

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA  
CENTRO DE TECNOLOGIA  
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

Fortunato Martins Neto

**CONCEPÇÃO DE UM VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITE  
BASEADO EM FOGUETES DE SONDAGEM DESENVOLVIDOS NO  
BRASIL**

Santa Maria, RS  
2020

**Fortunato Martins Neto**

**CONCEPÇÃO DE UM VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITE BASEADO EM  
FOGUETES DE SONDAGEM DESENVOLVIDOS NO BRASIL**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial, Área de Concentração em Propulsão Aeroespacial, da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

ORIENTADOR: Prof. João Felipe de Araújo Martos

Santa Maria, RS  
2020

**Fortunato Martins Neto**

**CONCEPÇÃO DE UM VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITE BASEADO EM  
FOGUETES DE SONDAGEM DESENVOLVIDOS NO BRASIL**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial, Área de Concentração em Propulsão Aeroespacial, da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

**Aprovado em 28 de setembro de 2020:**

---

**João Felipe de Araújo Martos, Dr. (UFSM)**  
(Presidente/Orientador)

---

**André Luís da Silva, Dr. (UFSM)**

---

**Eduardo Escobar Bürger, Dr. (UFSM)**

Santa Maria, RS  
2020

## DEDICATÓRIA

*Aos vinte e um heróis pesquisadores brasileiros de Alcântara*

## **AGRADECIMENTOS**

*Agradeço à Deus pela sua graça e benção em todos meus caminhos percorridos ao longo da vida e desta graduação;*

*Agradeço à Angela Maria, minha mãe e amiga, pelo seu infinito amor e apoio em todas etapas de minha vida;*

*Agradeço à Fortunato Filho, meu pai e amigo, pelo amor e sua dedicação em me incentivar nos trilhos da cidadania, educação e conhecimento;*

*Agradeço à Jacy Ribeiro, minha avó e mãe duas vezes, por toda sua dedicação, carinho, incentivo e apoio, por acreditar no meu sucesso e nunca me faltar prestatividade;*

*Agradeço à Maria Beatriz, minha namorada, amiga e companheira, por todo seu amor e singularidade desde o momento que completou minha vida, sobretudo nos caminhos dessa graduação.*

*Cada um de vocês foi fundamental para que eu chegasse até aqui. Obrigado!*

*Agradeço aos professores e professoras pela dedicação em passar o conhecimento ao longo dos anos, pelo convívio fraterno e respeitoso;*

*Agradeço ao meu orientador, Prof. Dr. João Martos, pela paciência, prestatividade, apoio, esclarecimentos e amizade;*

*Agradeço aos meus amigos e amigas, pelos momentos extrovertidos e desafiadores compartilhados nesta trajetória;*

*Agradeço ao Estado Brasileiro pelo investimento em minha graduação por meio desta vaga em uma Universidade Pública, Gratuita e de Qualidade;*

*Não há outro caminho, senão a Educação.*

*"Quando eu não me sentir mais útil,  
quando eu sentir que estou pensando só  
em mim mesmo, eu não tenho mais o  
direito de estar vivo. É assim que eu  
penso."*

*( Dr. Enéas Carneiro)*

## RESUMO

### CONCEPÇÃO DE UM VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITE BASEADO EM FOGUETES DE SONDAGEM DESENVOLVIDOS NO BRASIL

AUTOR: Fortunato Martins Neto

ORIENTADOR: João Felipe de Araújo Martos

O presente trabalho apresenta uma proposta que envolve engenharia reversa dos atuais motores foguete a propelente sólido desenvolvidos pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), para concepção de um Veículo Lançador de Microssatélites (VLM) que viabilize rápido acesso ao espaço com tecnologia previamente produzida no país. O objetivo final é inserir em órbita baixa (LEO) uma carga útil de 50kg utilizando foguetes já existentes. A concepção se dá a partir da análise preliminar de  $\Delta V$  *budget* com base em diferentes combinações de foguetes já desenvolvidos e testados em outros projetos nacionais, utilizando os dados referente a massa de propelente e de estrutura dos foguetes disponíveis. Com base nessa análise preliminar foi possível estabelecer uma configuração de referência para a realização de uma engenharia reversa baseada na consulta de dados disponíveis sobre tais foguetes. Nesse sentido, com base nos dados de pressões da câmara de combustão, razões de expansão da tubeira, oxidante e combustível utilizado, razões de misturas praticadas, impulso específico dos motores, força de tração, formato de grão, materiais e dimensões básicas, foi possível obter os principais parâmetros para o projeto preliminar do veículo. No projeto preliminar utilizou-se os parâmetros de referência para a concepção do motor foguete, para cada um dos estágios do VLM, por meio do programa RPA ©, de modo que atendesse aos requisitos do pré-projeto. Uma vez que o projeto preliminar do novo veículo proposto foi finalizado realizou-se simulações de inserção orbital em LEO utilizando MATLAB © com base nas equações da Mecânica de Vão Espacial para avaliar a inserção em órbita de uma microssatélite e comprovando a viabilidade do projeto.

**Palavras-chave:** Projeto Conceitual. Veículo Lançador. Foguete. Inserção orbital.

## ABSTRACT

### DESIGN OF A MICROSATELLITE LAUNCH VEHICLE BASED ON SOUNDING ROCKETS DEVELOPED IN BRAZIL

AUTHOR: Fortunato Martins Neto

ADVISOR: João Felipe de Araújo Martos

The present work presents a proposal that involves reverse engineering of the current solid rocket engines developed by the Aeronautics and Space Institute (IAE), for the design of a Microsatellite Launch Vehicle (VLM). This is done for quick access to space with technology previously produced in the country. The final goal is to insert a 50kg payload in low Earth orbit (LEO) using existing rockets. The conception is based on the preliminary analysis of  $\Delta V$  *budget* based on different combinations of rockets already developed and tested in other national projects, using data referring to the propellant mass and structure of available rockets. Based on this preliminary analysis, it was possible to establish a reference configuration for performing reverse engineering based on the consultation of available data of such rockets. In this sense, based on the data on combustion chamber pressures, nozzle expansion ratios, oxidizer and fuel used, mixing ratios practiced, specific engine thrust, thrust force, grain shape, materials and basic dimensions, it was possible to obtain the main parameters for the preliminary design of the vehicle. In the preliminary design, the reference parameters for the design of the rocket engine were used, for each of the stages of the VLM, through the program RPA ©, in order to meet the requirements of the pre-project. Once the preliminary design of the proposed new vehicle was completed, orbital insertion simulations were carried out in LEO using MATLAB © based on the Space Flight Mechanics equations to evaluate the insertion into orbit of a microsatellite and proving the feasibility of the project.

**Keywords:** Conceptual Project. Launch Vehicle. Rocket. Orbital insertion.



## LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Foguetes SONDA no CLFBI. ....	22
Figura 1.2 – Lançamento do VLS-1 em 1999. ....	23
Figura 1.3 – Nova proposta do Programa Cruzeiro do Sul. ....	25
Figura 2.1 – Ilustração do VLM-1 com as atribuições de Brasil e Alemanha no projeto. ....	28
Figura 2.2 – Desenho do VS-50. ....	29
Figura 3.1 – Ilustração da geração da força de tração em um foguete. ....	36
Figura 3.2 – Variação de $\mu$ pelo $\Delta V$ para diferentes impulsos específicos. ....	39
Figura 3.3 – Variação de $\mu$ pelo $I_{sp}$ para diferentes $\Delta V$ . ....	40
Figura 3.4 – Ilustração da proporção de massas em um foguete. ....	41
Figura 3.5 – Ilustração da separação de estágios na configuração em série. ....	43
Figura 3.6 – Generalização de multiestágios. ....	43
Figura 3.7 – Ilustração de motor a propelente sólido. ....	46
Figura 3.8 – Formatos dos grãos e seus perfis de queima. ....	46
Figura 3.9 – Ilustração de um motor a propelente líquido. ....	47
Figura 3.10 – Desempenho do $I_{sp}$ em várias combinações de propelente no vácuo. ..	48
Figura 3.11 – Motor S43 em bancada de testes. ....	49
Figura 3.12 – Principais exemplos de tubeira. ....	51
Figura 3.13 – Condições de expansão dos gases na saída da tubeira. ....	52
Figura 4.1 – Metodologia de projeto. ....	53
Figura 4.2 – $\Delta V \times M_L$ dos veículos preliminarmente estabelecidos. ....	55
Figura 4.3 – $M_P \times M_L$ dos veículos estabelecidos. ....	56
Figura 4.4 – Diagrama com parâmetros do RPA. ....	59
Figura 4.5 – Avaliação do uso de AL como aditivo metálico. ....	63
Figura 4.6 – Influência da pressão de saída no $I_{sp}$ . ....	65
Figura 4.7 – Avaliação do ganho da razão de expansão. ....	66
Figura 4.8 – Formato dos grãos escolhidos e perfil do empuxo na queima. ....	68
Figura 4.9 – Ilustração de vaso de parede fina com tensões longitudinal e transversal. ....	70
Figura 5.1 – Ilustração do VLM-TUPI. ....	76
Figura 5.2 – $M_L \times H$ para órbitas com $i = 2,34^\circ, 29,03^\circ, 82,64^\circ$ . ....	81
Figura 5.3 – Área de interesse determinada por Marcuccio e Heitkoetter para missão em ELEO. ....	82
Figura 5.4 – Variação da altitude e velocidade pelo tempo do VLM-TUPI. ....	83
Figura 5.5 – Variação da força de tração e massa pelo tempo. ....	84
Figura 5.6 – Variação de parâmetros inerciais pelo tempo. ....	85
Figura 5.7 – Variação dos parâmetros orbitais pelo tempo. ....	86
Figura 5.8 – Variação do arrasto, pressão atmosférica e pressão dinâmica no tempo. ....	87
Figura 5.9 – Ilustração do voo de subida e início da órbita. ....	88
Figura 5.10 – <i>Ground Track</i> na Região Amazônica. ....	88
Figura A.1 – Ilustração do modelo aerodinâmico de Gregorek. ....	97
Figura A.2 – Ilustração do modelo aerodinâmico de Mandell e Bengen. ....	98
Figura A.3 – Referenciais utilizados na simulação: PCPF e LVLH. ....	102
Figura A.4 – Sistema de referência do vento. ....	102
Figura A.5 – Sistema de referência propulsivo. ....	103
Figura B.1 – Ilustração da coifa e microssatélite assumido. ....	105
Figura B.2 – Variação do azimute e elevação do veículo, além da longitude e latitude. ....	107

Figura B.3 – Variação das acelerações no voo. ....	107
Figura B.4 – <i>Ground track</i> da órbita com $i = 2,34^\circ$ . ....	108
Figura B.5 – Ilustração da inserção orbital para $i = 2,34^\circ$ . ....	108
Figura B.6 – <i>Ground track</i> da órbita com $i = 29,03^\circ$ . ....	109
Figura B.7 – Ilustração da inserção orbital para $i = 29,03^\circ$ . ....	109
Figura B.8 – <i>Ground track</i> da órbita com $i = 82,64^\circ$ . ....	110
Figura B.9 – Ilustração da inserção orbital para $i = 82,64^\circ$ . ....	110

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1.1 – Classificação de veículos lançadores pela massa de carga útil transportada. ....	25
Tabela 2.1 – Classificação de satélites conforme massa. ....	31
Tabela 2.2 – Dados de alguns microlançadores da atualidade. ....	32
Tabela 3.1 – Faixas de $I_{sp}$ para motores distintos. ....	37
Tabela 3.2 – $\Delta V$ necessário para algumas missões. ....	45
Tabela 4.1 – Requisitos do novo VLM. ....	54
Tabela 4.2 – Parâmetros de motores desenvolvidos no Brasil. ....	54
Tabela 4.3 – Configurações dos principais VS brasileiros e respectivos $\Delta V$ . ....	55
Tabela 4.4 – Configurações avaliadas com três estágios. ....	55
Tabela 4.5 – Coeficientes das seis configurações avaliadas. ....	57
Tabela 4.6 – Principais dados de desempenho e de geometria do modelo $VLM - F3$ . ....	58
Tabela 4.7 – $F_T$ máxima no vácuo dos motores de referência. ....	61
Tabela 4.8 – Formulação típica de PSC usado pelos foguetes do IAE. ....	62
Tabela 4.9 – Principais propriedades do propelente PBLH/PA/AL. ....	62
Tabela 4.10 – $P_c$ dos estágios de referência. ....	64
Tabela 4.11 – Condições de projeto. ....	64
Tabela 4.12 – Razões de expansão dos estágios de referência. ....	66
Tabela 4.13 – Vazão mássica dos estágios de referência. ....	67
Tabela 4.14 – Principais materiais metálicos utilizados pelo IAE. ....	69
Tabela 5.1 – Dados teóricos e estimados pelo RPA para $I_{sp}$ . ....	72
Tabela 5.2 – Principais dados dos motores desenvolvidos para o VLM-TUPI. ....	72
Tabela 5.3 – Massas estimadas do VLM-TUPI. ....	74
Tabela 5.4 – Comprimento total e principais diâmetros do VLM-TUPI. ....	75
Tabela 5.5 – Tensões atuantes nos envelopes do motor. ....	75
Tabela 5.6 – Principais dados do VLM-TUPI. ....	76
Tabela 5.7 – Comparação de inserção orbital entre modelos aerodinâmicos distintos. ....	77
Tabela 5.8 – Resultados para inserção em órbita com $i = 2,34^\circ$ . ....	79
Tabela 5.9 – Resultados para inserção em órbita com $i = 29,03^\circ$ . ....	80
Tabela 5.10 – Resultados para inserção em órbita com $i = 82,64^\circ$ . ....	80
Tabela 5.11 – Requisitos da órbita satelital. ....	82
Tabela B.1 – Comparação de inserção orbital entre modelos aerodinâmicos distintos. ....	106
Tabela B.2 – Dados da trajetória de voo do VLM-TUPI na missão padrão. ....	106

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>AEB</i>	Agência Espacial Brasileira
<i>AL</i>	Pó de Alumínio
<i>AP</i>	<i>Ammonium Perchlorate</i>
<i>CAD</i>	<i>Computer Aided Design</i>
<i>CLA</i>	Centro de Lançamento de Alcântara
<i>CLFBI</i>	Centro de Lançamento de Foguetes da Barreira do Inferno
<i>CNAE</i>	Comissão Nacional de Atividades Espaciais
<i>CTA</i>	Centro Técnico Aeroespacial
<i>DLR</i>	<i>Deutsches Zentrum fur- und Raumfahrt</i>
<i>ELEO</i>	<i>Equatorial Low Earth Orbit</i>
<i>FUNCATE</i>	Fundação de Ciência, Aplicações e Tecnologia Espaciais
<i>GETEPE</i>	Grupo Executivo e de Trabalho e Estudos de Projetos Espaciais
<i>GOCNAE</i>	Grupo de Organização da Comissão Nacional de Atividades Espaciais
<i>HTPB</i>	<i>Hydroxyl-Terminated Polybutadiene</i>
<i>IAE</i>	Instituto de Aeronáutica e Espaço
<i>LEO</i>	<i>Low Earth Orbit</i>
<i>LOX</i>	<i>Liquid Oxygen</i>
<i>MCTIC</i>	Ministério de Ciência Tecnologia, Inovações e Comunicações
<i>MECB</i>	Missão Espacial Completa Brasileira
<i>MPL</i>	Motor a propelente líquido
<i>MPS</i>	Motor a propelente sólido
<i>MPS – PD</i>	Motor a propelente sólido Pindorama
<i>MPS – VR</i>	Motor a propelente sólido Vera Cruz
<i>MPS – BR</i>	Motor a propelente sólido Brasil
<i>NASA</i>	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
<i>PA</i>	Perclorato de Amônio
<i>PBLH</i>	Polibutadieno Hidroxilado

<i>PEB</i>	Programa Espacial Brasileiro
<i>PNAE</i>	Programa Nacional de Atividades Espaciais
<i>PSC</i>	Propelente Sólido Compósito
<i>RPA</i>	<i>Rocket Propulsion Analysis</i>
<i>RP</i>	<i>Refined Petroleum 1</i>
<i>SCD</i>	Satélite de Coleta de Dados
<i>SHEFEX</i>	<i>Sharp Edge Flight Experiment</i>
<i>SMILE</i>	<i>Small Innovative Launcher for Europe</i>
<i>SSO</i>	<i>Sun-synchronous Orbit</i>
<i>TIC</i>	<i>Truncated Ideal Contour</i>
<i>TOC</i>	<i>Thrust-Optimized Parabola</i>
<i>TRL</i>	<i>Technology Readiness Level</i>
<i>VL</i>	Veículo Lançador
<i>VLM</i>	Veículo Lançador de Microssatélites
<i>VLS</i>	Veículo Lançador de Satélites
<i>VS</i>	Veículo de Sondagem

## LISTA DE SÍMBOLOS

$a$	Semi-eixo maior da órbita
$a$	Taxa de lapso termal
$a_{\infty}$	Velocidade do som
$A$	Ângulo de azimute
$A_q$	Área de queima
$A_g$	Área na garganta
$A_s$	Área na saída da tubeira
$A_s/A_g$	Razão de expansão da tubeira
$A_0$	Ângulo de azimute de lançamento
$C_D$	Coeficiente de arrasto
$C_e$	Coeficiente de empuxo
$C_f$	Coeficiente de fricção
$c_p$	Constante de pressão do calor específico
$C_{D_c}$	Coeficiente de arrasto no regime contínuo
$C_{D_{fm}}$	Coeficiente de arrasto no regime livre molecular
$C_{D_C}$	Coeficiente de arrasto no corpo do foguete
$C_{D_B}$	Coeficiente de arrasto de base
$C_{D_F}$	Coeficiente de arrasto nas empenas
$C_{D_N}$	Coeficiente de arrasto no nariz/coifa
$c^*$	Velocidade característica
$D$	Força de arrasto
$D_{max-Q}$	Força de arrasto na máxima pressão dinâmica
$d$	Diâmetro
$d_b$	Diâmetro do foguete
$d_c$	Diâmetro da câmara de combustão
$d_d$	Diâmetro de base do <i>boat tail</i>
$d_e$	Diâmetro externo

$d_g$	Diâmetro da garganta
$d_i$	Diâmetro interno
$d_s$	Diâmetro da saída da tubeira
$e$	Excentricidade de órbita
$F$	Força
$FS$	Fator de segurança
$F_e$	Força específica
$F_M$	Fator de Massa
$F_T$	Força de tração
$F_Y$	Força lateral/vento
$F_{T_o}$	Força de tração em ótima expansão na tubeira
$F_{T_v}$	Força de tração no vácuo
$g$	Gravidade do planeta axissimétrico
$g_c$	Componente centrípeta da gravidade
$G$	Constante gravitacional
$g_0$	Aceleração da gravidade
$g_\delta$	Componente latitudinal(norte) da gravidade
$h$	Altitude geométrica
$h_i$	Altitude geométrica no início da camada atmosférica
$H$	Altitude
$H_P$	Altitude de Perigeu
$H_A$	Altitude de Apogeu
$i$	Inclinação de órbita
$I_{sp}$	Impulso específico
$I_{sp_o}$	Impulso específico em ótima expansão na tubeira
$I_{sp_v}$	Impulso específico no vácuo
$J_n$	Constantes de Jeffrey
$K_n$	Número de Knudsen
$k_T$	Coeficiente de condutividade termal

$L$	Comprimento
$L_c$	Comprimento da câmara de combustão
$L_g$	Comprimento do grão
$L_m$	Comprimento do motor
$L_t$	Comprimento da tubeira
$L_v$	Comprimento da região de circulação e/ou vetorização da tubeira
$l_b$	Comprimento do corpo cilíndrico do foguete
$l_{bt}$	Comprimento do <i>boat tail</i>
$l_{ch}$	Comprimento característico
$l_{TR}$	Comprimento total do foguete
$m$	Massa
$max-Q$	Máxima pressão dinâmica
$M$	Número de Mach
$M_m$	Massa molar
$M_p$	Massa do planeta
$M_{al}$	Massa do pó de alumínio
$M_{pa}$	Massa do perclorato de amônio
$M_{pblh}$	Massa do polibutadieno hidroxilado
$M_B$	Massa de fim de queima
$M_C$	Massa da Coifa
$M_L$	Massa de carga útil/paga
$M_M$	Massa do motor
$M_0$	Massa total do veículo
$M_P$	Massa de Propelente
$M_S$	Massa Estrutural
$M_T$	Massa do planeta Terra
$M_{EM}$	Massa do envelope do motor
$\dot{m}$	Vazão mássica
$N_a$	Número de Avogrado



$O/F$	Razão de mistura
$p$	Pressão
$p$	Momento linear
$p_i$	Pressão no início da camada atmosférica
$P_a$	Pressão ambiente/atmosférica
$P_c$	Pressão na câmara de combustão
$P_n$	Polinômio de Legendre
$P_s$	Pressão de saída na tubeira
$P_c/P_s$	Razão de pressões
$q$	Pressão dinâmica
$r$	Distância radial
$r_b$	Coeficiente de taxa de queima
$R$	Constante dos gases ideais
$R_e$	Raio externo
$R_i$	Raio interno
$Re$	Número de Reynolds
$Re_c$	Número de Reynolds crítico
$Re_e$	Raio equatorial
$S_w$	Área molhada do foguete
$S_{ct}$	Área de referência da seção transversal do foguete
$S$	Área de referência
$T$	Temperatura
$T_p$	Período
$T_c$	Temperatura na câmara de combustão
$T_i$	Temperatura no início da camada atmosférica
$t_k$	Espessura do envelope do motor
$T_q$	Tempo de queima
$v$	Velocidade
$v_e$	Velocidade de exaustão dos gases na tubeira

$V$	Volume
$V_{pa}$	Volume do perclorato de amônio
$V_{pblh}$	Volume do polibutadieno hidroxilado
$V_{al}$	Volume do pó de alumínio
$V_P$	Volume do propelente
$\dot{W}$	Fluxo mássico
$\beta$	Constante em função do raio do planeta
$\delta$	Latitude
$\Delta H_f^\circ$	Variação de entalpia
$\Delta V$	Velocidade requerida de órbita
$\gamma$	Razão de calor específico
$\epsilon$	Razão de coeficiente estrutural
$\xi$	Energia específica de órbita
$\eta$	Razão de carga paga
$\lambda$	Longitude
$\lambda_c$	Longitude celestial
$\lambda_n$	Livre caminho médio das moléculas
$\mu$	Razão de massa
$\mu_d$	Coeficiente de viscosidade dinâmica
$\mu_{GM}$	Parâmetro gravitacional da Terra
$\rho$	Densidade
$\rho_{al}$	Densidade do pó de alumínio
$\rho_p$	Densidade do propelente
$\rho_{pa}$	Densidade do perclorato de amônio
$\rho_{pblh}$	Densidade do polibutadieno hidroxilado
$\phi$	Ângulo de elevação
$\phi_i$	Ângulo de elevação inercial
$\phi_0$	Ângulo de elevação de lançamento
$\Phi$	Potencial gravitacional

$\sigma_c$	Diâmetro médio de colisão
$\sigma_e$	Tensão de ruptura
$\sigma_l$	Tensão longitudinal
$\sigma_t$	Tensão tangencial
$\sigma_{vm}$	Tensão de Von Mises
$\tau$	Tempo de perigeu
$\omega$	Argumento do perigeu
$\omega_e$	Velocidade angular da Terra
$\Omega$	Ascensão reta do nodo ascendente

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>21</b>
1.1	PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO .....	21
1.2	MOTIVAÇÃO .....	23
<b>1.2.1</b>	<b>Veículos Lançadores Brasileiros .....</b>	<b>24</b>
1.3	OBJETIVO .....	26
1.4	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO .....	26
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	<b>28</b>
2.1	PROJETO VLM-1 .....	28
2.2	ADVENTO DO <i>NEW SPACE</i> .....	31
2.3	VEÍCULOS LANÇADORES DE MICROSSATÉLITES E NANOSSATÉLITES ...	33
2.4	PROPOSTA .....	34
<b>3</b>	<b>MOTOR FOGUETE .....</b>	<b>35</b>
3.1	PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO .....	35
<b>3.1.1</b>	<b>Força de Empuxo .....</b>	<b>35</b>
<b>3.1.2</b>	<b>Impulso Específico .....</b>	<b>36</b>
<b>3.1.3</b>	<b>Fluxo Mássico .....</b>	<b>38</b>
3.2	EQUAÇÃO DO MOTOR FOGUETE .....	38
3.3	ESTÁGIOS .....	40
<b>3.3.1</b>	<b>Estágio único .....</b>	<b>41</b>
<b>3.3.2</b>	<b>Multiestágios .....</b>	<b>42</b>
3.4	PROPELENTES .....	45
<b>3.4.1</b>	<b>Sólido .....</b>	<b>45</b>
<b>3.4.2</b>	<b>Líquido .....</b>	<b>47</b>
<b>3.4.3</b>	<b>Razão de mistura .....</b>	<b>48</b>
3.5	CÂMARA DE COMBUSTÃO .....	48
3.6	TUBEIRA .....	50
<b>4</b>	<b>CONCEPÇÃO DE MICROLANÇADOR .....</b>	<b>53</b>
4.1	METODOLOGIA .....	53
4.2	CONCEPÇÃO PRELIMINAR DO VEÍCULO LANÇADOR .....	54
4.3	ASPECTOS GEOMÉTRICOS .....	57
4.4	MODELAGEM DE NOVO VEÍCULO .....	58
4.5	<i>ROCKET PROPULSION ANALYSIS</i> .....	58
<b>4.5.1</b>	<b>Entradas .....</b>	<b>60</b>
<b>4.5.2</b>	<b>Saídas .....</b>	<b>60</b>
4.6	ESTIMATIVAS UTILIZADAS PARA CONCEPÇÃO DO VEÍCULO LANÇADOR .	60
<b>4.6.1</b>	<b>Impulso específico .....</b>	<b>61</b>
<b>4.6.2</b>	<b>Força de tração .....</b>	<b>61</b>
<b>4.6.3</b>	<b>Propelentes .....</b>	<b>61</b>
<b>4.6.4</b>	<b>Razão de mistura .....</b>	<b>63</b>
<b>4.6.5</b>	<b>Pressão da câmara de combustão .....</b>	<b>63</b>
<b>4.6.6</b>	<b>Pressão de saída na tubeira .....</b>	<b>64</b>
<b>4.6.7</b>	<b>Razão de expansão .....</b>	<b>65</b>
<b>4.6.8</b>	<b>Vazão mássica .....</b>	<b>67</b>
<b>4.6.9</b>	<b>Grão .....</b>	<b>67</b>
<b>4.6.10</b>	<b>Estrutura .....</b>	<b>68</b>

<b>5</b>	<b>VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITES - TUPI.....</b>	<b>71</b>
5.1	DESEMPENHO .....	71
5.2	MASSA .....	73
5.3	DIMENSIONAMENTOS .....	74
5.4	PROTÓTIPO VLM-TUPI .....	75
5.5	INSERÇÃO ORBITAL EM LEO.....	77
<b>5.5.1</b>	<b>Modelo Aerodinâmico .....</b>	<b>77</b>
<b>5.5.2</b>	<b>Variação da altitude pela carga paga.....</b>	<b>78</b>
<b>5.5.3</b>	<b>Missão ELEO .....</b>	<b>82</b>
<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO.....</b>	<b>89</b>
6.1	TRABALHOS FUTUROS .....	89
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....</b>	<b>90</b>
	<b>APÊNDICE A – MODELO DE MECÂNICA DE VOO ESPACIAL.....</b>	<b>93</b>
	<b>APÊNDICE B – DADOS COMPLEMENTARES DO VLM-TUPI .....</b>	<b>105</b>

## 1 INTRODUÇÃO

Caro leitor, neste primeiro capítulo apresenta-se um breve contexto histórico do Programa Espacial Brasileiro (PEB), onde podemos destacar o desenvolvimento de motores a propelente sólido, cuja demanda se deu principalmente em função do programa VLS-1. Em seguida determina-se os objetivos, motivação e a organização do trabalho. Deseja-se uma ótima leitura.

### 1.1 PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO

A coordenação da política aeroespacial nacional tem suas atividades incipientes a partir do início da década de 60 com a criação do Grupo de Organização da Comissão Nacional de Atividades Espaciais (GOCNAE), que mais tarde passou a se chamar Grupo Executivo e de Trabalho e Estudos de Projetos Espaciais (GETEPE) (GOUVEIA, 2003).

Nesse contexto, em 1964 o GETEPE passou a desenvolver o projeto DM-6501 que consistia em um foguete de sondagem para fins de estudos meteorológicos, sendo por fim denominado SONDA-1. Ainda nesse período, Gouveia (2003) conta que em 1967 a Agência Nacional de Aeronáutica e Espaço (em inglês, *National Aeronautics and Space Agency* - NASA) dos Estados Unidos, solicitou a Comissão Nacional de Atividades Espaciais (CNAE) a implantação de um projeto para determinação, em curto prazo, das doses de radiação e suas variações, em altitudes orbitais na região da anomalia magnética brasileira, para dar apoio ao projeto APOLLO. Com isso, os brasileiros deveriam ser capazes de operar o foguete canadense Black Brant IV a qualquer momento por solicitação advinda da NASA.

Assim, depois de muitas negociações entre brasileiros e norte-americanos, os treinamentos foram realizados no Centro de Lançamento de Foguetes da Barreira do Inferno (CLFBI). Os técnicos canadenses da empresa BRISTOL AEROESPACE, que na época já vendia tecnologia para a NASA e todo o mundo, dissecaram todo projeto do Black Brant à técnicos e pesquisadores brasileiros do então Centro Técnico Aeroespacial (CTA), do então Instituto de Atividades Espaciais (IAE), do CNAE, Marinha e outras entidades e indústrias participantes em projetos de foguetes nacionais.

Esse treinamento de brasileiros deu as condições técnico-científicas para que a equipe do GETEPE/CTA estivesse apta para desenvolver foguetes semelhantes aqui no Brasil, consistindo na inspiração inicial para a série posterior de foguetes SONDA. A Figura 1.1 mostra alguns dos foguetes dessa família em exposição.

Figura 1.1 – Foguetes SONDA no CLFBI.



Fonte: (RAFAEL VIANA CROFFI, 2012)

Mais tarde, em 1979 foi lançada a Missão Espacial Completa Brasileira (MECB), que tinha três objetivos centrais: o desenvolvimento de Satélites de Coleta de Dados (SCD) ambientais e de sensoriamento remoto; a concepção de um Veículo Lançador de Satélites (VLS); e a instauração de estruturas físicas adequadas para o lançamento dos veículos, que culminou com a criação do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) em 1983 (ROLLEMBERG, 2010).

No contexto da MECB, Palmerio (2016) destaca a idealização do foguete de sondagem SONDA IV, cujo objetivo era exercitar e comprovar recursos tecnológicos para o futuro VLS-1. Nesse sentido, pode-se destacar o desenvolvimento do motor sólido S40, a utilização de aços de ultra-alta resistência, o controle da direção de empuxo do motor, a utilização de coifa do tipo *hammerhead* com fim de ampliar o volume disponível para carga útil no futuro VLS-1 e o desenvolvimento de tubeira móvel com junta flexível.

Nessa perspectiva, Palmerio (2016) ressalta ainda o veículo de sondagem (VS) SONDA IIIA, que utilizou o motor S33 no primeiro estágio, desenvolvido para ser utilizado no quarto estágio do VLS-1; o veículo VSB-30 fruto de demanda do Centro Espacial Alemão (em alemão *Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt* - DLR) para substituição do foguete Skylark 7, no programa de microgravidade europeu. Nele destaca-se o desenvolvimento do motor S31, a utilização de estabilidade dinâmica por *spin up* e o projeto aerodinâmico de empenas; e ainda o VS-40, concebido para testar o motor S44 que fora instituído mais tarde como segundo estágio do VLS-1.

Apesar dos esforços o VLS-1, mostrado na Figura 1.2, não deslanchou. Em 1997 e 1999 foram realizadas duas tentativas fracassadas de lançamento, e infelizmente em 2003

uma ignição não programada antes de sua terceira tentativa de sucesso no lançamento, culminou na morte de 21 pesquisadores brasileiros envolvidos diretamente no programa, contribuindo parcialmente para sua descontinuidade.

Figura 1.2 – Lançamento do VLS-1 em 1999.



Fonte: (VEJA, 2018)

Após os erros do programa VLS-1, o governo<sup>1</sup> brasileiro abandonou parcialmente o projeto, e a partir de 2009 deu prioridade ao desenvolvimento do Veículo Lançador de Microsatélites (VLM), com objetivo estratégico de munir o país da capacidade de acesso ao espaço, com meios e recursos próprios, possibilitando lançamento de microsatélites a partir do território nacional (AEB, 2012).

## 1.2 MOTIVAÇÃO

Quase 60 anos após o início do PEB, o Brasil, uma entre as dez mais ricas, extensas e populosas nações do mundo, ainda não tem um programa espacial compatível com a dimensão territorial do país. O acesso ao espaço é inviável por problemas que perpassam a falta de investimentos econômicos, governança da política espacial e qualificação de mão de obra nacional.

Nesse contexto, a AEB (2012) por meio do Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) aponta alguns benefícios que o estabelecimento de um VLM/VLS nacional pode inferir ao país:

---

<sup>1</sup>Em 1994 foi fundada a Agência Espacial Brasileira (AEB), que desde então é responsável pela coordenação de projetos e das políticas espaciais do país.



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

As diretrizes constantes no PNAE evidenciam a urgente necessidade de acesso ao espaço pelo Brasil. Isso torna-se ainda mais visível quando realiza-se uma análise geopolítica da questão, que o próprio PNAE destaca:

As tecnologias de observação da Terra, meteorologia e telecomunicações, junto com a capacidade de acesso autônomo ao espaço, são essenciais ao Estado para ele cumprir seu dever de monitorar e controlar o aproveitamento sustentável do meio ambiente e das riquezas naturais; de alertar a população e a Defesa Civil sobre a probabilidade de desastres naturais; e de fornecer meios eficazes para garantir a segurança nacional (AEB, 2012).

O Brasil possui mais de vinte e dois mil quilômetros de fronteiras (terrestre e aquática), que necessita de uma política ostensiva de vigilância, principalmente relacionadas à Amazônia e ao Pré-Sal, nesse sentido tecnologias espaciais são artefatos importantes.

### 1.2.1 Veículos Lançadores Brasileiros

Um veículo lançador é definido como um veículo constituído de motores foguete utilizado para carregar uma carga útil da superfície terrestre para o espaço. Nesse sentido, é importante classificar os tipos de veículos lançadores conforme sua capacidade de transporte de carga paga, de modo que esclareça o contexto da proposta deste trabalho. A Tabela 1.1, mostra a classificação de veículos lançadores.

Em 2005 o Brasil apresentou o programa Cruzeiro do Sul, que visava realizar o desenvolvimento de lançadores até a categoria de médio lançador, realizando parcerias com Alemanha, Suécia, Rússia e Itália. O programa era constituído de cinco versões: o VLS-ALPHA, com  $M_L = 500 \text{ kg}$ ; VLS-beta, com  $M_L = 800 \text{ kg}$ ; VLS-GAMA, com  $M_L = 960 \text{ kg}$ ; VLS-DELTA, com  $M_L = 1650 \text{ kg}$ ; e o VLS-EPSILON, com  $M_L = 4000 \text{ kg}$ . Em 2013, uma revisão no programa implicou em alterações nas configurações dos veículos.

Tabela 1.1 – Classificação de veículos lançadores pela massa de carga útil transportada.

Classificação	Capacidade de Carga Útil	Unidade
Micro Lançador	$\leq 500$	kg
Pequeno Lançador	501 - 2000	kg
Médio Lançador	2001 - 20000	kg
Grande Lançador	20001 - 50000	kg
Super Lançador	$\geq 50001$	kg

Fonte: Autor

Essa revisão faz parte do atual PNAE, que se encerra em 2021, nela os lançadores foram reestabelecidos como: VLM-1, VLS-ALFA1, VLS-ALFA2, VLS-BETA1, VLS-BETA2. No ano de publicação deste trabalho, 2020, o Brasil deveria estar se encaminhando para a concepção do VLS-ALFA2, como demonstrado na Figura 1.3, no entanto, nenhum dos lançadores planejados foi executado até o presente período.

Figura 1.3 – Nova proposta do Programa Cruzeiro do Sul.



Fonte: (SECRETARIA DE ASSUNTOS ESTRATÉGICOS DA PRESIDÊNCIA DA REPÚBLICA, 2013)

Nesse contexto, com o advento do *New Space*, o Brasil precisa de um veículo lançador de microssatélites que permita o transporte de satélites nacionais ao espaço por

meio próprio. No momento atual está em curso o projeto VLM-1, no qual possui em desenvolvimento o motor S50 para uso nos seus dois primeiros estágios.

Nessa lógica, o presente trabalho desenvolve uma proposta alternativa ao projeto VLM-1, de modo que o país possa utilizar a combinação de motores já desenvolvidos, visto que a modernização (com processos de adaptação para tecnologias atuais) de seus componentes, teoricamente implica em menor custo e tempo para estabelecimento de um novo veículo lançador nacional.

### 1.3 OBJETIVO

Portanto, em vista da urgente necessidade da independência brasileira no lançamento de satélites ao espaço, o presente trabalho tem por objetivo apresentar uma proposta conceitual de um microlançador, que utilize motores já desenvolvidos em território nacional. Esse veículo deve ser capaz de inserir um microssatélite de  $50\text{ kg}$  em órbita baixa terrestre (em inglês, *Low Earth Orbit* - LEO). Os objetivos específicos consistem no:

- Estudo preliminar de  $\Delta V$  dos veículos de sondagem nacionais e combinações entre os motores disponíveis;
- Determinação de um veículo de referência;
- Revisão dos principais parâmetros praticados nos motores nacionais;
- Concepção de motores utilizando o *software* RPA ©;
- Esboço de remodelagem física do veículo; e
- Simulações de inserção orbital utilizando MATLAB © para estudo de viabilidade de voo e alcance de órbita.

### 1.4 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

O **capítulo 2** apresenta uma revisão bibliográfica onde contextualiza-se o projeto VLM-1; o advento do *New Space*; e propostas de modernização de alguns projetos para veículos lançadores de pequenos satélites. O **capítulo 3** realiza uma fundamentação teórica onde aborda-se parâmetros que influenciam no desempenho de um motor foguete, como força de empuxo, impulso específico e fluxo mássico. Também aborda-se a Equação de Tsiolkovsky, configurações do veículo, tipos de propelente, câmara de combustão

e tubeira. No **capítulo 4** aborda-se a metodologia para apresentação da proposta de um veículo lançador com o uso dos motores foguetes a propelente sólido disponíveis no país. Por sua vez, no **capítulo 5** é mostrado a configuração final do veículo com as principais características de desempenho, massa e geometria dos estágios. Além disso, apresenta-se um estudo de dinâmica orbital onde são realizadas simulações de inserção orbital de um microsatélite em LEO. Por último, no **capítulo 6** são apresentadas as conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

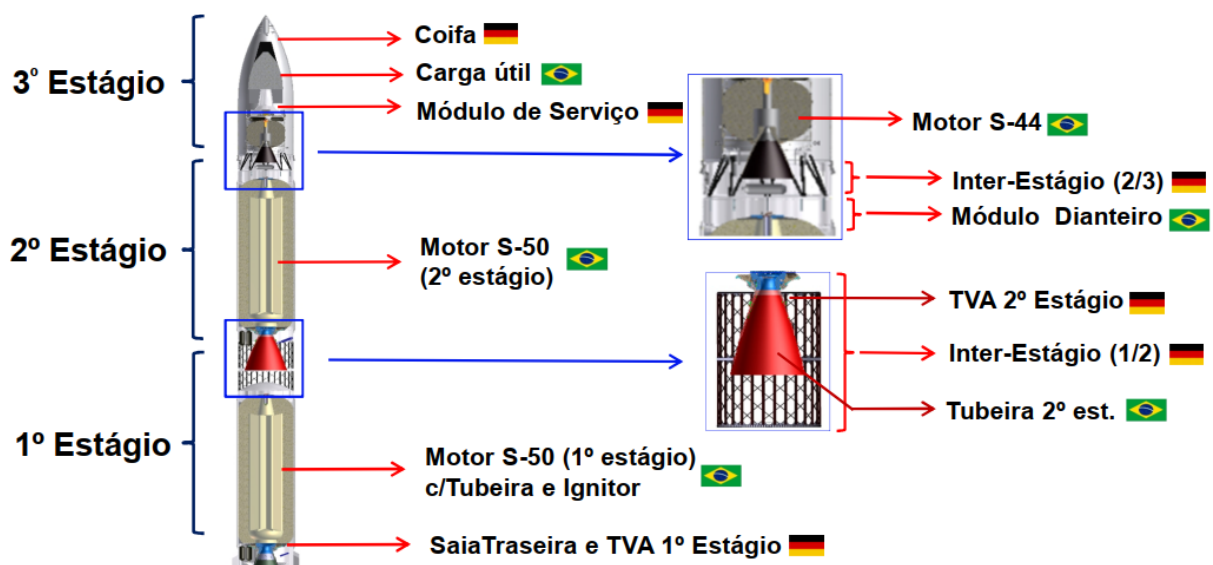
Neste capítulo, apresenta-se uma breve revisão bibliográfica acerca do desenvolvimento do projeto VLM e evolução do mercado global do *New Space*. Além disso, aborda-se projetos de adaptação de veículos de sondagem para microlançadores com intuito de lançamento de pequenas cargas úteis.

### 2.1 PROJETO VLM-1

O presente trabalho inspira-se no VLM-1, um projeto binacional entre Brasil e Alemanha, destinado ao lançamento de cargas úteis de 30 *kg* até 150 *kg* em LEO com baixa inclinação. Esse projeto surgiu por interesse do DLR, com origem na ideia de lançamento do experimento SHEFEX III (*Sharp Edge Flight Experiment*). O projeto é executado pelo IAE (atualmente, Instituto de Aeronáutica e Espaço), com cooperação do DLR e a empresa brasileira AVIBRAS. O projeto do VLM-1 engloba três estágios: dois<sup>1</sup> estágios a propelente sólido, constituídos do foguete S50 (onde possui 12 toneladas de propelente sólido), que encontra-se em fase de desenvolvimento; e um terceiro estágio orbitalizador, constituído do motor S44.

A Figura 2.1 mostra uma imagem do projeto VLM-1.

Figura 2.1 – Ilustração do VLM-1 com as atribuições de Brasil e Alemanha no projeto.



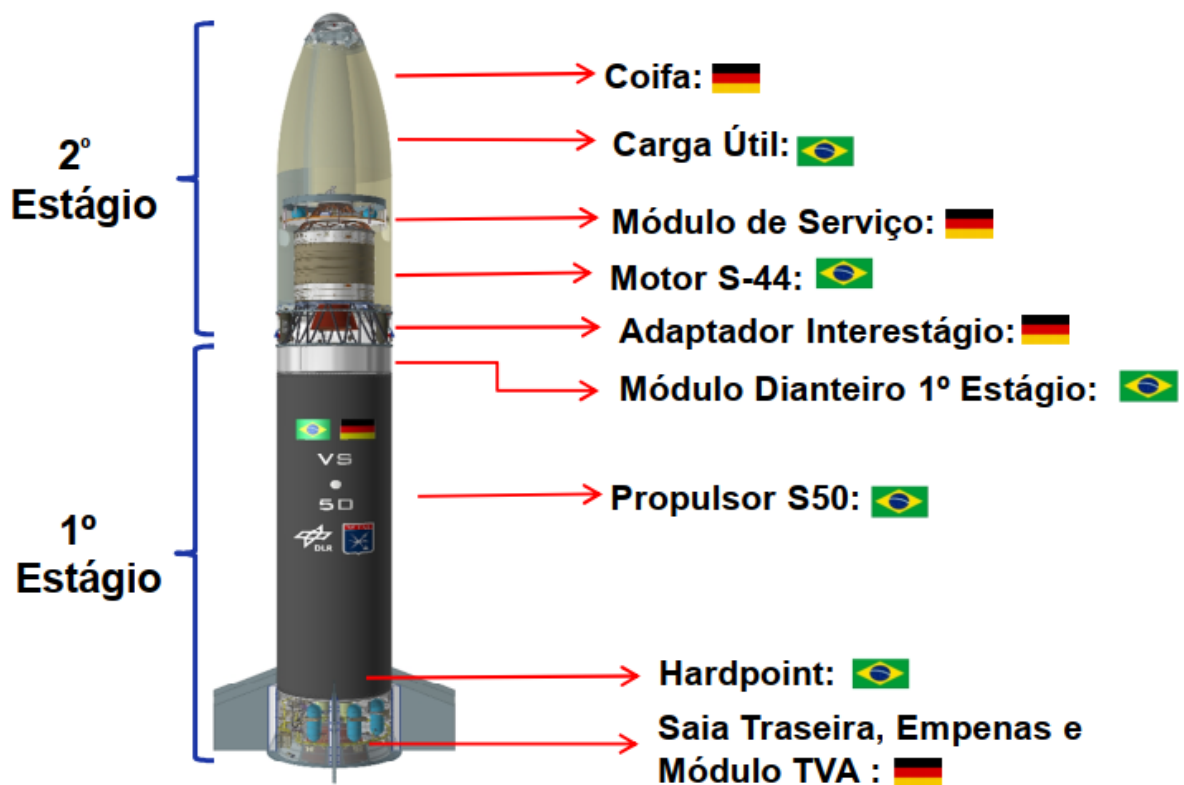
Fonte: Adaptado de (Rodrigo César Rocha Lacerda, 2020)

<sup>1</sup>A utilização dos dois primeiros estágios com mesmo motor não é uma boa configuração, o desempenho é ruim. Para maximizar o  $\Delta V$  e aproveitar melhor o propelente, a configuração ideal de razões de carga útil é de aproximadamente 1/3 para cada estágio. Ler subseção 3.2 e subseção 3.3.2.

Os sistemas que possuem maior complexidade são o Motor S50, o sistema de controle de atuação da tubeira, as redes elétricas, telemetria e fase de terminação de voo.

Nesse contexto, Ettl et al. (2015) mostra o desenvolvimento do motor S50, no cenário do VS-50, que é um veículo suborbital utilizado como estágio de desenvolvimento para o VLM-1. Todos seus subsistemas são concebidos para o sistema de lançamento do VLM-1, portanto o VS-50 serve como um veículo-teste que verifica componentes elétricos e mecânicos sob reais condições de lançamento. A Figura 2.2 mostra uma ilustração do VS50 com as competências de Brasil e Alemanha no projeto.

Figura 2.2 – Desenho do VS-50.



Fonte: Adaptado de (Rodrigo César Rocha Lacerda, 2020)

Em 22 de dezembro de 2016<sup>2</sup> a AEB e o Ministério de Ciência, Tecnologia, Inovações e Comunicações (MCTIC) por intermédio da Fundação de Ciência, Aplicações e Tecnologia Espaciais (FUNCATE), assinaram contrato<sup>3</sup> com a empresa AVIBRAS para produção de oito motores S50 em um período de 26 meses (2 anos e 2 meses), para serem utilizados no VS-50. Porém, o contrato só fora publicado no dia 27 de janeiro de 2017 com uma vigência de 35 meses (2 anos e 11 meses) e valor de R\$ 69.683.296,10 (sessenta e

<sup>2</sup>Mais detalhes disponíveis em:

<https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/contrato-garante-producao-de-oito-motores-s50-1>

<sup>3</sup>Mais detalhes disponíveis em:

<https://pesquisa.in.gov.br/imprensa/jsp/visualiza/index.jsp?data=27/01/2017&jornal=3&pagina=139&totalArquivos=184>

nove milhões e oitenta e três mil duzentos e noventa e seis reais e dez centavos). Ou seja, no período de publicação deste trabalho, o programa já encontra-se dez meses atrasado.

O contrato estabelecido garante o fornecimento de oito motores S50 com todos os seus acessórios. Os motores 1 e 2 são utilizados para ensaios de engenharia, cuja etapa já foi vencida, e o S50 passou por testes de ensaio de ruptura, carregamento inerte no dummy, raio-x no dummy e ensaios estruturais. Recentemente<sup>4</sup>, o motor foi carregado com propelente inerte, e submetido a um teste em uma aeronave C-130 da Força Aérea Brasileira. Isso foi realizado para avaliar fases de operação do motor, desde o transporte, preparo de carga e montagem, até a avaliação de vibrações mecânicas visando obter dados para o transporte do motor com propelente ativo. Por sua vez, os motores 3 e 4 serão utilizados para queima em banco de testes para validação em solo. Os 5 e 6 serão utilizados para validação, durante os voos de dois veículos VS-50. Por fim, os 7 e 8 serão os motores de voo da primeira versão do VLM-1.

Os ensaios de tiro em banco estavam previstos para o primeiro trimestre de 2020. Já as duas janelas de voo do VS-50, respectivamente estão previstas para o segundo trimestre de 2021 e primeiro trimestre de 2022. O primeiro voo do VLM-1 está previsto para o quarto trimestre de 2022<sup>5</sup>.

Nessa conjuntura, Viotti (2012) apresenta um estudo para maximização da carga útil da versão atual em desenvolvimento do VLM-1, de modo a utilizar propelente líquido no motor do terceiro estágio. A proposta utiliza o motor foguete a propelente líquido (MFPL) L5, desenvolvido pelo IAE, que utiliza oxigênio líquido e etanol. O MFPL L5 permite: maior precisão na inserção orbital, possibilidade de reignição, controle de empuxo e maior impulso específico. Para utilizar o motor no VLM-1, Viotti realiza uma adaptação na altitude de projeto inicial, para o local de separação do segundo para o terceiro estágio, com objetivo de maximizar o empuxo nesta altitude em função da densidade do ar. O trabalho enfatiza a minimização da massa seca do terceiro estágio, a viabilidade de fabricação de seus elementos e a utilização de tecnologias existentes no país.

Nessa conjuntura, Marcuccio e Heitkoetter (2017) expõem a oportunidade de inserir satélites de aproximadamente 330 kg utilizando o VLM-1, sendo o terceiro estágio constituído do motor L5, em órbitas baixas equatoriais (em inglês, *Equatorial Low Earth Orbit* - ELEO), com o principal objetivo de observar a Floresta Amazônica no contexto do monitoramento ambiental, poluição, evolução da sedimentação de rios, desenvolvimento de pastagens e desmatamento. Devido a localização da Amazônia na região equatorial da Terra, satélites em ELEO constituem-se ótimas aplicações.

Recentemente, Cas et al. (2019) desenvolveram um estudo considerando três conceitos de um veículo lançador (VL) nacional, com lançamento a partir de Alcântara para inserções em LEO. O trabalho utilizou três motores para montar configurações distintas:

---

<sup>4</sup>Mais detalhes disponíveis em:

<https://www.cavok.com.br/fab-motor-foguete-s50-e-embarcado-na-aeronave-c-130>

<sup>5</sup>Ou seja, 7 anos atrasados conforme o cronograma estabelecido no PNAE.

o S50 e S44; e o motor a propelente líquido RD-843, feito na Ucrânia. As investigações consideram o desempenho dos veículos e custos financeiros para colocar em órbita equipamentos com diferentes massas. A configuração destacada, C-3, envolve no primeiro estágio, três S50; no segundo estágio, um S50; e no terceiro estágio, quatro RD-843. Com esse veículo consegue-se a entrega de até 725 kg em 500 km de altitude, em órbita de baixa inclinação. Os custos de lançamento variam de US\$ 32000/kg à US\$ 39000/kg.

## 2.2 ADVENTO DO *NEW SPACE*

O “Novo Espaço” ou em inglês *New Space*, é um movimento que engloba tornar a exploração espacial acessível para todos, inclusive para pequenas empresas<sup>6</sup>. Essa mobilização envolve o desenvolvimento mais rápido, seguro e eficaz de microlançadores com objetivo majoritário de carregar equipamentos de menor massa e volume para órbita baixa. Isso culminou impulsionando o mercado de mini, micro e nanossatélite, cuja classificação destaca-se na Tabela 2.1. Também pode ser destacado que o desenvolvimento de pequenos lançadores possibilita o acesso para todos que estejam interessados em investir no setor, diminuindo a restrição do acesso que outrora era limitada em poucos países. No *New Space*, a aplicação de satélites não se restringe somente a demandas governamentais e de grandes empresas, mas todos setores da economia, um exemplo é a agricultura.

Tabela 2.1 – Classificação de satélites conforme massa.

Satélite	Massa	Unidade
Minissatélite	100 à 500	kg
Microssatélite	10 à 100	kg
Nanossatélite	1 à 10	kg

Fonte: Adaptado de (Ajey Lele; Tushar Shrivastav, 2016)

Segundo Darot Dy; Yann Perrot; Robin Pradal (2015) o lançamento de pequenos satélites em 2015 estimava um mercado de até 410 milhões de euros. O crescimento ocorre devido o aumento na demanda para inserções orbitais desses satélites e a contínua necessidade de reposição desses instrumentos no espaço, o que tem estimulado inovações que permeiam a melhora do custo-benefício dos lançamentos/lançadores e a flexibilidade de sua utilização. As previsões apontam atualmente para um crescimento de 30% no mercado de lançamento de nano/microssatélites. Além disso, Darot, Yann e Robin destacam que os microlançadores constituem-se como método alternativo para inserções

<sup>6</sup>A empresa escocesa Skyrora é um grande exemplo de *startup* no ramo de microlançadores. A companhia tem por objetivo lançar o microlançador Skyrora XL em uma órbita heliossíncrona (em inglês, *Sun-synchronous Orbit* - SSO) até 2023.



satelitais em LEO, pois atualmente muitos satélites pequenos são transportados ao espaço por meio de caronas (em inglês, *piggyback*) em grandes lançadores. Quanto à indústria, os desafios estão na redução do preço de lançamento por quilograma de carga útil. Na Tabela 2.2 pode-se ver dados de alguns microlançadores em desenvolvimento.

Tabela 2.2 – Dados de alguns microlançadores da atualidade.

Veículo	VLM-1	Firefly Alpha	Electron	Miura 5	Vector-H	Unidade
País	Brasil	Estados Unidos	Nova Zelândia	Espanha	Estados Unidos	-
Carga paga (LEO)	200	1000	225	300	290	kg
Estágios	3	2	3	3	2	-
Massa	28,000	54,000	12,500	-	11,910	kg
Comprimento	19,6	29	17	20,7	19,5	m
Diâmetro	1,45	1,82	1,2	-	1,2	m
Propelente	Sólido	Líquido	Líquido	Líquido	Líquido	-

Fonte: Adaptado de (Darot Dy; Yann Perrot; Robin Pradal, 2015)

Wekerle et al. (2017) destacam que de 1995 à 2014 apenas 8% dos pequenos satélites foram lançados por microlançadores, e apesar da maioria ser lançado como carga secundária com preços acessíveis, muitos não oferecem a data e órbita desejada, pois quem determina esses fatores é a carga principal. Para mudar esse cenário, iniciativas como o VLM-1 devem enfrentar alguns desafios. Primeiro o preço de lançamento que em média custa US\$ 15 milhões. Segundo, o domínio de tecnologias de empresas que possuem processos definidos, *know-how*, infraestrutura e capital; no período analisado por Wekerle, por exemplo, 86% dos lançamentos foram realizados a partir dos Estados Unidos e Rússia.

Nessa perspectiva, Niederstrasser (2018) enumera 34 microlançadores sob desenvolvimento. Nas previsões de custos de lançamento, o VLM-1 fica em segundo lugar como mais caro por quilograma, custando US\$ 66700/kg, e um dos mais onerosos no custo total de lançamento US\$ 10 milhões. A massa do VLM-1 é mal distribuída e não otimiza o  $\Delta V$ , o que infere no desperdício de propelente e também torna o lançamento caro. Isso mostra que as primeiras versões do VLM-1, talvez não sejam financeiramente atraentes no mercado, o que demandará modernizações de componentes após suas certificações. No entanto, é importante destacar que o acesso autônomo ao espaço pelo Brasil, coloca-o em um atual grupo restrito de oito países que possuem meios próprios de lançar cargas úteis ao espaço. Portanto, indiscutivelmente o VLM-1 é uma importante ferramenta para a soberania nacional brasileira.

### 2.3 VEÍCULOS LANÇADORES DE MICROSSATÉLITES E NANOSSATÉLITES

Loureda e Gany (2017) apresentam um projeto de modernização do veículo suborbital brasileiro VSB-30 para torná-lo um veículo lançador de *CubeSats*. A configuração proposta é montada em três estágios: dois motores sólidos S30 no primeiro e segundo estágio; e o terceiro estágio constitui-se de motor líquido, construído em liga de titânio (Ti4A16V), com mistura de peróxido de hidrogênio (90%,  $H_2O_2$ ) e querosene refinado (em inglês, *Refined Petroleum 1* - RP-1), uma solução sustentável, com baixo custo, capacidade hipergólica e com estrutura leve. Com esse projeto estima-se lançar uma carga de 25 kg em uma órbita à 220 km de altitude. A proposta de Loureda e Gany fica com maior  $\Delta V$  em relação aos dois estágios atuais do VSB-30, melhora a distribuição de massa entre eles, mas ainda tem distribuição de massa longe da ideal.

Em contexto semelhante, Wunderlin et al. (2018) discutem uma proposta de desenvolvimento de um VL sul-africano, que consiste na modernização dos três estágios do foguete RSA-3 com atualizações em aviônica e no controle de tração, permitindo manobrabilidade e flexibilidade para inserção de cargas em diversas órbitas. O novo veículo seria composto de dois estágios. O primeiro estágio constituído de 9 motores SAFFIRE, que utiliza a combinação entre oxigênio líquido (em inglês, *liquid oxygen* - LOX) e querosene LOX/RP-1, como propelente líquido e produz 25 kN de empuxo cada motor ao nível do mar, cuja principal tecnologia é o uso de bombas-elétricas. No segundo estágio utiliza-se o motor RubE, variação do SAFFIRE, que utiliza bombas no sistema *blow-down*, que permite simplificação da estrutura, redução de custos e aumenta a confiabilidade do estágio, pois não utiliza-se turbo-bombas. O projeto conceitual do veículo estima a inserção de 75 kg em SSO à 500 km.

Já na Noruega, Haemmerli, Boiron e Verberne (2016) apresentam o desenvolvimento de uma família de veículos, que inicia com a versão de sondagem e encerra-se com um lançador de nanossatélite, na chamada *RockStar Rocket Family*. Esse projeto é dividido em três etapas: na primeira, são desenvolvidos dois motores, *Nucleus* e *Aurora*, que constituirão um pequeno VS, o *North Star 1*; na segunda etapa, é desenvolvido um terceiro motor, *Borealis*, à ser utilizado como primeiro estágio do veículo *North Star 2*; na última etapa, desenvolve-se o *Corona* um motor híbrido de alto desempenho à ser utilizado no VL *North Star Launch Vehicle*. Todos os motores são baseados no conceito de motor foguete híbrido, que utiliza uma alta concentração de peróxido de oxigênio (87,5%,  $H_2O_2$ ) como oxidante, e borracha de polibutadieno com terminação hidroxila (em inglês, *Hydroxyl-terminated polybutadiene* - HTPB) como combustível. A propulsão híbrida é a principal aposta da *RockStar* para competir com outras empresas atuantes do *New Space*.

No mesmo sentido, Kuhn et al. (2017) mostra o projeto *SMall Innovative Launcher for Europe* (SMILE) uma cooperação de 14 instituições europeias distribuídas em 8 países para o desenvolvimento de um veículo lançador com carga útil de até 50 kg. Os principais

objetivos envolvem: a modelagem de um inovador e economicamente acessível VLM europeu; incremento do TRL (em inglês, *Technology Readiness Level*) para tecnologias de pequeno custo de lançadores europeus; desenvolvimento de protótipos de componentes; e criação de um roteiro definindo o desenvolvimento de um plano técnico, operacional e econômico para sistemas de microlançadores.

Por último, tem-se um grande exemplo da viabilidade de adaptação de microlançadores a partir de veículos suborbitais. No Japão, Inatani e Ohtsuka (2018) apresentaram uma remodelagem do VS japonês SS-520, realizando modernizações que permitiram o lançamento de um *CubeSat* em LEO. O novo conceito do veículo é composto de três estágios, os dois primeiros constituem-se a configuração inicial do veículo SS-520, e o terceiro foi estabelecido pela inserção de um pequeno motor no compartimento de carga paga. O sistema de controle de navegação, por exemplo, localiza-se no segundo estágio, onde a base de monitoramento e controle em solo julga o funcionamento correto do sistema após a desacoplamento do primeiro estágio. Além disso, a estabilização do veículo é realizada por *spin*. No SS-520 a otimização estrutural e redução de equipamentos de avionica constituíram-se requisitos essenciais para torná-lo o menor veículo lançador do mundo. Isso é alcançado porque sua distribuição de massa é bem próxima da ideal para maximizar o  $\Delta V$ .

## 2.4 PROPOSTA

O VLM possui em curso o desenvolvimento do motor S50, cujo projeto encontra-se atrasado e sem data para lançamento do primeiro voo. Por outro lado, autores como (WEKERLE et al., 2017) e (LOUREDA; GANY, 2017) propõem sugestões que envolvem o incremento de novas tecnologias. Nesse sentido, o estabelecimento de um lançador nacional que possui a necessidade de aplicação de novas tecnologias, como um motor a propelente líquido, ainda parece distante, haja vista o histórico de problemas de gerenciamento e investimento que o Brasil demonstra ao longo das décadas, o que inclusive é observado no projeto e cronograma do motor S50.

Nesse contexto, o presente trabalho apresenta uma proposta diferente do VLM-1, onde sugere-se a utilização de três motores já desenvolvidos pelo país para serem aplicados em um VLM nacional. Assim, investimentos pontuais em componentes que demandem objetivas modernizações, podem assegurar o estabelecimento de um microlançador no contexto do *New Space*. De modo que o Brasil seja capaz de lançar seus próprios microsatélites ao espaço, e inclusive atender demandas de países latino-americanos.

### 3 MOTOR FOGUETE

O presente capítulo aborda a fundamentação teórica referente ao desempenho de foguetes<sup>1</sup>, englobando conceitos e equações importantes à serem aplicadas no capítulo posterior.

#### 3.1 PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO

A Lei da Ação e Reação, ou Terceira Lei de Newton, implica que uma força exercida em uma direção acarreta em outra força com direção contrária e mesma intensidade. Deste modo, quando observa-se um VL em voo, visualiza-se o escape de gases provenientes da combustão no motor em direção à terra, ou seja, são eles os responsáveis pela geração da força que permite ascensão do veículo ao céu.

Taylor (2017) afirma que existem três parâmetros fundamentais que determinam o tamanho de um motor foguete: força de empuxo ou tração  $F_T$ , impulso específico  $I_{sp}$ , e o fluxo mássico  $\dot{W}$ .

##### 3.1.1 Força de Empuxo

O impulso pode ser matematicamente calculado como a taxa de mudança de *momentum* de um corpo,

$$p = mv, \quad (3.1)$$

onde  $p$  é o momento linear de uma massa  $m$  movendo com velocidade escalar  $v$ . Desse modo, a partir da Segunda Lei de Newton, pode-se descrever o momento linear diferencial, que descreve a conservação do *momentum* de massa com variação da velocidade de um corpo,

$$F = ma = \frac{dp}{dt} = \frac{d(mv)}{dt} = m \frac{dv}{dt} + v \frac{dm}{dt}. \quad (3.2)$$

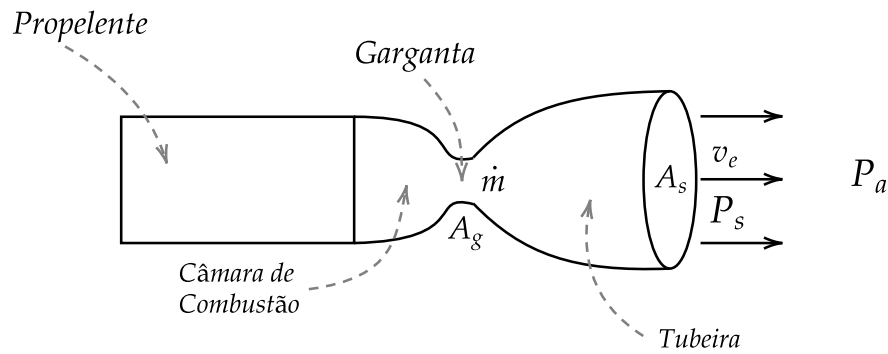
Quando o ocorre reação de combustão entre o combustível e oxidante na câmara de combustão, são gerados gases de alta entalpia. O papel da tubeira é: converter a energia interna desses gases em energia cinética, de modo que a pressão na saída da tubeira

---

<sup>1</sup>O motor foguete constitui-se tecnicamente como a parte de um VL responsável pela geração de empuxo, englobando elementos como a câmara de combustão e tubeira. No entanto, esse termo é popularmente atribuído aos veículos lançadores, que por sua vez, englobam toda a estrutura que permite o lançamento de um equipamento ao espaço, como o motor foguete, os tanques de combustível, os sistemas de controle, eletrônica, planta elétrica e estrutural, e o compartimento de carga paga ou coifa (em inglês, *fairing*).

seja igual ou próxima à pressão ambiente; e acelerar esses gases de exaustão. Desta maneira, os gases de saída são os responsáveis pela geração de uma força  $F$  de empuxo no foguete, com isso há deslocamento do veículo na direção contrária da exaustão, o que permite seu deslocamento, ver Figura 3.1.

Figura 3.1 – Ilustração da geração da força de tração em um foguete.



Fonte: Autor

Portanto, sabendo que a força se dá pelo produto da pressão pela área, tem-se a força na saída da tubeira,

$$F = (P_s - P_a)A_s, \quad (3.3)$$

onde o primeiro termo do produto a direita é a diferença entre pressão de saída dos gases de exaustão  $P_s$  (logo na saída da tubeira) e a pressão ambiente  $P_a$ , e  $A_s$  é a área de saída da seção transversal da tubeira. Assim, combinando a Equação 3.2 e 3.3, tem-se,

$$F_T = \dot{m}v_e + (P_s - P_a)A_s, \quad (3.4)$$

onde  $v_e$  é a velocidade de saída dos gases de exaustão e  $\dot{m}$  é a vazão mássica dos gases. Esses parâmetros são determinados pela combinação entre propelente, câmara de combustão, garganta e tubeira.

A Equação 3.4 é conhecida como Equação de Empuxo do Motor Foguete, ela define como é gerado a força de tração  $F_T$  no motor.

### 3.1.2 Impulso Específico

Agora, considere a aceleração do fluxo de gases na saída da tubeira. Logo, será gerada uma força que irá variar com o tempo, que é justamente o conceito de impulso  $I$ ,

$$I = \int F dt. \quad (3.5)$$

Pela Equação 3.2 e 3.5, tem-se

$$I = \int F dt = \int \frac{dp}{dt} dt = \int dp = \Delta p. \quad (3.6)$$

A Equação 3.6 representa o Teorema do Impulso-Momento Linear, onde demonstra que uma força aplicada em um objeto durante um período de tempo provoca variação da quantidade de movimento linear.

Considerando um foguete com velocidade constante  $v$ , e variação de massa devido ao consumo de propelente, onde  $m_i$  é a massa inicial e  $m_f$  a massa final, pode-se escrever o impulso como,

$$I = \int_{m_i}^{m_f} v \frac{dm}{dt} dt. \quad (3.7)$$

O resultado é a Equação 3.8, onde  $\Delta m_{comb}$  é a variação de massa de propelente,

$$I = (m_i - m_f)v = \Delta m_{comb}v. \quad (3.8)$$

Pode-se reescrever a Equação 3.8 como,

$$v_e = \frac{I}{\Delta m_{comb}}, \quad (3.9)$$

onde  $v_e$  agora será determinada como velocidade efetiva de exaustão. Assim, implica-se que razão do impulso total realizado sobre um foguete pela massa consumida é igual a velocidade efetiva de exaustão.

A partir da Equação 3.9 pode-se determinar o impulso específico,

$$I_{sp} = \frac{I}{\Delta m_{comb}g_0}, \quad (3.10)$$

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0}. \quad (3.11)$$

Tabela 3.1 – Faixas de  $I_{sp}$  para motores distintos.

Motor	$I_{sp}$	Unidade
Monopropelente líquido	170-290	s
Bipropelente líquido	290-450	s
Propelente sólido	210-320	s

Fonte: Autor

A Equação 3.11 define o impulso específico  $I_{sp}$ . Esse parâmetro caracteriza o desempenho do propelente utilizado no motor foguete. Por meio dele permite-se medir a quantidade total de empuxo produzido pela quantidade total de propelente consumido por

segundo. Quanto maior o  $I_{sp}$  maior é a eficiência do motor.

A Tabela 3.1 mostra faixas de impulso específico para diferentes tipos de motor.

### 3.1.3 Fluxo Mássico

Reescrevendo a Equação 3.11, temos

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} = \frac{F_T}{\frac{\Delta m_{comb}}{\Delta t} g_0}. \quad (3.12)$$

Analizando a Equação 3.12, observa-se que a variação da massa de propelente pelo produto da aceleração da gravidade durante um período de geração de empuxo, determina o parâmetro conhecido como taxa de fluxo mássico  $\dot{W}$ , dado por

$$I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{W}}. \quad (3.13)$$

Reescrevendo a Equação 3.13 como a Equação 3.14, tem-se que o fluxo mássico é a razão entre a força de empuxo e o impulso específico,

$$\dot{W} = \frac{F_T}{I_{sp}}. \quad (3.14)$$

Assim, segundo Taylor (2017),  $I_{sp}$ ,  $F_e$  e  $\dot{W}$  são os parâmetros que permitem que engenheiros realizem as estimativas iniciais no projeto de um motor foguete. As propriedades termodinâmicas do motor determinarão o  $I_{sp}$ , o peso total do veículo e as características do motor estabelecem o empuxo  $F_e$  e com esses dois parâmetros iniciais pode-se estimar o  $\dot{W}^2$  exigido para determinar as dimensões que a garganta do foguete deve possuir.

## 3.2 EQUAÇÃO DO MOTOR FOGUETE

Considere um foguete de massa  $m$ , expelindo combustível à uma taxa  $\dot{m}$ , ou seja, ocorre variação de massa em função do tempo,

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt}. \quad (3.15)$$

Considerando a aceleração do veículo a partir da Segunda Lei de Newton, tem-se

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F}{m}. \quad (3.16)$$

---

<sup>2</sup>Também é comum avaliar a vazão mássica  $\dot{m}$  (o que é realizado neste trabalho) no projeto de foguetes, haja vista sua influência na tração fornecida pelo motor, mostrado na Equação 3.4.

Substituindo a Equação 3.2 na Equação 3.16 e rearranjando os termos, tem-se

$$dv = -v_e \frac{dm}{m}. \quad (3.17)$$

Agora, integrando a velocidade entre 0 e  $V$ , e a massa entre uma massa inicial  $M_0$  e uma massa em um determinado instante final,  $M_F$ , temos

$$\int_0^V dv = -v_e \int_{M_0}^{M_F} \frac{dm}{m}. \quad (3.18)$$

A integração resulta em,

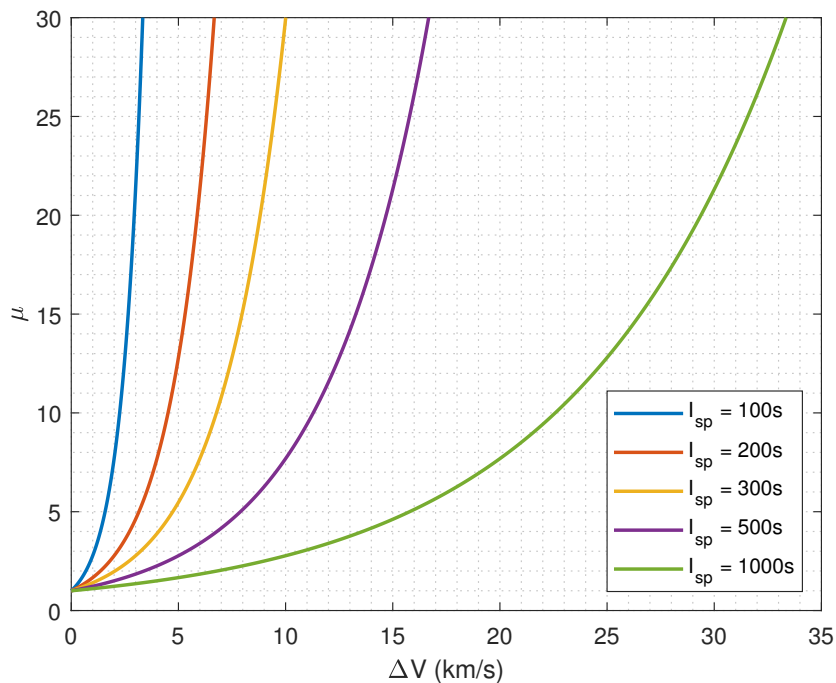
$$\Delta V = v_e \ln \left( \frac{M_0}{M_F} \right), \quad (3.19)$$

onde  $\mu = \frac{M_0}{M_F}$  é a razão de massa do veículo. Logo,

$$\Delta V = I_{sp} g_0 \ln \mu. \quad (3.20)$$

Na Figura 3.2 nota-se que para determinado  $I_{sp}$  conforme aumenta o  $\Delta V$  também aumenta-se  $\mu$ .

Figura 3.2 – Variação de  $\mu$  pelo  $\Delta V$  para diferentes impulsos específicos.

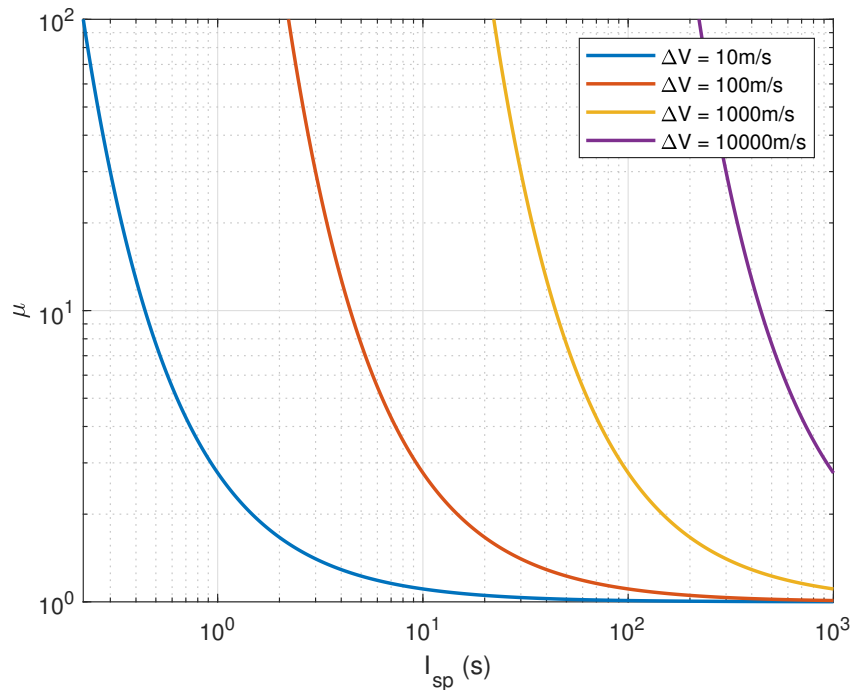


Fonte: Autor

Por sua vez, a Figura 3.3 mostra que o  $I_{sp}$  diminui conforme  $\mu$  aumenta.



Figura 3.3 – Variação de  $\mu$  pelo  $I_{sp}$  para diferentes  $\Delta V$ .



Fonte: Autor

Em outras palavras, o que esses gráficos informam é que quanto melhor a otimização estrutural do foguete, maior é o  $\Delta V$ . Portanto, é preciso construir veículos com a menor massa estrutural possível para entrega de melhor desempenho.

A Equação 3.20<sup>3</sup> é denominada Equação de Tsiolkovsky ou Equação do Motor Foguete. Essa equação descreve o movimento de veículos que seguem o princípio de um foguete, isto é, um veículo capaz de aplicar aceleração à si mesmo utilizando impulso, expelindo parte de sua massa em altas velocidades, pode se mover devido a conservação de *momentum*.

É muito importante destacar o uso do  $\Delta V$  como estudo preliminar para determinar a mudança de velocidade que um veículo deve realizar para a saída de um planeta ou efetuar uma mudança de órbita. Isso é abordado no capítulo seguinte.

### 3.3 ESTÁGIOS

Os veículos lançadores que possuem somente um motor foguete, podem ser classificados como veículos de único estágio. Por outro lado, os que possuem dois ou mais são classificados como multiestágios.

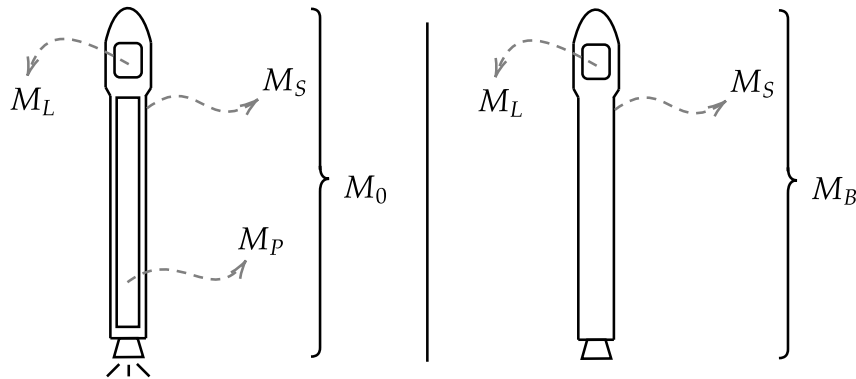
<sup>3</sup>Da maneira que está aqui apresentada, a Equação 3.20 leva em consideração somente a força de reação de um motor foguete, isto é, não considera outras forças que agem em um veículo lançador, como forças aerodinâmicas e gravitacionais. Para avaliar essas outras influências sugere-se consultar (TURNER, 2009).

Atualmente, com o  $I_{sp}$  dos foguetes em operação é praticamente impossível atingir órbita com um único<sup>4</sup> estágio. Por isso, praticamente todos os foguetes utilizam multiestágios.

### 3.3.1 Estágio único

Hill e Peterson (1992) afirmam que a massa total de um foguete pode ser determinado como a soma da massa de seus componentes principais. A mais importante entre todas é a massa de carga paga ou carga útil  $M_L$ , isto é, a massa do objeto que está sendo transportado ao espaço, como um satélite. Há ainda a massa de propelente  $M_P$ , que corresponde a maior parcela dos veículos lançadores, e ainda a massa estrutural do veículo  $M_S$ . Assim, a massa inicial  $M_0$ , é a soma de todas essas parcelas, conforme mostra a Figura 3.4 e a Equação 3.21,

Figura 3.4 – Ilustração da proporção de massas em um foguete.



Fonte: Autor

$$M_0 = M_L + M_P + M_S. \quad (3.21)$$

Com a operação do foguete tem-se a massa de fim de queima (em inglês, *burnout*)  $M_B$ , que consiste na massa do veículo quando todo o propelente é consumido, ver Figura 3.4. Ela é representada por

$$M_B = M_L + M_S. \quad (3.22)$$

Hill e Peterson (1992) afirma ainda que é comum utilizar essas massas em razões,

<sup>4</sup>A Lockheed Martin tentou até 2001 desenvolver um veículo lançador de estágio único, o X-33. Porém, o projeto não vingou por problemas estruturais no tanque de combustível, cujo propelente utilizado era hidrogênio líquido.

como a razão de massa  $\mu$ ,

$$\mu = \frac{M_0}{M_B} = \frac{M_0}{M_L + M_S}. \quad (3.23)$$

A razão de carga paga  $\eta$ ,

$$\eta = \frac{M_L}{M_0 - M_L} = \frac{M_L}{M_P + M_S}. \quad (3.24)$$

E ainda a razão de coeficiente estrutural  $\epsilon$ ,

$$\epsilon = \frac{M_S}{M_P + M_S} = \frac{M_B - M_L}{M_0 - M_L}. \quad (3.25)$$

Combinando as três razões, pode-se expressar  $\mu$  em função de  $\eta$  e  $\epsilon$  como,

$$\mu = \frac{1 + \eta}{\epsilon + \eta}. \quad (3.26)$$

Assim, a Equação 3.20 pode ser reescrita como,

$$\Delta V = I_{sp} g_0 \ln \left( \frac{1 + \eta}{\epsilon + \eta} \right). \quad (3.27)$$

Hill e Peterson (1992) destaca ainda que em projetos de veículos lançadores é desejável ter o maior valor possível de  $\mu$ , a razão está relacionada à aceleração do veículo mostrada na Equação 3.20. Também almeja-se maiores razões de  $\eta$ . Quanto ao  $\epsilon$ , que está diretamente relacionado à concepção de estruturas leves com alta resistência estrutural, deseja-se o menor valor possível.

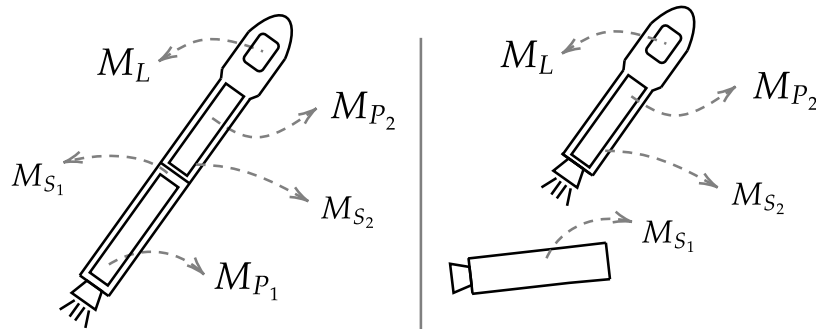
### 3.3.2 Multiestágios

Hill e Peterson (1992) definem um veículo multiestágio como o conjunto de veículos com sua própria estrutura, tanques e motores. Os mesmos são conectados para operar em sequência, acelerando os estágios sucessores e suas respectivas cargas até serem ejetados, ver Figura 3.5. Cada estágio é projetado para prover desempenho adequado à sua parte de operação da trajetória de voo, levando em conta principalmente as condições termodinâmicas da atmosfera, como densidade e pressão do ar.

Nessa lógica Griffin e French (2004) afirma que o uso de multiestágios é preponderante por duas razões: a primeira relacionada a necessidade de descartar massa inutilizável no veículo, como a massa estrutural de um estágio vazio após o consumo de todo seu propelente. Isso provê alívio de massa no cumprimento da missão; a segunda relacionada ao empuxo necessário para aceleração do veículo em missão, que varia conforme há consumo de propelente. Logo, o empuxo necessário no início da missão, isto é, com todo o

veículo carregado, não é o mesmo conforme há consumo de propelente e também quando o mesmo atinge altitudes cujas condições são rarefeitas.

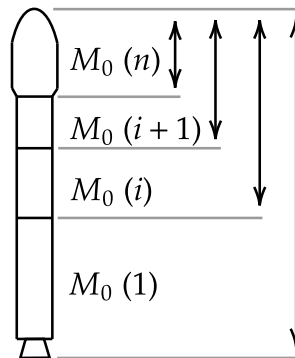
Figura 3.5 – Ilustração da separação de estágios na configuração em série.



Fonte: Autor

A análise de veículos multiestágio pode ser realizada de maneira semelhante aos veículos de estágio único. Assim, utilizando a Figura 3.6 como auxílio, as Equações 3.23, 3.24 e 3.25 podem ser generalizadas para o uso de multiestágios em série.

Figura 3.6 – Generalização de multiestágios.



Fonte: Autor

Considerando a Figura 3.6, infere-se que a carga paga do primeiro estágio é soma da massa dos estágios remanescentes, isto é, do estágio  $i$ , estágio  $i + 1$ , e estágio  $n$  (incluindo  $M_L$ ).

Destaca-se que  $M_{0i}$  é a massa inicial total de um estágio  $i$ , considerando sua carga paga efetiva;  $M_{Bi}$  é a massa total do  $i$ -ésimo estágio após *burnout*, considerando sua carga paga efetiva;  $M_L$  é a massa do último estágio, o que majoritariamente compreende a massa da carga útil;  $M_{Si}$  é a massa estrutural de um estágio  $i$ , incluindo a massa do motor e sistemas de instrumentação.

Assim, considerando um estágio  $i$  ( $1 \leq i \leq n$ ), tem-se que sua carga paga é a soma de todos estágios subsequentes, portanto sua razão de carga paga  $\eta_i$ , é dada por

$$\eta_i = \frac{M_{0(i+1)}}{M_{0i} - M_{0(i+1)}}. \quad (3.28)$$

O coeficiente estrutural  $\epsilon_i$  de um  $i$ -ésimo estágio é dado por

$$\epsilon_i = \frac{M_{Si}}{M_{0i} - M_{0(i+1)}}. \quad (3.29)$$

A razão de massa do  $i$ -ésimo estágio pode ser escrita como,

$$\mu_i = \frac{M_{0i}}{M_{Bi}}, \quad (3.30)$$

o que implica na relação dada por

$$\mu_i = \frac{1 + \eta_i}{\epsilon_i + \eta_i}. \quad (3.31)$$

Com essas definições, a Equação 3.20 pode ser generalizada e ser escrita como,

$$\Delta V_n = \sum_{i=1}^n I_{sp_i} g_0 \ln(\mu_i), \quad (3.32)$$

ou ainda,

$$\Delta V_n = \sum_{i=1}^n v_{e_i} \ln(\mu_i). \quad (3.33)$$

Deste modo, o  $\Delta V$  total do veículo é a soma de todos  $i$ -ésimos  $\Delta V$  de cada estágio. Se todas velocidades de saída  $v_e$  são iguais, tem-se a Equação 3.34

$$\Delta V_n = v_e \ln \left( \prod_1^i \mu_i \right), \quad (3.34)$$

onde  $\prod_1^i \mu_i$  é o produto das razões de massa dos estágios.

Nesse contexto, segundo Tewari (2007) a Equação do Foguete 3.33 não considera perdas devido a gravidade, atmosfera, manobras e diferença de pressão na tubeira, portanto, deve-se adicionar uma margem na velocidade total obtida, de modo a compensar os prejuízos não avaliados. Tewari sugere que para inserções orbitais em LEO deve-se adicionar cerca  $1,5 \text{ km/s}$  na velocidade aproximada requerida de órbita  $8,0 \text{ km/s}$ , totalizando  $9,5 \text{ km/s}$ . Na Tabela 3.2 pode-se observar alguns  $\Delta V$  para missões distintas.

Para veículos com estágios em paralelo as equações acima sofrem pequenas modificações, elas não são apresentadas neste trabalho, pois fogem do escopo.

Tabela 3.2 –  $\Delta V$  necessário para algumas missões.

Missão	$\Delta V$	Unidade
Terra para LEO/GEO	9,1 - 12,5	km/s
Terra para Lua	13,5	km/s
Terra para Marte	17,5	km/s
Terra para Vênus	22	km/s

Fonte: Adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2016)

### 3.4 PROPELENTES

A otimização do desempenho de um veículo lançador depende do tipo de propelente adotado no projeto. No geral, a maioria dos motores foguetes utilizam dois tipos distintos de propelentes: sólido ou líquido. Há ainda variações, como os motores híbridos, elétricos, nucleares e etc. A escolha do motor depende de fatores como custo, disponibilidade de componentes, trajetória de voo, desempenho do propelente e outros. Nesse sentido o  $I_{sp}$  exerce grande influência.

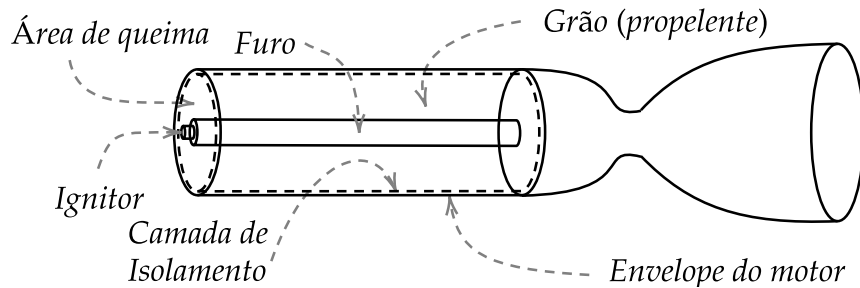
Segundo Buchheim (2007) um elevado  $I_{sp}$  pode ser obtido com altas temperaturas e baixo peso molecular dos gases de exaustão. Para ser eficiente, no entanto, o propelente deve produzir grande energia de combustão onde as moléculas dos produtos sejam portanto, leves e simples. Fator importante também é a densidade do propelente, pois interfere diretamente no tamanho dos tanques de armazenamento de combustível.

#### 3.4.1 Sólido

O motor a propelente sólido (MPS) é de simples configuração, possuindo poucas partes móveis, cuja principal é o sistema de controle de vetorização de voo que fica próximo à garganta e antes do início da tubeira. Apresenta-se a ilustração de um MPS na Figura 3.7.

Segundo Griffin e French (2004) combustíveis sólidos geralmente possuem grande confiabilidade, elevadas razões de massa, dispensam o uso de alguns dispositivos móveis e combustíveis com elevada densidade. No entanto, uma vez ignitado não há controle da combustão no motor. São comumente utilizados em aplicações que demandam elevada capacidade de geração de empuxo, quando por exemplo, são utilizados como foguetes auxiliares de lançamento (em inglês, *boosters*).

Figura 3.7 – Ilustração de motor a propelente sólido.

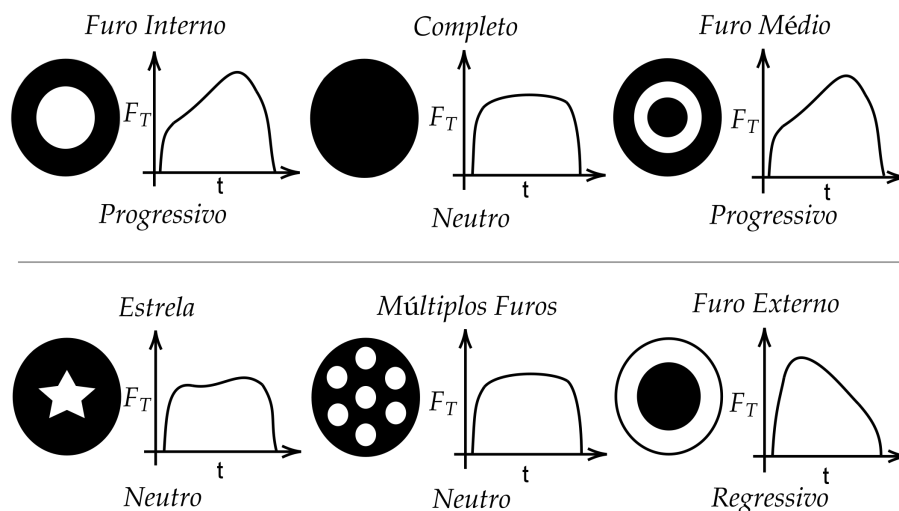


Fonte: Autor

No topo do motor há um ignitor, que é usado para ligá-lo. Uma vez iniciada a queima, a combustão não pode ser interrompida até o completo consumo do propelente. O grão nesses motores corresponde a cerca de 90% da massa total do veículo. O grão é sólido, com uma superfície de queima onde o propelente é consumido. Exterior ao grão localiza-se uma barreira de isolamento térmico, que protege o revestimento externo do motor das temperaturas extremas e pressões do motor do foguete.

Os grãos de propelentes sólidos, ver Figura 3.8, constituem-se de materiais que possuem a consistência elástica de uma borracha. Em geral, envolvem misturas entre combustível, oxidante, catalisadores, compostos aglutinantes, agentes de cura e aditivos.

Figura 3.8 – Formatos dos grãos e seus perfis de queima.



Fonte: Autor

A área de queima  $A_q$  determinada em função do formato do grão, possui diferentes configurações que implicam em diferentes perfis de empuxo e desempenho, tendo o formato de um furo que vaza o propelente. O formato do furo determina se o perfil de empuxo aumenta, diminui ou se mantém neutro durante a queima do propelente.

Segundo Turner (2009) a área de queima  $A_q$ , Equação 3.35, atua governando a vazão mássica em um MPS  $\dot{m} = A_q \rho_p r_b$ , onde  $r_b = a P_c^n$  é o coeficiente de taxa de

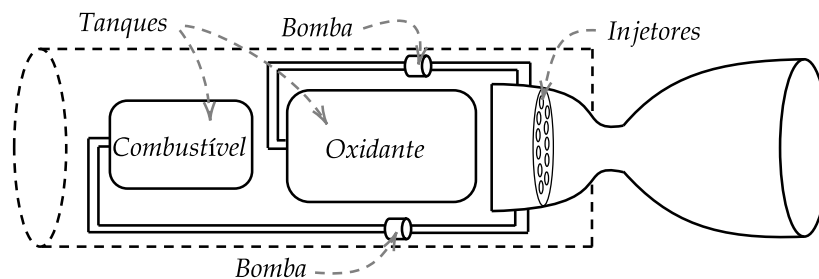
queima, sendo os termos  $a$  e  $n$  determinados exclusivamente de maneira experimental. Em função disto, neste trabalho a vazão mássica será estimada de outra forma, como será discutido no capítulo seguinte.

$$\dot{m} = A_q \rho_p r_b \quad (3.35)$$

### 3.4.2 Líquido

Para fins de comparação, aborda-se o motor a propelente líquido (MPL), que é mais eficiente, no entanto a quantidade de componentes que o constitui torna-o consideravelmente mais complexo que o MPS, observe a Figura 3.9. Em geral, eles possuem tanques de oxidante e combustível, bombas do sistema de alimentação, válvulas, injetores e etc. Os tanques são responsáveis pelo armazenamento do propelente, que posteriormente são bombeados pelo sistema de alimentação para a câmara de combustão. Na câmara, o oxidante e combustível são misturados por meio de injetores que vaporizam a mistura na exata razão estequiométrica para ótima combustão.

Figura 3.9 – Ilustração de um motor a propelente líquido.



Fonte: Autor

Griffin e French (2004) destaca que propelentes líquidos possuem um alto  $I_{sp}$ , controle da combustão do propelente, da ignição, da reignição e do fluxo de propelente, além de flexibilidade e precisão na geração de empuxo e menor tempo de queima. O controle de ignição é uma das principais justificativas para utilização desses motores em estágios de inserção orbital. Em complemento, Buchheim (2007) salienta que esses motores utilizam o oxidante e combustível separados, ao contrário dos propelentes sólidos onde são misturados no grão.

Atualmente muitos microlançadores utilizam configurações que incluem motores a propelente líquido. O Brasil, por sua vez, ainda não opera motores a propelente líquido, embora existam projetos em curso para utilização deles no futuro, como o motor L5 e L75.



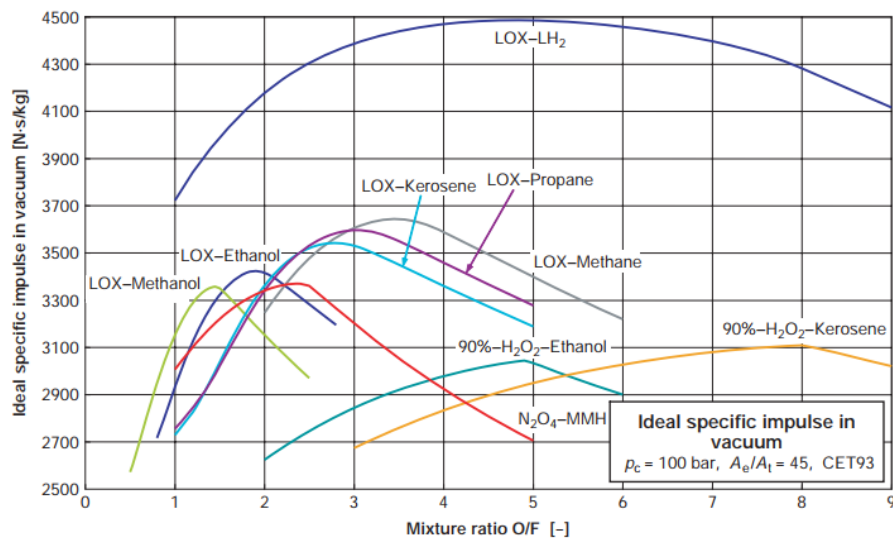
### 3.4.3 Razão de mistura

A razão de mistura  $O/F$  é determinada como a razão entre a massa do oxidante pela massa do combustível, configurando-se como importante parâmetro nas reações de combustão de motores foguete.

Nos motores a propelente sólido, a  $O/F$  é dada na própria composição química do propelente, que envolve oxidante, combustível, aditivos e outros, conforme visto anteriormente. Já nos motores a propelente líquido ela é realizada por meio de injetores, cuja principal função é introduzir combustível e oxidante na razão adequada na câmara de combustão. Isso é realizado com a atomização dos propelentes, que são quebrados em várias partículas pequenas (gotas) e distribuídos para misturarem-se na razão adequada dentro da câmara de combustão. Nesse sentido, no MPL é possível controlar a razão de mistura conforme a necessidade de operação.

Na Figura 3.10 pode-se observar a influência da razão de mistura e do  $I_{sp}$  no desempenho de um motor foguete a propelente líquido.

Figura 3.10 – Desempenho do  $I_{sp}$  em várias combinações de propelente no vácuo.



Fonte: (LEY; WITTMANN; HALLMANN, 2009)

Nota-se que o desempenho do motor é distinto para diferentes razões de mistura.

## 3.5 CÂMARA DE COMBUSTÃO

A pressão na câmara de combustão  $P_c$  possui papel fundamental no desempenho e projeto do motor foguete, pois quanto maior sua intensidade melhor é a eficiência da combustão.

No MPS a câmara de combustão constitui-se como toda região que abriga o propelente sólido. Segundo Palmerio (2016) no MPS quanto maior a pressão maior a massa estrutural, pois a espessura do envelope deve garantir segurança estrutural ao motor. Usualmente trabalha-se com pressões de até  $7 \text{ MPa}$  em MPS. Por outro lado, no MPL a câmara é bastante pequena comparada ao veículo, portanto sua massa tem pouca influência. Nesse caso as pressões são praticadas até  $30 \text{ MPa}$ . A Figura 3.11 mostra o motor S43 do IAE, note que a região cilíndrica constitui-se como câmara do motor.

No MPL a câmara garante que os propelentes sejam injetados, atomizados, vaporizados, misturados e queimados, isto é, passam pelo processo de combustão gerando produtos gasosos, que por sua vez são acelerados e ejetados do veículo em velocidades supersônicas pela tubeira (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

Figura 3.11 – Motor S43 em bancada de testes.



Fonte: (IAE, 2018)

Considerando a Equação 3.11, Huzel e Huang (1992) define  $v_e$  como produto de dois parâmetros: a velocidade característica  $c^*$  e o coeficiente de empuxo  $C_e$ ,

$$v_e = c^* C_e. \quad (3.36)$$

Segundo Palmerio (2016) a  $c^*$  quantifica o nível de energia e qualidade dos propelentes, e da câmara de combustão e é dada por,

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma R(T_c)}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}, \quad (3.37)$$

onde  $\gamma$  é razão de calor específico,  $R$  a constante dos gases ideais e  $T_c$  a temperatura na câmara de combustão. Portanto,  $c^*$  é função das propriedades dos gases produzidos na saída da câmara de combustão.

Em relação ao  $C_e$ , Palmerio (2016) afirma que o parâmetro é utilizado para medir a qualidade da expansão dos gases por meio da tubeira. Indicando se ela está ou não adaptada às condições ambientes de operação, sendo representada por

$$C_e = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{A_s}{A_g} \left[ \frac{P_s - P_a}{P_c} \right], \quad (3.38)$$

onde,  $P_s$  é a pressão na saída da tubeira,  $P_a$  é a pressão ambiente e  $P_c$  é a pressão na câmara e  $\frac{A_s}{A_g}$  é a razão de expansão da tubeira.

Esses parâmetros são importantes e demonstram o funcionamento interdisciplinar entre câmara de combustão e tubeira, sobretudo pela mistura entre oxidante e combustível praticada no motor. De modo geral, eles influenciam na maximização do  $I_{sp}$ .

### 3.6 TUBEIRA

Segundo Ley, Wittmann e Hallmann (2009) a principal função da tubeira é realizar a expansão dos gases de combustão da melhor forma possível, otimizando a velocidade de exaustão. Isso é possível com a conversão da entalpia dos gases de exaustão em energia cinética, que por sua vez é responsável pela geração do empuxo, ver Equação 3.4. Nesse sentido Huzel e Huang (1992) destacam que as formas mais tradicionais de tubeira são construídas no formato convergente-divergente, também conhecido como bocal de Laval. Na região convergente ocorre uma diminuição da área da seção transversal até uma seção mínima conhecida como garganta. Já na região divergente, aumenta-se novamente de maneira gradual a área da seção transversal até a extremidade do bocal. Desta maneira, é possível aumentar a velocidade dos fluidos do regime sônico na garganta para o supersônico na região divergente proporcionando velocidades extremamente altas para a saída da atmosfera terrestre, ver Figura 3.1.

Atualmente os principais formatos de tubeira são: cônico, sino (em inglês, *bell nozzle*) ou *spike*.

A tubeira de formato cônico é a mais simples de ser construída, segundo Huzel e Huang (1992) ela é flexível para alterações nos projetos que envolvem necessidade de modificar a razão de expansão. O formato cônico com ângulo divergente de 15° tornou-se um padrão à ser utilizado em veículos suborbitais de baixo custo. Todavia, para veículos lançadores de satélites atualmente opta-se pelo formato de sino, cujo desempenho é significativamente superior.

Quanto a tubeira de sino, que lembra o dispositivo devido seu formato convergente-divergente, Sreenath e Mubarak (2016) destaca o grande ângulo de expansão logo após a garganta, com uma seguida suavização do ângulo de contorno da tubeira até sua extre-

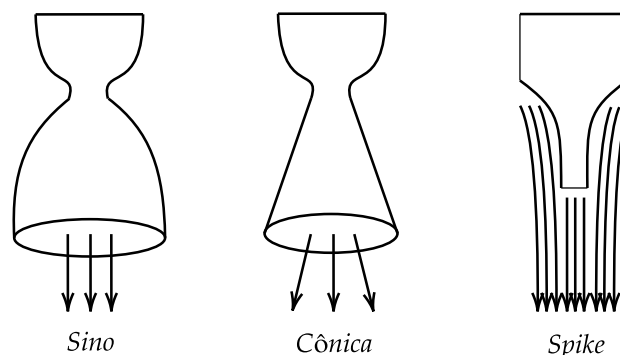
midade, que permite uma expansão quase uniforme dos gases expelidos. A maximização do desempenho ocorre devido o formato parabólico, que maximiza a componente axial da velocidade de escape e produz um alto impulso específico. Devido ao grande ângulo de expansão após a garganta, ocorre a formação de ondas de choque, que constituem-se o grande problema do projeto deste tipo de tubeira, tornando o projeto do contorno na tubeira bastante complexo.

Para otimização da complexidade das tubeiras de sino, foram desenvolvidos métodos para um desenho otimizado de seu formato como: o *Thrust-Optimized parabola* (TOC). Baseado no método das características, nele as propriedades do fluido são calculados em diferentes pontos do escoamento. As ondas de expansão são modeladas continuamente, cada uma curvando o fluxo de ar de maneira infinitesimal junto com o contorno da parede. Isso maximiza o empuxo na saída da tubeira, com a saída uniforme dos gases. Um problema deste método é a determinação de tubeiras bastante longas e pesadas; e a *Truncated ideal contour* (TIC), cujo principal objetivo é manter o desempenho obtido do TOC com a redução do comprimento da tubeira (MURNAGHAN, 2019).

Por último, a tubeira *spike* é a geometria teoricamente capaz de operar com maior eficiência pela maior parte do voo, sobretudo em altas altitudes.

Ilustrações dos tipos de tubeira são mostradas na Figura 3.12.

Figura 3.12 – Principais exemplos de tubeira.



Fonte: Autor

Considerando o aspecto de maximização da eficiência da tubeira, pode-se realizar algumas observações considerando a Equação 3.4. Observando-a, percebe-se que durante a ascensão de um veículo no espaço teremos três condições relacionadas aos termos de pressão: super-expandido  $P_s < P_a$ ; idealmente expandido  $P_s = P_a$ ; e sub-expandido  $P_s > P_a$ .

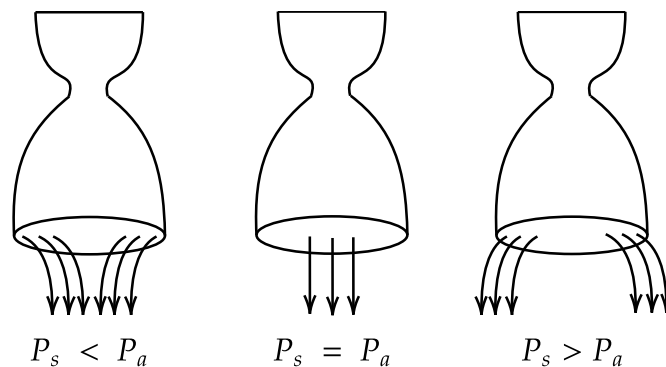
1. A condição super-expandido comumente ocorre em baixas altitudes e é extremamente indesejável, pois reduz a maximização do empuxo gerado no veículo devido a constituição de termo negativo na Equação 3.4.
2. A condição idealmente expandida é a condição ideal para máximo desempenho do

motor. Essa situação ocorre apenas em limites bem definidos da trajetória de voo, devido a variação de pressão da atmosfera e das características da tubeira do foguete. Por isso, segundo Griffin e French (2004) uma maneira de lidar com esse cenário é realizar um compromisso na atuação da tubeira, operando-a o quanto for possível em uma condição levemente sub-expandida, cujos efeitos danosos são inferiores que na condição super-expandida.

3. Segundo Griffin e French (2004) a condição sub-expandida também é uma condição indesejável e indica a falha de expansão dos gases na saída, dessa maneira forma-se a pluma de escape dos gases após a saída da tubeira, consequentemente reduzindo a maximização de  $F_T$ .

Pode-se observar uma ilustração física dos eventos na Figura 3.13.

Figura 3.13 – Condições de expansão dos gases na saída da tubeira.



Fonte: Autor

Quanto ao comprimento das tubeiras, destaca-se a razão de expansão  $A_s/A_g$  (razão entre a área da saída da tubeira pela área da garganta) parâmetro bastante importante, pois deve-se escolher uma expansão que propicie a  $P_s$  ideal na região escolhida para máxima eficiência. No primeiro estágio quando a variação da pressão ambiente é significativa, a determinação da  $A_s$  é fundamental para determinar a ótima  $P_s$ , de modo que seja alcançada em torno da região de máxima pressão dinâmica  $max-Q$  para que o veículo tenha o melhor desempenho na região de maior arrasto aerodinâmico  $D$ .

Na região de  $max-Q$  o veículo experimenta as maiores cargas de pressão dinâmica  $q$  influenciada pelas condições atmosféricas. Deseja-se atravessá-la o mais rápido possível, mas antes que o foguete realmente alcance sua máxima aceleração.

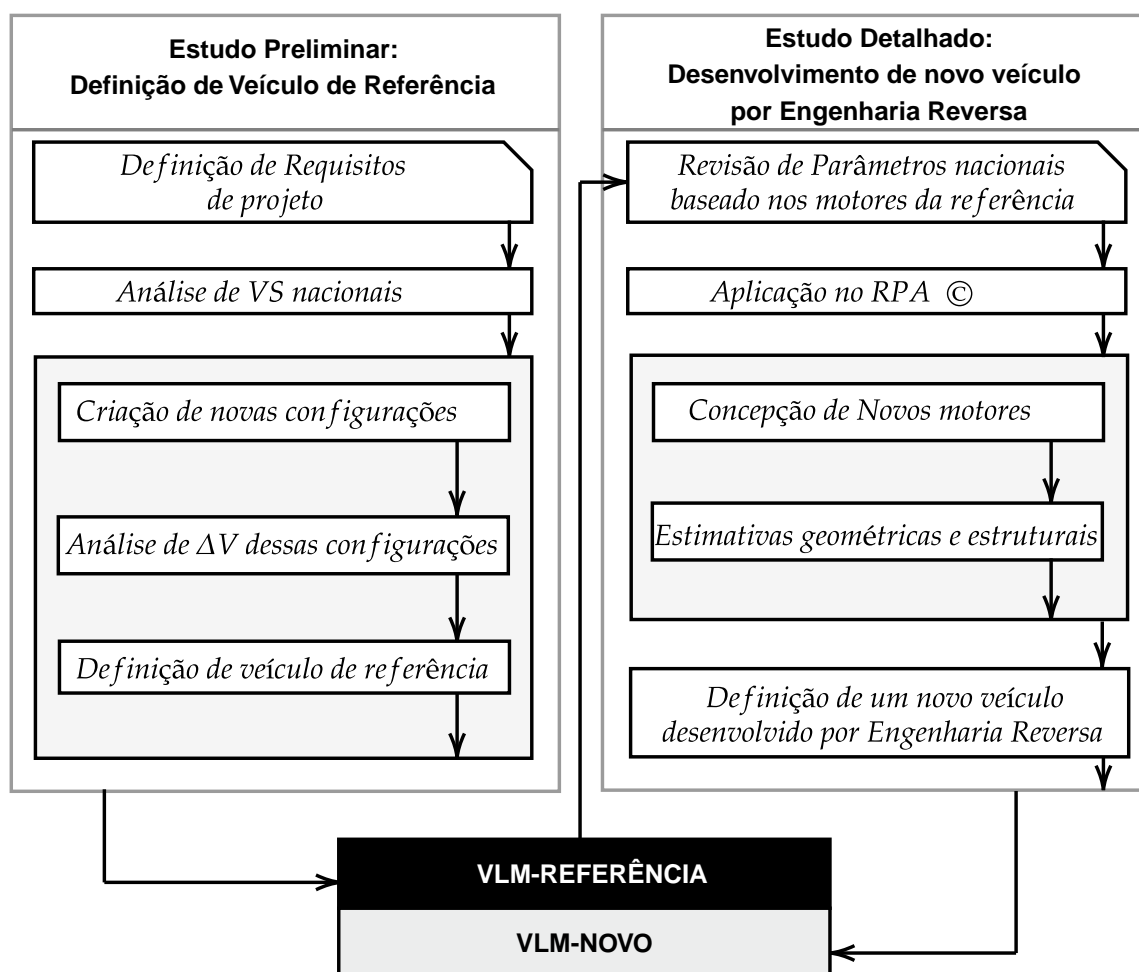
## 4 CONCEPÇÃO DE MICROLANÇADOR

Nesta seção é apresentado um estudo preliminar envolvendo diferentes combinações de motores foguetes desenvolvidos no Brasil, por meio da análise de  $\Delta V$ . Essa análise determinou um veículo de referência, que posteriormente é utilizado como orientação para modelagem por engenharia reversa de uma proposta conceitual de um novo VLM.

### 4.1 METODOLOGIA

A Tabela 4.1 mostra uma contextualização da metodologia utilizada para concepção de um novo veículo lançador de microsatélites.

Figura 4.1 – Metodologia de projeto.



## 4.2 CONCEPÇÃO PRELIMINAR DO VEÍCULO LANÇADOR

Na Tabela 4.1 são mostrados os requisitos determinados para o novo VLM que será desenvolvido nas próximas seções. Esses parâmetros foram escolhidos conforme as abordagens desenvolvidas ao longo do texto, como o  $\Delta V$  mínimo para uma inserção em LEO e massa de carga útil de microssatélite tradicional. Além disso, destaca-se a massa de propelente total do veículo, que neste caso deve ser inferior à massa de propelente total estimada para o VLM-1 (assumindo que o VLM-1 utiliza o mesmo propelente do VLM a ser apresentado ao final do trabalho).

Tabela 4.1 – Requisitos do novo VLM.

Parâmetro	Valor	Unidade
$\Delta V$	$\geq 9,1$	km/S
$M_L$	50	kg
$M_P$	$< 24810$	kg

Fonte: Autor

A concepção preliminar do VL partiu de uma revisão acerca dos principais motores foguetes desenvolvidos no Brasil, com objetivo de angariar seus respectivos valores de massa estrutural, massa de propelente e impulso específico, tendo em vista que constituem-se parâmetros fundamentais em estudos preliminares utilizando a Equação do Motor Foguete 3.28. A Tabela 4.2 mostra as características dos MPS disponíveis no país.

Tabela 4.2 – Parâmetros de motores desenvolvidos no Brasil.

Motor	S20	S30	S31	S33	S40E	S40T	S43	S44	Unidade
$M_S$	320	250	240	55	620	890	1440	115	kg
$M_P$	242	875	670	340	4240	4445	7150	810	kg
$I_{sp}$	259	263	260	274	269	275	280	280	s
$T_q$	18	29	15,5	49	50,6	56	66	62	s

Fonte: Adaptado de (PALMERIO, 2016)

Esses motores foram extensivamente utilizados em veículos suborbitais nacionais, como o Sonda IIIA, VSB-30, VS-40 e VS-43 (PALMERIO, 2016). Nesse sentido, foram realizados estudos para avaliar o  $\Delta V$  de cada um deles para uma inserção orbital em LEO, ver Tabela 4.3.

Nota-se que nenhum deles possui o  $\Delta V$  mínimo necessário para uma inserção orbital em LEO com os valores sugeridos por Tewari ( $\Delta V \approx 9,5$ ) ou Sutton ( $\Delta V \approx 9,1$ ).

A partir desse resultado, foi realizada a combinação de diferentes motores para três estágios, de modo que fosse possível observar as estimativas de  $\Delta V$  de novos veículos

com uma carga de 50 kg. Os resultados do estudo preliminar são mostrados na Tabela 4.4.

Tabela 4.3 – Configurações dos principais VS brasileiros e respectivos  $\Delta V$ .

Veículo	SIIIA	VSB-30	VS-40	VS-43	Unidade
1º Estágio	S30	S31	S40	S43	-
2º Estágio	S33	S30	S44	S44	-
$\Delta V$	5,98	4,5	8,1	8,65	km/s

Fonte: Autor

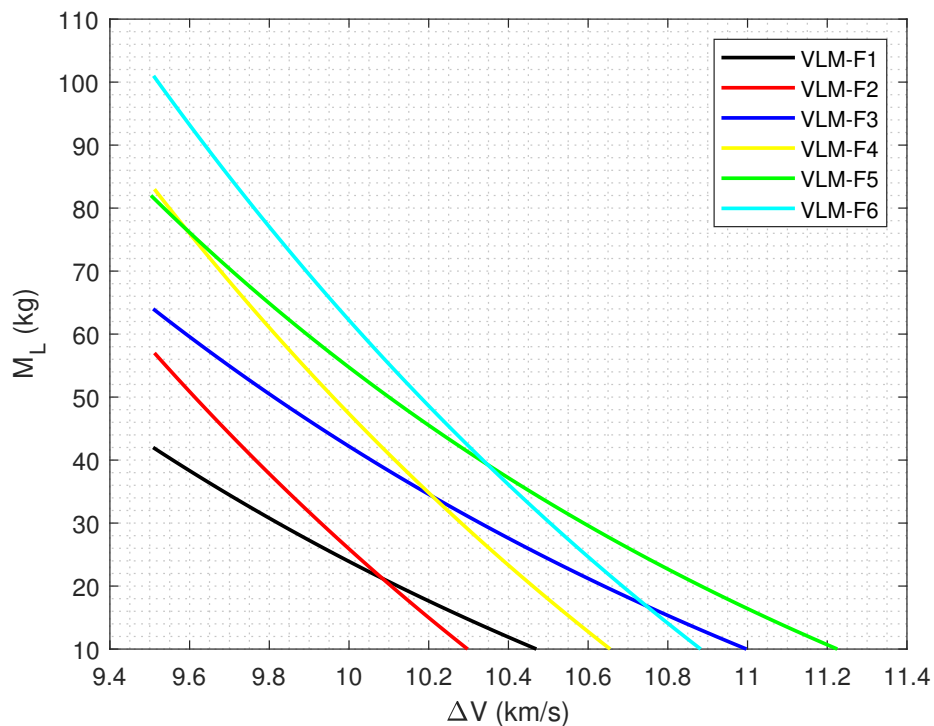
Tabela 4.4 – Configurações avaliadas com três estágios.

Veículo	VLM-F1	VLM-F2	VLM-F3	VLM-F4	VLM-F5	VLM-F6	Unidade
1º Estágio	S43	S40T	S43	S43	S43	S43	-
2º Estágio	S30	S43	S44	S40T	S40E	S40E	-
3º Estágio	S33	S44	S33	S44	S33	S44	-
$\Delta V$	9,32	9,61	9,81	9,95	10,10	10,17	km/s

Fonte: Autor

Com a combinação de seis veículos distintos, analisou-se a variação de  $M_L$  a ser transportada pelos veículos, para observar a mudança de  $\Delta V$  dos mesmos, ver Figura 4.2.

Figura 4.2 –  $\Delta V \times M_L$  dos veículos preliminarmente estabelecidos.



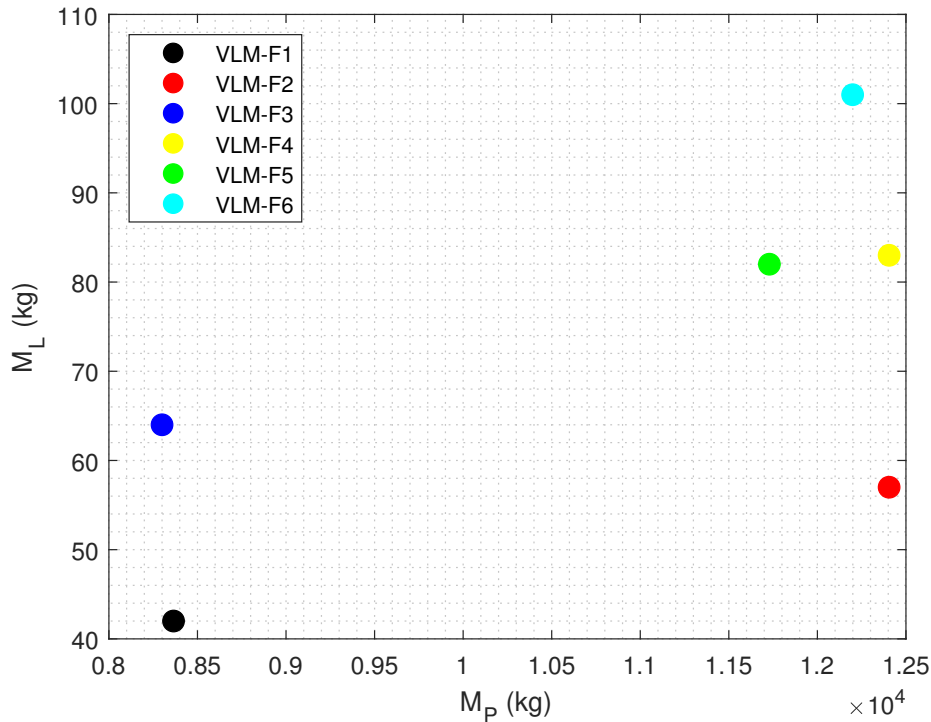
Fonte: Autor



Com esses resultados, foi possível comparar maiores capacidades de transporte de carga útil pela quantidade de combustível total à ser consumido pelos veículos, limitado à um  $\Delta V = 9,5 \text{ km/s}$ .

Os resultados da Figura 4.3 mostram a relação entre a quantidade de propelente utilizado por capacidade de transporte de carga útil do foguete.

Figura 4.3 –  $M_P \times M_L$  dos veículos estabelecidos.



Fonte: Autor

Analisando a Figura 4.3 nota-se que os veículos VLM-F1 e VLM-F3 possuem massas de propelente semelhante, com capacidade de transporte de carga útil cuja diferença é de aproximadamente  $25 \text{ kg}$ . Os demais veículos possuem um acréscimo de aproximadamente 30% na massa total de propelente, o que representa praticamente uma diferença de quatro toneladas. Porém, esse aumento significativo de propelente não representa aumento relevante de carga paga.

O VLM-F3 com  $M_P \approx 8300 \text{ kg}$  transporta  $M_L \approx 64 \text{ kg}$ , enquanto o VLM-F2 com  $M_P \approx 12500 \text{ kg}$  transporta  $M_L \approx 58 \text{ kg}$  e o VLM-F4 e VLM-F5 com respectivamente,  $M_P \approx 12500 \text{ kg}$  e  $M_P \approx 11800 \text{ kg}$  transportam  $M_L \approx 82 \text{ kg}$ .

Na Tabela 4.5 é possível observar que os veículos VLM-F3 e VLM-F1 possuem os valores que melhor se aproximam das melhores distribuições de razão de carga útil  $\eta$  para um foguete, que para o caso de três estágios é  $\eta_1 = 1/3$ ,  $\eta_2 = 1/3$  e  $\eta_3 = 1/3$ . Nota-se também que esses veículos possuem as melhores  $\mu$  para o primeiro estágio, o que otimiza o desempenho do VL. Porém, somente o VLM-F3 atende o requisito de carga paga.

Por outro lado, o VLM-F6 também é bem eficiente quando comparado aos veícu-

los que possuem distribuição de massa de propelente semelhante, mas aplica-se a uma massa de carga útil maior e possui muito mais propelente que o VLM-F3.

Portanto, com a análise da Figura 4.3 e Tabela 4.5, depreende-se que o VLM-F3 consegue transportar uma carga útil com massa semelhante aos veículos que possuem maior massa de propelente, o que infere em maior economia de propelente e custo de lançamento. Deste modo, decidiu-se utilizar o veículo VLM-F3 como referência para a sequência do projeto. Deste modo, a partir deste ponto a proposta de um novo veículo é baseada exclusivamente nele.

Tabela 4.5 – Coeficientes das seis configurações avaliadas.

Veículo	1º Estágio			2º Estágio			3º Estágio		
Coeficientes	$\eta_1$	$\epsilon_1$	$\mu_1$	$\eta_2$	$\epsilon_2$	$\mu_2$	$\eta_3$	$\epsilon_3$	$\mu_3$
VLM-F1	0,1828	0,1676	3,37	0,3956	0,2222	2,25	0,1266	0,1392	4,23
VLM-F2	1,7929	0,1668	1,4252	0,1135	0,1676	3,9607	0,0541	0,1243	5,9091
VLM-F3	0,1595	0,1676	3,5445	0,4811	0,1243	2,4464	0,1266	0,1392	4,2381
VLM-F4	0,7346	0,1676	1,9226	0,1828	0,1668	3,3834	0,0541	0,1243	5,9091
VLM-F5	0,6175	0,1676	2,0602	0,0916	0,1276	4,9803	0,1266	0,1392	4,2381
VLM-F6	0,6792	0,1676	1,9830	0,2007	0,1276	3,6577	0,0541	0,1243	5,9091

Fonte: Autor

É também importante destacar que quando observa-se os dados de massa da configuração VLM-F3, utilizando a Tabela 4.2, nota-se que o veículo possui cerca de 1/3 da massa de propelente do VLM-1.

#### 4.3 ASPECTOS GEOMÉTRICOS

Com o modelo VLM-F3 definido, apresenta-se na Tabela 4.6 os principais dados relacionados ao desempenho dos estágios que o compõem, somado às suas principais características geométricas.

Os motores S43, S44 e S33, constituem-se respectivamente o primeiro, segundo e terceiro estágio do veículo.

Por meio do estudo preliminar de  $\Delta V$  infere-se que o VLM-F3 já garante uma inserção orbital em LEO com carga paga de 50 kg.

É importante destacar que o VLM-F3, nada mais é que o VS-43 acrescido de um terceiro estágio, cujo motor utilizado é o S33. Isso demonstra que ao invés de investir no atual projeto VLM-1, o governo brasileiro poderia ter optado por investir em modernizações dos motores S43, S44 e S33, o que também poderia garantir acesso ao espaço pelo país. Também pode-se destacar que esses motores foram também utilizados no VLS-1<sup>1</sup>.

<sup>1</sup>As primeiras configurações do VLS-1 eram constituídas dos motores: S43, S40TM, S44, S33.

Tabela 4.6 – Principais dados de desempenho e de geometria do modelo *VLM – F3*.

<b>Motor</b>	<b>S43</b>	<b>S44</b>	<b>S33</b>	<b>Unidade</b>
$L$	7,38	1,710	1,266	m
$d$	1,007	1,009	0,665	m
$M_S$	1440	115	55	kg
$M_P$	7150	810	340	kg
$I_{sp}$	280	280	274	s
$T_q$	62	66	49	s

Fonte: Adaptado de (PALMERIO, 2016)

#### 4.4 MODELAGEM DE NOVO VEÍCULO

A partir desse ponto será abordada a concepção de um novo VLM, baseado na configuração do veículo VLM-F3. Isso é realizado para demonstrar os principais conceitos envolvidos na concepção de motores foguete. Para isso utiliza-se engenharia reversa com a utilização dos principais parâmetros dos motores de referência, de modo que se forme um conceito, que por meio de simulações de inserção orbital, demonstre a factibilidade de acesso ao espaço do Brasil pelo seu uso.

Como adota-se uma engenharia reversa foi buscado garantir semelhanças de desempenho e geometria com os atuais motores a propelente sólido disponíveis no Brasil.

#### 4.5 ROCKET PROPULSION ANALYSIS

Para a concepção de motores foguetes semelhantes aos do veículo de referência, utilizou-se o *software* RPA © (*Rocket Propulsion Analysis*<sup>2</sup>), um programa que permite análises termodinâmicas e predição de desempenho em motores líquidos, sólidos e híbridos com inclusão de poucos dados. Para propelentes sólidos os dados foram validados com comparações em relação ao motor P80 do lançador francês VEGA, cujas estimativas de  $I_{sp}$  tiveram erro de 1,7% (ALEXANDER PONOMARENKO, 2019). Nesse sentido, destaca-se algumas de suas vantagens:

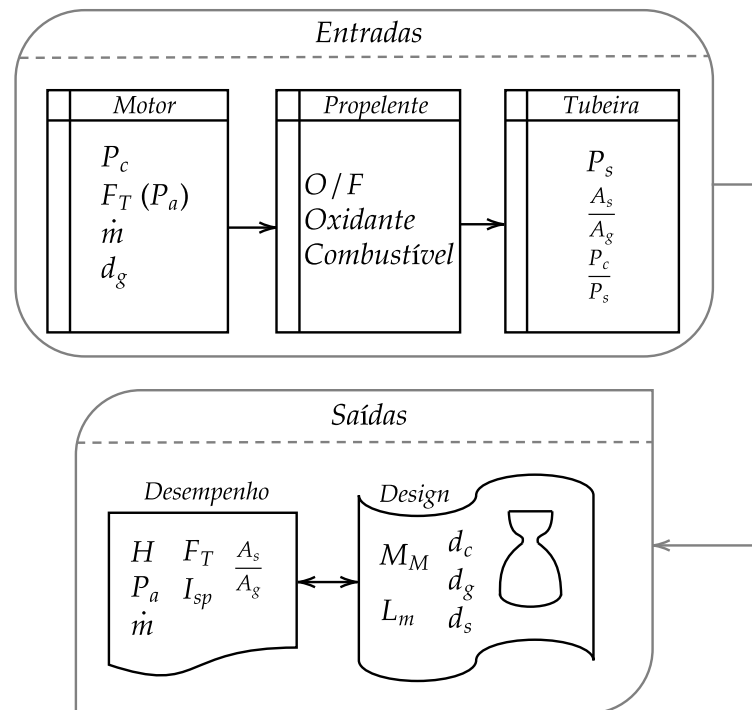
- Uso da teoria de minimização da Energia Livre de Gibbs para obter os produtos da combustão;
- Otimização de razões de mistura de propelentes para obter máximo  $I_{sp}$ ;

<sup>2</sup>Versão utilizada: RPA © v.2.3 Standard Edition.

- Análises de desempenho por variação da altitude;
- Determinação das dimensões da câmara para uma determinada tração, vazão mássica ou diâmetro da garganta;
- Análises termodinâmicas da câmara e tubeira; e
- Concepção de uma tubeira de contorno utilizando o método das características.

A Figura 4.4 mostra um esquema que representa a manipulação de dados no *software*, cujas variáveis de entrada e saída são discutidas nas subseções 4.5.1 e 4.5.2.

Figura 4.4 – Diagrama com parâmetros do RPA.



Fonte: Autor

Também decidiu-se utilizar o RPA © porque o programa fornece uma estimativa geométrica e de massa para o motor. Porém, como os contornos são para um MPL, eles foram adotados exclusivamente como estimativas, e usados para concepção em CAD do veículo. Isso também foi realizado devido a inacessibilidade de parâmetros específicos de motores do IAE, devido a confidencialidade dos projetos. A região da câmara de combustão fornecida pelo RPA © foi adotada hipoteticamente como uma região de recirculação, onde aumenta-se o tempo de queima do propelente para ser obtida uma queima mais completa. Também definiu-se essa região como comprimento do controle de vetorização de voo  $L_v$ . Portanto,  $L_v \approx L_c$ .

#### 4.5.1 Entradas

Na entrada, é possível inserir condições do motor como a pressão na câmara de combustão  $P_c$ , a força de tração  $F_T$  em uma determinada altitude de ótima expansão inserindo a pressão atmosférica  $P_a$ , a vazão mássica  $\dot{m}$  e o diâmetro da garganta  $d_g$ , esses últimos três parâmetros são optativos, permitindo a utilização de somente um parâmetro por simulação. A respeito do propelente escolhe-se a combinação, monopropelente ou bipropelente, a razão de mistura  $O/F$ , o oxidante e o combustível. Há ainda a opção de solicitar otimização para a  $O/F$  ótima. Por último na tubeira, deve-se determinar um parâmetro que deseja-se obrigatoriamente alcançar, como a pressão na saída  $P_s$ , a razão de expansão  $A_s/A_g$  ou a razão de pressões  $P_c/P_s$ . Para as simulações deste trabalho trabalhou-se exclusivamente com a  $P_s$  e  $A_s/A_g$ .

Para obter motores semelhantes à referência, as entradas do RPA © deverão ser parâmetros baseados nos motores originais do IAE.

#### 4.5.2 Saídas

Nos resultados é possível observar vários dados termodinâmicos do motor, tanto na câmara, garganta ou tubeira, como, temperatura, densidade, pressão, número de Mach, entropia, entalpia, velocidade e etc. No entanto, o escopo deste trabalho limita-se à discutir os principais parâmetros de saída que influenciam majoritariamente na eficiência do motor, conseqüentemente no desempenho do veículo, pois, serão os principais dados à serem utilizados no modelo propulsivo das simulações de mecânica de voo. Quanto ao  $I_{sp}$  é possível observá-lo em duas condições: teórica, onde o programa realiza estimativas teóricas; e estimada, onde o programa considera algumas perdas durante a operação.

No RPA tem duas abas de saídas principais: primeiro análises de desempenho, nela monitorou-se principalmente a altitude que ocorre a ótima expansão da tubeira e sua respectiva pressão atmosférica  $P_a$ , além do  $I_{sp}$  nesta condição; segundo o *design*, nela é apresentado um esboço geométrico do formato do motor, onde tem-se os comprimentos da tubeira  $l_t$ , da câmara de combustão  $l_c$  (note que adotamos  $l_v \approx l_c$ ), os diâmetros da câmara  $d_c$ , garganta  $d_g$  e saída  $d_s$ , entre outros.

### 4.6 ESTIMATIVAS UTILIZADAS PARA CONCEPÇÃO DO VEÍCULO LANÇADOR

Nesta seção é realizado um estudo acerca dos principais parâmetros praticados em MPS desenvolvidos pelo IAE. De modo que os dados inseridos no RPA © sejam semelhantes aos praticados em motores reais, sobretudo nos motores S43, S44 e S33, que

constituem o veículo de referência VLM-F3.

#### 4.6.1 Impulso específico

Neste projeto busca-se obter  $I_{sp}$  com resultados semelhantes aos apresentados na Tabela 4.6. Nesse sentido, realizou-se pesquisas com intuito de esclarecer os propelentes utilizados nos foguetes brasileiros, a força de tração, pressões na câmara, razões de expansão e etc.

#### 4.6.2 Força de tração

A força de tração  $F_T$  tomada como orientação é baseada em condição de operação no vácuo, conforme Tabela 4.7.

Tabela 4.7 –  $F_T$  máxima no vácuo dos motores de referência.

Motor	S43	S44	S33	Unidade
$F_T$	340,0	39,0	21,8	kN

Fonte: Adaptado de (PALMERIO, 2016)

#### 4.6.3 Propelentes

Em geral, os foguetes brasileiros utilizam Propelente Sólido Compósito (PSC). Cardoso et al. (2019) destaca que o PSC é uma mistura complexa e estável, tendo como fase contínua uma matriz polimérica e na fase descontínua um sal inorgânico como oxidante, rico em oxigênio, e um aditivo metálico para aumentar a temperatura dos gases da combustão e, consequentemente a eficiência energética do motor.

Nesse sentido, Palmerio (2016) afirma que o principal propelente sólido utilizado nos foguetes brasileiros consiste na mistura entre: perclorato de amônio (PA,  $NH_4ClO_4$ ), polibutadieno hidroxilado (PBLH,  $(C_4H_6)_{50}OH_2$ ) e pó de alumínio (AL,  $Al$ ). Esse tipo de combustível é mais conhecido em inglês como *HTPB/AP/AL*.

O polibutadieno hidroxilado (HTPB), desempenha papel de combustível e matriz polimérica, atuando como ligante (em inglês, *binder*), aglutinando a carga sólida para formar um material coeso e com resistência mecânica suficiente para suportar os esforços em que o propelente é submetido durante manuseio, transporte, armazenamento, ignição e voo. O perclorato de amônio (em inglês, *Ammonium Perchlorate* - AP), é utilizado como oxidante,

sendo rico em oxigênio e estável em choques mecânicos. O pó de alumínio, por sua vez, é utilizado como aditivo metálico para aumentar a energia entregue pelo motor, contribuindo para o aumento da temperatura, densidade e vazão de massa dos gases de combustão e também tem função de estabilizar o processo de queima contra instabilidades.

É salientado ainda por Cardoso et al. (2019) que o PSC apresenta uma concentração mássica significativa de oxidante, com participações inferiores de aglutinantes poliméricos e aditivos metálicos, conforme pode-se observar na Tabela 4.8.

Marc Bulcher (2018) destaca que em misturas envolvendo PBLH, PA e AL, deve-se utilizar uma razão de massa de no mínimo 15% de PBLH para garantir uma aglutinação da massa do propelente e 85% de PA com AL.

Na Tabela 4.9 temos as principais propriedades dos elementos.

Tabela 4.8 – Formulação típica de PSC usado pelos foguetes do IAE.

Componente	Concentração (m/m%)
Aglutinante polimérico (PBLH)	10 a 15
Oxidante (PA)	60 a 80
Aditivo metálico (AL)	10 a 15
Agente de cura (Outros)	Variável em função da razão molar NCO/OH
Aditivos (Outros)	<5

Fonte: Adaptado de (CARDOSO et al., 2019)

Tabela 4.9 – Principais propriedades do propelente PBLH/PA/AL.

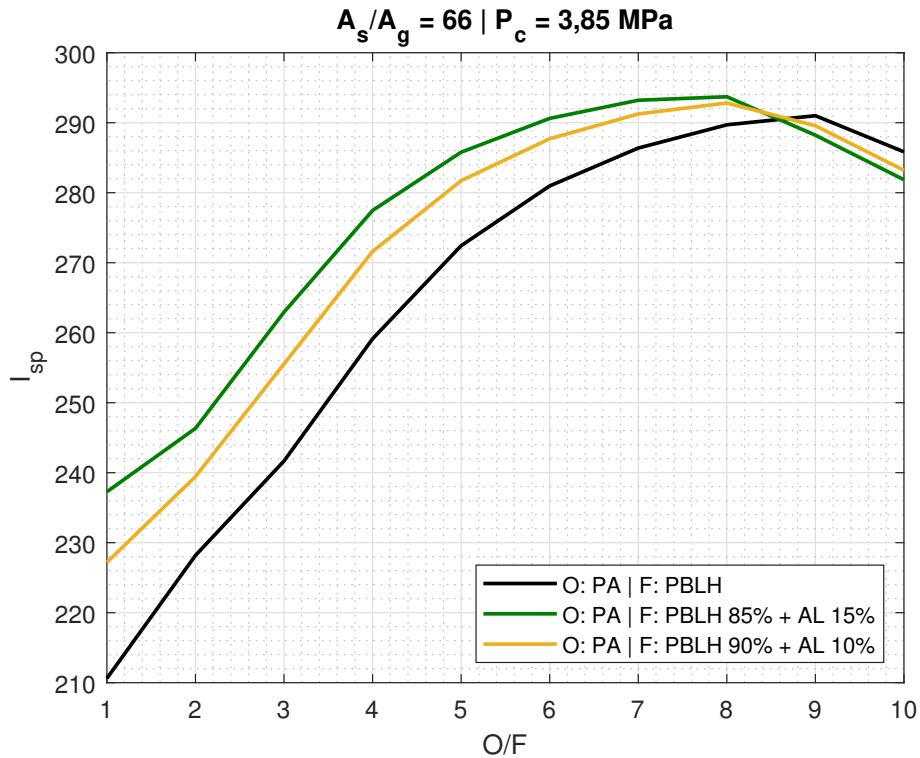
Elemento	AL	PA	PBLH	Unidade
$\rho$	2700	1950	930	$kg/m^3$
$\Delta H_f^\circ$	0	-295,77	23,99	KJ/mol
$M_m$	26,98	117,49	2766	u
Fórmula	Al	$NH_4ClO_4$	$(C_4H_6)_{50}OH_2$	-

Fonte: Autor

Ainda no contexto da Tabela 4.9 é importante destacar que a baixa massa molecular  $M_m$  do AL e PA contribuem para a produção de uma  $c^*$  maior.

A Figura 4.5 mostra uma análise avaliativa do desempenho de um motor com ausência e presença do alumínio como aditivo metálico. Pode-se notar que conforme é inserida e aumentada a proporção de alumínio o impulso específico se eleva, o que demonstra a importância do AL em propelente sólidos que envolvem PA/PBLH. Todavia é importante destacar que o uso de AL infere no acúmulo de metal nas tubeiras, o que constitui uma desvantagem em suas aplicações.

Figura 4.5 – Avaliação do uso de AL como aditivo metálico.



Fonte: Autor

Na modelagem utilizando o RPA © desconsiderou-se os agentes e aditivos da mistura devido a inacessibilidade da real formulação usada nos motores de referência. Além disso, destaca-se que por limitação da versão estudantil do *software*, exclusivamente nas simulações para modelagem do motor, utilizou-se somente a mistura PA/PBLH, ausentando-se o AL.

#### 4.6.4 Razão de mistura

Na Figura 4.5 nota-se que para o propelente PBLH/PA e/ou PBLH/PA/AL a razão ótima encontra-se em torno de 7 a 9. Portanto, neste estudo foram consideradas  $O/F$  nesta faixa, de modo que fosse obtido os melhores resultados da combustão. Também utilizou-se a opção de otimização da razão de misturas disponível no *software*.

#### 4.6.5 Pressão da câmara de combustão

Para preservar as características de desempenho dos motores de referência, a escolha da pressão na câmara foi fundamental. Utilizou-se parâmetros da câmara baseados



no VLS-1, que utiliza os motores S43<sup>3</sup> e S44<sup>4</sup> (GONÇALVES; JR.; SAKAI, 2003). Exclusivamente para o veículo S-33 realizou-se estimativa pessoal\* por ausência de referências. Nesse contexto, adotou-se uma  $P_c$  menor para o terceiro estágio para diminuir a massa estrutural do mesmo. A Tabela 4.10 mostra as pressões do projeto.

Tabela 4.10 –  $P_c$  dos estágios de referência.

<b>Motor</b>	<b>S43</b>	<b>S44</b>	<b>S33</b>	<b>Unidade</b>
$P_c$	5,8	4,1	1,8*	MPa

Fonte: Autor

#### 4.6.6 Pressão de saída na tubeira

A pressão na saída do bocal da tubeira  $P_s$  é parâmetro extremamente importante no projeto de um motor, pois deseja-se projetá-lo para condição idealmente expandida, como visto na Seção 3.7. Essa igualdade entre pressões é conhecida como condição de projeto.

A condição de projeto do primeiro estágio foi escolhida pela altitude habitual que veículos lançadores alcançam  $max-Q$ . O veículo Electron, da empresa neozelandesa RocketLab atinge  $max-Q$  em aproximadamente 11,6 km de altitude ( $P_a = 20,58 kPa$ ).

As condições de projeto do segundo e terceiro estágios foram baseadas no perfil de voo do VLS-1 (AEB, 2018). A  $P_a$  do segundo estágio foi determinada por uma altitude média entre a separação do primeiro estágio e fim de queima do segundo estágio do VLS-1. A  $P_a$  do terceiro estágio seria determinada por uma altitude média entre a ignição do terceiro estágio e separação do terceiro estágio do VLS-1, no entanto devido limitações do RPA ©, que considera dados atmosféricos somente até 86 km de altitude, decidiu-se determinar a condição de projeto dessa última altitude. Nesse sentido é preciso destacar que a partir de aproximadamente 50 km de altitude a pressão do ar torna-se bastante rarefeita, com variações infinitesimais conforme aumenta-se a altitude. As condições de projeto são mostradas na Tabela 4.11.

Tabela 4.11 – Condições de projeto.

<b>Estágio</b>	<b>1º estágio</b>	<b>2º estágio</b>	<b>3º estágio</b>	<b>Unidade</b>
$H$	10	50	86	km
$P_s$	26,4363	0,0759	0,0003	kPa

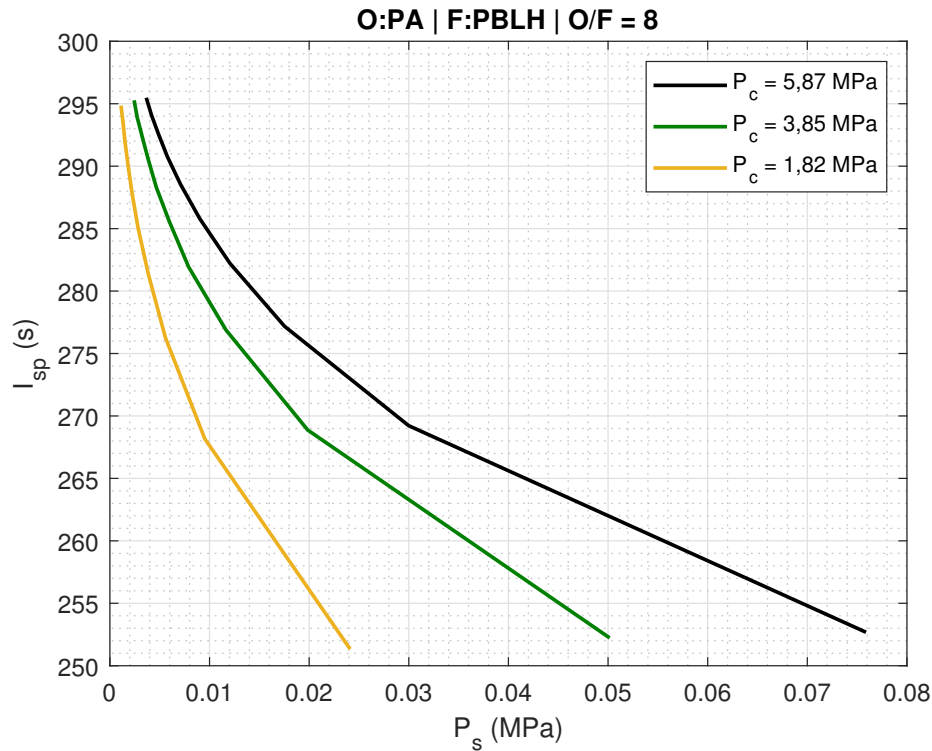
Fonte: Autor

<sup>3</sup> $P_c$  do S43 baseada em dado fornecido por: <http://www.astronautix.com/s/s-43.html>

<sup>4</sup> $P_c$  do S44 baseada em dado fornecido por: <http://www.astronautix.com/s/s-44.html>

A Figura 4.6 mostra como a variação da pressão de saída da tubeira influencia no  $I_{sp}$  do motor. Quanto menor a  $P_s$  maior o  $I_{sp}$  do motor foguete.

Figura 4.6 – Influência da pressão de saída no  $I_{sp}$ .



Fonte: Autor

Ao fim da próxima seção, compare as Figuras 4.6 e 4.7. Note a importância da razão de expansão na determinação da condição de projeto.

#### 4.6.7 Razão de expansão

As razões de expansão adotadas para o motor S43<sup>5</sup> e S44<sup>6</sup> foram obtidas na internet, e por ausência de referências a razão do S-33 foi uma \*\*estimativa do autor. Praticou-se um valor semelhante ao segundo estágio, pois geralmente os últimos estágios de veículos lançadores possuem características semelhantes. As razões são mostradas na Tabela 4.12.

<sup>5</sup> $A_s/A_g$  do S43 baseada em dado fornecido por: <http://www.astronautix.com/s/s-43.html>

<sup>6</sup> $A_s/A_g$  do S44 baseada em dado fornecido por: <http://www.astronautix.com/s/s-44.html>

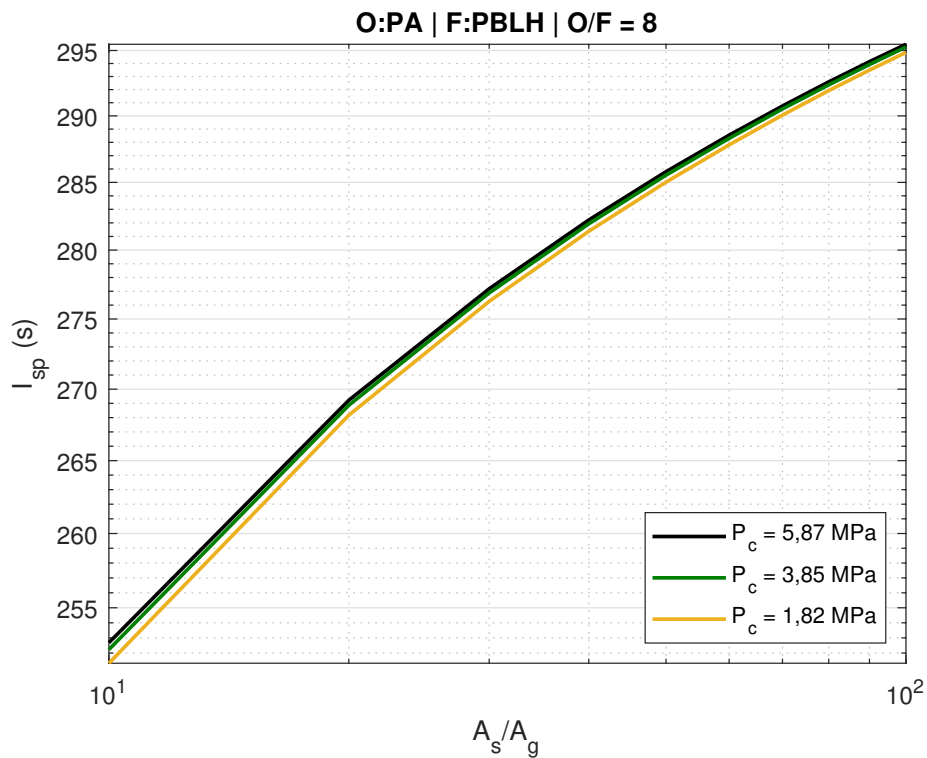
Tabela 4.12 – Razões de expansão dos estágios de referência.

<b>Motor</b>	<b>S43</b>	<b>S44</b>	<b>S33</b>
$A_s/A_g$	12,82	66	60**

Fonte: Autor

A Figura 4.7 apresenta a variação do  $I_{sp}$  para uma faixa de razão de expansão de 0 a 100, adotando as pressões da câmara dos motores de referência.

Figura 4.7 – Avaliação do ganho da razão de expansão.



Fonte: Autor

No gráfico superior nota-se que conforme aumenta-se a razão de áreas aumenta-se o  $I_{sp}$ , explicitando o benefício de elevadas expansões de área.

Para motores operando em altitudes elevadas ( $H \geq 100 \text{ km}$ ) a pressão é bastante rarefeita e o empuxo aumenta proporcionalmente à razão de expansão. Nesse caso, é necessário realizar um compromisso, de modo que a expansão ocorra até que o peso adicional praticado por ela custe mais que o desempenho extra propiciado pelo seu aumento. Por essa razão, a tubeira de estágios inferiores possuem razões de áreas menores que dos estágios superiores, como os utilizados para inserção orbital.

#### 4.6.8 Vazão mássica

A vazão mássica  $\dot{m} = \frac{M_P}{T_q}$  dos motores de referência foram estimados fazendo uma simples razão da massa de propelente  $M_P$  do estágio pelo seu tempo de queima  $T_q$ . Assim, chegou-se nas vazões da Tabela 4.13. Nas simulações buscou-se preservar essas vazões mássicas nos novos motores, de modo que as massas de propelente e tempo de queima fossem semelhantes aos estágios de referência. Nesse sentido, é importante destacar que a vazão mássica determina a  $A_g$ , o que influencia diretamente na razão de expansão.

Tabela 4.13 – Vazão mássica dos estágios de referência.

Motor	S43	S44	S33	Unidade
$\dot{m}$	115,322	12,272	6,938	kg/s

Fonte: Autor

#### 4.6.9 Grão

Em relação ao formato de grão dos motores, decidiu-se utilizar duas configurações distintas: escolheu-se o formato de *furo interno* para o primeiro estágio, devido à queima progressiva onde o empuxo é máximo próximo ao final da queima, permitindo máxima tração em torno na região de *max-Q*; e o formato *completo*, devido a queima neutra, que satisfaz um bom desempenho em condições rarefeitas. O formato dos grãos para cada um dos estágios é mostrado na Figura 4.8.

Exclusivamente no primeiro estágio, o formato de “furo” do grão pode ser estimado como um cilindro oco, ver cilindro à esquerda da Figura 4.8. Assim, para calcular o diâmetro interno do grão  $d_i$ , usou-se uma relação envolvendo o volume  $V$  de um cilindro oco, onde  $d_e$  é o diâmetro externo do grão,  $L_g$  o comprimento do grão,  $M_P$  a massa do grão (isto é, propelente) e  $\rho_p$  a densidade do grão,

$$V = \pi(R_e^2 - R_i^2)L,$$

$$d_i = \sqrt{d_e^2 - \frac{4M_P}{\rho_p\pi L_g}}. \quad (4.1)$$

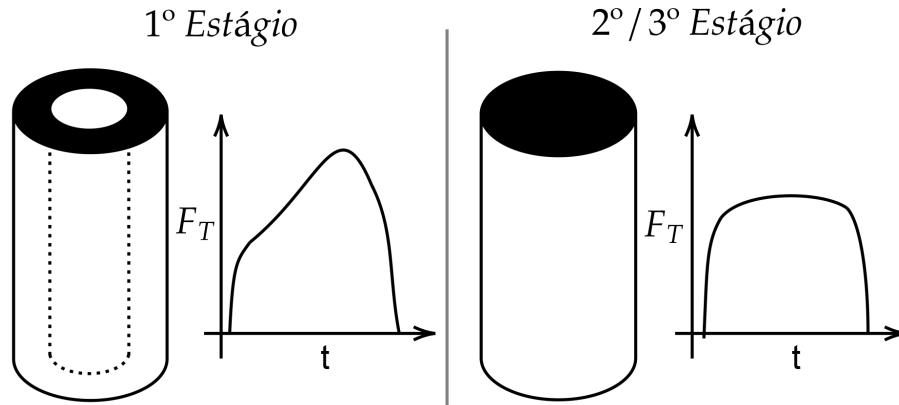
Sabendo que o propelente envolve a mistura de vários elementos, a densidade

média do grão  $\rho_p$  é calculada como,

$$\rho_p = \frac{M_P}{V_P} = \frac{M_{pa} + M_{pblh} + M_{al}}{V_{pa} + V_{pblh} + V_{al}} = \frac{M_{pa} + M_{pblh} + M_{al}}{\frac{M_{pa}}{\rho_{pa}} + \frac{M_{pblh}}{\rho_{pblh}} + \frac{M_{al}}{\rho_{al}}}, \quad (4.2)$$

$$\rho_p = \frac{\rho_{pa}\rho_{pblh}\rho_{al}(M_{pa} + M_{pblh} + M_{al})}{\rho_{pblh}\rho_{al}M_{pa} + \rho_{pa}\rho_{al}M_{pblh} + \rho_{pa}\rho_{pblh}M_{al}}.$$

Figura 4.8 – Formato dos grãos escolhidos e perfil do empuxo na queima.



Fonte: Autor

Nesse caso,  $M_{pa}$ ,  $M_{pblh}$  e  $M_{al}$  são as massas de cada um dos elementos na mistura do propelente. A soma delas resulta na massa total do propelente do estágio.

No segundo e terceiro estágio o formato do grão é semelhante a de um cilindro simples, ver lado direito da Figura 4.8. Neste caso utilizou-se uma estimativa levando em consideração o volume do cilindro com objetivo de obter o comprimento dos grãos respectivos desses estágios. Assim,

$$V = \pi R_e^2 L_g, \quad (4.3)$$

$$L_g = \frac{4M_P}{\rho_p \pi d_e^2}.$$

O  $d_e$  foi utilizado como entrada para garantir um formato aerodinâmico uniforme do veículo, de modo que as variações geométricas transversais fossem semelhantes ao longo do voo.

#### 4.6.10 Estrutura

No projeto estrutural do veículo, focou-se no projeto do envelope do motor dos estágios e na avaliação de sua integridade estrutural por meio de critério de falha para pressão interna.

Costa (2003) afirma que o IAE utilizou envelopes metálicos de aço intensivamente nos primeiros VS brasileiros, como o Sonda II e Sonda III que usavam aço AISI 4140 e o Sonda IV com aço AISI 4130, porém com objetivo de reduzir tolerâncias a fraturas o veículo passou a utilizar o aço 300M. Por outro lado, o uso de materiais compósitos também passou a ser praticado inicialmente com os motores S44, concebido com fibras de aramida com resina epóxi. Destaque também vale pro S33 fabricado com fibras de carbono e resina epóxi. A Tabela 4.14 mostra propriedades de algumas ligas utilizadas pelo IAE.

Tabela 4.14 – Principais materiais metálicos utilizados pelo IAE.

Material	AISI 4140	AISI 4340	AISI 300M	Ti-6AL-4V $\alpha + \beta$	Unidade
$\rho$	7850	7850	7730	4400	kg/m <sup>3</sup>
$\sigma_e$	860	1420	2020	1280	MPa
$F_e$	0,10	0,180	0,261	0,29	MPa.m <sup>3</sup> /kg

Fonte: Adaptado de Costa (2003)

Decidiu-se optar pela aplicação de um material metálico nas estimativas deste trabalho, devido a maioria dos foguetes a propelente sólido utilizarem essa opção no país. Nesse contexto, o país possui alta competência na aplicabilidade de aços de ultra-resistência. Por outro lado, possui bastante dificuldade para obtenção de matérias primas de fibras de alto desempenho para aplicação de materiais compósitos (PALMERIO, 2016). Nesse contexto, Costa (2003) destaca que a principal propriedade a ser considerada no projeto de um envelope é a força específica  $F_e$ , devido a necessidade de elevada resistência estrutural nas paredes do motor aos carregamentos produzidos pela queima do propelente sólido e a redução de massa.

Observando a Tabela 4.14, nota-se que a liga de titânio possui a melhor força específica entre os materiais dúcteis aplicados nos VS nacionais. Além de possuir menor densidade em comparação com as ligas de aço. Além disso a tensão de ruptura  $\sigma_e$  constitui-se meio tempo, comparando-se com os demais materiais. Por essas razões adotou-se a liga Ti-6AL-4V  $\alpha + \beta$  nos três estágios do veículo.

O envelope do motor foi aproximado como um vaso cilíndrico pressurizado de parede fina, ver Figura 4.9.

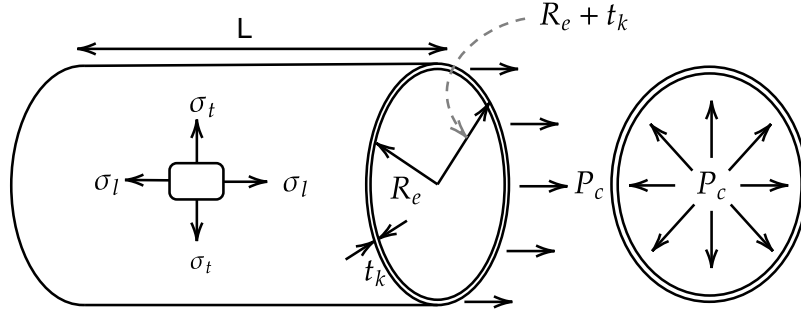
Segundo Budynas e Nisbett (2011) quando a espessura de um vaso de pressão cilíndrico é cerca de um vigésimo de seu raio, a tensão radial resultante da pressurização do vaso é bem pequena comparada a tangencial, assim as tensões internas longitudinal  $\sigma_l$  e tangencial  $\sigma_t$  podem ser calculadas como,

$$\sigma_l = \frac{P_c R_e}{2t_k}, \quad (4.4)$$

$$\sigma_t = \frac{P_c R_e}{t_k}, \quad (4.5)$$

onde  $R_e$  é o raio do grão e  $t_k$  a espessura do envelope do motor.

Figura 4.9 – Ilustração de vaso de parede fina com tensões longitudinal e transversal.



Fonte: Autor

Utilizou-se o critério de Falha de Von Mises para materiais dúcteis, dado por

$$\sigma_{vm} = \sqrt{\sigma_l^2 + \sigma_t^2 - \sigma_l \sigma_t}. \quad (4.6)$$

O critério prediz que o escoamento de um material ocorre quando a tensão equivalente de Von Mises  $\sigma_{vm}$  é maior que a tensão de falha/ruptura do material  $\sigma_e$ , logo para satisfazer a segurança da estrutura  $\sigma_{vm} \leq \sigma_e$ . Foi adotado ainda um fator de segurança de  $FS = 1,25$ , que é um valor comumente aplicado em projetos de envelopes de motores sólidos. Portanto,

$$FS \leq \frac{\sigma_e}{\sigma_{vm}}. \quad (4.7)$$

A massa do envelope do motor  $M_{EM}$  também foi estimada com a Equação 4.1, de modo que  $R_e$  seja somado a  $t_k$ , e o raio interno  $R_i$  seja considerado como o raio externo do grão,

$$M_{EM} = \rho_p \pi [(R_e + t_k)^2 - R_e^2] L. \quad (4.8)$$

A espessura foi determinada de modo que a tensão de Von Mises atendesse o fator de segurança.

Neste caso,  $R_e + t_k$  constitui-se como o raio do estágio e  $R_e$  como o raio interno do envelope.

## 5 VEÍCULO LANÇADOR DE MICROSSATÉLITES - TUPI

Nesta seção é apresentada a concepção do veículo lançador, que será chamado de VLM-TUPI. Nos próximos parágrafos são apresentados os dados de desempenho e geometria do VL. Por fim é mostrado um estudo de inserção orbital.

### 5.1 DESEMPENHO

Como esperado, as simulações realizadas no RPA © retornaram motores com características de desempenho semelhantes aos motores S43, S44 e S33, ver Tabelas 5.1 e 5.2. A nomenclatura dos novos motores é uma homenagem aos nomes históricos do Brasil, sendo eles: MPS-PD, em homenagem à Pindorama; MPS-VC, em homenagem à Vera Cruz; e MPS-BR, em homenagem ao Brasil. Eles respectivamente aplicam-se no primeiro, segundo e terceiro estágio do VLM-TUPI, cujo nome é homenagem à língua nativa dos povos que habitavam o país durante seu descobrimento.

Na Tabela 5.1 nota-se que o desempenho<sup>1</sup> teórico no vácuo  $I_{sp_v}$  dos motores foi bastante superior aos impulsos específicos dos motores desenvolvidos pelo IAE, mostrados na Tabela 4.6. Essa diferença envolve dois aspectos: primeiro, os dados de  $I_{sp}$  de referência fornecidos por (PALMERIO, 2016) não informam a condição em que o mesmo é obtido, seja em condição de ótima expansão, atmosférica ou no vácuo; portanto, visto que a maioria dos parâmetros adotados são estimados e obtidos de fontes abertas (sem garantia de analogia aos projetos reais), os resultados terão diferenças.

Por outro lado, as estimativas reais do RPA © apresentam dados mais próximos que os fornecidos por Palmerio na Tabela 4.6. Com intuito de avaliar condições próximas de voo real utilizou-se os valores estimados para máxima expansão  $I_{sp_o}$  nas simulações de dinâmica orbital.

Ao longo das simulações no RPA © simulou-se todas opções de entrada do motor, conforme explicado na subseção 4.5.1. Nesse sentido a combinação da  $P_c$  com a  $F_T$  em uma determinada  $P_a$  implicou nos melhores resultados. Neste caso, para o segundo e terceiro estágio aplicou-se  $P_a \approx 0$ , devido os dados da Tabela 4.7 serem para o vácuo. No primeiro estágio praticou-se  $P_a$  para faixas  $H \leq 50 \text{ km}$  conforme dados atmosféricos do RPA ©. A Tabela 5.2 mostra os principais dados dos motores do VLM-TUPI.

Nos diversos resultados notou-se que o aumento de  $F_T$  elevava  $\dot{m}$  e  $d_s$ . Portanto, a entrada de  $F_T$  teve que implicar em resultados de  $\dot{m}$  e  $d_s$  que preservassem as referências

---

<sup>1</sup>O RPA © calcula o desempenho teórico de parâmetros relacionados ao motor foguete, mas também aplica fatores de correção semi empíricos para obter um desempenho real estimado, para compensar eventuais superestimativas. Para mais detalhes, consultar:  
[http://w.lpre.de/downloads/2/docs/RPA\\_AssessmentOfDeliveredPerformance.pdf](http://w.lpre.de/downloads/2/docs/RPA_AssessmentOfDeliveredPerformance.pdf).



adotadas no projeto. Nesse sentido, em relação ao VLM-F3, no primeiro estágio foi obtida uma diferença de  $F_T \approx 37 \text{ kN}$ , no segundo de  $F_T \approx 5,8 \text{ kN}$  e no terceiro foi mantido os dados da referência.

Tabela 5.1 – Dados teóricos e estimados pelo RPA para  $I_{sp}$ .

Motor	MPS-PD	MPS-VC	MPS-BR	Unidade
Desempenho Teórico				
$I_{sp_o}$	276,46	290,97	281,94	s
$I_{sp_v}$	291,53	302,73	295,71	s
Desempenho Estimado				
$I_{sp_o}$	262,80	275,54	264,81	s
$I_{sp_v}$	277,87	287,30	278,50	s

Fonte: Autor

Tabela 5.2 – Principais dados dos motores desenvolvidos para o VLM-TUPI.

Motor	MPS-PD	MPS-VC	MPS-BR	Unidade
$F_{T_o}$	287,24	31,84	20,72	kN
$F_{T_v}$	303,00	33,20	21,80	kN
$P_c$	5,87	3,85	1,82	MPa
O/F	8,9	9,06	9,18	-
$\dot{m}$	111,36	11,78	7,97	kg/s
$A_g/A_s$	28	66	40	-
$P_s$	20,5689	4,4583	4,1543	kPa

Fonte: Autor

As  $P_c$  da referência implicaram em resultados satisfatórios. Cujas maiores diferenças praticadas se deu no segundo estágio, sendo  $\approx 0,25 \text{ MPa}$ .

Para as O/F utilizou-se a opção do RPA © de simular na melhor condição de mistura. Notou-se que em PSC que envolvem PA e PBLH, de fato, o desempenho é máximo para  $O/F \approx 9$ . Os resultados, portanto, tiveram pequenas extrapolações para os motores MPS-VC e MPS-BR, quando se compara com os dados da Tabela 4.5.

As  $\dot{m}$  obtidas foram inferiores para o primeiro e segundo estágio e superior para o terceiro. Elas foram preponderantes para determinação da  $\dot{M}_P$ , conforme aborda-se na próxima seção.

Quanto as razões de expansão, para o motor MPS-PD notou-se que a referência de  $A_s/A_g = 12$  implicava em uma grande perda de desempenho, com  $I_{sp_v} = 264 \text{ s}$ . Assim, aumentou-se a expansão até que o diâmetro de saída fosse próximo a referência da Tabela 4.6, observando a eficiência do motor. Isso culminou no uso de  $A_s/A_g = 28$ , resultando

em  $I_{spo} = 277,87 \text{ s}$  e  $d_s = 1,002 \text{ m}$ . No MPS-VC conseguiu-se praticar a razão do motor S44. No MPS-BR a  $A_g/A_s$  foi inferior ao segundo estágio, pois a principal limitação era a massa do motor estimada pelo RPA ©. Pois, conforme aumentava-se  $A_g/A_s$  também aumentava-se sistematicamente a  $M_M$ , justamente conforme abordado ao fim da seção 3.7. Logo, teve-se  $A_s/A_g = 40$ .

As condições de projeto da Tabela 4.11 não foram satisfeitas. Como nota-se na Figura 3.2 e 3.3 quanto maior  $A_s/A_g$ , menor a  $P_s$  e consequentemente melhor o desempenho do motor. Principalmente no segundo e terceiro estágio, alcançar as referências de condição de projeto implicaria em  $A_s/A_g$  bastante elevadas. Portanto, as condições ficaram estabelecidas nas altitudes respectivas de  $H = 11,64 \text{ km}$ ,  $H = 21,35 \text{ km}$  e  $H = 21,69 \text{ km}$ . Depreende-se que o segundo e terceiro estágio operarão em condição sub-expandida, o que é comum para esses regimes de voo. Mas, não consegue-se inferir qual seria a consequência disso com condições de projeto em altitudes tão baixas.

## 5.2 MASSA

As vazões mássicas foram usadas para estimar a massa de propelente dos estágios, realizando seu produto pelos tempos de queima da Tabela 4.6. Logo,

$$M_P = T_q \dot{m}. \quad (5.1)$$

Para preservar o propelente de referência decidiu-se aumentar os tempos de queima dos estágios, implicando em um aumento da massa de propelente total de  $\approx 168 \text{ kg}$ .

A Tabela 5.3 mostra as estimativas de massa do VLM-TUPI.

No que se refere a  $M_S$ , ela se deu pela soma da massa do motor  $M_M$  estimada pelo RPA © e a massa do envelope do motor  $M_{EM}$ , além de um fator de massa  $F_M^2$  multiplicado pela soma desses dois componentes, que também soma-se aos valores deles,

$$M_S = (M_M + M_{EM})F_M + M_M + M_{EM}. \quad (5.2)$$

Estimou-se ainda a massa da coifa  $M_C$  do veículo, assumindo que ela compõe o terceiro estágio<sup>3</sup>. Sua massa foi determinada baseado nas dimensões do microsatélite filipino Diwata-1<sup>4</sup>. Realizou-se um desenho em CAD (em inglês, *Computer Aided Design*) e estimou-se a massa do componente com a inserção da densidade de um material compósito. Considerou-se a hipótese de aplicação de aramida com resina epóxi com  $\rho = 1300 \text{ kg/m}^3$  (COSTA, 2003). Isso culminou com  $M_S \approx 30 \text{ kg}$ . O Apêndice B mostra

<sup>2</sup>Esse fator de massa foi utilizado para componentes e outros aspectos estruturais que não foram levados em consideração.

<sup>3</sup>Sem a coifa  $M_{S_3} \approx 57,55 \text{ kg}$ .

<sup>4</sup>Dimensões de 55x35x55cm: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/diwata-1>

as dimensões do componente.

Tabela 5.3 – Massas estimadas do VLM-TUPI.

<b>Motor</b>	<b>MPS-PD</b>	<b>MPS-VC</b>	<b>MPS-BR</b>	<b>Unidade</b>
$M_M$	146,43	51,17	32,55	kg
$M_{EM}$	505,15	32,34	11,72	kg
$F_M$	50	40	30	%
$(M_M + M_{EM})F_M$	325,79	33,40	13,28	kg
$M_S$	977,37	116,92	87,55 <sup>1</sup>	kg
$M_P$	7244,64	824,81	398,95	kg
$M_0$	8222,01	941,73	456,50	kg

Fonte: Autor

### 5.3 DIMENSIONAMENTOS

Na Equação 4.2 as proporções de massas usadas para os três estágios foram de respectivamente, 80% para a massa de perclorato de amônio  $M_{pa}$ , 10% para a massa de alumínio  $M_{al}$  e 10% para a massa de polibutadieno  $M_{pblh}$ . Isso resultou em uma densidade média de propelente de  $\rho_p = 1802,38 \text{ kg/m}^3$ .

Na Equação 4.1 e 4.3 nota-se que os diâmetros do grão são entradas. Esses parâmetros foram determinados empiricamente pelo autor, baseado nas dimensões da Tabela 4.6. Na Equação 4.1 o comprimento de grão de 7  $m$  mostrou-se adequado para o a determinação do diâmetro interno do grão do tipo furo interno.

O comprimento dos estágios  $L$  se deram pela soma do comprimento do motor  $L_m$  com o comprimento do grão  $L_g$ . Na Tabela 5.4 nota-se que o comprimento e o diâmetro dos estágios preservaram as características dos motores S43, S44 e S33 mostradas na Tabela 4.6.

A espessura do envelope do motor foi baseada em aplicações do VLS-1, onde os motores possuem espessura média de 3,8  $mm$  (GONÇALVES; JR.; SAKAI, 2003). No presente projeto uma espessura de 3  $mm$  inferiu em resultados satisfatórios para todos envelopes. Porém, como a massa estrutural dos estágios também devem suportar o peso dos estágios superiores, decidiu-se praticar uma espessura maior no primeiro e segundo estágio, de modo à teoricamente simular um maior reforço estrutural.

A Tabela 5.5 também mostra que para as espessuras praticadas, os fatores de segurança estiveram acima do mínimo aceitável ( $FS \geq 1,25$ ), assegurando confiabilidade aos envelopes. Além disso, as  $\sigma_{vm}$  estiveram abaixo da  $\sigma_e$  da liga de titânio utilizada para as estimativas.

Tabela 5.4 – Comprimento total e principais diâmetros do VLM-TUPI.

<b>Motor</b>	<b>MPS-PD</b>	<b>MPS-VR</b>	<b>MPS-BR</b>	<b>Unidade</b>
$d_s$	1,002	0,613	0,567	m
$d_i$	0,529	-	-	m
$d_e$	1,100	1,000	1,000	m
$d$	1,112	1,008	1,006	m
$L_g$	5,507	0,582	0,281	m
$L_v$	0,389	0,262	0,380	m
$L_t$	1,104	0,742	0,646	m
$L_m$	1,492	1,004	1,026	m
$L$	7,000	1,586	1,307	m

Fonte: Autor

Tabela 5.5 – Tensões atuantes nos envelopes do motor.

<b>Motor</b>	<b>MPS-PD</b>	<b>MPS-VR</b>	<b>MPS-BR</b>	<b>Unidade</b>
$t_k$	6	4	3	mm
$\sigma_l$	269,36	240,65	151,99	MPa
$\sigma_t$	538,72	481,30	303,98	MPa
$\sigma_{vm}$	466,54	416,82	263,25	MPa
$FS$	2,74	3,07	4,86	-

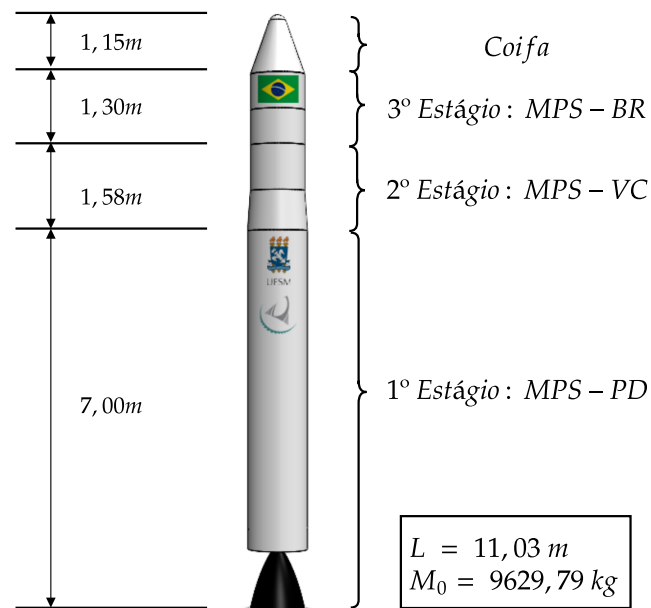
Fonte: Autor

#### 5.4 PROTÓTIPO VLM-TUPI

A Figura 5.1 mostra uma ilustração do VLM-TUPI. O VL tem um comprimento total estimado em 11,03 m com uma massa total de decolagem estimada em 9629,79 kg, desconsiderando a carga paga.

Comparando com as dimensões da Tabela 4.6 com a Tabela 5.6 nota-se que a proposta conceitual do VLM-TUPI preservou aspectos geométricos e de massa com o veículo VLM-F3. As  $M_P$ , calculadas pela relação do tempo de queima e vazão mássica, foram aumentadas pros três estágios. A  $M_S$  foi estimada como menor no primeiro estágio e superior no segundo e terceiro. Embora tenha sido concebido um VL com valores de  $I_{sp}$  menor, sobretudo no primeiro estágio essa perda foi compensada, pois foi concebido um estágio com razão de massa mais otimizada na região mais adversa de voo, que é onde o veículo está mais pesado e enfrenta as maiores cargas aerotermodinâmicas.

Figura 5.1 – Ilustração do VLM-TUPI.



Fonte: Autor

Tabela 5.6 – Principais dados do VLM-TUPI.

VLM-TUPI	MPS-PD	MPS-VC	MPS-BR	Coifa	Unidade
$L$	7,000	1,586	1,307	1,150	m
$d$	1,112	1,008	1,006	1,006	m
$M_S$	977,37	116,92	57,55	30,00	kg
$M_P$	7224,64	824,81	398,50	-	kg
$T_q$	65	70	50	-	s
$I_{sp}$	262,80	275,83	264,81	-	s

Fonte: Autor

Quando compara-se os dados geométricos e de massa do VLM-TUPI com os dados fornecidos pela Tabela 2.2, nota-se significativa diferença no comprimento e na massa total do veículo. O VLM-TUPI possui cerca de 34% da massa total do VLM-1, e utiliza somente cerca de 34% do propelente estimado para o VLM-1. Além disso, o comprimento do VLM-TUPI é cerca de 56% do projeto do VLM-1. Isso significa, que o VLM-TUPI se constitui como um veículo menor, mais econômico e com mesma capacidade de carga útil (o que é demonstrado a seguir).

## 5.5 INSERÇÃO ORBITAL EM LEO

Para garantir a viabilidade do veículo, foram realizadas simulações de dinâmica orbital com objetivo de inserir um microsatélite de  $50\text{ kg}$  em LEO a partir do Centro de Lançamento de Alcântara. As simulações foram realizadas por meio de programa em MATLAB ©, onde foram utilizadas funções para representar os modelos atmosférico, aerodinâmico, propulsivo e gravitacional. Utilizou-se ainda equações da cinemática e dinâmica de translação do veículo para estudo de sua trajetória de voo por meio da função *ode15s*. Explicações dos modelos adotados são mostradas no Apêndice A.

As simulações foram realizadas em controle de malha aberta, cujas principais variáveis trabalhadas consistiram nos tempos de ignição  $T_i$  dos estágios durante a trajetória de voo e no ângulo de azimute  $A_0$  e no ângulo de elevação  $\phi_0$  no momento do lançamento.

### 5.5.1 Modelo Aerodinâmico

O modelo aerodinâmico tem por principal objetivo estimar a força de arrasto  $D$  total do veículo em voo. Nesse sentido, inicialmente realizou-se algumas simulações para avaliar as principais diferenças entre três modelos adotados: (GREGOREK, 1970); (MANDELL; BENGEN, 1973); e (TEWARI, 2007).

Os modelos de Gregorek e, Mandell e Bengen, levam em conta a geometria do foguete específico e são adequados para baixo número de Mach  $M$  e baixas altitudes  $H$ . Já o modelo de Tewari realiza modelagens baseado nos números de Mach, Reynolds e Knudsen  $K_n$ .

Os principais dados analisados são mostrados na Tabela 5.7.

Tabela 5.7 – Comparação de inserção orbital entre modelos aerodinâmicos distintos.

Modelo	Gregorek	Mandell & Bengen	Tewari	Unidade
$H_P$	469	467	264	km
$D_{max-Q}$	29,25	30,10	84,94	kN
$F_T$	293,50	294,00	291,70	kN

Fonte: Autor

Para uma determinada trajetória de voo, na Tabela 5.7 nota-se que o modelo de Gregorek e o de Mandell & Bengen promoveram resultados semelhantes, cujas estimativas de máximo arrasto do veículo na região de máxima pressão dinâmica  $D_{max-Q}$  são respectivamente,  $D_{max-Q} \approx 29,2\text{ kN}$  e  $D_{max-Q} \approx 30,1\text{ kN}$ . Por outro lado, o modelo de Tewari estima um arrasto de  $D_{max-Q} \approx 84,9\text{ kN}$  nessa região, uma força quase três vezes maior comparada aos outros dois modelos, o que influenciou no alcance de uma órbita

com uma diminuição de aproximadamente  $200 \text{ km}$  na altitude de perigeu  $H_P$ .

Por meio de análises com fluidodinâmica computacional (em inglês, *Computational Fluid Dynamics* - CFD) Leal (2017) estimou o arrasto máximo do VLM-1 em torno de  $D_{max-Q} \approx 30,66 \text{ kN}$  também em condição de máxima pressão dinâmica. Isso mostra similaridade entre os resultados das simulações feitas com os modelos de Gregorek e Mandell & Bengen e os estudos de Leal.

Por outro lado, percebe-se que embora o modelo de Tewari considere o regime rarefeito do espaço por meio do  $Kn$ , os resultados obtidos são bastante diferentes da referência. O modelo de Gregorek, por sua vez, embora seja desenvolvido para aplicações em foguetemodelismo apresentou boas estimativas. E por fim, o modelo de Mandell & Bengen foi o que mais se aproximou das estimativas realizadas por Leal.

Portanto, foi decidido utilizar o modelo aerodinâmico proposto por Mandell nas análises posteriores do trabalho.

### 5.5.2 Variação da altitude pela carga paga

Para inserção de cargas úteis em órbita realizou-se um procedimento que consistiu em fixar o tempo de ignição de segundo estágio  $T_{i_2}$ , e variar o tempo de ignição do terceiro estágio  $T_{i_3}$  e o ângulo de elevação de lançamento  $\phi_0$ . Além disso, a inclinação de órbita foi determinada pela escolha do ângulo de azimute de lançamento  $A_0$ .

Para estudo do desempenho do veículo nas inserções, realizou-se estudo semelhante à Marcuccio e Heitkoetter (2017) que estudam a variação da carga paga por altitude para inserções em órbitas com inclinações de  $3^\circ$ ,  $25^\circ$  e  $98^\circ$ , utilizando o VLM-1 com lançamento a partir de Alcântara.

No primeiro estudo, mostrado na Tabela 5.8, determinou-se um azimute de lançamento  $A_0 = 90^\circ$ , que implicou em uma órbita de  $i = 2,34^\circ$ . Nota-se que para essa inclinação conseguiu-se alcançar uma faixa de altitude<sup>5</sup> de órbita entre  $H_P = 226 \text{ km}$  à  $H_A = 600 \text{ km}$ . Sendo possível inserir até  $100 \text{ kg}$  de carga nas faixas iniciais de altitude em LEO.

---

<sup>5</sup>As altitudes de perigeu obtidas nas simulações para os três casos estudados poderiam ser maiores caso fossem obtidas excentricidades mais próximas de zero. Ver dados das Tabelas 5.8, 5.9 e 5.10.

Tabela 5.8 – Resultados para inserção em órbita com  $i = 2,34^\circ$ .

Parâmetros da órbita											Unidade
$M_L$	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	kg
$\Delta V$	10,1	9,86	9,65	9,45	9,28	9,11	8,96	8,81	8,68	8,55	km/s
$A_0$	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	°
$\phi_0$	76	76	75	75	75	75	75	74	73	72	°
$a$	9425	8683	8141	7923	7501	7192	6925	6837	6637	6624	km
$H_P$	600	587	488	479	469	455	449	366	293	226	km
$H_A$	5501	4012	3587	2611	1827	1188	645	551	426	267	km
$i$	2,34	2,34	2,34	2,34	2,34	2,34	2,34	2,34	2,34	2,34	°
$e$	0,25	0,19	0,18	0,13	0,08	0,04	0,01	0,01	0,1	0,001	-
$T_p$	96	96	94	94	93	93	93	91	90	89	min
$T_{i_2}$	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	s
$T_{i_3}$	340	330	300	290	280	280	270	230	188	145	s

Fonte: Autor

No segundo estudo, cujos resultados estão Tabela 5.9, determinou-se um  $A_0 = 60^\circ$ , que implicou em uma órbita de  $i = 29,03^\circ$ . Percebe-se que o aumento da inclinação começa a restringir a faixa de carga paga para inserção em LEO. Neste caso, conseguiu-se inserir uma carga máxima de 90 kg em órbita com 227 km de altitude de perigeu, 10 kg a menos para uma órbita com inclinação próxima a zero. Para uma carga de 10 kg nota-se que a altitude máxima de perigeu também diminuiu em comparação ao caso anterior.

No terceiro estudo, mostrado na Tabela 5.10, determinou-se um  $A_0 = 5^\circ$ , que implicou em uma órbita de  $i = 82,62^\circ$ . Identifica-se que para essa inclinação a carga máxima a ser inserida em LEO limita-se em torno de 60 kg à 269 km de altitude. Perceba que com um  $M_L = 70$  kg o microssatélite opera no limiar da órbita baixa terrestre, que tem seu início à  $H = 200$  km.

Comparando os três estudos, percebe-se que o aumento da carga paga inferia na diminuição do ângulo de elevação de lançamento e na antecipação do disparo do terceiro estágio.

Para inserções de carga de até 10 kg o ângulo  $\phi_0 \approx 76^\circ$  apresentou resultados satisfatórios. Por outro lado, o aumento de carga útil até 100 kg, implicava na diminuição de pelo menos  $5^\circ$  em  $\phi_0$ , sendo  $\phi_0 \approx 72^\circ$  um ângulo bom de lançamento.

Quanto ao  $T_{i_3}$  observa-se uma faixa entre 340 s à 120 s para disparo após a separação do segundo estágio, praticando uma faixa de carga útil de 10 kg à 100 kg.

Nota-se ainda que para todas as órbitas estimadas o período de uma volta da Terra ficou em torno de  $T_p = 90$  min.



Tabela 5.9 – Resultados para inserção em órbita com  $i = 29,03^\circ$ .

Parâmetros da órbita											Unidade
$M_L$	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	kg
$\Delta V$	10,1	9,86	9,65	9,45	9,28	9,11	8,96	8,81	8,68	8,55	km/s
$A_0$	60	60	60	60	60	60	60	60	60	60	°
$\phi_0$	76	76	75	75	75	75	75	74	72	71	°
$a$	9225	8513	8254	7782	7400	7086	6822	6734	6722	6568	km
$H_P$	588	575	478	469	459	449	434	343	227	163	km
$H_A$	5104	3696	3272	2338	1587	967	454	370	474	244	km
$i$	29,03	29,03	29,03	29,03	29,03	29,03	29,03	29,03	29,03	29,03	°
$e$	0,24	0,18	0,16	0,12	0,07	0,03	0,001	0,002	0,01	0,003	-
$T_p$	96	96	94	93	93	93	93	91	89	87	min
$T_{i_2}$	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	s
$T_{i_3}$	330	320	290	280	270	265	260	220	145	105	s

Fonte: Autor

Tabela 5.10 – Resultados para inserção em órbita com  $i = 82,64^\circ$ .

Parâmetros da órbita								Unidade
$M_L$	10	20	30	40	50	60	70	kg
$\Delta V$	10,1	9,86	9,65	9,45	9,28	9,11	8,96	km/s
$A_0$	5	5	5	5	5	5	5	°
$\phi_0$	76	76	75	75	75	73	72	°
$H_P$	528	516	425	418	316	269	193	km
$H_A$	3107	2017	1672	933	427	455	212	km
$i$	82,62	82,62	82,62	82,62	82,62	82,64	82,64	°
$e$	0,15	0,09	0,08	0,03	0,008	0,01	0,003	-
$T_p$	95	94	93	92	92	89	88	min
$T_{i_2}$	30	30	30	30	30	30	30	s
$T_{i_3}$	290	280	250	240	230	160	120	s

Fonte: Autor

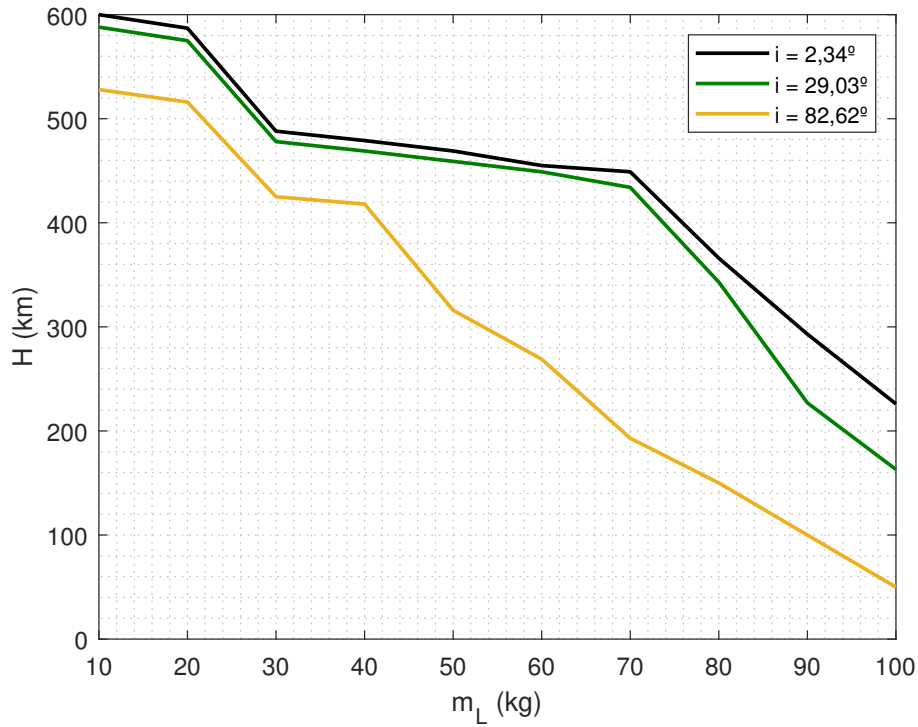
Na Figura 5.2 nota-se que conforme aumenta-se a inclinação da órbita diminui-se substancialmente a capacidade de entrega de carga paga do veículo. Isso implica na necessidade de aumento de  $\Delta V$  para inserções de massas maiores em órbitas SSO. A utilização dessas órbitas possuem fins de observação da superfície terrestre que necessitam de iluminação solar com frequência, sendo bastante utilizadas para monitoramento ambiental, meteorologia e espionagem.

Além disso, é importante salientar que foi demonstrado que o VLM-TUPI é capaz de inserir em órbita uma carga útil com massa acima de 50 kg. De modo, que sua carga

útil em LEO pode ser de até  $M_L = 100 \text{ kg}$ , como mostra a Figura 5.2.

Por fim, pode-se destacar também que o aumento da  $M_L$  e as modificações feitas exclusivamente em  $\phi_0$  e  $T_{i3}$ , aproximavam o tempo de fim de queima do terceiro estágio próximo ao tempo em que o ângulo de inclinação inercial torna-se nulo ( $\phi_i \approx 0$ ), culminando com órbitas com baixa excentricidade, conseqüentemente menor diferença entre a altitude do perigeu e apogeu.

Figura 5.2 –  $M_L \times H$  para órbitas com  $i = 2,34^\circ, 29,03^\circ, 82,62^\circ$ .



Fonte: Autor

A Figura 5.2<sup>6</sup> também elucida que somente lançamentos a partir de uma  $\delta \approx 0$ , garantem inserções orbitais em todas inclinações da Terra. Isso é garantido a partir de Alcântara, pois pela Equação 5.3,

$$\cos i = \cos \delta \sin A_i, \quad (5.3)$$

nota-se que somente a latitude de  $0^\circ$  permite obter qualquer inclinação, um fator que favorece lançamentos do CLA, haja vista sua localização é aproximadamente  $\delta \approx -2.3267$  e  $\lambda \approx -44.4111$ .

<sup>6</sup>Essa equação também mostra que para se obter uma inclinação desejada  $i$ , é necessário garantir um azimute de velocidade inercial  $A_i$  ao fim da queima do último estágio, para uma certa latitude no fim de queima  $\delta$ .

### 5.5.3 Missão ELEO

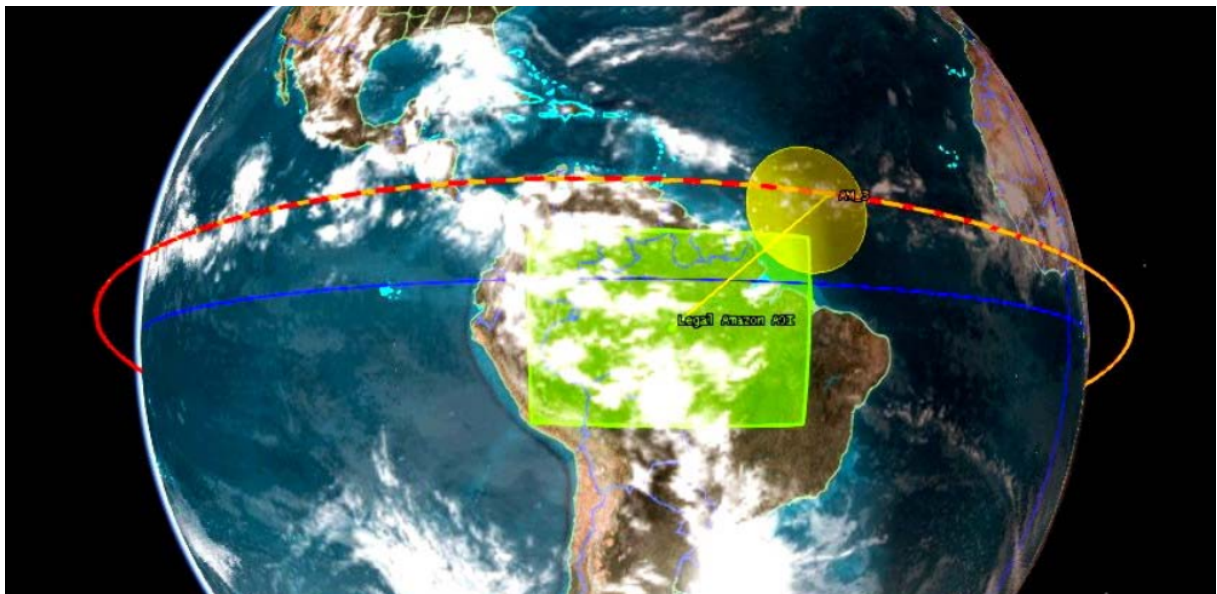
Demonstrado a factibilidade de inserções orbitais pelo VLM-TUPI, decidiu-se estabelecer uma missão de referência para sua aplicação. Nesse contexto, escolheu-se como missão a proposta de Marcuccio e Heitkoetter (2017) que estabelece uma área de interesse de um microssatélite na região Amazônica, no Norte do Brasil, ver Figura 5.3. Marcuccio e Heitkoetter afirmam que a escolha da altitude da órbita e sua inclinação são importantes para o compromisso entre a taxa de revisita, cobertura de área e resolução de imagens do solo. Eles estabelecem uma órbita ELEO com  $H = 600 \text{ km}^7$  e  $9^\circ$  de inclinação para monitoramento ambiental da região. A Tabela 5.11 mostra os requisitos de órbita baseados na proposta de Marcuccio e Heitkoetter.

Tabela 5.11 – Requisitos da órbita satelital.

Parâmetro	Referência	Unidade
$H_P$	$\approx 600$	km
$i$	$\approx 10$	$^\circ$
$e$	$\leq 0,009$	-

Fonte: Autor

Figura 5.3 – Área de interesse determinada por Marcuccio e Heitkoetter para missão em ELEO.



Fonte: (MARCUCCHIO; HEITKOETTER, 2017)

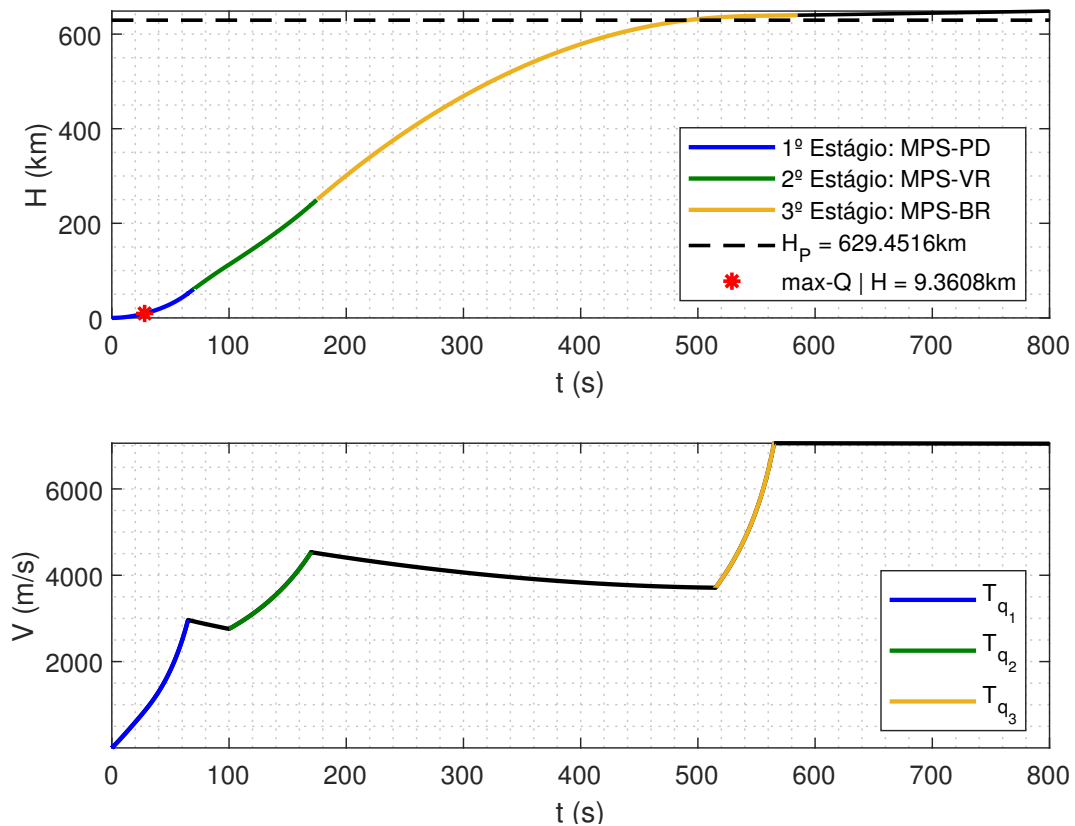
O veículo foi lançado com  $A_0 = 81^\circ$  e  $\phi_0 = 77^\circ$ . O segundo e terceiro estágio foram lançados com tempos de ignição de  $T_{i_2} = 30 \text{ s}$  e  $T_{i_3} = 340 \text{ s}$ .

<sup>7</sup>Marcuccio e Heitkoetter (2017) afirmam ainda que nesta altitude não há necessidade de correções devido o arrasto, com o decaimento orbital ocorrendo na ordem de poucos quilômetros por ano.

A Figura 5.4 mostra o perfil da altitude pelo tempo na trajetória ascendente de voo.

A altitude de  $max-Q$  ficou em  $H = 9,36 \text{ km}$ , cerca de dois quilômetros a menos do que a condição de projeto da tubeira do primeiro estágio. A órbita tem uma altitude de perigeu e apogeu de respectivamente,  $629\text{km}$  e  $749\text{km}$ .

Figura 5.4 – Variação da altitude e velocidade pelo tempo do VLM-TUPI.



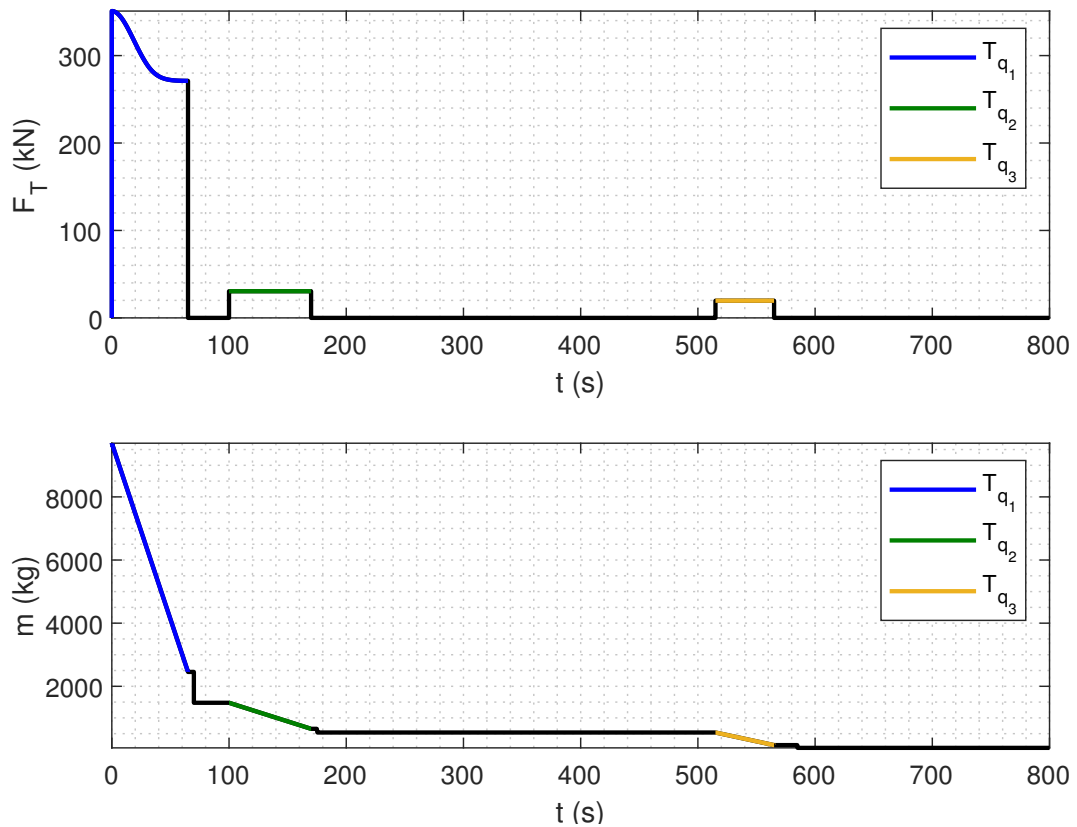
Fonte: Autor

Na Figura 5.4 pode-se observar que o veículo realiza um grande período de voo livre, após o fim de queima do segundo estágio. Além disso, o fim de queima do terceiro estágio ocorre muito próximo da altitude de perigeu da órbita. Quanto a tração, pode-se notar a Figura 5.5 que para o primeiro estágio, a disparidade entre o início e fim de queima ocorre devido a grande variação da pressão ambiente nas altitudes iniciais. No tempo de ignição,  $F_T = 350,9\text{kN}$ , já ao fim da queima ele é reduzido à  $F_T = 271,1\text{kN}$ . Para o segundo e terceiro estágio a defasagem<sup>8</sup> de tração não é tão acentuada devido as condições rarefeitas do ambiente. O segundo estágio operou com  $F_T = 30,52\text{kN}$  e o terceiro com  $F_T = 19,67\text{kN}$ . Comparando com a Tabela 4.7, a diferença da referência pra simulação no primeiro estágio, de fato é elevada, pois neste caso o motor opera em altitudes baixas da atmosfera. Note na Figura 5.8 que a pressão varia significativamente até  $H \approx 50 \text{ km}$ . Para

<sup>8</sup>Embora graficamente a tração durante a queima do segundo e terceiro estágio pareçam constantes, elas estão variando de modo infinitesimal, isso é constatado quando observa-se os vetores dos resultados de tração no MATLAB ©.

os estágios seguintes, os resultados são melhores devido a semelhança com condições de vácuo, cujos parâmetros da referência são estabelecidos.

Figura 5.5 – Variação da força de tração e massa pelo tempo.

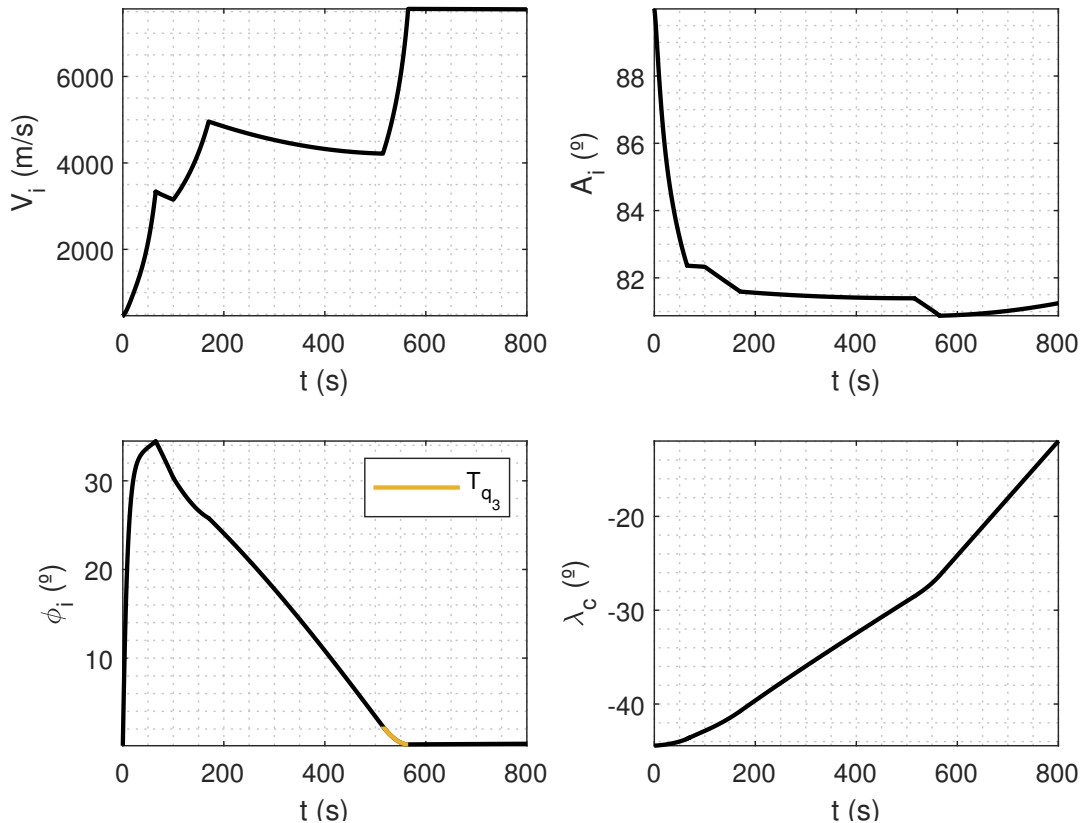


Fonte: Autor

A respeito da variação de massa do veículo, na Figura 5.5 nota-se a grande diminuição durante a operação do primeiro estágio, devido a grande vazão mássica de propelente em seu funcionamento. Para o segundo e terceiro estágio, como as vazões são menores, o perfil do gráfico é menos abrupto. As regiões onde ocorre uma brusca mudança de massa, representam os momentos de separação dos estágios. E os períodos lineares mostram o período de voo livre, onde não há queima de propelente, logo a massa se mantém constante.

Para que a excentricidade de uma órbita seja nula, o  $\phi_i$  deve ser nulo, pois a posição e velocidade inercial são ortogonais em uma órbita circular. Nesse sentido, observe na Figura 5.6, que o fim da queima do terceiro estágio ocorre bem próximo ao ângulo de elevação inercial nulo. Neste caso, quando a queima cessa em 565 s,  $\phi_i = 0,2659^\circ$ , ou seja, isso garante uma baixa excentricidade, e consequentemente uma órbita circular.

Figura 5.6 – Variação de parâmetros inerciais pelo tempo.



Fonte: Autor

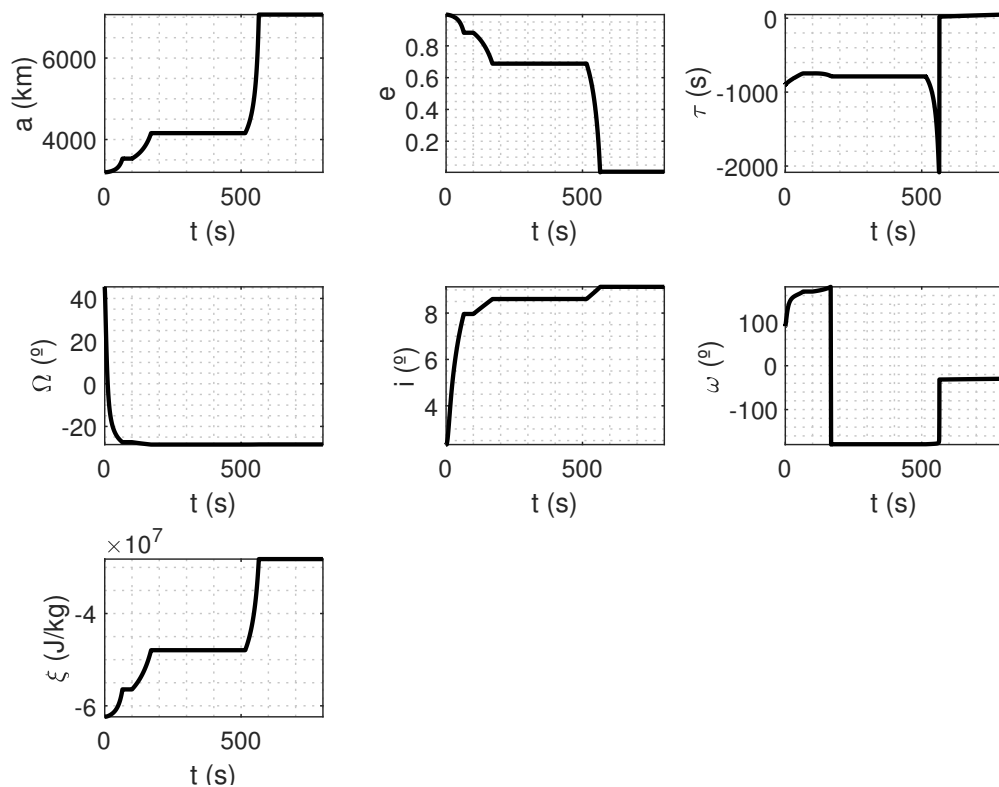
No contexto da velocidade inercial  $v_i$ , é importante salientar a velocidade de órbita<sup>9</sup>, que é a velocidade necessária para que o VL se estabeleça na órbita, cuja referência de altitude foi considerada  $H = 600 \text{ km}$ , e a velocidade é  $v_i = 7,557 \text{ km/s}$ . Nota-se que ao fim do  $T_{q_3}$  é  $v_i = 7,563 \text{ km/s}$ , portanto, é garantida a inserção orbital.

<sup>9</sup>A velocidade de uma órbita circular é dada por:  $v_i = \sqrt{\frac{\mu_{GM}}{r}}$ , onde  $\mu_{GM} \approx 3,98 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$  é o parâmetro gravitacional da Terra e  $r$  é a distância radial do centro da Terra à altitude da órbita.

Destaca-se nos parâmetros orbitais, ver Figura 5.7, o semi-eixo maior  $a = 7067 \text{ km}$ , a excentricidade  $e = 0,0083$ , a inclinação  $i = 9,13^\circ$  e o nodo ascendente  $\Omega = -25^\circ$ .

É importante destacar que se ao final da queima do último estágio o veículo tiver uma energia específica<sup>10</sup>  $\xi$  menor que a da órbita de referência, ele não é capaz de se impor nesta órbita. No caso simulado, considerando a altitude de referência de órbita de  $H = 600 \text{ km}$ , há um requisito de  $\xi = -2,85 \times 10^{-7} \text{ J/kg}$ , que é plenamente satisfeito, pois a energia alcançada neste caso é  $\xi = -2,82 \times 10^{-7} \text{ J/kg}$ .

Figura 5.7 – Variação dos parâmetros orbitais pelo tempo.

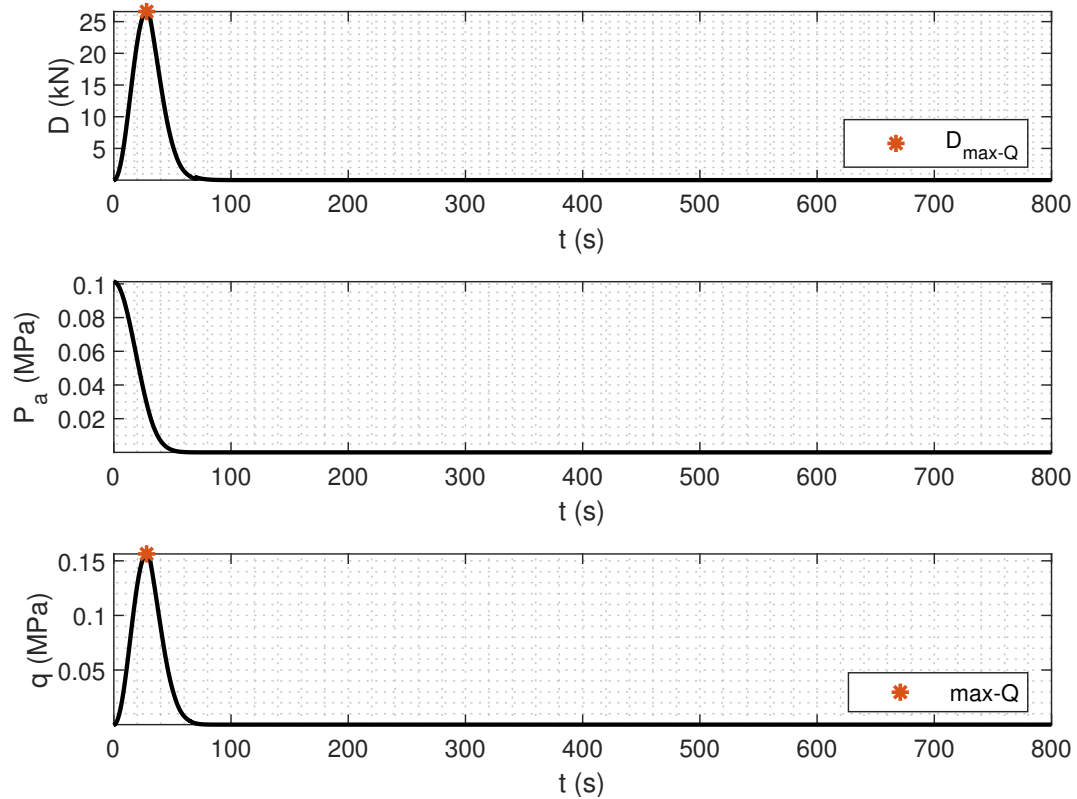


Fonte: Autor

<sup>10</sup>A energia específica da órbita é dada por:  $\xi = \frac{\mu_{GM}}{2a}$

Para essa trajetória, o máximo arrasto ficou estimado em  $D = 27,99 \text{ kN}$ . A Figura 5.8 mostra que ele ocorre justamente na região de  $max-Q$ , onde  $q = 0,1563 \text{ MPa}$ .

Figura 5.8 – Variação do arrasto, pressão atmosférica e pressão dinâmica no tempo.



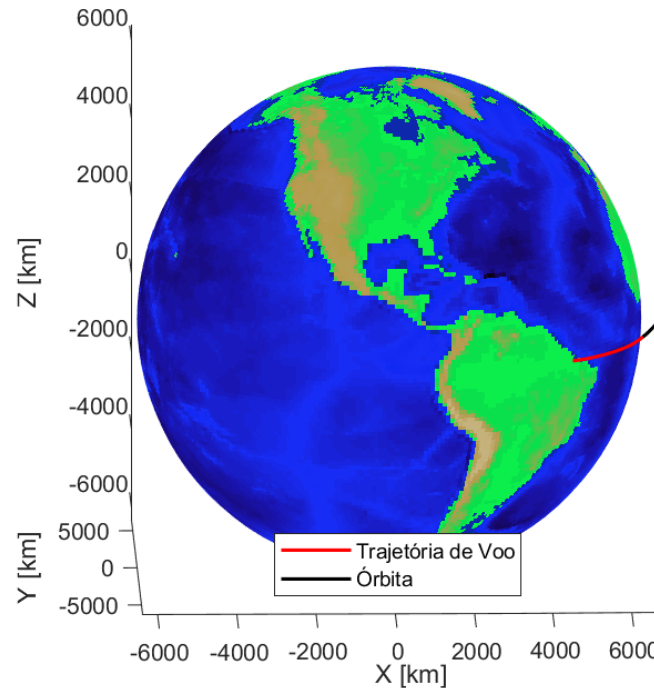
Fonte: Autor

Como o modelo de Mandell e Bengen não leva em conta o número de Mach, o  $D_{max-Q}$  ocorre justamente no ponto de  $max-Q$ . Porém, eventualmente, quando o modelo leva em consideração o  $M$  o ponto de máximo arrasto pode ocorrer em região distinta da  $max-Q$ . Isso pode ocorrer, por exemplo, com o modelo de Tewari.



A Figura 5.7 mostra em vermelho a trajetória de voo de subida do VLM-TUPI para inserção na órbita de 9, 13°. A cor preta destaca o início da órbita alcançada.

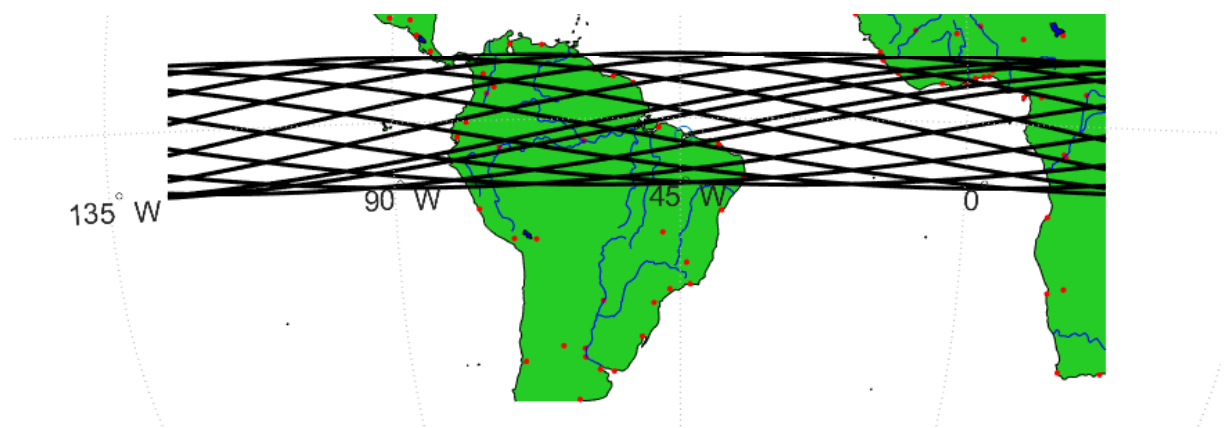
Figura 5.9 – Ilustração do voo de subida e início da órbita.



Fonte: Autor

Por último, na Figura 5.10, é observado o *ground track*<sup>11</sup> do microsatélite pela região da Amazônia Legal. Note que a órbita contempla toda região norte do país.

Figura 5.10 – *Ground Track* na Região Amazônica.



Fonte: Autor

Portanto, o lançamento de um microsatélite para atuação em ELEO na região da Floresta Amazônica é prontamente atendido com o uso do VLM-TUPI.

<sup>11</sup>Observe que a passagem do satélite contempla a região de interesse estabelecida na Figura 5.3.

## 6 CONCLUSÃO

A realização deste trabalho envolveu adoção e aplicação de conceitos vistos ao longo de disciplinas como, Aerodinâmica, Estruturas Aeronáuticas, Propulsão Aeroespacial e Mecânica do Voo Espacial, o que pode mostrar a interdisciplinaridade presente em projetos deste porte.

Notou-se que simples alterações na massa estrutural ou de propelente inferiam significativamente nos resultados preliminares de  $\Delta V$ , provando a importância das razões de massa da Equação de Tsiolkovski e sua influência nos estudos preliminares e no projeto.

A análise preliminar dos motores desenvolvidos pelo IAE mostrou que o Brasil tem plena capacidade de acesso ao espaço por meio de um *retrofit* dos motores já desenvolvidos, isso foi reafirmado com a concepção do VLM-TUPI e as simulações de dinâmica orbital.

O protótipo VLM-TUPI mostra que atualizações tecnológicas nos motores disponíveis no país garantem inserções em LEO de micro à nanossatélites do tipo *cubesat* 1.5U, 2U, 3U ou 6U. Para uma órbita de baixa inclinação, por exemplo, podem ser inseridos cinco microssatélites de 10kg para instauração de uma constelação satelital para variadas aplicações.

Deste modo, o VLM-TUPI estabelece-se como uma alternativa teórica ao projeto VLM-1, pois prova que a modernização e remodelagem dos motores a propelente sólido disponíveis no Brasil garante autonomia para que país lance pequenos satélites ao espaço por meio de seus próprios veículos.

### 6.1 TRABALHOS FUTUROS

Para trabalhos futuros, sugere-se:

- A concepção exclusiva de um motor a propelente sólido abordando a câmara de combustão, suas camadas estruturais, o formato da região convergente, tubeira e o formato e composição dos grãos;
- Utilização de um modelo aerodinâmico que englobe as condições rarefeitas da alta atmosfera;
- Acoplamento de análises de decaimento orbital após inserção em órbita pelo último estágio; e
- Estudos de viabilidade econômica para avaliar a competitividade com outros micro-lançadores.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AEB. **Programa Nacional de Atividades Espaciais 2012-2021**. Brasil: Agência Espacial Brasileira, 2012. 36 p.

AEB. **VLS-1**. 2018. Acessado em 17 ago 2020. Disponível em: <<http://antigo.aeb.gov.br/programa-espacial-brasileiro/transporte-espacial/vls-1/>>.

Ajele Lele; Tushar Shrivastav. **Rocket Launchers for Small Satellites**. 2016. Acessado em 21 mai 2020. Disponível em: <[https://idsa.in/issuebrief/rocket-launchers-for-small-satellites\\_alele.tshrivastav\\_040216](https://idsa.in/issuebrief/rocket-launchers-for-small-satellites_alele.tshrivastav_040216)>.

ALEXANDER PONOMARENKO. **Rocket Propulsion Analysis**. 2019. Acessado em 31 ago 2020. Disponível em: <<http://w.lpre.de/librpa.htm>>.

BOX, S.; BISHOP, C. M.; HUNT, H. Estimating the dynamic and aerodynamic parameters of passively controlled high power rockets for flight simulations. 2009.

BUCHHEIM, R. W. **Space Handbook: Astronautics and its Applications**. New York, EUA: Modern Library Paperbacks, 2007. 330 p.

BUDYNAS, R. G.; NISBETT, J. K. **Elementos de Máquinas de Shigley**. Porto Alegre, Brasil: Mc Graw Hill and Bookman, 2011. 1084 p.

CARDOSO, R. F. et al. Simulação de combustão do polibutadieno líquido hidroxilado, perclorato de amônio e alumínio em formulações de propelente sólido compósito. **Química Nova**, v. 42, n. 2, p. 173–180, 2019.

CAS, P. L. K. da et al. A brazilian space launch system for the small satellite market. **Aerospace — Open Access Journal**, v. 6, n. 11, p. 1–19, 2019.

COSTA, L. E. V. L. da. The composite option for solid rocket motor cases in brazil. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS OF THE INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL FEDERATION, 54., 2003, Bremen, Germany. [S.l.], 2003. Acesso em: 22/08/2020.

Darot Dy; Yann Perrot; Robin Pradal. **Micro-launchers: what is the market?** 2015. Acessado em 21 mai 2020. Disponível em: <<https://www.pwc.fr/fr/assets/files/pdf/2018/11/space/pwc-micro-launchers-what-is-the-market.pdf>>.

ETTL, J. et al. Development of the vs-50 as an intermediate step towards vlm-1. In: ESA SYMPOSIUM ON EUROPEAN ROCKET AND BALLOON PROGRAMMES, 27., 2015, Tromsø, Norway. [S.l.], 2015. Acesso em: 27/06/2020.

GONÇALVES, A.; JR., J. A. da M.; SAKAI, P. R. A fabricação de envelopes motores foguete para utilização no veículo lançador de satélites brasileiro vls-1. In: CONGRESSO BRASILEIRO DE ENGENHARIA DE FABRICAÇÃO, 4., 2007, São Pedro, Brasil. [S.l.], 2003. Acesso em: 22/08/2020.

GOUVEIA, A. **Esboço histórico da pesquisa espacial no Brasil**. Brasil: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2003. 112 p.

GREGOREK, G. M. **Aerodynamic Drag of Model Rockets**. Colorado, EUA: ESTES, 1970. 51 p.

GRIFFIN, M. D.; FRENCH, J. R. **Space Vehicle Design**. Blacksburg, Virginia, EUA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. 665 p.

HAEMMERLI, B.; BOIRON, A. J.; VERBERNE, O. The norwegian initiative for a satellite nano-launcher. In: SMALL SAT CONFERENCE, 29., 2016, Utah, EUA. 2016. Acesso em: 25/06/2020. Disponível em: <<https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2016/TS2Launch/7/>>.

HILL, P. G.; PETERSON, C. R. **Mechanics and Thermodynamics of Propulsion**. New Delhi, India: Pearson, 1992. 754 p.

HUZEL, D. K.; HUANG, D. H. **Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines**. Washington DC, EUA: American Institute of Aeronautics and Astronautics - AIAA, 1992. 425 p.

IAE. **Ensaio do motor S43 ocorre com sucesso**. 2018. Acessado em 01 set 2020. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/index.php/webmail/56-ultimas-noticias/noticias/420-ensaio-do-motor-s43-ocorre-com-sucesso-2>>.

INATANI, Y.; OHTSUKA, H. Ss-520 nano satellite launcher and its flight result. In: SMALL SAT CONFERENCE, 32., 2018, Utah, EUA. 2018. Acesso em: 24/06/2020. Disponível em: <<https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2018/all2018/308/>>.

KUHN, M. et al. Innovative european launcher concept smile. In: AIAA INTERNATIONAL SPACE PLANES AND HYPERSONICS TECHNOLOGIES CONFERENCE, 21., 2017, Xi-amen, China. 2017. Acesso em: 25/06/2020. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2017-2441>>.

LEAL, F. H. **Estudo numérico de cargas aerodinâmicas em foguete**. 2017. 72 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Universidade de Brasília, São José dos Campos, 2017. Acesso em 30 ago. 2020.

LEY, W.; WITTMANN, K.; HALLMANN, W. **Handbook of Space Technology**. Blacksburg, Virginia, EUA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. 665 p.

LOUREDA, O. B.; GANY, A. Disruptive architecture applied to commercially viable dedicated cubesat launcher. In: IAA LATIN AMERICAN SYMPOSIUM ON SMALL SATELLITES, 1., 2017, Buenos Aires, Argentina. [S.l.], 2017. Acesso em: 25/06/2020.

MANDELL, G. K.; BENGEL, W. P. **Topics in Advanced Model Rocketry**. Massachusetts, EUA: The MIT Press, 1973. 652 p.

Marc Bulcher. **MAE5540 - Propulsion Systems: Project 3, CEA Exercise**. 2018. Acessado em 17 ago 2020. Disponível em: <[http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE\\_5540\\_Web/propulsion\\_systems/section7/project3\\_assignment\\_2018.pdf](http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_5540_Web/propulsion_systems/section7/project3_assignment_2018.pdf)>.

MARCUCCIO, S.; HEITKOETTER, R. Environmental monitoring of the amazon basin with a low cost small satellite constellation in equatorial leo. In: 2018 IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON ENVIRONMENTAL ENGINEERING, 2018, Milan, Italy. 2017. Acesso em: 25/06/2020. Disponível em: <<https://ieeexplore.ieee.org/document/8385260>>.

MURNAGHAN, M. **Study of minimum length, supersonic nozzle design using the Method of Characteristics**. 2019. 71 f. Dissertação (Master's Degree in Space and Aeronautical Engineering) — Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona, Espanha, 2019. Acesso em 10 set. 2020.

NIEDERSTRASSER, C. Small launch vehicles - a 2018 state of the industry survey. In: SMALL SAT CONFERENCE, 32., 2018, Utah, EUA. 2018. Acesso em: 27/06/2020. Disponível em: <<https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2018/all2018/306/>>.

PALMERIO, A. F. **Introdução à Tecnologia de Foguetes**. São José dos Campos, São Paulo, Brasil: SindCT, 2016. 302 p.

RAFAEL VIANA CROFFI. **Centro de Lançamento da Barreira do Inferno**. 2012. Acessado em 10 set 2020. Disponível em: <<https://www.flickr.com/photos/rvc/7859714092/>>.

Rodrigo César Rocha Lacerda. **Projeto VLM-1**. Instituto de Aeronáutica e Espaço, 2020. Acessado em 07 out 2020. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/index.php/todos-os-projetos/projetos-aeronautica/projetos-vlm-1>>.

ROLLEMBERG, R. **Política Espacial Brasileira**. Brasil: Câmara dos Deputados, 2010. 275 p.

SECRETARIA DE ASSUNTOS ESTRATÉGICOS DA PRESIDÊNCIA DA REPÚBLICA. **Programa Cruzeiro do Sul**. 2013. Acessado em 07 out 2020. Disponível em: <<https://www.slideshare.net/saepr/xii-enee-02-nov-2012mbalvani>>.

SREENATH, K. R.; MUBARAK, A. K. Design and analysis of contour bell nozzle and comparison with dual bell nozzle. **International Journal of Research and Engineering**, v. 3, n. 6, p. 52–56, 2016.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. New Jersey, EUA: Wiley, 2016. 767 p.

TAYLOR, T. S. **Introduction to rocket science and engineering**. Boca Raton, Estados Unidos: CRC Press, 2017. 319 p.

TEWARI, A. **Atmospheric and Space Flight Dynamics**. New York, NY, EUA: Birkhauser, 2007. 556 p.

TURNER, M. J. L. **Rocket and Spacecraft Propulsion**. Leicester, Reino Unido: Springer, 2009. 390 p.

VEJA. **Base de Alcântara: o que falta para decolar**. 2018. Acessado em 10 set 2019. Disponível em: <<https://veja.abril.com.br/especiais/base-de-alcantara-o-que-falta-para-decolar/>>.

VIOTTI, D. F. **Estudo de concepção do 3º estágio do VLM a propelente líquido**. 2012. 61 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2012. Acesso em 24 jun. 2020.

WEKERLE, T. et al. Status and trends of smallsats and their launch vehicles - an up-to-date review. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 9, n. 3, p. 269–286, 2017.

WUNDERLIN, N. et al. Design options for a south african small-satellite launch vehicle. In: AIAA PROPULSION AND ENERGY FORUM, 2018, Cincinnati, Ohio. 2018. Acesso em: 25/06/2020. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2018-4462>>.

## APÊNDICE A – MODELO DE MECÂNICA DE VOO ESPACIAL

As simulações de inserção orbital foram realizadas por meio de adaptações nos códigos disponibilizados pelo Prof. André Luís da Silva na disciplina de Mecânica de Voo Espacial do curso de Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Santa Maria.

A seguir discorre-se a respeito dos modelos atmosférico, aerodinâmico, propulsivo e gravitacional, bem como as equações de cinemática e dinâmica de translação para um voo ascendente na atmosfera terrestre.

As inserções foram modeladas por meio de funções programadas utilizando o *software* MATLAB ©.

### A.1 – MODELO ATMOSFÉRICO

A determinação de um modelo atmosférico para simulação da dinâmica de voo é importante devido às cargas aerotermodinâmicas que o veículo é submetido durante o voo atmosférico, cujas propriedades dependem em geral, da gravidade, rotação do planeta, composições químicas dos gases atmosféricos, radiação solar e campo magnético da Terra.

Nesse sentido, quase todos modelos atmosféricos focam na variação vertical das variáveis termodinâmicas e geralmente negligenciam efeitos horizontais, devido a grande variação vertical que as propriedades termodinâmicas possuem com a altitude. Essa situação é assumida em modelo atmosférico proposto por Tewari (2007), que consiste na união de dois modelos norte-americanos: o 1962 *U.S. Standard Atmosphere* e o 1976 *U.S. Standard Atmosphere*, cujos perfis de temperatura estimados variam de 0 à 2000km de altitude, distribuídos em 21 camadas.

A variação das principais variáveis atmosféricas nas camadas que possuem equilíbrio termodinâmico são mostradas nos próximos parágrafos.

A variação linear da temperatura com a altitude nessas camadas pode ser expressa como a Equação A.1,

$$T = T_i + a(h - h_i), \quad (\text{A.1})$$

onde  $T_i$  e  $h_i$  são respectivamente temperatura e altitude na base da camada atmosférica,  $h$  altitude atual e  $a$  é a taxa de lapso termal, dada por

$$a = -\frac{(n-1)}{n} \frac{g_0}{R}, \quad (\text{A.2})$$

onde  $n = \gamma$ , sendo a razão de calor específico.

A taxa de lapso termal é crucial para determinação do equilíbrio hidrostático de uma camada atmosférica. Uma camada com  $a \geq 0$  é termicamente estável, e se  $a \leq 0$  é instável.

A pressão em função da altitude geométrica nas camadas com equilíbrio térmico (linearidade entre  $T$  e  $h$ ) com  $a \neq 0$  é dada por

$$p = p_i \left[ 1 + \frac{a(h - h_i)}{RT_i} \right]^{\frac{g_0}{aR} \left[ 1 + \beta \left( \frac{T_i}{a} - h_i \right) \right]} e^{\frac{\beta g_0}{aR} (h - h_i)}. \quad (\text{A.3})$$

onde  $r_0 \beta \doteq 2$ , sendo  $r_0$  raio a respeito do centro do planeta.

Nas camadas isotérmicas,  $T = T_i$  e  $a = 0$ , neste caso a pressão é dada por

$$p = p_i e^{\left[ -\frac{g_0(h - h_i)}{RT_i} \right] \left[ 1 - \frac{\beta(h - h_i)}{2} \right]}. \quad (\text{A.4})$$

Com temperatura e pressão pode-se obter a densidade,

$$\rho = \frac{p}{RT}. \quad (\text{A.5})$$

As equações analíticas mostradas acima são válidas para altitudes abaixo de  $86 \text{ km}$ , onde o equilíbrio hidrostático é assumido. O modelo de 1976 considera apenas duas camadas acima de  $86 \text{ km}$  com variação não linear da temperatura pela altitude. Por isso, Tewari complementa o modelo utilizando o modelo 1962 que modela variações lineares em camadas até  $2000 \text{ km}$  de altitude.

Além das variáveis termodinâmicas também é possível obter os parâmetros mostrados da Equação A.27 a A.13.

A velocidade do som  $a_\infty$  é dada por

$$a_\infty = \sqrt{\gamma RT}, \quad (\text{A.6})$$

onde  $\gamma$  é a razão de calor específico. O número de Mach  $M$  é representado por,

$$M = \frac{v}{a_\infty}, \quad (\text{A.7})$$

onde  $v$  é a velocidade. O coeficiente de viscosidade dinâmica  $\mu_d$  é calculado assim,

$$\mu_d = 1.548 \times 10^{-6} \frac{T^{3/2}}{T + 110,4}. \quad (\text{A.8})$$

O número de Prandtl se obtém assim,

$$P_r = \frac{\mu c_p}{k_T}, \quad (\text{A.9})$$

onde  $k_T$  é o coeficiente de condutividade termal do gás e  $c_p$  é a constante de pressão do

calor específico.

$$k_T = \frac{2,64638 \times 10^{-3} T^{3/2}}{T + 245,4(10^{-12/T})} J/m.s.K. \quad (A.10)$$

O número de Knudsen é dado por,

$$K_n = \frac{\lambda_n}{l_{ch}}, \quad (A.11)$$

onde  $\lambda_n$  é o livre caminho médio das moléculas e  $l_{ch}$  o comprimento característico,

$$\lambda_n = \frac{M_m}{\sqrt{2}\pi\sigma_c^2\rho N_a}, \quad (A.12)$$

onde  $M_m$  é o peso molecular em  $kg/mole$ , o número de Avogrado  $N_a = 6,0220978 \times 10^{23}$  e  $\sigma_c$  é o diâmetro médio de colisão.

Por fim, o número de Reynolds calcula-se assim,

$$Re = \frac{\rho v l_{ch}}{\mu_d}. \quad (A.13)$$

## A.2 – MODELO AERODINÂMICO

Para as simulações foram considerados três modelos aerodinâmicos. Os modelos aerodinâmicos são importantes para avaliar o arrasto total do veículo, parâmetro com forte influência na dinâmica de voo, sobretudo em baixas altitudes.

### A.2.1 – Modelo de Tewari

Tewari (2007) apresenta um modelo aerodinâmico que calcula o arrasto de uma cápsula em reentrada na atmosfera terrestre. Nesse modelo o coeficiente de arrasto  $C_D$  é obtido em função do número de Knudsen, Mach e Reynolds, que representam os regimes de escoamento que está submetido,

$$D = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_D(K_n, M, Re), \quad (A.14)$$

onde  $\rho$  é a densidade do ar atmosférico,  $v$  é a velocidade do VL,  $S$  é a área de referência para aerodinâmica e  $C_D$  é o coeficiente de arrasto.

Neste modelo, diferentes valores de  $C_D$  são assumidos considerando o regime de escoamento: como o regime livre molecular ( $K_n > 10$ ), transição rarefeita ( $0,1 < K_n < 10$ ) ou o contínuo ( $K_n < 0,1$ ) baseados no número de Knudsen; contínuo hipersônico



( $M > 5$ ), contínuo supersônico ( $M > 1$ ), contínuo transônico ( $M \approx 1$ ) ou contínuo subsônico ( $M < 1$ ) em termos do número de Mach; e laminar ou turbulento em termos do número de Reynolds. Em cada regime, o coeficiente de arrasto é expressado em função do escoamento.

O  $C_D$  é calculado como mostram as Equações A.15, A.16 e A.17,

$$C_D = C_{D_c}(K_n < 0,0146), \quad (\text{A.15})$$

para ( $K_n < 0,0146$ ),

$$C_D = C_{D_{fm}}, \quad (\text{A.16})$$

para ( $K_n > 14,5$ ), e

$$C_D = C_{D_c} + (C_{D_{fm}} - C_{D_c})\left(\frac{1}{3}\log_{10}\frac{K_n}{\text{sen}30^\circ + 0,5113}\right), \quad (\text{A.17})$$

para ( $0,0146 < K_n < 14,5$ ), onde  $C_{D_c}$  é o coeficiente de arrasto no limite contínuo,  $C_{D_{fm}}$  é o coeficiente no limite livre molecular com uma aproximação de parede fria, dado pela Equação A.18,

$$C_{D_{fm}} = 1,75\frac{\sqrt{\pi}}{2s}, \quad (\text{A.18})$$

com  $s = \frac{v}{\sqrt{2RT}}$  denotando a razão da velocidade molecular.

É importante enfatizar que este modelo do Tewari refere-se a uma cápsula de re-entrada com área de referência  $S = 9m^2$ . Ao aplicar o modelo, os resultados da força de arrasto mudam bastante dependendo da área de referência adotada.

### A.2.2 – Modelo de Gregorek

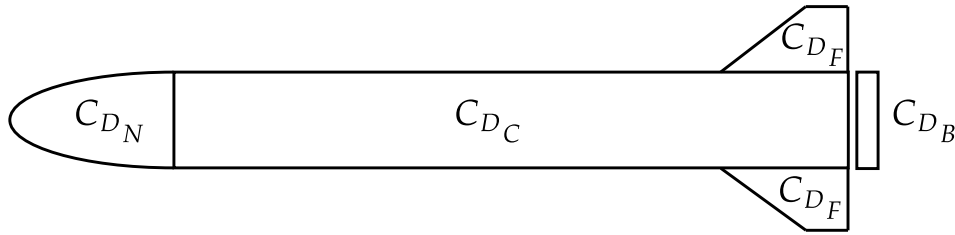
Este modelo foi desenvolvido principalmente para aplicações de foguetemodelismo, isto é, modelos de foguete em pequena escala usados para práticas desportivas. Nesse sentido, Gregorek (1970) propõe esse modelo aerodinâmico baseado em ensaios realizados em túnel de vento e extensas análises dos dados obtidos, onde pôde desenvolver equações analíticas que representam coeficientes de arrasto para todas partes do foguete. Assim, o coeficiente de arrasto pode ser obtido dividindo-o em alguns componentes, o presente trabalho considerada somente: o coeficiente de arrasto do nariz,  $C_{D_N}$ , o coeficiente de arrasto do corpo do foguete  $C_{D_C}$  e o coeficiente de arrasto de base  $C_{D_B}$ , ver Figura A.1. O coeficiente dos estabilizadores (termo em inglês, *fins*)  $C_{D_F}$  e outros componentes apresentados por Gregorek não são considerados neste trabalho.

Para o cálculo dos coeficientes de arrasto do corpo e nariz (coifa) do foguete tem-se,

$$C_{D_N} + C_{D_C} = 1.02C_f \left[ 1 + \frac{1.5}{(L/d)^{3/2}} \right] \frac{S_w}{S_{ct}}, \quad (\text{A.19})$$

onde  $C_f$  é o coeficiente de fricção dependente do  $Re$  e obtido por tabela fornecida por Gregorek,  $L$  é o comprimento do foguete,  $d$  é o diâmetro do foguete,  $S_w$  é a área molhada do foguete e  $S_{ct}$  é área da seção transversal do foguete.

Figura A.1 – Ilustração do modelo aerodinâmico de Gregorek.



Fonte: Autor

O arrasto de base apresentado na Equação A.20 deve-se à diferença de pressão encontrada na parte de trás do foguete devido à separação do escoamento.

$$C_{D_B} = \frac{0.029}{\sqrt{C_{D_N} + C_{D_C}}} \quad (\text{A.20})$$

Portanto, o coeficiente de arrasto do foguete é obtido com a soma de todas componentes, conforme Equação A.21,

$$C_D = C_{D_N} + C_{D_C} + C_{D_B}. \quad (\text{A.21})$$

É importante destacar que esse modelo se aplica para baixas altitudes e baixo número de Mach.

### A.2.3 – Modelo de Mandell e Bengen

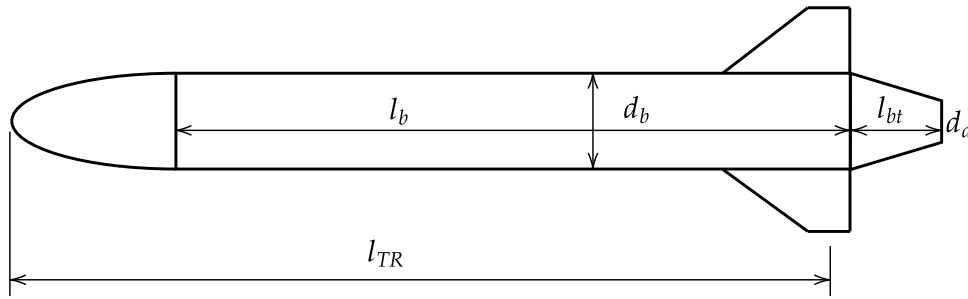
Mandell e Bengen (1973) apresentam algumas equações analíticas para estimar o coeficiente de arrasto de um foguete com base em suas principais características geométricas. Segundo Box, Bishop e Hunt (2009) esse método apresenta algumas das principais equações analíticas utilizadas para predições de arrasto em foguete pelo conhecido *software* norte-americano, *The United States Air Force Stability and Control DATCOM* (*software* para baixo número de Mach). A Figura A.2 mostra parâmetros utilizados neste trabalho para o cálculo do modelo de Mandell e Bengen.

O coeficiente de arrasto do corpo do foguete  $CD_C$  pode ser estimado por

$$C_{D_C} = \left[ 1 + \frac{60}{(l_{TR}/d_b)^3} + 0,0025 \frac{l_b}{d_b} \right] \left[ 2,7 \frac{l_n}{d_b} + 4 \frac{l_b}{d_b} + 2 \left( 1 - \frac{d_d}{d_b} \right) \frac{l_{bt}}{d_b} \right] C_f, \quad (A.22)$$

onde  $l_{TR}$  é o comprimento total do foguete,  $l_{bt}$  é o comprimento da saia da tubeira, mais conhecido em inglês como *boat tail* (presente em alguns foguetes para reduzir o arrasto de base),  $d_b$  é o máximo diâmetro do foguete,  $d_d$  é o diâmetro da base do *boat tail* e  $C_f$  é o coeficiente de viscosidade.

Figura A.2 – Ilustração do modelo aerodinâmico de Mandell e Bengen.



Fonte: Autor

O arrasto de base  $C_{D_B}$  é estimado por

$$C_{D_B} = 0,029 \frac{\left( \frac{d_d}{d_b} \right)^3}{\sqrt{C_{D_{fb}}}}. \quad (A.23)$$

O coeficiente de fricção depende do número crítico de Reynolds, neste caso  $Re_c = 5 \times 10^5$ . Sendo calculado pelas Equações A.24 e A.25. Assim, se  $Re \leq Re_c$ ,

$$C_f = \frac{1,328}{\sqrt{Re}}, \quad (A.24)$$

agora se  $Re \geq Re_c$ ,

$$C_f = \left( \frac{0,074}{Re^{1/5}} - \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \right), \quad (A.25)$$

onde  $B$  é dado por

$$B = Re_c \left( \frac{0,074}{Re^{1/5}} - \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \right). \quad (A.26)$$

Mandell e Bengen apresentam ainda outros componentes para estimativa do  $C_D$ , mas neste trabalho as estimativas consideraram somente o corpo e o arrasto de base.

Portanto, o  $C_D$  pode ser estimado como a Equação A.27,

$$C_D = C_{D_C} + C_{D_B}. \quad (\text{A.27})$$

#### A.2.4 – Modelo Propulsivo

O modelo propulsivo adotado baseia-se no cálculo de tração total do foguete,

$$F_T = \dot{m}v_e + (P_s - P_a)A_s. \quad (\text{A.28})$$

Todos os termos simulados são fixos, com exceção de  $P_a$  que varia com a altitude. Neste caso,  $\dot{m}$  é obtido pela Equação A.29,

$$\dot{m} = \frac{M_P}{T_q}, \quad (\text{A.29})$$

onde  $M_P$  é a massa de combustível do estágio em funcionamento e  $T_q$  o tempo de queima do mesmo.

A área da saída da tubeira  $A_s$  é calculada pela Equação A.30

$$A_s = \frac{\pi}{4}d_s^2 \quad (\text{A.30})$$

onde  $d_s$  é o diâmetro da saída da tubeira.

#### A.2.5 – Modelo Gravitacional

O modelo gravitacional parte do fato de que a Terra não é uma esfera perfeita, mas sim um planeta de formato oblato, isto é, que possui achatamentos nos polos e um maior diâmetro na região do equador. Deste modo, devido a impossibilidade de aplicação da Lei de Newton de Gravitação para corpos não esféricos, Tewari (2007) adota uma abordagem de energia para apresentação do modelo de gravidade não esférico, onde utiliza conceitos de forças conservativas. Nesse sentido o modelo utilizado nas simulações é o de um planeta axissimétrico.

Sabendo que a gravidade é uma força conservativa, Tewari (2007) define o potencial gravitacional  $\Phi$  da Terra,

$$\Phi(r, \phi) = \frac{GM_T}{r} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{Re}{r} \right)^2 J_n P_n \cos \phi \right\}, \quad (\text{A.31})$$

onde  $G = 6,67259 \pm 0,003 \times 10^{-11}$  é a constante gravitacional,  $Re$  é o raio equatorial

do planeta,  $M_T$  a massa do planeta,  $r$  é a distância radial à  $M_T$  e  $P_n$  são polinômios de Legendre, que são dados pela relação,

$$P_n(\nu) = \frac{(2n-1)\nu P_{n-1}(\nu) - (n-1)P_{n-2}(\nu)}{n}, \quad (\text{A.32})$$

além disso,  $J_n$  são as constantes de Jeffrey, dadas por,

$$J_n = -\frac{A_n}{GM_T R e_e^n} \quad (\text{A.33})$$

sendo  $A_n$  dada por,

$$A_n = G \int D(\rho, \beta) \rho^{n+2} P_n(\cos \beta) \sin \beta d\rho d\beta d\lambda. \quad (\text{A.34})$$

As constantes de Jeffrey são únicas para cada planeta e representam os harmônicos esféricos da distribuição de massa planetária, diminuindo a magnitude conforme a ordem  $n$  aumenta. Para as presentes simulações as primeiras 04 constantes são utilizadas:  $J_2 = 0,00108263$ ,  $J_3 = -0,00000254$  e  $J_4 = -0,00000161$ .

Sabendo que aceleração da gravidade é dada pelo gradiente da função potencial com respeito ao vetor posição, ela pode ser calculada pela Equação A.35,

$$g = -\frac{\partial \Phi}{\partial r} i_r - \frac{\partial \Phi}{r \partial \phi} i_\phi. \quad (\text{A.35})$$

Assim é possível obter as duas componentes de gravidade do planeta axissimétrico, onde  $g_r$  é a componente radial e  $g_\phi$  a componente que aponta na direção do polo sul, dadas conforme:

$$g_r = -\frac{\mu_{GM}}{r^2} - \frac{\mu_{GM}}{r} \left( \frac{-J_2 R_e^2 (3 \cos^2 \phi - 1)}{r^3} - \frac{1.5 J_3 R_e^3 (5 \cos^3 \phi - 3 \cos \phi)}{r^4} - \frac{J_4 R_e^4 (3 - 30 \cos^2 \phi + 35 \cos^4 \phi)}{2r^5} \right) + \frac{\mu_{GM}}{r^2} \left( \frac{J_2 R_e^2 (3 \cos^2 \phi - 1)}{2r^2} + \frac{J_3 R_e^3 (5 \cos^3 \phi - 3 \cos \phi)}{2r^3} + \frac{J_4 R_e^4 (3 - 30 \cos^2 \phi + 35 \cos^4 \phi)}{8r^4} \right), \quad (\text{A.36})$$

e

$$g_\phi = -\frac{\mu_{GM}}{r^2} \left( -\frac{3J_2 R_e^2 \cos \phi \sin \phi}{r^2} + \frac{J_3 R_e^3 (3 \sin \phi - 15 \cos^2 \phi \sin \phi)}{2r^3} + \frac{J_4 R_e^4 (60 \cos \phi \sin \phi - 140 \cos^3 \phi \sin \phi)}{8r^4} \right), \quad (\text{A.37})$$

onde também definem-se as componentes centrípeta  $g_c = -g_r$ , e latitudinal norte da gravi-

dade  $g_\delta = -g_\phi$ , respectivamente.

### A.2.6 – Equações do Movimento

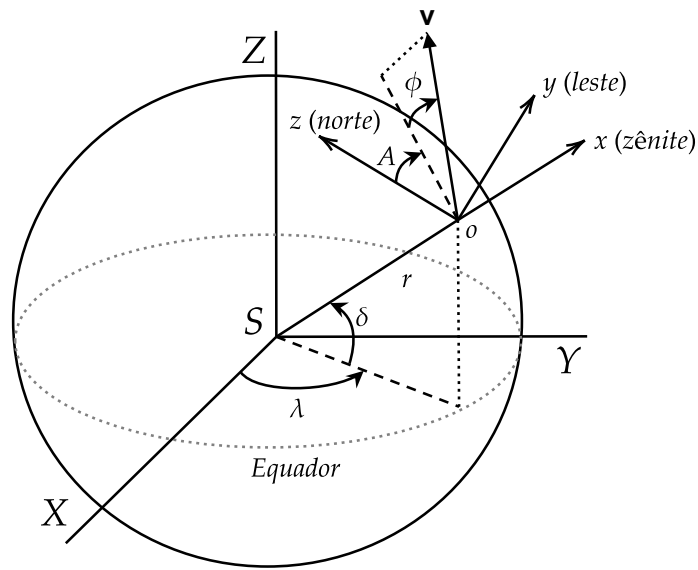
De modo a simplificar os estudos da dinâmica de voo, considerou-se as equações do movimento de uma partícula mostrados por Tewari (2007), onde a trajetória do veículo pode ser representada pela trajetória do centro de massa de um corpo rígido, com respeito à Terra girante.

A Figura A.3 mostra os referenciais utilizados pelas equações de cinemática e dinâmica de translação do corpo rígido com respeito a um planeta girante, neste caso a Terra. Nela temos o referencial planeta centrado-planeta fixo (PCPF, termo em inglês para o caso da Terra, *earth centered, earth fixed (ECEF)*), cuja origem é o ponto  $S$ , os eixos  $X$  e  $Y$  estão contidos no plano equatorial e o eixo  $Z$  aponta para o polo norte.

Além disso, na Figura A.3 temos o referencial local vertical-local horizontal (LVLH), onde o ponto  $o$  é o centro de massa do veículo, o horizonte local é o plano  $yz$ , o eixo  $x$  aponta na direção radial (de  $S$  para  $o$ ) também conhecido como zênite, o eixo  $z$  é perpendicular a  $x$  e aponta para o norte e o eixo  $y$  aponta para o leste.

Quanto ao referencial LVLH, a Figura A.3 também mostra a decomposição do vetor velocidade  $\mathbf{v}$  do centro de massa do veículo (corpo rígido) com respeito ao referencial PCPF. Utilizando coordenadas polares,  $v$  é a magnitude do vetor velocidade relativa;  $A$  é o ângulo de azimute da velocidade relativa, medido com respeito ao eixo  $z$  que aponta para o norte, com sentido positivo quando o ângulo vai em direção ao leste;  $\phi$  é o ângulo de elevação da velocidade relativa, medido em relação ao plano horizontal  $yz$ , com sentido positivo para cima.

Figura A.3 – Referenciais utilizados na simulação: PCPF e LVLH.

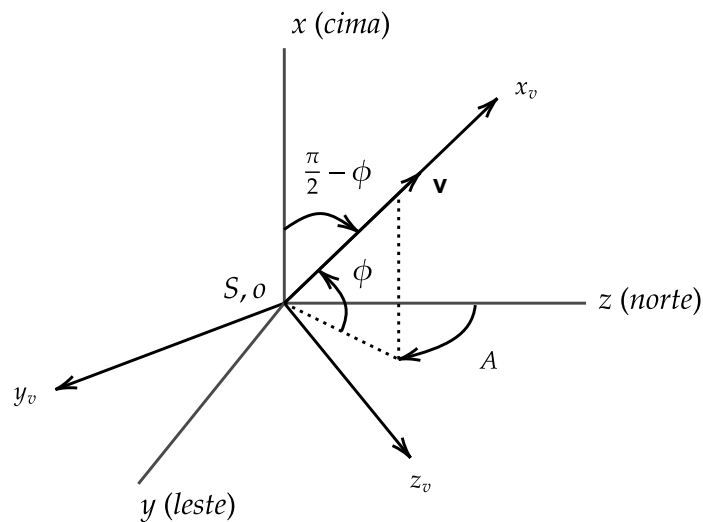


Fonte: Autor

Por fim, a distância radial  $r$ , a latitude  $\delta$  e a longitude  $\lambda$  dizem respeito às coordenadas esféricas da posição da origem de LVLH (centro de massa do corpo) com respeito ao referencial PCPF.

A Figura A.4 mostra o sistema de referência do vento, importante para escrita das forças aerodinâmica e propulsiva.

Figura A.4 – Sistema de referência do vento.



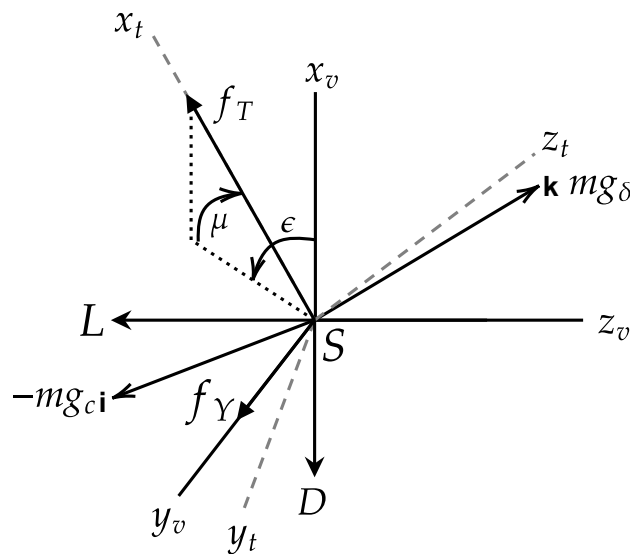
Fonte: Autor

No sistema do vento, o ponto  $o$  é o centro de massa do veículo, o eixo  $x_v$  aponta na direção do vetor velocidade relativa  $\mathbf{v}$ , o eixo  $z_v$  é definido de modo que o plano  $x_v z_v$  seja

normal ao plano horizontal  $yz$ , apontando para baixo quando o ângulo de elevação  $\phi$  está entre  $-\frac{\pi}{2} \text{ rad}$  e  $\frac{\pi}{2} \text{ rad}$ . Por fim, o eixo  $y_v$  completa o sistema cartesiano ortogonal de mão direita.

Na Figura A.5 temos o sistema de referência propulsivo, que define o apontamento da força propulsiva com respeito ao referencial do vento. Neste referencial, o eixo  $x_t$  aponta na direção da força propulsiva, o eixo  $z_t$  está contido no plano  $x_v z_v$  e o eixo  $y_v$  completa o sistema cartesiano ortogonal dextrógiro.

Figura A.5 – Sistema de referência propulsivo.



Fonte: Autor

As Equações, A.38, A.39 e A.40 mostram as equações da cinemática de translação, que estabelece uma relação entre as derivadas das coordenadas esféricas:  $r$ ,  $\lambda$  e  $\delta$ , que determinam a posição no referencial PCPF, e as componentes de velocidade relativa no referencial LVLH: magnitude de velocidade  $v$ , ângulo de azimuth  $A$  e ângulo de elevação  $\phi$ ,

$$\dot{r} = v \sin \phi, \quad (\text{A.38})$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v \cos \phi \sin A}{r \cos \delta}, \quad (\text{A.39})$$

$$\dot{\delta} = \frac{v \cos \phi \cos A}{r}. \quad (\text{A.40})$$

De modo geral, essas equações permitem determinar a trajetória global em função de observações locais da velocidade relativa.



As Equações A.41, A.42 e A.43 correspondem a dinâmica de translação,

$$\dot{v} = \frac{1}{m} (-D + f_T \cos\epsilon \cos\mu - m g_c \sin\phi + m g_\delta \cos A \cos\phi) + r \omega_e^2 \cos\delta (\cos A \sin\delta \cos\phi - \cos\delta \sin\phi), \quad (\text{A.41})$$

$$\begin{aligned} \dot{A} = & \frac{1}{m v \cos\phi} (f_y + f_T \sin\mu - m g_\delta \sin A) \\ & - \frac{1}{v \cos\phi} 2 v \omega_e (\cos A \cos\delta \sin\phi - \sin\delta \cos\phi) \\ & + \frac{1}{v \cos\phi} (r \omega_e^2 \sin A \sin\delta \cos\delta + \frac{v^2}{r} \sin A \tan\delta \cos^2\phi), \end{aligned} \quad (\text{A.42})$$

$$\begin{aligned} \dot{\phi} = & \frac{1}{m v} (L + f_T \cos\mu \sin\epsilon - m g_c \cos\phi - m g_\delta \cos A \sin\phi) \\ & + \frac{1}{v} (2 v \omega_e \sin A \cos\delta + \frac{v^2}{r} \cos\phi + r \omega_e^2 \cos\delta (\cos A \sin\delta \sin\phi + \cos\delta \cos\phi)), \end{aligned} \quad (\text{A.43})$$

onde  $w_e$  é a velocidade angular do planeta, neste caso a Terra.

Nesse contexto, em geral, as equações de dinâmica de translação relacionam componentes de força propulsiva, gravitacional e aerodinâmica, além da aceleração centrípeta, visualizada nos termos  $r\omega_e^2$  e  $\frac{v^2}{r}$  e a aceleração de Coriolis, percebida nos termos  $2v\omega_e$ . Também nota-se particularidades, na primeira equação observa-se a presença de termo relacionado a força de arrasto  $D$ , na segunda termo relacionados a forças laterais  $f_y$  (rajadas de vento) e na última equação termo da força de sustentação  $L$ .

Nas simulações  $L$ ,  $f_y$  força lateral (vento) foram consideradas nulas. Os ângulos  $\epsilon$  e  $\mu$  representam a atuação de um sistema de vetorização da tubeira. Também foram assumidos nulos, pois a dinâmica leva em conta a curva que o VL faz em função da gravidade da Terra, manobra conhecida como *gravity turn*.

O modelo de mecânica de voo aeroespacial, utilizado neste trabalho, é portanto, composto de seis equações, três relacionadas a cinemática de translação e três relacionadas a dinâmica de translação, de modo que todas trajetórias atmosféricas devem satisfazê-las. O vetor solução utilizado na dinâmica do foguete  $[r(t), \lambda(t), \delta(t), v(t), \phi(t), A(t)]$  fornece a posição e velocidade do veículo lançador em função do tempo.

As equações de cinemática e dinâmica são utilizadas na função *odeset* do MATLAB © que permite a integração dessas equações diferenciais em um determinado espaço de tempo  $T$ , a partir das condições iniciais  $[r_0, \lambda_0, \delta_0, v_0, \phi_0, A_0]$ .

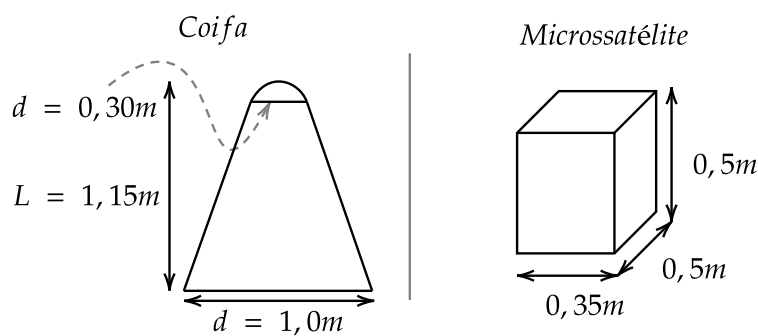
## APÊNDICE B – DADOS COMPLEMENTARES DO VLM-TUPI

Neste apêndice são apresentados dados complementares do VLM-TUPI e dos estudos de inserção orbital.

### B.1 – COIFA

A Figura B.1 mostra uma ilustração da coifa adotada no veículo e das dimensões hipotéticas do microsatélite.

Figura B.1 – Ilustração da coifa e microsatélite assumido.



Fonte: Autor

### B.2 – MODELO AERODINÂMICO

A Tabela B.1 mostra os dados da órbita obtida nas simulações realizadas para determinação do modelo aerodinâmico principal. Nesse estudo o veículo foi lançado com  $A_0 = 90^\circ$ ,  $\phi_0 = 90^\circ$ ,  $M_L = 50 \text{ kg}$ , resultando em uma órbita com  $i = 2,34^\circ$ .

Tabela B.1 – Comparação de inserção orbital entre modelos aerodinâmicos distintos.

<b>Modelo</b>	<b>Gregorek</b>	<b>Mandell</b>	<b>Tewari</b>	<b>Unidade</b>
$a$	7501	7524	7073	km
$H_P$	469	467	264	km
$H_A$	1827	1827	1127	km
$i$	2,34	2,34	2,34	°
$e$	0,08	0,08	0,05	-
$T_p$	93	93	89	min
$T_{i_2}$	30	30	30	s
$T_{i_3}$	280	280	165	s
$D_{max-Q}$	29,25	30,10	84,94	kN
$F_T$	293,50	294,00	291,70	kN

### B.3 – RESULTADOS DA MISSÃO PADRÃO

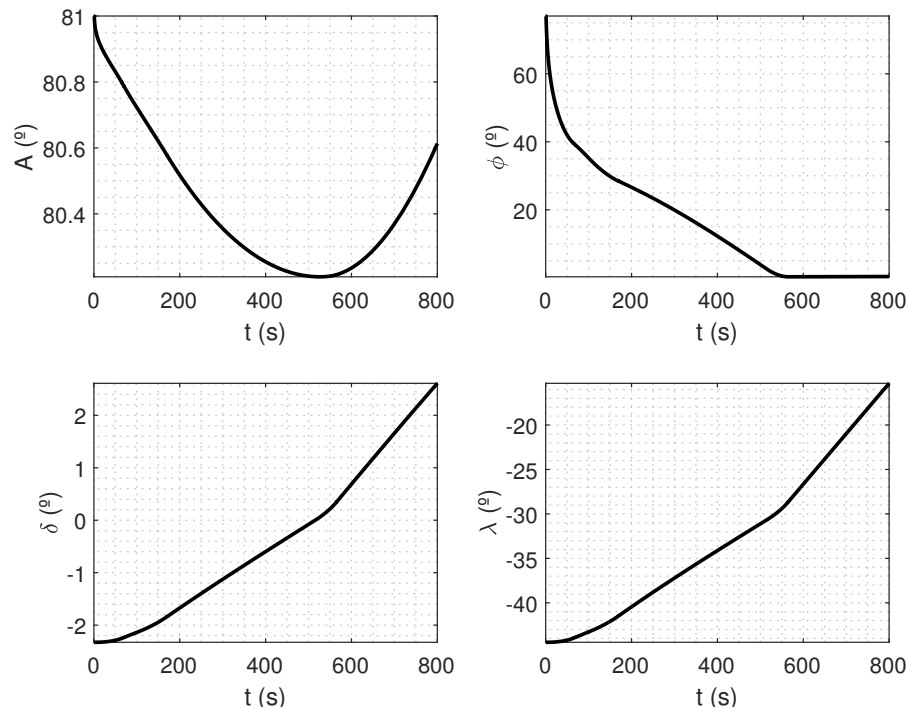
A Tabela B.2 mostra os dados do perfil de voo do VLM-TUPI para inserção de 50 kg em ELEO.

Tabela B.2 – Dados da trajetória de voo do VLM-TUPI na missão padrão.

<b>t (s)</b>	<b>Evento</b>	<b>m (kg)</b>	<b>v (m/s)</b>	<b>h (km)</b>
0	Ignição do primeiro estágio	9700	1	0
28	Voo em $max-Q$	6580	854,3	9,361
65	Fim de queima do primeiro estágio	2456	2963	61,17
70	Separação do primeiro estágio	1478	2932	61,18
100	Ignição do segundo estágio	1478	2757	112,7
170	Fim de queima do segundo estágio	653,4	4534	239,2
175	Separação do segundo estágio	536,5	4513	249,5
515	Ignição do terceiro estágio	536,5	3711	635
565	Fim de queima do terceiro estágio	137,6	7058	639,3
585	Separação do terceiro estágio	50	7058	640
585	Abertura da coifa e liberação do microssatélite	50	7058	640

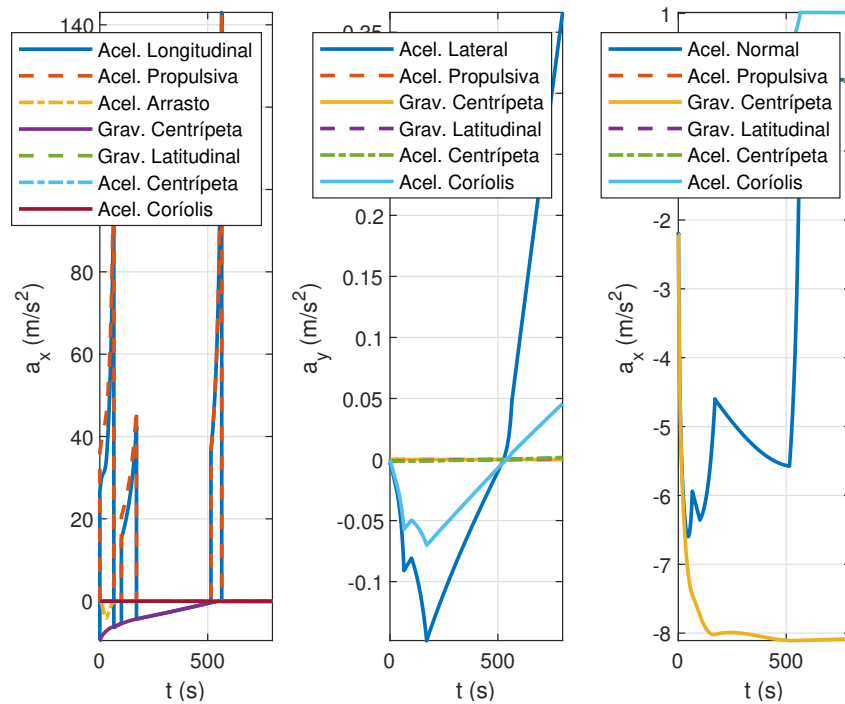
A variação do azimute e elevação do veículo no referencial local podem ser vistos na Figura B.2, bem como a longitude  $\lambda$  e latitude  $\delta$  do veículo durante sua trajetória até a sua inserção orbital. Na Figura B.3 é observado a variação das componentes da aceleração gravitacional ao longo do voo.

Figura B.2 – Variação do azimuth e elevação do veículo, além da longitude e latitude.



Fonte: Autor

Figura B.3 – Variação das acelerações no voo.



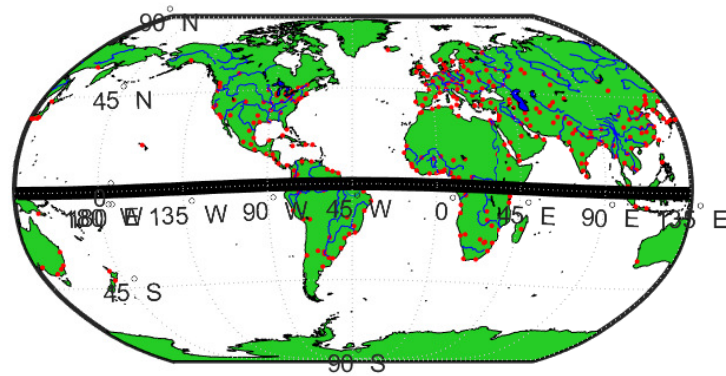
Fonte: Autor

Observe que a componente longitudinal é a que exerce maior influência no veículo ao longo da trajetória.

#### B.4 – RESULTADOS DE SIMULAÇÕES DE INSERÇÃO ORBITAL

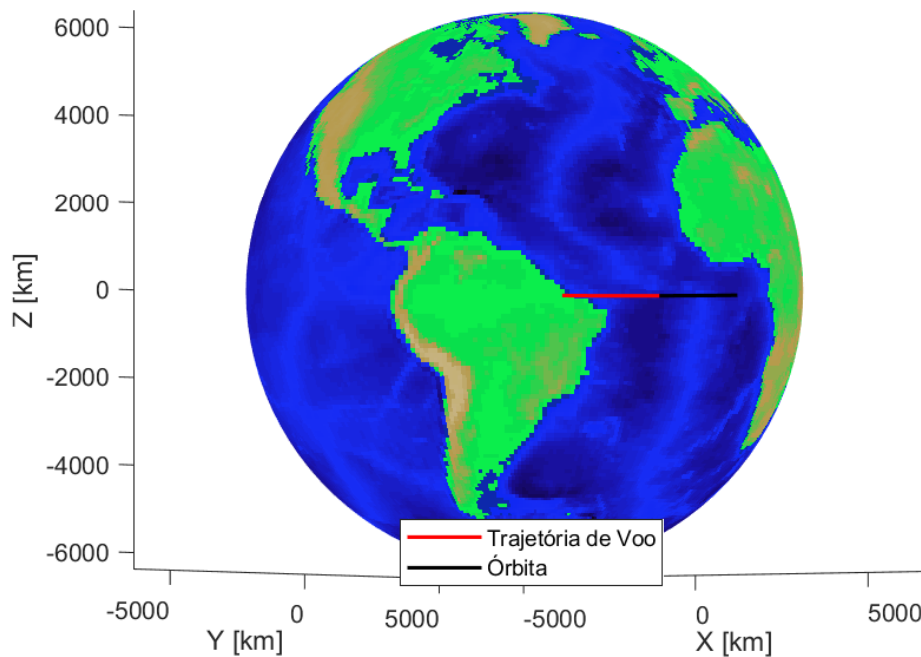
As Figuras B.4 e B.5 mostram a trajetória da órbita com  $i = 2,34^\circ$ . Percebe-se no *ground track* a importância de órbitas com baixa inclinação para o monitoramento da Região Amazônica, note que sua operação se dá exclusivamente na região equatorial. Nesse sentido, a aplicação de uma constelação de microssatélites pode assegurar um monitoramento ostensivo e eficaz das fronteiras do país e o acompanhamento de práticas ilegais de desmatamento e queimadas na região.

Figura B.4 – *Ground track* da órbita com  $i = 2,34^\circ$ .



Fonte: Autor

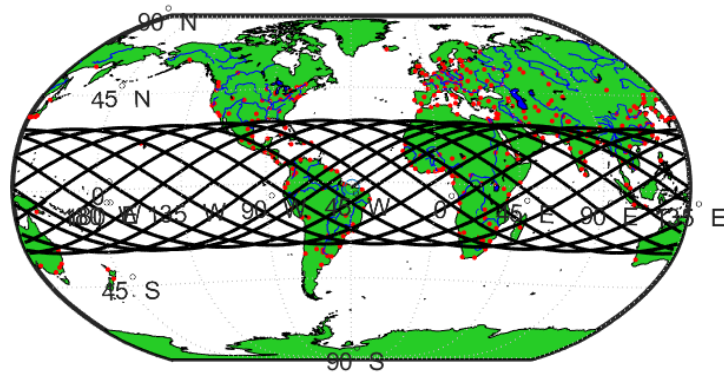
Figura B.5 – Ilustração da inserção orbital para  $i = 2,34^\circ$ .



Fonte: Autor

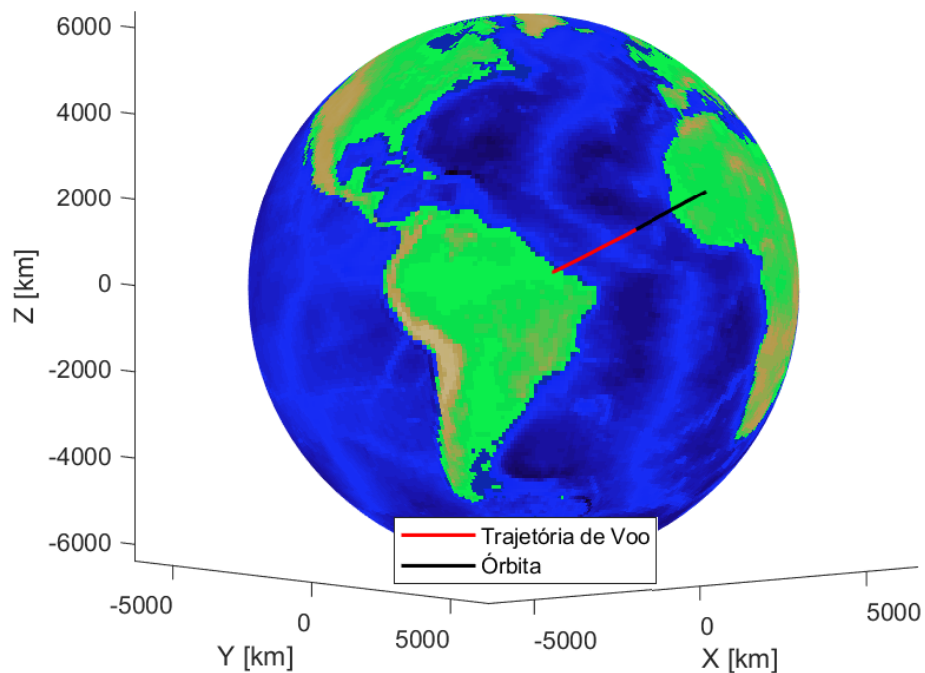
As Figuras B.6 e B.7 mostram a trajetória da órbita com  $i = 29,03^\circ$ . Note no *ground track* que ela contempla todo território brasileiro, portanto pode ser utilizada para inúmeros fins, como: monitoramento da Amazônia “Azul”, que abrange toda costa oceânica nacional, o que auxiliaria em atividades relacionadas ao Pré-Sal, monitoramento no Pantanal, fiscalização de fronteiras nas regiões Sul, Centro-Oeste e Norte e diversas outras aplicações.

Figura B.6 – *Ground track* da órbita com  $i = 29,03^\circ$ .



Fonte: Autor

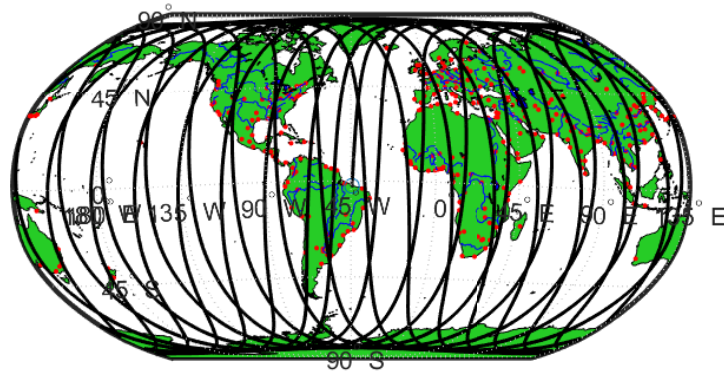
Figura B.7 – Ilustração da inserção orbital para  $i = 29,03^\circ$ .



Fonte: Autor

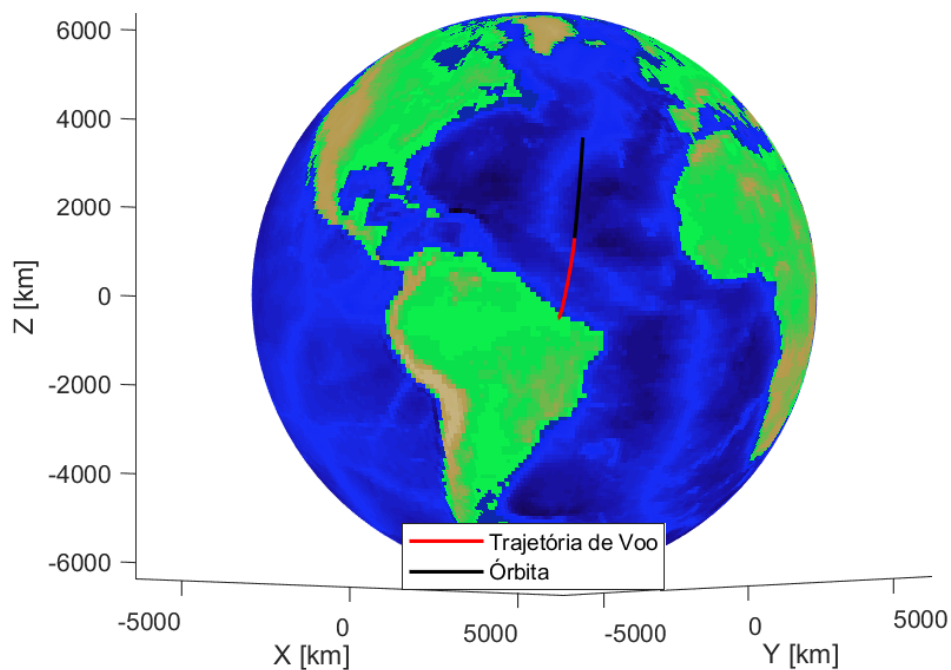
As Figuras B.8 e B.9 mostram a trajetória da órbita com  $i = 82,64^\circ$ . Nota-se no *ground track* que órbitas de alta inclinação como essas contemplam praticamente todo o planeta, podendo ser utilizadas para fins de espionagem em outros países.

Figura B.8 – *Ground track* da órbita com  $i = 82,64^\circ$ .



Fonte: Autor

Figura B.9 – Ilustração da inserção orbital para  $i = 82,64^\circ$ .



Fonte: Autor