



UNIVERSIDADE FEDERAL DE OURO PRETO
ESCOLA DE MINAS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA



ANDRÉ HENRIQUE QUEIRÓZ DE ALMEIDA

**ANÁLISE COMPARATIVA DE MOTORES-FOGUETE A
PROPELENTE SÓLIDO PARA USO EM UM LANÇADOR DE
NANOSATÉLITES TENDO COMO PLATAFORMA DE
LANÇAMENTO UM BALÃO ESTRATOSFÉRICO**

OURO PRETO - MG
2025

André Henrique Queiróz de Almeida
andre.queiroz@aluno.ufop.edu.br

**ANÁLISE COMPARATIVA DE MOTORES-FOGUETE A
PROPELENTE SÓLIDO PARA USO EM UM LANÇADOR DE
NANOSSATÉLITES TENDO COMO PLATAFORMA DE
LANÇAMENTO UM BALÃO ESTRATOSFÉRICO**

Monografia apresentada ao Curso de
Graduação em Engenharia Mecânica
da Universidade Federal de Ouro Preto
como requisito para a obtenção do
título de Engenheiro Mecânico;
Engenharia Aeroespacial;
Orientador: Prof. DSc. Ronilson
Rocha
Coorientador: Prof. DSc. Carlos
d'Andrade Souto

OURO PRETO – MG
2025

SISBIN - SISTEMA DE BIBLIOTECAS E INFORMAÇÃO

A447a Almeida, Andre Henrique Queiroz de.

Análise comparativa de motores-foguete a propelente sólido para uso em um lançador de nanossatélites tendo como plataforma de lançamento um balão estratosférico. [manuscrito] / Andre Henrique Queiroz de Almeida. - 2025.
58 f.

Orientador: Prof. Dr. Ronilson Rocha.

Coorientador: Prof. Dr. Carlos D'Andrade Souto.

Monografia (Bacharelado). Universidade Federal de Ouro Preto.
Escola de Minas. Graduação em Engenharia Mecânica .

1. Foguetes (Aeronáutica). 2. Engenharia aeroespacial - Rockoon. 3. Satélites artificiais - Órbitas. 4. Engenharia aeroespacial - Desempenho. I. Rocha, Ronilson. II. D'Andrade Souto, Carlos. III. Universidade Federal de Ouro Preto. IV. Título.

CDU 621

Bibliotecário(a) Responsável: Maristela Sanches Lima Mesquita - CRB-1716



MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DE OURO PRETO
REITORIA
ESCOLA DE MINAS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECANICA



FOLHA DE APROVAÇÃO

André Henrique Queiróz de Almeida

Análise comparativa de motores-foguete a propelente sólido para uso em um lançador de nanossatélites tendo como plataforma de lançamento um balão estratosférico

Monografia apresentada ao Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Ouro Preto como requisito parcial para obtenção do título de Engenheiro Mecânico

Aprovada em 10 de dezembro de 2025

Membros da banca

Dr. Ronilson Rocha - Orientador (Universidade Federal de Ouro Preto)
Dr. Carlos D'Andrade Souto - Co-orientador (Instituto de Aeronautica e Espaço)
Dr. - Diogo Antônio Sousa - (Universidade Federal de Ouro Preto)
Dr. Gustavo Paulinelli Guimarães - (Universidade Federal de Ouro Preto)

Dr. Ronilson Rocha, orientador do trabalho, aprovou a versão final e autorizou seu depósito na Biblioteca Digital de Trabalhos de Conclusão de Curso da UFOP em 12/12/2025



Documento assinado eletronicamente por **Ronilson Rocha, PROFESSOR DE MAGISTERIO SUPERIOR**, em 16/12/2025, às 16:14, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site http://sei.ufop.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **1033286** e o código CRC **B49B1F26**.

À Deus, minha família e amigos.

AGRADECIMENTO

Acima de tudo, agradeço a Deus por sempre acompanhar e dar suporte à minha caminhada. Dos momentos mais difíceis aos mais alegres, o Senhor me mostrou, ainda que eu não percebesse, que a fé pode mover montanhas.

Agradeço imensamente à minha família: à minha mãe Kelly, que sempre foi além ao cuidar e zelar pelo meu bem-estar a todo momento, mesmo que de longe; ao meu pai Luiz, pelos conselhos e conversas sinceras; ao meu irmão, por sempre torcer pelo meu sucesso e, acima de tudo, por ter sido um grande amigo; à minha tia, pelas ligações no decorrer das semanas, trazendo alegria ao meu dia; e ao meu avô, pelos momentos que sempre compartilhamos quando volto a Janaúba.

Agradeço à minha namorada, pela companhia e por ter tornado este último ano mais leve, apesar das dificuldades.

Agradeço grandemente aos meus amigos, que estiveram presentes durante toda esta jornada. Obrigado, a presença de vocês foi fundamental para que tudo corresse da melhor forma.

Agradeço ao Professor Gustavo Paulinelli por ter respondido ao e-mail de um jovem, no começo do curso, que pedia uma oportunidade para realizar o sonho de trabalhar com pesquisa. Obrigado pelos conselhos e ensinamentos; com você, aprendi e entendi muito do que representa ser um pesquisador. Espero que, no futuro, eu possa ser um profissional tão inspirador quanto você.

Agradeço ao Professor Ronilson Rocha, pelas conversas descontraídas, pelas risadas e, principalmente, por sempre me orientar, aconselhar e apoiar minhas ideias, sendo o principal apoiador do projeto DEMEC na Lua. Com você, também pude observar e aprender muito da sua experiência como pesquisador.

Agradeço ao Professor Carlos d'Andrade Souto por me orientar neste trabalho, estando sempre disponível e acessível para me ajudar no desenvolvimento desta pesquisa.

*“Man explores the universe around him and calls the
adventure science”.*

Edwin Hubble

RESUMO

O setor aeroespacial apresenta um déficit em âmbito global quando se trata de veículos lançadores dedicados a introdução de cargas menores em órbita que, na carência desse tipo de veículo, fica à mercê de alternativas que impõe limitações operacionais à carga. Considerando as necessidades crescentes da indústria, propõe-se a análise da viabilidade inicial de um sistema alternativo para lançamento de pequenas cargas em órbita baixa nomeado *rockoon*, que consiste na utilização de um balão estratosférico, o qual eleva um foguete até altitudes muito elevadas e de atmosfera rarefeita para este seja então acionado. Um modelo matemático simplificado em *Python* de foguetes em configurações de até 3 estágios baseados em motores-foguete já existentes é proposto para o estudo do desempenho de lançamentos partir de um balão estratosférico factível. Os resultados das simulações numéricas indicam que poucas dentre as configurações analisadas são capazes de introduzir pequenas cargas em órbita baixa, sendo que muitas apresentam desempenho quase suficiente. Estes resultados demonstram a necessidade de estudos baseados em metodologias distintas de modo a agregar na análise da viabilidade do *rockoon* ao se adaptar motores já existentes.

Palavras-chave: Nanossatélites. Foguete. Rockoon. Baixa órbita. Desempenho.

ABSTRACT

The aerospace sector faces a global deficit in launch vehicles dedicated to introducing smaller payloads into orbit. Due to the lack of such vehicles, the sector relies on alternatives that impose operational limitations on the payload. Considering the industry's growing needs, this study proposes an initial feasibility analysis of an alternative system for launching small payloads into low Earth orbit, called a rockoon. This system uses a stratospheric balloon to lift a rocket to very high altitudes and a rarefied atmosphere, allowing for its activation. A simplified mathematical model in Python of rockets in configurations of up to 3 stages, based on existing rocket engines, is proposed to study the performance of launches from a feasible stratospheric balloon. The results of the numerical simulations indicate that few of the analyzed configurations are capable of introducing small payloads into low Earth orbit, with many showing only near-sufficient performance. These results demonstrate the need for studies based on different methodologies to enhance the feasibility analysis of rockoons by adapting existing engines.

Keywords: Nanosatellites. Rocket. Rockoon. Low orbit. Performance.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Diferentes tipos de órbita (LEO, MEO, GEO)	5
Figura 2: Foguete VSB-30	7
Figura 3: Mockup do VLS-1 na mesa de lançamento (Operação Salina)	8
Figura 4: Teste do motor S31	9
Figura 5: Maquete do motor-foguete L75	10
Figura 6: Um foguete Deacon <i>Rockoon</i> logo após o lançamento	12
Figura 7: Ilustração do lançador em configuração suborbital (Aeronave F-104 + foguete SpaceSpike-1)	13
Figura 8: Foguete lançador NL-520	14
Figura 9: Fluxograma do trabalho	16
Figura 10: Desempenho de balões factíveis	17
Figura 11: Trajetória de ascensão do veículo lançador	19
Figura 12: (a) Sistema do foguete e dos propelentes no instante t . (b) O sistema um instante depois, após a ejeção	21
Figura 13: Velocidade e altitudes finais para as configurações com estágios idênticos que não ultrapassam 2850 Kg	27
Figura 14: Velocidade e altitudes finais para as configurações com estágios diferentes que não ultrapassam 2850 Kg	33

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Classes de satélites de acordo com a massa	6
Tabela 2: Parâmetros de motores-foguete fabricados no Brasil	18
Tabela 3: Parâmetros de motores-foguete diversos	18
Tabela 4: Requisitos mínimos para que a carga seja injetada em baixa órbita	24
Tabela 5: Variáveis e Indicadores da Pesquisa	25
Tabela 6: Resultados para configurações com 1 estágio idênticos para uma carga útil de 1 Kg	31
Tabela 7: Resultados para configurações com 2 estágio idênticos para uma carga útil de 1 Kg	31
Tabela 8: Resultados para configurações com 3 estágio idênticos para uma carga útil de 1 Kg	32
Tabela 9: Resultados para configurações com 2 estágios diferentes para uma carga útil de 1 Kg	35
Tabela 10: Resultados para configurações com 3 estágios diferentes para uma carga útil de 1 Kg	36
Tabela 11: foguetes com 2 estágios idênticos com capacidade para introduzir carga de 1 Kg em LEO	37
Tabela 12: foguete com 3 estágios idênticos com capacidade para introduzir carga de 1 Kg em LEO	37

LISTA DE SIMBOLOS

T	Empuxo
v	Velocidade
D	Arrasto aerodinâmico
q	Pressão dinâmica
A	Área frontal do veículo
C_D	Coeficiente de arrasto
a_t	Aceleração do veículo ao longo do trajeto durante o período t
t	Período
a_n	Aceleração normal
γ	Ângulo de trajetória de voo
R_E	Raio de curvatura da Terra
h	Altitude do foguete
m	Massa do veículo
g	Aceleração da gravidade
x	Distância
p_a	Pressão atmosférica
p_e	Saída no bocal
v_e	Velocidade de exaustão
Δm	Variação de massa
Δt	Variação de tempo

Δv	Varição de velocidade no foguete
\dot{m}_e	Vazão mássica que sai do bocal do foguete
c	Velocidade efetiva de exaustão dos gases no bocal
A_e	Área da superfície de saída do bocal
c_a	Velocidade de exaustão
I_{sp}	Impulso específico
g_0	Aceleração da gravidade ao nível do mar
m_0	Massa do veículo no começo da queima
m_f	Massa do veículo no fim da queima
n	Razão de massa
Δv_D	Perda por arrasto
Δv_G	Perda por gravidade
t_0	Tempo no início da queima
t_f	Tempo no fim da queima

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	Formulação do Problema.....	1
1.2	Justificativa.....	2
1.3	Objetivos.....	3
1.3.1	Geral	3
1.3.2	Específicos.....	3
1.4	Estrutura do Trabalho	3
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	4
2.1	Astronáutica – Conceitos Fundamentais	4
2.1.1	Usos do Espaço.....	4
2.1.2	Foguetes - Usos Cíveis	6
2.1.3	Foguetes – Tipos de Propulsão.....	8
2.2	Lançamento de Foguetes de Sondagem e Lançadores a Partir de Plataformas Acima da Superfície	10
3	METODOLOGIA.....	15
3.1	Tipo de pesquisa	15
3.2	Materiais e Métodos	16
3.2.1	Análise da Capacidade do Balão Estratosférico	17
3.2.2	Seleção dos Motores disponíveis.....	17
3.2.3	Modelagem da Dinâmica de Voo	18
3.2.4	Algoritmo para Simulação.....	23
3.2.5	Análise dos Resultados	24
3.3	Variáveis e Indicadores	24
3.4	Metodologia para Obtenção de Dados.....	26
3.5	Processamento e Organização dos Resultados	26
3.6	Considerações Finais	26
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	27
4.1	Velocidades Finais Obtidas para Configurações com Estágios Idênticos	27
4.2	Velocidades Finais Obtidas para Configurações com Estágios Diferentes	32
4.3	Configuração com Melhor Desempenho	36
5	CONCLUSÃO E RECOMENDAÇÕES	38

5.1	Conclusão	38
5.2	Recomendações	39
REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA		40

1 INTRODUÇÃO

1.1 Formulação do Problema

O mercado de nanossatélites cresce a cada dia devido à avanços tecnológicos, a consequência direta disso é a crescente necessidade de opções dedicadas de lançamento que tornem o espaço mais acessível para esse tipo de carga (MATSUDA *et al*, 2010).

Uma das opções que surgem no contexto do lançamento de pequenas cargas é o *rideshare*, que consiste em alocar cargas secundárias (satélites, por exemplo) em foguetes que já estão destinados a levar uma carga primária para órbita (NASA, 2020). Contudo, para Matsuda *et al* (2010), opções como essa oferecem um serviço limitado na medida em que o cliente não possui controle das datas de lançamento e nem da órbita na qual o satélite será injetado pois dependem da carga primária.

Uma alternativa que tem ressurgido nos últimos anos é o conceito de *rockoon*, que consiste na utilização de um balão estratosférico, o qual eleva um foguete até altitudes muito elevadas e de atmosfera rarefeita para que seja então acionado (FOERSTNER, 2007; LI *et al*, 2021). Para Li *et al* (2021), esse conceito ressurgiu após mais de meia década, como uma alternativa de baixo custo e alta flexibilidade para o mercado de nanossatélites. A principal vantagem dessa estratégia é que, ao ser lançado em altitudes elevadas, o foguete apresentará menos perdas energéticas devido à atmosfera (FOERSTNER, 2007).

Ainda, Matsuda *et al* (2010), propõe a criação de um sistema de lançamento mais viável, no qual o foguete é lançado a partir de uma aeronave de alto desempenho com o intuito de aproveitar a flexibilidade de lançamento do sistema e vantagens como a atmosfera rarefeita em altitudes elevadas para introduzir pequenas cargas em órbita, defendendo a utilização de plataformas de lançamento acima da superfície. Para tanto, em consonância com o proposto por Martins Neto (2020), foram adaptados motores-foguete e tecnologias já existentes visando reduzir riscos e custos de desenvolvimento.

Martins Neto (2020) propôs um lançador baseado em motores sólidos do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), sugerindo que o uso de propulsores existentes como S31, S40 e S44 poderiam viabilizar um sistema modular de múltiplos estágios. Assim, segundo o mesmo autor, a inclusão de um terceiro estágio leve e compacto permitiria aumentar significativamente a energia, possibilitando estudos iniciais de injeção orbital com baixo custo.

Dessa forma, haja vista a necessidade atual de colocar pequenas cargas no espaço, a estratégia central é reduzir as penalidades energéticas associadas ao lançamento ao nível do mar, o que reforça o potencial do *rockoon* como sistema inovador e economicamente competitivo para o lançamento dedicado a nano satélites, objetivo central deste trabalho. Portanto, com a crescente demanda do mercado por redução de custos e a importância do desenvolvimento de lançadores de nanossatélites tanto globalmente como no cenário nacional, tem-se a pergunta:

Como realizar a análise comparativa de motores-foguete a propelente sólido, visando avaliar a viabilidade de sua aplicação em um lançador de nanossatélite que utilize um balão estratosférico como plataforma inicial de lançamento?

1.2 Justificativa

Yagi *et al.* (2009) aponta sobre a carência do mercado espacial de sistemas de lançamento dedicado a cargas menores, como nanossatélites, afirmando a necessidade existente e crescente desse tipo de tecnologia.

Segundo Perez *et al.* (2016), para lançar um nanossatélite de apenas 5 Kg, o custo utilizando meios tradicionais pode alcançar centenas de milhares de dólares, tornando-se economicamente inviável para muitas iniciativas acadêmicas e comerciais emergentes.

O conceito *rockoon* oferece vantagens técnicas relevantes, pois elimina a necessidade de vencer as camadas mais densas da atmosfera desde o nível do mar, resultando em maior eficiência propulsiva e possibilidade de aumento da capacidade de carga útil (FOERSTNER, 2007; LI *et al.*, 2021).

Yagi *et al.* (2009) afirma que plataformas de lançamento acima da superfície são consideradas plataformas ideais para o lançamento de pequenos satélites devido à sua não necessidade de suporte em terra, maior flexibilidade, mobilidade e custo reduzido.

Assim, a presente proposta justifica-se pela necessidade de explorar e desenvolver um conceito de lançador de nanossatélites baseado no sistema *rockoon*, aliado à utilização de foguetes de sondagem modificados, visando atender à crescente demanda por acesso dedicado e de baixo custo ao espaço. Essa abordagem busca solucionar problemas de custo, flexibilidade e autonomia que afetam o mercado atual, contribuindo para ampliar as capacidades nacionais em microlançadores e abrir novas oportunidades para o setor aeroespacial, especialmente em países emergentes nesse setor.

1.3 Objetivos

1.3.1 Geral

Analisar diferentes combinações de motores-foguete existentes para criação de um veículo lançador de nanossatélites utilizando um balão estratosférico de alta capacidade como plataforma de lançamento.

1.3.2 Específicos

- Realizar um estudo teórico sobre: conceitos fundamentais de astronáutica e lançamento de foguetes de sondagem e lançadores a partir de plataformas acima da superfície;
- Elaborar um procedimento metodológico para simular e avaliar o sistema de *rockoon*;
- Definir a velocidade final e a altura final da carga do lançamento a partir da maior altitude possível do balão estratosférico;
- Indicar as combinações de motores-foguete que apresentem os melhores desempenhos globais.

1.4 Estrutura do Trabalho

O trabalho está dividido em cinco capítulos, onde no primeiro capítulo é apresentado a formulação do problema, a justificativa para a realização do trabalho e seus objetivos geral e específicos. O segundo capítulo trata da fundamentação do estado da arte da área de conhecimento em que se trabalhou. O terceiro capítulo trata da metodologia para a criação do modelo e subsequente algoritmo utilizado na simulação das diferentes configurações de foguete. O quarto capítulo aborda os resultados obtidos nas simulações. Por último, o quinto capítulo trata da conclusão acerca do projeto e análise dos resultados finais.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Astronáutica – Conceitos Fundamentais

2.1.1 Usos do Espaço

Para Biggs e Howell (2022), a exploração espacial começou motivada pela corrida espacial entre União Soviética e Estados Unidos, sendo os satélites Sputnik 1 e Explorer 1 os primeiros a orbitar com sucesso a Terra. Segundo os autores, com o passar do tempo diferentes países começaram a lançar seus próprios satélites de modo a beneficiar a sociedade com aplicações como: satélites meteorológicos, que permitiram previsões mais acuradas; satélites de monitoramento territorial, permitindo acompanhar terras, desmatamento e corpos d'água; satélites de telecomunicação, levando ao avanço da comunicação por telefone, transmissões de TV ao vivo e eventualmente contribuindo ao advento da internet.

2.1.1.1 Satélites artificiais: tipos e usos

Para o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (2024), os satélites artificiais podem ser divididos quanto ao seu tipo de aplicação, os principais estão descritos a seguir.

- Comunicação: distribui sinais de telefonia, internet e televisão;
- Navegação: consiste em aglomerados de satélites que juntos fornecem um sistema de posicionamento global, como o Global Positioning System (GPS) dos Estados Unidos da América;
- Meteorológico: seu uso se dá no monitoramento do tempo, clima, eventos meteorológicos e mudanças territoriais como é o caso de florestas;
- Militar: ao utilizar câmeras com tecnologia de infravermelho possibilitam identificar alvos e fotografar territórios;
- Exploração do Universo: satélites que carregam telescópio para observação do espaço;
- Observação da Terra: monitoram territórios por meio de câmeras com diferentes resoluções espaciais.

2.1.1.2 Satélites Artificiais: Tipos de órbitas

Satélites artificiais, em sua maioria, se encontram em um dos 3 principais tipos de órbita: Órbita Terrestre Baixa (LEO), Órbita Terrestre Média (MEO) e Órbita Geossíncrona (GEO)

(ROBERTS, 2017). A Figura 1 mostra uma representação desses tipos de órbita em relação à Terra.

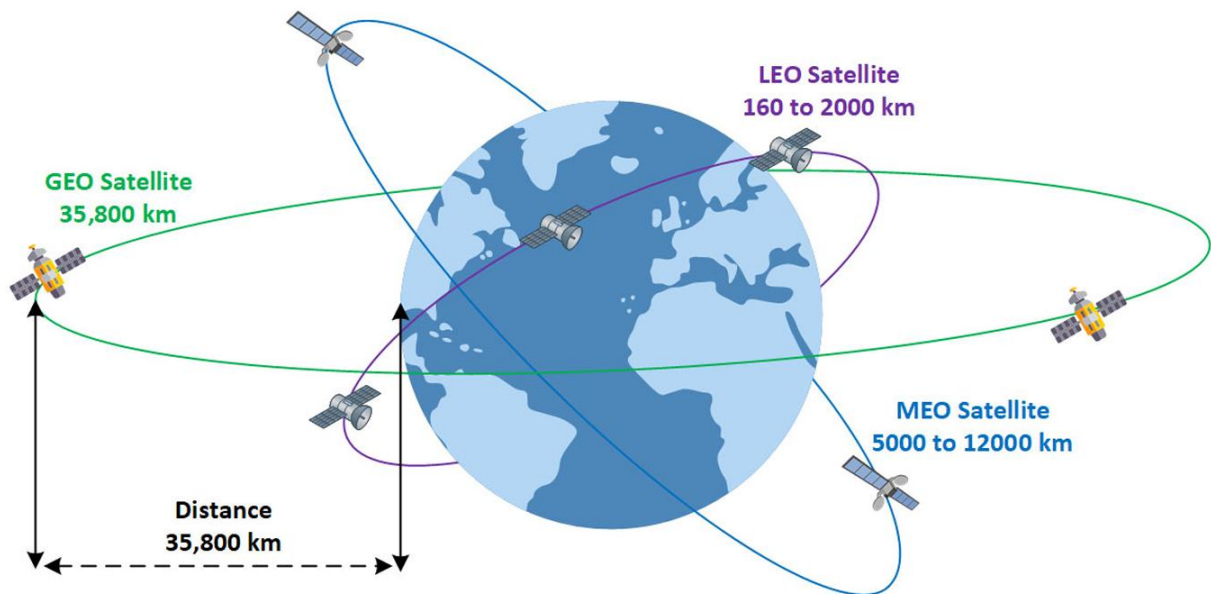


Figura 1: Diferentes tipo de órbitas (GEO, MEO e LEO)
Fonte: Uddin e Kumar (2022)

De acordo com Roberts (2017), LEO é descrita por satélites que orbitam numa faixa de altitude de 160 Km à 2000 Km e é onde estão a maior parte dos satélites da atualidade, sendo de grande importância para tarefas de reconhecimento e sensoriamento remoto. Segundo o mesmo autor, satélites em GEO se encontram à uma altitude de aproximadamente 35786 Km e apresentam um período de órbita igual à velocidade de rotação da Terra, observando um terço da superfície do planeta como se estivesse parado. Por fim, o autor descreve MEO como um intervalo de altitude entre LEO e GEO, satélites nessa órbita apresentam vantagens intermediárias entre ambas, com a desvantagem de que seus eletrônicos são afetados pela presença de elevada radiação na região.

2.1.1.3 Satélites de Porte Muito Pequeno

Para NASA (2025), o tamanho e o custo de um satélite varia de acordo com a aplicação desejada, satélites de pequeno porte, em específico, apresentam diferenciação quanto à sua massa. A Tabela 1 descreve as classes de satélites de pequeno porte.

Tabela 1: Classes de satélites de acordo com a massa

Classe	Massa (kg)
Minisatélite	100 – 500 kg
Microsatélite	10 – 100 kg
Nanossatélite	1 – 10 kg
Picosatélite	0,1 – 1 kg
Femtossatélite	< 0,1 kg

Fonte: Adaptado de NASA (2025)

Uma classe muito importante de nanossatélites é o CubeSat, baseada numa unidade estrutural nomeada 1U com dimensões 1x1x1 cm e que pode ser estendida com o acoplamento de outras unidades (NASA, 2025). Nas últimas décadas, um mercado e uma indústria própria foram criados em torno do conceito do CubeSat, que possibilitou redução de custos, teste de tecnologias e avanços em pesquisa científica (NASA, 2025).

2.1.2 Foguetes - Usos Cíveis

2.1.2.1 Foguetes de Sondagem

Foguetes de sondagem são a principal forma de se realizar experimentos científicos em altitudes entre 45 Km (altitude média para balões estratosféricos) e 160 Km, podendo ser compostos por um ou múltiplos estágios, o voo tem duração média de 5 à 20 minutos e somado à velocidade menores, fornece um ambiente ideal para realização dos estudos (DURANT, 2001; NASA, 2025).

Esse tipo de foguete apresenta vantagens quanto ao custo de operação pois não necessita de motores que o coloquem em órbita e comumente as operações são similares, pois o que muda é apenas o experimento a ser conduzido (NASA, 2025).

Para Lucca (2014), o Brasil possui um foguete de sondagem que merece destaque, desenvolvido pelo IAE, o VSB-30 possui dois estágios e capacidade de carregar um experimento de até 400 Kg a uma altitude de aproximadamente 250 Km. A Figura 2 mostra uma representação do foguete de sondagem brasileiro VSB-30, bem como a indicação de partes estruturais presentes entre cada estágio.



Figura 2: Foguete VSB-30
 Fonte: Adaptado de Sousa *et al.* (2013)

2.1.2.2 Lançadores de Satélites

Para Logsdon (2025), um veículo lançador de satélites é um sistema de foguete que tem por objetivo colocar uma carga na órbita terrestre ou até mesmo em outro corpo celeste. De acordo com o autor, para cumprir sua missão e injetar um satélite em LEO equatorial, por exemplo, um veículo lançador deve atingir uma velocidade de 28000 km/h e para tanto, seu projeto deve maximizar a capacidade de carga e manter uma relação de custos aceitáveis. A Figura 3 mostra o *mockup* na mesa de lançamento, do primeiro veículo lançador de satélites brasileiro, o VLS-1.



Figura 3: Mockup do VLS-1 na mesa de lançamento (Operação Salina)
Fonte: IAE (2019).

2.1.3 Foguetes – Tipos de Propulsão

2.1.3.1 Motores-Foguete a Propelente Sólido

De acordo com Sutton e Biblarz (2001), em motores-foguete a propelente sólido, os componentes da combustão são armazenados no estado sólido dentro da câmara de combustão no chamado *case* e cada seção do propelente em si é chamada de grão. Os autores apontam, ainda, que o grão é projetado para executar uma queima suave, numa taxa predeterminada e que uma vez iniciada a combustão, o motor irá funcionar até que toda a massa de propelente sólido seja queimada.

Os oxidantes presentes no propelente sólido são compostos inorgânicos como o perclorato de amônio, já dentre os combustíveis estão o alumínio esférico em pó (o mais comum), o boro e o berílio (SUTON e BIBLARZ, 2001). Segundo os autores, diversos ingredientes além destes podem ser adicionados na composição do propelente de modo a alterar as características da combustão. A Figura 4 mostra o teste do motor S31 a propelente sólido desenvolvido pelo IAE.



Figura 4: Teste do motor S31
Fonte: IAE (2025)

2.1.3.2 Motores-Foguete a Propelente Líquido

Esse tipo de motor-foguete utiliza propelentes armazenados no estado líquido e que são, no momento de operação, injetados sob pressão na câmara de combustão do motor podendo ser classificados em bipropelente, quando são injetados oxigênio líquido e algum combustível líquido, ou, monopropelente quando é injetado apenas um único líquido que se decompõe na hora da queima (SUTON e BIBLARZ, 2001). Segundo os mesmos autores, uma característica interessante desses motores é que eles podem ser ligados e desligados a qualquer momento e podem operar durante horas caso haja o devido arrefecimento.

Dentre os oxidantes mais comuns estão oxigênio líquido, peróxido de hidrogênio, ácido nítrico, tetróxido de nitrogênio e óxido nitroso (SUTON e BIBLARZ, 2001). Ainda, de acordo

com estes autores, os combustíveis mais comuns são hidrocarbonetos, hidrogênio líquido, hidrazina, Dimetilhidrazina assimétrica e monometilhidrazina. Na Figura 5, está a maquete do motor-foguete a propelente líquido L75 em desenvolvimento no IAE.



Figura 5: Maquete do motor-foguete L75
Fonte: Vasconcelos (2017)

2.2 Lançamento de Foguetes de Sondagem e Lançadores a Partir de Plataformas Acima da Superfície

A utilização de balões para o lançamento de foguetes foi primeiro idealizada e executada na década de 1950, por Lee Lewis, G. Halvorson, S. F. Singer e James A. Van Allen (FOERSTNER, 2007). Segundo a autora, na época, esse conceito se mostrou uma alternativa

simples e eficaz para a realização de experimentos em altitudes além das alcançadas somente por balões.

Nomeado *rockoon*, do inglês *rocket* (foguetes) e *balloon* (balão), a ideia foi relativamente utilizada nos primeiros anos da exploração espacial (FOERSTNER, 2007). Segundo Anderson (2024, s.p), um rockoon consiste em:

Um pequeno foguete amarrado por cordas a um balão de alta altitude. Uma vez que o balão leva o foguete através da atmosfera até uma altitude de cerca de 24 quilômetros (aproximadamente 15 milhas), um interruptor automático de pressão ou um sinal de rádio enviado do solo aciona os motores do foguete, fazendo com que ele alcance altitudes ainda maiores. Um *rockoon* possui, portanto, uma vantagem clara. Em vez de usar combustível para impulsioná-lo nas camadas mais baixas da atmosfera, ele inicia seu voo com o auxílio de um balão de alta altitude. Como o balão leva o foguete através da parte mais difícil da sua trajetória, o foguete consegue viajar muito mais longe do que se houvesse sido lançado do solo. Dessa forma, um foguete relativamente pequeno pode alcançar a mesma altitude que um muito maior.

No princípio, houve relutância em se encontrar financiamento para o desenvolvimento do primeiro *rockoon* (FOERSTNER, 2007). Segundo a mesma autora, após arguição, Van Allen conseguiu apoio do *Office of Naval Research*, que lhe forneceu os balões e foguetes de sondagem Deacon, cedidos pela mesma entidade, foram modificados para uso no sistema de modo a descartar os custos de desenvolvimento de um novo foguete.

A Figura 6 mostra um dos primeiros testes de lançamento do *rockoon* de Van Allen.

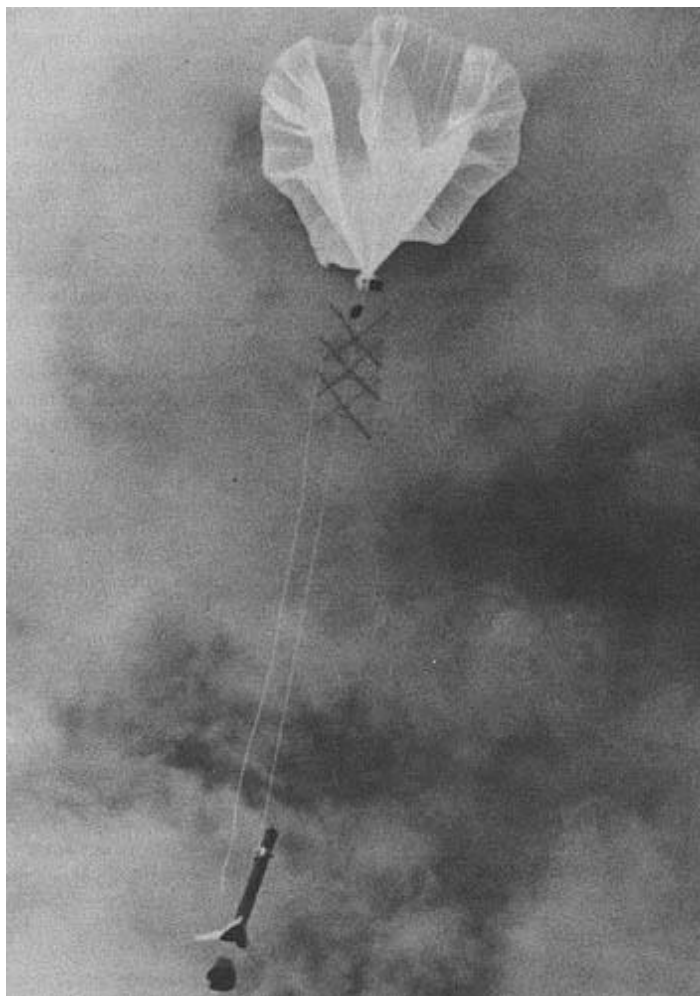


Figura 6: Um foguete Deacon *Rockoon* logo após o lançamento
Fonte: StratoCat (2025)

Segundo Foerstner (2007), o foguete Deacon, observado na figura, foi cedido ao projeto de Van Allen pois não possuía mais uso já que quando lançado a partir do solo atingia uma altitude de apenas 22 Km devido ao arrasto do ar. Contudo, segundo a proposta de Van Allen, lançado a partir de um balão estratosférico, o foguete alcançaria cerca de 130 Km de altitude (FOERSTNER, 2007).

Posteriormente, após algumas modificações e algumas tentativas, o Deacon foi finalmente acionado a partir de um balão estratosférico num final de tarde no ártico em 28 de agosto 1952, cumprindo seu objetivo de estudar raios cósmicos (FOERSTNER, 2007). Segundo Okninski *et al.* (2016), com o desenvolvimento de foguetes mais potentes e eficazes, em especial os de sondagem, o *rockoon* deixou de ser utilizado. Contudo, segundo o mesmo autor, nas últimas décadas o conceito vem sendo revivido, principalmente com propostas públicas e

privadas de utilizá-lo para a criação de sistemas de lançamento de pequenas cargas em baixa órbita.

Matsuda *et al.* (2010) afirma que plataformas de lançamento tradicionais apresentam limitações como órbitas limitadas devido a fatores de segurança e uma janela de lançamento anual reduzida. Em contrapartida, para o autor, lançamentos em plataformas acima da superfície, ao mitigar boa parte dessas desvantagens, surgem como uma ótima alternativa para o lançamento de nanossatélites.

Matsuda *et al.* (2010) propõe, como mencionado no capítulo anterior, um veículo lançador de nanossatélites baseado na modificação de tecnologias existentes como o foguete de propelente sólido japonês S-520, reduzindo o custo e risco de desenvolvimento. A Figura 7 mostra uma ilustração do lançador proposto.



Figura 7: Ilustração do lançador em configuração suborbital (Aeronave F-104 + foguete SpaceSpike-1)
Fonte: Matsuda *et al.* (2010)

Lançado a partir de uma aeronave de alto desempenho como a F-104, vista na figura, o sistema se enquadra em todas as vantagens descritas em relação a meios tradicionais de lançamento de nanossatélites (MATSUDA *et al.*, 2010).

Adaptar motores-foguete e tecnologias já existentes para a criação de sistemas lançadores de nanossatélites é muito vantajoso devido à redução de boa parte dos custos de

desenvolvimento (MATSUDA *et al.*, 2010). A Agência Japonesa de Exploração Aeroespacial criou o foguete lançador SS-520-5 a partir do foguete de sondagem SS-520, introduzindo com sucesso uma carga em órbita, ao adicionar um terceiro estágio e um sistema de controle de reação ao modelo original (ITO, 2019).

Yagi *et al.* (2009) apresenta um conceito de um lançador de nanossatélites a partir de uma combinação entre sistemas de foguetes estadunidenses e foguetes de sondagem japoneses como uma solução promissora. O lançador em questão está representado na Figura 8.



Figura 8: Foguete lançador NL-520.
Fonte: Adaptado de Yagi *et al.* (2009)

O foguete NL-520, visto na figura, representa a proposta de uma abordagem pautada na cooperação internacional que visa sanar uma carência tecnológica de mercado (YAGI *et al.*, 2009).

3 METODOLOGIA

Este capítulo descreve os procedimentos técnicos adotados para a elaboração das análises e simulações propostas, com base em fundamentos teóricos e referências obtidas na revisão bibliográfica. Busca-se, por meio da aplicação de ferramentas computacionais e critérios previamente estabelecidos, modelar o comportamento do sistema e avaliar seu desempenho em diferentes configurações operacionais.

3.1 Tipo de pesquisa

De acordo com Gil (2002, p. 17), a pesquisa científica é um processo estruturado que visa encontrar respostas para questões relevantes por meio de métodos racionais e sistemáticos, trata-se de uma atividade planejada que parte da identificação de um problema e percorre diversas etapas até a apresentação dos resultados. Para o autor, essa sistematização é essencial à produção de conhecimento confiável.

Lakatos e Marconi (2017) afirmam que a condução de uma investigação científica exige a aplicação ordenada de técnicas apropriadas à natureza do problema estudado. As autoras destacam que o uso combinado de diferentes estratégias metodológicas é comum e pode ser vantajoso, desde que haja coerência com os objetivos da pesquisa.

A pesquisa pode ser classificada, conforme seus objetivos, em exploratória, descritiva e explicativa (GIL, 2002). Segundo o autor, a exploratória busca maior familiaridade com o tema; a descritiva procura identificar e caracterizar fenômenos; e a explicativa vai além da observação, propondo-se a investigar relações de causa e efeito.

Segundo Creswell (2010), as investigações podem seguir enfoques quantitativo, qualitativo ou misto. Ainda para o autor, o método quantitativo trabalha com dados mensuráveis e análise estatística; o qualitativo valoriza interpretações e significados; já o método misto articula elementos dos dois, buscando uma compreensão mais abrangente do objeto de estudo.

Diante dessas classificações, esta pesquisa se enquadra como exploratória de abordagem quantitativa, apoiando-se na revisão de literatura e na aplicação de modelagem computacional para analisar cenários e propor soluções. Tais procedimentos são compatíveis com os princípios metodológicos indicados por Lakatos e Marconi (2017), que reconhecem a validade da combinação entre diferentes técnicas de investigação conforme a natureza do estudo.

Os procedimentos técnicos envolvem a coleta e análise de dados relevantes, a aplicação de ferramentas computacionais para simulação e modelagem, além da utilização de referências bibliográficas para fundamentar as escolhas técnicas. O trabalho será estruturado com base na sistematização das informações, garantindo a validação dos resultados obtidos por meio de análises comparativas e criteriosas, assegurando a confiabilidade das conclusões apresentadas.

3.2 Materiais e Métodos

O trabalho foi realizado de acordo com o fluxograma apresentado na Figura 9:

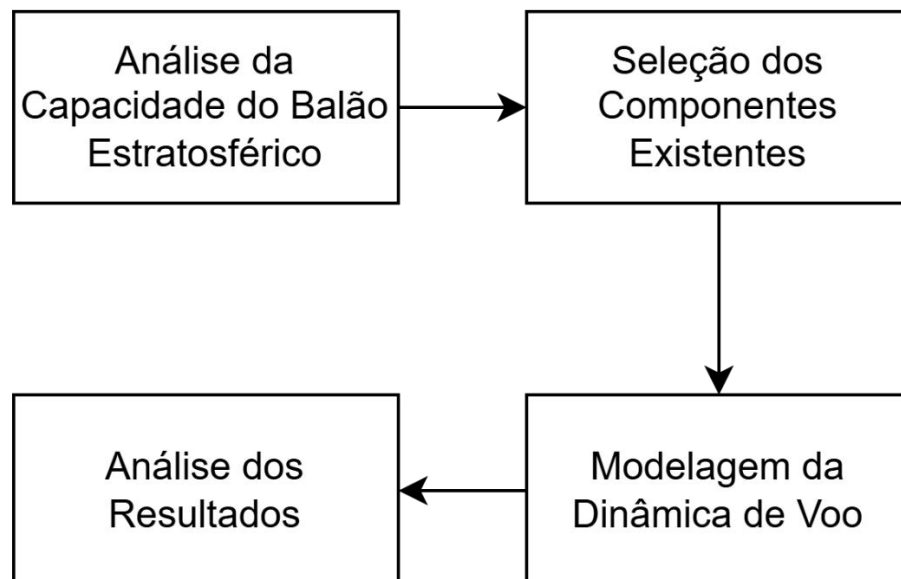


Figura 9: Fluxograma do trabalho
Fonte: Pesquisa direta (2025)

Como mostrado no fluxograma da Figura 9, primeiro foi feita a escolha da altura ideal a ser considerada para lançamento a partir do balão estratosférico e a seleção dos motores-foguete com base em bibliografia disponível. Em seguida, foi feita uma modelagem da dinâmica de voo do sistema em linguagem Python. Assim, foram realizadas simulações considerando diversos motores-foguete disponíveis e suas combinações para um, dois e três estágios gerando dados de desempenho para que fosse feita a comparação e análise da viabilidade de um modelo ideal.

3.2.1 Análise da Capacidade do Balão Estratosférico

A capacidade do balão tomou como base análise feita por Rainwater e Smith (2003), onde estão dispostos dados acerca da capacidade da altura em função da carga para balões factíveis com diferentes volumes, dados em milhão de metro cúbico (MCM). O resultado da análise desses autores está disposto na Figura 10.

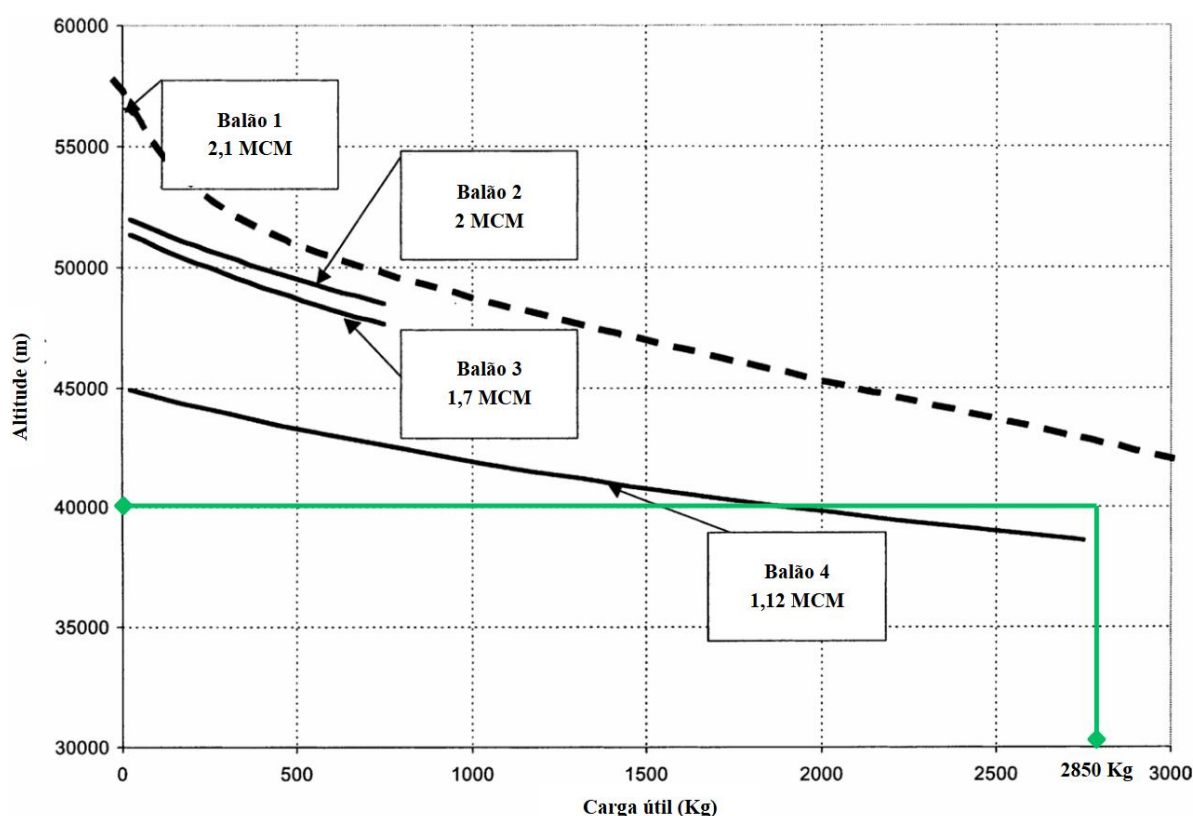


Figura 10: Desempenho de balões factíveis
Fonte: Adaptado de Rainwater e Smith (2003)

Para este estudo, com base nos dados fornecidos pela Figura 10, indicado pelas marcações em verde, foi considerado um balão factível com capacidade de carga máxima aproximada de 2850 quilogramas e que opera a uma altitude de 40 Km. Essa consideração foi utilizada para a avaliação e modelagem numérica.

3.2.2 Seleção dos Motores disponíveis

Originalmente, foram selecionados motores-foguete desenvolvidos pelo IAE. Estes motores, juntamente com seus respectivos parâmetros, estão expostos na Tabela 2.

Tabela 2: Parâmetros de motores-foguete fabricados no Brasil

Motor	S20	S30	S31	S33	S44	Unidade
M_e	320,0	250,0	240,0	55,0	115,0	Kg
M_p	242,0	875,0	670,0	340,0	810,0	Kg
T	38,0	130,3	211,2	31,5	54,23	kN
I_{sp}	259,0	263,0	260,0	274,0	280,0	s
t_q	18,0	29,0	15,5	49,0	62,0	s

Fonte: Adaptado de Palmerio (2016)

Sendo M_e a massa estrutural, M_p a massa de propelente, T o empuxo máximo, I_{sp} o impulso específico e t_q o tempo de queima.

Posteriormente, a análise foi estendida para motores-foguete desenvolvidos por fabricantes diversos, de forma que fosse possível encontrar configurações ótimas. Os parâmetros desses motores podem ser encontrados na Tabela 3.

Tabela 3: Parâmetros de motores-foguete diversos

Motor	Star 31	Star 37GV	ASAS 21-85V	ASAS 21-120	ORIOLE	Unidade
M_e	107,5	110,2	96,1	129,7	197,7	Kg
M_p	1285,9	974,3	654,9	923,5	976,1	Kg
T	82,2	56,9	62,2	99,1	92,47	kN
I_{sp}	293,5	293,5	240,6	244,4	288,5	s
t_q	45,0	49,0	24,4	22,1	30,0	s

Fonte: Adaptado de Alliant Techsystems (2008)

3.2.3 Modelagem da Dinâmica de Voo

Para Erdberg e Costa (2020), um modelo dinâmico de um veículo lançador, se inicia com representações mais simples e posteriormente são incorporados mais detalhes que o deixam mais complexo e completo. Toda a metodologia descrita nas seções 3.2.3.1, 3.2.3.2 e 3.2.3.3 foi baseada em Curtis (2004)

3.2.3.1 Equações de Movimento

Para melhor entendimento, a figura 11 apresenta um modelo simplificado de um veículo lançador.

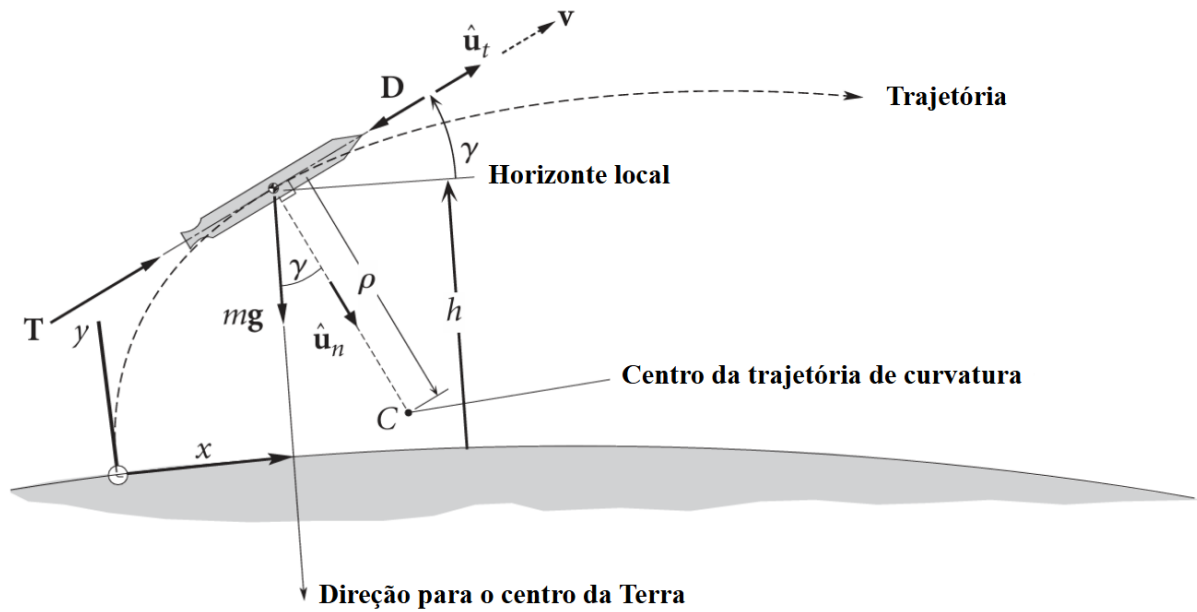


Figura 11: Trajetória de ascensão do veículo lançador
 Fonte: Adaptado de Curtis (2004)

Na Figura 11, T é o empuxo gerado no sistema propulsor do veículo e que é aplicado na mesma direção que o vetor de velocidade v . Ainda, D é o arrasto aerodinâmico que tem mesma direção e sentido oposto à T e v , dado por:

$$D = qAC_D \quad (1)$$

Com q sendo a pressão dinâmica, A a área frontal do veículo e C_D o coeficiente de arrasto. A aceleração a_t do veículo ao longo do trajeto durante o período t pode ser definida por:

$$a_t = \frac{dv}{dt} \quad (2)$$

E, a aceleração normal a_n dada por:

$$a_n = -v \frac{d\gamma}{dt} \quad (3)$$

γ é o ângulo de trajetória de voo.

Assim, utilizando coordenadas polares e definindo o centro da Terra como centro da curvatura a_n se torna:

$$a_n = -v \frac{d\gamma}{dt} + \frac{v^2}{R_E + h} \cos \gamma \quad (4)$$

R_E é o raio de curvatura da Terra e h a altitude do foguete. Dessa forma, na direção $\widehat{\mathbf{u}}_t$ o equilíbrio de forças devido à segunda lei de Newton resulta em:

$$T - D - mg \sin \gamma = ma_t \quad (5)$$

m é a massa do veículo e g a aceleração da gravidade. Enquanto que na direção $\widehat{\mathbf{u}}_n$:

$$mg \cos \gamma = ma_n \quad (6)$$

Substituindo as equações 5 e 6 nas equações 2 e 3, obtém-se:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{T}{m} - \frac{D}{m} - g \sin \gamma \quad (7)$$

$$v \frac{d\gamma}{dt} = - \left(g - \frac{v^2}{R_E + h} \right) \cos \gamma \quad (8)$$

Adicionando a elas equações para a distância x e altitude h :

$$\frac{dx}{dt} = \frac{R_E}{R_E + h} v \cos \gamma \quad \frac{dh}{dt} = v \sin \gamma \quad (9)$$

3.2.3.2 Empuxo e Impulso específico

O empuxo de um foguete é produzido pela ejeção de massa a alta velocidade pelo seu sistema propulsivo. A conservação do momento linear faz com que o foguete sofra uma força na mesma direção e sentido oposto. A Figura 12 apresenta um foguete e a massa ejetada pelo seu sistema propulsivo.

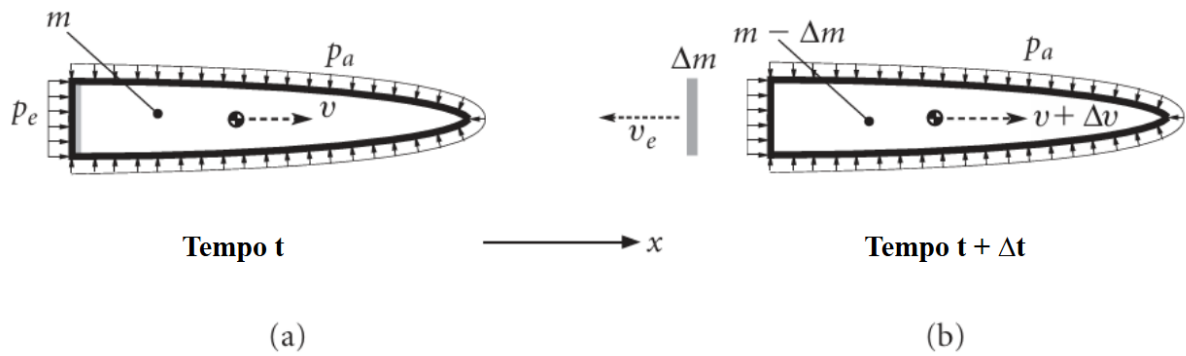


Figura 12: (a) Sistema do foguete e dos propelentes no instante t . (b) O sistema um instante depois, após a ejeção.

Fonte: Adaptado de Curtis (2004)

Como representado na Figura 12, considera-se o foguete e seus propelentes como um sistema sujeito à pressão atmosférica p_a e à pressão de saída no bocal p_e , onde a massa dos gases de combustão m é expelida com determinada velocidade de exaustão v_e , representando uma variação de massa Δm numa variação de tempo Δt . Essa ejeção gera uma variação de velocidade Δv no foguete em sentido oposto, caracterizando o empuxo conforme os princípios da segunda lei de Newton. Nesse sentido, a vazão mássica que sai do bocal do foguete \dot{m}_e é:

$$\frac{dm}{dt} = -\dot{m}_e \quad (10)$$

A velocidade efetiva de exaustão dos gases c no bocal é dada por:

$$c = c_a + \frac{(p_e - p_a)A_e}{\dot{m}_e} \quad (11)$$

Com A_e sendo a área da superfície de saída do bocal e c_a a velocidade de exaustão em relação ao foguete expresso por:

$$c_a = v_e + v \quad (12)$$

E enfim, em termos de c_a o empuxo T pode ser obtido através de:

$$T = \dot{m}_e c \quad (13)$$

O impulso específico I_{sp} é definido como o empuxo por taxa de consumo de propelente em relação ao peso ao nível do mar (por segundo).

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_e g_0} \quad (14)$$

g_0 é a aceleração da gravidade ao nível do mar. Dessa forma, as equações 13 e 14 implicam que:

$$c = I_{sp} g_0 \quad (15)$$

Combinando-se as equações 10 e 14 obtém-se:

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{T}{I_{sp} g_0} \quad (16)$$

E considerando o impulso específico constante, a integral dessa equação é:

$$\Delta m = -\frac{T}{I_{sp} g_0} \Delta t \quad (17)$$

Obtendo-se, assim:

$$\Delta t = \frac{I_{sp} g_0}{T} (m_0 - m_f) = \frac{I_{sp} g_0}{T} m_0 \left(1 - \frac{m_f}{m_0}\right) \quad (18)$$

Em que m_0 e m_f são as massas do veículo no começo e no fim da queima respectivamente. A razão de massa n é a razão entre m_0 e m_f

$$n = \frac{m_0}{m_f} \quad (19)$$

A equação 17 pode ser escrita como em função de n :

$$\Delta t = \frac{n-1}{n} \frac{I_{sp}}{T/(m_0 g_0)} \quad (20)$$

Substituindo a equação 13 na equação 7, tem-se:

$$\frac{dv}{dt} = -I_{sp} g_0 \frac{1}{m} \frac{dm}{dt} - \frac{D}{m} - g \sin \gamma \quad (21)$$

Integrando essa equação em relação ao tempo, do instante inicial t_0 ao instante final t_f , obtemos:

$$\Delta v = I_{sp} g_0 \ln \frac{m_0}{m_f} - \Delta v_D - \Delta v_G \quad (22)$$

Em que Δv_D é a perda por arrasto e Δv_G a perda por gravidade. Calculados pelas integrais:

$$\Delta v_D = \int_{t_0}^{t_f} \frac{D}{m} dt \quad \Delta v_G = \int_{t_0}^{t_f} g \sin \gamma dt \quad (23)$$

Por fim, vale ressaltar que a descrição completa da trajetória do lançador implica na resolução do sistema de equações (7), (8) e (9), tarefa além do escopo deste trabalho.

3.2.4 Algoritmo para Simulação

Baseado na teoria apresentada no capítulo 3 (Equações 22 e 23), um modelo numérico foi desenvolvido em linguagem *Python* com o intuito de se estimar dois dados: a velocidade final (VBO) e a altitude final (HBO) do último estágio, onde está localizada a carga.

O objetivo é conseguir uma configuração de motores que coloque uma carga de 1 Kg em LEO. Para isto, segundo Neto (2020), quando não se considera as perdas gravitacionais, de arrasto aerodinâmico e outras perdas de energia no voo do foguete lançador deve-se adotar uma correção na velocidade final necessária para LEO, chegando ao valor de 9,5 km/s. No entanto, o lançamento de um veículo lançador a partir de uma aeronave a 12 quilômetros de altitude permite reduzir as perdas de arrasto aerodinâmico em até 0,58 Km/s (URBAHS, 2020). Dessa forma, como neste trabalho o lançamento será feito a partir de uma plataforma *rockoon* a 40 Km de altitude, será adotada uma velocidade mínima de 9 Km/s para que a carga atinja LEO.

De acordo com Stewart (2025) e Williams (2027), não existe uma altitude oficial adotada para LEO, porém geralmente utiliza-se um intervalo entre 160 Km e 1600 Km. Para os autores, em altitudes inferiores a essa, um objeto ainda sofreria impacto de particulado proveniente da atmosfera rarefeita e lentamente descenderia em queda devida à alteração ocasionada por esses impactos em sua órbita. A Tabela 4 apresenta os requisitos mínimos para que o desempenho de uma configuração de foguete fosse considerado suficiente.

Tabela 4: Requisitos mínimos para que a carga seja injetada em baixa órbita

Requisitos Mínimos	
VBO	HBO
9 Km/s	160 Km

Fonte: Adaptado de Alliant Techsystems (2008)

Dessa forma, foram adotadas duas abordagens distintas para a realização das simulações. Na primeira, estruturaram-se foguetes compostos por um, dois e três estágios, empregando o mesmo tipo de motor em todos os estágios. Na segunda, também se consideraram configurações de um a três estágios, porém contemplando todas as combinações possíveis entre os diferentes motores disponíveis, variando-se inclusive a ordem de disposição dos estágios. Por estágios diferentes, entenda-se que apenas foguetes compostos totalmente pelo mesmo motor são desconsiderados. Dessa forma, um foguete com 3 estágios e que possui o mesmo motor em apenas dois deles também se enquadra nesta categoria.

Em cada estágio, foi adicionada uma massa adicional de 25 kg, com o objetivo de obterem resultados mais conservadores, considerando que, em uma montagem real, estão presentes estruturas complementares como interestágios, sistemas de controle e atuadores. Ainda, para uma melhor visualização e análise, foram montados gráficos de VBO e da HBO para uma carga útil (PL) variando de 1 a 100 Kg.

3.2.5 Análise dos Resultados

Após as simulações do modelo, os dados foram armazenados e organizados em uma planilha de Excel para análise. Além disso, o algoritmo do modelo gera de imediato gráficos comparativos entre as configurações de foguete possibilitando uma análise visual dos resultados.

3.3 Variáveis e Indicadores

Conforme Lakatos e Marconi (2017, p. 161), “a variável é, pois, qualquer característica ou propriedade que pode variar e ser medida, controlada ou observada.” Essa definição evidencia o papel central das variáveis na estrutura de uma investigação, pois elas representam os elementos passíveis de observação e mensuração, possibilitando o teste de hipóteses e a análise dos fenômenos estudados. As autoras ainda ressaltam diferentes categorias de variáveis,

como as independentes (manipuladas pelo pesquisador), dependentes (afetadas pelas variáveis independentes), intervenientes e moderadoras, cada uma com funções específicas dentro do delineamento metodológico.

Já Creswell (2010) enfatiza a importância de tornar as variáveis observáveis e mensuráveis, sobretudo na abordagem quantitativa, ainda que não apresente uma definição explícita para o termo “indicador”. A partir de sua perspectiva, pode-se entender os indicadores como elementos observáveis que representam conceitos abstratos e permitem atribuir valores mensuráveis às variáveis de pesquisa.

Assim, foram definidas as variáveis e indicadores abordados no desenvolvimento do trabalho:

Tabela 5 - Variáveis e Indicadores da Pesquisa

Variáveis	Indicadores
Parâmetros dos motores-foguete	Massa de propelente
	Massa da estrutura
	Impulso específico
	Empuxo
	Tempo de queima
Carga útil	massa
Parâmetros do balão estratosférico	Capacidade de carga
	Altitude máxima de operação
Trajetória e desempenho do veículo lançador	Velocidade x carga
	Altitude x carga

Fonte: Pesquisa direta (2025)

3.4 Metodologia para Obtenção de Dados

A obtenção de dados fundamentou-se no algoritmo em linguagem *Python* do modelo dinâmico do veículo de lançamento criado a partir da revisão bibliográfica.

3.5 Processamento e Organização dos Resultados

A tabulação dos resultados foi feita através do *software* Excel, o qual foi utilizado para a organização comparativas entre as diferentes configurações de foguetes.

3.6 Considerações Finais

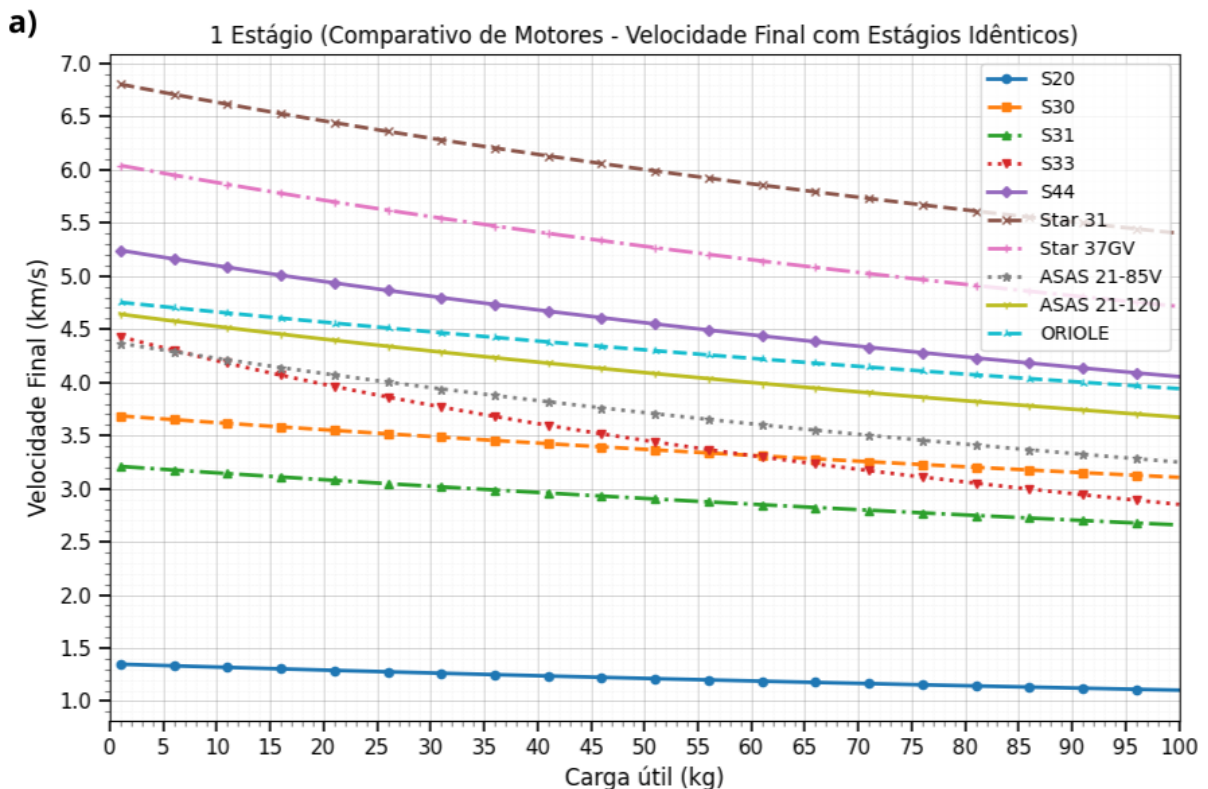
Neste capítulo foram descritos os procedimentos técnicos, ferramentas computacionais e critérios adotados para o desenvolvimento das análises e simulações referentes ao sistema de lançamento suborbital do tipo *rockoon*. A partir dos materiais e métodos definidos, foi possível modelar numericamente o comportamento do veículo e avaliar seu desempenho em diferentes configurações de motores. Os dados obtidos servirão de base para a apresentação e discussão dos resultados no capítulo seguinte, no qual serão comparadas as alternativas estudadas e verificada a viabilidade do modelo proposto.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este capítulo apresenta os resultados obtidos através das simulações envolvendo o modelo matemático desenvolvido em linguagem *Python* fundamentado na bibliografia e metodologia descritas em capítulos prévios. Os dados são organizados pelo tipo de estruturação do foguete, com estágios idênticos ou combinações de motores diferentes.

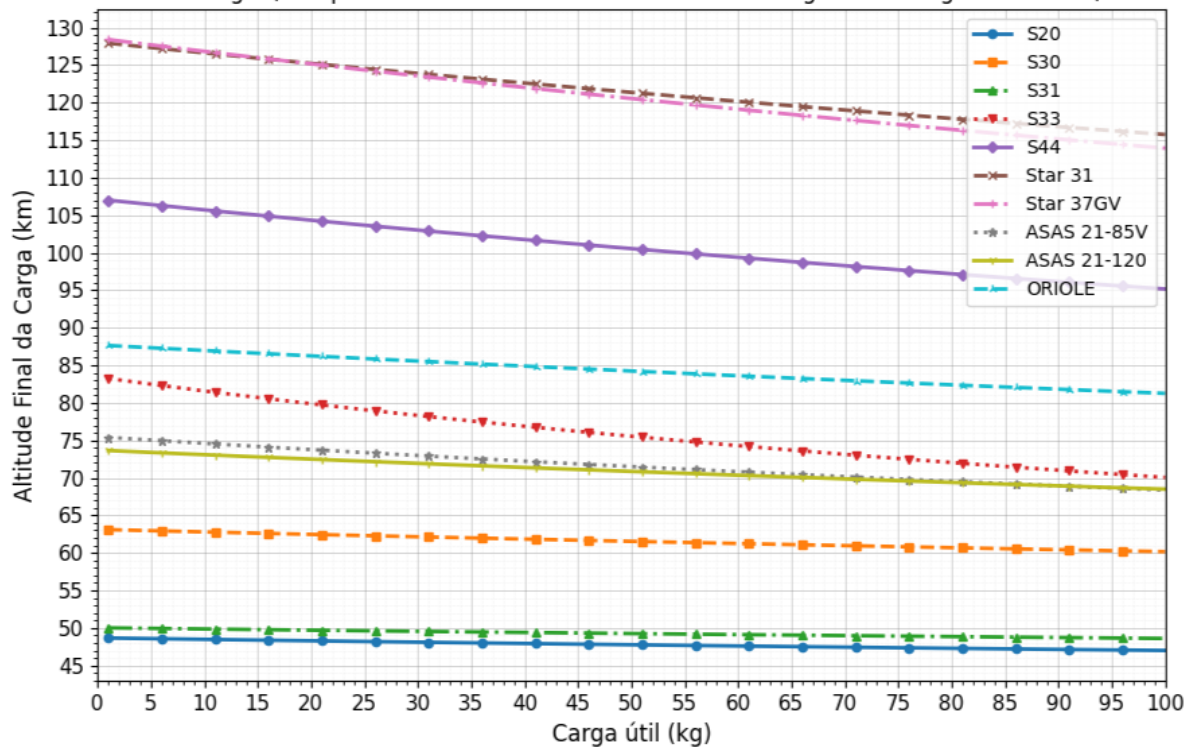
4.1 Velocidades Finais Obtidas para Configurações com Estágios Idênticos

Os dados dessa primeira simulação serviram para observar o desempenho de cada motor ao ser aplicado em configurações de montagens de 1, 2 ou 3 estágios. Os gráficos da Figura 13 apresentam os resultados, em função da carga útil, da velocidade final e da altitude final para todas as configurações que não ultrapassaram uma massa total de 2850kg para uma carga útil de 1 Kg.



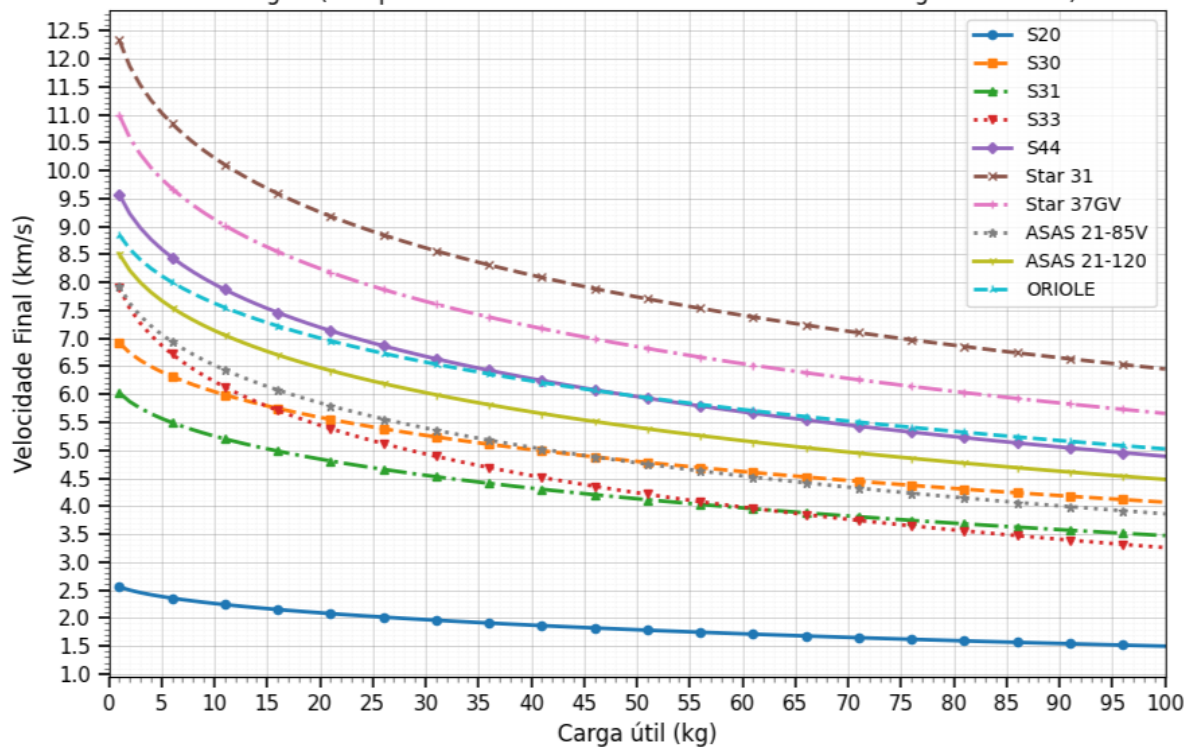
b)

1 Estágio (Comparativo de Motores - Altitude Final da Carga com Estágios Idênticos)



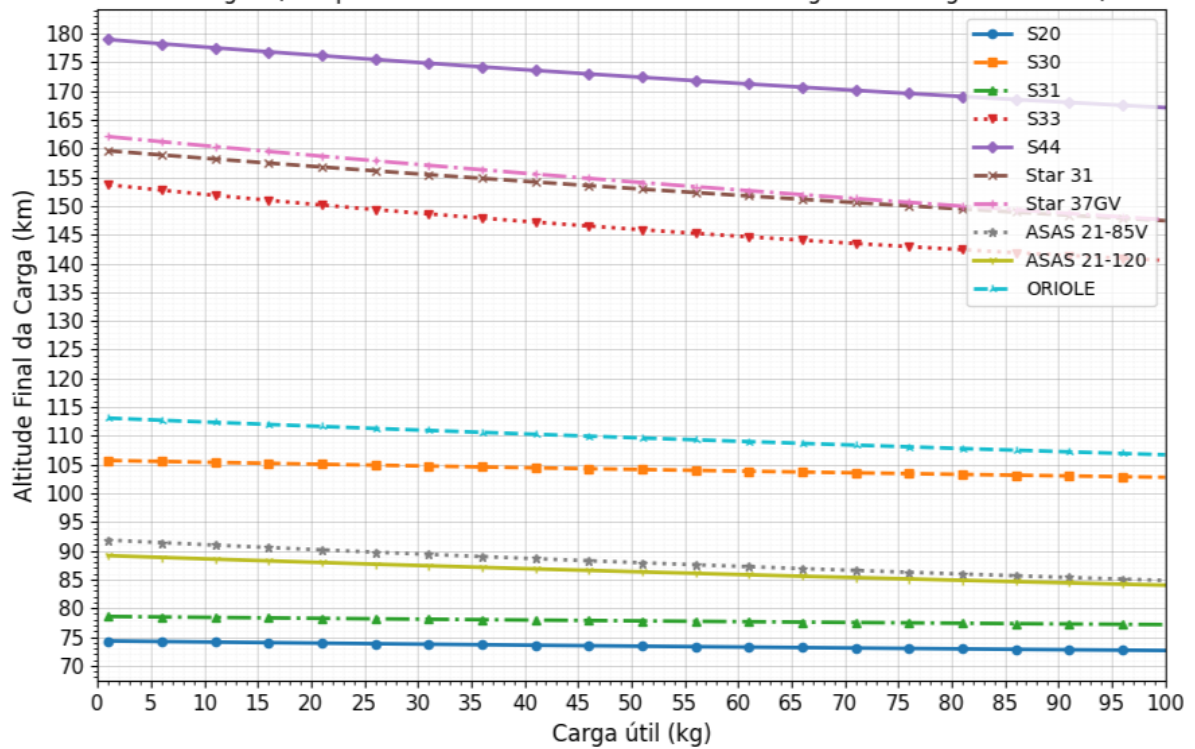
c)

2 Estágios (Comparativo de Motores - Velocidade Final com Estágios Idênticos)



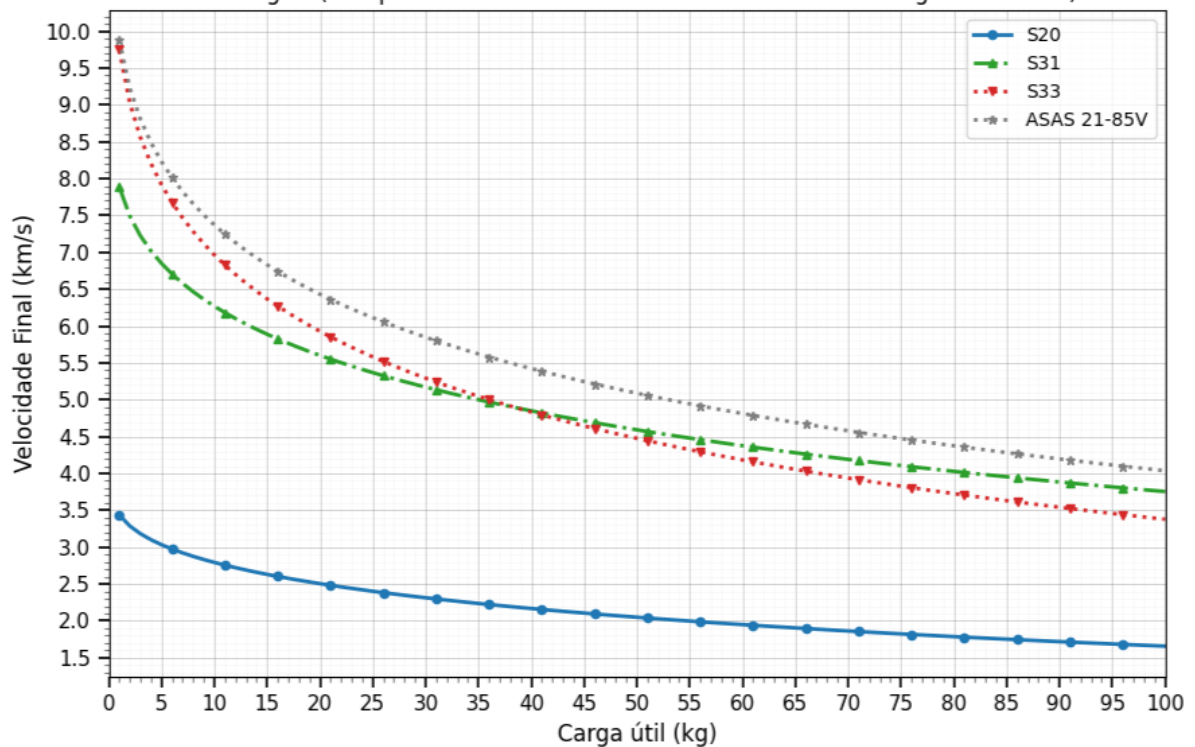
d)

2 Estágios (Comparativo de Motores - Altitude Final da Carga com Estágios Idênticos)



e)

3 Estágios (Comparativo de Motores - Velocidade Final com Estágios Idênticos)



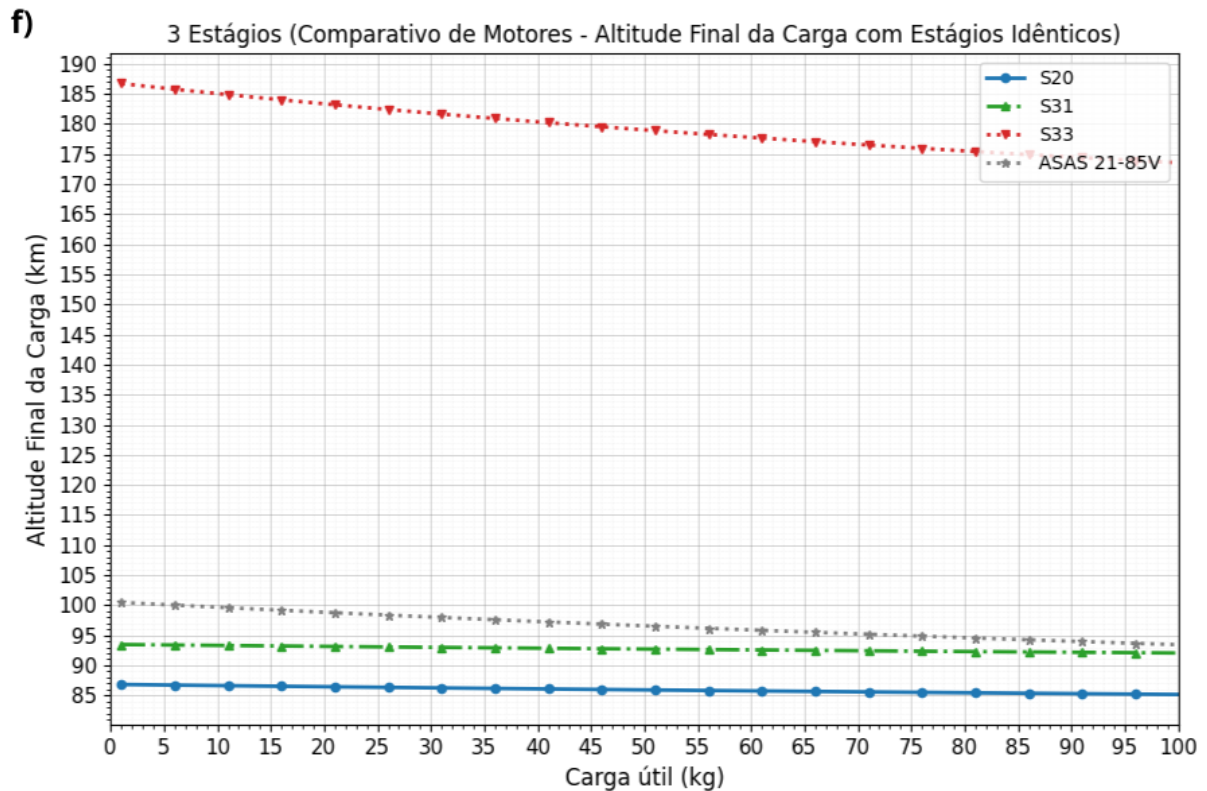


Figura 13: Velocidade e altitudes finais para as configurações com estágios idênticos que não ultrapassam 2850 Kg, sendo (a) VBO x PL para configurações de 1 estágio, (b) HBO x PL para configurações de 1 estágio, (c) VBO x PL para configurações de 2 estágios, (d) HBO x PL para configurações de 2 estágios, (e) VBO x PL para configurações de 3 estágios e (f) HBO x PL para configurações de 3 estágios.
Fonte: Pesquisa Direta (2025)

Inicialmente, percebe-se pelos gráficos (a) e (b) que os veículos lançadores possuindo apenas 1 estágio apresentam resultados que inviabilizam a introdução de uma carga de pelo menos 1 Kg em LEO segundo os requisitos preestabelecidos na metodologia. Nessas montagens, a maior velocidade foi de 6,81 Km/s e maior altura 128,67 Km, o que nem sequer se aproximou dos valores mínimos para LEO.

Analisando-se os gráficos (c) e (d), 3 configurações de foguetes possuindo 2 estágios atenderam os requisitos mínimos: S44, Star 37GV e Star 31 (que se aproximou o suficiente e por isso foi considerado)

Por fim, em (e) e (f) nota-se que devido à carga total para uma carga útil de 1 Kg ultrapassar 2850 Kg, mais da metade dos motores foram descartados da análise. Ainda, apenas S33 atendeu aos requisitos, com velocidade satisfatória de 9,75 Km/s e altitude final de 186,73 Km. As tabelas 6, 7 e 8 apresentam, respectivamente, os resultados reunidos para a montagem de 1, 2 e 3 estágios para uma carga útil de 1 Kg.

Tabela 6: Resultados para configurações com 1 estágio para uma carga útil de 1 Kg

1 Estágio		
Motor	Vbo (km/s)	Altitude Final (km)
S20	1.35	48.66
S30	3.68	63.09
S31	3.21	50.01
S33	4.43	83.23
S44	5.24	106.99
Star 31	6.81	127.91
Star 37GV	6.04	128.39
ASAS 21-85V	4.37	75.39
ASAS 21-120	4.64	73.63
ORIOLE	4.75	87.63

Fonte: Pesquisa direta (2025)

Tabela 7: Resultados para configurações com 2 estágios para uma carga útil de 1 Kg

2 Estágios		
Motor	Vbo (km/s)	Altitude Final (km)
S20	2.56	74.30
S30	6.92	105.72
S31	6.03	78.55
S33	7.90	153.71
S44	9.57	178.99
Star 31	12.33	159.63
Star 37GV	10.99	162.10
ASAS 21-85V	7.93	91.86
ASAS 21-120	8.51	89.15
ORIOLE	8.85	113.09

Fonte: Pesquisa direta (2025)

Tabela 8: Resultados para configurações com 3 estágios para uma carga útil de 1 Kg

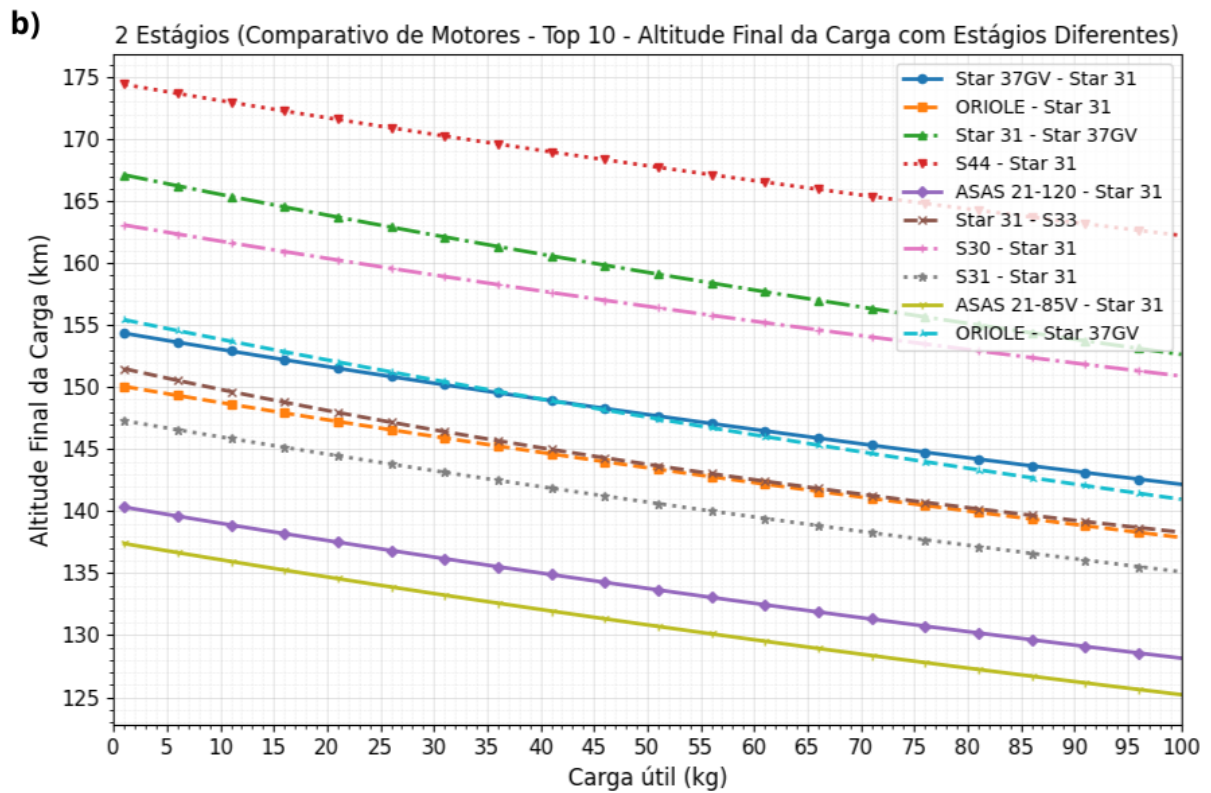
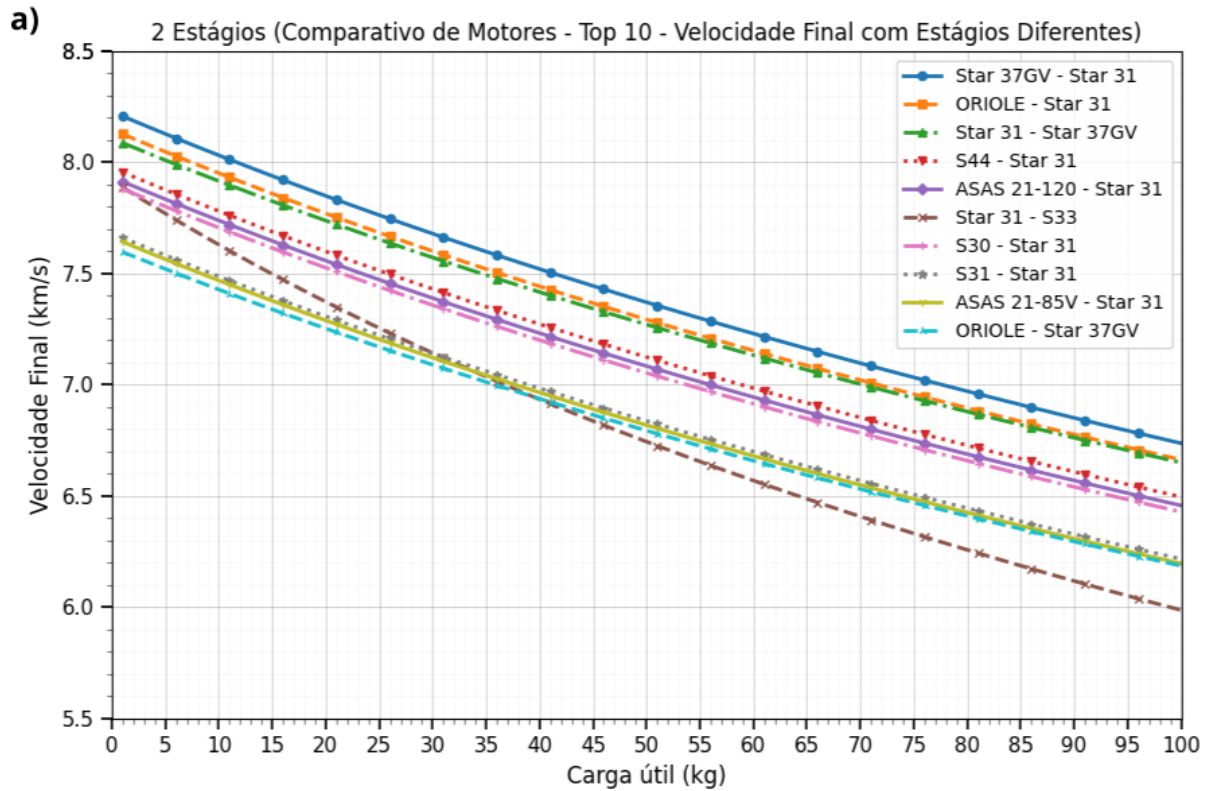
3 Estágios Idênticos		
Motor	Vbo (km/s)	Altitude Final (km)
S20	3.44	86.81
S31	7.89	93.45
S33	9.75	186.73
ASAS 21-85V	9.88	100.45

Fonte: Pesquisa direta (2025)

Com base nos dados, conclui-se que para os motores selecionados, a construção de um veículo lançador utilizando o mesmo motor em todos os estágios é uma alternativa limitada, com apenas algumas configurações atendendo aos requisitos mínimos para se introduzir uma carga de no mínimo 1 Kg em LEO. Ainda, Star 31 com 2 estágios se aproximou muito dos pré-requisitos, fato que o fez ser considerado como suficiente para injetar a carga em LEO.

4.2 Velocidades Finais Obtidas para Configurações com Estágios Diferentes

A Figura 14 apresenta os gráficos dos resultados da velocidade e da altitude final em função da carga útil, para as 10 configurações com estágios diferentes que apresentaram o melhor resultado em relação à VBO e que não ultrapassaram uma massa total de 2850kg para uma carga útil de 1 Kg.



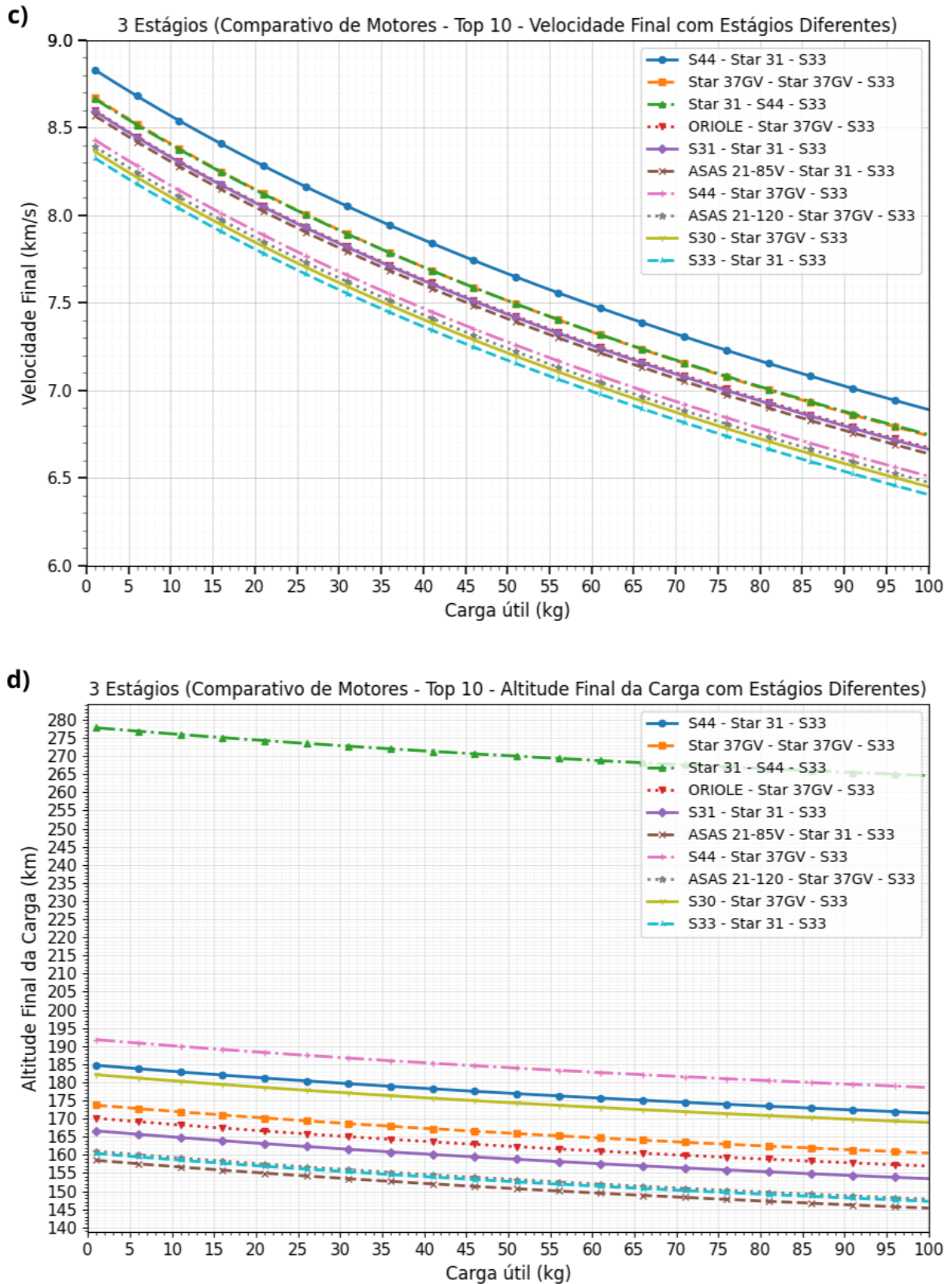


Figura 14: Velocidade e altitudes finais para as configurações com estágios diferentes que não ultrapassam 2850 Kg, sendo (a) VBO x PL para configurações de 2 estágios, (b) HBO x PL para configurações de 2 estágios, (c) VBO x PL para configurações de 3 estágios e (d) HBO x PL para configurações de 3 estágios.

Fonte: Pesquisa Direta (2025)

Ao examinar os gráficos (a) e (b), nota-se que apenas três configurações atingiram a altitude mínima de 160 Km porém nenhuma delas obteve uma velocidade satisfatória. Ainda, o mesmo ocorre em (c) e (d), contudo, “S44 – Star 31 – S33” apresenta resultados relativamente próximos dos requisitos mínimos, o que será fruto de discussão posterior.

As tabelas 9 e 10 apresentam, respectivamente, os resultados reunidos para as montagens com 2 e 3 estágios diferentes para uma carga útil de 1 Kg.

Tabela 9: Resultados para configurações com 2 estágios diferentes para uma carga útil de 1 Kg

2 Estágios		
Motor	Vbo (km/s)	Altitude Final (km)
Star 37GV - Star 31	8.21	154.34
ORIOLE - Star 31	8.13	150.05
Star 31 - Star 37GV	8.09	167.11
S44 - Star 31	7.96	174.40
ASAS 21-120 - Star 31	7.91	140.33
Star 31 - S33	7.89	151.48
S30 - Star 31	7.88	163.07
S31 - Star 31	7.66	147.29
ASAS 21-85V - Star 31	7.64	137.39
ORIOLE - Star 37GV	7.60	155.43

Fonte: Pesquisa direta (2025)

Tabela 10: Resultados para configurações com 3 estágios diferentes para uma carga útil de 1 Kg

3 Estágios		
Motor	Vbo (km/s)	Altitude Final (km)
S44 - Star 31 - S33	8.83	184.73
Star 37GV - Star 37GV - S33	8.67	173.72
Star 31 - S44 - S33	8.66	277.79
ORIOLE - Star 37GV - S33	8.60	170.11
S31 - Star 31 - S33	8.59	166.63
ASAS 21-85V - Star 31 - S33	8.57	158.51
S44 - Star 37GV - S33	8.43	191.78
ASAS 21-120 - Star 37GV - S33	8.39	161.01
S30 - Star 37GV - S33	8.36	182.13
S33 - Star 31 - S33	8.33	160.40

Fonte: Pesquisa direta (2025)

Em um primeiro momento, confirma-se pela Tabela 9, a inviabilidade dos veículos de 2 estágios segundo os parâmetros definidos. Na Tabela 10, um fato notório é a proximidade de vários foguetes que atingiram uma HBO maior que 160 Km e um o VBO próximo de 9 Km/s necessário para inserção da carga útil em LEO.

4.3 Configuração com Melhor Desempenho

Nesta seção serão reunidos os veículos lançadores que atingiram a VBO mínima de 9 Km/s e HBO mínima de 160 Km necessários para que uma carga de 1 Kg fosse introduzida em LEO. Apenas as combinações com estágios idênticos apresentaram resultados satisfatórios como observado nas seções anteriores. Assim, as tabelas 11 e 12 mostram esses veículos de 2 e 3 estágios que atingiram os requisitos definidos.

Tabela 11: foguetes com 2 estágios idênticos com capacidade para introduzir carga de 1 Kg em LEO

2 Estágios Idênticos		
Motor	Vbo (km/s)	Altitude Final (km)
S44	9.57	178.99
Star 31	12.33	159.63
Star 37GV	10.99	162.10

Fonte: Pesquisa direta (2025)

Tabela 12: foguete com 3 estágios idênticos com capacidade para introduzir carga de 1 Kg em LEO

3 Estágios		
Motor	Vbo (km/s)	Altitude Final (km)
S33	9.75	186.73

Fonte: Pesquisa direta (2025)

Para 2 estágios (Tabela 11), Star 31 foi incluído pois sua altitude está apenas 0,37 Km abaixo da faixa de alturas convencionadas para LEO. Os destaques vão para os veículos construídos integralmente por S44 e Star 37GV em 2 estágios, que não só atingiram VBO e HBO mínimos, mas que, numa análise mais aprofundada dos resultados, têm capacidade de colocar cargas úteis de aproximadamente 2 e 13 Kg, respectivamente, em LEO.

Já para 3 estágios (Tabela 12), o motor brasileiro S33 atingiu VBO e HBO necessários, apresentando ainda, capacidade para colocar cargas úteis de até 2 Kg em LEO.

5 CONCLUSÃO E RECOMENDAÇÕES

Neste capítulo são apresentadas as conclusões alcançadas a partir dos resultados obtidos numericamente, complementadas pela análise teórica, bibliográfica e pelo tratamento dos dados.

5.1 Conclusão

O objetivo desse trabalho é avaliar a viabilidade inicial de utilizar foguetes já existentes para a construção de um veículo lançador de nanossatélites a ser lançado a partir de uma plataforma *rockoon*. Para o estudo numérico, foi necessária a análise da capacidade do balão, seleção dos motores disponíveis através de bibliografia e modelagem numérica. Foram analisadas 518 configurações de veículos lançados com duas abordagens distintas: estágios idênticos e estágios diferentes.

As simulações foram realizadas em algoritmo desenvolvido em linguagem *Python* baseado nas equações 22 e 23, que desconsidera perdas aerodinâmicas e que foi compensado, neste trabalho, pela adoção de um valor mais alto para a velocidade de injeção da carga em LEO. Ainda, foram consideradas cargas adicionais de forma a obter resultados mais conservadores. As simulações com o algoritmo permitiram a obtenção de dados para análise e comparação dos resultados.

Diante dos resultados, foi observado que de todas as configurações testadas apenas 4 atenderam aos valores mínimos de VBO e HBO para introdução de uma carga de pelo 1 Kg em LEO. Contudo, diversas configurações de foguete se aproximaram do valor mínimo de VBO (9 Km/s), indicando que uma análise mais robusta que permita abaixar esse valor conservador poderia incluir todas essas configurações dentre as aprovadas.

Os melhores resultados foram dos veículos de 2 estágios idênticos com motor S44 e Star 37GV e do veículo com 3 estágios idênticos utilizando o motor S33.

Portanto, pelo presente estudo realizado, conclui-se que a utilização de uma plataforma de lançamento do tipo *rockoon* facilita a atuação de um veículo lançador ao permitir simplificações e reduzir a perda por arrasto. Os resultados indicam, preliminarmente, que seria possível a criação de um foguete utilizando a combinação de motores-foguete existentes para utilização em um sistema *rockoon* capaz de injetar nanossatélites em LEO. Porém, é válido salientar que a resolução completa das equações diferenciais de movimento do foguete (Equações 7, 8 e 9) produzirá melhores estimativas para VBO e HBO, ao mesmo tempo que

exigem cálculos mais complexos. Sendo assim, é de suma importância que mais estudos acerca do tema sejam desenvolvidos a fim de validar a criação de um possível projeto real.

5.2 Recomendações

Recomenda-se a realização de estudos que abordem uma modelagem numérica mais robusta em sistemas de 3 e 6 graus de liberdade para definição da trajetória do foguete, considerando-se os coeficientes aerodinâmicos, perdas gravitacionais e outros fatores que no presente estudo foram desconsiderados. Ainda, seria de grande contribuição uma análise sobre a trajetória e estabilidade da plataforma de lançamento *rockoon* que carrega o foguete até a altitude de ignição. Assim, sugerem-se possíveis títulos para trabalhos posteriores a este:

- Modelo matemático com 3 e 6 graus de liberdade para um veículo lançador de nanossatélites baseado em uma plataforma do tipo *rockoon*;
- Otimização da massa de motores-foguete brasileiros com o intuito de criar um veículo lançador de nanossatélites baseado em uma plataforma do tipo *rockoon*;
- Design e simulação de uma plataforma de lançamento de foguetes do tipo *rockoon*: aspectos estruturais e de construção.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

ALLIANT TECHSYSTEMS INC. **ATK Space Propulsion Products Catalog**. Elkton, MD: ATK Tactical Propulsion and Controls, 2008.

ANDERSON, Colleen E. **Rockoons: Rocket-and-Balloon Experiments**. Air & Space Magazine, Smithsonian Institution, 1 jun. 2024. Disponível em: <https://airandspace.si.edu/stories/editorial/rockoons-rocket-and-balloon-experiments>. Acesso em: 24 nov. 2025.

BIGGS, Ben; HOWELL, Elizabeth. **What is a satellite?** Space.com. Disponível em: <https://www.space.com/24839-satellites.html>. Acesso em: 01 dez. 2025.

CRESWELL, John W. **Projeto de pesquisa: métodos qualitativo, quantitativo e misto**. 3. ed. Porto Alegre: Artmed, 2010.

CURTIS, Howard D. **Orbital mechanics for engineering students**. Oxford: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2004.

DURANT, Frederick C. **Spaceflight**. Encyclopaedia Britannica. Disponível em: <https://www.britannica.com/science/spaceflight>. Acesso em: 01 dez. 2025.

EDBERG, Don; COSTA, Willie. **Design of rockets and space launch vehicles**. 2. ed. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022. ISBN 978-1-62410-641-5.

FOERSTNER, Abigail. **James Van Allen: The First Eight Billion Miles**. Iowa: University of Iowa Press, 2007. ISBN 978-0877459996.

IAE. **IAE realiza com sucesso ensaio operacional do motor S31 e avança na preparação para futuros lançamentos**. Instituto de Aeronáutica e Espaço. Disponível em: <https://iae.dcta.mil.br/index.php/slideshow/788-iae-realiza-com-sucesso-ensaio-operacional-do-motor-s31-e-avanca-na-preparacao-para-futuros-lancamentos>. Acesso em: 01 dez. 2025.

IAE. **VLS-1**. Instituto de Aeronáutica e Espaço. Disponível em: <https://iae.dcta.mil.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/projetos-vls1>. Acesso em: 01 dez. 2025.

INPE. **Quais os tipos de satélite artificiais que existem?** Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Disponível em: <https://www.gov.br/inpe/pt-br/aceso-a-informacao/perguntas-frequentes/principais-produtos-e-servicos-do-inpe/satelites/quais-os-tipos-de-satelite>. Acesso em: 01 dez. 2025.

ITO, T.; YAMAMOTO, T.; NAKAMURA, T.; HABU, H.; OHTSUKA, H. **Sounding rocket SS-520 as a CubeSat launch vehicle**. Acta Astronautica, 2019. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.10.007.

LI, Jiaxin; PENG, Ke; WANG, Wenjie; WU, Zeping; outros. **Optimization design of rockoons based on improved sequential approximation optimization**. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, abr. 2021. DOI: 10.1177/09544100211008604.

LOGSDON, John M. **Launch vehicle**. Encyclopaedia Britannica. Disponível em: <https://www.britannica.com/technology/launch-vehicle>. Acesso em: 01 dez. 2025.

LUCCA, Eduardo Viegas Dalle. **The Brazilian Sounding Rocket VSB-30: Meeting the Brazilian Space Program and COPUOS Objectives**. Vienna: United Nations – COPUOS, 2014.

MARCONI, Marina de Andrade; LAKATOS, Eva Maria. **Fundamentos de metodologia científica**. 8. ed. São Paulo: Atlas, 2017.

MARTINS NETO, Fortunato. **Concepção de um veículo lançador de microssatélite baseado em foguetes de sondagem desenvolvidos no Brasil**. 2020. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Aeroespacial) – Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, 2020. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/355080586>. Acesso em: 4 out. 2025.

MARTINS NETO, Fortunato; MARTOS, João Felipe de Araújo. **Launch vehicle project based on Brazilian sounding rockets**. In: International Astronautical Congress, 71., 2020, The Cyberspace Edition. Anais [...]. Reston: IAF, 2020. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/355080479>. Acesso em: 4 out. 2025.

MATSUDA, Seiji; SEKINO, Nobuhiro; YAGI, Kazuhiro; SEGAWA, Yasunobu; outros. **Evolutional launch concept for pico/nano satellite**. In: AIAA/USU Conference on Small Satellites, 24., 2010, Logan. Anais [...]. Logan: Utah State University, 2010. SSC10-IX-3.

NASA. **Sounding Rockets Overview**. Disponível em: <https://www.nasa.gov/soundingrockets/overview/>. Acesso em: 01 dez. 2025.

NASA. **What are SmallSats and CubeSats?** Disponível em: <https://www.nasa.gov/what-are-smallstats-and-cubesats/>. Acesso em: 01 dez. 2025.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **SMD Rideshare 101**. Washington, DC: NASA Science Mission Directorate, 2020. Disponível em: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/09/rideshare-101-final.pdf>. Acesso em: 24 nov. 2025.

OKNINSKI, Adam; SORS RAURELL, Daniel; RODRIGUEZ MITRE, Alberto. **Feasibility of a low-cost sounding rockoon platform**. Acta Astronautica, v. 129, p. 48-59, 2016. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.06.010.

PALMERIO, Ariovaldo Felix. **Introdução à tecnologia de foguetes**. 2. ed. São José dos Campos: SindCT, 2017.

PEREZ, Tracie R.; SUBBARAO, Kamesh. **A survey of current femtosatellite designs, technologies, and mission concepts**. Journal of Small Satellites, v. 5, n. 3, p. 467-482, 2016.

RAINWATER, E. L.; SMITH, M. S. **Ultra high altitude balloons for medium-to-large payloads**. Advances in Space Research, v. 33, p. 1648–1652, 2004. DOI: 10.1016/j.asr.2003.07.037.

ROBERTS, Thomas G. **Popular Orbits 101**. Aerospace. Disponível em: <https://aerospace.csis.org/aerospace101/earth-orbit-101/>. Acesso em: 01 dez. 2025.

ROCKOON (Rocket-Balloon) – DEACON – 25/7/1954. **StratoCat**, 1954. Disponível em: <https://stratocat.com.ar/fichas-e/1954/ESW-19540725a.htm>. Acesso em: 24 nov. 2025.

SILVA, Roberto Gil Annes da; DAMILANO, José Guido; AZEVEDO, João Luiz F. **A Sensitivity Investigation on the Aeroelastic Dynamic Stability of Slender Spinning Sounding Rockets**. Journal of Aerospace Technology and Management, São José dos Campos, v. 5, n. 1, p. 15-26, jan.–mar. 2013. DOI: 10.5028/jatm.v5i1.192.

STEWART, Ken. **Low Earth Orbit (LEO)**. Britannica, 20 set. 2025. Disponível em: <https://www.britannica.com/technology/low-Earth-orbit>. Acesso em: 24 nov. 2025.

SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. **Rocket Propulsion Elements**. 9. ed. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2017. ISBN 978-1-118-75365-1.

UDDIN, Ryhan; KUMAR, Sathish. **SDN-based Federated Learning approach for Satellite-IoT Framework to Enhance Data Security and Privacy in Space Communication**. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON WIRELESS FOR SPACE AND EXTREME ENVIRONMENTS – WISEE, 2022. Anais [...]. [S. l.: s. n.], 2022.

URBAHS, Aleksandrs; KRAVCHENKO, Sergey; URBAHA, Margarita; CARJOVA, Kristine; PANOVA, Natalja; CHATYS, Rafal. **LatLaunch air-launch system for low-cost launching of small satellites into low Earth orbit**. Aviation, v. 25, n. 2, p. 73-78, 2021.

VASCONCELOS, Yuri. **Propulsão verde**. Revista Pesquisa FAPESP. Disponível em: <https://revistapesquisa.fapesp.br/propulsao-verde/>. Acesso em: 01 dez. 2025.

WILLIAMS, Matthew. **What Is Low Earth Orbit?** Universe Today, 6 jan. 2017. Disponível em: <https://www.universetoday.com/articles/what-is-low-earth-orbit>. Acesso em: 24 nov. 2025.

YAGI, Kazuhiro; MATSUDA, Seiji; YOKOTE, Jun. **A concept of international nano-launcher**. In: AIAA/USU Conference on Small Satellites, 23., 2009, Logan. Anais [...]. Logan: Utah State University, 2009. SSC09-IX-8.