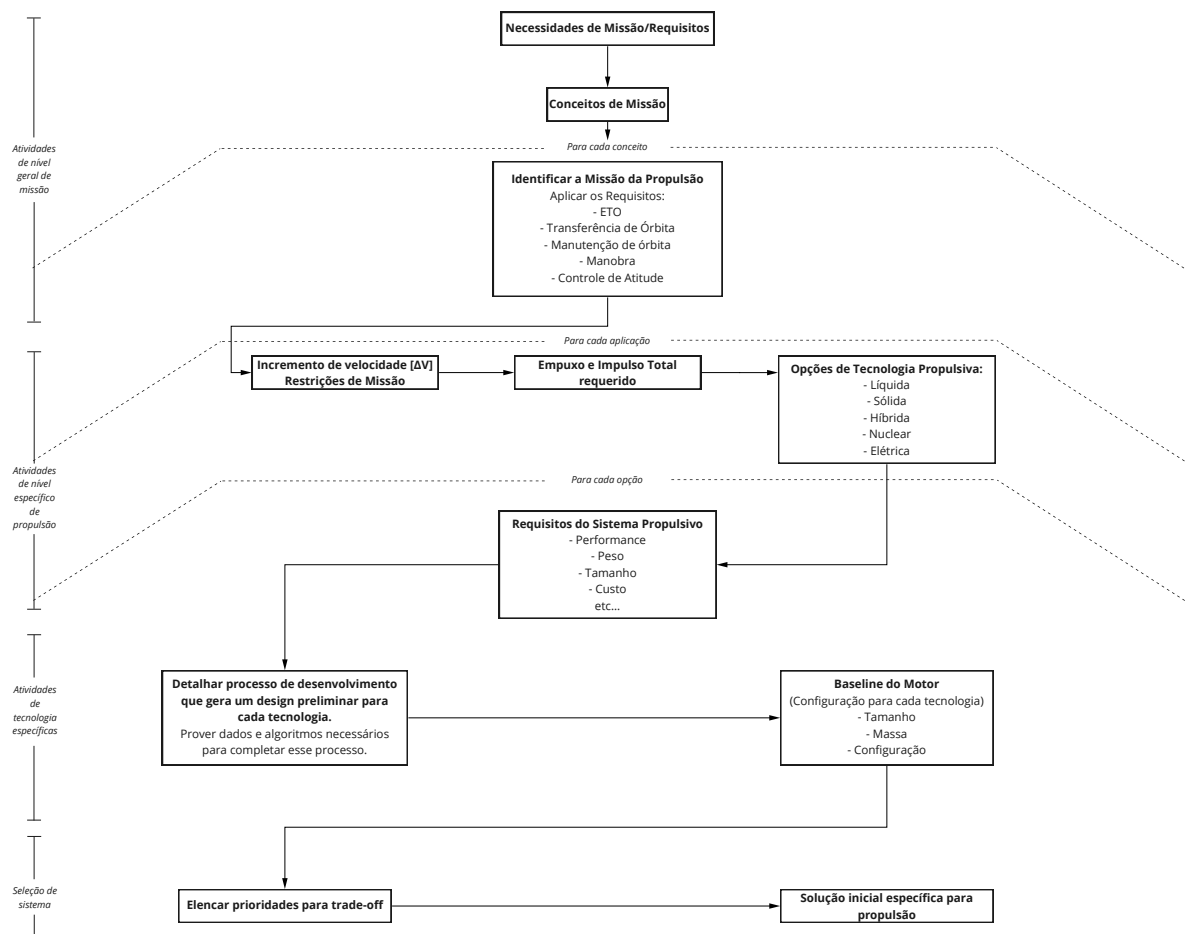


FIGURA 6.1 – Processo de decisão de alto nível. Fonte: adaptado de (HENRY R. HUMBLE, 1993)

Ressalta-se, que para o escopo do presente trabalho, o projeto conceitual irá se restringir aos requisitos do sistema propulsivo e seu dimensionamento preliminar e não abrangerá

detalhes de seu design e desenvolvimento. Ainda, para o dimensionamento será seguido o exposto em (NASCIMENTO, 2020), desenvolvido com base em (HENRY *et al.*, 1995).

6.2 Necessidades da Missão

As necessidades da missão serão derivadas das análises feitas sobre viabilidade econômica e escritas na forma de requisitos de Engenharia de Sistemas.

6.3 Incremento da Velocidade

O principal parâmetro de missão para o projeto de um sistema propulsivo é o incremento de velocidade que o estágio deve fornecer. No caso de um estágio de final, ou seja, de satelização de uma carga útil, é necessário saber a órbita desejada e a velocidade inicial de ignição do estágio.

Para o projeto aqui apresentado, será considerado que, durante a queima do estágio final, o voo do foguete se dará na horizontal, ou seja, já na altitude de satelização necessária, sendo assim, deve-se considerar a velocidade do estágio ao atingir a altitude desejada.

Para o desenvolvimento, considere que o veículo considerado é um foguete de 3 estágios, a velocidade inicial do último estágio pode ser obtida a partir dos parâmetros apresentados na Tabela 6.1

TABELA 6.1 – Parâmetros necessários para cálculo do incremento de velocidade. Fonte: Autor

Parâmetro	Símbolo
Altitude do apogeu da órbita	r_a
Altitude de perigeu da órbita	r_p
Impulso específico dos estágios	$I_{sp1}, I_{sp2}, I_{sp3}$
Tempo de queima dos estágios	t_{b1}, t_{b2}
Massa total de cada estágio	M_{01}, M_{02}, M_{03}
Massa de propelente de cada estágio	M_{p1}, M_{p2}, M_{p3}
Massa de carga útil	M_u

Conforme desenvolvido em (CURTIS, 2015), a velocidade de perigeu em uma dada

órbita é dada pela equação 6.1, sendo μ a constante gravitacional da Terra.

$$v_p = \sqrt{\frac{2\mu r_a}{r_p(r_a + r_p)}} \quad (6.1)$$

Para se determinar com qual velocidade o veículo alcança a altitude de perigeu da órbita, é necessário se obter a velocidade e a altitude de fim de queima do segundo estágio. Para isso, considera-se que a ignição do segundo estágio se dá logo após o fim da queima do primeiro estágio, e utiliza-se as equações 5.16 e 5.23, reescrevendo-as da seguinte forma:

$$v_{f,2} = g_0 \cdot \left(\sum_{i=1}^2 (I_{sp_i} \cdot \ln \Lambda_i - t_{b_i}) \right) \quad (6.2)$$

$$h_{b_2} = h_{0_2} + v_{0_2} \cdot t_{b_2} + \frac{g_0 \cdot I_{sp_2}^2}{\varphi_2} \cdot \left(1 - \frac{1}{\Lambda_2} \cdot (\ln \Lambda_2 + 1) - \frac{1}{2 \cdot \varphi_2} \cdot \left(1 - \frac{1}{\Lambda_2} \right)^2 \right), \quad (6.3)$$

sendo h_{0_2} e v_{0_2} dados pela aplicação das equações 5.16 e 5.23 no primeiro estágio. Ainda, para o cálculo de Λ_i é necessário se adotar uma massa total estimada para o terceiro estágio. Assim:

$$v_{0_2} = v_{f_1} = g_0 \cdot (I_{sp_1} \cdot \ln \Lambda_1 - t_{b_1}) \quad (6.4)$$

$$h_{0_2} = h_{b_1} = 0 + 0 \cdot t_{b_1} + \frac{g_0 \cdot I_{sp_1}^2}{\varphi_1} \cdot \left(1 - \frac{1}{\Lambda_1} \cdot (\ln \Lambda_1 + 1) - \frac{1}{2 \cdot \varphi_1} \cdot \left(1 - \frac{1}{\Lambda_1} \right)^2 \right), \quad (6.5)$$

Na equação 6.5, considerou-se que, antes da ignição do primeiro estágio, o veículo está em repouso no solo.

Uma vez determinada a velocidade de fim de queima do segundo estágio e sua altitude é possível obter quanto tempo é necessário de voo sem ignição do terceiro estágio para que o veículo alcance a altitude de perigeu. Para isso, utiliza-se a equação 5.24 da seguinte forma:

$$r_p = h_{b_2} + v_{f_2} \cdot (t - t_{b_2}) - \frac{g_0 \cdot (t - t_{b_2})^2}{2}, \quad (6.6)$$

Como o objetivo é obter o valor de t , isolando-o é possível obter a equação 6.7.

$$t_c = t_{b_2} + \frac{v_{f_2} - \sqrt{v_{f_2}^2 - 4 \cdot \frac{g_0}{2} \cdot (r_p - h_{b_2})}}{g_0} \quad (6.7)$$

De posse do tempo t_c , é possível obter a velocidade de ignição a partir da equação 5.25.

$$v_{0_3} = v_{f_2} - g_0 \cdot (t_c - t_{b_2}) \quad (6.8)$$

Finalmente, o incremento de velocidade requerido pelo último estágio é dado pela equação 6.9.

$$\Delta v_3 = v_p - v_{0_3} \quad (6.9)$$

6.4 Escolha da Tecnologia Propulsiva

A escolha da tecnologia propulsiva será feita com base na herança tecnológica e de expertise adquirida no contexto do IAE.

6.5 Dimensionamento do Sistema Propulsivo

6.5.1 Massa de Propelente

Para correta estimativa da massa de propelente a ser utilizada é necessário a estimativa de alguns parâmetros de projeto, de acordo com a formulação escolhida pelo propelente, apresentados na Tabela 6.2.

TABELA 6.2 – Parâmetros estimados para o propelente.

Parâmetro	Símbolo
Impulso específico	I_{sp}
Densidade	ρ_p
Velocidade característica	c^*
Razão de calores específicos	γ
Função de Vandekerckhove em γ	Γ
Temperatura de referência	T_0
Temperatura de operação	T
Sensibilidade térmica	π_K
Coefficiente da Lei de St. Robert	a_0
Coefficiente da Lei de St. Robert	n

Assim, com base nos parâmetros da Tabela 6.2 e no incremento de velocidade (Δv , é possível obter o valor de Λ para o estágio a ser projetado reescrevendo a equação 5.16 na forma da equação 6.10.

$$\Lambda = e^{\frac{\Delta v_1}{g_0 \cdot I_{sp}}} \quad (6.10)$$

De posse de Λ , é possível se obter o valor da massa de propelente a partir da massa total do estágio (M_0), a partir da definição apresentada na Equação 5.16, desenvolvida na equação 6.11.

$$\Lambda = \frac{M_0}{M_0 - M_p}$$

$$M_p = M_0 \cdot \left(1 - \frac{1}{\Lambda}\right) \quad (6.11)$$

Adicionalmente, é possível se estimar a massa estrutural do estágio (M_e), a razão de propelente (f) e o volume de propelente (V_{prop}) a partir das equações 6.12, 6.13 e 6.14, respectivamente.

$$M_c = M_0 - M_p - M_u \quad (6.12)$$

$$f = \frac{M_p}{M_p + M_c} \quad (6.13)$$

$$V_{prop} = \frac{M_p}{\rho_p} \quad (6.14)$$

Sendo M_u a massa de carga útil do estágio.

6.5.2 Envelope Motor

Para o dimensionamento, deve-se adotar os parâmetros de projetos apresentados na Tabela 6.3, os quais foram obtidos com base em restrições ou estimativas de projeto e no material utilizado para o envelope motor.

TABELA 6.3 – Parâmetros estimados para o envelope motor.

Parâmetro	Símbolo
Diâmetro do estágio	D_{EM}
Densidade	ρ_{EM}
Pressão média de câmara	p_{avg}
Razão de pressão	p_{max}/p_{avg}
Fator de segurança	FS
Tensão de ruptura	F_{tu}

6.5.2.1 Dimensões Internas

Para o cálculo das dimensões internas do envelope motor foi assumido que o grão propelente estará inteiramente em sua região cilíndrica. Assim, com base em alguns parâmetros da Tabela 6.3 e em resultados obtidos em seções anteriores é possível obter as dimensões internas do envelope motor, conforme reproduzido a seguir pelas equações de 6.15 à 6.18:

i) Cálculo do volume cilíndrico:

$$V_{EM,cyl} = \frac{M_p}{\rho_P} \quad (6.15)$$

ii) Raio interno:

$$R_{EM} = \frac{D_{EM}}{2} \quad (6.16)$$

iii) Comprimento cilíndrico:

$$L_{cyl,EM} = \frac{V_{EM,cyl}}{\pi \cdot R_{EM}^2} \quad (6.17)$$

iv) Comprimento:

$$L_{EM} = 0,25 \cdot D_{EM} + L_{cyl,EM} \quad (6.18)$$

v) Volume dos Domos:

Para o cálculo do volume dos domos, foi assumido que seu formato é de calota esférica.

$$V_{Domo} = 2 \cdot \frac{1}{6} \cdot \pi \cdot \frac{0,25 \cdot D_{EM}}{2} \cdot \left(3 \cdot D_{EM}^2 + \left(\frac{0,25 \cdot D_{EM}}{2} \right)^2 \right) \quad (6.19)$$

v) Coeficiente de Enchimento:

$$\eta_v = \frac{V_{prop}}{V_{EM,cyl} + V_{Domo}} \quad (6.20)$$

6.5.2.2 Espessura

Para o cálculo da espessura do envelope motor é necessário, inicialmente, calcular a pressão de ruptura do envelope, dada pela equação 6.21:

$$p_{burst} = FS \cdot p_{avg} \cdot p_{max}/p_{avg} \quad (6.21)$$

De posse da pressão de ruptura, a espessura é dada pela equação 6.22:

$$t_{EM} = \frac{p_{burst} \cdot R_{EM}}{F_{tu}} \quad (6.22)$$

6.5.2.3 Cálculo da massa

Para o cálculo da massa do envelope motor, pode-se considerar as equações de 6.23 à 6.26:

i) Massa da parte cilíndrica:

$$M_{cyl,EM} = \pi \cdot \rho_{EM} \cdot t_{EM} \cdot D_{EM}^2 \cdot \left(1 + \frac{L_{cyl}}{D_{EM}} \right) \quad (6.23)$$

ii) Massa das saias:

$$M_{saias} = \pi \cdot D_{EM}^2 \cdot \rho_{EM} \cdot t_{EM} \quad (6.24)$$

iii) Massa do domo:

$$M_{domo} = 0,025 \cdot (M_{cyl,EM} + M_{saias}) \quad (6.25)$$

iv) Massa do envelope motor:

$$M_{EM} = M_{cyl,EM} + M_{saias} + M_{domo} \quad (6.26)$$

6.5.3 Ignitor

Para o projeto do ignitor, será considerado um do tipo pirogênico e com posicionamento na parte dianteira do motor. Dessa forma, os cálculos de seus parâmetros se dará conforme exposto a seguir, das equações 6.27 à 6.28:

i) Cálculo do volume da porta de passagem:

$$V_{porta} = V_{prop} \cdot \left(\frac{1 - \eta_v}{\eta_v} \right) \quad (6.27)$$

ii) Cálculo da massa do ignitor:

$$M_{ignitor} = 0,0138 \cdot V_{porta}^{0,571} \quad (6.28)$$

6.5.4 Proteção Térmica

Para o dimensionamento da proteção térmica interna, deve-se adotar alguns parâmetros de projeto de acordo com o material escolhido para a proteção e de estimativas da missão. Tais parâmetros são apresentados a seguir na Tabela 6.4.

TABELA 6.4 – Parâmetros estimados para a proteção térmica interna.

Parâmetro	Símbolo
Tempo de queima	t_b
Porcentagem da tubeira submersa	L_{sub}
Densidade	ρ_{PTI}

6.5.4.1 Cálculo dos Parâmetros de Interesse

Com base em alguns parâmetros da Tabela 6.4 e em resultados obtidos em seções anteriores é possível obter os parâmetros de interesse da proteção térmica interna, reproduzido a seguir pelas equações de 6.29 à 6.33:

i) Tempo de exposição do proteção térmica interna:

$$t_w = \frac{t_b}{2} \quad (6.29)$$

ii) Cálculo da área exposta da proteção térmica interna:

$$A_w = \pi \cdot D_{EM}^2 + \pi \cdot D_{EM} \cdot L_{cyl} \quad (6.30)$$

iii) Cálculo da massa da proteção térmica interna:

$$M_{PTI} = 1,788 \cdot 10^{-9} \cdot M_p^{-1,33} \cdot t_b^{0,965} \cdot (L/D)^{0,085} \cdot A_w^{2,69} \quad (6.31)$$

iv) Cálculo da espessura da proteção térmica interna:

$$t_{PTI} = \frac{M_{PTI}}{\rho_{PTI} \cdot A_w} \quad (6.32)$$

v) Taxa média de erosão da PTI:

$$v_{PTI} = \frac{t_{PTI}}{t_w} \quad (6.33)$$

6.5.5 Tubeira

Para o projeto e dimensionamento da tubeira, faz-se necessário adotar os parâmetros de projetos apresentados a seguir na Tabela 6.5.

TABELA 6.5 – Parâmetros estimados para a tubeira.

Parâmetro	Símbolo
Fator de redução do diâmetro da tubeira em relação ao do envelope motor	FR
Ângulo efetivo de divergente	θ_n

6.5.5.1 Cálculo da Razão de Expansão

Com base em alguns parâmetros da Tabela 6.5 e em resultados obtidos em seções anteriores é possível obter a razão de expansão da tubeira, reproduzido a seguir pelas equações de 6.34 à 6.38:

i) Área da garganta:

$$A_t = \frac{c^* \cdot M_p}{t_b \cdot p_{avg}} \quad (6.34)$$

ii) Diâmetro da garganta:

$$D_t = \sqrt{\frac{4 \cdot A_t}{\pi}} \quad (6.35)$$

iii) Cálculo do diâmetro externo do envelope motor:

$$D_{e,EM} = D_{EM} + 2 \cdot t_{EM} \quad (6.36)$$

iv) Diâmetro externo da tubeira:

$$D_{e,Tub} = FR \cdot D_{e,EM} \quad (6.37)$$

v) Cálculo da razão de expansão:

$$\epsilon = \left(\frac{D_{e,Tub}}{D_t} \right)^2 \quad (6.38)$$

6.5.5.2 Estimativa da Massa

Para o cálculo da massa da tubeira mostrada a seguir pelas equações de 6.39 à 6.41:

i) Massa da tubeira:

$$M_{Tub} = 0,256 \cdot 10^{-4} \cdot \left(\frac{(M_p \cdot c^*)^{1,2} \cdot \epsilon^{0,3}}{p_{burst}^{0,8} \cdot t_b^{0,6} \cdot (\tan \theta_n)^{0,4}} \right)^{0,917} \quad (6.39)$$

ii) Cálculo da massa do TVC:

$$M_{TVC} = 0,25 \cdot M_{Tub} \quad (6.40)$$

iii) Cálculo da massa do conjunto:

$$M_{Tub+TVC} = M_{Tub} + M_{TVC} \quad (6.41)$$

6.5.6 Grão Propelente

Para o dimensionamento do grão propelente utiliza-se o desenvolvido em (FILHO, 1988), exposto a seguir, considerando um grão de geometria estrela, cujos os parâmetros que caracterizam tal geometria são apresentados na Figura 6.2.

Outros parâmetros de interesse para o projeto do grão propelente de geometria estrela são apresentados a seguir:

iii) Área inicial de queima $A_p(0)$:

$$A_p(0) = 2n \cdot \left(\frac{\ell^2}{2} \cdot \text{sen} \left(\frac{\pi}{n} \right) \cdot \left[\cos \left(\frac{\pi}{n} \right) - \text{sen} \left(\frac{\pi}{n} \right) \cdot \cotg(\alpha) \right] + f \cdot \ell \cdot \frac{\text{sen} \left(\frac{\pi}{n} \right)}{\text{sen}(\alpha)} \right) \quad (6.46)$$

iv) Comprimento do grão:

$$L_g = \frac{V_{prop}}{\pi \cdot R^2 - A_p(0)} \quad (6.47)$$

v) Determinação da distância de combustão (y^*):

A distância y^* é a distância queimada ao ser consumido todo volume de propelente, seu valor é dado por:

$$y^* = \left(\frac{V_{prop}}{L_g} + A_p(0) \right) \cdot \frac{\text{sen}(\alpha)}{2 \cdot n \cdot \ell \cdot \text{sen} \left(\frac{\pi}{n} \right)} - 0,5 \cdot \ell \cdot \text{sen} \left(\alpha - \frac{\pi}{n} \right) - f \quad (6.48)$$

vi) Determinação da taxa de queima:

$$v_g = \frac{y^*}{t_b} \quad (6.49)$$

vii) Volume de slivers:

O sliver é a quantidade de propelente restante quando o valor de y , apresentado na Figura 6.2, atinge o comprimento AB . Tal volume é dada pela seguinte equação:

$$V_{sliver} = L_g \cdot \left(\pi \cdot R^2 - 2 \cdot n \cdot \ell^2 \cdot \frac{\text{sen} \left(\frac{\pi}{n} \right)}{\text{sen}(\alpha)} \cdot \left[\frac{f + y_{max}}{\ell} + 0,5 \cdot \text{sen} \left(\alpha - \frac{\pi}{n} \right) \right] \right) \quad (6.50)$$

Ainda, define-se 2 coeficientes de interesse para caracterização do grão propelente de geometria estrela, apresentados adiante:

viii) Razão de volume de resíduos (ϵ_{II}):

$$\epsilon_{II} = \frac{V_{sliver}}{V_{prop}} \quad (6.51)$$

ix) Coeficiente de enchimento do envelope motor (η_v):

$$\eta_v = 1 - \frac{A_p(0)}{\pi \cdot R^2} \quad (6.52)$$

Por fim, de posse das características da geometria estrela do grão propelente, é possível obter a pressão média do motor a partir das equações 5.11 e 6.49 a manipuladas para equação 6.53.

$$p_{avg} = \left(\frac{v_g}{a}\right)^n \quad (6.53)$$

Ressalta-se que na equação 6.53, o valor de n é o expoente da Lei de St. Robert, mencionado na Tabela 6.2, e o valor de a é o coeficiente da Lei de St. Robert corrigido pela equação 5.12.

7 Resultados

7.1 Requisitos da Missão

Com base no exposto em (AEB, 2012), elencou-se os requisitos apresentados na Tabela 7.1 como diretrizes para o desenvolvimento do estágio aqui apresentado.

TABELA 7.1 – Diretrizes para o desenvolvimento do projeto. Fonte: Autor

ID	Requisito
#001	Ampliação da capacidade de observação e monitoramento do território nacional.
#002	Redução da dependência estrangeira na obtenção de informações meteorológicas sobre o território nacional.
#003	Assegurar por completo o ciclo de acesso ao espaço.
#004	Domínio e capacitação tecnológica no desenvolvimento de lançadores de maior porte para o atendimento às demandas de lançamento do Programa Espacial Brasileiro;
#005	Ingresso do país no restrito mercado mundial de lançamentos comerciais de satélites;

Para formulação dos requisitos do projeto considerou-se o exposto nas seções 2.3.2 e 4.2, apresentados na Tabela 7.2.

TABELA 7.2 – Requisitos para o estágio projetado. Fonte: Autor

ID	Requisito	Arrazoado
#006	Colocar em órbita uma carga de 10 kg	A demanda de nanossatélites tende a continuar em ascensão nos próximos anos, sendo a maneira mais simples para ingresso de países da América Latina no setor espacial. Assim, uma capacidade 10kg atende esse setor satisfatoriamente, além de ser a principal massa de pequenos satélites lançados.
#007	A carga deve ser colocada em órbita LEO	A órbita LEO (Low Earth Orbit) é o tipo de órbita mais procurado por nanossatélites, conforme (KULU, 2021).
#008	Utilizar da herança estrutural do CLA	Ao se utilizar, em grande parte, a estrutura já existente no centro de lançamento permite que o desenvolvimento e preparação do veículo se dê mais rapidamente e com menor custo de desenvolvimento.
#009	Utilizar herança de veículos nacionais	Ao se utilizar como base do projeto veículos de sondagem nacionais é possível baratear os custos de desenvolvimento do veículo e diminuir seu tempo de desenvolvimento.
#010	Utilizar propelente sólido	Como o veículo deve ser desenvolvido no IAE, faz-se necessário a utilização de propelente sólido visando a expertise da equipe e a infraestrutura já instalada na facilidade.

7.2 Incremento de Velocidade

Inicialmente, para se determinar o incremento de velocidade, é necessário definir as grandezas de interesse apresentadas na seção 6.3, sendo assim, considerou-se para os parâmetros orbitais os mesmos utilizados em (INATANI; OHTSUKA, 2018), uma vez que

atendem os requisitos de uma órbita LEO, e o veículo utilizado para o lançamento possui herança de antigos foguetes de sondagem japoneses.

Para os parâmetros dos primeiros estágios, considerou-se inicialmente os motores S30 e S31 presentes no veículo VSB-30, entretanto, os resultados obtidos não foram satisfatórios devido ao elevado incremento de velocidade encontrado para o 3º estágio. Dessa forma, para o projeto final, foram considerados os estágios do veículo VS-40 para o primeiro e segundo estágio, ou seja, os motores S40 e S44.

Por fim, para as estimativas do terceiro estágio, utilizou-se o mesmo impulso específico do motor S31, uma vez que será utilizado o mesmo propelente, como discorrido a posteriormente na seção 7.3, e para massa fez-se por iteração de diferentes valores e o valor final utilizado é mostrado na Tabela 7.3, juntamente com os demais parâmetros.

TABELA 7.3 – Parâmetros de projeto para cálculo do incremento de velocidade. Fonte: Autor

Parâmetro	Valor			Unidade
	1º Estágio	2º Estágio	3º Estágio	
Altitude do apogeu da órbita	-	-	1910	km
Altitude de perigeu da órbita	-	-	180	km
Impulso específico dos estágios	269,32	282,36	260,04	s
Tempo de queima dos estágios	37,2	58,4	-	s
Massa total de cada estágio	7276,2	2065	1012	kg
Massa de propelente de cada estágio	4244	814	-	kg
Massa de carga útil	-	-	12	kg

Ressalta-se, ainda, que o valor da massa de carga útil leva em consideração a massa da *deployment unit* associada, sendo para mais detalhes recomendado (NASCIMENTO, 2013).

Utilizando-se a metodologia apresentada em 6.3, obteve-se os resultados apresentados na Tabela 7.4.

TABELA 7.4 – Resultados da dinâmica do veículo. Fonte: Autor

Parâmetro	Valor	Unidade
Velocidade de perigeu (v_p)	8222,88	m/s
Altitude de fim de queima do 1º estágio (h_{b_1})	30,03	km
Altitude de fim de queima do 2º estágio (h_{b_2})	164,21	km
Tempo de voo livre ($t_c - t_{b_2}$)	5,77	s
Incremento de velocidade do 3º estágio (Δv)	5516,47	m/s

7.3 Escolha de Tecnologia Propulsiva

Para escolha da tecnologia propulsiva foram considerados os requisitos apresentados na Tabela 7.2, sendo assim, será utilizado um sistema propulsivo com propelente sólido.

A escolha de composição do propelente restringiu-se àquelas conhecidas e fabricadas pelo IAE, visando a diminuição da complexidade do projeto e do seu tempo de desenvolvimento, assim, considerou-se a utilização da composição denominada "PC-18", uma vez que suas características de desempenho se adéquam à missão do terceiro estágio proposto, entretanto, por questões de confidencialidade de projeto sua composição não será apresentada no presente trabalho.

A formulação de propelente "PC-18" é utilizada no motor S31 do veículo de sondagem VSB-30, e suas características físicas de interesse são apresentadas na Tabela 7.5.

TABELA 7.5 – Características do propelente PC-18.

Parâmetro	Valor	Unidade
Densidade	1740	kg/m^3
Velocidade característica	1552	m/s
Razão de calores específicos	1,20	–
Função de Vandekerckhove em γ	0,648	–
Sensibilidade térmica	0,257	$\%/K$
Coeficiente da Lei de St. Robert	0,4988	$cm.MPa^{-n}.s^{-1}$
Coeficiente da Lei de St. Robert	0,41	–

7.4 Estimativa de Massas

7.4.1 Massa de Propelente

Para a estimativa de massa de propelente foi utilizada a metodologia exposta na seção 6.5.1, utilizando como parâmetros de entrada de projeto os valores apresentados na Tabela 7.5. Dessa forma, os resultados obtidos são apresentados na Tabela 7.6.

TABELA 7.6 – Estimativas de Massa de Propelente.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Massa de Propelente	M_p	895,58	kg
Massa Estrutural	M_e	104,42	kg
Razão de Propelente	f_{prop}	0,89	–
Volume de Propelente	V_{prop}	514700	cm^3

7.4.2 Envelope Motor

Para o dimensionamento do envelope motor, será adotada a metodologia apresentada na seção 6.5.2 com os parâmetros de projetos adotados sendo apresentados na Tabela 7.7. Ainda, ressalta-se que o material considerado para o envelope motor foi a fibra de carbono com resina epóxi.

TABELA 7.7 – Parâmetros adotados para o envelope motor.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade	Justificativa
Diâmetro do estágio	D_{EM}	1092	mm	Diâmetro do Motor S44 do VS-40
Densidade	ρ_{EM}	1550	kg/m^3	Usual para Fibra de Carbono
Pressão média de câmara	p_{avg}	2,69	MPa	Obtido iterativamente pelo autor
Razão de pressão	p_{max}/p_{avg}	1,13	–	Obtido iterativamente pelo autor
Fator de segurança	FS	1,25	–	Valor usual conforme (NASCIMENTO, 2020)
Tensão última	F_{tu}	1,34	GPa	Usual para Fibra de Carbono

Para o fator de segurança foi adotado valor usual de projeto, já para o diâmetro utilizado para o envelope motor foi o mesmo do 2º estágio do veículo proposto, o qual utiliza como base o veículo de sondagem VS-40, e que possui um motor S44 com tal diâmetro como 2º estágio. Os resultados obtidos do dimensionamento do envelope motor são apresentados na Tabela 7.8.

TABELA 7.8 – Resultados do dimensionamento do Envelope Motor.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Volume	V_{EM}	541790	cm^3
Raio Interno	R_{EM}	54,6	cm
Comprimento Cilíndrico	L_{cyl}	57,85	cm
Comprimento Total	L_{EM}	85,15	cm
Pressão de Ruptura	p_{burst}	3,81	MPa
Espessura	t_{EM}	0,155	cm
Diâmetro Externo	$D_{e,EM}$	109,51	cm
Massa total	M_{EM}	23,35	kg
Coefficiente de Enchimento	η_v	0,77	–

Para o coeficiente de enchimento, o valor encontrado de 0,77 não é um valor usual, uma vez que está fora do intervalo de 0,8 à 0,95, principalmente para último estágio, como é o caso do sistema proposto, entretanto, espera-se que envelope motor otimizado possa ser desenvolvido no futuro de modo a aumentar tal valor.

7.4.3 Ignitor

Para o dimensionamento do ignitor, utilizou-se a metodologia apresentada na seção 6.5.3, uma vez que os parâmetros utilizados para o dimensionamento foram apresentados nas Tabelas 7.6 e 7.7, mostra-se apenas os resultados obtidos na Tabela 7.9.

TABELA 7.9 – Resultados do dimensionamento do ignitor.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Volume da porta de passagem	V_{porta}	153741,56	cm^3
Massa do ignitor	$M_{ignitor}$	12,63	kg

Ainda, ressalta-se que, como considerado na seção 6.5.3, o ignitor projetado é pirogênico e alocado na parte frontal do envelope motor.

7.4.4 Proteção Térmica

Para o dimensionamento da proteção térmica interna, seguiu-se a metodologia apresentada na seção 6.5.4, cujos parâmetros de projeto adotados são apresentados na Tabela 7.10. Ainda, considerou-se como material para proteção térmica EPDM, um dos materiais usuais para tal fim.

TABELA 7.10 – Parâmetros de dimensionamento da Proteção Térmica Interna.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade	Justificativa
Tempo de queima	t_b	25	s	Obtido iterativamente pelo autor
Porcentagem da Tubeira Submersa	L_{sub}	20	%	Valor usual conforme (NASCIMENTO, 2020)
Densidade	ρ_{PTI}	1108	kg/m^3	Valor usual para o material EPDM

Os resultados do dimensionamento da proteção térmica são mostrados na Tabela 7.11.

TABELA 7.11 – Resultados do dimensionamento da proteção térmica interna.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Tempo de exposição	t_w	12,5	s
Área da PTI	A_w	57308,16	cm^2
Massa da PTI	M_{PTI}	26,25	kg
Espessura da PTI	t_{PTI}	4,13	mm
Taxa média de erosão	v_{PTI}	0,33	mm/s

7.4.5 Tubeira

Para o dimensionamento da Tubeira, seguiu-se o exposto na seção 6.5.5, utilizando como parâmetros de projeto os valores apresentados na Tabela 7.12.

TABELA 7.12 – Parâmetros de projeto para dimensionamento da tubeira.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade	Justificativa
Fator de redução do diâmetro da tubeira em relação ao do envelope motor	FR	75%	–	Valor usual conforme (NASCIMENTO, 2020)
Ângulo efetivo de divergente	θ_n	18°	–	Valor otimizado (KUTTAN; SAJESH, 2013)

Assim, a partir da metodologia considerada, obteve-se os resultados apresentados na Tabela 7.13.

TABELA 7.13 – Resultados para o dimensionamento da Tubeira com TVC.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Área da Garganta	A_t	0,0154	m^2
Diâmetro da Garganta	D_t	14,02	cm
Diâmetro Externo da Tubeira	D_e	82,26	cm
Razão de Expansão	ϵ	34,42	–
Massa total	$M_{Tub+TVC}$	30,56	kg

7.5 Grão Propelente

7.5.1 Geometria

Para configuração geométrica do grão, considerou-se o exposto na seção 6.5.6, ou seja, assumindo a seção do grão com a geometria estrela, como parâmetros de projeto para o grão considerou-se os valores apresentados na Tabela 7.14. a razão $f/\ell = 10^{-2}$ e o número de pontas igual à 6, ambos valores usuais conforme (FILHO, 1988).

TABELA 7.14 – Parâmetros de construção da geometria do grão.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade	Justificativa
Razão de comprimentos	f/ℓ	10^{-2}	–	Valor usual conforme (FILHO, 1988)
Número de pontas	N	6	–	Valor usual conforme (FILHO, 1988)

Os resultados obtidos aplicando-se tal metodologia são apresentados na Tabela 7.15.

TABELA 7.15 – Resultados do dimensionamento do grão propelente.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Condição de Neutralidade	α	33,53°	–
Comprimento de vão	ℓ	338,21	mm
Raio do Propelente	$R_{propelente}$	541,08	mm
Raio de curvatura da ponta da estrela	f	3,38	mm
Comprimento do grão	L_g	592,23	mm
Distância de Combustão	y^*	236,55	mm
Taxa de queima	v_g	0,79	cm/s
Volume de Sliver	V_{sliver}	80668,82	cm ³
Razão de volume de resíduos	ϵ_{II}	15,67%	–
Coefficiente de enchimento	η_v	77%	–
Pressão média	p_{avg}	3,35	MPa

Ainda, a geometria obtida pode ser visualizada na Figura 7.1, demonstrando que os valores encontrados definem uma secção geometricamente viável.

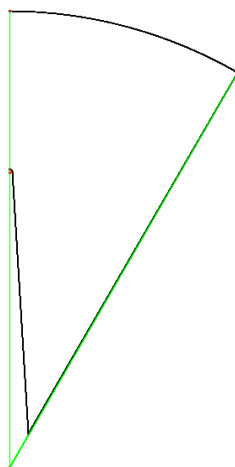


FIGURA 7.1 – Geometria estrela do grão projetado. Fonte: Autor

7.5.2 Simulação

Com a geometria apresentada na seção 7.5.1, utilizou-se um software fornecido pelo IAE para se realizar a simulação da queima do grão propelente, obtendo assim as curvas de pressão, empuxo e aceleração para o projetado, mostradas na Figura 7.2.

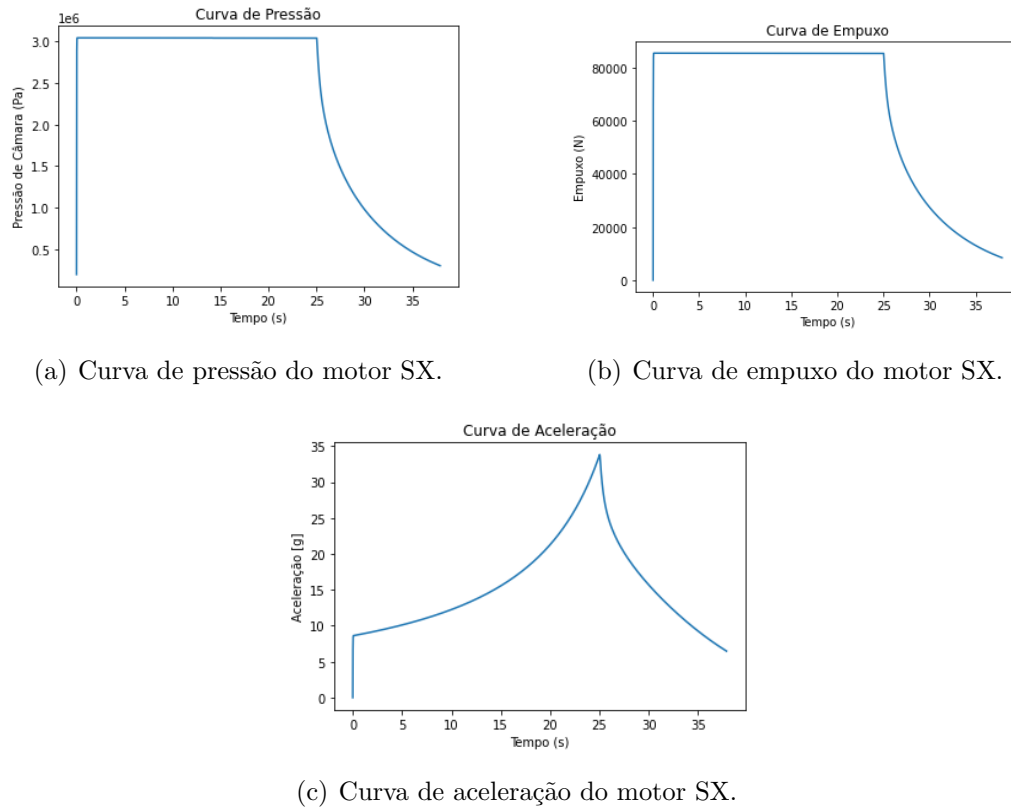


FIGURA 7.2 – Curvas características do motor SX.

Dos resultados da simulação foi possível obter os parâmetros apresentados na Tabela 7.16, visando a validação do projeto proposto frente as estimativas iniciais consideradas e os requisitos adotados.

TABELA 7.16 – Parâmetros de projeto obtidos via simulação.

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Incremento de velocidade	Δv	5733,64	m/s
Pressão média	p_{avg}	2,69	MPa
Pressão Máxima	p_{max}	3,04	MPa
Razão entre as pressões	p_{max}/p_{avg}	1,13	—
Aceleração Máxima	a_{max}	33,83	$9,8 m/s^2$
Tempo de queima	t_b	25,03	s

7.6 Validação

A fim de verificar a viabilidade dos parâmetros adotados de projeto, considerou-se algumas análises preliminares discorridas a seguir. Dos resultados apresentados na Tabela 7.6 é possível o cálculo dos parâmetros de desempenho para um estágio de um veículo

lançador, conforme exposto em (CORNELISSE *et al.*, 1979), apresentados a seguir:

i) Razão de massa:

$$\Lambda = \frac{M_0}{M_0 - M_p} = 8,69$$

ii) Razão de carga útil:

$$\lambda = \frac{M_u}{M_0} = 0,012$$

iii) Eficiência estrutural:

$$\varepsilon = \frac{M_e}{M_e + M_p} = 0,10$$

iv) Razão de propelente:

$$\phi = \frac{M_p}{M_0} = 0,88$$

Os intervalos de valores sugeridos por (CORNELISSE *et al.*, 1979) são apresentados a seguir:

$$2 < \Lambda < 10 \quad 0,08 < \varepsilon < 0,5 \quad 0,5 < \phi < 0,9 \quad 0,01 < \lambda < 0,2$$

Portanto, as estimativas de massa mostraram-se coerentes por meio dos coeficientes de desempenho calculados. Ainda, tem-se a Tabela 7.17 na qual são feitas comparações entre os valores estimados para o projeto e aqueles obtidos via simulação.

TABELA 7.17 – Comparação entre os valores simulados e estimados para o projeto.

Parâmetro	Projeto	Simulação	Varição Relativa
Incremento de velocidade	5516,47	5733,64	3,93%
Pressão média	2,69	2,69	0%
Pressão Máxima	3,81	3,04	20%
Razão entre as pressões	1,13	1,13	0%
Tempo de queima	25	25,03	0,12%

Da Tabela 7.17 é possível verificar que os valores adotados para o projeto são compatíveis com os encontrados a partir da simulação, validando assim, preliminarmente, o projeto aqui desenvolvido. Ainda, uma vez que a pressão de ruptura adotada pra o projeto é maior do que a pressão máxima obtida via simulação, é possível otimizar o projeto para se diminuir a espessura do envelope motor e, com isso, aumentar a capacidade de carga útil do veículo. Já a porcentagem maior do incremento de velocidade encontrado via simulação, pode ser compensada considerando-se efeitos aerodinâmicos no voo do veículo, não abordados no presente projeto.

Por fim, ressalta-se que a massa estrutural do sistema propulsivo, calculada pela soma da massa individual de cada componente com exceção do grão propelente, é menor do que a massa estrutural do estágio, restando aproximadamente 20 *kg* para demais componentes, como a aviônica do estágio.

8 Conclusão

8.1 Considerações Finais

A realização do presente trabalho envolveu adoção e aplicações de conceitos vistos ao longo de disciplinas como propulsão aeroespacial, mecânica de voo, administração e engenharia de sistemas, o que pode mostrar a interdisciplinaridade presente em projetos desse porte.

A análise preliminar de viabilidade econômica e do ambiente *New Space* para o segmento de nanossatélites demonstrou um possível nicho de mercado a ser atendido pelo veículo proposto, ainda, foi possível elencar as principais características que permitiriam o Brasil reduzir o custo e o tempo de desenvolvimento do veículo devido a herança tecnológica dos foguetes de sondagens. Além disso, tal análise levantou os principais valores agregados para a Força Aérea Brasileira oriundos de tal desenvolvimento.

O projeto conceitual do sistema propulsivo foi capaz de verificar a possibilidade de criação de um 3º estágio para o foguete de sondagem VS-40 de modo a torná-lo um veículo lançador de nanossatélite, fornecendo incremento de velocidade suficiente para inserção de uma carga útil de 10 *kg* em uma órbita LEO.

Deste modo, conforme proposto na metodologia apresentada na Figura 3.1, considera-se factível a possibilidade de criação de um veículo lançador de nanossatélites com base na herança dos foguetes de sondagens existentes no Brasil no contexto do Instituto de Aeronáutica e Espaço, surgindo, assim, como uma alternativa ao desenvolvimento de veículos lançadores nacionais, a partir de desenvolvimento incremental de tecnologia e, posteriormente, desenvolvimento de veículos de maior porte.

8.2 Trabalhos Futuros

Para trabalhos futuros, sugere-se:

- Utilização de modelo aerodinâmico para o modelo de mecânica de voo do veículo;

-
- Projeto detalhado do sistema propulsivo proposto abordando demais componentes do motor e geometria da tubeira;
 - Evolução de envelope de voo para o veículo considerando diferentes cargas e órbitas destino;
 - Estudos de controle de atitude a ser implementado no 3^o estágio do veículo proposto;
 - Estudos quantitativos de viabilidade econômica e tecnológica para o desenvolvimento de tal veículo no cenário brasileiro;

Referências

6U Nanosatellite Bus M6P. 2021. [Online; accessed 25-June-2021]. Disponível em: <<https://nanoavionics.com/small-satellite-buses/6u-nanosatellite-bus-m6p/>>.

AEB. **PNAE: Programa Nacional de Atividades Espaciais 2012-2021**. [S.l.], 2012. 37 p.

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - Wikiwand. 2021. [Online; accessed 25-June-2021]. Disponível em: <https://www.wikiwand.com/pt/Ag%C3%Aancia_Espacial_Brasileira>.

Anônimo. **How Rocket Engines Work**. abr. 2000. [Online; accessed 13-September-2021]. Disponível em: <<https://science.howstuffworks.com/rocket.htm>>.

Anônimo. **The Orbital Launch System**. 2021. [Online; accessed 24-June-2021]. Disponível em: <<https://www.beyondearth.co/styled/index.html>>.

BRYCE Smallsats 2020. fev. 2020. [Online; accessed 25-June-2021]. Disponível em: <www.brycetech.com>.

COMAER. Diretriz do Comandante 2021-2022. **Incremento da Atividade Espacial**, n. 2021-2022, p. 40, 2021.

CORNELISSE, J. W.; SCHÖYER, H. F. R.; WAKKER, K. F. **Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics**. University of Michigan: Pitman, 1979. (Aerospace Engineering Series). ISBN 0-273-01141-3.

CURTIS, H. **Orbital Mechanics: For Engineering Students**. Elsevier Science, 2015. (Aerospace Engineering). ISBN 9780080470542. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=6aO9aGNBAgIC>>.

FELIX, A. **INTRODUÇÃO À TECNOLOGIA DE FOGUETES**. [s.n.], 2017. Disponível em: <http://ftp.demec.ufpr.br/CFD/bibliografia/Palmerio-IAE-livro_2017.pdf>.

FILHO, G. de F. A. **Notas de Aula de PRP-11: Motor Foguete**. 1988. Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

HENRY, G.; HUMBLE, R.; LARSON, W.; DEFENSE, U. S. D. of; AERONAUTICS, U. S. N.; ADMINISTRATION, S. **Space Propulsion Analysis and Design**. McGraw-Hill, 1995. (College custom series). ISBN 9780070313293. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=7OmMKQAACAAJ>>.

- HENRY R. HUMBLE, W. L. G. Space propulsion education. In: **AIAA/SAE/ASME/ASEE**: 29th joint propulsion conference and exhibit. [S.l.: s.n.], 1993.
- INATANI, Y.; OHTSUKA, H. Ss-520 nano satellite launcher and its flight result. In: **Proceedings of the Small Satellite Conference**. [S.l.: s.n.], 2018.
- KULU, E. **Nanosats Database**. 2021. [Online; accessed 06-June-2021]. Disponível em: <<https://www.nanosats.eu/index.html>>.
- KUTTAN, B.; SAJESH, M. Optimization of Divergent Angle of a Rocket Engine Nozzle Using Computational Fluid Dynamics. **International Journal Of Engineering And Science**, v. 2, p. 196–207, 2013.
- LARSON, W. J. (Ed.). **Applied space systems engineering**. Boston, Mass.: McGraw-Hill Learning Solutions, 2009. (Space technology series). ISBN 978-0-07-340886-6.
- NASCIMENTO, L. **Análise e identificação de requisitos oriundos do mercado de microssatélites - o caso VLM-1**. 2013.
- NASCIMENTO, L. G. M. do. **Notas de Aula de PRP-39: Motor Foguete a Propelente Sólido**. 2020. Instituto Tecnológico de Aeronáutica.
- NETO, F. M. **CONCEPÇÃO DE UM VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITE BASEADO EM FOGUETES DE SONDAGEM DESENVOLVIDOS NO BRASIL**. 2020. 111 p.
- OSTERWALDER, A.; PIGNEUR, Y.; BERNARDA, G.; SMITH, A.; PAPADAKOS, T. **Value Proposition Design: How to Create Products and Services Customers Want**. Wiley, 2015. (The Strategyzer Series). ISBN 978-1-118-96807-9. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=jQ5yBgAAQBAJ>>.
- OSTERWALDER, A.; PIGNEUR, Y.; CLARK, T. **Business model generation: a handbook for visionaries, game changers, and challengers**. Hoboken, NJ: Wiley, 2010. OCLC: ocn648031756. ISBN 978-0-470-87641-1.
- SILVEIRA, R. **Projeto Preliminar do motor foguete a propelente sólido S54 para terceiro estágio do VLM-1**. São José dos Campos: [s.n.], 2012.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. 7th ed. ed. New York: John Wiley & Sons, 2001. ISBN 978-0-471-32642-7.
- TAYLOR, T. S. **Introduction to Rocket Science and Engineering, Second Edition**. CRC Press, 2017. ISBN 978-1-315-12095-9. Disponível em: <<https://www.taylorfrancis.com/books/9781315120959>>.
- TUGNOLI, M.; SARRET, M.; ALIBERTI, M. **European Access to Space: Business and Policy Perspectives on Micro Launchers**. Cham: Springer International Publishing, 2019. (SpringerBriefs in Applied Sciences and Technology). ISBN 978-3-319-78959-0 978-3-319-78960-6. Disponível em: <<http://link.springer.com/10.1007/978-3-319-78960-6>>.

TURNER, M. J. L. **Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments**. 3. ed. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2009. (Astronautical Engineering). ISBN 978-3-540-69202-7. Disponível em:
<<https://www.springer.com/gp/book/9783540692027>>.

VS-40. 2019. <https://www.iae.cta.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/menu-vs-40>. [Online; accessed 29-September-2021].

VS-40. 2020. <https://www.gov.br/aeb/pt-br/programa-espacial-brasileiro/transporte-espacial/vs-40>. [Online; accessed 29-September-2021].

VS-30. 2018. <http://www.iae.cta.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/menu-vs-30>. [Online; accessed 15-March-2020].

WILLIAMS, C. Nano-Microsatellite Market Forecast 10th Edition 2020. p. 31, 2020.

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO TC	2. DATA 09 de novembro de 2021	3. DOCUMENTO Nº DCTA/ITA/TC-057/2021	4. Nº DE PÁGINAS 98
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Análise de Viabilidade Preliminar de um Veículo Nanolanzador Brasileiro			
6. AUTOR(ES): Rafael Bruno Cardoso Facchin			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Veículo Lançador; Propulsão; Veículo de Sondagem			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Veículos de lançamento; Sistemas de propulsão; Propulsão; Análise de viabilidade; Engenharia aeroespacial			
10. APRESENTAÇÃO: <input checked="" type="checkbox"/> Nacional <input type="checkbox"/> Internacional ITA, São José dos Campos. Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial. Orientador: Christopher Shneider Cerqueira; co-orientador: Luiz Gustavo do Nascimento Muniz. Publicado em 2021.			
11. RESUMO: <p>Ao longo dos últimos anos diversas, companhias privadas e demais agentes ingressaram no setor espacial da era do <i>New Space</i> para fomentar o desenvolvimento de novas tecnologias e produtos acessíveis do ponto de vista tecnológico e econômico principalmente para uso em satélites e veículos lançadores.</p> <p>Nesse contexto a demanda por lançamento de nanossatélites cresce substancialmente a cada ano e espera-se que tal tendência se perpetue ao longo dos próximos anos com a entrada de cada vez mais agentes.</p> <p>Assim, o foco do presente trabalho é apresentar uma análise de factibilidade que justifique o desenvolvimento de um veículo lançador de nanossatélites brasileiro que ao mesmo tempo corresponda a tal demanda e permita o aperfeiçoamento de capacidades estratégicas no âmbito da Força Aérea Brasileira.</p> <p>Para isso, analisou-se o ambiente de negócios na dinâmica do <i>New Space</i> para tal veículo e elaborou-se um modelo de negócios Canvas para tal desenvolvimento, bem como os valores agregados à Força Aérea Brasileira oriundos do veículo proposto.</p> <p>De posse da análise da factibilidade econômica foi possível justificar e levantar requisitos para o desenvolvimento de um projeto conceitual do sistema propulsivo de um terceiro estágio para o veículo de sondagem VS-40, de modo a se analisar a factibilidade tecnológica de uma abordagem de desenvolvimento tecnológico incremental com base na expertise do Instituto de Aeronáutica e Espaço em trabalhos passados, buscando diminuição dos recursos necessários para o desenvolvimento do veículo.</p> <p>De posse de tais análises foi possível, ao final do trabalho, estimar parâmetros iniciais do sistema propulsivo e analisar sua factibilidade.</p>			
12. GRAU DE SIGILO: (X) OSTENSIVO <input type="checkbox"/> RESERVADO <input type="checkbox"/> SECRETO			